

Том 20, № 06, 2017

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 20, No. 06, 2017

Издается с 1998 г.

Москва
2017

Научный Вестник МГТУ ГА решением Президиума ВАК Министерства образования и науки РФ включен в перечень ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени доктора и кандидата наук.

Главная редакция

- Главный редактор** – Елисеев Б.П., заслуженный юрист РФ, профессор, д.т.н., д.ю.н., ректор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Зам. главного редактора** – Воробьев В.В., профессор, д.т.н., заведующий кафедрой МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Ответственные секретари главной редакции** – Наумова Т.В., доцент, к.филос.н., доцент кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия;
– Полешкина И.О., к.э.н., доцент кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Члены главной редакции** – Козлов А.И., заслуженный деятель науки и техники РФ, профессор, д.ф.-м.н., советник ректората МГТУ ГА, Москва, Россия;
– Ципенко В.Г., заслуженный деятель науки РФ, профессор, д.т.н., заведующий кафедрой МГТУ ГА, Москва, Россия;
– Гаранина О.Д., почетный работник науки и техники РФ, профессор, д.филос.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
– Туркин И.К., профессор, д.т.н., заведующий кафедрой МАИ (Национальный исследовательский университет), Москва, Россия;
– Калугин В.Т., проф., д.т.н., декан МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия;
– Лукин Д.С., заслуженный деятель науки РФ, профессор, д.ф.-м.н., профессор МФТИ, Москва, Россия;
– Шапкин В.С., заслуженный работник транспорта РФ, профессор, д.т.н., Москва, Россия;
– Лю Джонда, профессор, PhD, президент (ректор) Технологического университета Нингбо, Нингбо, Китай;
– Дамиан Ривас Ривас, профессор, PhD, профессор Университета Севильи, Севилья, Испания;
– Сайдахмедов Р.Х., профессор, д.т.н., ректор Ташкентского государственного технического университета им. А.Р. Беруни, Ташкент, Узбекистан;
– Франко Персиани, PhD, директор Межведомственного Центра промышленных исследований в аэронавтике, Болонский университет, Болонья, Италия;
– Владимир Немец, PhD, Факультет транспортных наук, Отделение воздушного транспорта, Чешский технический университет, Прага, Чешская республика.
– Станислав Сзабо, PhD, декан Факультета аэронавтики, Технический университет в Кошице, Кошице, Словацкая республика.

Редакционная коллегия выпуска

- Ответственный редактор выпуска** – Чинючин Ю.М., заслуженный работник высшей школы РФ, профессор, д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
– Кузнецов С.В., профессор, д.т.н., заведующий кафедрой МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Ответственный секретарь** – Потапова Л.А., старший преподаватель МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Члены редакционной коллегии** – Рухлинский В.М., профессор, д.т.н., председатель комиссии МАК по связи с ИКАО, Москва, Россия;
– Смирнов Н.Н., заслуженный деятель науки и техники РСФСР, профессор, д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
– Далецкий С.В., заслуженный работник транспорта РФ, д.т.н., начальник отдела ГосНИИ ГА, Москва, Россия;
– Ицкович А.А., профессор, д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
– Кирпичев И.Г., д.т.н., советник генерального директора АК «РусДжет», Москва, Россия.

Сайт: <http://avia.mstuca.ru>

E-mail: yu.chinyuchin@mstuca.aero
s.kuznetsov@mstuca.aero

тел. +7(499)459-07-42
тел. +7(499)458-75-39

Плата за публикацию в Научном Вестнике МГТУ ГА с аспирантов не взимается

Chief Editorial Board

Editor-in-chief

Boris Eliseev, Professor, Doctor of Science, Rector, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Deputy Editor-in-chief

Vadim Vorobyev, Professor, Doctor of Science, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Executive Secretaries

Tatiana Naumova, Associate Professor, Candidate of Science, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Irina Poleshkina, Associate Professor, Candidate of Science, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Member of the chief editorial Board

Anatoly Kozlov, Professor, Doctor of Science, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Vladimir Tchipenko, Professor, Doctor of Science, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Olga Garanina, Professor, Doctor of Science, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Igor Turkin, Professor, Doctor of Science, Head of Chair, Moscow Aviation Institute, Moscow, Russia;

Vladimir Kalugin, Professor, Doctor of Science, Dean, Bauman University, Moscow, Russia;

Dmitry Lukin, Professor, Doctor of Science, Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia;

Vasily Shapkin, Professor, Doctor of Science, State Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Lyu Zhongda, Professor, PhD, President (Rector), Ningbo University of Technology, Ningbo, China;

Damian Rivas Rivas, Professor, PhD, University of Seville, Seville, Spain;

Ravshan Saydakhmedov, Professor, Doctor of Science, Rector, Tashkent State Technical University, Tashkent, Uzbekistan;

Franco Persiani, PhD, Director of Centre, University of Bologna, Bologna, Italy;

Vladimir Němez, PhD, Faculty of Transportation Sciences, Department of Air Transport, Czech Technical University in Prague, Czech Republic;

Stanislav Szabo, Associate Professor, PhD, Dean, Faculty of Aeronautics, Technical University of Košice, Košice, Slovak Republic.

Issue Editorial Board

Issue Editor

Yuriy Chinyuchin, Honoured Worker of RF Higher Education, Professor, Doctor of Science, Professor of Moscow State, Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Sergey Kuznetsov, Doctor of Science, Professor, Head of Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Issue Secretary

Lyudmila Potapova, Senior Lecturer, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Issue Editorial Board Members

Victor Rukhlinsky, Doctor of Science, Full Professor, Chairman of IAC Commission on Cooperation with ICAO Moscow, Russia;

Nikolay Smirnov, Doctor of Science, Professor, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Stanislav Daletskiy, Associate Professor, Doctor of Science, Head of Department at the State Scientific Research Institute of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Alexander Itskovich, Doctor of Science, Professor, Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;

Igor Kirpichev, Doctor of Science, Adviser to the Director's General office, Aircompany RusJet, Moscow, Russia.

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТ

Чинючин Ю.М.

Проблемы мониторинга ресурсных характеристик в задачах поддержания летной годности воздушных судов 6

Kuznetsov S.V.

Avionics technical operation system and scientific basis for its formation 15

Борзова А.С.

Моделирование и принятие решений при модернизации отраслевого образовательного кластера гражданской авиации 25

Елисов Л.Н., Овченко Н.И.

Интегральная безопасность воздушного транспорта 36

Браилко А.А., Дружинин Н.А., Самойленко В.М.

Устройство непрерывного мониторинга чистоты авиатоплива в технологической схеме топливообеспечения воздушных судов 44

Бунин А.В., Потапов А.Н.

Метод оценки адекватности имитационного моделирования в тренажерах операторов радиоэлектронных средств на базе летного эксперимента 54

Марасанов Л.О.

Оценка качества производства полетов по нормам RVSM, PBN, CATII и CATIII на основе модифицированного критерия Никулина 63

Браилко А.А.

Кинетика накопления загрязнений в авиатопливе при технологическом процессе его подготовки для заправки в воздушные суда 73

Алексанян А.Р., Ицкович А.А., Евдокимова А.Д.

Актуализация методики расчёта фактического показателя надёжности вылетов гражданских воздушных судов 81

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Бронников А.М.

Эффективность технической эксплуатации необслуживаемой в межсервисный период бортовой системы воздушного судна 89

Тхишев А.Н., Горшков П.С., Головкин А.П.

Информационная безопасность в мобильных модульных измерительных комплексах 99

Чернодаров А.В., Патрикеев А.П., Меркулова И.И., Иванов С.А.

Комплексирование распределённых инерциальных навигационных систем на базе волоконно-оптических и микроэлектромеханических измерителей 111

Акимов В.Н., Иванов Д.Н., Опарин А.С., Парафесь С.Г.

Нелинейная модель исследования устойчивости системы «руль – привод» маневренного беспилотного летательного аппарата 121

Кечин А.В.

К вопросу о массоэнергетических характеристиках различных авиационных источников электроэнергии 130

РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

Акиншин Р.Н., Бортников А.А., Цыбин С.М., Мамон Ю.И., Минаков Е.И.

Модель и алгоритм для расчёта эффективной площади рассеяния имитатора радиолокационного объекта 141

Болелов Э.А., Козлов А.И., Маслов В.Ю.

Дистанционное измерение профиля температуры нижних слоев атмосферы методом радиополяриметрии 152

Денисенков Д.А., Горелик А.Г., Коломиец С.Ф.

Распределение флуктуаций огибающей при обратном рассеянии простого радиоимпульса на частицах разреженных сред 164

CONTENTS

TRANSPORT

Chinynchin Yu.M. The problems of performance monitoring to tackle the tasks of the aircraft continued airworthiness	6
Kuznetsov S.V. Avionics technical operation system and scientific basis for its formation	15
Borzova A.S. Modeling and decision making during the civil aviation industry-specific educational cluster modernization process	25
Elisov L.N., Ovchenkov N.I. Integral security of air transport	36
Brailko A.A., Druzhinin N.A., Samoilenko V.M. Device for continuous monitoring of aviation fuel purity in the technological scheme of aircraft fuel supply	44
Bunin A.V., Potapov A.N. Method of the adequacy assessing of simulation in radio electronic means operators training facility on the basis of the flight experiment	54
Marasanov L.O. Evaluation of flight quality by RVSM, PBN, CATII, CATIII standards based on Nikulin modified criterion.....	63
Brailko A.A. The kinetics of contaminants accumulation in the jet fuel during the technological process of its preparation for aircraft refueling	73
Aleksanyan A.R., Itskovich A.A., Evdokimova A.D. Actualization of methodic of calculation of actual indicator of civil aircraft dispatch reliability	81

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Bronnikov A.M. Technical maintenance efficiency of the aircraft maintenance-free on-board system between scheduled maintenances	89
Tkhishev A.N., Gorshkov P.S., Golovkin A.P. Information security in mobile modular measuring systems.....	99
Chernodarov A.V., Patrikeev A.P., Merkulova I.I., Ivanov S.A. Integration of distributed inertial navigation systems built around fiber-optic and microelectromechanical sensors	111
Akimov V.N., Ivanov D.N., Oparin A.S., Parafes' S.G. Nonlinear model of stability study of system "surface control – actuator" of maneuverable unmanned aerial vehicle.....	121
Kechin A.V. On the question of mass-energy characteristics of various aviation sources of electricity	130

RADIO ENGINEERING AND COMMUNICATIONS

Akinshin R.N., Bortnikov A.A., Tsibin S.M., Mamon Yu.I., Minakov E.I. Model and algorithm for calculation of the radar simulator object effective square of scattering	141
Bolelov E.A., Kozlov A.I., Maslov V.J. Remote measurement of the atmosphere lower layers temperature profile by means of radio polarimetry	152
Denisenkov D.A., Gorelik A.G., Kolomietc S.F. Envelope fluctuations distribution of simple radar pulse backscattering in rarified medium	164

ТРАНСПОРТ

УДК 629.7.083.03

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-6-14

ПРОБЛЕМЫ МОНИТОРИНГА РЕСУРСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК В ЗАДАЧАХ ПОДДЕРЖАНИЯ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Ю.М. ЧИНЮЧИН¹

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

Совершенствование системы поддержания летной годности воздушных судов приобретает на современном этапе особое значение применительно как к воздушным судам отечественного, так и иностранного производства, эксплуатируемым в гражданской авиации России.

В данной статье рассматриваются предпосылки возникновения и содержание задач поддержания летной годности магистральных самолетов, носящих проблемный характер, непосредственно связанный с обеспечением интенсивной, регулярной, экономически целесообразной и безопасной эксплуатации приписного парка самолетов, принадлежащего авиакомпаниям.

Особое место среди проблемных задач поддержания летной годности занимают вопросы создания и организации механизмов и методов мониторинга ресурсного и возрастного состояния парка магистральных самолетов, находящегося в распоряжении авиакомпаний, направленных на управление им, на его прогнозирование и своевременное обновление. Не менее важным среди рассматриваемых проблем мониторинга ресурсного и возрастного состояния парка эксплуатируемых воздушных судов является необходимость совершенствования конструкции авиационной техники, с учетом предварительной технико-экономической оценки целесообразности проведения ее доработок в интересах эксплуатанта.

Глубокое изучение содержания проблем мониторинга позволяет разработать современную методологическую и научно-методическую основу для построения комплексной системы управления ресурсами и сроками службы авиационной техники. Данная система разработана на основе комплексного подхода, что позволяет обеспечить решение всей совокупности представленных в данной статье проблемных задач, стоящих перед специалистами и учеными, занятыми формированием программ технического обслуживания воздушных судов на этапах их создания и поддержания летной годности в процессе длительной эксплуатации воздушных судов.

Ключевые слова: воздушные суда, поддержание летной годности, мониторинг, ресурсы, сроки службы, прогнозирование ресурсного состояния, управление и обновление парка воздушных судов.

ВВЕДЕНИЕ

В работе [1] изложены основные положения по результатам научных исследований, проведенных в сфере поддержания летной годности воздушных судов и направленных на построение системы мониторинга ресурсного состояния авиационной техники с целью управления ее ресурсными и возрастными параметрами.

Под **мониторингом** понимается последовательный процесс сбора, обработки и анализа информации о ресурсах и сроках службы авиационной техники (самолетов, вертолетов, авиадвигателей и комплектующих изделий) с последующим использованием данной информации для решения задач управления составом и структурой приписного парка воздушных судов (ВС) авиакомпаний, его обновлением и прогнозированием показателей эффективности процессов эксплуатации.

ОСНОВНЫЕ ПРОБЛЕМЫ

Статистический анализ ресурсного состояния и интенсивности использования парка МС российских и монгольских авиакомпаний позволил выделить и обосновать основные **проблемы**

мониторинга ресурсных и возрастных параметров авиационной техники в задачах поддержания ее летной годности.

Проблема 1. Парк гражданских магистральных самолетов (МС) России на современном этапе характеризуется, с одной стороны, значениями назначенных ресурсов, существенно низкими по сравнению с зарубежными МС-аналогами, с другой – крайне низким уровнем интенсивности их использования по назначению. В этих условиях возникает проблема, связанная с обоснованием рациональной структуры приписного парка МС в каждой авиакомпании, с учетом остатков назначенного ресурса и назначенного календарного срока службы каждого экземпляра МС, а также с учетом прогнозируемых значений среднего годового налета. Указанные параметры позволяют определять сроки (годы) отработки остатка ресурсов и сроков службы и планировать мероприятия по обновлению приписного парка МС.

Высокая стоимость ВС приводит к необходимости его эксплуатации в течение 25...30 лет с увеличивающейся интенсивностью до 4000 летных часов (л. ч) в год. Поэтому требуемый назначенный ресурс ВС непрерывно возрастает. В 70-х годах требуемые и достигнутые в эксплуатации ресурсы составляли 25...30 тыс. л. ч. В настоящее время ресурсы длительно эксплуатируемых ВС составляют 50000...60000 л. ч (20000...30000 полетов), а проектируемые рассчитываются на 60000...80000 л. ч. Как показывает зарубежный опыт, потребный назначенный ресурс конструкции как основной параметр ее долговечности уже достигает 80000...100000 л. ч.

Реализация данной проблемы осуществляется в соответствии с «Целевой комплексной программой поддержания летной годности воздушных судов гражданской авиации до 2020 г.» (в части обеспечения ресурсов и сроков службы), утв. Минпромторгом и Минтрансом России 18.08.–12.10.2010 г.

Проблема 2. Российская система контроля за обеспечением безопасной эксплуатации ВС основана на поэтапном установлении ресурса и срока службы, что является принципиальным отличием российского подхода к данной проблеме от американского и европейского [2].

Во времена СССР общепринятый в международной практике мониторинг летной годности и периодическая переоценка технического состояния парка ВС в процессе его эксплуатации были реализованы в виде метода поэтапного установления назначенного ресурса и срока службы парку ВС (этот метод существует и в настоящее время) (рис. 1).

Полный (заявленный) ресурс и срок службы воздушного судна разделяется на этапы.

На каждом этапе:

- а) накапливается информация об особенностях эксплуатации, дефектах;
- б) проводятся дополнительные испытания натурной конструкции;
- в) разрабатываются мероприятия по поддержанию летной годности для последующего этапа.

Продолжение эксплуатации воздушного судна возможно только после устранения обнаруженных недостатков.

Рис. 1. Концепция поэтапного установления ресурсов и сроков службы
Fig. 1. The concept of the gradual establishment of resources and service life

На самом деле, ресурсные исследования и испытания – неотъемлемая часть любой системы обеспечения безопасной эксплуатации, будь то в России, США или Европе. Фирма

«Боинг», например, практикует покупку у авиакомпаний своих старых самолетов для проведения ресурсных испытаний с целью выявления потенциальных возможностей конструкции с эксплуатационной наработкой.

В условиях жесткой административно-командной системы СССР метод поэтапного установления назначенного ресурса и срока службы позволял поддерживать достаточно высокий уровень безопасности полетов. Практически все недостатки проектирования, изготовления, технического обслуживания и ремонта ВС, выявленные на отдельных экземплярах ВС, обнаруживались и устранялись в целом по парку в пределах очередного этапа обрабатываемого ресурса. В этой работе был задействован весь научно-технический потенциал авиапромышленности и гражданской авиации СССР.

Поэтапное установление ресурса и срока службы означает, что эксплуатация ВС по мере их наработки и старения разделяется на этапы. Длительность этапа обычно соответствует межремонтному ресурсу. При вводе парка ВС в эксплуатацию этот ресурс составлял 5000...6000 л. ч, что соответствовало 3...4 годам службы. Для ВС без капитального ремонта этап установления ресурса и срока службы – это те же 3...4 года эксплуатации.

Для каждого этапа на основе опыта эксплуатации, результатов лабораторных испытаний натурной конструкции и прогноза ожидаемых условий эксплуатации ВС устанавливаются величина ресурса и срок службы, а также условия их отработки, при которых гарантируется безопасность полетов. В процессе эксплуатации парка ВС на каждом этапе накапливается новая информация об условиях эксплуатации, о вновь выявленных дефектах, проводятся дополнительные испытания натурной конструкции и разрабатываются технические мероприятия в виде дополнительных условий (либо подтверждение существующих условий) продления ресурса и срока службы для последующего этапа эксплуатации. В пределах очередного этапа установления ресурса и срока службы выявляются практически все недостатки проектирования, изготовления, технического обслуживания и ремонта. Дальнейшее продолжение эксплуатации возможно только после устранения обнаруженных недостатков.

Проблема 3. В соответствии с нормами летной годности конструкция ВС должна быть такой, чтобы под воздействием спектра термомеханических нагрузок, в течение назначенного ресурса, ее повреждения, которые могут непосредственно привести к катастрофической ситуации, были бы практически невероятными.

Ресурс конструкции ВС устанавливается исходя из ресурсных возможностей отдельных конструктивных элементов, разрушения или появления повреждений в которых могут привести к катастрофической ситуации. Разрушения или повреждения в элементах конструкции, непосредственно не угрожающие безопасности полета, могут не приниматься во внимание при установлении ресурса всей конструкции.

Если для отдельных элементов конструкции, которые могут быть заменены в процессе эксплуатации, имеется свой ресурс, то для конструкции в целом ресурс устанавливают без учета ресурса этих элементов.

По результатам мониторинга ресурсного состояния ВС и их комплектующих изделий, в рамках программы исследований, проводимых учеными и ведущими специалистами в сфере технической эксплуатации отечественной авиационной техники, успешно решен ряд задач, направленных на поддержание летной годности гражданских ВС. Данная программа исследований требует своего дальнейшего развития.

Проблема 4. В рамках общей системы мониторинга ресурсного состояния АТ весьма проблемной является задача мониторинга процессов обеспечения АТ комплектующими изделиями (КИ).

В работе [3] проблема запасных КИ рассматривается как совокупность задач обеспечения требуемого уровня их ресурсных параметров, кондиционности (качества), соблюдения заданных сроков поставки, надлежащего контроля за их хранением и использованием в процессе эксплуатации и ремонта АТ, для чего, безусловно, требуется современная система мониторинга ресурсного состояния КИ.

Проблема 5. В начале 1990-х годов в связи с обеспечением ресурсов и сроков службы российских ВС сложились следующие новые условия:

- существенно изменились условия эксплуатации российских ВС (массовые перевозки в Африке, Азии и Латинской Америке);
- образовалось множество авиакомпаний с низкой ответственностью при выполнении работ по поддержанию летной годности ВС;
- финансовое положение многих эксплуатантов не позволяло своевременно выполнять ремонт ВС из-за его высокой стоимости;
- государство прекратило какое-либо финансирование работ, необходимых для установления новых значений ресурса и срока службы;
- за исключением норм летной годности остальное воздушное законодательство, включая и Воздушный кодекс СССР, не соответствовало новым экономическим условиям.

Перечисленные условия образовали сложнейший технико-экономический узел, разрешить который на законных основаниях при соблюдении НЛГС мог только индивидуальный подход, но при этом только в рамках директивных документов на парк ВС. Индивидуальное продление применимо как к назначенным, так и к межремонтным ресурсам и (или) срокам службы. Суть индивидуального продления ресурсов и сроков службы состоит в проведении регулярного периодического государственного контроля.

Итак, по своей сути индивидуальный подход – это одно из важнейших условий отработки ресурса и срока службы, указанных в «рамочном решении» на парк ВС.

Перспектива развития поэтапного индивидуального продления ресурса и срока службы не состоит в том, чтобы заменить его другой системой, эквивалентной по обеспечению безопасной эксплуатации. Такая система может быть реализована в рамках современной процедуры выдачи сертификата летной годности на экземпляр ВС. Предлагаемая конкретизация уже установленной процедуры состоит в том, что она должна преследовать следующие три цели [4].

1. Определение степени соответствия конструкции и характеристик экземпляра ВС его типовой конструкции. Это главная цель.
2. Контроль соблюдения условий эксплуатации и применения экземпляра ВС, которые зафиксированы в его эксплуатационной документации. Эта цель сформулирована в АП 21 и в приказе ФАС России № 132 от 16.05.2003 г.
3. Контроль выполнения директив летной годности и других нормативных документов авиационной администрации в части поддержания летной годности.

Проблема 6. На современном этапе деятельности гражданской авиации основная доля авиационных перевозок на российских и международных авиалиниях приходится на магистральные (ближние, средние и дальние) самолеты.

Интенсивность использования МС значительно уступает зарубежным аналогам. В этой связи проблема обновления парка МС определяется не отработкой межремонтных и назначенных ресурсов (в часах наработки), а исчерпанием их календарных сроков службы (в годах).

Данные обстоятельства, впервые возникшие в отрасли, требуют специального исследования возрастного ценза МС с тем, чтобы разработать методологию управления приписным парком МС в авиапредприятиях исходя из конечной цели – обеспечения и повышения интенсивности и экономичности технической эксплуатации при соблюдении требуемых уровней летной годности МС и безопасности полетов.

Проблема 7. Особенности конструкции отечественных типов ВС является наличие на них отдельных компонентов и съемных изделий, ресурсы и календарные сроки которых не совпадают с ресурсами и сроками службы планера ВС, а применительно к двигателю не совпадают с его ресурсами и сроками службы. Возникает необходимость снижения числа таких компонентов, которые сдерживают отработку ресурсов и календарных сроков

службы в целом ВС (двигателя). Их снижение может быть достигнуто за счет увеличения ресурсов и сроков службы деталей и узлов конструкции планера (двигателя) или изделий ФС.

Для решения такого рода задач на этапах эксплуатации парка самолетов необходимо построение обобщенной модели, отражающей полную группу событий (возможных вариантов), связанных с образованием определенных совокупностей съемных изделий с ограниченными ресурсными характеристиками.

Основными признаками и факторами их образования являются:

- первоначальные значения ресурсов (назначенных, межремонтных) съемных изделий, совпадающих или не совпадающих с соответствующими ресурсами основных функциональных групп самолета (планера, двигателя);
- значения ресурсов, с которыми съемные изделия устанавливаются на самолет при замене изделий, отработавших свои индивидуальные ресурсы или после их досрочного снятия по причине отказа;
- значения ресурсов, с которыми съемные изделия устанавливаются в условиях ремонтного производства, при перестановке изделий с одного самолета на другой;
- устанавливаемые увеличенные значения ресурсов изделий по результатам ресурсных испытаний.

Проблема 8. Целесообразность увеличения ресурса (срока службы) элемента в общем случае не должна вызывать сомнения при соблюдении определенных ограничений, накладываемых стоимостью доработок (модификаций), проводимых Разработчиком по согласованию с Заказчиком. При этом основные требования Заказчика сводятся прежде всего к минимизации затрат как по реализации доработок непосредственно на всем парке самолетов данного типа, так и по последующему техническому обслуживанию (ТО) доработанной конструкции, систем или агрегату [5].

Проблема 9. Практический опыт и специальные исследования показывают, что действующая планово-предупредительная система ТОиР ВС обладает целым рядом существенных недостатков, в том числе таких, как:

- недостаточно высокий уровень надежности ряда узлов и агрегатов (съемных изделий);
- низкие ресурсы до ремонта значительной доли изделий систем ВС; доля изделий с ресурсом менее ресурса до ремонта планера, например, на самолете Ил-62 составляет 20 %, на самолете ДС-8 – 2 %;
- недоиспользование «индивидуальных» ресурсов большинства изделий ($3/4$ изделий к моменту очередной плановой замены или ремонта фактически в этом не нуждаются);
- снижение уровня надежности изделий вследствие повышения интенсивности послеремонтных отказов (общее число отказов, приходящееся на первую послеремонтную тысячу часов наработки в 5...10 раз больше соответствующего числа отказов за предремонтную тысячу летных часов).

Проблема 10. Не менее важным звеном в системе мониторинга летной годности МС и ресурсного состояния АТ является подсистема оценки аутентичности компонентов АТ [6]. Особую роль в разработке необходимой нормативной базы по оценке аутентичности компонентов АТ сыграли ведущие специалисты ГосНИИ ГА. По результатам специальных исследований в 2004 году была введена «Методика оценки аутентичности компонентов ВС» (2-я редакция) [7], а затем, в 2012 году, введен национальный стандарт РФ ГОСТ Р 55256-2012 [8], устанавливающий общие требования к аутентичности компонентов ВС – участников процесса оценки, процедуры проведения работ по оценке и требования к документационным и инструментальным методам оценки аутентичности компонентов ВС.

Аутентичность компонентов ВС [8] – это подлинность как компонента, так и источника его поставки (рис. 2).



* термин ИКАО – Doc. 9642-AN941 (поправка т. 2 гл. 9)

Рис. 2. Аутентичность компонентов ВС
Fig. 2. The authenticity of aircraft components

В результате работ по оценке аутентичности компонентов ВС – выявлено следующее общее распределение неаутентичных компонентов ВС в целом по отрасли, представленное на рис. 3.

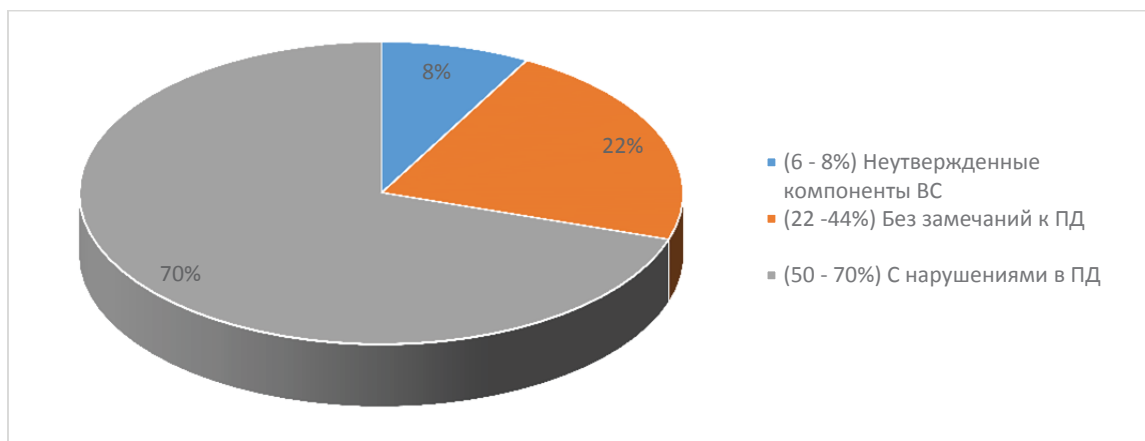


Рис. 3. Общее распределение неаутентичных компонентов ВС с ограниченным ресурсом
Fig. 3. Total distribution of aircraft inauthentic components with a limited resource

«Неаутентичные (неутвержденные) компоненты ВС – это не соответствующие требованиям государственной регистрации:

- компонент ВС, изготовленный организацией, не наделенной такими правами;
- компонент ВС, подвергшийся техническому обслуживанию, ремонту, модификации лицом или организацией, не наделенной такими правами;
- компонент ВС, подвергшийся ТО, ремонту, модификации с использованием недействительной технической документации;
- компонент ВС, не подвергшийся ТО, ремонту, доработкам, предусмотренным действующей технической документацией;
- компонент ВС с истекшим сроком эксплуатации или сроком службы» [9].

ВЫВОДЫ

Мониторинг ресурсного и возрастного состояния эксплуатируемого парка ВС является неотъемлемой частью информационно-аналитической системы поддержания их летной годности как основы системы управления безопасностью полетов.

Целесообразность разработки механизмов мониторинга ресурсного состояния отдельных компонентов ВС (планера, двигателя, функциональных систем и съемных изделий) требует серьезного обоснования.

В статье выделены и обоснованы основные проблемы мониторинга ресурсных и возрастных параметров авиационной техники, которые положены в основу программы исследований по совершенствованию системы поддержания летной годности ВС с целью контроля и регулирования ресурсного и возрастного состояния приписного парка воздушных судов авиакомпаний гражданской авиации России.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Чинючин Ю.М.** К задачам поддержания летной годности воздушных судов на основе мониторинга их ресурсного состояния / Ю.М. Чинючин, Н. Ойдов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Том 20, № 03. С. 110–121.
2. **Громов М.С.** Система взаимодействия государственных органов управления воздушного транспорта, авиапрома, эксплуатантов, разработчиков и изготовителей авиатехники в современных условиях. Правовые аспекты / М.С. Громов // Состояние и пути совершенствования системы поддержания летной годности отечественных самолетов раннего и нового поколений: матер. межведомственной конференции 29 сентября 2011 г. М., 2011. 35 с.
3. **Жильцов П.Д.** Стратегии обеспечения авиакомпаний съемными компонентами воздушных судов / П.Д. Жильцов, В.С. Кирдюшкин, Н.С. Никитин // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 178. С. 33–38.
4. Об утверждении Федеральных авиационных правил «Экземпляр воздушного судна. Требования и процедуры сертификации» (с изменениями и дополнениями) [Электронный ресурс]: Приказ Минтранса РФ от 16 мая 2003 г. № 132. – URL: <http://base.garant.ru/185950> (дата обращения 12.08.2017).
5. **Сысков Л.В.** Оценка военно-экономической эффективности модернизации авиационной техники // Вооружение и экономика. 2009. № 4 (8) [Электронный ресурс]. – URL: <http://www.viek.ru/8/59-63.pdf> (дата обращения 10.08.2017).
6. Об организации проведения работ по оценке аутентичности компонентов ВС в соответствии с Решением Совета ГС ГА Минтранса России от 17.12.03 № 16 [Электронный ресурс]: Указание заместителя руководителя ДПЛГ ГВС и ТР ГА МТ РФ от 19.03.2004 г. № 24.10-35ГА. – URL: <http://law.rufox.ru/view/19/93005111.htm> (дата обращения 10.08.2017).
7. Методика оценки аутентичности компонентов ВС № 24.10-966ГА: (2-ая редакция). Введена в действие Указанием ГСГА Минтранса России от 19.03.04 № 24.10-35ГА. М., 2004, 48 с.
8. ГОСТ Р 55256-2012. Воздушный транспорт. Система технического обслуживания и ремонта авиационной техники. Процедуры проведения работ по оценке аутентичности компонентов воздушных судов гражданской авиации. Общие требования. М.: Стандартинформ, 2013. 8 с.
9. **Далецкий С.В.** Формирование системы инженерно-авиационного обеспечения технической эксплуатации воздушных судов гражданской авиации в современных условиях / С.В. Далецкий // Научный Вестник ГосНИИ ГА. 2010. № 1 (311). С. 125–131.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Чинючин Юрий Михайлович, профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, yu.chinyuchin@mstuca.aero.

THE PROBLEMS OF PERFORMANCE MONITORING TO TAKLE THE TASKS OF THE AIRCRAFT CONTINUED AIRWORTHINESS

Yuriy M. Chinynchin¹

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

ABSTRACT

Improving of the aircraft continued airworthiness system is currently becoming of particular importance applied both to aircraft of domestic and foreign production, used in civil aviation of Russia.

This article discusses the background and content of the tasks for long-haul aircraft continued airworthiness, which presents a challenge directly related to the provision of intensive, regular, economically viable, and safe operation of assigned airline fleet.

A special place among the problems of continued airworthiness is held by the creation and organization of mechanisms and methods of resource status and age of the assigned airline fleet monitoring to manage its forecasting and timely updates. Not least important among the issues of resource and age structure monitoring to be considered is the need to improve the design of aircraft, taking into account preliminary technical and economic feasibility assessment of its modifications in the interests of the operator.

A deep study of the contents of the monitoring allows to develop up-to-date methodological and scientific basis for building an integrated system of aircraft resource management and timing services. This system is developed based on the integrated approach that allows to provide a solution to the entire set of problems presented in this article and faced by professionals and scientists involved in the aircraft maintenance programs development on the stages of their design and manufacturing and long operation of aircraft continued airworthiness.

Key words: aircraft, continued airworthiness, monitoring, resources, service life, prediction of resource state, management and renewal of aircraft fleet.

REFERENCES

1. **Chinyuchin Yu.M.** *K zadacham podderzhaniya letnoj godnosti vozdushnyh sudov na osnove monitoringa ih resursnogo sostoyaniya* [The task of continuing airworthiness on the basis of monitoring resource status]. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2017, Vol. 20, № 03, pp. 110–121. (in Russian)
2. **Gromov M.S.** *Sistema vzaimodejstviya gosudarstvennyh organov upravleniya vozdushnogo transporta, aviaproma, ekspluatantov, razrabotchikov i izgotovitelej aviatehniki v sovremennyh usloviyah. Pravovye aspekty* [The system of general government interaction of air transport, aviation industry, operators, developers and manufacturers of aeronautical equipment in the current conditions. Legal aspects]. *Sostoyanie i puti sovershenstvovaniya sistemy podderzhaniya letnoj godnosti otechestvennyh samoletov rannego i novogo pokolenij: mater. mezhdzvedomstvennoj konferencii 29 sentyabrya 2011 g.* [The condition and the ways of improving the system for maintenance of old-generation and new-generation domestic aircraft airworthiness. Proceedings of the Inter-departmental conference of 29.09.2011]. Moscow, 2011, 35 p. (in Russian)
3. **Zhil'tsov P.D.** *Strategii obespecheniya aviakompanij s'emnymi komponentami vozdushnyh sudov* [Spare parts procurement strategy for airlines]. *Nauchnyj vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2012, № 178, pp. 33–38. (in Russian)
4. *Ob utverzhdenii Federal'nyh aviacionnyh pravil "Ekzemplar vozdushnogo sudna. Trebovaniya i procedury sertifikacii" (s izmeneniyami i dopolneniyami)* [On approval of Federal Aviation Regulations "Aircraft prototype. Requirements and procedures of certification" (As amended and supplemented)]. *Prikaz Mintransa RF from 16 May 2003 g. N 132* [RF Ministry of Transport Order dated 16.05.2003 No132]. URL: <http://base.garant.ru/185950> (accessed: 12.08.2017). (in Russian)
5. **Syskov L.V.** *Ocenka voenno-ekonomicheskoy effektivnosti modernizacii aviacionnoj tekhniki* [The estimation of military and economic efficiency of aeronautical engineering modernization].

Vooruzhenie i ekonomika [Weaponry and Economics], 2009, № 4(8). URL: <http://www.viek.ru/8/59-63.pdf> (accessed: 10.08.2017). (in Russian)

6. *Ob organizacii provedeniya rabot po ocenke autentichnosti komponentov VS v sootvetstvii s Resheniem Soveta GS GA Mintransa Rossii ot 17.12.03 № 16* [On organization of works on the assessment of the authenticity of aircraft components in accordance with the Decision of the Board of GS GA of RF Ministry of Transport dated 17.12.03 No. 16]. *Ukazanie zamestitelya rukovoditelya DPLG GVS i TR GA MT RF from 19.03.2004 g. № 24.10-35GA* [Deputy Head of Department's Directive of the Department of Maintenance of Airworthiness of Aircraft and Technical Development of Civil Aviation Aircraft and Technical regulation Of Civil Aviation RF Ministry of Transport dated 19.03.2004. No 24.10-35GA]. URL: <http://law.rufox.ru/view/19/93005111.htm> (accessed: 10.08.2017). (in Russian)

7. *Metodika ocenki autentichnosti komponentov VS № 24.10-966GA (2 redakciya)* [Methods of estimation of authenticity of aircraft components No. 24.10-966GA (2nd edition)]. *Vvedena v dejstvie Ukazaniem GSGA Mintransa Rossii ot 19.03.04 № 24.10-35GA* [Implemented by the Directive of State Service of Civil Aviation RF Ministry of Transport dated 19.03.2004. No24. 10-35GA]. M., 2004, 48 p. (in Russian)

8. *GOST R 55256-2012. Vozdushnyj transport. Sistema tehničeskogo obsluzhivaniya i remonta aviacionnoj tehniki. Procedury provedeniya rabot po ocenke autentichnosti komponentov vozdushnyh sudov grazhdanskoj aviacii. Obshhie trebovaniya* [GOST R 55256-2012. Air transport. System of technical maintenance and repair of aircraft. Procedures of works to evaluate the authenticity of aircraft components of civil aviation. General requirements.]. M., Standartinform, 2013, 8 p. (in Russian)

9. **Daleckiy S.V.** *Formirovanie sistemy inženerno-aviacionnogo obespecheniya tehničeskoy ekspluatacii vozdushnyh sudov grazhdanskoj aviacii v sovremennyh usloviyah* [Formation of civil aircraft maintenance engineering support system in present-day condition]. *Nauchnyj vestnik GosNII GA* [Scientific Bulletin of GosNII GA], 2010, № 1 (311), pp. 125–131. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Yuriy M. Chinyuchin, Professor, Doctor of Science, Professor of the Aircraft and Aircraft Engines Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, yu.chinyuchin@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 07.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 07.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-15-24

AVIONICS TECHNICAL OPERATION SYSTEM AND SCIENTIFIC BASIS FOR ITS FORMATION

SERGEY V. KUZNETSOV¹

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

Avionics Technical Operation System (ATOS) is a set of objects and subjects of technical operation such as avionics itself as an object, personnel, carrying out procedures and organizing technical operation processes, as a subject, hardware and software for technical operation and maintenance and repair programs as well.

ATOS is subordinated to Aircraft Technical Operation System (A/C TOS), which determines its goal and restrictions. The quality of ATOS is characterized by a set of properties that determine its ability to meet the maximum economic efficiency of the needs of A/C TOS, while ensuring the required levels of avionics reliability and availability. Avionics Maintenance System, Avionics Repair System and Avionics Operation Test System are the systems of a lower level of hierarchy in relation to ATOS, which defines the goals and restrictions of these subsystems.

Based on the analysis of ATOS as an object of research, analysis of mathematical modeling as a research apparatus and the developed hierarchy of efficiency criteria for ATOS and the systems interacting with it, we formulate the overall task of the research as follows. On the set of parameters of ATOS, we have to find such parameter values that the system costs in process of technical operation reach the minimum when all the required tasks are fulfilled and all the restrictions on the system own parameters and indicators of its technical efficiency are met.

To solve the general task it is necessary to solve successfully a lot of tasks, formulated in this article. The theoretical results obtained during the research can serve as a scientific basis for solving practical problems of the formation and improvement of ATOS. Formation and improvement of ATOS is a long and laborious process, requiring the usage of the most advanced mathematical methods. Thus, mathematical modeling of ATOS should significantly reduce the costs of the system's formation, since it allows us to introduce certain adjustments in the early stages of its operation on the basis of available and constantly updated information.

Key words: mathematical models, processes and systems, technical operation, aircraft, avionics, on-board complexes, functional systems

ANALYSIS AND FORMULATION OF THE RESEARCH PROBLEM. AVIONICS TECHNICAL OPERATION SYSTEM AS SUBJECT OF RESEARCH

Structure of avionics technical operation system. Avionics Technical Operation System (ATOS) is a set of objects and subjects of technical operation such as avionics itself as an object, personnel, carrying out procedures and organizing technical operation processes, as a subject, hardware and software for technical operation and maintenance and repair programs as well. It is shown on Fig. 1.

Avionics, as an object of technical operation, is a complex of measuring, computing, control systems and information display systems intended for solving tasks of manual, automated, semi-automatic and automatic flying from take-off to landing and providing information to all the onboard and external consumers. Avionics can be analyzed at several levels of detail identified by the research objectives [1, 2].

Installed on board of the aircraft equipment is combined into avionics complexes (AC) or flight-navigation complexes (FNC), as a set of functional avionics systems (AS). Outside the aircraft avionics systems can be considered as a set of demountable units, devices and aggregates or Line Replaceable Units (LRU), which, in turn, can be considered as a set of constructive-functional modules or Line Replaceable Modules (ARM).

Avionics complexes (AC) are combined by solving a variety of piloting and navigational tasks based on functional system integration and extensive intersystem connections.

Avionics functional systems (AS), as components of AC, are combined by solving some specific piloting and navigational tasks on the basis of structural-block complexation and wide interblock connections.

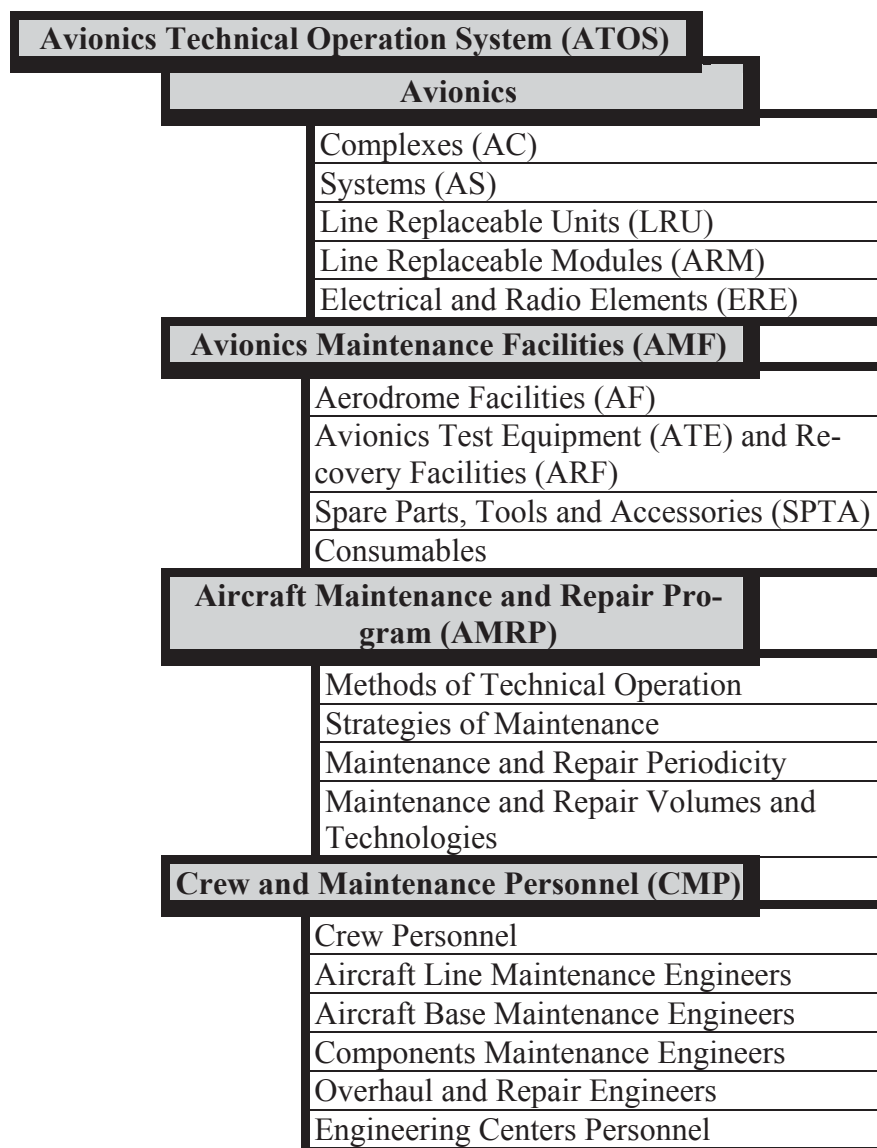


Fig. 1. Structure of avionics technical operation system

Avionics Line Replaceable Units (LRU), as parts of AS, are combined with the solution of some particular tasks of a certain function of the system within the framework of a construct providing an autonomous installation of LRU on board and its disassembly from the aircraft.

Avionics Line Replaceable Modules (LRM), as components of LRUs, are designed to solve some particular tasks of a certain function of the LRU within the framework of the construction, which ensures the installation of the LRM in the LRU and its disassembly from the unit.

Finally, Electrical and Radio Elements (ERE), as constituent parts of LRM, are elementary constructively finished units that ensure the functioning of LRM and do not involve non-destructive installations and dismantling works.

Avionics Maintenance Facilities (AMF) include Aerodrome Facilities (AF), Test and Avionics Recovery Facilities (TARF), Spare Tools and Accessories (STA) and Consumables intended to solve the tasks of technical operation of all the avionics objects installed on the board of aircraft: avionics complexes, systems, LRU, LRM and ERE.

Aerodrome Facilities provide avionics electrical and hydraulic power on the ground and are the parts of general Aerodrome Facilities for aircrafts maintenance.

Avionics Test Equipment (ATE) include on-board Built-in-Test Equipment (BITE), on-board Registration and on-ground Decryption Equipment (RDE), as well as Control and Testing Equipment (CTE) for Line Maintenance.

Avionics Recovery Facilities (ARF) are LRU onboard and LRM or ERE in laboratories for substitutions of LRU, LRM and ERE which are in fail. Spare Parts, Tools and Accessories (STA) and Consumables are also used for maintenance.

Aircraft Maintenance and Repair Program (AMRP) includes separate chapters for avionics maintenance. There are Methods of technical operation for every LRU, Strategies of Maintenance for every AS, Maintenance and Repair Periodicity for AC and AS, Maintenance and Repair Volumes and Technologies for AC, AS and LRU.

Crew and Maintenance Personnel (CMP) carry out procedures and organize processes of technical operation in accordance with the requirements of operating manuals and regulatory documents in order to ensure flight safety and high cost efficiency. It includes Crew Personnel – pilots, providing preflight tests and using of avionics in flight; Aircraft Line Maintenance Engineers – mechanics, technicians and engineers providing avionics Line Maintenance; Aircraft Base Maintenance Engineers – mechanics, technicians and engineers providing avionics Base Maintenance in hangars; Components Maintenance Engineers – technicians and engineers providing Maintenance of avionics LRU in laboratories; Overhaul and Repair Engineers – mechanics, technicians and engineers providing avionics Overhaul and Repair in external organizations; Engineering Centers Personnel – technicians and engineers working with maintenance documentation and providing help for all the maintenance personnel who need it.

Structure of avionics technical operation processes and its states. Quality of ATOS manifests itself in processes of technical operation (PTO) – sets of operating usage processes in flight, operational control, maintenance, recover and repair (Fig. 2).

The use of avionics for its intended purpose – Operating Usage in Flight, – includes its work in preparatory and unloaded modes that provide availability for immediate use, and work in the major loaded modes that ensure the performance of functional tasks. The use of avionics for its intended purpose leads to failures and malfunctions that are detected in the operational control processes: Build-in-Test in Flight, Post-flight, Pre-flight Tests and Tests of dismantled equipment (LRU).

Operational Control Test is a part of Maintenance which include Line, Basic, Season, Special and Storage Maintenance. Another component of maintenance in an Aircraft Maintenance Organization (AMO) is recovery – emergency and preventive. Repair includes three types of processes: Planned Current and Capital, Non-planned on-Condition.

Avionics technical operation processes as processes of avionics technical states changing occur in time under the influence of many factors that have as random as non-random nature. These include the occurrence of failures, defects and malfunctions, quality of maintenance, trustworthiness of test, the provision of spare parts, etc. (Fig. 3).

The Set of Avionics Operating States includes On-board in Flight (for avionics complexes and systems) states, On-board on Ground (for avionics complexes and systems) states, Dismantled from Board (for LRUs) states. Depending on the type of technical condition we can distinguish Perfect and Up State, Imperfect but Up State, Imperfect and Down State of Avionics. Depending on the test results we can distinguish Detected Perfect and Up State, False Imperfect and Down State, Undetected Imperfect and Down State, Detected Imperfect and Down State.

Transitions of the operation processes from state to state occur both at random and at deterministic instants of time. Such transitions are generated by event flows (for example, failures, recoveries, test procedures, etc.).

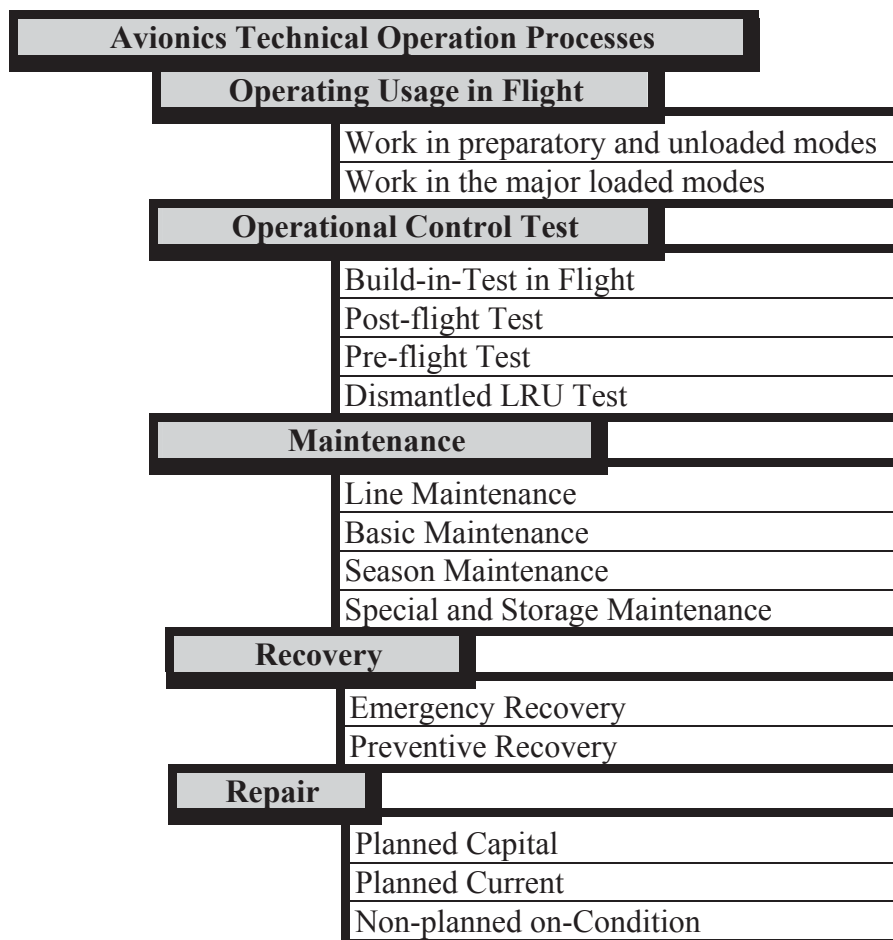


Fig. 2. Structure of avionics technical operation processes

That is why an avionics technical operation process can be considered as a random process, which is determined on the set of operating states by the probabilistic characteristics of the transitions. This circumstance allows us to solve the problems of avionics technical operation process analyzing with the help of the well-developed apparatus of the theory of random processes.

Avionics technical operation process in its essence is a controlled process. The possibility of intervention in this process has both an objective deterministic nature, conditioned by the operation manual and the maintenance and repair program, as well as the subjective random nature caused by the unlawful or erroneous actions of the personnel.

That is, an avionics technical operation process can be regarded as a controlled random process determined by a set of control actions and external perturbations with probability characteristics. This allows us to solve the problems of process optimization and the synthesis of an avionics technical operation system using the apparatus of the theory of controlled random processes and the theory of automatic control.

Hierarchy of ATOS. The Aircraft Technical Operation System (A/C TOS) is a system of a higher level of hierarchy in relation to Avionics Technical Operation System ATOS (Fig. 4). The quality of A/C TOS is characterized by a set of properties that determine its ability to meet the needs of the Aviation Transport System (ATS) with maximum economic

efficiency while ensuring the required levels of flight safety, flight regularity and aircraft availability [3, 4].

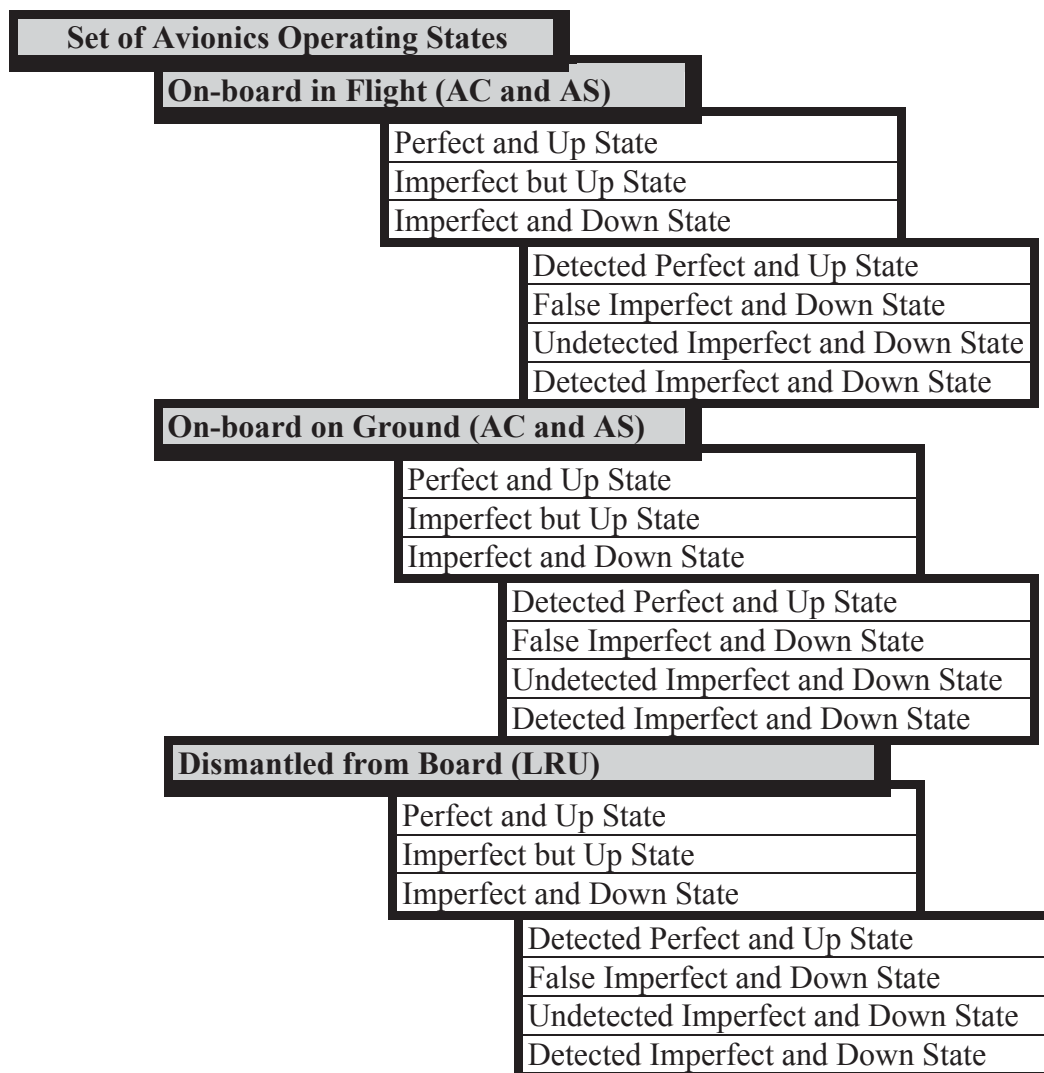


Fig. 3. Structure of avionics operating states set

ATOS is subordinated to A/C TOS, which determines its goal and restrictions. The quality of ATOS is characterized by a set of properties that determine its ability to meet the maximum economic efficiency of the needs of A/C TOS, while ensuring the required levels of avionics dependability and availability. There are also Airframe Technical Operation System (AftOS), Power Plant Technical Operation System (PPTOS), Mechanical and Electrical Equipment Technical Operation System (METOS) with their own goals and restrictions.

Avionics Maintenance System, Avionics Repair System and Avionics Operation Test System are the systems of a lower level of hierarchy in relation to ATOS, which defines the goals and restrictions of these subsystems.

Thus, ATOS has all the features inherent in complex technical systems, namely: the hierarchical branched structure, the subordination of goals and restrictions, wide interrelations in the process of functioning. This allows us to conclude that the formation and improvement of ATOS should be carried out on the basis of Systems Analysis of the processes occurring in it using modern mathematical methods of the theory of Complex Systems [5, 6, 7].

In accordance with the hierarchy of goals and restrictions of systems interacting with ATOS we can suggest the hierarchy of the criteria for the effectiveness of A/C TOS and ATOS. To do it, it is

necessary to formalize the tasks they solve, their characterizing parameters, as well as the processes taking place in them.

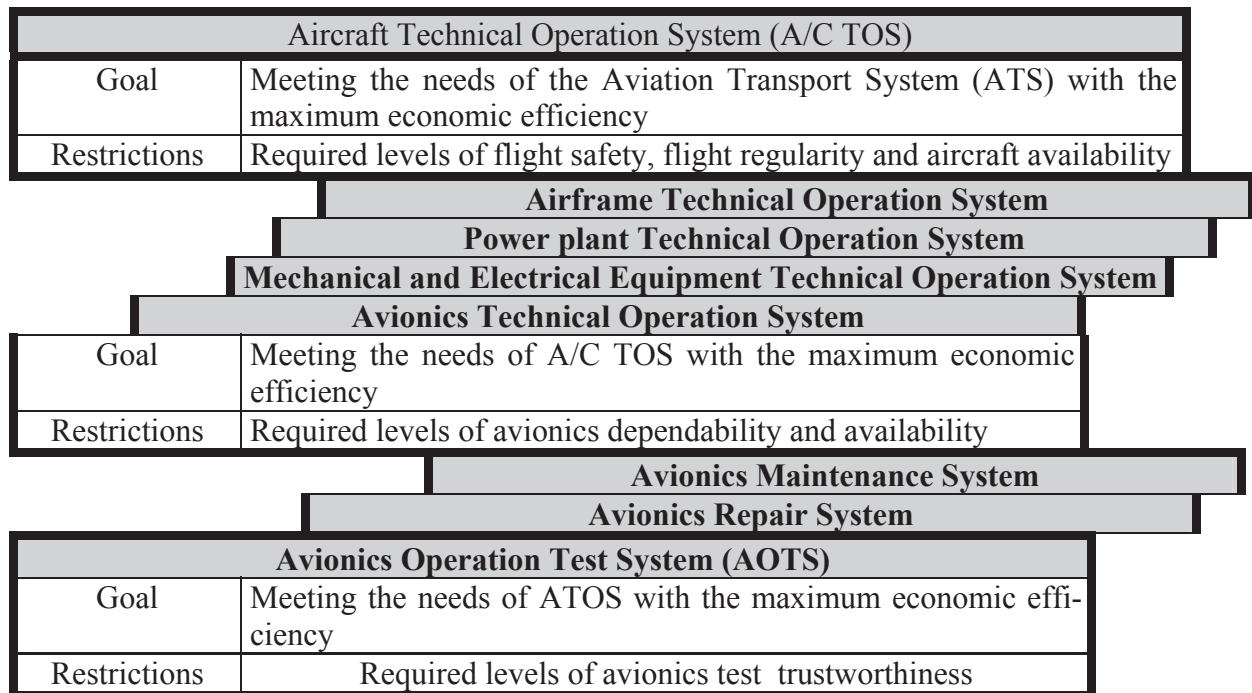


Fig. 4. Structure and hierarchy of goals and restrictions of systems interacting with ATOS

Let Ω_{TOS}^{AC} – to be the set of tasks solved by A/C TOS. The system of a higher level of the hierarchy – the air transport system (ATC), imposes a number of required tasks $(\Omega_{TOS}^{AC})^*$ for the implementation of A/C TOS.

Let $\Gamma_{TOS}^{AC} = \{\gamma_{TOS}^{AC}(j)\}$ – to be the set of parameters of A/C TOS determined by its structure, connections, resources, and characteristics. The set of restrictions on the parameters of A/C TOS $(\Gamma_{TOS}^{AC})^* = [\{\gamma_{TOS}^{AC}(j)\}^*]$ defines the limits of the parameter change Γ_{TOS}^{AC} , based on the conservatism of the structures and connections, limited resources and maximum attainability of A/C TOS characteristics.

Process of technical operation $\xi_{OS}^{AC}(t, \Gamma_{TOS}^{AC})$ as a function of time t and of the set of parameters Γ_{TOS}^{AC} determines the efficiency of A/C TOS, which proves itself in economic and technical indicators. Let C_{TOS}^{AC} – to be the indicator of economic efficiency of A/C TOS, determined in the process of technical operation, for example, operating costs.

The set of values of technical performance indicators of A/C TOS will be denoted by $R_{TOS}^{AC} = \{r_{TOS}^{AC}(l)\}$.

Each indicator $r_{TOS}^{AC}(l) = r_{OS}^{AC}(t, \Gamma_{TOS}^{AC})$ is a function of time t and of the set of parameters Γ_{TOS}^{AC} . ATS as hierarchy higher-level system presents the required values of the set of technical efficiency indicators $(R_{TOS}^{AC})^* = [\{r_{TOS}^{AC}(l)\}^*]$.

Then the criterion of the effectiveness of A/C TOS is the set of objective function and restrictions

$$\min [C_{TOS}^{AC} \{ \xi_{OS}^{AC}(t, \Gamma_{TOS}^{AC}) \}], \\ \gamma_{TOS}^{AC}(j) \in \Gamma_{TOS}^{AC}(j)$$

$$(\Omega_{TOS}^{AC})^* - \Omega_{TOS}^{AC} = \emptyset, (\Omega_{TOS}^{AC})^* \in (\Omega_{ATS})^*,$$

$$\begin{aligned} \gamma_{TOS}^{AC}(j) &\geq \leq \{\gamma_{TOS}^{AC}(j)\}^*, \gamma_{TOS}^{AC}(j) \in \Gamma_{TOS}^{AC}, \\ r_{TOS}^{AC}(l) &\geq \leq \{r_{TOS}^{AC}(l)\}^*, r_{TOS}^{AC}(l) \in R_{TOS}^{AC}, (R_{TOS}^{AC})^* \in R_{TOS}^*. \end{aligned} \quad (1)$$

That is, the criterion for the effectiveness of A/C TOS is to achieve the minimum value of the economic efficiency index at the given set of system parameters in the process of technical operation, provided all the required by ATS tasks are fulfilled, and all the restrictions on the system parameters and indicators of its technical efficiency are met.

ATOS solves a set of tasks Ω_{TOS}^A . A/C TOS as a system of higher level of the hierarchy imposes a required set of tasks for the implementation $(\Omega_{TOS}^A)^*$, and $(\Omega_{TOS}^A)^* \in (\Omega_{TOS}^{AC})^*$.

Let $\Gamma_{TOS}^A = \{\gamma_{TOS}^A(j)\}$ – to be the set of parameters of ATOS determined by its structure, connections, resources, and characteristics. The set of restrictions on the parameters of ATOS $(\Gamma_{TOS}^A)^* = [\{\gamma_{TOS}^A(j)\}^*]$ defines the limits of the parameter change Γ_{TOS}^A , based on the conservatism of the structures and connections, limited resources and maximum attainability of ATOS characteristics.

Process of technical operation $\xi_{OS}^A(t, \Gamma_{TOS}^A)$ is embedded in the process of technical operation $\xi_{OS}^{AC}(t, \Gamma_{TOS}^{AC})$. It is also a function of time t and of the set of parameters Γ_{TOS}^A .

The economic efficiency of ATOS is characterized by operating costs C_{TOS}^A , determined in the process of technical operation $\xi_{OS}^A(t, \Gamma_{TOS}^A)$.

The technical effectiveness of ATOS is characterized by a set of indicators $R_{TOS}^A = \{r_{TOS}^A(l)\}$, with each indicator $r_{TOS}^A(l) = r_{OS}^A(t, \Gamma_{TOS}^A)$ to be a function of time t and a set of parameters Γ_{TOS}^A . A/C TOS as hierarchy higher-level system imposes the required values of the set of technical efficiency indicators $(R_{TOS}^A)^* = [\{r_{TOS}^A(l)\}^*]$.

That is, the criterion for the effectiveness of ATOS is to achieve the minimum value of the economic efficiency index at the given set of system parameters in the process of technical operation, provided all the required by A/C TOS tasks are fulfilled, and all the restrictions on the system parameters and indicators of its technical efficiency are met.

$$\begin{aligned} &\min [C_{TOS}^A \{\xi_{OS}^A(t, \Gamma_{TOS}^A)\}], \\ &\gamma_{TOS}^A(j) \in \Gamma_{TOS}^A, \\ &(\Omega_{TOS}^A)^* - \Omega_{TOS}^A = \emptyset, (\Omega_{TOS}^A)^* \in (\Omega_{TOS}^{AC})^*, \\ &\gamma_{TOS}^A(j) \geq \leq \{\gamma_{TOS}^A(j)\}^*, \gamma_{TOS}^A(j) \in \Gamma_{TOS}^A, \\ &r_{TOS}^A(l) \geq \leq \{r_{TOS}^A(l)\}^*, r_{TOS}^A(l) \in R_{TOS}^A, (R_{TOS}^A)^* \in R_{TOS}^*. \end{aligned} \quad (2)$$

Thus, the hierarchy of criteria for the effectiveness of ATOS and A/C TOS has been constructed. In the same way, the hierarchy of criteria for the effectiveness of ATOS and Avionics Operation Test System (AOTS) is constructed [8, 9, 10].

Statement of the general task of the research work and its decomposition into compound tasks. Based on the analysis of ATOS as an object of research, analysis of mathematical modeling as a research apparatus and the developed hierarchy of efficiency criteria for ATOS and the systems interacting with it, we formulate the overall task of the research as follows.

On the set of parameters of the Avionics Technical Operation System (ATOS), we have to find the parameter values such that the system costs in process of technical operation reach the minimum when all the required tasks are fulfilled and all the restrictions on the system own parameters and indicators of its technical efficiency are met.

To solve the general task it is necessary to solve successively the following tasks:

- analyze avionics process of technical operation (as for existing avionics, as for new designed avionics) on the basis of operational statistics using modern statistical methods for the subsequent validation of mathematical models;
- develop mathematical models of the characteristics of process of technical operation, for which to modify the traditional methods of determining the failure flow parameter and the failure rate function;
- develop mathematical models of process of avionics technical operation on the basis of the results of analysis of operational statistics and to carry out appropriate revision of the mathematical apparatus taking into account the features of models;
- develop mathematical models for optimization process of avionics technical operation with deepening of the capabilities of the mathematical apparatus and carry out optimization;
- develop mathematical models for the synthesis of Avionics Technical Operation System with the deepening of the capabilities of the mathematical apparatus and carry out synthesis.

The theoretical results obtained during the research can serve as a scientific basis for solving practical problems of the formation and improvement of Avionics Technical Operation System.

CONCLUSION

Analytical and simulation modeling of ATOS in processes of technical operation. Formation and improvement of ATOS is a long and laborious process, requiring the usage of the most advanced mathematical methods. This is explained by the fact that, firstly, ATOS are complex systems, for the analysis of which until now no general mathematical and engineering methods have been created.

Secondly, the quality of ATOS shows itself over fairly long time interval, often spanning several years. The required quality is achieved only at the stationary stage of the technical operation process. Control influences on the system are very limited due to its conservatism. In addition, the system itself has a high cost, and any changes in it can affect the safety of flights.

Thus, mathematical modeling of ATOS should significantly reduce the costs of the system's formation, since it allows us to introduce certain adjustments in the early stages of its operation on the basis of available and constantly updated information.

REFERENCES

1. Fedosov E.A., Kos'yanchuk V.V., Sel'vesyuk N.I. *Integrirovannaya modul'naya avionika* [Integrated Modular Avionics]. *Radioelektronnyye tekhnologii* [Radio-electronic technologies], 2015, no. 1, pp. 66–71. (in Russian)
2. Kucheryavyy A.A. *Avionika* [Avionics]. SPb., Lan', 2016, 460 pp. (in Russian)
3. Smirnov N.N., Chinyuchin Yu.M. *Osnovy teorii tekhnicheskoy ekspluatatsii letatel'nykh apparatov* [Fundamentals of the theory of technical operation of aircraft]. M., MGTU GA, Insoft. [MSTUCA, Insoft], 2015, 600 p. (in Russian)
4. Itskovich A.A., Kabkov P.K. *Veroyatnostno-statisticheskiye modeli ekspluatatsii LA* [Probabilistic-statistical models of operation]. M., MGTU GA [MSTUCA], 2009, 144 p.
5. Mesarovich M., Takakhara Ya. *Obshchaya teoriya sistem: matematicheskiye osnovy* [General theory of systems: mathematical foundations]. M., Mir, 1978, 512 p. (in Russian)
6. Hinrichsen D., Pritchard A.J. *Mathematical Systems Theory I*, 2005, 804 p.
7. Rogers E., Galkowski K., Owens D.H. *Control Systems Theory and Applications for Linear Repetitive Processes*, 2007, 600 p.
8. Kuznetsov S.V. *Matematicheskiye modeli protsessov i sistem tekhnicheskoy ekspluatatsii avioniki kak markovskiy tsepi* [Mathematical models of processes and systems of avionic technical

operation as Markov chains]. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of the MSTUCA], 2014, no. 201, pp. 56-64. (in Russian)

9. Kuznetsov S.V. *Matematicheskiye modeli protsessov i sistem tekhnicheskoy ekspluatatsii avioniki kak markovskiye i polumarkovskiye protsessy* [Mathematical models of processes and systems of avionic technical operation as Markov and Semimarkov processes]. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of the MSTUCA], 2015, no. 213, pp. 28–33. (in Russian)

10. Kuznetsov S.V. *Matematicheskiye modeli protsessov i sistem tekhnicheskoy ekspluatatsii bortovykh kompleksov i funktsional'nykh sistem avioniki* [Mathematical models of processes and systems of technical operation for onboard complexes and functional systems of avionics]. *Nauchnyj Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of the MSTUCA], 2017, vol. 20, no. 01, pp. 132–140. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergey V. Kuznetsov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of Chair of Aircraft Electrical Systems and Avionics Technical Operation of Moscow State Technical University of Civil Aviation, s.kuznetsov@mstuca.aero.

СИСТЕМА ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ АВИОНИКИ И НАУЧНЫЕ ОСНОВЫ ЕЕ ФОРМИРОВАНИЯ

С.В. Кузнецов¹

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

Система технической эксплуатации авионики (СТЭА) – это совокупность объектов и средств технической эксплуатации, программ технического обслуживания и ремонта, а также персонала, осуществляющего процедуры и организующего процессы технической эксплуатации авионики.

СТЭА подчинена системе технической эксплуатации воздушного судна (СТЭВС), которая определяет ее цель и ограничения. Качество СТЭА характеризуется совокупностью свойств, определяющих ее способность удовлетворять с максимальной экономической эффективностью потребности СТЭВС, обеспечивая при этом требуемые уровни надежности и готовности авионики к эксплуатации. По отношению к СТЭА системами более низкого уровня иерархии являются системы технического обслуживания, ремонта, эксплуатационного контроля. СТЭА определяет цели и ограничения этих систем.

На основании анализа СТЭА как объекта исследования, анализа математического моделирования как аппарата исследования и разработанной иерархии критериев эффективности СТЭА и взаимодействующих с ней систем, общая задача научно-исследовательской работы сформулирована следующим образом. На заданном множестве параметров СТЭА определить значения параметров такие, чтобы затраты системы в процессе технической эксплуатации достигали минимума при выполнении всех требуемых задач и соблюдении всех ограничений на собственные параметры системы и показатели ее технической эффективности.

Для решения общей задачи необходимо последовательно решить целый ряд задач, сформулированных в статье. Полученные при исследовании теоретические результаты могут служить научной основой для решения практических задач формирования и совершенствования СТЭА. Формирование и совершенствование СТЭА – процесс длительный и трудоемкий, требующий привлечения самых совершенных математических методов. Таким образом, математическое моделирование СТЭА должно существенно снизить издержки формирования системы, так как позволяет на ранних этапах ее функционирования вводить определенные коррективы на основе располагаемой и постоянно обновляемой информации.

Ключевые слова: математические модели, процессы и системы, техническая эксплуатация, воздушное судно, авионика, бортовые комплексы, функциональные системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федосов Е.А., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И. Интегрированная модульная авионика // Радиоэлектронные технологии. 2015. № 1. С. 66–71.

2. Кучерявый А.А. Авионика. СПб.: Лань, 2016. 460 с.
3. Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М. Основы теории технической эксплуатации летательных аппаратов: учебник. М.: МГТУ ГА, Инсофт, 2015. 600 с.
4. Ицкович А.А., Кабков П.К. Вероятностно-статистические модели эксплуатации ЛА. М.: МГТУ ГА, 2009. 144 с.
5. Месарович М., Такахара Я. Общая теория систем: математические основы. М.: Мир, 1978. 512 с.
6. Hinrichsen D., Pritchard A.J. Mathematical Systems Theory I. 2005. 804 p.
7. Rogers E., Galkowski K., Owens D.H. Control Systems Theory and Applications for Linear Repetitive Processes. 2007. 600 p.
8. Кузнецов С.В. Математические модели процессов и систем технической эксплуатации авионики как марковские цепи // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 201. С. 56–64.
9. Кузнецов С.В. Математические модели процессов и систем технической эксплуатации авионики как марковские и полумарковские процессы // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 213. С. 28–33.
10. Кузнецов С.В. Математические модели процессов и систем технической эксплуатации бортовых комплексов и функциональных систем авионики // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Том 20. № 01. С. 132–140.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Кузнецов Сергей Викторович, профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, s.kuznetsov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 28.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 28.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 378.1

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-25-35

МОДЕЛИРОВАНИЕ И ПРИНЯТИЕ РЕШЕНИЙ ПРИ МОДЕРНИЗАЦИИ ОТРАСЛЕВОГО ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО КЛАСТЕРА ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

А.С. БОРЗОВА¹

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

В статье рассматривается отраслевой образовательный кластер гражданской авиации, который включает в себя учебные заведения гражданской авиации Российской Федерации, имеющие в своем составе обособленные структурные подразделения (филиалы), реализующие подготовку специалистов как по программам высшего, так и программам среднего профессионального образования. Инновационные требования к подготовке специалистов в сфере эксплуатации воздушного транспорта требуют реализации комплекса модернизационных мероприятий, направленных на обеспечение соответствия образовательной системы потребностям авиапредприятий. Для формулирования мероприятий в работе выделены основные структурные компоненты образовательного кластера, изменяющиеся в ходе модернизации с учетом влияния внешней среды. Предложена модель иерархического управления модернизационным процессом образовательного кластера. На основе принципов экспертно-мониторингового анализа разработана структурно-функциональная модель образовательной организации в виде иерархических отношений объектов отраслевого образовательного кластера. Учитывая, что элементы этих отношений находятся в неоднозначном взаимодействии, приводящем к неопределенности свойств системы, показана необходимость алгоритмизации интегральной оценки качества образовательной системы. На основе сравнительного анализа интегральных оценок для режимов функционирования и модернизации предложен механизм принятия решений по выбору комплекса мероприятий. Делается вывод, что модель-ориентированный подход позволяет поэтапно для каждого нового календарного периода выбирать вариант модернизационных мероприятий, с одной стороны, синхронизированных с текущим функционированием, а с другой – обеспечивающим инновационное развитие образовательного кластера ГА.

Ключевые слова: отраслевой образовательный кластер, гражданская авиация, образовательный процесс, вертикально-интегрированная подготовка, эксплуатация воздушного транспорта, модель-ориентированный подход, авиапредприятие, трудоустройство.

ВВЕДЕНИЕ

Отраслевой образовательный кластер гражданской авиации включает в себя учебные заведения гражданской авиации Российской Федерации, имеющие в своем составе обособленные структурные подразделения (филиалы), реализующие подготовку специалистов как по программам высшего, так и программам среднего профессионального образования.

Образовательный процесс представляет собой непрерывную вертикально-интегрированную подготовку по 8 укрупненным группам направлений (специальностей), учитывающих профиль подготовки специалистов для обеспечения функционирования гражданской авиации.

Инновационные требования к подготовке специалистов в сфере эксплуатации воздушного транспорта потребовали реализации комплекса модернизационных мероприятий, направленных на обеспечение соответствия образовательной системы потребностям авиапредприятий:

- структурной реорганизации филиальной сети базовых вузов на основе учреждений среднего профессионального образования;
- формирования непрерывной системы высшего и профессионального образования;
- построения образовательных программ путем совмещения требований образовательных и профессиональных стандартов с включением практико-ориентированных блоков (техно-

логических, эксплуатационных и нормативных) по согласованию с работодателями и учета расположения и технического оснащения, необходимых для профессиональной подготовки авиационных специалистов;

– внедрения модель-ориентированного подхода к прогнозированию выпуска специалистов и их трудоустройство.

– создания модель-ориентированных образовательных ресурсов, отражающих основные компоненты теоретической и практической подготовки кадров в местах их будущей трудовой деятельности.

УПРАВЛЕНИЕ МОДЕРНИЗАЦИОННЫМ ПРОЦЕССОМ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО КЛАСТЕРА

Для эффективного управления модернизационным процессом, синхронизированным с текущим функционированием образовательного кластера, выделим основные структурные компоненты, изменяющиеся в ходе модернизации с учетом влияния внешней среды (рис. 1):

объект управления – образовательный процесс;

система управления – организационная структура кластера.

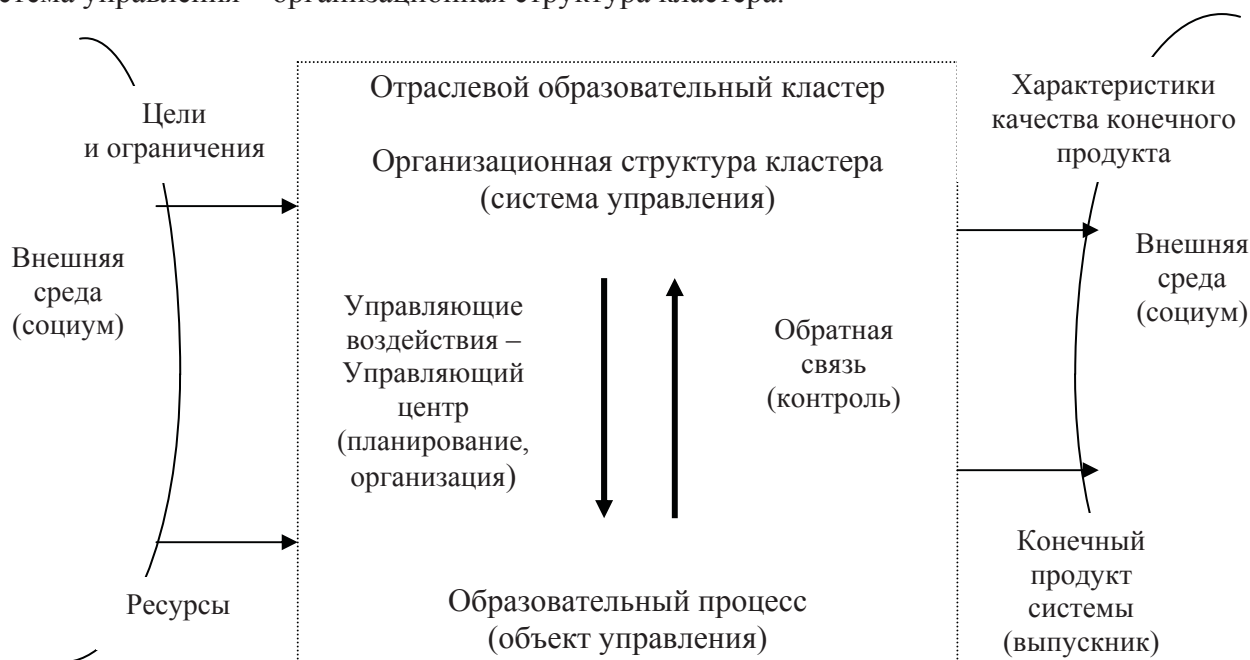


Рис. 1. Модель управления деятельностью образовательного кластера
Fig. 1. Model of management of educational cluster activity

При оперативном управлении решения представляют собой результат сопоставления плана и цели функционирования $x(t_0, t)$ с информацией о текущем состоянии управляемого объекта и степени достижения цели $y(t_0, t)$, определяемой модернизационным процессом. Орган управления обеспечивает своими решениями такое перераспределение ресурсов $u(t_0, t)$, которое в максимальной степени синхронизирует модернизационный процесс и функционирование путем компенсации выявленных расхождений между $y(t_0, t)$ и $x(t_0, t)$, что в свою очередь определяется негативным влиянием внешней среды (внешними помехами), а также внутренних воздействий, связанных с деятельностью субъектов в процессе функционирования системы.

Формальное представление оперативного управления имеет вид:

$$\Psi = \min \left[\Phi \left(x_{[t_0, t_1]}^e, y_{[t_0, t_1]}, u_{[t_0, t_1]}, v_{[t_0, t_1]} \right) | y(t) \right] = L \left(x_{[t_0, t_1]}, n_{[t_0, t_1]}^1 \right); \quad (1)$$

$$x(t) = F \left(x^0, t, u_{[t_0, t]}, v_{[t_0, t]} \right); u(t) = Q \left(x_{[t_0, t_1]}^e, y_{[t_0, t]}, v_{[t_0, t]}, t \right); \quad (2)$$

$$v(t) = F \left(x^0, t, u_{[t_0, t]}, n_{[t_0, t]}^2 \right); x^0, x^e \in R[x]; t \in [t_0, t_1], \quad (3)$$

где Ψ – некоторое множество показателей качества оперативного управления, а операция минимизации носит символический характер и трактуется как минимизация издержек управления по ряду показателей;

F, L, N – неформальные операторы (алгоритмы), формирующие представление об объекте управления (требуемое и текущее), а также о среде;

Q – неформальный оператор (алгоритм), определяющий выбор (перераспределение) ресурсов $u(t)$ для компенсации помех n^1 возмущений n^2 .

Для описания модернизационного процесса образовательного кластера во времени используется понятие его развития $\{R_t\}$, т. е. целенаправленное изменение во времени структуры $\{S\}$ и функции $\{F\}$ кластера, а также множество $C = \{S; F; R_t\}$ для моделирования структуры кластера, функционирования и развития образовательного кластера во времени.

Каждый из этих компонентов рассматривается с позиции эффективности и качества развития системы. Все множество полезных результатов предполагается разбить на три качественно разные группы.

Каждая из формируемых групп полезных результатов будет характеризоваться множеством разнообразий, которые изменяются во времени. Если множество исходных результатов (А) будет опережать по темпам множество промежуточных результатов (В), то (А > В) будет свидетельствовать о недостаточной деятельности по модернизации субъекта управления образовательным кластером.

В этой связи, модернизационный вариант, синхронизированный с функционированием и отвечающий наиболее полному удовлетворению потребностей общества, описывается неравенством $C > B > A$, которое отражает темпы изменения результатов С, В, А. Систематизация множества полезных результатов и услуг представлена в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

№	Наименование множества полезных результатов и услуг	Краткая характеристика
1	Исходные (А), которые системой потребляются, но не производятся	Восприятие системой материальных, энергетических и информационных условий деятельности образовательного кластера
2	Промежуточные (В), которые системой потребляются и производятся	Продукт труда и творчества внутренних элементов образовательного кластера
3	Конечные (С), которые системой производятся, но не потребляются	Элементы выхода образовательного кластера или влияние его на среду, т. е. выпуск специалистов

Функция планирования деятельности образовательного комплекса заключается в наложении ограничений на взаимодействие учебных подразделений образовательной организации или на возможности их использования. Каждое учебное подразделение может влиять на конечный результат системы следующими способами:

– путем поиска информационных связей и иерархических отношений между структурными подразделениями образовательной организации, т. е. за счет изменения показателя эффективности системы управления ими;

– путем выбора способа преодоления ограничений, накладываемых на эти отношения и связи, опосредовано внешними условиями и внутренней ситуацией, т. е. за счет изменения показателя качества системы управления образовательным процессом.

Вся деятельность системы управления деятельностью образовательным комплексом включает в себя:

– инвестиционную сферу, т. е. процессы, определяющие методологию и организацию учебных, воспитательных и научных процессов, также связанные с проявлением творческой активности, самостоятельности и с развитием системы – подготовкой и принятием решений в условиях полной неопределенности (научно-исследовательский сектор, научно-исследовательские лаборатории и т. д.);

– инфраструктурную сферу, т. е. процессы, обеспечивающие управление информационными, материальными и энергетическими потоками в образовательном комплексе. Функционирование учебных подразделений сводится к формированию ограничений на связи и отношения между составными элементами как системы управления, в частности, планово-финансовое управление, управление кадров, материально-техническое снабжение, механическая и энергетическая службы;

– административную сферу, включающую звенья, непосредственным образом не влияющие на объем и состав конечных результатов. Функционирование этих звеньев связано с поддержанием заданных условий работы образовательного комплекса (канцелярия, учебное управление, библиотека и др.);

– производственную сферу, включающую звенья, реализующие то, что найдено в инвестиционной, выбрано в инфраструктурной и поддерживается в административной сферах – образовательный процесс.

Представленные сферы деятельности взаимосвязаны между собой как четыре стадии жизненного цикла: начиная от научных поисков, через выбор ограничений на связи и отношения и поддержания заданных условий, заканчивая реализацией выпуска специалистов.

Образовательный комплекс развивается в шести режимах как динамическое соотношение между множествами С, В, А (табл. 2).

Таблица 2
Table 2

Динамические соотношения между разнообразиями	Краткая характеристика режима работы образовательного комплекса
$C > B > A$	Образовательный комплекс функционирует в эталонном или близком режиме: темп творческого поиска по производству конечного продукта опережает темп роста технологии преподавания и возможности поставки абитуриентов
$C > A > B$	Необходимо пересмотреть деятельность инфраструктурной и административной сфер деятельности учебных подразделений образовательного комплекса (отклонение от эталона)
$B > C > A$	Деятельность инфраструктурной сферы опережает инвестиционную. Необходимо ускорить научные исследования и разработки по актуальным проблемам высшей школы и изменить внутренний режим работы

Продолжение таблицы 2

$B > A > C$	Инвестиционная сфера отстает от инфраструктурной и административной. Научные исследования и разработки по проблемам образовательного комплекса не проводятся
$A > C > B$	Инфраструктурная сфера образовательного комплекса отстает от сферы преподавания
$A > B > C$	Необходимо основное внимание уделить научным исследованиям и разработкам и улучшению отношений между учебными подразделениями образовательного комплекса

При управлении модернизационным процессом, синхронизированным с функционированием и развитием образовательного кластера, используется следующая детализация поставленных целей:

- прогнозирование будущих результатов объективной деятельности в зависимости от информационного обеспечения и условий принятия решений воспринимается как цель → проблема → задача → задание;
- поставленная цель состоит из множеств: целенаправленные проблемы → совокупность проблемно-ориентированных задач → определенное количество задачеустремленных заданий.

При этом дерево целей позволяет группировать основные направления деятельности с различной степенью детализации. В деятельности образовательного кластера определены четыре основных вида: функционирование, развитие, маркетинг, управление (рис. 2).

МОДЕЛЬ ИЕРАРХИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ МОДЕРНИЗАЦИОННЫМ ПРОЦЕССОМ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО КЛАСТЕРА

На основе детализации поставленных целей и последующей регламентации взаимодействия элементов образовательной системы, строится модель иерархического управления модернизационным процессом образовательного кластера (рис. 3).

В рассматриваемой системе имеется управляющий центр и n активных элементов, при этом характеристики i -го элемента (множество возможных состояний, целевая функция и др.) зависят от параметра (формирование контингента, укомплектованность преподавательским составом, содержание образования, учебное оборудование и т. д.) $r_i \in \Omega_i$, $i = \overline{1, n}$ (в то же время для базового вуза центром является ректорат, для специальности – выпускающая кафедра). Каждый параметр r_i имеет оценку s_i . Функционирование рассматриваемой системы осуществляется следующим образом:

– на этапе сбора информации элементы сообщают центру оценки $\{s_i\}$ параметров $\{r_i\}$;

– на этапе планирования на основе полученных оценок центр, используя процедуру планирования $\pi: Q \rightarrow X$, где $\Omega = \prod_{i=1}^n \Omega_i$, $X = \prod_{i=1}^n X_i$ – множество допустимых планов, включающих направления деятельности образовательного кластера по повышению эффективности его функционирования, а также качества подготовки специалистов, назначает планы $x_i = \pi_i(s)$ элементам $i = \overline{1, n}$;

– на этапе выбора состояния, имея плановые задания, элементы выбирают свои состояния $y_i \in A_i(r_i)$.



Рис. 2. Основные функции деятельности вуза
Fig. 2. Primary functions of higher educational institution activity

Интересы центра и элементов выражаются целевыми функциями $\Phi(x, y)$ и $f_i(x_i, y_i)$, $i = 1, n$ соответственно, где $x = (x_1, \dots, x_n)$ и $y = (y_1, \dots, y_n)$. Таким образом, у каждого элемента определены два вида действий – сообщение оценок и выбор состояния. Предполагая рациональное поведение элементов, а также наличие фиксированных планов, выбираемые действия будут максимизировать соответствующие целевые функции, т. е.

$$\begin{aligned} y_i^* &\in \arg \max f_i(x_i, y_i), \\ y_i &\in A_i(r_i). \end{aligned} \quad (4)$$

Пусть $\psi(x, r) = \Phi(x, y^*)$. В этом случае значение целевой функции элемента зависит от назначаемых планов, зависящих от сообщенных элементами оценок. Таким образом, каждый элемент будет стремиться представить оценку, которая максимизирует его целевую функцию,

учитывая, что если даже эта оценка не совпадает с истинной. В этом случае в рассматриваемой задаче сообщение достоверной информации является равновесной стратегией для имеющихся элементов.

Таким образом, задача центра определена как выбор процедуры планирования, позволяющей чтобы в решении (в точке равновесия) значение его целевой функции было максимально.

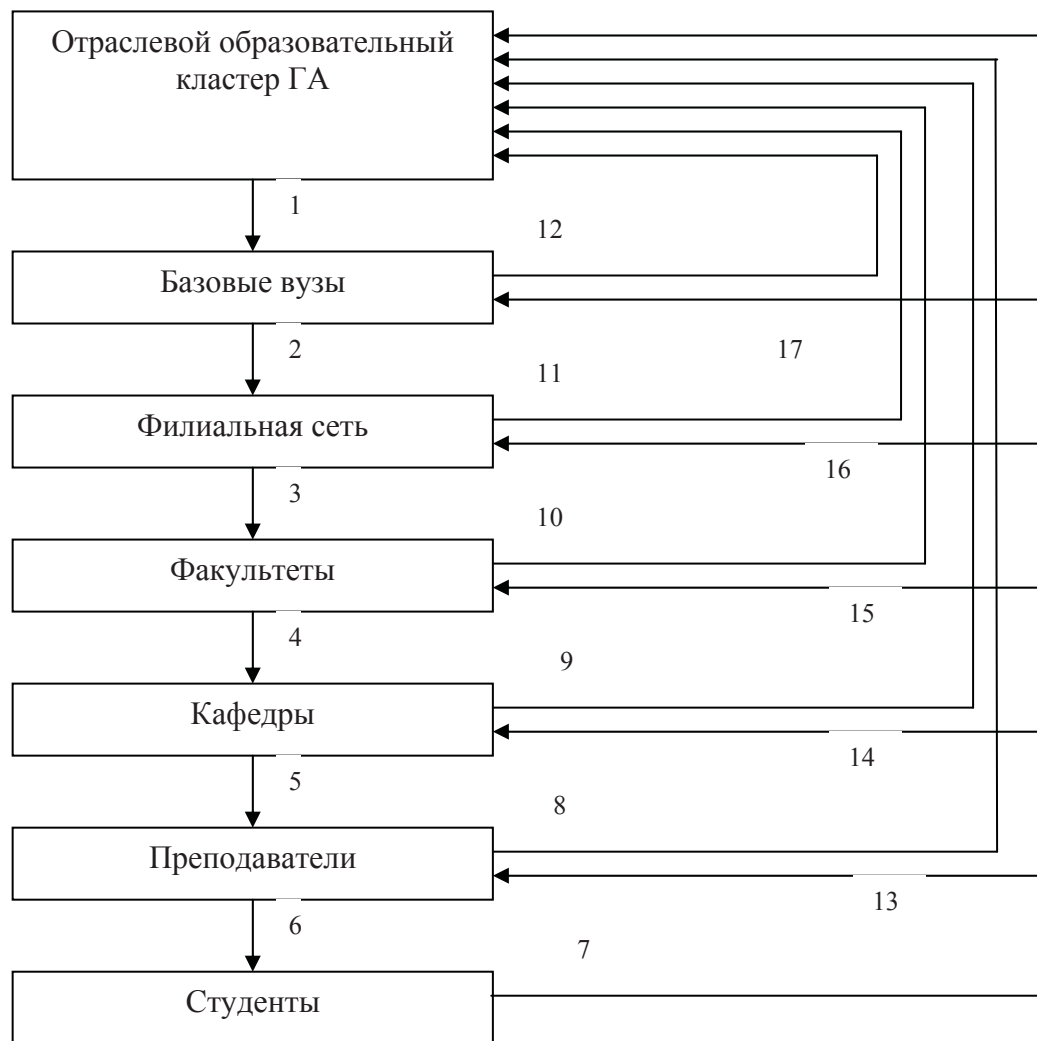


Рис. 3. Модель иерархического управления модернизационным процессом образовательного кластера
Fig. 3. Model of hierarchical management of modernization process of an educational cluster

Важной характеристикой механизма является его эффективность:

$$K(\Sigma) = \min_{r \in \Omega} \frac{\min_{S \in P_s} \Psi(x, r)}{\Psi_B(r)}, \quad (5)$$

где $\Psi_B(r)$ – некоторая «весовая» функция, P_s – множество равновесных стратегий ($s^* \in \Omega$) элементов.

Для каждого множества задается $X_i(s_{-i})$. Рассматривается процедура планирования:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Psi(x, s) \rightarrow \max \\ x \in X \\ \varphi_i(x_i, s_i) = \max \varphi_i(z, s_i) \\ Z \in X_i(s_{-i}) \end{array} \right. \quad (6), (7)$$

где $\varphi_i(\cdot)$ – функция предпочтения i -го активного элемента.

В этом случае процедуры (6), (7) – процедуры (механизмы) открытого управления. Условие (7) – условие совершенного согласования.

Управление модернизационным процессом по вертикали 1-2-3-4-5-6 вырабатывается на основе прогностических оценок и обратной связи, построенной путем сравнения показателей мониторинга эффективности деятельности вузов в режиме традиционного функционирования и после введения компонентов модернизации.

Структурная схема модернизирования и принятия решений при реализации иерархического управления приведена на рис. 4.

Модуль 1 определяет информационное обеспечение, характеризующее компоненты иерархического управления и связи между ними, которые приведены на рис. 3.

Модуль 2 дает возможность управляющему центру сформировать варианты $W_1, \dots, W_l, \dots, W_L$ состава модернизационных мероприятий на заданный календарный период [2].

Модули 3, 4, 5 поддерживают процедуру классификации свойств образовательной системы для режима текущего функционирования и при введении на очередной календарный период модернизационных мероприятий.

Осуществляется выбор наиболее существенных из них, представляющих универсальные показатели качества $y_g, g = \overline{1, G}$, значения которых зависят как от исходных параметров функционирования, так и от варианта модернизационных мероприятий.

Модули 6, 7 связаны с приведением всех показателей качества $y_g, g = \overline{1, G}$ к единой шкале $[0, A]$, в большинстве случаев $[0, 1]$, на основе определенного способа нормирования [3]. Предполагается использовать нормирование $\hat{y}_g, g = \overline{1, G}$ по максимальному и минимальному значениям $y_g(w_l), l = \overline{1, L}$, рассмотренное в [4].

Модуль 8 определяет выбор структуры модели построения интегральной оценки качества в форме разновидностей аддитивных и мультипликативных сверток [5, 6]. В работе используется вычисление интегральной оценки F_l для каждого варианта $w_l, l = \overline{1, L}$ по формуле средневзвешенной свертки, приведенной в [4].

Модули 10–15 включены в единую экспертно-мониторинговую процедуру на основе адаптивного подхода, детально изложенного в [4, 7]. Отличием является необходимость при проведении опроса эксперта предъявлять ему не только значение мониторируемых показателей $y_g(w_l^k)$ [8] для варианта модернизационных мероприятий, но и значения показателей $y_g^\phi, g = \overline{1, G}$ для режима текущего функционирования. Значения $y_g^\phi, g = \overline{1, G}$ эксперт учитывает в следующих случаях:

- при выборе наиболее неудовлетворительного показателя из множества $y_g(w_l^k), g = \overline{1, G}$, имеющего значение худшее, чем в режиме текущего функционирования;
- при определении градации лингвистической переменной;
- в случае выбора окончательного решения при формировании множества l_2 на основе сравнения величин интегральных оценок F_l для варианта модернизационных мероприятий и F^ϕ для режима текущего функционирования.

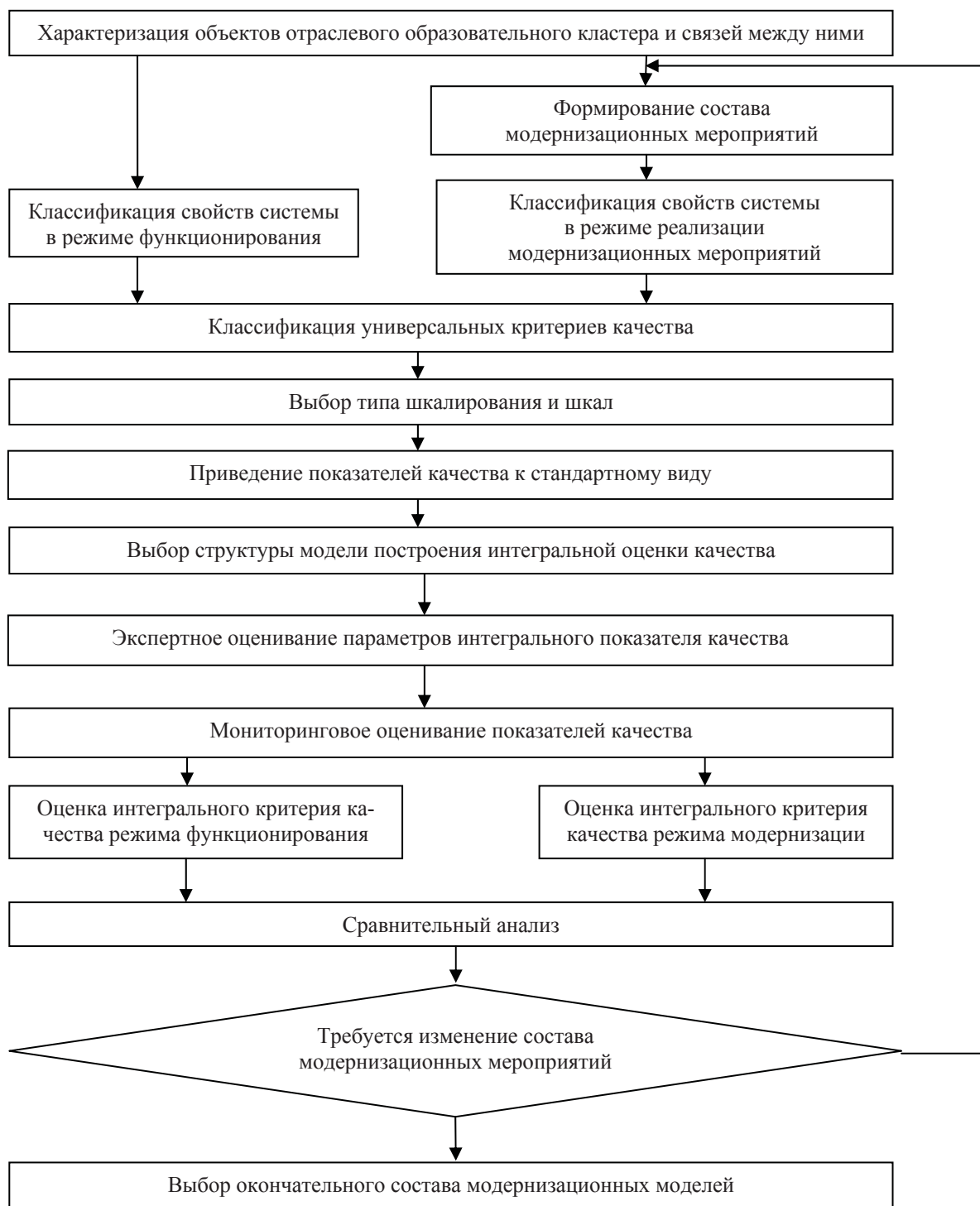


Рис. 4. Структурная схема моделирования и принятия решений при выборе модернизационных мероприятий на основе экспертно-мониторингового анализа
Fig. 4. Structural scheme of modeling and decision-making while choosing modernization events on the basis of expert and monitoring analysis

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, обоснована необходимость разработки инновационных компонентов модернизации обучения для эффективного использования модель-ориентированного подхода к совершенствованию системы подготовки кадров в области эксплуатации воздушного транспорта, связанных с отражением в структуре образовательных организаций возможности реализа-

ции дуального состояния функционирования и модернизации и оптимизацией содержания образовательных ресурсов на базе стандартов нового поколения. Модель-ориентированный подход позволяет поэтапно для каждого нового календарного периода выбирать вариант модернизационных мероприятий, с одной стороны, синхронизированных с текущим функционированием, а с другой – обеспечивающих инновационное развитие образовательного кластера ГА.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Агиева М.Т.** Моделирование иерархической структуры управления системой образования / М.Т. Алиева, М.Х. Мальсагов, Г.А. Угольников. Ростов-на-Дону: ЦВВР, 2003. 234 с.
2. **Литвак Б.Г.** Экспертные оценки и принятие решений. М.: Патент, 1996. 284 с.
3. **Батищев Д.И.** Оптимизация в САПР / Д.И. Батищев, Я.Е. Львович, В.Н. Фролов. М.: Высш. шк., 1997. 421 с.
4. **Борзова А.С.** Концептуальные основы модель-ориентированного подхода к прогнозированию и оптимизации системы подготовки кадров в области эксплуатации воздушного транспорта / А.С. Борзова // Экономика и менеджмент систем управления. 2017. № 2.1 (24). С. 188–194.
5. **Брахман Т.Д.** Многокритериальность и выбор альтернативы в технике. М.: Радио и связь, 1984. 288 с.
6. **Лотов А.В., Поспелова И.И.** Многокритериальные задачи принятия решений. М.: МАКСПресс, 2008. 197 с.
7. **Львович Я.Е.** Принятие решений в экспертно-виртуальной среде: монография / Я.Е. Львович, И.Я. Львович. Воронеж: ИПЦ «Научная книга», 2010. 140 с.
8. **Карелина И.Г.** Мониторинг деятельности образовательных организаций – инициатива системных изменений в высшем образовании. Ч. 1 / И.Г. Карелина, А.Б. Соболев, С.О. Сорокин // Высшее образование сегодня. 2015. № 6. С. 37–46.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Борзова Анжела Сергеевна, кандидат экономических наук, доцент, проректор по УМР МГТУ ГА, доцент кафедры управления и экономики на воздушном транспорте МГТУ ГА, a.borzova@mstuca.aero.

MODELING AND DECISION MAKING DURING THE CIVIL AVIATION INDUSTRY-SPECIFIC EDUCATIONAL CLUSTER MODERNIZATION PROCESS

Anzhela S. Borzova¹

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

ABSTRACT

The article deals with the civil aviation industry educational cluster which consists of the civil aviation educational establishments of the Russian Federation, comprising structural divisions (constituents) that provide specialist training for both higher and secondary vocational educational programs. Innovative requirements for aircraft maintenance specialist training challenge for a complex of modernization measures intended to provide educational system compliance with the needs of the aviation enterprises. In order to formulate the mentioned measures, the research separates basic structural components of the educational cluster, which change within the modernization process under the influence of the external environment. The article suggests the hierarchical model of the educational cluster modernization process management. Basing on the expert monitoring assessment principles, the educational establishment structural-functional model representing the hierarchical relations of the industry educational cluster objects is developed. Considering that these relations elements interact ambiguously which results in the system properties uncertainty, the research demonstrates the need to create

an algorithm for the educational system integral quality assessment system. On the grounds of integral assessment comparative analyses for both the functioning and modernization modes, the work suggests the decision-making mechanism for the measures to be taken. A conclusion is made that the model-based approach allows to choose the best option among the modernization measures (synchronized with the current functioning and at the same time providing civil aviation educational cluster innovative development) step-by-step for a certain calendar period.

Key words: industry-specific educational cluster, civil aviation, educational process, vertically-integrated training, aircraft maintenance, model-based approach, aviation enterprise, employment.

REFERENCES

1. **Agieva M.T.** *Modelirovanie ierarkhicheskoy struktury upravleniya sistemoy obrazovaniya* [Modeling of hierarchical structure of management of an educational system.]. M.T. Alieva, M.Kh. Mal'sagov, G.A. Ugolnitskiy. Rostov-on-Don, Centre of valeology of educational institutions, 2003, 234 p. (in Russian)
2. **Litvak B.G.** *Expertnye otsenki i prinyatie resheniy* [Expert judgements and decision-making]. M., Patent, 1996, 284 p. (in Russian)
3. **Batischev D.I.** *Optimizatsiya v SAPR* [Optimization in CAD]. D.I. Batischev, Ya.E. L'vovich, V.N. Frolov. M., Vysshaya shkola, 1997, 421 p. (in Russian)
4. **Borzova A.S.** *Kontseptualnye osnovy model-orientirovannogo podkhoda k prognozirovaniyu i optimizatsii sistemy podgotovki kadrov v oblasti expluatatsii vozdušnogo transporta* [Conceptual framework of model-oriented approach to forecasting and optimizing the personnel training system in the field of air transport operation]. *Ekonomika i menedzhment system upravleniya* [Economics and management of the control system], 2017, no. 2.1 (24), pp. 188–194. (in Russian)
5. **Brakhman T.D.** *Mnogokriterialnost i vibor alternativy v tekhnike* [Multi-criteria and selection of the alternative in engineering]. M., *Radio i svyaz* [Radio and communication], 1984, 288 p. (in Russian)
6. **Lotov A.V., Pospelova I.I.** *Mnogokriterialnye zadachi prinyatiya resheniy* [Multi-criteria problems of decision-making]. M., MAKS Press, 2008, 197 p. (in Russian)
7. **L'vovich Y.E.** *Prinyatie resheniy v ekspertno-virtualnoy srede: monografiya* [Decision-making in expert and virtual environment]. Y.A. L'vovich, I.Y. L'vovich. Voronezh, LLC CPI "Science Book", 2010, 140 p. (in Russian)
8. **Karelina I.G.** *Monitoring deyatel'nosti obrazovatel'nykh organizatsiy – initsiativa sistemnykh izmeneniy v visshem obrazovanii* [Monitoring of activity of educational institutions - initiative of a system changes in higher education]. Part 1. I.G. Karelina, A.B. Sobolev, S.O. Sorokin. *Visshee obrazovanie cegodnya* [Higher education today], 2015, no. 6, pp. 37–46. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Anzhela S. Borzova, Candidate of Economic Sciences, Vice-Rector on Teaching and Guiding in Moscow State Technical University of Civil Aviation, Associate Professor of Economics and Management on Air Transport Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.borzova@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 03.10.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 03.10.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 626.735.33
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-36-43

ИНТЕГРАЛЬНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

Л.Н. ЕЛИСОВ¹, Н.И. ОВЧЕНКОВ²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия

²Ярославский государственный университет, г. Ярославль, Россия

В работе представлен авторский взгляд на одну из важнейших проблем деятельности гражданской авиации в современных условиях – проблему обеспечения авиационной безопасности объектов гражданской авиации. Авиационную безопасность авторы понимают в терминах определения, приведенного в Воздушном кодексе. Поскольку введенный относительно недавно термин «транспортная безопасность» принципиально не противоречит термину «авиационная безопасность» в части, касающейся деятельности гражданской авиации, авторы считают возможным использовать исключительно термин «авиационная безопасность».

Предлагается оригинальный подход авторов к функционально-сущностному пониманию безопасности воздушного транспорта. Подход основан на анализе достаточно новых терминов, связанных с безопасностью, которые до сих пор не применялись при исследованиях безопасности воздушного транспорта, а именно: безопасность личности, единая безопасность и неделимая безопасность. В результате проведенного исследования авторы предлагают новый термин: интегральная безопасность воздушного транспорта, дается определение понятия интегральная безопасность, проводится структуризация понятия и представлен анализ функциональных связей элементов структуры.

Представлена постановка задачи моделирования безопасности (опасности) объекта защиты в формате гипотетического поля, отображающего некоторое состояние среды как пространство безопасности. Показано, что методология исследования интегральной безопасности сводится к оценке уровня безопасности и решения вопроса о его приемлемости, для чего необходимо решить проблемы формализации и моделирования. Авторы полагают, что из того множества методов, которые предлагает теория поля, наиболее адекватным для формализации является математический аппарат теории краевых задач, которые описываются системой дифференциальных уравнений в частных производных.

Ключевые слова: авиационная безопасность, интегральная безопасность воздушного транспорта, понятийный аппарат, формализация, моделирование, краевая задача, дифференциальные уравнения в частных производных.

ВВЕДЕНИЕ

В современных условиях существования человеческого сообщества безопасность отдельного индивидуума или социальной группы людей становится одним из главных факторов жизнедеятельности человека, доминирующим критерием функционирования сложных систем, обеспечивающих комфортные условия его жизни и профессиональной деятельности.

Безопасность – многозначное понятие, характеризующее защищенность и низкий уровень риска для человека, общества или любых других субъектов, объектов или их систем. Это такое состояние сложной системы, когда действие внешних и внутренних факторов не приводит к ухудшению системы или невозможности ее функционирования и развития [1].

Особую значимость имеет безопасность в транспортной сфере, и в особенности в области воздушного транспорта, поскольку отсутствие таковой или ее недостаточный уровень резко снижает востребованность транспортных услуг и ставит под сомнение существование и развитие отрасли. Поэтому проблема обеспечения безопасности воздушного транспорта возникла одновременно с формированием гражданского воздушного флота как отрасли, обеспечивающей воздушные перевозки. При этом все проблемы гражданской авиации, связанные с безопасностью, рассматривались в рамках безопасности полетов. В дальнейшем это понятие трансформировалось и возникли новые направления, связанные с безопасностью в различных сферах производственной деятельности в гражданской авиации.

МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ПОЛУЧЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

На современном этапе развития гражданской авиации требования по обеспечению безопасности воздушного транспорта существенно возросли и функционально трансформировались, что неотвратимо ставит задачу принципиального переосмысливания и пересмотра проблем, задач и подходов к их решению с точки зрения соответствия новым реальностям. Отметим несколько принципиально важных моментов.

Стратегия национальной безопасности РФ до 2020 года [2] вводит понятие безопасность личности, под которой понимается такое состояние и условия жизни личности, при которых реализуются ее права и свободы, прежде всего право на жизнь и личную неприкосновенность. При этом в качестве основных угроз безопасности личности отмечаются: негативное состояние отечественной безопасности, угроза криминализации общественных отношений, рост организованных форм преступности, ухудшение экологической ситуации в стране, риск технических катастроф.

В международно-правовой сфере широко используются понятия «единой» и «неделимой» безопасности, которые связаны с обеспечением государственной безопасности [3]. В данном случае эти понятия используются в отношении субъектов безопасности, под которыми понимаются различные государства, и определяют их взаимную обусловленность.

Анализ понятий «безопасность личности», «единая безопасность» и «неделимая безопасность» применительно к гражданской авиации дает несколько неожиданный и интересный результат. Дело в том, что на сегодняшний день в авиационной транспортной системе фигурируют и используются несколько видов безопасности, различающихся с точки зрения понятийного аппарата, функциональной принадлежности, предметной области применимости, методов, средств и процедур исследования. Основными из них являются: безопасность полетов, авиационная безопасность, транспортная безопасность, промышленная безопасность, производственная безопасность, экологическая безопасность, информационная безопасность, экономическая безопасность и некоторые другие (рис. 1).

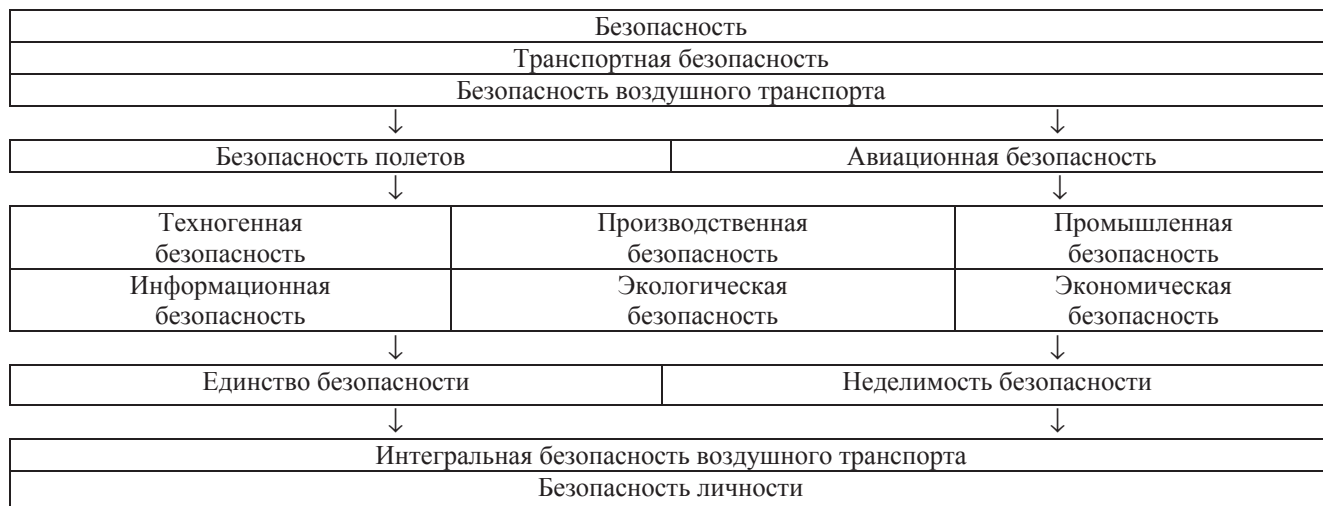


Рис. 1. К вопросу об интеграции безопасности воздушного транспорта
Fig. 1. To the question of the integration of air transport security

Каждая из них имеет прямое отношение к безопасности личности, но парадокс состоит в том, что достижение приемлемого уровня, например, безопасности полетов, абсолютно не гарантирует приемлемого уровня безопасности личности, если, например, не удастся достичь приемлемого уровня авиационной безопасности.

Это справедливо по отношению к любому типу безопасности, правда, в различной степени. В таком случае становится актуальным понятие «единая и неделимая безопасность».

На основании вышеизложенного авторы предлагают ввести новое понятие «интегральная безопасность воздушного транспорта». Тогда появляется новое научное направление, включающее совокупность исследований, ориентированных на идентификацию нового понятия и разработку принципов, стратегии и методологии исследования новой предметной области (рис. 1).

Интегральная безопасность воздушного транспорта – это такое состояние авиационной транспортной системы, которое гарантирует приемлемый уровень безопасности личности в условиях реализации исчерпывающего перечня авиационных услуг и авиационных работ.

Если согласиться с предложенной трактовкой понятия интегральная безопасность, то с целью дальнейшего его совершенствования и развития нового научного направления необходимо решить несколько принципиальных вопросов.

1. Предметная область нового научного направления включает: совокупность объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств; совокупность угроз в отношении их безопасности и субъектов реализации этих угроз; совокупность средств, методов и форм обеспечения безопасности во всем многообразии их структурного, функционального, информационного и других различий [4]. Поскольку понятие интегральная безопасность в своем содержательном смысле базируется на всех этих совокупностях, возникает проблема идентификации понятия через некоторое пространство состояний гипотетической среды, отражающей эти совокупности. На данном этапе нашего понимания этой среды, в качестве ее отображения можно воспользоваться аппаратом теории поля. Авторы предлагают безопасность личности отождествить с некоторым полем безопасности. В таком случае правомочно ввести гипотетические поля угроз и защиты. Тогда появляется триада гипотетических полей, результатом взаимодействия которых является интегральная безопасность. Такая интерпретация интегральной безопасности нам представляется вполне правомочной, поскольку само понятие безопасность является гипотетическим и все исследования в области безопасности осуществляются на уровне умозрительных представлений.

2. Методология изучения безопасности в конечном итоге как результат сводится к оценке уровня безопасности и решения вопроса о его приемлемости. При переходе к интегральной безопасности для решения вопроса о ее приемлемом уровне необходимо разработать методологию оценочных процедур, для чего необходимо решить проблемы формализации и моделирования (рис. 2).

3. Авторы полагают, что из того множества методов, которые предлагает теория поля, наиболее адекватным для формализации является метод, основанный на теории краевых задач, которые описываются системой дифференциальных уравнений в частных производных. Теория краевых задач достаточно хорошо проработана и предлагает широкий выбор методов моделирования и решения для различных условий реализации предметной области.

Краевая задача для дифференциальных уравнений в частных производных – это задача получения решения в заданной области при заданных дополнительных ограничениях в точках границы (краевых или граничных условиях) [5, 6, 7].

Краевая задача для линейного уравнения n -го порядка имеет вид

$$L(y) = f(x), U_\mu(y) = \gamma_\mu, \mu = 1, 2, \dots, m,$$

где $L(y) = \sum_{v=0}^n f_v(x)y^{(v)}$.

Смешанная (краевая) задача для уравнения гиперболического типа – это задача нахождения функции $u(x, t) \in C^2(Q_\infty) \cap C^1(\bar{Q}_\infty)$, удовлетворяющей уравнению

$$\rho \frac{\partial^2 u}{\partial t^2} = \operatorname{div}(p \operatorname{grad} u) - qu + F(x, t), (x, t) \in Q_\infty,$$

начальным условиям

$$u|_{t=0} = u_0(x), \frac{\partial u}{\partial t}|_{t=0} = u_1(x), x \in \bar{G}$$

и граничному условию

$$\alpha u + \beta \frac{\partial u}{\partial n}|_S = 0.$$

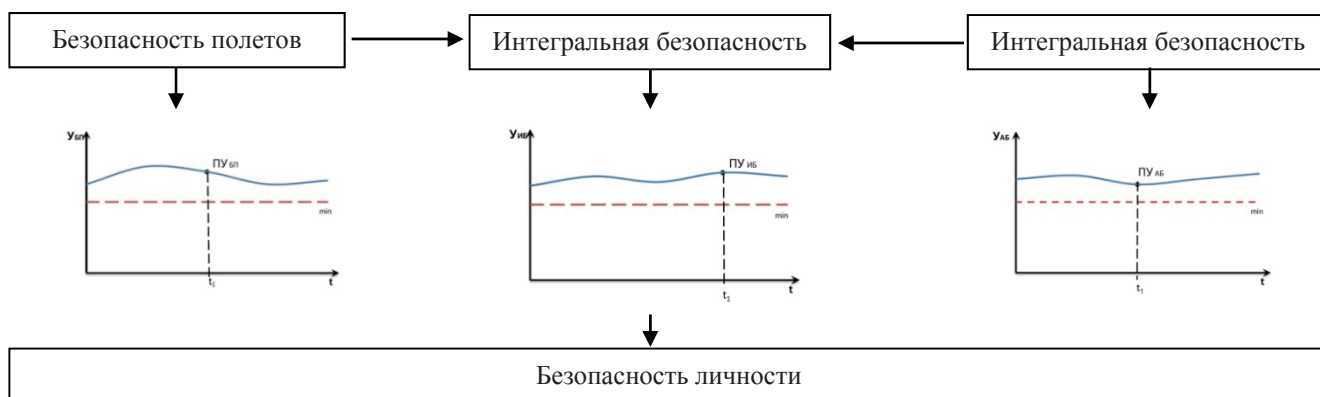


Рис. 2. К вопросу о безопасности личности
Fig. 2. To the question of a person's security

Смешанная (краевая) задача для уравнения параболического типа состоит в нахождении функции $u(x, t) \in C^2(Q_\infty) \cap C^1(\bar{Q}_\infty)$, $\text{grad}_x u \in C(\bar{Q}_\infty)$, удовлетворяющей уравнению

$$\rho \frac{\partial u}{\partial t} = \text{div}(p \text{ grad } u) - qu + F(x, t), (x, t) \in Q_\infty,$$

начальному условию

$$u|_{t=0} = u_0(x), x \in \bar{G}$$

и граничному условию

$$\alpha u_0 + \beta \frac{\partial u}{\partial n} = v(x, t), (x, t) \in S \times [0, \infty).$$

Для уравнений эллиптического типа известны следующие краевые задачи [8]:

– трехмерное уравнение Лапласа

$$\Delta u = 0. \text{ Область } G \in \mathbb{R}^3 \text{ такова, что } G_1 = \mathbb{R}^3 \setminus G;$$

– внутренняя задача Дирихле:

найти гармоническую в области G функцию $u \in C(\bar{G})$, принимающую на границе S заданные (непрерывные) значения u_0 ;

– внешняя задача Дирихле:

найти гармоническую в области G_1 функцию $u \in C(\bar{G}_1)$, принимающую на S заданные (непрерывные) значения u_0^+ и обращающуюся в нуль на бесконечности;

– внутренняя задача Неймана:

найти гармоническую в области G функцию $u \in C(\bar{G})$, имеющую на S заданную (непрерывную) правильную нормальную производную u_1^- ;

– внешняя задача Неймана:

найти гармоническую в области G_1 функцию $u \in C(\bar{G}_1)$, имеющую на S заданную (непрерывную) правильную нормальную производную u_1^+ и обращающуюся в нуль на бесконечности.

Аналогичные краевые задачи ставятся для уравнения Пуассона [7, 9]: $\Delta u = -f$.

Таким образом, математический аппарат теории краевых задач содержит практически исчерпывающий перечень математических моделей для формального представления различных физических процессов, в том числе в теории поля.

Ниже представлены некоторые подходы к аналитическому решению краевых задач. Запишем дифференциальное уравнение в оперативном виде

$$A(\varphi) = p \text{ в области } \Omega,$$

где A – линейный дифференциальный оператор.

Решение уравнения должно удовлетворять операторным краевым условиям

$$B(\varphi) = r \text{ на границе } \Gamma.$$

В большинстве случаев аналитические методы решения краевых задач имеют ограниченное применение. В таком случае используются численные методы. Наиболее эффективным методом решения краевых задач на современном этапе следует считать сеточное и нейросетевое моделирование [10, 11, 12].

Возвращаясь к понятию неделимость безопасности, являющемуся одним из базовых понятий интегральной безопасности, прежде всего необходимо решить проблему комплексирования отдельных видов безопасностей. Интуитивно понятно, что каждая безопасность в предложенном выше перечне однозначно связана с понятием интегральная безопасность, но характер этих связей далеко не определен. Более того, вероятно существуют определенные взаимосвязи между ними, характер которых также нуждается в идентификации. Таким образом, возникает проблема глубокого исследования содержательного смысла выделенных безопасностей и разработки их адекватной проекции на формальное отображение интегральной безопасности (рис. 2). Авторы полагают, что единой платформой здесь может быть информационная составляющая, представляемая через некоторое пространство множеств. Математический аппарат теории множеств в данном случае хорошо стыкуется с аппаратом теории поля.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Понятно, что перечень вопросов, с одной стороны, должен быть существенно расширен, с другой, каждый ответ требует достаточно глубокого исследования. Авторы полагают, что в рамках данной работы можно ограничиться рассмотренными вопросами, однако главный вывод состоит в том, что интегральная безопасность должна быть базовым понятием теории безопасности воздушного транспорта.

Важно отметить, что предлагаемый подход безальтернативен, поскольку другого пути в направлении создания теории безопасности воздушного транспорта просто нет, а вопрос о необходимости создания теории не обсуждается, в противном случае наступит время, когда приемлемый уровень безопасности воздушного транспорта потребует ресурсов, соизмеримых с ресурсами всей авиационной транспортной системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Заплатинский В.М.** Терминология науки о безопасности // Zbornik prispevkov z medzinarodnev vedeckejkonferencie «Bezhecnostnaveda a bezpecnstnev z delanie». Liptovsky Mikulas: AOSL iptovskomVikulasi, 2006.
2. Стратегия национальной безопасности РФ до 2020 года. Указ Президента РФ от 12 мая 2009 г. № 537. URL: <http://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/95521> (дата обращения 9.09.2017).
3. Федеральный закон в области обеспечения транспортной безопасности. ФЗ от 9 февраля 2007 года № 16-ФЗ «О транспортной безопасности». URL: <http://base.garant.ru/12151931> (дата обращения 9.09.2017).
4. **Елисов Л.Н., Овченков Н.Н., Фадеев Р.С.** Введение в теорию авиационной безопасности / под. ред. Л.Н. Елисова. Ярославль: Филигрань, 2016. 320 с.
5. **Елисов Л.Н., Овченков Н.Н.** Авиационная безопасность как объект математического моделирования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 03, С. 13–20.
6. **Елисов Л.Н.** К вопросу о точности эвристических алгоритмов при решении оптимизационных задач в эксплуатации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 179. С. 123–126.
7. **Горбаченко В.И.** Нейрокомпьютеры в решении краевых задач теории поля: уч. пособие для вузов. М.: Радиотехника, 2003. 336 с.
8. **Елисов Л.Н., Овченков Н.Н.** Некоторые вопросы сеточного и нейросетевого моделирования задач управления авиационной безопасностью аэропорта // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20. № 03. С. 21–29.
9. **Фарлоу С.** Уравнения с частными производными для научных работников и инженеров. М.: Мир, 1985. 384 с.
10. **Овченков Н.И., Елисов Л.Н.** Оценка уязвимости объектов транспортной инфраструктуры и транспортных средств в гражданской авиации // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 204. С. 65–68.
11. **Каллан Р.** Основные концепции нейронных сетей. М.: Издательский дом «Вильямс», 2001. 288 с.
12. **Елисов Л.Н.** Методология и средства квалитметрии инженерно-технического состава гражданской авиации: автореферат диссертации на соискание ученой степени доктора технических наук. М., 1995.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Елисов Лев Николаевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности МГТУ ГА, lev.el@list.ru.

Овченков Николай Иванович, кандидат технических наук, доцент кафедры теоретической информатики ЯрГУ, ovchenkov@electronika.ru.

INTEGRAL SECURITY OF AIR TRANSPORT

Lev N. Elisov¹, Nikolay I. Ovchenkov²

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

²*P.G. Demidov Yaroslavl State University, Yaroslavl, Russia*

ABSTRACT

The paper presents the authors' view on one of the most important issues of civil aviation under current conditions – ensuring aviation security of civil aviation objects. The authors understand "aviation security" in terms of the definition

given in the Air Laws and Regulations. The authors consider it possible to speak and use nothing but the term "aviation security" since the term "transport security", introduced relatively recently, does not fundamentally contradict the term "aviation security" insofar as it concerns civil aviation.

An original approach of the authors to the functional-essential understanding of air transport security is proposed. The approach is based on the analysis of sufficiently new security-related terms that have not been used so far in air transport security studies. It is bodily security, common security and indivisible security. As a result of the implemented study, the authors propose a new term: integral air transport security. Besides, the authors give the definition of integral security term, structure the term and provide an analysis of the functional relationships of the structure elements.

The statement of the issue of modeling the security (danger) of the object in the format of a hypothetical field that represents some state of the environment as a security space is presented. It is shown that the methodology of the study of integrated security is reduced to assessing security level and deciding the issue of its acceptability. For this reason, it is necessary to solve the issues of formalization and modeling. The authors believe that the mathematical apparatus of the theory of boundary value problems, that are described by a system of partial differential equations, is the most adequate for formalization out of the many methods that field theory offers.

Key words: aviation security, integral security of air transport, definitions, formalization, modeling, boundary value problem, partial differential equations.

REFERENCES

1. **Zaplatinskiy V.M.** Terminology of security science. Zbornik prispevkov zmedzinaro dnevnedeckej konferencie «Bezhecnostnavedabezpechnstnevzdelanie». Liptovsky Mikulas, AOSLiptovskomVikulasi, 2006.
2. *Strategiya natsionalnoy bezopasnosti RF do 2010 goda. Ukaz Prezidenta RF ot 20 maya 2009 g. № 537* [Russia's National Security Strategy till 2020. The Decree of the President of the Russian Federation dated 12.05.2009. No. 537]. URL: <http://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/95521> (accessed: 9.09.2017). (in Russian)
3. *Federalnyi zakon v oblasti obespecheniya transportnoy bezopasnosti. FZ ot 9 fevralya 2007 goda № 16-FZ "O transportnoy bezopasnosti"* [The Federal law in the sphere of transport security ensuring. Dated 09.02.2007 No. 16-FZ "On transport security"]. URL: <http://base.garant.ru/12151931> (accessed: 9.09.2017). (in Russian)
4. **Elisov L.N., Ovchenkov N.I., Fadeev R.S.** *Vvedenie v teoriyu aviatsionnoy bezopasnosti* [Introduction to theory of Aviation Security]. Ed. by L.N. Elisov. Yaroslavl, Filigree, 2016, 320 p. (in Russian)
5. **Elisov L.N., Ovchenkov N.I.** *Aviatsionnaya bezopasnost kak obyekt matematicheskogo modelirovaniya* [Aviation security as an object of mathematical modeling]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA* [The Scientific Bulletin of MSTUCA], 2017, Vol. 20, no. 3, pp. 13–20. (in Russian)
6. **Elisov L.N.** *K voprosu o tochnosti evristicheskikh algoritmov pri reshenii optimizatsionnykh zadach v ekspluatatsii* [To the question of the accuracy of heuristic algorithms for solving optimization problems in operation]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA]. 2012, no. 179, pp. 123–126. (in Russian)
7. **Gorbachenko V.I.** *Neyrokompyuteryivresheniikraevykh zadach teoriipolya* [Neurocomputers in solving boundary value problems of field theory]. Educational Guidance for higher educational institutions. M., Radio Engineering. 2003, 336 p. (in Russian)
8. **Elisov L.N., Ovchenkov N.I.** *Nekotorye voprosy setochnogo i neyrosetevogo modelirovaniya zadach upravleniya aviatsionnoy bezopasnosti* [Some questions of the grid and neural network modeling of airport aviation security control task]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA* [The Scientific Bulletin of MSTUCA], 2017, vol. 20, no.3, pp. 21–29. (in Russian)
9. **Farlou S.** *Uravneniya s chastnymi proizvodnymi dlya nauchnykh rabotnikov i inzhenerov* [Partial Derivative Equations for Scientists and Engineers]. M., Mir, 1985, 384 p. (in Russian)
10. **Ovchenkov N.I., Elisov L.N.** *Otsenka uyazvimosti obyektov transportnoy infrastruktury i transportnykh sredstv v grazhdanskoy aviatsii* [Assessment of transport infrastructure and means of

transport vulnerability in civil aviation]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA* [The Scientific Bulletin of MSTUCA]. 2014, no. 204, pp. 65–68. (in Russian)

11. Callan R. *Osnovnyie kontseptsii neyronnyih setey* [Basic concepts of neural networks]. M., Publishing House "Williams", 2001, 288 p. (in Russian)

12. Elisov L.N. *Metodologiya i sredstva kvalimetrii inzhenerno-tehnicheskogo sostava grazhdanskoy aviacii. Avtoreferat dissertatsii na soiskanie uchenoj stepeni doktora tehnikeskikh nauk* [Methodology and tools of quality control of engineering and technical personnel of civil aviation. Abstract of the doctoral thesis of Mathematics and Physics]. Moscow, 1995. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Lev N. Elisov, Doctor of Technical Science, Professor, Full Professor of Flight and Life Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, lev.el@list.ru.

Nikolay I. Ovchenkov, Candidate of Technical Science, Associate Professor of Theoretical Computer Science Chair, P.G. Demidov, Yaroslavl State University, ovchenkov@electronika.ru.

Поступила в редакцию 03.10.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 03.10.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 621.89+665.6

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-54-62

УСТРОЙСТВО НЕПРЕРЫВНОГО МОНИТОРИНГА ЧИСТОТЫ АВИАТОПЛИВА В ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ СХЕМЕ ТОПЛИВООБЕСПЕЧЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А.А. БРАЙЛКО¹, Н.А. ДРУЖИНИН², В.М. САМОЙЛЕНКО¹

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия,

²ЗАО «Топливо-заправочный сервис» Внуково, г. Москва, Россия

В настоящее время особое внимание уделяется качеству заправляемого в воздушные суда топлива как одной из составляющих безопасности полетов для обеспечения безотказной работы топливной системы. Существующая система контроля качества включает периодический отбор проб авиатоплива в тару с последующим их контролем по нормируемым показателям качества, которые не выявляют возможных причин ухудшения этих показателей для их устранения в последующей эксплуатации и не выявляют факторы возникновения источников загрязнения авиатоплива. Система контроля в основном обеспечивает проведение мероприятий по сохранению качества авиатоплива и безопасность полетов обслуживаемых авиакомпаний гражданской авиации на современном уровне в соответствии с нормативными требованиями. В статье на основании теоретических исследований каскадной фильтрации механических примесей разработана математическая модель расчета параметров индикаторных фильтрующих перегородок. Рассчитанные с помощью математической модели поры индикаторных фильтрующих перегородок были экспериментально проверены на прокачном стенде и показали хорошую сходимость расчетных и экспериментальных результатов. Применение каскадной фильтрации топлива с различными параметрами индикаторных перегородок позволило разработать устройство мониторинга чистоты топлива, позволяющее осуществлять непрерывный (встроенный) контроль уровня загрязнения потока рабочей жидкости в различных точках технологического оборудования (например, после насоса, на входе и выходе резервуаров и агрегатов, на выходе фильтра и т. д.) и осуществлять функциональную диагностику состояния агрегатов технологического оборудования путем контроля изменения параметров частиц и мест возникновения износа.

Ключевые слова: индикаторная перегородка, каскадная фильтрация, непрерывный мониторинг чистоты топлива, устройство непрерывного мониторинга.

ВВЕДЕНИЕ

Обеспечение безопасности полетов остается и в настоящее время одной из важнейших проблем. С целью оценки влияния на безопасность полетов качества очистки авиатоплива авторами работы выполнен анализ статистических данных об инцидентах, авариях и катастрофах с ВС коммерческой ГА РФ в период с 1990 по 2016 год, учтенных в базе данных Автоматизированной системы обеспечения «Безопасность полетов» (АСО БП) по коду «028 топливная система» [1].

Проведенный анализ показал, что причиной отказов авиадвигателей (20,5 %) является загрязнение авиатоплива механическими примесями (рис. 1).

Наличие в авиатопливе механических примесей (26 событий) и воды (29 событий) может быть подтверждением недостатков методов обеспечения качества очистки авиатоплива. События, отнесенные к действию факторов, обозначенных такими неопределенными терминами, как «некондиционность авиатоплива» (34 события) и «несоответствие авиатоплива ТУ» (3 события), не могут не включать в себя события, обусловленные наличием механических примесей и воды. Таким образом, далее анализировались события, вызванные воздействием механических примесей, воды, «некондиционного авиатоплива», «авиатоплива, не соответствующего ТУ» (всего 92 события).

При расследовании причин этих 92-х событий было установлено, что 78 из них вызваны заправленным перед рейсом авиатопливом. Исходя из проделанного анализа, можно заключить, что максимально возможное число событий, обусловленных недостатками методов обеспече-

ния качества очистки авиатоплива от механических примесей и воды, составляет 78 (36,6 % всех событий).

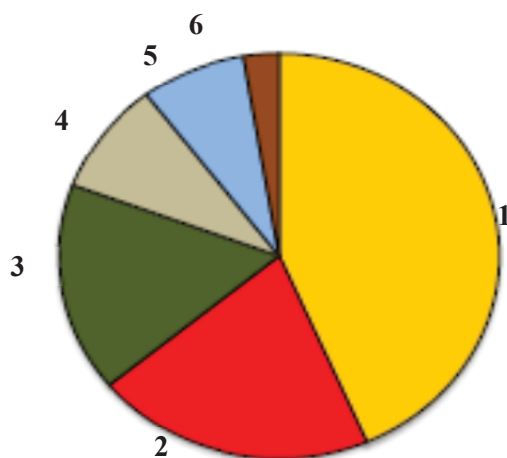


Рис. 1. Диаграмма видов некондиционности авиатоплива, послуживших причинами инцидентов и авиационных происшествий из-за отказов авиадвигателей:

- 1 – некондиционное авиатопливо (без указания причины некондиционности) 43,5 %;
2 – загрязнение авиатоплива механическими примесями 20,5 %;
3 – ненормативная концентрация ПВКЖ в авиатопливе 16,7 %; 4 – загрязнение авиатоплива водой 9,0 %;
5 – химические загрязнения в авиатопливе 7,7 %; 6 – несоответствие авиатоплива ТУ 2,6 %

Fig. 1. Diagram of off-grade aviation fuel that caused aviation incidents and accidents due to engine malfunctions:

- 1 – off-grade aviation fuel (without specifying off-grade causes) 43,5 %;
2 – contamination of aviation fuel with mechanical impurities 20,5 %;
3 – out-of-spec concentration of anti-icing additives in aviation fuel 16,7 %;
4 – contamination of aviation fuel with water 9,0 %; 5 – chemical contamination in aviation fuel 7,7 %;
6 – product nonconformity 2,6 %

Таким образом, статистические данные подтверждают наличие проблемы контроля чистоты авиатоплива и его влияния на безопасность полетов, а следовательно, необходима разработка устройства для непрерывного мониторинга чистоты топлива.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЕТА ИНДИКАТОРНЫХ ПЕРЕГОРОДОК И ЕЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА

Вопрос поддержания чистоты авиатоплива на предприятиях топливообеспечения является основным и самым сложным. Мониторинг качества авиатоплива проводится на всех этапах технологической системы от приема до выдачи на заправку в ВС. В процессе мониторинга устанавливается тенденция изменения уровня чистоты авиакеросина, оценивается соблюдение действующих нормативов по уровню чистоты авиакеросина и эффективность работы используемых средств его очистки. Известно [2–4], что механические примеси неравномерно распределены по объему и взятый анализ пробы топлива является не вполне объективным показателем чистоты авиакеросина. В связи с этим требуется применение устройств, позволяющих осуществлять постоянный контроль топлива.

Такое устройство может быть реализовано на известных технологиях каскадной фильтрации частиц разного размера через несколько установленных последовательно пористых перегородок с уменьшающимися размерами пор [5]. Для разработки модели расчета индикаторных перегородок фильтрации в работе применены статистические методы, основанные на работах отечественных основоположников гидравлики Н.Е. Жуковского, Н.Н. Павловского и других, с использованием основных законов теории гидравлики и характера движения жидко-

сти в поровых каналах фильтрующих перегородок, по аналогии движения жидкости в трубах с учетом числа Рейнольдса [6–8].

При протекании загрязненного топлива через индикаторные фильтрующие перегородки часть поровых каналов закупоривается частицами механических примесей, размер которых не позволяет им пройти через отверстие сетки. Соответственно происходит изменение показателя перепада давления ΔP . Следовательно, при разработке новой системы мониторинга чистоты топлива с применением каскадной фильтрации необходимо рассчитать гидравлическое сопротивление фильтрующих перегородок.

При ламинарном течении топлива через перегородку зависимость гидравлического сопротивления от показателей структуры и динамики закупорки части пор описывается уравнением Дарси

$$\frac{Q}{F} = V = k \frac{\Delta P}{\mu l} \text{ или } Q = k \frac{\Delta P F}{\mu l}, \quad (1)$$

где Q – суммарный расход топлива, $\text{см}^3/\text{с}$;
 F – площадь пористой перегородки, см^2 ;
 V – средняя скорость течения топлива, $\text{см}/\text{с}$;
 k – коэффициент проницаемости, см^2 ;
 ΔP – разность давления до и после фильтрующей перегородки, Па;
 μ – динамическая вязкость жидкости, Па·с;
 l – толщина фильтрующей перегородки, см.

Уравнение (1) подтверждено большим фактическим материалом и называется законом Дарси, хотя является эмпирическим, поскольку коэффициент проницаемости k определяется опытным путем.

Из уравнения Дарси выведем формулу удельной пропускной способности перегородки – q [9, 10]:

$$Q = \frac{Q}{F} = V = k \frac{\Delta P}{\mu l} \text{ или } Q = k \frac{\Delta P F}{\mu l}, \quad (2)$$
$$q = \frac{k}{l}; \text{ отсюда } q = \frac{\mu Q}{\Delta P F}, [\text{см}].$$

Для дальнейших оценок гидравлических характеристик пористых индикаторных перегородок удобно использовать коэффициент удельного гидравлического сопротивления R , учитывающий как свойства пористой структуры, так и толщину материала, который может быть вычислен по формуле

$$R = \frac{l}{k} = \frac{\Delta P F}{\mu Q} [\text{см}^{-1}] \quad (3)$$

или

$$R = \frac{\Delta P}{V}, \quad (4)$$

где V – средняя скорость жидкости, $\text{см}/\text{с}$.

То есть задача расчета гидравлического сопротивления перегородок сводится к определению функциональной зависимости коэффициента R от параметров фильтрующих перегородок.

В силу вышеизложенного расходы жидкости через условные поры распределены по логарифмически нормальному закону и поэтому выражаются следующим уравнением:

$$Q = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^z e^{-\frac{z^2}{2}} dz, \quad (5)$$

где z – нормально распределенная величина, равная

$$Z = \frac{\ln \delta - \ln \delta_0}{\ln v}, \quad (6)$$

где $\ln \delta_0$, $\ln v$ – параметры нормального распределения логарифма диаметра условных пор.

Элементарный расход топлива через поры, имеющие размер от δ до $(\delta + \Delta\delta)$, равен

$$\Delta Q = \frac{Q_0}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{z^2}{2}} dz. \quad (7)$$

С другой стороны, элементарный расход можно выразить через истинную скорость жидкости в поре, которая по закону Пуазейля [11] равна

$$U = \frac{\delta^2}{32\mu l} \cdot \Delta P \quad \text{и} \quad \Delta Q = \Delta U \cdot \Delta F_p = \Delta Q = \Delta U \cdot \Delta F_p \frac{\delta^2 \Delta P}{32\mu l} \cdot \Delta F_p, \quad (8)$$

где ΔF_p – элементарная расчетная суммарная площадь всех пор диаметром δ .

Следует учесть, что длина условных пор вследствие их извилистости всегда больше толщины пористой перегородки. Для учета этого в уравнение вводится коэффициент m , учитывающий извилистость и пористость материала, коэффициент m уточняется по экспериментальным данным. Тогда

$$\Delta Q = \frac{m \delta^2 \Delta P}{32\mu l} \cdot \Delta F_p. \quad (9)$$

Для каскадного расположения четырех последовательно установленных индикаторных сеток формула будет иметь вид

$$R = R_1 + R_2 + R_3 + R_4 [\text{см}^{-1}]. \quad (10)$$

Таким образом, для разработки устройства мониторинга постоянного контроля топлива может быть проведен теоретический расчет гидравлического сопротивления его каскадной фильтрации по экспериментальным исследованиям макета каждой перегородки.

Подбор и расчет оптимальных значений гидравлического сопротивления перегородок монитора позволяет определить рациональное соотношение между площадями фильтрующих поверхностей и геометрическими размерами каждого индикаторного элемента в конструкции монитора.

Для определения количественной оценки коэффициента удельного гидравлического сопротивления в работе были проведены стендовые испытания перегородок. При стендовых испытаниях каждой индикаторной перегородки на чистом топливе определяем показатель коэффициента удельного гидравлического сопротивления R .

Испытания первой перегородки (металлической сетки) проводились на образце площадью $F = 28,26 [\text{см}^2]$, $\Delta P = 0,3 [\text{кг/см}^2]$, $Q = 383,3 [\text{см}^3/\text{с}]$, μ – динамическая вязкость дизельного топлива, $\mu = 4,34 [\text{МПа} \cdot \text{с}] = 434 [\text{Па} \cdot \text{с}]$.

$$R = (\Delta P F) / (\mu Q) \frac{\Delta P \cdot F}{\mu \cdot Q}, \quad (11)$$

$$R_1^0 = \frac{\Delta P_1 \cdot F}{\mu \cdot Q_1} = \frac{0,11 \cdot 28,26}{434 \cdot 383} = 0,000019 [\text{см}^{-1}].$$

Вторая индикаторная перегородка из полимерной сетки квадратного плетения испытывалась в аналогичных условиях той же площади образца, но перепад давления составил $\Delta P = 0,16$ [кг/см²]:

$$R_2^0 = \frac{\Delta P_2 \cdot F}{\mu \cdot Q_2} = \frac{0,16 \cdot 28,26}{434 \cdot 325} = 0,000032 \text{ [см}^{-1}\text{]}.$$

Третья индикаторная перегородка состоит из двух слоев полимерной сетки квадратного плетения, смещенных относительно направления нитей на 45°, что обеспечивает более равномерную поровую структуру и лучшие фильтрующие свойства. Перепад давления составил $\Delta P = 0,24$ [кг/см²]:

$$R_3^0 = \frac{\Delta P_3 \cdot F}{\mu \cdot Q_3} = \frac{0,24 \cdot 28,26}{434 \cdot 288} = 0,000054 \text{ [см}^{-1}\text{]}.$$

Четвертая индикаторная перегородка состоит из фильтрующей бумаги 5 мкм производства Холин Ворс и имеет значительно большее гидравлическое сопротивление. Перепад давления составил $\Delta P = 0,55$ [кг/см²]:

$$R_4^0 = \frac{\Delta P_4 \cdot F}{\mu \cdot Q_4} = \frac{0,55 \cdot 28,26}{434 \cdot 102} = 0,00035 \text{ [см}^{-1}\text{]}.$$

Таким образом, Σ коэффициентов удельного гидравлического сопротивления всех четырех индикаторных перегородок будет равна

$$R_\Sigma^0 = R_1^0 + R_2^0 + R_3^0 + R_4^0 = 0,000019 + 0,000032 + 0,000054 + 0,00035 = 0,00455 \text{ [см}^{-1}\text{]}.$$

Из экспериментальных данных видно, что наибольшее гидравлическое сопротивление получаем от четвертой перегородки (фильтрующая бумага 5 мкм), коэффициент удельного гидравлического сопротивления $R = 0,00035$ [см⁻¹].

Для проверки погрешности измерения показателей проводим прокачку пакета сразу трех перегородок, расположенных последовательно, и трех перегородок, рассчитанных теоретически ($R_T = 0,00031$).

При испытаниях пакета трех последовательно расположенных перегородок получаем $\Delta P_5 = 0,3$ кг/см², с расходом топлива $Q = 0,62$ л/с.

Коэффициент удельного гидравлического сопротивления R_5^0 равен $0,00332$ см⁻¹.

$$R_5^0 = \frac{\Delta P_5 \cdot F}{\mu \cdot Q_5} = \frac{0,30 \cdot 28,26}{434 \cdot 61,7} = 0,000317 \text{ [см}^{-1}\text{]}.$$

В сравнении значения первых трех опытов $R_5^0 = 0,000317$ и $R_T = 0,00031$ получаем разницу в показателях равную 2,2 %. Следовательно, сходимость результатов экспериментальных и теоретических исследований достаточно высокая – 97,8 %.

Таким образом, разработанная математическая модель проверена экспериментально и показала высокую сходимость.

РАЗРАБОТКА УСТРОЙСТВА КОНТРОЛЯ КОЛИЧЕСТВЕННОГО СОДЕРЖАНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ПРИМЕСЕЙ В ПОТОКЕ АВИАТОПЛИВА

На основании вышеизложенного и проведенных в работе исследований предложено устройство непрерывного контроля качества топлива, реализованное по «частичнопоточной»

схеме. В монитор при такой схеме для проведения контроля отбирают заданную часть потока (1–5 %) контролируемого углеводородного топлива, пропускают эту часть потока через устройство, состоящее из системы фильтрующих перегородок (мембран), и по полученным данным судят о наличии механических примесей определенного размера во всем объеме топлива в заданный отрезок времени.

Устройство контроля количественного содержания механических примесей в жидком углеводородном топливе (рис. 2) содержит систему фильтрующих перегородок с последовательно уменьшающимися размерами пор, датчики давления, установленные перед каждой фильтрующей перегородкой и за ней, а также аналитический блок-регистратор, связанный с датчиками давления, отличающийся тем, что аналитический блок-регистратор содержит блок памяти и микропроцессор, включающий компараторы. Входы микропроцессора соединены с выходами интеллектуальных датчиков давления и выходом блока памяти, а выход микропроцессора с входом блока памяти. Блок индикации содержит цифровой дисплей, имеющий возможность отображения на экране данных о весовом количестве механических примесей на каждой фильтрующей перегородке.

Первая фильтрующая перегородка 3 с самыми крупными порами (ячейками) задерживает самые крупные частицы, следующая фильтрующая перегородка имеет более мелкие поры (ячейки) и так далее. На каждой фильтрующей перегородке 3, 4, 5 и 6 формируется осадок, поры (ячейки) каждой перегородки закупориваются частицами в разных размерных диапазонах.

Каждая фильтрующая перегородка (поз. 3–6) имеет размер пор (ячеек) в заданном диапазоне и, соответственно, будет пропускать основную массу частиц меньшего размера беспрепятственно.

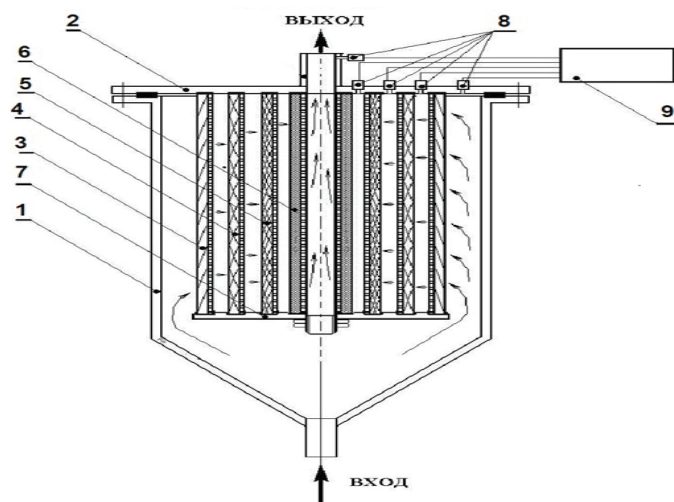


Рис. 2. Схема устройства контроля количественного содержания механических примесей в потоке авиатоплива:

- 1 – корпус монитора; 2 – крышка монитора; 3 – первая индикаторная фильтрующая перегородка;
4 – вторая индикаторная фильтрующая перегородка; 5 – третья индикаторная фильтрующая перегородка;
6 – четвертая индикаторная фильтрующая перегородка; 7 – опорная плита; 8 – датчики давления;
9 – контролер обработки данных

Fig. 2. Diagram of the control device of the quantitative content of mechanical impurities in aviation fuel flow;
1 – the display casing; 2 – monitor cover; 3 – the first indication filter wall; 4 – the second indication filter wall;
5 – the third indication filter wall; 6 – the fourth indication filter wall; 7 – support plate; 8 – pressure sensors;
9 – the controller of data processing

Таким образом, все частицы загрязнений разделятся по фракциям, например, первая перегородка 3 – в диапазоне более 20 мкм, вторая перегородка 4 – в диапазоне до 10 мкм, третья перегородка 5 – в диапазоне от 10 мкм до 5 мкм, четвертая перегородка 6 – частицы размером 5 мкм и менее.

На рис. 3 представлена зависимость роста перепада давления от суммарного веса задержанных частиц в четырех фракционных диапазонах. Рост перепада давления на каждой из фильтрующих перегородок 3, 4, 5, 6 (рис. 3) зависит от суммарного количества частиц ее закупоривающих, в определенном фракционном диапазоне размеров. Представленные данные роста перепада давления на индикаторных перегородках получены при экспериментальных исследованиях макетного образца монитора.

Для построения тарифовочных математических зависимостей в период настройки устройства производился сбор и обработка статистической информации. При увеличении гидравлического сопротивления на каждые $0,1 \text{ кг/см}^2$ всего устройства перегородки снимают, каждую высушивают под вакуумом и взвешивают для определения массы задержанных частиц. Измерения проводят до достижения предельно допустимого перепада давления $1,5 \text{ кг/см}^2$ всего устройства, после чего по семи значениям строят тарифовочные кривые для каждой (например, из 4-х) из последовательно установленных фильтрующих перегородок разной номинальной тонкости фильтрации.

Полученные математические зависимости по изменению перепада давления регистрируются интеллектуальным датчиком давления на каждой фильтрующей перегородке, и значения текущей производительности потока топлива в режиме реального времени заносятся в аналитический блок-регистратор.

В результате применения такой системы автоматизированного непрерывного мониторинга, с учетом общего расхода топлива, можно получать объективные данные о загрязнении авиационного топлива, а также об изменении этого загрязнения в течение времени прокачки и данные о размерных группах загрязняющих частиц.

Таким образом, предложено устройство, позволяющее определять наличие механических примесей в потоке топлива, на которое получен патент № 141654 РФ [12].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье проанализирована возможность создания устройства для непрерывного мониторинга контроля чистоты топлива на основе каскадной фильтрации. Разработано устройство, позволяющее осуществлять непрерывный мониторинг чистоты авиатоплива. Применение данного устройства позволяет в режиме текущего времени принимать решение о кондиционности авиатоплива. Установлена зависимость роста перепада давления от веса задержанных частиц. На основе закона Дарси разработана математическая модель, учитывающая ламинарное и турбулентное течение потока авиатоплива и позволяющая производить расчет параметров индикаторных фильтрующих перегородок. Предложенная модель проверена экспериментально. Результаты теоретических расчетов и экспериментальной оценки показали высокую сходимость.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ 18675-2012. Документация эксплуатационная и ремонтная на авиационную технику и покупные изделия на нее. М.: Стандартинформ, 2009. 92 с.

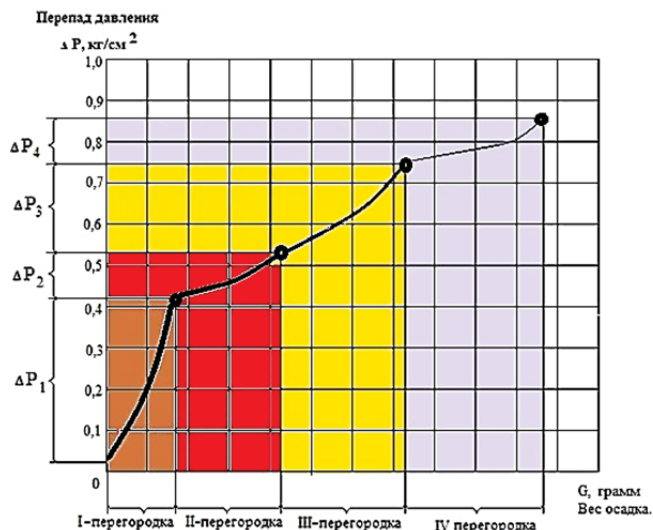


Рис. 3. Зависимость роста перепада давления от веса задержанных частиц

Fig. 3. The dependence of differential pressure growth on trapped particles weight

2. Тимошенко А.Н. Разработка метода экспериментального определения скорости седиментации механических примесей в авиатопливе и исследование формы частиц наиболее критичного загрязнителя / А.Н. Тимошенко, С.П. Урявин, А.Н. Козлов, И.С. Мельникова // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2013. № 3. С. 54–61.
3. Рыбаков К.В. Фильтрация авиационных топлив. М.: Транспорт, 1973. 164 с.
4. Сыроедов Н.Е. Мониторинг чистоты топлив в системе топливообеспечения ЗАО «ТОПЛИВОЗАПРАВОЧНЫЙ СЕРВИС» а\п Внуково / Н.Е. Сыроедов, А.А. Браилко, Н.А. Дружинин // Научно-техническая конференция «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества»: тезисы докладов. М.: МГТУ ГА, 2013. С. 54.
5. Удлер Э.И. Метод оценки эффективности пористых фильтров по их проницаемости // Двигателестроение. 1985. № 7. С. 38–41.
6. Кириш А.А. Фильтрация аэрозолей волокнистыми материалами ФП / А.А. Кириш, А.К. Будыка, В.А. Кириш // Журнал Российского химического общества им. Д.И. Менделеева. 2008. Т. ЛП, № 5. С. 97–102.
7. Басманов П.И. Высокоэффективная очистка газов от аэрозолей фильтрами Петрянова / П.И. Басманов, В.Н. Кириченко, Ю.Н. Филатов, Ю.Л. Юров. М.: Наука, 2003. 271 с.
8. Swanson C.J., Julian B., Ihas G.G., Donnelly R.J. Pipe flow measurement over a wide range of Reynolds numbers using liquid helium and various gases. J. Fluid Mech, 2002, vol. 461, pp. 51–60.
9. Отчет «Разработка экспресс-метода определения показателей эффективности работы пористых фильтрующих материалов». М.: НПО НАТИ, 1985. 132 с.
10. Бушланов В.П. Теория фильтра Дарси / В.П. Бушланов, И.В. Бушланов, Е.Н. Сентякова // Научные ведомости Белгородского государственного университета. Серия: Математика. Физика. 2012. № 11 (130). Вып. 27. С. 103.
11. Rundora L. Laminar flow in a channel filled with saturated porous media, PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Cape Peninsula University of Technology, (2013).
12. Патент ПМ 141654, РФ, МПК G01N 33/22, B01D 25/00. «Устройство контроля содержания механических примесей в жидкости и система мониторинга содержания механических примесей в потоке жидкости» / Браилко А.А. и др. (5 соавторов). Опубликовано от 26.08.2015 г.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Браилко Анатолий Анатольевич, соискатель кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, brailko@tzsvko.aero.

Дружинин Никита Александрович, Главный инженер ЗАО «Топливо-заправочный сервис» Внуково, druzhinin@tzsvko.aero.

Самойленко Василий Михайлович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, v.samoilenko@mstuca.aero.

DEVICE FOR CONTINUOUS MONITORING OF AVIATION FUEL PURITY IN THE TECHNOLOGICAL SCHEME OF AIRCRAFT FUEL SUPPLY

Anatoly A. Brailko¹, Nikita A. Druzhinin², Vasily M. Samoilenko¹
¹Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia
²JSC "Fuel filling service" Vnukovo Moscow, Russia

ABSTRACT

Currently, special attention is paid to the aircraft fuel quality as a component of safety to ensure trouble-free operation of the fuel system. The existing system of quality control involves periodic sampling of the fuel in the container and

their subsequent control by the normalized quality indicators that do not identify possible reasons for the deterioration of these indicators to remove them for trouble-free operation and do not identify the factors of pollution sources. The monitoring system generally ensures the implementation of measures to preserve the quality of aviation fuel and flight safety of serviced civil aviation airlines at current level according to regulatory requirements. The article describes the mathematical model for calculation parameters of indicator filtering partitions based on cascade filtration theoretical studies of mechanical impurities. Pores of indicator filtering partitions calculated by means of mathematical model have been experimentally tested on simulator stand and showed a good convergence of calculated and experimental results. The use of cascade filtration of fuel with different indicator partitions parameters made it possible to develop a device for fuel purity monitoring, allowing continuous (inline) monitoring the level of liquid flow contamination at various points of technological equipment (for example, after the pump, at the inlet and outlet of tanks and units, the output of the filter, etc.) and to carry out functional diagnostics of units condition process equipment by monitoring changes of particle parameters and the wear occurrence.

Key words: indicator partitions, cascade filtration, continuous fuel purity monitoring, device for continuous monitoring.

REFERENCES

1. GOST 18675-2012. *Dokumentatsiya ekspluatatsionnaya i remonnaya na aviatsionnyuyu tekhniku i pokupnye izdeliya na nee* [Maintenance and repair documentation for aviation equipment and articles to be procured]. M., STANDARTINFORM, 2009, 92 p.
2. **Timoshenko A.N.** *Razrabotka metoda eksperimentalnogo opredelenia skorosti sedimentatsii mekhanicheskikh primesey v aviotoplive i isledovanie formy chastits naibolee kritichnogo zagreznitel'ya* [Development of method of experimental determination sedimentation speed of solid contamination in the jet fuel and the results of studies of particle shape of the most dangerous pollution]. A.N. Timoshenko, S.P. Aravin, A.N. Kozlov, I.S. Melnikov. *Nauchnyy vestnik GosNII GA* [Scientific Bulletin of GosNII GA], 2013, № 3, pp. 54–61. (in Russian)
3. **Rybakov K.V.** Filtration of aviation fuel. M., Transport, 1973, 164 p.
4. **Siroedov N.E.** Monitoring the fuel purity in the fuel supply system of the JSC "Fuel – Supply Service", Vnukovo airport. N.E. Siroedov, A.A. Braylko, N.A. Druzhinin. *Tezisy dokladov nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Grazhdanskaya aviatsiya na sovremennom etape razvitiya nauki, tekhniki i obschestva"* [Scientific and technical conference "Civil aviation at the present stage of science, technology and society development"]. M., MGTU GA, 2013, 54 p.
5. **Udler E.I.** *Metod otsenki effektivnosti poristyh filtrov po ih pronitsaemosti* [Method of efficiency estimation of porous filters according to their permeability]. *Dvigatelsestroenie* [Engine construction], 1985, no. 7, pp. 38–41. (in Russian)
6. **Kirsch A.A.** *Filtratsiya aerorozley voloknistymi materialami FP* [Filtration of aerosols with FP fiber materials]. A.A. Kirsch, A.K. Budyka, A.A. Kirsch. *Zhurnal Rossiyskogo Himicheskogo Obshestva* [The Journal of the Russian Chemical Society], 2008, Vol. LII, no. 5, pp. 97–102. (in Russian)
7. **Basmanov P.I.** High-performance gas purification from aerosols with Petryanov's filters. P.I. Basmanov, V.N. Kirichenko, Yu.N. Filatov, Yu.L. Yurov. M., Science, 2003, 271 p. (in Russian)
8. Pipe flow measurement over a wide range of Reynolds numbers using liquid helium and various gases. C.J. Swanson, B. Julian, G.G. Ihas, and R.J. Donnelly. *J. Fluid Mech*, 2002, vol. 461, pp. 51–60.
9. The report "Development of an express method for definition of indicators of porous filter material operation efficiency". M., Scientific Manufacture Association, Scientific and technical centre of domestic tractor manufacture, 1985, 132 p.
10. **Bushlanov V.P.** *Teoria filtra Darsi* [The Theory of Darcy's filter]. V.P. Bushlanov, I.V. Bushlanov, E.N. Sencakova. *Nauchniye vedomosti Seriya: Matematika. Fizika* [Admiral Ushakov Maritime State University, Scientific Bulletin Series: Mathematics. Physics], 2012, № 11 (130), vol. 27, p. 103. (in Russian)
11. **Rundora L.** Laminar flow in a channel filled with saturated porous media, PhD Thesis, Department of Mechanical Engineering, Cape Peninsula University of Technology, 2013.

12. Patent PM 141654, the Russian Federation, IPC G01N 33/22, B01D 25/00. "A device to control the content of mechanical impurities in liquids and a monitoring system of the mechanical impurities content in the fluid stream". Braylko A.A. and others (5 co-authors). Published on 26.08.2015.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Anatoly A. Brailko, Postgraduate of the Chair of Aircraft Fuel Supply and Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, brailko@tzsvko.aero.

Nikita A. Druzhinin, Chief Engineer of JSC "Fuel Filling Service", Vnukovo, druzhinin@tzsvko.aero.

Vasily M. Samoilenko, Doctor of Technical Sciences, Professor, Head of the Chair of Aircraft Fuel Supply and Repair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, v.samoilenko@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 23.08.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 23.08.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 621.396

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-44-53

МЕТОД ОЦЕНКИ АДЕКВАТНОСТИ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ТРЕНАЖЕРАХ ОПЕРАТОРОВ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ НА БАЗЕ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

А.В. БУНИН¹, А.Н. ПОТАПОВ²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации, г. Москва, Россия

²Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия
имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Определены проблемы реализации экспериментальных исследований по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах операторов радиоэлектронных средств управления воздушным движением (РЭС УВД). Сформулированы требования к составу аппаратного обеспечения по проведению летного эксперимента для оценки адекватности тренажных средств лиц группы руководства полетами (ГРП) при УВД в ближней зоне аэродрома. Для вероятностной оценки степени адекватности имитационного моделирования в тренажерах операторов радиоэлектронных средств (РЭС) выбран обобщенный критерий Фишера- χ^2 , который позволяет по критерию Фишера получить уточненное значение уровня значимости, а на основании этого по критерию согласия χ^2 произвести количественную оценку адекватности имитационного моделирования в тренажерах РЭС. В целях повышения качества тренажной подготовки лиц ГРП и приближения процессов, моделируемых в тренажных средствах при УВД в ближней зоне аэродрома к реальным, предложен метод для оценки адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах операторов РЭС УВД на базе летного эксперимента. Показано, что при реализации на базе летного эксперимента предложенного метода оценки адекватности тренажеров операторов РЭС УВД одновременно могут быть получены достоверные значения точностных характеристик наземных и бортовых систем сопровождения воздушных объектов, которые используются в их имитационных моделях в тренажных средствах подготовки операторов УВД. Выполнена экспериментальная оценка адекватности тренажеров операторов управления воздушным движением. Полученные результаты

экспериментальной оценки адекватности тренажеров операторов управления воздушным движением в дальнейшем могут быть использованы для формирования направлений реализации средств конфликтно-устойчивой автоматизированной системы управления тренажерной подготовкой операторов РЭС.

Ключевые слова: имитационное моделирование, радиоэлектронное средство, тренажер, оператор, эксперимент, радиотехническое обеспечение, управление воздушным движением.

ВВЕДЕНИЕ

Для вероятностной оценки степени адекватности имитационного моделирования в тренажерах операторов радиоэлектронных средств (РЭС) в работе [1] выбран критерий согласия χ^2 и определены требования к количеству экспериментальных данных. Причем разработанный обобщенный критерий Фишера- χ^2 [1, 2] позволяет по критерию Фишера получить уточненное значение уровня значимости, а на основании этого по критерию согласия χ^2 произвести количественную оценку адекватности имитационного моделирования в тренажерах РЭС. Также в [3] разработан алгоритм рационального применения обобщенного критерия, с помощью которого по априорной частоте выполнения условия адекватности имитационной модели определяется требуемое количество испытаний, а на основании проведенных испытаний – апостериорная частота выполнения условия годности тренажера и, следовательно, оценка адекватности и ее точность. Если точность не удовлетворяет, то по апостериорной частоте уточняется необходимое количество испытаний и процесс аналогично повторяется.

Для разработки и определения основных составляющих метода оценки адекватности имитационного моделирования в тренажерах операторов радиоэлектронных средств на базе летного эксперимента целесообразно определить проблемы реализации экспериментальных

исследований по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах операторов РЭС и сформулировать требования к составу аппаратного обеспечения по проведению летного эксперимента для оценки адекватности тренажных средств.

Метод оценки адекватности имитационного моделирования в тренажерах операторов радиоэлектронных средств на базе летного эксперимента рассмотрим на примере тренажных средств операторов управления воздушным движением (УВД) лиц ГРП.

ПРОБЛЕМЫ РЕАЛИЗАЦИИ НА БАЗЕ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ИССЛЕДОВАНИЙ ПО ОЦЕНКЕ АДЕКВАТНОСТИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИМИТАЦИОННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ТРЕНАЖЕРАХ

Для реализации исследований по оцениванию адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах операторов эрготехнических РЭС (в нашем случае операторов УВД – лиц ГРП) необходимо проведение летного эксперимента. В ходе летного эксперимента средствами объективного контроля (СОК) должны регистрироваться параметры, измеряемые на борту ВС и наземными средствами радиотехнического обеспечения (РТО) [4]. Однако в настоящее время проведение летного эксперимента по оцениванию адекватности результатов имитационного моделирования тренажеров затруднено вследствие финансовых и организационно-технических ограничений. Для решения указанной проблемы предлагается использовать статистический материал о полетах воздушных судов (ВС) в ближней зоне аэродрома, имеющийся в 4 Государственном центре подготовки авиационного персонала и войсковых испытаний МО РФ.

Второй не менее важной проблемой реализации исследований по оцениванию адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах ГРП является наличие СОК наземных средств РТО полетов и бортовых измерителей, а также наличие службы единого времени. При выполнении оценивания адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах ГРП по УВД в ближней зоне аэродрома по информационному полю руководителя ближней зоны (РБЗ), которое предусматривает сравнение кадров фотосъемки реального и имитационного полетов ВС, должна быть выполнена жесткая привязка к системе единого времени.

Таким образом, основными проблемами реализации экспериментальных исследований по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах ГРП по УВД в ближней зоне аэродрома являются следующие.

1. Высокая стоимость проведения летного эксперимента.
2. Наличие СОК наземных средств РТО полетов и бортовых измерителей.
3. Жесткая привязка к системе единого времени.
4. Необходимость в регистрации информации, отображаемой на реальных индикаторных устройствах РБЗ и индикаторных устройствах РБЗ тренажеров ГРП («Марка-РС» и «Репитер») в ходе проведения реального и имитационного полетов ВС.

МЕТОД ПРОВЕДЕНИЯ ЛЕТНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ОЦЕНКИ АДЕКВАТНОСТИ ТРЕНАЖЕРОВ ОПЕРАТОРОВ РАДИОЭЛЕКТРОННЫХ СРЕДСТВ

Для проведения летного эксперимента по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах по УВД в ближней зоне аэродрома целесообразным является определение требований к составу аппаратного обеспечения [5].

На борту ВС должны находиться соответствующие средства объективного контроля для регистрации его параметров движения:

$$(x^p)^T = [t, \varphi, \vartheta, \gamma, \alpha, \beta, \omega_x, \omega_y, \omega_z, n_x, n_y, n_z, V_x, V_y, V_z, H], \quad (1)$$

где t – параметр синхронизации регистрации данных во времени; φ – угол курса; ϑ – угол тангажа; γ – угол крена; α – угол атаки; β – угол скольжения; $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – угловые скорости относительно центра массы в связанной системе координат; n_x, n_y, n_z – перегрузки в связанной системе координат; V_x, V_y, V_z – составляющие скорости в связанной системе координат; H – высота полета.

Бортовые средства объективного контроля должны обеспечивать регистрацию не только параметров движения ВС, но и параметров, измеряемых системами сопровождения наземных и воздушных целей, установленных на ВС. Это обусловлено тем, что в тренажерах операторов РЭС УВД, помимо имитационных моделей ВС, реализованы также имитационные модели систем сопровождения наземных и воздушных целей, устанавливаемых на ВС [6].

Параметры движения ВС, измеряемые наземными средствами радиотехнического обеспечения полетов (дальность, азимут, угол места, курс и т. д.) также в процессе летного эксперимента должны регистрироваться СОК. С целью привязки всех выполняемых измерений к единому времени используется служба единого времени (СЕВ), например, «Секунда-1» [7]. В ходе летного эксперимента информация, отображаемая на реальных индикаторных устройствах РБЗ, регистрируется с помощью фотоаппарата (видеокамеры).

Таким образом, основными требованиями к составу аппаратного обеспечения для выполнения исследований по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах операторов РЭС по УВД в ближней зоне аэродрома являются следующие [8].

1. Наличие бортовых СОК, позволяющих регистрировать не только параметры движения ВС, но параметры, измеряемые системами сопровождения наземных и воздушных целей, установленных на ВС.

2. Регистрация СОК измерений, выполняемых наземными средствами РТО полетов.

3. Наличие службы единого времени.

4. Регистрация положения ВС на информационном поле РБЗ тренажных средств обучения и штатной техники на основе использования СОК (видеокамеры).

Процедура выполнения исследований по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах ГРП по УВД в ближней зоне аэродрома на базе летного эксперимента и экспертизы заключается в следующем.

1. Определяются критерии для оценки адекватности тренажеров ГРП.

2. Формируются требования к составу аппаратного обеспечения для выполнения экспериментальных исследований по оценке адекватности тренажеров лиц ГРП.

3. Определяются условия выполнения летного эксперимента.

4. Проводятся исследовательские полеты.

5. Собираются и обрабатываются экспериментальные данные.

6. Производится экспертная оценка адекватности тренажеров лиц ГРП.

7. Выполняется оценка адекватности тренажных средств обучения лиц ГРП по информационному полю и как систем сложной иерархической структуры построения.

На рис. 1 представлена схема метода оценки адекватности тренажеров операторов радиоэлектронных средств УВД (лиц ГРП) на базе летного эксперимента (ЛЭ) и экспертизы [9].

В процессе выполнения экспериментальных исследований по оценке адекватности тренажеров лиц ГРП:

– в системе единого времени бортовыми СОК и СОК наземных средств РТО полетов регистрируются параметры движения и местоположения ВС;

- с помощью видеокамеры (фотоаппарата) регистрируется информация, отображаемая на индикаторных устройствах (ИКО) РБЗ штатной техники;
- выполняется регистрация информации о местоположении ВС (с помощью видеокамеры или фотоаппарата), отображаемой на индикаторных устройствах рабочего места обучаемого РБЗ тренажеров;
- так как при выполнении имитационных полетов на тренажерах лиц ГРП («Марка-РС», «Репитер») в ближней зоне аэродрома функционирует весь комплекс их программных модулей, необходимо регистрировать вектор параметров моделируемого движения ВС и вектор параметров, определяемых с помощью моделируемых наземных средств РТО.

В настоящее же время применяемые методы и средства летных исследований систем сопровождения воздушных объектов не позволяют получать их достоверные точностные характеристики [3]. Вследствие этого точностные характеристики как наземных, так и бортовых систем сопровождения воздушных целей во многом не отвечают действительности. Для определения достоверных точностных характеристик наземных и бортовых радиотехнических систем сопровождения воздушных целей, и на основе этого приближения точностных характеристик их имитационных моделей, реализованных в тренажерах лиц ГРП, к реальным, а также совершенствования непосредственно тренажных средств обучения лиц ГРП (повышения их адекватности по отношению к штатной технике) при выполнении исследований по оценке адекватности тренажеров ГРП на базе летного эксперимента может быть реализован предложенный в [10] способ экспериментального определения точностных характеристик систем сопровождения воздушных целей.

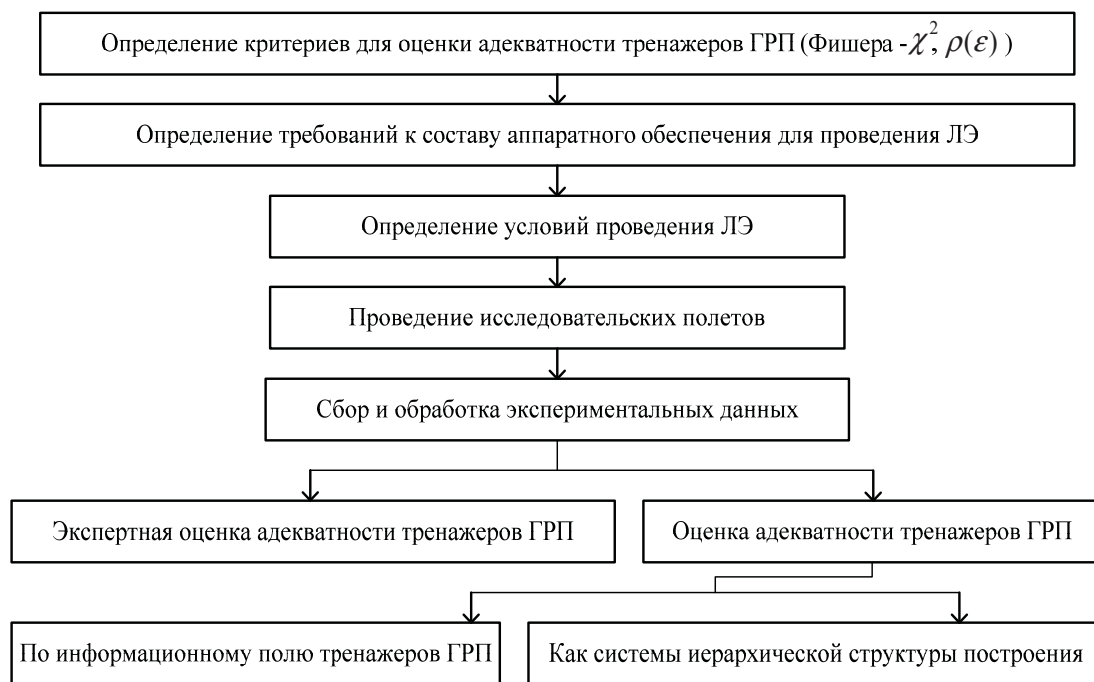


Рис. 1. Метод оценки адекватности тренажеров операторов радиоэлектронных средств на базе летного эксперимента

Fig. 1. A method of assessing the adequacy of simulating equipment operators of radio electronic means on the basis of a flight experiment

Таким образом, при реализации на базе летного эксперимента предложенного метода оценки адекватности тренажеров операторов эрготехнических средств УВД, одновременно могут быть получены достоверные значения точностных характеристик наземных и бортовых систем сопровождения воздушных объектов, которые используются в их имитационных моделях в тренажных средствах обучения операторов УВД. Это позволит не только определять в вероятност-

но-метрической форме адекватность тренажеров лиц ГРП, но и, используя в тренажных средствах обучения лиц ГРП полученные реальные (достоверные) точностные характеристики наземных и бортовых систем сопровождения целей, повысить их адекватность по отношению к штатной технике.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА АДЕКВАТНОСТИ ТРЕНАЖЕРОВ ОПЕРАТОРОВ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ НА ОСНОВЕ ОБОБЩЕННОГО ЗАКОНА РАСПРЕДЕЛЕНИЯ И ПО КРИТЕРИЮ ФИШЕРА- χ^2

Экспериментальные исследования по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах ГРП выполнялись на основе обработки статистических данных о реальных полетах ВС, полученных в 4 Государственном центре подготовки авиационного персонала и войсковых испытаний МО РФ при проведении летных исследований с использованием бортовых СОК, СОК наземных средств радиотехнического обеспечения полетов и СОК информационного поля РБЗ. Исследования адекватности тренажных средств лиц ГРП были выполнены в два этапа.

На первом этапе оценка адекватности тренажеров лиц ГРП выполнялась на основе обобщенного закона распределения, на втором этапе – по критерию Фишера- χ^2 [1]. Условия выполнения исследований по оценке адекватности тренажеров лиц ГРП на основе критерия Фишера- χ^2 полностью соответствовали первому этапу исследований.

Целью первого этапа исследований являлось определение не только в вероятностно-метрической форме адекватности тренажных средств ГРП, но и закона распределения экспериментальных данных. В процессе выполнения исследований по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах лиц ГРП по информационному полю РБЗ и как систем сложной иерархической структуры построения на основе применения обобщенного закона распределения было установлено, что распределение экспериментальных данных близко к нормальному закону распределения.

В процессе исследований были обработаны статистические данные 70 полетов ВС. Причем скорость ВС для каждого полета соответствовала 500 км/ч. Для каждого из 70 полетов ВС исследования выполнялись на высоте 2700 м. ВС совершали равномерный прямолинейный полет. Статистические экспериментальные данные о полетах ВС обрабатывались для ближней зоны аэродрома при удалении ВС от взлетно-посадочной полосы на расстояние от 40 до 75 км. Таким образом, в процессе обработки статистических экспериментальных данных о реальных полетах ВС в ближней зоне аэродрома при рассмотрении тренажных средств лиц ГРП как систем сложной иерархической структуры построения были получены значения оценок адекватности результатов имитационного моделирования ВС (для тренажеров «Марка-РС» и «Репитер») как структурного элемента тренажных средств обучения. Идентификация реальных процессов и их математических моделей велась по степени совпадения переходных процессов параметров движения имитационных моделей ВС тренажеров лиц ГРП («Марка-РС» и «Репитер») и реального ВС при заданных одних и тех же ступенчатых управлений. Погрешность в воспроизведении параметров движения ВС соответственно на основе обобщенного закона распределения и критерия Фишера- χ^2 для тренажера «Репитер» составляет 12,5 и 13 %, а для тренажера «Марка-РС» – 17 и 18 %.

Исследования адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах лиц по информационному полю РБЗ на основе обобщенного закона распределения и по критерию Фишера- χ^2 выполнены путем наложения видеок кадров, характеризующих положение ВС реального и имитационного полетов на ИКО соответственно штатной техники и тренажных средств «Марка-РС» и «Репитер». Причем для изображения на ИКО положения имитируемого ВС в

тренажере «Марка-РС» применялся коэффициент масштабирования $K_M = 1,63$ [11]. Коэффициент масштабирования для видеокадров, характеризующих положение ВС на ИКО «Репитер» составлял $K_M = 1$. Это обусловлено структурой построения тренажных средств обучения лиц ГРП «Марка-РС» и «Репитер» [11]. Результаты исследований адекватности тренажеров лиц ГРП по информационному полю РБЗ и как систем сложной иерархической структуры построения на основе применения обобщенного закона распределения и по критерию Фишера- χ^2 представлены в табл. 1 и 2.

Таблица 1
Table 1

Адекватность тренажеров ГРП на основе обобщенного закона распределения
The adequacy of simulators of hydraulic fracturing on the basis of the generalized distribution law

Критерий оценки	Метод	
	Оценка по информационному полю	Оценка как системы иерархической структуры
Обобщенный закон распределения	«Марка-РС» $\gamma = 0,78$	«Марка-РС» $\gamma_{\text{ст}}^{\text{BC}} = 0,83$
	«Репитер» $\gamma = 0,86$	«Репитер» $\gamma_{\text{кт}}^{\text{BC}} = 0,875$

Таблица 2
Table 2

Адекватность тренажеров ГРП на основе критерия Фишера- χ^2
The adequacy of simulators of hydraulic fracturing on the basis of the Fisher- χ^2

Критерий оценки	Метод	
	Оценка по информационному полю	Оценка как системы иерархической структуры
Критерий Фишера- χ^2	«Марка-РС» $\gamma = 0,77$	«Марка-РС» $\gamma_{\text{ст}}^{\text{BC}} = 0,82$
	«Репитер» $\gamma = 0,85$	«Репитер» $\gamma_{\text{кт}}^{\text{BC}} = 0,87$

Различия в полученных значениях адекватности тренажных средств обучения лиц ГРП на основе применения обобщенного закона распределения и критерия Фишера- χ^2 как по информационному полю РБЗ, так и как систем сложной иерархической структуры построения имеют малый порядок – 10^{-2} .

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

- определены проблемы реализации экспериментальных исследований по оценке адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах операторов РЭС УВД;
- сформулированы требования к составу аппаратного обеспечения по проведению летного эксперимента для оценки адекватности тренажных средств лиц ГРП при УВД в ближней зоне аэродрома;
- в целях повышения качества тренажной подготовки лиц ГРП и приближения процессов, моделируемых в тренажных средствах при УВД в ближней зоне аэродрома, к реальным, предложен метод для оценки адекватности результатов имитационного моделирования в тренажерах операторов РЭС УВД на базе летного эксперимента;
- выполненная экспериментальная оценка адекватности тренажеров операторов УВД позволяет сделать вывод о том, что результаты исследований, полученные на основе критерия

Фишера- χ^2 и на основе обобщенного закона распределения, могут быть использованы для формирования направлений реализации средств конфликтно-устойчивой автоматизированной системы управления тренажерной подготовкой операторов РЭС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Потапов А.Н., Пасмурнов С.М.** Математическая модель количественного критерия оценки адекватности имитационного моделирования в тренажерах операторов эрготехнических систем // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2012. Том. 8, № 3. С. 4–8.
2. **Потапов А.Н.** Оптимизация тренажерной подготовки операторов сложных информационных радиоэлектронных систем управления воздушным движением: материалы 11 Международной научно-методической конференции «Информатика: проблемы, методология, технологии»: т. 2. Воронеж: ВГУ, 2011. С. 216–222.
3. **Потапов А.Н., Моисеев С.Н.** Математическая модель процесса исследований точностных характеристик радиолокационных систем сопровождения воздушных целей // Вестник Казанского технологического университета. 2013. Том. 16, № 23. С. 235–241.
4. **Kleinman D.L.** On an Iterative Technique for Riccati Equation Computation. IEEE Trans. On Automatic Control, 2008, Vol. 13, no. 1. pp. 20–25.
5. **Lambert M.** Training the Ariline Pilot. M. Lambert, R. Lopez. Interavia, 1982, no. 12, pp. 127.
6. **Grewall M., Weill L.R., Andrews A.P.** Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation, and Integration. Third Edition. N.Y., John Wiley & Sons, 2003, 608 p.
7. **Потапов А.Н., Овчаров В.В.** Оценка адекватности имитационного моделирования в информационных автоматизированных системах освоения эрготехнических комплексов, имеющих иерархическую структуру построения // Вестник Воронежского государственного технического университета. 2013. Том 9, № 3-1. С. 45–48.
8. **Потапов А.Н., Бунин А.В.** Системная модель формирования конфликтно-устойчивых операций управления эрготехническими радиоэлектронными средствами // Журнал Сибирского федерального университета. Серия «Техника и технологии». 2016. Т. 9, № 8. С. 1207–1216.
9. **Потапов А.Н.** Оценка адекватности имитационного моделирования в тренажерах операторов информационных эрготехнических систем, имеющих иерархическую структуру построения: материалы 13 Международной научно-методической конференции «Информатика: проблемы, методология, технологии». 7–8 февраля 2013. Том 3. Воронеж: ВГУ, 2013. 480 с.
10. **Powell David E.** Modular Aircrew Simulation Systems. David E. Powell, James W. Dille. AIAA Flidht Simul. Tech. Conf and Exhib, 1989, pp. 237–242.
11. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ 2013610592 РФ. Система оперативного объективного контроля действий операторов информационных комплексов управления воздушным движением / А.Н. Потапов, Е.С. Сысоев (RU). Заяв. 2012619942, 19.11.2012; зарегистрировано в реестре программ для ЭВМ Роспатента 09.01.2013. 1 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бунин Александр Вячеславович, кандидат технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, a.bunin@mstuca.aero.

Потапов Андрей Николаевич, кандидат технических наук, доцент, заместитель начальника кафедры эксплуатации радиотехнических средств (обеспечения полетов) ВУНЦ ВВС «ВВА», potapov_il@mail.ru.

METHOD OF THE ADEQUACY ASSESSING OF SIMULATION IN RADIO ELECTRONIC MEANS OPERATORS TRAINING FACILITY ON THE BASIS OF THE FLIGHT EXPERIMENT

Alexander V. Bunin¹, Andrew N. Potapov²

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

²Military Educational Scientific Center Air Force "Air Force Academy
named Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin", Voronezh, Russia

ABSTRACT

The research determines the problems of pilot studies to assess the adequacy of the results of simulation in simulators operators of radio electronic equipment for air traffic control. Hardware requirements to conduct flight experiments to assess the adequacy of training facilities by members of the flight management group for air traffic control in the near field zone are formulated. For the probabilistic assessment of simulation adequacy in training facility radio electronic means (REM) operators the generalized criterion "Fisher - Chi-square" is selected, which allows to obtain the updated value of the significance level using the Fisher criterion, and based on this, using the goodness of fit Chi-square to produce a quantitative assessment of the adequacy of the simulation in the training facility radio electronic equipment. In order to improve the quality of training of the trainees (members of the flight management group) and a greater degree of approximation of processes that are modeled in training facilities at the ATC in the near field zone to the real conditions, the research proposes a method to evaluate the adequacy of the simulation results in training equipment operators REM ATC on the basis of the flight experiment. It is shown that when implemented on the basis of the flight experiment of the proposed method of assessing the adequacy of the equipment operators REM ATC, the reliable values of accuracy can be obtained simultaneously for ground and in-flight tracking of air objects that are used in their simulation models in training facilities for the traffic controllers training procedures. Experimental assessment of the air traffic control equipment operators adequacy allows the authors to come to the conclusion that the results obtained on the basis of the Fisher- χ^2 and on the basis of the generalized distribution law can be used to form areas of implementation of means of conflict-resistant automated control system for RES operators training management.

Key words: simulation, radio electronic means, training facility, operator, experiment, radio electronic security, air traffic control.

REFERENCES

1. Potapov A.N., Pasmurnov S.M. *Matematicheskaya model' kolichestvennogo kriteriya otsenki adekvatnosti imitatsionnogo modelirovaniya v trenajorah operatorov ergotekhnicheskikh sistem* [Mathematical model of quantitative criterion of the estimation of adequacy of the simulation modeling in training apparatus of operators of energotekhnicheskyy systems]. *Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo universiteta* [Bulletin of Voronezh State Technical University], 2012, Vol. 8, № 3, pp. 4–8. (in Russian)
2. Potapov A.N. *Optimizatsiya trenajornoy podgotovki operatorov slozhnykh informatsionnykh radioelektronnykh sistem upravleniya vozdushnim dvizheniem* [Optimization of simulator training operators of complex information radio electronic systems of air traffic control]. *Materialy 11 mezhdunarodnoy nauchno-metodicheskoy konferentsii "Informatika: problemy, metodologiya tekhnologii"* [Proceedings of the 11th International scientific and methodological conference «Informatics: problems, methodology, technology»], Vol. 2. Voronezh, VSU, 2011, pp. 216–222. (in Russian)
3. Potapov A.N., Moiseev S.N. *Matematicheskaya model' processa issledovaniy tochnostnykh harakteristik radiolokatsionnykh sistem soprovozhdeniya vozdushnykh tseley* [Mathematical model of the research process of accurate characteristics of aerial targets support's radiolocation systems]. *Vestnik Kazanskogo tekhnicheskogo universiteta* [Bulletin of the Kazan Technological University], 2013, Vol. 16, № 23, pp. 235–241. (in Russian)
4. Kleinman D.L. On an Iterative Technique for Riccati Equation Computation // *IEEE Trans. On Automatic Control*, 2008, Vol. 13, № 1, pp. 20–25.

5. **Lambert M.** Training the Ariline Pilot. M. Lambert, R. Lopez. Interavia, 1982, № 12, p. 127.
6. **Grewall M., Weill L.R., Andrews A.P.** Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation, and Integration. N.Y., John Wiley & Sons, Third Edition, 2013, 608 p.
7. **Potapov A.N., Ovcharov V.V.** *Otsenka adekvatnosti imitatsionnogo modelirovaniya v informatsionnykh avtomatizirovannykh sistemakh osvoeniya ergotekhnicheskikh kompleksov, imeyushih ierarhicheskuyu strukturu postroyeniya* [Assessment of the adequacy of the simulation in simulators ergo-technical operators with hierarchical structure of building]. *Vestnik Voronezhskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta* [Bulletin of the Voronezh State Technical University], 2013, Vol. 9, №. 3-1, pp. 45–48. (in Russian)
8. **Potapov A.N., Bunin A.V.** *Sistemnaya model' formirovaniya konfliktno-ustoychivih operatsiy upravleniya ergotekhnicheskimi radiolokatsionnymi sredstvami* [Systemic Model of Formation Conflict-Sustainable Management Operations Ergotechnical Radio-Electronic Means]. *Zhurnal Sibirskogo federalnogo universiteta. Seriya "Tekhnika i tekhnologii"* [Journal of Siberian Federal University. Series "engineering and technologies"], 2016, Vol. 9, No. 8, pp. 1207–1216. (in Russian)
9. **Potapov A.N.** *Otsenka adekvatnosti imitatsionnogo modelirovaniya v trenazhorah operatorov informatsionnykh ergotekhnicheskikh sistem, imeyushih ierarhicheskuyu strukturu postroyeniya* [Assessing the adequacy of simulation modeling in training equipment operators of ergo technical information systems with hierarchical structure]. Proceedings of the 13th International scientific and methodological conference "Informatics: problems, methodology, technologies". February 7-8th, 2013, Vol. 3, Voronezh, VSU, 2013, 480 p. (in Russian)
10. **Powell David E.** Modular Aircrew Simulation Systems. David E. Powell, James W. Dille. AIAA Flidht Simul. Tech. Conf and Exhib, 1989, pp. 237–242.
11. The certificate of the official registration of a computer program 2013610592 of the Russian Federation. The system of operative objective control of operators' actions of air traffic control information systems. / A.N. Potapov, E.S. Sysoev (RU). Application 2012619942, 19.11.2012; reg. in the registry of computer programs of Rospatent 09.01.2013. 1 p.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexander V. Bunin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of the Air Traffic Radio Electronic Equipment Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation a.bunin@mstuca.aero.

Andrew N. Potapov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Deputy Head of Operation of Radio Equipment (mission operations to ensure safety) Chair VUNTS VVS "VVA" (Voronezh), potapov_il@mail.ru.

Поступила в редакцию 31.08.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 31.08.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-63-72

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА ПРОИЗВОДСТВА ПОЛЕТОВ ПО НОРМАМ RVSM, PBN, CATII и CATIII НА ОСНОВЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО КРИТЕРИЯ НИКУЛИНА

Л.О. МАРАСАНОВ¹

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Производство полетов с использованием норм сокращенного минимума вертикального эшелонирования (RVSM – Reduced Vertical Separation Minimum), производство полетов с использованием навигации, основанной на характеристиках (PBN – Performance-based Navigation), осуществление автоматических посадок по категориям CATII и CATIII стало общепринятой практикой в связи с соответствующими требованиями ИКАО. При этом эксплуатанты должны получать специальные эксплуатационные разрешения, благодаря чему сама задача определения возможности осуществления таких полетов стала эксплуатационной. Повышение требований к надежности оценок точностных характеристик качества производства полетов требует развития и совершенствования методов их оценки. Прежде всего требуется применение методов, основывающихся на более точных представлениях о моделях погрешностей с более корректными моделями плотности распределения вероятностей погрешностей, особенно в области больших редких погрешностей. В представленной статье решается одна из задач этого комплексного подхода оценки точностных характеристик – задача обработки полетной информации с целью определения оценок точностных характеристик пилотажно-навигационного комплекса (ПНК), так как решение этой задачи обеспечивает возможность получения интегральной оценки точностных характеристик на основе применения комбинированных методов.

Показано, что мощность критерия Никулина выше мощности критерия Пирсона практически в два раза, что исключает в ряде случаев принятие неправильных гипотез о виде гипотетической функции распределения. Использование критерия Никулина позволяет существенным образом повысить точность оценок характеристик качества производства полетов по нормам RVSM, PBN, CATII и CATIII за счет увеличения мощности критерия, существенно увеличивает правильность оценок точностных характеристик, получаемых при расшифровке полетной информации.

Ключевые слова: минимум вертикального эшелонирования; навигация, основанная на характеристиках; категории посадки ИКАО, категории посадки, точностные характеристики, критерий Никулина.

ВВЕДЕНИЕ

Международная организация гражданской авиации ИКАО регламентирует необходимость выдачи эксплуатантам специальных эксплуатационных разрешений, таких как:

- 1) производство полетов с использованием норм сокращенного минимума вертикального эшелонирования (RVSM – Reduced Vertical Separation Minimum);
- 2) производство полетов с использованием навигации, основанной на характеристиках (PBN – Performance-based Navigation);
- 3) осуществление автоматических посадок по категориям CATII и CATIII ИКАО.

Это нашло отражение в ряде научных публикаций [1–6]. В работе автора [7] рассмотрены научно-практические аспекты производства полетов по нормам RVSM, PBN, CATII и CATIII. Повышение требований к надежности оценок точностных характеристик качества производства полетов по этим нормам требует развития и совершенствования методов их оценки. Прежде всего требуется применение методов, основывающихся на более точных представлениях о моделях погрешностей с более корректными моделями плотности распределения вероятностей погрешностей, особенно в области больших редких погрешностей.

Погрешность самолетовождения имеет две составляющие – погрешность навигации и погрешность управления. Погрешности навигации являются основными по величине, опреде-

ляются в основном инструментальными и методическими погрешностями навигационных систем. Погрешности управления определяются внешними возмущениями, действующими на воздушное судно (ВС), динамическими характеристиками ВС, системы управления и навигационных сигналов.

КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРОИЗВОДСТВА ПОЛЕТОВ

Необходимость обеспечения требований безопасности при высокой интенсивности воздушного движения приводит к необходимости непрерывного контроля точности, контроля нахождения ВС в заданной области. Поэтому необходима оценка динамической погрешности $\Delta Z(t)$, которая характеризуется разностью между истинным (требуемым) $Z_3(t)$ и действительным $Z(t)$ сигналами на выходе пилотажно-навигационного комплекса (ПНК) в любой момент времени.

Оценка точности, с одной стороны, сводится к определению границ области или «трубки», внутри которых должно находиться ВС, с другой стороны, к оценке вероятности нахождения ВС в этой «трубке». Основными характеристиками динамической точности являются математическое ожидание $M[\Delta Z(t)]$ и начальный момент второго порядка случайной ошибки $M[\Delta Z^2(t)]$ или среднеквадратическое отклонение.

Одним из наиболее перспективных направлений при решении поставленной задачи является создание и применение комплексной методики оценки точностных характеристик, основанной на совместном использовании результатов расчета, моделирования и расшифровки полетных данных. Такая методика базируется на использовании избыточной информации и позволяет наиболее эффективно получить оценки точностных характеристик.

Эффективное решение может быть достигнуто только в результате разработки и применения комплексной методики оценки точностных характеристик ПНК, основывающейся на совместном использовании результатов расчета, моделирования, расшифровки полетных данных и широкого использования избыточной информации.

Основная проблема, возникающая при создании комплексной методики, – это разработка и применение корректных и эффективных моделей при расчете и моделировании.

Повышение эффективности использования информации, содержащейся в реализациях, обеспечивается за счет:

- использования избыточной информации;
- применения оптимальных алгоритмов оценивания;
- широкого применения методов статистической проверки гипотез;
- применения методов последовательного анализа.

Таким образом, в комплексной методике, на основе методов общей теории статистических решений и методов последовательного анализа, обеспечивается наилучшее использование измерений для получения оценок и проверки статистических гипотез и наилучшее использование оценок для организации последующих измерений.

Завершающий этап комплексной методики – использование всей информации, полученной на различных этапах различными методами для формирования наиболее точных и надежных оценок.

В представленной статье решается одна из задач этого комплексного подхода оценки точностных характеристик – задача обработки полетной информации с целью определения оценок точностных характеристик ПНК, т. к. решение этой задачи обеспечивает возможность получения интегральной оценки точностных характеристик на основе применения комбинированных методов.

МЕТОДЫ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СЛУЧАЙНЫХ ПРОЦЕССОВ

Усложнение и расширение задач самолетовождения, решаемых ПНК, существенно затруднило оценку перечисленных выше точностных характеристик. Затраты, связанные с получением этих оценок, возросли. Поэтому актуальна постановка задачи получения оценок точностных характеристик требуемого качества с минимальными затратами. На оценку точностных характеристик ПНК влияют следующие факторы:

- малый объем выборок из-за ограниченного объема полетной информации;
- недостаточность обеспечения эталонной информации по ряду параметров;
- практическая невозможность получения информации в предельных режимах из-за соображений безопасности;
- невозможность получения информации по некоторым показателям.

Решение поставленной задачи с учетом перечисленных факторов может быть достигнуто в результате повышения эффективности использования полетной информации, а также повышения эффективности методов их расчета.

Теоретическими основами этих исследований являются следующие компоненты:

- использование методов обработки регистрируемых параметров, извлекающих максимум информации об их характеристиках;
- использование методов проверки статистических гипотез;
- идентификация моделей сигналов и системы ВС-ПНК по результатам расшифровки полетной информации;
- оценка адекватности идентифицируемых моделей реальным объектам и сходимости результатов расчета моделирования с реальными зарегистрированными параметрами осуществленных полетов;
- использование в расчетных методах предельных моделей, позволяющих получить гарантированные значения оценок точностных характеристик;
- применение методов оптимального планирования использования ограниченной полетной информации, обеспечивающих наилучшие наблюдения оцениваемых погрешностей, получение максимальной информации в каждом конкретном полете и оптимальное управление получением исходной информации, позволяющим достигнуть необходимой точности и надежности оценивания при минимальной выборке.

Одним из наиболее перспективных направлений при решении поставленной задачи является создание и применение комплексной методики оценки точностных характеристик, основанной на совместном использовании результатов моделирования и зарегистрированных параметров конкретных полетов. Такая методика базируется на использовании избыточной информации и позволяет наиболее эффективно получить оценки точностных характеристик.

Выбор методов расчета и оценки точностных характеристик ПНК определяется следующими факторами:

- конкретной задачей, решаемой на каждом этапе полета;
- показателем точности, который необходимо оценить;
- типом модели погрешностей;
- объемом и качеством априорной информации.

При этом необходимо учесть два противоречивых требования: с одной стороны, следует использовать математические модели максимально близкие к реальным системам и процессам, с другой стороны, модели должны быть простыми, чтобы иметь эффективные алгоритмы расчета. Как уже было сказано, основным показателем точности самолетовождения при выполнении различных режимов является вероятность нахождения погрешностей системы ВС-ПНК в заданной области. В зависимости от этапа полета, от моделей процесса и системы ВС-ПНК методы оценки этой вероятности видоизменяются.

Так, для определения вероятности выхода системы ВС-ПНК в заданный район воздушного пространства или вероятности невыхода за границы заданного коридора полета в момент прохождения того или иного пункта маршрута для погрешностей, описывающихся нормальными процессами, и для линейных систем достаточно применения корреляционной теории и вычисления одномерной плотности вероятности. На основании этой теории и разработаны в основном существующие методики оценки точностных характеристик, в частности, автоматического захода на посадку.

Так, например, оценивают точность вертикального эшелонирования. При этом в средней области распределение ошибок систем считают нормальным. В области редких больших погрешностей распределение ошибок отличается от нормального. В частности, для рассматриваемого случая приемлемыми аппроксимациями распределения редких больших ошибок системы ВС-ПНК считают экспоненциальное или двойное экспоненциальное распределение.

Исходным материалом для оценивания точностных характеристик ПНК является выборка случайной величины. Поэтому первые этапы обработки – это получение по выборке экспериментальной функции плотности распределения вероятностей. Этой информации достаточно, чтобы получить предварительные оценки статистических характеристик погрешностей, по которым имелись прямые эталонные измерения, и перейти для этих параметров к анализу типа распределения.

При оценке точностных характеристик ПНК по зарегистрированным параметрам полета приходится, как правило, иметь дело с выборками малого объема, поэтому построение доверительных интервалов должно являться обязательным этапом в оценке точностных характеристик. Этим обеспечивается как точечное, так и интервальное оценивание погрешностей ПНК.

Применение методов теории проверки статистических гипотез решает задачу проверки соответствия погрешностей ПНК заданным требованиям (по критериям сравнения с заданной величиной).

Оптимальное управление процессами оценки качества производства полетов обосновывается с помощью теории статистических решений и теории оценивания, когда из условия достижения заданного уровня доверительной вероятности оцениваемого параметра принимается решение об окончании или продолжении процесса оценки.

Типовой обобщенный алгоритм оценки точностных характеристик включает в себя последовательно следующие модули обработки экспериментальных данных для анализа одной реализации:

- проверка стационарности;
- оценка параметров распределения выборочным методом;
- определение вида предполагаемого распределения;
- интервальное оценивание параметров распределения;
- регрессионный, дисперсионный или корреляционный анализ реализации;
- идентификация моделей характеристик реализации;
- определение спектральной и корреляционной функций;
- определение плотности распределения выхода реализации за заданный уровень.

Для реализации вышеприведенного алгоритма необходимо рассматривать задачу разработки программно-математического обеспечения, способствующего оптимизации и повышению точности обработки экспериментальных данных.

Разработанные алгоритмы оценки вида функции распределения и ее параметров на основе критерия Никулина и проектируемое программно-математическое обеспечение (ПМО) должно обеспечивать получение основных оценок точностных характеристик процесса автоматического полета самолета в любом эксплуатационном режиме работы ПНК.

Также проектируемое ПМО должно обеспечивать получение основных оценок точностных характеристик процесса автоматического полета самолета в режимах «Стабилизация высо-

ты», «Навигация», «Заход на посадку» и «Посадка», а также давать рекомендации по применению семейства логнормальных законов распределения, определения вида распределения и расчет его характеристик.

Для определения вероятности выхода системы ВС-ПНК в заданный район воздушного пространства или вероятности невыхода за границы заданного коридора полета в момент прохождения того или иного пункта маршрута для погрешностей, описываемых нормальными процессами, и для линейных систем обычно достаточно применения корреляционной теории и вычисления функции распределения вероятности.

При этом для аппроксимации распределения ошибок систем применяется наиболее распространенный нормальный закон распределения. Но, как показала практика обработки выборок исследуемых параметров полета ВС, нормальное распределение применимо для 30–40 % параметров. Обычно используется критерий Хи-квадрат Пирсона.

Типовой обобщенный алгоритм оценки точностных характеристик включает в себя следующие модули обработки экспериментальных данных для анализа одной реализации:

- оценку параметров распределения выборочным методом;
- определение вида предполагаемого распределения;
- определение вероятности нахождения вектора параметров ВС в заданной области.

Проведенные исследования свойств статистики, предложенной Пирсоном (критерий Хи-квадрат), показали, что эта статистика обладает важными для практического применения достоинствами, главным из них является ее универсальность, так как с ее помощью можно проверять гипотезы о различных законах распределения.

Отметим попутно следующие бесспорные факты, которые должны учитываться при проведении статистического анализа точностных характеристик ВС. Во-первых, выбирая число интервалов в критериях Хи-квадрат, мы должны осознавать, что увеличение их числа не приводит к росту мощности критерия. Во-вторых, следует учитывать, что при проверке простых гипотез непараметрические критерии согласия уступают по мощности критериям типа Хи-квадрат, особенно если в последних применяется асимптотически оптимальное группирование.

ПРИМЕНЕНИЕ КРИТЕРИЯ НИКУЛИНА К ОЦЕНКЕ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЗАХОДА ВС НА ПОСАДКУ

Последние достижения в математической статистике показали, что традиционный критерий согласия о виде функций распределения Хи-квадрат для ряда случаев оценки параметров этих распределений некорректен. Работы математика Никулина избавили этот критерий от ошибок [8].

В работах автора подробно рассмотрены результаты исследований Никулина для нормального закона распределения параметров, на основе которых сформулирован модифицированный алгоритм критерия согласия и разработано программно-математическое обеспечение, которое избавлено от ошибочного решения принятия гипотезы о виде функции распределения на основе традиционного критерия Пирсона. В итоге рассмотренный модифицированный алгоритм согласия Никулина и программно-математическое обеспечение повышают мощность критерия, существенно увеличивают правильность оценок точностных характеристик, получаемых при расшифровке полетной информации.

Рассмотрим типовой пример расчета. Он может быть применен к решению любой из задач оценки точностных характеристик при производстве полетов с использованием норм сокращенного минимума вертикального эшелонирования (RVSM), производстве полетов с использованием навигации, основанной на характеристиках (PBN), а также при осуществлении автоматических посадок по категориям CATII и CATIII. Для исследования воспользуемся вы-

боркой типового параметра полета (отклонение вертикальной скорости на высоте 15 м при заходе на посадку).

Сформируем вариационный ряд, расположив элементы выборки по возрастанию. Затем проведем нормирование. Определим количество интервалов разбиения исследуемой выборки, используя формулу Старджеса, и определим вид функции распределения по классической трактовке. Исходные данные сгруппированы в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Группирование исходных данных
Grouping the source data

k		1	2	3	4	5	6
3	y_i	-0,4307					
	ε_i	3,0000	0				
	ω_i	0,3764	-0,7527				
4	y_i	-0,6745	0				
	ε_i	3,4040	0,8694				
	ω_i	0,7623	-0,7623				
5	y_i	-0,8416	-0,2533				
	ε_i	4,3607	1,6570	0			
	ω_i	1,1424	-0,6678	-0,9491			
6	y_i	-0,9674	-0,4307	0			
	ε_i	5,2793	2,4035	0,7468			
	ω_i	1,5139	-0,5330	-0,9809			
7	y_i	-1,0676	-0,5659	0,1800			
	ε_i	6,1636	3,1211	1,4375	0		
	ω_i	1,8766	0,3780	-0,9481	-1,1009		
8	y_i	-1,1503	-0,6745	-0,3186	0		
	ε_i	7,0243	3,8191	2,0958	0,6738		
	ω_i	2,2307	-0,2116	-0,8809	-1,1382		
9	y_i	-1,2206	-0,7647	-0,4307	-0,1397		
	ε_i	7,8590	4,4983	2,7303	1,3058	0	
	ω_i	2,5769	-0,0385	-0,7927	-1,1305	-1,2377	
10	y_i	-1,2816	-0,8416	-0,5244	-0,2523	0	
	ε_i	8,6722	5,1620	3,3469	1,9099	0,6226	
	ω_i	2,9158	0,1389	-0,6909	-1,0949	-1,2689	
	y_i	-1,3352	-0,9085	-0,6046	-0,3488	-0,1142	
...	...	...	...	...	...	...	

Для проведения теста по критерию Хи-квадрат выберем интервалы равной длины. Полученная гистограмма приведена на рис. 1, а.

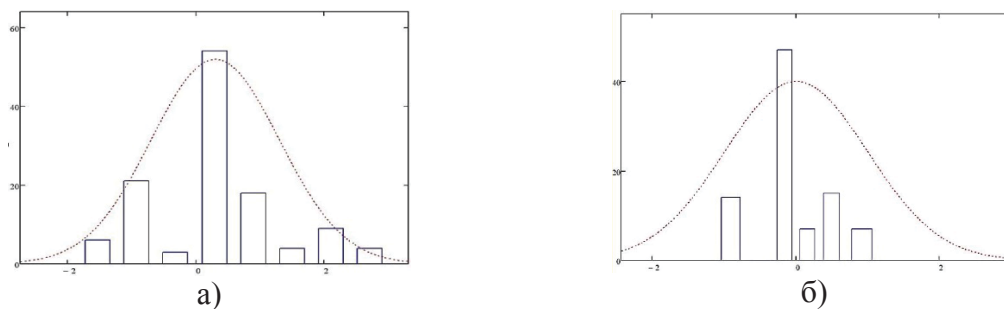


Рис. 1. Гистограмма теста:
a – по критерию Пирсона; *б* – по критерию Никулина

Fig. 1. Histogram of the test:
a – according to Pearson's criterion; *b* – according to Nikulin's criterion

Определим теоретические частоты попадания в соответствующие интервалы

$$p_i = \Phi\left(\frac{y_{i+1} - m}{\sigma}\right) - \Phi\left(\frac{y_i - m}{\sigma}\right). \quad (1)$$

Задавшем уровнем значимости $\alpha = 0,05$ определим число степеней свободы. По известным таблицам определяем критическое значение статистики Хи-квадрат, которое равно $\chi^2_{кр} = 11,07$.

Далее рассчитаем статистику Хи-квадрат для исследуемой выборки по формуле

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^{k+1} \frac{(v_i - p_i)^2}{p_i} = 0,49. \quad (2)$$

Так как $\chi^2 < \chi^2_{кр}$, то делаем заключение, что гипотеза о соответствии исследуемой выборки нормальному закону распределения может быть принята.

Теперь проведем аналогичную процедуру с тем же примером, но уже используя критерий Никулина.

Для проведения теста по критерию Никулина разобьем исследуемую выборку на определенное количество равновероятностных интервалов, как это показано на рис. 1, б. Вероятность попадания в каждый интервал в этом случае одинакова.

Определим значения параметров критерия Хи-квадрат по табл. 1. Значение статистик Y^2 определяем по формуле

$$Y^2 = \sum_{i=1}^{k+1} \frac{(v_i - p_i)^2}{p_i} + \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{k+1} (\varepsilon_i v_i)^2 + \frac{1}{N} \sum_{i=1}^{k+1} (\omega_i v_i)^2. \quad (3)$$

Вычисленное значение $Y^2 = 12,99$.

Критическое значение статистики Y^2 определяется аналогично критическому значению статистики Хи-квадрат.

Сравнивая полученные значения, заключаем, что гипотеза о соответствии исследуемой выборки нормальному закону распределения критерием Никулина отвергается.

Правильность принятия альтернативной гипотезы подтверждается и оценками мощности критериев. Мощность критерия представляет собой значение $1 - \beta$, где β – вероятность ошибки 2-го рода. Очевидно, что чем выше мощность используемого критерия при заданном значении

α , тем лучше он различает гипотезы H_0 и H_1 . Особенно важно, чтобы используемый критерий хорошо различал близкие альтернативы. Графически требование максимальной мощности критерия означает, что плотности $g(s|H_0)$ и $g(s|H_1)$ должны быть максимально «раздвинуты».

S_α – порог принятия решения, определяемый по уровню значимости α .

Тогда, если функция распределения нулевой (H_0) гипотезы Хи-квадрат имеет вид

$$g(s) = \frac{1}{2^{\frac{r}{2}} \Gamma\left(\frac{r}{2}\right)} S^{\frac{r}{2}-1} e^{-\frac{s}{2}}, \quad (4)$$

где r – число степеней свободы,

$\Gamma(\dots)$ – гамма-функция;

а смещение альтернативной гипотезы H_1 задается формулой

$$\nu = N \sum_{i=1}^k \frac{(P_i^1(\theta_1) - P_i(\theta_1))^2}{P_i(\theta_1)}, \quad (5)$$

то путем вычисления интеграла от функции распределения альтернативной гипотезы H_1 в пределах от S_α до $(+\infty)$ получим искомое значение мощности критерия

$$\beta = \int_{S_\alpha}^{+\infty} g(s, \nu) \cdot ds. \quad (6)$$

Для исследуемой нами выборки мощность получилась равной $\beta = 0,654$ для критерия Хи-квадрат Пирсона и $\beta = 0,976$ для критерия Никулина.

ВЫВОДЫ

Из проведенных исследований, подкрепленных приведенным примером, можно сделать следующие выводы:

– при любой сложной нулевой гипотезе H_0 и при определении оценок параметров распределения методом максимума правдоподобия статистика Y^2 при справедливой гипотезе H_0

имеет в качестве предельного – точное распределение χ_{k-1}^2 ;

– мощность критерия Никулина выше мощности критерия Хи-квадрат практически в два раза, что исключает в ряде случаев принятие неправильных гипотез о виде гипотетической функции распределения;

– использование критерия Никулина позволяет существенным образом повысить точность оценок характеристик качества производства полетов по нормам RVSM, PBN, CATII и CATIII за счет увеличения мощности критерия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кравцов В.В. Оценка общего риска катастроф воздушных судов при внедрении RVSM в Российской Федерации и регионе Евразия // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. № 174. С. 84–90.

2. Лебедев Б.В., Соломенцев В.В., Стратиев А.Н. Исследование метода контроля вертикального эшелонирования воздушных судов на основе использования АЗН-В // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 213 (3). С. 135–140.
3. Кушельман В.Я., Стулов А.В. Реализация концепции PBN ИКАО в гражданской авиации России // Научный Вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 7 (318). С. 74–80.
4. Зелинский В.К., Потапова Е.Е., Ройзензон А.Л. Проблемы и решения при построении схем по процедурам PBN в Российской Федерации // Научный Вестник ГосНИИ ГА. 2015. № 9 (319). С. 98–105.
5. Автоматическое управление посадкой самолета Ил-96-300 по категории IIIА / И.Ю. Касьянов, А.Г. Кузнецов, В.Н. Мазур, Е.А. Мельникова // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2010. № 1. С. 56–67.
6. Новые методы измерения малых рисков в задачах оценки соответствия требованиям к безопасности систем автоматической посадки самолетов / Л.Н. Александровская, А.Е. Ардалинова, В.Г. Борисов, В.Н. Мазур, С.В. Хлгатын // Труды МИЭА. Навигация и управление летательными аппаратами. 2013. № 6. С. 68–83.
7. Кузнецов С.В., Марасанов Л.О., Перегудов Г.Е. Научно-практические аспекты производства полетов с использованием RVSM, PBN, CATII и CATIII, EDTO/ETOPS, TCAS, EGPWS и EFB // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 01. С. 177–185.
8. Никулин М.С. Критерий Хи-квадрат для непрерывных распределений с параметрами сдвига и масштаба // Теория вероятностей и ее применение. 1973. Т. 18, № 3. С. 583–591.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Марасанов Леонид Олегович, старший преподаватель кафедры технической эксплуатации авиационных электросистем и пилотажно-навигационных комплексов МГТУ ГА, l.marasanov@mstuca.aero.

EVALUATION OF FLIGHT QUALITY BY RVSM, PBN, CATII, CATIII STANDARDS BASED ON NIKULIN MODIFIED CRITERION

Leonid O. Marasanov¹

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

Flight operations with the use of standards Reduced Vertical Separation Minimum (RVSM); Performance-based Navigation (PBN); auto landings on CATII CATIII ICAO categories have become common practices in relation to the relevant requirements of ICAO. In this case, operators should receive special operational permits, due to that the task of determining the feasibility of such operations became operational. Increasing the reliability requirements to estimate the accuracy characteristics quality of flight operations requires the development and improvement of methods for their evaluation. First of all, the application of methods based on more accurate representations of error models with more correct models of the error probability density distribution is required, especially in the field of large, rare errors. This article solves one of the tasks of this complex approach to estimate the accuracy characteristics – the task of processing flight information in order to determine the estimates of the accuracy characteristics of the flight-navigation complex (FNC), since the problem solving provides the possibility of obtaining an integral estimate of the accuracy characteristics based on the application of combined methods.

It is shown that the power of the Nikulin criterion is almost twice as high as the Pearson power criterion, which in some cases excludes the acceptance of incorrect hypotheses about the form of the hypothetical distribution function. The use of Nikulin criterion makes it possible to significantly improve the assessments accuracy of flight quality performance characteristics according to RVSM, PBN, CATII and CATIII standards by increasing the criterion power. It significantly increases the estimates accuracy of the accuracy characteristics obtained during the deciphering of flight information.

Key words: Reduced Vertical Separation Minimum, Performance-based Navigation, ICAO Landing Category, landing categories, accuracy characteristics, Nikulin criterion.

REFERENCES

1. **Kravtsov V.V.** *Otsenka obshchego riska katastrof vozdukhnykh sudov pri vnedrenii RVSM v Rossiyskoy federatsii i regione Yevraziya* [Overall risk assessment for implementation of RVSM in the Russian Federation and Eurasia Region]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of the MSTUCA], 2011, no. 174, pp. 84–90. (in Russian)
2. **Lebedev B.V., Solomentchev V.V., Stratienco A.N.** *Issledovaniye metoda kontrolya vertikal'nogo eshelonirovaniya vozdukhnykh sudov na osnove ispol'zovaniya AZN-V* [Analysis method of vertical separation of aircraft control on the base of ADS-B]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of the MSTUCA], 2015, no. 213 (3), pp. 135–140. (in Russian)
3. **Kushelman V.Ya., Stulov A.V.** *Realizatsiya kontseptsii PBN ICAO v grazhdanskoy aviatsii Rossii* [The implementation of the concept ICAO PBN in the Russian Civil Aviation]. *Nauchnyy Vestnik GosNII GA* [Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation], 2015, no. 7 (318), pp. 74–80. (in Russian)
4. **Zelinskiy V.K., Potapova E.E., Royzenzon A.L.** *Problemy i resheniya pri postroyenii skhem po protseduram PBN v Rossiyskoy Federatsii* [PBN procedure design in the Russian Federation: problems and solutions]. *Nauchnyy Vestnik GosNII GA* [Scientific Bulletin of the State Scientific Research Institute of Civil Aviation], 2015, no. 9 (318), pp. 74–80. (in Russian)
5. **Kasianov I.Yu., Kuznetsov A.G., Mazur V.N., Melnikova E.A.** *Avtomaticheskoye upravleniye posadkoy samoleta Il-96-300 po kategorii IIIA* [Il-96-300 aircraft Cat. IIIA landing automatic control]. *Nauchnyy Vestnik MIEA* [Scientific Bulletin of the Moscow Institute of Electromechanics and Automatics], 2010, Vol. 1, pp. 56–67. (in Russian)
6. **Aleksandrovskaia L.N., Ardalionova A.E., Borisov V.G., Mazur V.N., Khlgatian S.V.** *Novyye metody izmereniya malyykh riskov v zadachakh otsenki sootvetstviya trebovaniyam k bezopasnosti sistem avtomaticheskoy posadki samoletov* [New methods of small risks measurement in conformity evaluation problems for the automatic landing safety requirements]. *Nauchnyy Vestnik MIEA* [Scientific Bulletin of the Moscow Institute of Electromechanics and Automatics], 2013, no. 6, pp. 68–83. (in Russian)
7. **Kuznetsov S.V., Marasanov L.O., Peregudov G.Ye.** *Nauchno-prakticheskiye aspekty proizvodstva poletov s ispol'zovaniyem RVSM, PBN, CATII i CATIII, EDTO/ETOPS, TCAS, EGPWS i EFB* [Scientific and practical aspects of flight operations with RVSM, PBN, CATII, CATIII, EDTO/ETOPS, TCAS, EGPWS, EFB]. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. [Scientific Bulletin of the MSTUCA], 2017, Vol. 20, № 01, pp. 177–185.
8. **Nikulin M.S.** *Kriteriy Khi-kvadrat dlya nepreryvnykh raspredeleniy s parametrami sdviga i masshtaba* [Chi-square test for continuous distributions with shift and scale parameters]. *Teoriya veroyatnostey i yeye primeneniye* [Probability theory and its application], 1973, Vol. 18, № 3, pp. 583–591. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Leonid O. Marasanov, Senior Lecturer, Aircraft Electrical Systems and Avionics Technical Operation Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, l.marasanov@mstuca.aero.

Поступила в редакцию 21.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 21.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 621.89+665.6
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-73-80

КИНЕТИКА НАКОПЛЕНИЯ ЗАГРЯЗНЕНИЙ В АВИАТОПЛИВЕ ПРИ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ ПРОЦЕССЕ ЕГО ПОДГОТОВКИ ДЛЯ ЗАПРАВКИ В ВОЗДУШНЫЕ СУДА

А.А. БРАЙЛКО¹

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

Задачам по обеспечению безопасности и регулярности полетов современного отечественного и импортного парка авиационной техники, носящим многогранный и комплексный характер, уделяется большое внимание. Одной из этих задач является функционирование системы обеспечения качества авиатоплива для заправки воздушных судов. В процессе отработки и накопления опыта эксплуатации авиатехники, процессов производства авиационных топлив, а также в процессе хранения, контроля качества, транспортирования, подготовки к заправке и заправки ВС было изучено и установлено существенное влияние качества, химического состава и ассортимента топлива на надежность и ресурс агрегатов и деталей топливной системы воздушного судна. В настоящее время работа ведется по исследованию влияния качества топлива на агрегаты технологической схемы топливо-заправочных комплексов, которые обеспечивают требуемую чистоту топлива согласно нормативных документов. В статье приведена тенденция изменения уровня чистоты авиакеросина на этапах от приема до выдачи на заправку. Проведена оценка соблюдения действующих нормативов по уровню чистоты авиатоплива и эффективности работы используемых средств очистки авиатоплива. На основании исследования установлено, что одной из проблем недостаточного уровня качества очистки авиатоплива является нарушение условий допустимого уровня загрязненности топлива перед фильтром. Было установлено, что недостатком применяемых фильтровальных бумаг является процесс вымываемости волокон. На основании исследования установлено, что при очистке топлив от механических примесей необходимо учитывать техническое состояние фильтроэлемента, также выработаны предложения для топливо-заправочных комплексов с целью обеспечения чистоты авиатоплива согласно нормативным требованиям.

Ключевые слова: фильтроэлемент, баланс загрязнений топлива, обводненность топлива, вымываемость волокон.

ВВЕДЕНИЕ

Качество авиатоплива оказывает существенное влияние на работоспособность топливо-регулирующей аппаратуры двигателей, следовательно, на безопасность полетов воздушных судов [1]. Поэтому в настоящее время уделяется большое внимание очистке авиатоплива и контролю его качества на всех стадиях технологического процесса подготовки [1, 2]. В работах авторов [1–3] были рассмотрены вопросы влияния качества авиатоплива на работоспособность агрегатов и деталей топливной системы воздушного судна. При технологическом процессе подготовки авиатоплива проходит через множество средств топливообеспечения (насосы, резервуары, трубопроводы, фильтроэлементы и т. д.) до заправки его в баки воздушных судов (ВС). В настоящее время мало уделено внимания влиянию качества авиатоплива на работоспособность узлов и агрегатов, задействованных в технологическом процессе подготовки авиатоплива.

В процессе подготовки авиатоплива устанавливалась тенденция изменения уровня его чистоты на этапах от приема до выдачи на заправку. Оценивалось соблюдение действующих нормативов по уровню чистоты авиакеросина и эффективность работы используемых средств очистки авиакеросина. Выполнялась визуальная оценка составных частей загрязнений, оценивалась возможность попадания посторонних продуктов и загрязнений в технологическую систему.

Проведенная оценка качества топлива на этапах от приема до выдачи на заправку необходима для установления возможности технологической системы обеспечивать установленные отраслевые нормативы по уровню качества и чистоты выдаваемого на заправку авиакеросина, работоспособности технологической системы и отдельных ее элементов с учетом их возможного влияния на уровень чистоты и качества авиакеросина.

Результаты проверки уровня чистоты исследуемых проб авиакеросина визуальным методом и с использованием индикаторов качества топлива (ИКТ) соотносились с нормативами, установленными отраслевой нормативной документацией. Анализ фактических данных по содержанию примесей в топливе показывает, что в различных точках отбора в технологической системе очистки топлива присутствуют частицы механических примесей не допустимых нормативами.

Результаты исследования, проведенного в работе, согласуются с результатами исследований специалистов ФГУП ГосНИИ ГА. Авторские результаты представлены в табл. 1. Анализ пробы №227-213, место отбора проб: отстойник ТЗ-81, марка продукта: ТС-1, РТ.

Таблица 1
Table 1

Результаты исследований проб авиатоплива
The results of aviation fuel sampling

Диапазон частиц, мкм	Количество частиц загрязнений в 100 см ³	Класс чистоты по ГОСТ 17216
5–10	2320	8
10–25	1160	8
25–50	240	9
50–100	60	10
больше 100	40	11
волокна	80	15

С целью устранения этих негативных тенденций необходимо проводить работы по совершенствованию системы авиатопливообеспечения.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ КИНЕТИКИ НАКОПЛЕНИЯ ЗАГРЯЗНЕНИЙ В АВИАТОПЛИВЕ

С целью установления механизма накопления загрязнений в топливе автором проведено сравнение показателей качества авиатоплива, соответствующих требованиям отечественных и зарубежных стандартов. В соответствии с ГОСТ Р 52906-2008 [4], со специальными требованиями (пункт 5.8.10), устанавливаются предельные значения концентрации механических примесей и воды в топливе на входе в фильтроэлементы (ФЭ). Не допускается использование элементов при исходной концентрации загрязнений более 0,05 г/дм³ и содержании свободной воды более 0,05 % масс.

Основным способом очистки топлива от механических примесей является его фильтрация. Поэтому в работе проведен анализ эффективности системы топливоочистки. Был проведен анализ механических примесей на фильтроэлементах, взятых на различных этапах технологического процесса подготовки топлива. На первом слое фильтра-монитора фирмы Velcon, установленного на топливозаправщике, обнаружены частицы загрязнений, размеры которых достигают 62 мкм, видно также присутствие целлюлозных волокон (рис. 1). Фильтр-монитор является последним устройством в цепочке средств очистки авиатоплива.

Анализ уровня чистоты авиатоплива при прохождении всей технологической цепочки системы топливоочистки ТЗК показывает, что уровень загрязнения топлива колеблется в диапазоне 0,2–0,8 г/т. Снижение загрязненности топлива на фильтрах ФГ-120 (15 мкм) может достигать при значениях на входе 0,8 г/т до значений на выходе 0,40 г/т. На рис. 2 представлены микрофотографии частиц загрязнений, попадающих на вход фильтров ФГ-120, расположенных после склада приема топлива и перед складом выдачи топлива. Внешний вид частиц загрязнений механических примесей и волокон, осевших на входе фильтроэлемента (тонкостью фильтрации 15 мкм), показывает их различную структуру, размеры и вероятное происхождение. Более светлые частицы имеют

неорганическую природу и обладают высокой полярностью (соли, оксиды и окалина), темные механические примеси и волокна имеют органическую природу и слабополярны, они в меньшей степени отражают вторичные электроны катодной пушки электронно-сканирующего микроскопа.

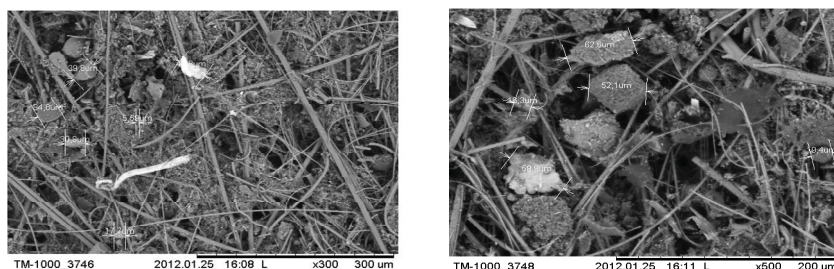


Рис. 1. Микрофотографии первого слоя фильтрующей перегородки фильтра-монитора Velkon после эксплуатации
Fig. 1. Micrographs of the first layer of the filter septum of Velkon filter-monitor after operation

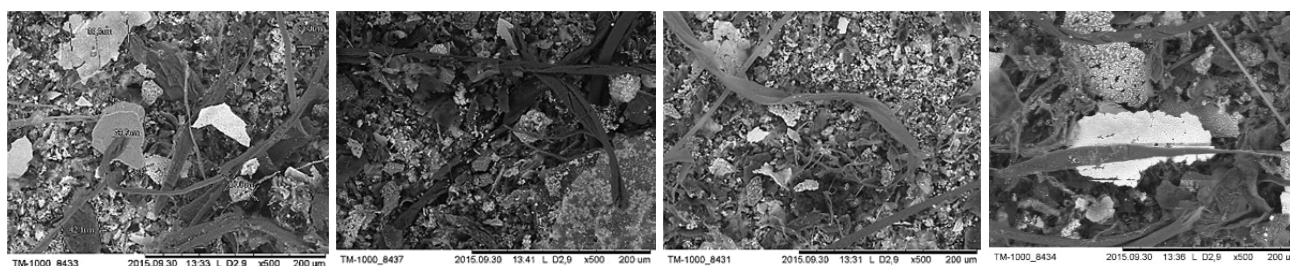


Рис. 2. Микрофотографии частиц загрязнений на входе ФГ-120
Fig. 2. Micrographs of impurity particles at FG-120 entrance

Изменение показателя исходной концентрации загрязнений в топливе и продолжительность их воздействия в эксплуатации практически невозможно отследить, так как в системе топливоподготовки происходят неконтролируемые процессы коагуляции, осаждения, формирования донных осадков, как в резервуарах, так и на поверхностях трубопроводов по всему пути следования топлива. В низших точках происходит накопление загрязнений, с последующим их вымыванием в новоразмерных диапазонах частиц.

Так же трудно выявить физические факторы и процессы, протекающие в отдельных элементах системы топливоподготовки. В работе были изучены статистические данные по уровням загрязненности топлива и закономерности процессов, происходящих в межскладском трубопроводе перекачки топлива с приемного склада в расходный склад (рис. 3, поз. 3 на схеме).

Трубопровод длиной в 2500 метров с условным диаметром 250 мм имеет участки понижения и повышения уровня, а также несколько поворотов изменения направления. В низких точках трубопроводов возникают отстойные зоны накопления примесей.

Объем прокаченного топлива через фильтроэлемент в разные периоды времени значительно отличается, от значения 1659 м^3 до 9346 м^3 (разница более чем в 5 раз), несмотря на то, что показатели исходной загрязненности топлива перед прокачкой в трубе находятся на одном уровне $0,5\text{--}0,8 \text{ г/т}$. Этот факт говорит о том, что в физических процессах присутствует неучтенный фактор негативного влияния на систему топливоочистки. Таким фактором может являться изменение фактического содержания воды в топливе в зависимости от концентрации влаги в окружающем воздухе, которая поступает в резервуары приема топлива в период их опорожнения. Периоды максимальных расходов совпадают с максимальными значениями абсолютной влажности атмосферного воздуха. Механизмы обводнения топлива в резервуарах от поступающего воздуха описаны в научной литературе [5–8]. В приемный резервуар объемом 5000 м^3 при его опорожнении поступающий влажный воздух может внести около 50 литров воды, которая частично конденсируется на стенках резервуара и переходит в состав загрязнений авиатоплива.

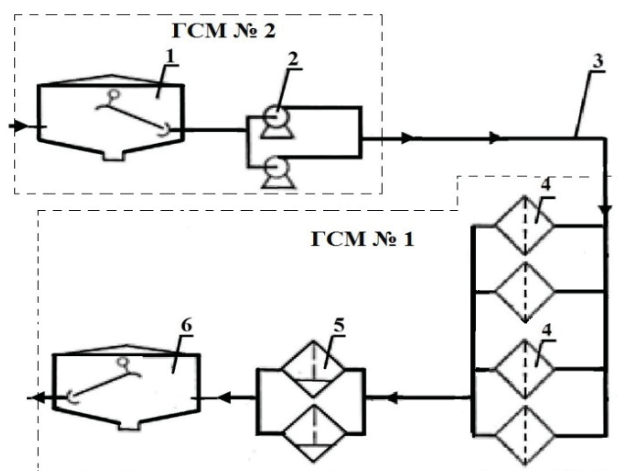


Рис. 3. Схема перекачки топлива по межскладскому трубопроводу:

1 – резервуар приемного склада, 2 – перекачивающие насосы, 3 – трубопровод межскладской, 4 – фильтры 15 мкм, 5 – фильтры водоотделители, 6 – резервуар расходного склада

Fig. 3. Diagram of a fuel transfer on depot-to-depot pipeline: 1 – tank of the receiving depot, 2 – transfer pumps, 3 – depot-to-depot pipeline 4 – filters of 15 micron, 5 – water extractors, 6 – tank of active storage

В трубопроводе топливо движется со скоростью 1,5–2,0 м/с, что обеспечивает его прохождение в течение 30 минут. За это время в ламинарном потоке происходят физические процессы охлаждения, седиментации, выделения капель воды из растворенного состояния в эмульсионное, коагуляции микрокапель и выпадения капель в нижнюю часть трубопровода. Прокачка топлива в трубопроводе происходит периодически и во время остановки прокачки в трубопроводе более интенсивно происходят процессы седиментации загрязнений. Трубопровод по своей длине имеет около 30 поворотов как в горизонтальной, так и в вертикальной плоскости. Причем повороты в вертикальной плоскости создают «карманы» в самых низких точках расположения, которые могут накапливать загрязнения, механические примеси и воду. При этом процессы коагуляции механических примесей в присутствии микрокапель воды приводят к увеличению линейных размеров частиц путем их слипания. Большое количество частиц размерами менее 5 мкм, могут образовывать агрегаты частиц с размерами 5–50 мкм.

При низкой абсолютной влажности окружающего воздуха наблюдается сокращение объема прокаченного через фильтроэлемент топлива, и, наоборот, при высокой влажности воздуха, например, в дождливые дни, – увеличение объема прокаченного топлива. Это, по-видимому, может быть обусловлено увеличением диаметров пор в фильтрующей перегородке, а также снижением прочности и эрозией поровых каналов в фильтрующей шторе за счет намокания целлюлозных волокон. Фильтрующий материал намокает, и увеличивает размеры пор при интенсивной локальной вымываемости волокон, и увеличивает общее значение номинальной тонкости фильтрации. Соответственно, качество очистки топлива в первом случае выше, а во втором случае ниже.

Анализ многолетних данных результатов изменения концентраций загрязнений в авиатопливе позволяет составить схему баланса загрязненности авиатоплива в системе топливообеспечения топливозаправочного комплекса (ТЗК). Схема баланса текущего изменения загрязнений авиатоплива при прохождении всей системы очистки представлена на рис. 4. Изменение значений уровня концентрации механических примесей в каждой точке отбора проб колеблется в широких пределах, минимальные и максимальные значения могут отличаться в 2–3 раза, и вывести закономерности процессов, протекающих в системе топливоочистки, представляется достаточно сложной задачей. Полученный баланс согласуется с приведенными статистическими данными загрязнений по 50 аэродромам средней климатической зоны в работе [9, 10]. Загрязнения, попадающие в топливо на складах горюче-смазочных материалов (ГСМ), составляют до 0,49 г/т (20 %). Это в основном продукты коррозии складского оборудования, а

также продукты атмосферной пыли, износа перекачивающих средств и разрушения прокладочно-уплотнительных материалов.

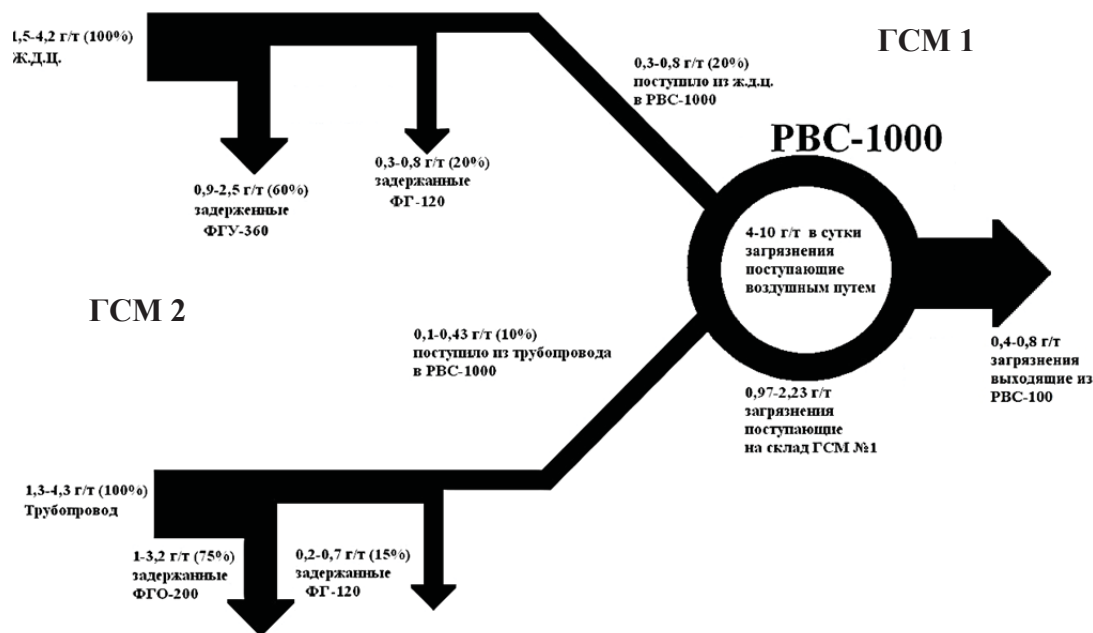


Рис. 4. Схема баланса загрязнения топлива при выполнении технологического процесса авиатопливообеспечения
Fig. 4. Diagram of the balance of fuel contamination during the execution of technological process of the aviation fuel supply

Таким образом, установлен баланс накопления загрязнения авиатоплива при выполнении технологического процесса авиатопливообеспечения в реальном ТЗК. Баланс позволяет оценить тенденцию изменения уровня чистоты авиатоплива на всех этапах от приема до выдачи на заправку, оценить соблюдение действующих нормативов по уровню чистоты авиатоплива и эффективность работы применяемых средств очистки авиатоплива, выявить пути попадания загрязнений в технологическую схему, выработать рекомендации и предложения по совершенствованию системы авиатопливообеспечения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, кинетика накопления загрязненности авиакеросина при прохождении по цепочке системы авиатопливообеспечения показывает, что основными источниками поступления загрязнения являются в первую очередь загрязненность топлива, поступающего на ТЗК, попадание загрязнения при «дыханиях» резервуара, волокна и фрагменты пропиточных смол фильтрующих целлюлозных бумаг ФЭ, а также вымываемость загрязнений из осадков во внутренних полостях трубопроводов.

По результатам исследований разработаны рекомендации и предложения по совершенствованию системы авиатопливообеспечения ТЗК.

1. На линии приема авиакеросина из железнодорожных цистерн установить фильтр предварительной фильтрации типа ФГК, ФГН или ТФ-10. В корпусе фильтра предварительной очистки установить фильтроэлементы типа ФЭ или ЭФБ [11].

2. Оборудовать систему авиатопливообеспечения достаточным количеством точек отбора проб, обеспечивающим представительность проб, для оценки эффективности технологической схемы, а также установить возможное влияние оборудования на уровень чистоты.

3. Корректировать критерии замены фильтроэлементов склада ГСМ-1.

4. Продолжить проведение регулярного контроля (мониторинга) уровня чистоты авиакеросина с использованием ИКТ и весового метода на этапах от приема до выдачи на заправку.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Урявин С.П.** Некоторые современные проблемы, угрожающие безопасности полетов воздушных судов / С.П. Урявин, А.Н. Тимошенко // Информационный сборник Ассоциации организаций авиатопливообеспечения воздушных судов гражданской авиации. 2012. № 7. С. 62–63.
2. **Velapatio C., Vihelmo C.** Science in NASA, publications and scientific researching, Aviation and Space Technology, Science NASA, USA, 2004. URL: www.nasa.com.
3. **Harold W.** GRAEF, Major, USMC, An Analysis of Microbial Contamination in Military Aviation Fuel Systems (Thesis), Ohio USA, Department of the Air Force Air University. Air Force Institute of Technology, 2003
4. ГОСТ Р 52906-2008. Оборудование авиатопливообеспечения. Общие технические требования. М.: Стандартинформ, 2008. 41 с.
5. **Браилко А.А.** Оценка остаточного ресурса фильтроэлементов / А.А. Браилко, А.В. Смульский / Информационный сборник Ассоциации организаций авиатопливообеспечения воздушных судов гражданской авиации. 2013. № 8. С. 66–69.
6. **Рыбаков К.В.** Обезвоживание авиационных горюче-смазочных материалов / К.В. Рыбаков, Е.Н. Жулдыбин, В.П. Коваленко. М.: Транспорт, 1979. 181 с.
7. **Титов И.В.** Обводнение авиатоплив и очистка их от механических примесей и воды / И.В. Титов, А.Т. Говоров. М.: ГосНИИ ГА, 1970. 14 с.
8. **Яновский Л.С.** Инженерные основы авиационной химмотологии / Л.С. Яновский, Н.Ф. Дубовкин, Ф.М. Галимов [и др.]. Казань: Изд-во Казанск. ун-та, 2005. 714 с.
9. **Большаков Г.Ф.** Восстановление и контроль качества нефтепродуктов. / Г.Ф. Большаков, 2-е изд., перераб и доп. Л.: Недра, 1982. 350 с.
10. **Рыбаков К.В.** Фильтрация авиационных топлив / К.В. Рыбаков. М.: Транспорт, 1983. 156 с.
11. Руководством по приему, хранению, подготовке к выдаче на заправку и контролю качества авиационных горюче-смазочных материалов и специальных жидкостей в предприятиях ГА Российской Федерации: приказ Департамента воздушного транспорта Минтранса Российской Федерации от 17.10.1992 № ДВ-126. М.: Минтранс РФ, 1992. 114 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Браилко Анатолий Анатольевич, соискатель кафедры авиатопливообеспечения и ремонта летательных аппаратов МГТУ ГА, brailko@tzsvko.aero.

THE KINETICS OF CONTAMINANTS ACCUMULATION IN THE JET FUEL DURING THE TECHNOLOGICAL PROCESS OF ITS PREPARATION FOR AIRCRAFT REFUELING

Anatoly A. Brailko¹

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

ABSTRACT

Much attention is paid to the tasks for ensuring domestic and international aircraft safety and regularity, which are multifaceted and complex. One of them is the system of ensuring the quality of aviation fuel for refueling aircraft at airports. A significant influence of the quality, chemical composition and fuel range on the reliability and lifetime of com-

ponents and parts of the aircraft fuel system was studied in the process of development and experience accumulation of aircraft operating, processes of aviation fuel production, as well as during storage, quality control, transportation, refueling preparation and aircraft refueling. Currently, work is being done to study the influence of fuel quality on the units of the technological scheme of fuel-filling complexes, which provide the required cleanliness of the fuel according to the regulations. The article describes the trend level of aviation fuel cleanliness at the stages from receipt to issuance to the refueling station. The evaluation of compliance with existing regulations on the level of jet fuel cleanliness and the efficiency of fuel cleaning facilities is carried out. It is stated that one of the problems of insufficient level of aviation fuel cleaning quality is a violation of the acceptable contamination level of the fuel before the filter. It was found that the disadvantage of the used filter paper is the fiber wash out process. According to this research it was found that while cleaning fuel from mechanical admixtures it is necessary to take into account the technical condition of the filtering element, and proposal was developed for fuel-filling systems to ensure aviation fuel cleanliness in compliance with regulations.

Key words: the filter element, the balance of fuel contaminants, water in fuel, fiber wash out process.

REFERENCES

1. **Uryavin S.P.** *Nekotorye sovremennye problemy, ugrozhajushhie bezopasnosti poletov vozдушnyh sudov* [Some contemporary problems threatening flight safety]. S.P. Uryavin, A.N. Timoshenko. *Informatsionnyy sbornik Assotsiatsii organizatsiy aviatoplivoobespecheniya vozдушnyh sudov grazhdanskoy aviatsii* [The Bulletin of the Association of the aviation fuel supply organizations of civil aircraft], 2012, No. 7, pp. 62–63. (in Russian)
2. **Velapatio C., Vihelmo C.** Science in NASA publications and scientific researching, Aviation and Space Technology, Science, NASA, USA. 2004. URL: www.nasa.com.
3. **Harold W.** Graef Major, USMC, An Analysis of Microbial Contamination in Military Aviation Fuel Systems (Thesis), Ohio USA, Department of the Air Force Air University. Air Force Institute of Technology, 2003.
4. GOST R 52906-2008. *Oborudovanie aviatoplivoobespechenie. Obshchie tehnicheckie trebovaniya*. [Aviation fuel supply equipment. General technical requirements]. M., STANDARTINFORM, 2008. 41 p. (in Russian)
5. **Brailko A.A., Smul'sky A.V.** *Ocenka ostatochnogo resursa fil'troelementov*. [Assessment of residual life of filter elements]. *Informatsionnyy sbornik Assotsiatsii organizatsiy aviatoplivoobespecheniya vozдушnyh sudov grazhdanskoy aviatsii* [The Bulletin of the Association of the organizations of aviation fuel supply of the aircrafts of civil aviation], 2013, no. 8, pp. 66–69. (in Russian)
6. **Rybakov K.V.** *Obezvozhivanie aviacionnyh gorjuchestv i mazochnyh materialov* [Dehydration of aviation fuels and lubricants]. K.V. Rybakov, E. N. Zhuldybin, V. P. Kovalenko. M., Transport, 1979. P. 181 (in Russian)
7. **Titov I.V.** *Obvodnenie aviatopliv i ochistka ih ot mekhanicheskikh primesej i vody*. [Water encroachment of aviation fuels and purifying them from mechanical impurities and water]. I.V. Titov, A.T. Govorov. M., GosNII GA, 1970. 14 p. (in Russian).
8. **Yanovsky L.S.** *Inzhenernye osnovy aviacionnoj himmotologii* [Engineering fundamentals of aviation chemmotology]. L.C. Yanovskiy, N.F. Dubovkin, F.M. Galimov and others. Kazan, Kazan University Publishing house, 2005. 714 p. (in Russian)
9. **Bol'shakov G.F.** *Vostanovlenie i kontrol' kachesva nefteproductov* [Recovery and quality control of petroleum products]. [2nd edition revised and add]. L., Nedra, 1982. 350 p. (in Russian)
10. **Rybakov K.V.** *Fil'trachiz aviacionnyh topliv* [Filtration of aviation fuels.] / Rybakov K.V. M., Transport, 1983. P. 156. (in Russian)
11. **Rukovodstvo po priemy, hraneniy, podgotovke k vydache na zapravky i kontrolyu kachestva aviacionnyh goruche – smazochnyh materialov i special'nyh zhidkostey v predpriyatiyakh GA Rossiyskoy Federacii: prikaz Departamenta vozdukhnoy transporta Mintransa Rossiyskoy Federacii ot 17.10.1992 № ДБ-126.** [Guidance on receiving, storage, preparation to the issuance of refueling and quality control of aviation fuels and lubricants and special fluids in the enterprises of civil aviation of

the Russian Federation: the order of the Department of air transport of Ministry of transport of the Russian Federation dated 17.10.1992 No. DV-126]. M., RF Ministry of Transport, 1992. 114 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Anatoly A. Brailko, External Postgraduate; Aircraft Fuel Supply and Repair Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, brailko@tzsvko.aero.

Поступила в редакцию 21.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 21.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 629.735.017.083
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-81-88

АКТУАЛИЗАЦИЯ МЕТОДИКИ РАСЧЕТА ФАКТИЧЕСКОГО ПОКАЗАТЕЛЯ НАДЕЖНОСТИ ВЫЛЕТОВ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А.Р. АЛЕКСАНИАН¹, А.А. ИЦКОВИЧ², А.Д. ЕВДОКИМОВА²

¹АО «Гражданские самолеты Сухого», г. Москва, Россия

²Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Надежность вылетов (далее – регулярность вылетов) – это один из ключевых критериев эффективности процесса технической эксплуатации воздушных судов, отражающий экономическую эффективность функционирования авиакомпании. Чем выше показатель эксплуатационной надежности выполнения рейсов, тем лучше авиакомпания справляется с эксплуатацией воздушных судов, тем выше качество обслуживания самолетов и эффективнее политика безопасности. В связи с отсутствием единого порядка учета регулярности вылетов воздушных судов как у предприятий – изготовителей воздушных судов, так и у эксплуатирующих воздушные суда авиакомпаний Российской Федерации и основании международного опыта, в работе сделан вывод о необходимости детализации расчета регулярности вылетов путем введения ряда параметров, определений и разработки тем самым единой актуализированной методики расчета.

В данной работе введены шесть основных и три вспомогательных параметра, приняты следующие термины и определения: регулярность вылетов; эксплуатационная надежность; наземные сбои в эксплуатации; эксплуатационные прерывания; сбой, произошедшие в полете.

Разработана актуализированная методика расчета регулярности вылетов и эксплуатационной надежности выполнения рейсов, которая является разумной и имеет более высокую точность.

Поскольку регулярность вылетов воздушных судов включает понятие регулярности отправок ВС (Regularity) и пунктуальности выполнения рейсов (Punctuality), даны определения и представлен расчет показателей для данных понятий.

Детально показан пример расчета показателей: регулярности вылетов, регулярности отправок, пунктуальности выполнения рейсов, эксплуатационной надежности выполнения рейсов, задержки рейсов на сто посадок, замены воздушных судов на сто посадок, отмены рейсов на сто посадок.

Ключевые слова: регулярность вылетов, эксплуатационная надежность, регулярность отправок, пунктуальность выполнения рейсов, эксплуатационные прерывания, задержки рейсов, отмены рейсов, прерванный взлет, возврат в аэропорт вылета, изменение плана полета (посадка на запасной аэродром, выключение двигателя в полете).

ВВЕДЕНИЕ

Результатом работы авиапредприятия по поддержанию требуемого уровня безопасности и регулярности полетов воздушных судов (ВС), использования парка ВС, исправности парка ВС и экономичности процесса технической эксплуатации (ПТЭ) является эффективность ПТЭ ВС. Одним из критериев эффективности ПТЭ является регулярность полетов ВС (далее – регулярность вылетов) гражданской авиации (ГА) [1].

Основным документом, определяющим методику оценки регулярности вылетов, применяемую терминологию, правила учета, является «Руководство по обеспечению и учету регулярности полетов ВС ГА СССР (РПП-90)» [2]. На сегодняшний день эта методика не соответствует международным правилам учета регулярности вылетов [3].

В связи с отсутствием единого порядка учета регулярности вылетов ВС как у предприятий – изготовителей ВС, так и у эксплуатирующих ВС авиакомпаний Российской Федерации на основании международного опыта, можно сделать вывод о необходимости детализации расчета регулярности вылетов, указанной в вышеупомянутом руководстве, путем введения ряда параметров, определений и разработки тем самым единой актуализированной методики расчета.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Регулярность вылетов ВС (надежность вылетов) (Dispatch reliability) включает понятия регулярность отправок ВС и регулярность выполнения (далее пунктуальность выполнения) рейсов.

Регулярность вылетов ВС (фактический показатель надежности вылетов) $P_v (D_{RL})$ выражается в процентах как отношение общего количества коммерческих рейсов, осуществленных за рассматриваемый период без задержек и замен ВС, к общему количеству коммерческих рейсов, включенных в расписание за тот же период [4, 9].

Рейс – транспортный полет ВС (по расписанию или вне расписания), выполняемый в одном направлении от начального до конечного пункта маршрута [2].

При расчете регулярности вылетов ВС (1) необходимо учитывать наземные сбои в эксплуатации.

Наземные сбои в эксплуатации – задержка рейса (DY), отмена рейса (CX), замена ВС (CH), прерванный взлет (AB). Для более точной градации: прерванный взлет, приведший к задержке рейса (ABDY), замены ВС (ABCH), отмены рейса (ABCX).

Задержка отправления ВС (DY) – отправление ВС из аэропорта позже времени, установленного расписанием (планом полетов) [2]. Необходимо отметить, что в расчет принимаются только первоначальные задержки рейсов (отправления ВС), но не последующие, т. е. являющиеся следствием другой задержки рейса. Учитываются задержки более 15 минут по техническим причинам в связи с поиском и устранением отказа или повреждения ВС.

Отмены рейсов (CX) – в расчет принимаются только первоначальные отмены рейсов (по техническим причинам). Отмененный рейс, который был отменен вследствие задержки рейса, считается только как отмененный рейс, а не отмененный и задержанный рейс.

Замена ВС (CH) – осуществляется в случае неисправного по техническим причинам ВС с целью предотвращения возможной задержки или отмены рейса или для сокращения времени задержки. В расчет принимаются только первоначальные замены ВС, не являющиеся следствием другой замены ВС.

С учетом принятых определений и обозначений оценим регулярность вылетов ВС:

$$\text{Регулярность вылетов ВС} = 100 - \frac{(\text{Кол-во наземных сбоев в эксплуатации}) \cdot 100}{\text{Кол-во рейсов, предусмотренных расписанием за период}}, \quad (1)$$

$$P_v (D_{RL}) = 100 - \frac{(DY+CX+CH+ABDY+ABCH+ABCH) \cdot 100}{FC+CX+ABCH}. \quad (2)$$

В результате преобразования формулы (2) получаем

$$P_v (D_{RL}) = \frac{100 \cdot [FC - (DY+CX+CH+ABDY+ABCH)]}{FC+CX+ABCH}. \quad (3)$$

Поскольку регулярность вылетов ВС (надежность вылетов) включает понятие регулярности отправок ВС (Regularity) $P_{отпр}(R_{eg.})$ и пунктуальности выполнения рейсов (Punctuality) $P_{вып.р.}(P_{unc.})$, следует дать определения и представить расчет данных показателей.

Регулярность отправок ВС (Regularity) (5) – отношение регулярных отправок ВС к общему количеству отправок, предусмотренных расписанием (планами полетов), выраженное в процентах [2]:

$$P_{отпр}(R_{eg.}) = 100 - \frac{(CX+CH+ABCH+ABCH) \cdot 100}{FC+CX+ABCH}. \quad (4)$$

В результате преобразования формулы (4) получаем

$$P_{отпр}(R_{eg.}) = \frac{100 \cdot [FC - (CH + ABCH)]}{FC + CX + ABCX}. \quad (5)$$

Пунктуальность выполнения рейсов (Punctuality) (7) – отношение рейсов, выполненных пунктуально, к общему количеству рейсов, предусмотренных расписанием (планом полетов), выраженное в процентах [2]:

$$P_{вып.р.}(P_{unc.}) = 100 - \frac{(DY + ABDY) \cdot 100}{FC + CX + ABCX}. \quad (6)$$

В результате преобразования формулы (6) получаем

$$P_{вып.р.}(P_{unc.}) = \frac{100 \cdot [FC + CX + ABCX - (DY + ABDY)]}{FC + CX + ABCX}. \quad (7)$$

Регулярность вылетов также можно характеризовать показателем $P_{в\ 1000}$ [5–8].

$P_{в\ 1000}$ – среднее число наземных сбоев в эксплуатации, обусловленных неисправностями составных частей ВС конструктивно-производственного характера, приходящихся на 1000 коммерческих рейсов, включенных в расписание за рассматриваемый период:

$$P_{в\ 1000} = \frac{(DY + CH + CX + ABDY + ABCH + ABCX) \cdot 1000}{FC + CX + ABCX}. \quad (8)$$

Кроме наземных сбоев ВС в эксплуатации возникают и сбои, произошедшие в полете. Следовательно, возникает необходимость в их пояснении.

Сбои, произошедшие в полете, – вынужденные посадки (на запасной аэродром) или отклонение от плана полета, выключение двигателя в полете (DV), возврат в аэропорт вылета (ТВ).

Так как в данной методике рассматривается этап эксплуатации ВС, то возникает необходимость введения термина эксплуатационная надежность выполнения рейсов ВС.

Эксплуатационная надежность выполнения рейсов ВС (Operational reliability) является международным показателем точности выполнения рейсов с учетом эксплуатационных прерываний [3].

Эксплуатационные прерывания учитывают как наземные сбои в эксплуатации, так и сбои, произошедшие в полете.

Эксплуатационная надежность выполнения рейсов $BC_{вып.р.}(O_{RL})$ выражается в процентах как отношение общего количества коммерческих рейсов, осуществленных за рассматриваемый период без задержек и замен ВС, а также сбоев, произошедших в полете к общему количеству коммерческих рейсов, включенных в расписание за тот же период (9):

$$\text{Эксплуатационная надежность выполнения рейсов ВС} = 100 - \frac{(\text{Кол-во эксплуатационных прерываний}) \cdot 100}{\text{Кол-во рейсов, предусмотренных расписанием за период}}, \quad (9)$$

$$\mathcal{E}_{вып.р.}(O_{RL}) = 100 - \frac{(DY + CX + CH + ABDY + ABCX + ABCH + DV + TB) \cdot 100}{FC + CX + ABCX}, \quad (10)$$

В результате преобразования формулы (10) получаем

$$\mathcal{E}_{вып.р.}(O_{RL}) = \frac{100 \cdot [FC - (DY + CH + ABDY + ABCH + DV + TB)]}{FC + CX + ABCX}. \quad (11)$$

Чем выше показатель эксплуатационной надежности выполнения рейсов ВС, тем лучше авиакомпания справляется с эксплуатацией ВС, тем выше качество обслуживания самолетов и эффективнее политика безопасности.

Эксплуатационную надежность выполнения рейсов также можно характеризовать показателем $\mathcal{E}_{\text{вып.п.1000}}$ [5–8].

$\mathcal{E}_{\text{вып.п.1000}}$ – среднее число наземных сбоев и сбоев, совершенных в полете, обусловленных неисправностями составных частей ВС конструктивно-производственного характера, приходящихся на 1000 коммерческих рейсов, включенных в расписание за рассматриваемый период.

$$\mathcal{E}_{\text{вып.п.1000}} = \frac{(DY+CH+CX+ABDY+ABCH+ABCX+DV+TB) \cdot 1000}{FC+CX+ABCX}. \quad (12)$$

Одним из показателей эффективности применения парка самолетов авиакомпаниями является DY_{100} [8].

DY_{100} – среднее число задержек рейсов, обусловленных неисправностями ВС конструктивно-производственного характера, приходящихся на 100 посадок (коммерческих рейсов):

$$DY_{100} = \frac{(DY+ABDY) \cdot 100}{FC+CX+ABCX}. \quad (13)$$

Также можно учитывать дополнительные параметры, такие как CX_{100} и CH_{100} .

CX_{100} – среднее число отмененных рейсов, обусловленных неисправностями ВС конструктивно-производственного характера, приходящихся на 100 посадок (коммерческих рейсов):

$$CX_{100} = \frac{(CX+ABCX) \cdot 100}{FC+CX+ABCX}. \quad (14)$$

CH_{100} – среднее число замененных ВС, обусловленных неисправностями ВС конструктивно-производственного характера, приходящихся на 100 посадок (коммерческих рейсов).

$$CH_{100} = \frac{(CH+ABCH) \times 100}{FC+CX+ABCX}. \quad (15)$$

ПРИМЕР РАСЧЕТА

В качестве исходных данных взяты показатели самолета Airbus A320 в одной из эксплуатирующих авиакомпаний за случайно выбранный месяц.

Исходные данные:

Выполненные рейсы – $FC = 9578$ шт.;

Задержки рейсов – $DY = 39$;

Отмены рейсов – $CX = 3$;

Замен ВС – $CH = 3$;

Прерванные взлеты, приведшие к задержке рейса, – $ABDY = 1$;

Прерванные взлеты, приведшие к отмене рейса, – $ABCX = 1$;

Прерванные взлеты, приведшие к замене ВС, – $ABCH = 0$;

Вынужденные посадки (на запасной аэродром) – $DV = 1$;

Возвраты в аэропорт вылета $TB = 1$.

Расчет показателей:

$$\begin{aligned}P_{\text{в}}(D_{RL}) &= \frac{100 \cdot [FC - (DY + CH + ABDY + ABCH)]}{FC + CX + ABCX} = \\&= \frac{100 \cdot [9578 - (39 + 3 + 1 + 0)]}{9578 + 3 + 1} = \frac{100 \cdot 9535}{9582} = 99,51 \%, \\P_{\text{отпр}}(R_{eg.}) &= \frac{100 \cdot [FC - (CH + ABCH)]}{FC + CX + ABCX} = \frac{100 \cdot [9578 - (3 + 0)]}{9578 + 3 + 1} = \frac{100 \cdot 9575}{9582} = 99,93 \%, \\P_{\text{вып.р.}}(P_{unc.}) &= \frac{100 \cdot [FC + CX + ABCX - (DY + ABDY)]}{FC + CX + ABCX} = \\&= \frac{100 \cdot [9578 + 3 + 1 - (39 + 1)]}{9578 + 3 + 1} = \frac{100 \cdot 9542}{9582} = 99,58 \%, \\Э_{\text{вып.р.}}(O_{RL}) &= \frac{100 \cdot [FC - (DY + CH + ABDY + ABCH + DV + TB)]}{FC + CX + ABCX} = \\&= \frac{100 \cdot [9578 - (39 + 3 + 1 + 0 + 1 + 1)]}{9578 + 3 + 1} = \frac{100 \cdot 9533}{9582} = 99,49 \%, \\DY_{100} &= \frac{(DY + ABDY) \cdot 100}{FC + CX + ABCX} = \frac{(39 + 1) \cdot 100}{9578 + 3 + 1} = 0,42, \\CX_{100} &= \frac{(CX + ABCX) \cdot 100}{FC + CX + ABCX} = \frac{(3 + 1) \cdot 100}{9578 + 3 + 1} = 0,04, \\CH_{100} &= \frac{(CH + ABCH) \cdot 100}{FC + CX + ABCX} = \frac{(3 + 0) \cdot 100}{9578 + 3 + 1} = 0,03.\end{aligned}$$

В российской и зарубежной практике приняты следующие целевые значения выше рассчитанных показателей. Значения показателей регулярности вылетов $P_{\text{в}}(D_{RL})$ и эксплуатационной надежности выполнения рейсов ВС $Э_{\text{вып.р.}}(O_{RL})$ должны быть не менее 98,50 % [10]. Для показателя регулярности отправок ВС (Regularity) $P_{\text{отпр}}(R_{eg.})$ его значение должно составлять не менее 97,80 %, а для показателя пунктуальности выполнения рейсов (Punctuality) $P_{\text{вып.р.}}(P_{unc.})$ – не менее 98,80 %.

По результатам проведенных расчетов, значения всех показателей удовлетворяют заданным целевым условиям.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработанная актуализированная методика расчета фактического показателя надежности вылетов гражданских ВС и других показателей включает в себя основные термины и определения, охватывающие международную и российскую практики, правила учета регулярности вылетов.

2. Методика соответствует международным правилам учета регулярности вылетов.

3. Актуализация действующего руководства по обеспечению и учету регулярности вылетов ВС ГА или выпуск отраслевого стандарта по методике расчета регулярности вылетов ВС обеспечит федеральные органы исполнительной власти, разработчиков и эксплуатантов ВС постоянным мониторингом регулярности вылетов в соответствии с международной практикой экономически развитых стран [4].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чинючин Ю.М., Полякова И.Ф. Основы технической эксплуатации и ремонта авиационной техники: учебное пособие. Часть I. М.: МГТУ ГА, 2004. 81 с.

2. Руководство по обеспечению и учету регулярности полетов воздушных судов гражданской авиации СССР (ППП ГА – 90): утв. приказом МГА СССР № 6 от 10.01.1990. URL: http://www.libussr.ru/doc_ussr/ussr_16164.htm (дата обращения 1.09.2017).
3. ATA Spec 2000-Reliability Data Collection/Exchange (Ch. 11). Air Transport Association of America, Inc., Washington, USA, 2014.
4. Разработка методики учета регулярности полетов воздушных судов гражданской авиации: НИР от 05.10.2009 г.
5. ОСТ 1 02785-2009. Воздушные суда гражданской авиации. Эксплуатационно-технические характеристики. Общие требования. М.: ФГУП «НИИСУ», 2009. 28 с.
6. ГОСТ Р 56079-2014. Изделия авиационной техники. Безопасность полета, надежность, контролепригодность, эксплуатационная и ремонтная технологичность. Номенклатура показателей. М.: Стандартиформ, 2014. 16 с.
7. Неймарк М.С., Цесарский Л.Г., Охупкин Н.В. Управление эффективностью применения самолетов в авиакомпаниях с помощью имитационной модели // Имитационное моделирование. Теория и практика: сборник докладов первой всероссийской научно-практической конференции ИММОД-2003. Том 2. СПб.: ЦНИИТС. 2003. С. 92–95.
8. Ицкович А.А., Файнбург И.А. Основы теории надежности. Ч. 2. Методы обеспечения надежности при проектировании, производстве и эксплуатации: учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 2016. 76 с.
9. Наставление по технической эксплуатации и ремонту авиационной техники гражданской авиации. НТЭРАТ ГА-93. Приказ ДВТ 20.09.94 № ДВ. М.: ДВТ, 1994. 318 с.
10. Смирнов Н.Н., Чинючин Ю.М. Современные проблемы технической эксплуатации воздушных судов. Часть I: учебное пособие. М.: МГТУ ГА, 2007.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Алексянн Армен Размирович, кандидат технических наук, главный специалист Инженерно-аналитического департамента АО «Гражданские самолеты Сухого», Armen-Aleksanyan@mail.ru.

Ицкович Александр Абрамович, профессор, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации летательных аппаратов и авиадвигателей МГТУ ГА, aail777@mail.ru.

Евдокимова Анастасия Денисовна, магистрант первого курса МГТУ ГА, anastasia.evdokimova@gmail.com.

ACTUALIZATION OF METHODIC OF CALCULATION OF ACTUAL INDICATOR OF CIVIL AIRCRAFT DISPATCH RELIABILITY

Armen R. Aleksanyan¹, Alexander A. Itskovich², Anastasia D. Evdokimova²

¹ *Sukhoi Civil Aircraft Company, Moscow, Russia*

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

ABSTRACT

Dispatch reliability – is one of the key criteria of aircraft technical operation process efficiency which reflects economic efficiency of airline activity. The higher the operational reliability, the better the level of aircraft operation in airline, the higher maintenance quality and safety policy is more effective. Due to the lack of unified procedure of dispatch reliability control both for aircraft manufacturers and Russian Federation aircraft operators and based on international experience it was concluded that there is a need for dispatch reliability specification by introducing a number of parameters, definitions and development, thereby the unified updated methodic of calculation.

In this work six basic and three auxiliary parameters are introduced, the following terms and definitions are established: dispatch reliability, operational reliability, ground operational interruptions, operational interruptions, in-flight interruptions.

A unified actualized methodic of dispatch reliability and operational reliability calculation is developed, which is reasonable and more accurate.

Since the aircraft dispatch reliability includes the notion of Regularity and Punctuality, definitions and criteria calculation are given.

The detailed example of criteria calculation is shown: dispatch reliability, dispatch regularity, flight punctuality, operational reliability, flight delays for a hundred landings, aircraft changes for a hundred landings, flight cancellations for a hundred landings.

Key words: dispatch reliability, operational reliability, regularity, punctuality, operational interruptions, delays, cancellations, A/C changes, aborted take-off, air turnback, diversion (diverted landing, in-flight engine shut down).

REFERENCES

1. Chinyuchin Yu.M., Polykova I.F. *Osnovi teorii technicheskoy ekspluatatsii i remonta aviatsionnoy tekhniki: uchebnoe posobie. Chast' 1* [The theoretical bases of aeronautical engineering maintenance and repair. Training manual. Part 1]. Moscow, MSTUCA, 2004, 81 p. (in Russian)
2. *Rukovodstvo po obespecheniu i uchety regulyarnosti poletov vozdushnih sudov grazhdanskoy aviatzii SSSR (RRP GA - 90)* [Guidelines for assurance and recording of civil aircraft flights regularity in the USSR]. Approved by the Order No. 6 of the USSR Ministry of Civil Aviation, January 10th, 1990. URL: http://www.libussr.ru/doc_ussr/usr_16164.htm (accessed: 1.09.2017). (in Russian)
3. ATA Spec 2000-Reliability Data Collection/Exchange (Ch. 11). Air Transport Association of America, Inc., Washington, USA, 2014.
4. *Razrabotka metodiki ucheta regulyarnosti poletov vozdushnih sudov grazhdanskoy aviatzii* [Methodology development of recording of civil aircraft flights regularity]. Research work, October 5th, 2009. (in Russian)
5. OST 1 02785-2009. The civil aviation aircraft. Operational characteristics. General requirements. Moscow, FSUE "Scientific & Research Institute of Standardization and Unification", 2009. 28 p. (in Russian)
6. GOST P 56079-2014. Parts of aviation equipment. Flight safety, reliability, inspection ability, operational and repair manufacturability. Nomenclature of the characteristics. Moscow, Standartinform Publ., 2014, 16 p. (in Russian)
7. Neymark M.S., Tsesarski L.G., Okhapkin N.V. *Upravlenie effektivnost'yu primeneniya samoletov v aviakompaniyah s pomosh'yu imitatsionnoy modeli* [Aircraft application effectiveness management in airlines by using the simulation model]. *Imitatsionnoe modelirovanie. Teoriya i praktika: Sbornik dokladov pervoy vserossiyskoy konferentsii* [The simulation modeling. Theory and practice. The materials of the conference of the First all-Russian Science Conference SIMMOD-2003. Volume 2. Saint Petersburg: Central Research Institute of Shipbuilding Technology (CRIST). 2003, pp. 92–95. (in Russian)
8. Itskovich A.A., Fainburg I.A. *Osnovi teorii nadezhnosti. Chast 2. Metodi obespecheniya nadezhnosti pri proektirovanii, proizvodstve i ekspluatatsii: Uchebnoe posobie*. [Fundamental theory of reliability. Part 2. Methods of reliability provision while designing, manufacturing and operating. Training manual]. Moscow, MSTUCA, 2016, 76 p. (in Russian)
9. Technical operation and repair of civil aircraft manual. TORCAM-93. Regulations on Technical Operation and Repair of aircraft equipment in Civil Aviation of the USSR. Department of Civil Transport Order of 20.09.94 № DV. Moscow, Department of Civil Aviation, 1994, 318 p. (in Russian)

10. Smirnov N.N., Chinyuchin Yu.M. *Sovremennye problem tehnikeskoy ekspluatatsii vozдушnih sudov. Chast 1* [Contemporary problems of aircraft technical operation. Part 1. Training manual]. Moscow, MSTUCA, 2007. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Armen R. Aleksanyan, Candidate of Technical Sciences, Head Specialist of Engineering Analytics Department of JSC "Sukhoi Civil Aircraft", Armen-Aleksanyan@mail.ru.

Alexander A. Itskovich, Professor, Doctor of Technical Sciences, Full Professor of the Aircraft and Aircraft Engines Maintenance Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, aail777@mail.ru.

Anastasia D. Evdokimova, Bachelor, 1st Year Master, Moscow State Technical University of Civil Aviation, anastasia.evdokimova@gmail.com.

Поступила в редакцию 15.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 15.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 629.7.05

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-89-98

**ЭФФЕКТИВНОСТЬ ТЕХНИЧЕСКОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ
НЕОБСЛУЖИВАЕМОЙ В МЕЖСЕРВИСНЫЙ ПЕРИОД
БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ВОЗДУШНОГО СУДНА**

А.М. БРОННИКОВ¹

¹*АО «Московский научно-производственный комплекс «Авионика», г. Москва, Россия*

Концепция авионики необслуживаемого бортового оборудования подразумевает отсутствие необходимости обслуживания бортовых систем в межсервисные периоды с сохранением требуемых эксплуатационно-технических характеристик, что должно обеспечиваться автоматическим диагностированием технического состояния, а также использованием активных средств обеспечения отказобезопасности, позволяющих в случае отказов изменять структуру системы для сохранения ее функций. Предполагается, что такое оборудование позволит в значительной степени сократить, а в пределе и полностью исключить традиционное обслуживание воздушных судов между плановым сервисным обслуживанием, обеспечивая максимальную готовность к применению вместе с повышением безопасности полетов. В статье предлагается методика оценки эффективности эксплуатации необслуживаемой в межрегламентный период избыточной бортовой системы воздушного судна с однородным резервированием. За счет избыточности резервированных элементов бортовая система в течение межсервисного периода накапливает отказы, которые устраняются при проведении сервисных работ. Если количество отказов какого-либо резерва приближается к критическому значению, то восстановление бортовой системы (устранение всех отказов) осуществляется в межсервисный период за счет проведения аварийно-восстановительных работ. Считается, что сервисные работы приводят к устранению всех отказов и полностью обновляют бортовую систему. Процесс изменения технического состояния бортовой системы описывается дискретно-непрерывной моделью в полетном времени. В качестве комплексных показателей эффективности эксплуатации системы используются средние потери в самолетовылетах и средние затраты на эксплуатацию. На примере оценки эффективности эксплуатации формализованной бортовой системы с однородным резервированием демонстрируется работоспособность предложенной методики и возможность ее использования при проведении анализа эффективности эксплуатации необслуживаемого в межрегламентный период оборудования. Также для примера проведен сравнительный анализ эффективности эксплуатации необслуживаемой бортовой системы с избыточным резервированием и бортовой системы с рациональным резервированием, обслуживаемой по стратегии «до отказа».

Ключевые слова: необслуживаемая авионика, техническое состояние, избыточность, резервирование, методы технического обслуживания, моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

Эксплуатация традиционного бортового радиоэлектронного оборудования воздушных судов (ВС) сопряжена с необходимостью решения таких проблем, как задержки вылетов и незапланированные посадки из-за отказов, необходимость содержать на используемых аэродромах технический персонал, средства обслуживания и текущего ремонта, фонд запасных частей. Концепция авионики необслуживаемого бортового оборудования (АНБО) подразумевает отсутствие необходимости обслуживания бортовых систем в межсервисные периоды с сохранением требуемых эксплуатационно-технических характеристик, что должно обеспечиваться автоматическим диагностированием технического состояния, а также использованием активных средств обеспечения отказобезопасности, позволяющих в случае отказов изменять структуру системы для сохранения ее функций [1, 2]. В настоящее время бортовые комплексы строятся на принципах интегрированной модульной авионики (ИМА) [3]. Но использование одной лишь концепции ИМА при построении бортовых комплексов не позволяет избежать указанных выше проблем с их эксплуатацией. По-видимому, перспективные бортовые системы и комплексы должны проектироваться с одновременным учетом концепций ИМА и АНБО.

Необслуживаемое бортовое оборудование при эксплуатации накапливает отказы с сохранением своих функций с уровнем надежности не ниже заданного. Устранение таких отказов осуществляется при проведении сервисного обслуживания. Если же в бортовом оборудовании возникает отказ (совокупность отказов), который приводит к нарушению решаемых функций или снижению ниже заданного уровня надежности, то летная эксплуатация приостанавливается и проводятся аварийно-восстановительные работы (АВР) [1].

Проблемам оценки эффективности эксплуатации бортового оборудования и выбора рациональной стратегии его технического обслуживания посвящено значительное количество работ, публикуемых как в России [4–7], так за рубежом [8, 9]. Вместе с тем автору неизвестны работы, которые затрагивали бы оценку эффективности эксплуатации необслуживаемого оборудования. Это объясняется, по-видимому, новизной рассматриваемой концепции. В статье предлагается методика оценки эффективности эксплуатации необслуживаемой в межрегламентный период избыточной бортовой системы (БС) БС с однородным резервированием. За счет избыточности резервированных элементов БС в течение межсервисного периода накапливает отказы, которые устраняются при проведении сервисных работ. Если количество отказов какого-либо резерва приближается к критическому значению, то восстановление БС (устранение всех отказов) осуществляется в межсервисный период за счет проведения АВР. Считается, что сервисные работы приводят к устранению всех отказов и полностью обновляют БС.

Процесс изменения технического состояния БС описывается дискретно-непрерывной моделью в полетном времени, рассмотренной в [10]. В качестве комплексных показателей эффективности эксплуатации системы используются средние потери в самолетовылетах [11, 12] и средние затраты на эксплуатацию. На примере оценки эффективности эксплуатации формализованной БС с однородным резервированием демонстрируется работоспособность предложенной методики и возможность ее использования при проведении анализа эффективности эксплуатации необслуживаемого в межрегламентный период оборудования. Также для примера проведен сравнительный анализ эффективности эксплуатации необслуживаемой бортовой системы с избыточным резервированием и бортовой системы с рациональным резервированием, обслуживаемой по стратегии «до отказа».

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Считается, что БС состоит из n в общем случае разнотипных блоков (устройств, элементов). В схему надежности все n блоков входят последовательно. Под количеством резервов k_q блока понимается количество однотипных элементов, входящих в схему надежности параллельно. В состояние отказа БС переходит при критическом количестве отказов хотя бы одного резервированного блока. Под критическим количеством отказов резервированного блока будем понимать количество отказов его резервов, при котором теряется работоспособность блока, а значит и БС в целом [10]. Критическое количество отказов будем обозначать $k_{крq}$, где q – номер резервированного блока. Также введем определение предельного количества отказов резервированного блока $k_{прq}$ – это такое количество отказов резервов, при котором сохраняется работоспособность только до отказа любого следующего резерва, т. е. можно записать, что $k_{крq} = k_{прq} + 1$.

Будем считать, что необслуживаемая в межрегламентный период БС эксплуатируется в течение всего межсервисного периода с накоплением отказов резервированных элементов. Если до окончания межсервисного периода хотя бы в одном из резервированных блоков возникло предельное количество отказов $k_{прq}$, то летная эксплуатация БС прекращается и проводятся АВР, при которых устраняются все накопившиеся отказы.

Система может находиться в одном из трех состояний [10]:

- S_0 – работоспособное состояние, в котором в каждой группе резервированных элементов исправны не менее $k_{прq} + 1$ резервов;
- S_1 – предельное состояние, при котором хотя бы один из резервированных блоков содержит предельное количество отказов $k_{прq}$;
- S_2 – состояние отказа БС, при котором хотя бы в одном из резервированных блоков возникло критическое количество отказов или больше.

Рассматривается конечный интервал эксплуатации T . Среднее время полета составляет $T_{п}$. В течение интервала эксплуатации совершается m полетов ($m = \lceil T/T_{п} \rceil$, где $\lceil \cdot \rceil$ – обозначение целой части числа). С периодичностью $\tau_{мс}$ или $m_{мс} = \lceil \tau_{мс}/m \rceil$ (количество полетов в межсервисном периоде) на БС проводятся работы по техническому обслуживанию (ТО). Считается, что работы по ТО полностью обновляют БС. Это соответствует в полетном времени скачкообразному переходу всех интенсивностей отказов в значение, соответствующее начальному значению. Система имеет встроенные средства автоматического контроля, которые с вероятностью $1 - \beta_1$ распознают состояние S_1 и с вероятностью $1 - \beta_2$ распознают состояние S_2 (β_1 и β_2 – вероятности необнаружения (пропуска) состояний S_1 и S_2). При переходе БС в состояния S_1 и S_2 проводятся АБР₁ и АБР₂ которые также полностью обновляют БС и имеют в общем случае различное время проведения и различную стоимость. Известны интенсивности отказов λ_i всех блоков БС, которые в общем случае могут быть функциями времени. Также известны:

- средняя продолжительность ТО $T_{то}$ и средняя продолжительность АБР₁ T_{a1} и АБР₂ T_{a2} ;
- средние потери стоимости при срыве выполнения полетного задания C_1 , средняя стоимость проведения работ по ТО C_2 , средняя стоимость проведения АБР₁ C_{a1} и АБР₂ C_{a2} ;
- среднеплановая интенсивность полетов v , вычисляемая как отношение суммарного полетного времени к общему интервалу времени.

Рассматривается система с уровнем критичности не выше C (см. уровни критичности проектирования [13]), отказ которой вызывает сложную ситуацию в полете и не приводит к катастрофической или аварийной ситуации. Считается, что срыв выполнения полетного задания происходит при переходе системы в состояние S_2 .

Необходимо разработать методику оценки эффективности эксплуатации необслуживаемой БС по показателям средних потерь в самолетовылетах $W(m, m_{мс})$ и средних затрат на эксплуатацию $C(m, m_{мс})$.

МЕТОДИКА ВЫЧИСЛЕНИЯ

Методика вычисления средних потерь в самолетовылетах $W(m, m_{мс})$ и средних затрат на эксплуатацию $C(m, m_{мс})$ необслуживаемой в межсервисный период БС сводится к следующему.

1. По заданным количествам элементов БС, их интенсивностям отказов, значениям предельных $k_{прq}$ и критических $k_{крq}$ количествах отказов резервов вычисляются интенсивности переходов из состояния S_0 в состояние $S_1 - \lambda_{01}$, из состояния S_0 в состояние $S_2 - \lambda_{02}$, из состояния S_1 в состояние $S_2 - \lambda_{12}$. Формулы расчета интенсивностей переходов приведены в [10].

2. Определяются вероятности нахождения системы в работоспособном состоянии $P_i(S_0)$, в предельном состоянии $P_i(S_1)$, в состоянии отказа $P_i(S_2)$ в каждом из m полетов ($i = \overline{1..m}$) на рассматриваемом интервале эксплуатации T . Так как проведение сервисных работ полностью обновляет систему, то расчет вероятностей состояний достаточно проводить только для m_{mc} полетов. Формульные выражения для расчета вероятностей состояний приведены в [10].

3. На основе вероятностей $P_i(S_1)$ и $P_i(S_2)$ рассчитываются математические ожидания:

1) числа срыва выполнения полетных заданий $N_{сп}(m, m_{mc})$ из-за наступления предельного состояния S_2 в полете:

$$M[N_{сп}(m, m_{mc})] = \delta \sum_{i=1}^{m_{mc}} P_i(S_2) + \sum_{i=1}^{m-\delta m_{mc}} P_i(S_2), \quad (1)$$

где $\delta = [T / \tau_{mc}] = [m / m_{mc}]$ - количество работ по ТО на интервале эксплуатации T ;

2) числа АБР₁ $N_1(m, m_{mc})$:

$$M[N_1(m, m_{mc})] = (1 - \beta_1) \left(\delta \sum_{i=1}^{m_{mc}} P_i(S_1) + \sum_{i=1}^{m-\delta m_{mc}} P_i(S_1) \right); \quad (2)$$

3) числа АБР₂ $N_2(m, m_{mc})$:

$$M[N_2(m, m_{mc})] = (1 - \beta_2) \left(\delta \sum_{i=1}^{m_{mc}} P_i(S_2) + \sum_{i=1}^{m-\delta m_{mc}} P_i(S_2) \right). \quad (3)$$

4. Вычисляются средние потери в самолетовылетах $W(m, m_{mc})$ и средние затраты на эксплуатацию $C(m, m_{mc})$ по формулам

$$W(m, m_{mc}) = \underbrace{M[N_{сп}(m, m_{mc})]}_{W_{сп}} + \underbrace{v(T_{a1}M[N_1(m, m_{mc})] + T_{a2}M[N_2(m, m_{mc})])}_{W_{авр}} + \underbrace{vT_{то}\delta}_{W_{то}}, \quad (4)$$

$$C(m, m_{mc}) = \underbrace{C_1M[N_{сп}(m, m_{mc})]}_{C_{сп}} + \underbrace{C_{a1}M[N_1(m, m_{mc})] + C_{a2}M[N_2(m, m_{mc})]}_{C_a} + \underbrace{C_2\delta}_{C_{то}}. \quad (5)$$

В показателе (4) первый член $W_{сп}$ характеризует вероятностные потери в самолетовылетах из-за срыва полетных заданий, а второй $W_{авр}$ и третий $W_{то}$ члены характеризуют вероятные потери в самолетовылетах из-за простоев на земле по устранению отказов и проведению работ по ТО. В показателе (5) первое слагаемое $C_{сп}$ отражает потери из-за срыва выполнения полетных заданий. Второе слагаемое C_a – средние затраты, связанные с проведением АБР. Третье слагаемое $C_{то}$ – средние затраты, связанные с проведением ТО.

РЕЗУЛЬТАТЫ СРАВНИТЕЛЬНОГО АНАЛИЗА

Рассматривается гипотетическая БС с уровнем критичности проектирования C [13], состоящая из 9 блоков (элементов): Э1, Э2, ..., Э9. При уровне критичности C вероятность отказа системы за час полета не должна превышать значения 10^{-5} [13]. Для проведения сравнительного анализа рассмотрим два варианта построения системы:

- традиционную обслуживаемую систему с рациональным резервированием, обеспечивающим вероятность отказа за час полета не более 10^{-5} ;
- необслуживаемую систему с избыточным резервированием.

Зададимся интенсивностями отказов блоков БС, приведенными в табл. 1. При рациональном резервировании для обеспечения требования вероятности отказа за час полета не более 10^{-5} требуется трехкратное резервирование каждого блока системы. Для необслуживаемой системы требование вероятности отказа не более 10^{-5} должно распространяться не на час полета, а на межсервисный период. Зададимся межсервисным периодом 500 ч. Тогда потребное количество резервов составляет 5. Пусть отказы резервов определяются на основе мажоритарной логики [14]. Тогда работоспособность системы обеспечивается при двух исправных блоках в каждом сечении. На основе этого определяются предельные и критические количества отказов, которые приведены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

№ п.п.	Наименование блока	Интенсивность отказов, 1/ч	Необслуживаемая БС			Обслуживаемая БС		
			k_q	$k_{кр}$	$k_{пр}$	k_q	$k_{кр}$	$k_{пр}$
1	Э1	$2,0 \cdot 10^{-4}$	5	4	3	3	2	1
2	Э2	$1,5 \cdot 10^{-4}$	5	4	3	3	2	1
3	Э3	$1,2 \cdot 10^{-4}$	5	4	3	3	2	1
4	Э4	$2,3 \cdot 10^{-6}$	5	4	3	3	2	1
5	Э5	$5,5 \cdot 10^{-5}$	5	4	3	3	2	1
6	Э6...Э9	$2,5 \cdot 10^{-5}$	5	4	3	3	2	1

Пусть период эксплуатации $T = 10\,000$ ч, средняя продолжительность полета $T_{п} = 4$ ч, вероятности пропуска отказа $\beta_1 = 0,05$, $\beta_2 = 0,01$, среднеплановая интенсивность полетов $\nu = 0,5$ (соответствует 12-часовому налету в сутки). В табл. 2 приведены остальные значения временных и стоимостных параметров, используемых при проведении исследований.

Таблица 2
Table 2

№ п.п.	Наименование параметра	Обозначение	Размерность	Значение	
				Необслуживаемая БС	Обслуживаемая БС
1	Средняя продолжительность ТО	$T_{то}$	ч	2	1
2	Средняя продолжительность АБР ₁	T_{a1}	ч	20	2
3	Средняя продолжительность АБР ₂	T_{a2}	ч	25	25
4	Средняя стоимость проведения ТО	C_2	у.е.	200	100
5	Средняя стоимость проведения АБР ₁	C_{a1}	у.е.	3000	200
6	Средняя стоимость проведения АБР ₂	C_{a1}	у.е.	3500	3000
7	Потери при срыве полетного задания	C_1	у.е.	10 000	10 000

Прокомментируем некоторые данные табл. 2. Под ТО понимается углубленный наземный контроль системы с устранением обнаруженных отказов. ТО выполняется планово, поэтому его стоимость и продолжительность незначительны. При наступлении состояния S_1 проводятся АБР₁. Для обслуживаемой БС это устранение отказов осуществляется на плановом аэродроме, на котором имеется подготовленный технический персонал и фонд запасных частей. Для необслуживаемой системы такие АБР являются внеплановыми, считается, что персонал на аэродроме отсутствует, запасных частей нет. Отсюда столь существенные значения

длительности и стоимости АБР. Для обеих систем АБР₂ являются внеплановыми, поэтому время их выполнения и стоимости сопоставимы. Срыв полетного задания приводит к задержкам с вылетом, возможной посадкой на запасной аэродром и связанным с этим значительным издержкам.

На рис. 1 приведены графики изменения вероятностей состояний $P(S_2)$ для необслуживаемой и обслуживаемой БС. Состояние S_2 – это отказ системы. Как видно из графиков, вероятность полного отказа БС $P(S_2)$ для необслуживаемой системы с избыточным резервированием достигает критического уровня 10^{-5} более чем через 500 ч, а для обслуживаемой БС – уже через 32 часа (8 полетов). Поэтому для обслуживаемой системы для выполнения требований по безопасности [13] проводится проведение ТО не реже чем через 32 ч. Для необслуживаемой системы – через 500 ч.

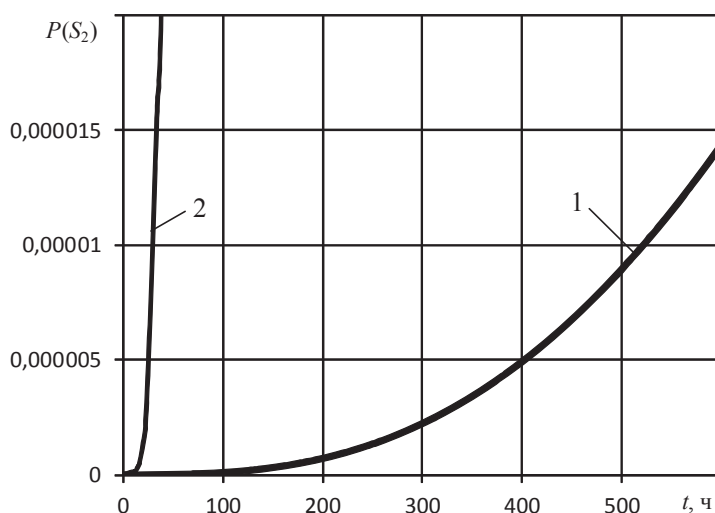


Рис. 1. Вероятности состояний $P(S_2)$ для необслуживаемой 1 и обслуживаемой 2 БС
Fig. 1. Probabilities of $P(S_2)$ conditions for maintenance-free 1 and maintained 2 BS

На рис. 2 приведены графики изменения потерь в самолетовылетах при изменении периода между ТО τ_{mc} . У необслуживаемой БС с увеличением интервала между ТО потери в самолетовылетах сначала уменьшаются, а начиная с времени $\tau_{mc} = 800 \dots 1000$ ч растут. Рост связан с увеличением потерь, связанных с проведением АБР. Потери имеют минимальное значение при $\tau_{mc} = 800 \dots 1000$ ч. Однако из графика на рис. 1 следует, что при $\tau_{mc} > 500$ ч для необслуживаемой системы нарушаются требования безопасности. Поэтому, несмотря на оптимальное значение потерь для необслуживаемой БС следует назначить межсервисный интервал в 500 ч. Прогнозируемые потери в самолетовылетах при таком интервале будут составлять 22 вылета при 10 000-часовом интервале эксплуатации. Для обслуживаемой системы выраженного оптимума в проведении ТО нет. Из графика следует, что оптимальной стратегией для обслуживаемой БС является эксплуатация до отказа. При этом потери составляют около 40 самолетовылетов, что почти в два раза больше, чем для необслуживаемой БС. Но из рис. 1 следует, что при межсервисном интервале более 32 ч уровень надежности системы становится ниже требований [13]. При межсервисном интервале в 32 ч потери для обслуживаемой БС составляют 170 самолетовылетов, что более чем в 8 раз выше, чем у необслуживаемой системы.

На рис. 3 приведены графики затрат на эксплуатацию обслуживаемой и необслуживаемой БС при изменении периодичности выполнения ТО от 50 до 600 ч.

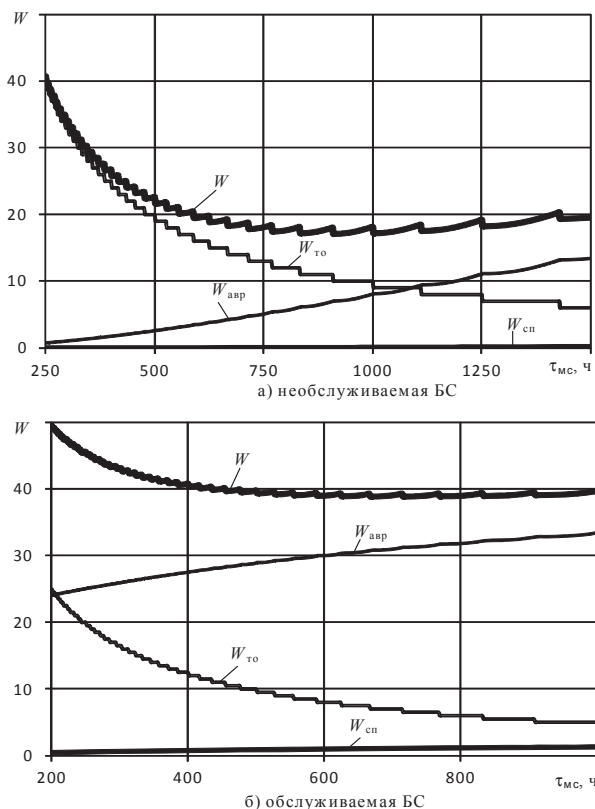


Рис. 2. Средние потери в самолетовылетах
Fig. 2. Average losses in air missions

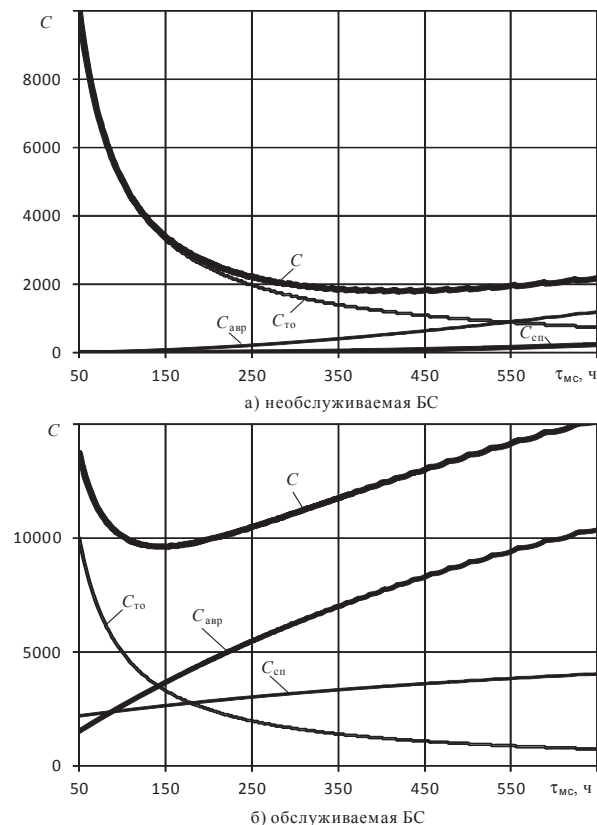


Рис. 3. Средние затраты на эксплуатацию
Fig. 3. Average maintenance costs

Анализ графиков показывает, что при малой периодичности ТО основной вклад вносят затраты на выполнение ТО. При большой периодичности ТО основной вклад вносят затраты, связанные с проведением АБР. Для обслуживаемой БС при используемых исходных данных оптимальной периодичностью ТО является 350–400 ч, а для необслуживаемой – 150 ч. При этом затраты составляют 2 000 и 10 000 у.е. соответственно. При периодичности в ТО в 32 ч (реже проводить ТО нельзя по требованиям безопасности, см. рис. 1) обслуживаемая БС имеет затраты 18 000 у.е., что в 9 раз больше, чем необслуживаемая, для которой при проведении ТО через 400 ч требования безопасности не нарушаются.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предлагается оценивать эффективности технической эксплуатации необслуживаемой БС по комплексным критериям средних потерь в самолетовылетах и средних затрат на эксплуатацию. Методика оценки эффективности технической эксплуатации основана на использовании дискретно-непрерывной модели изменения технического состояния необслуживаемой системы. На первом этапе по заданным количествам нерезервированных и резервированных элементов БС, их интенсивностям отказов, количествам предельных и критических отказов резервов вычисляются интенсивности переходов БС из состояния в состояние. На втором этапе определяются вероятности нахождения системы в работоспособном состоянии $P(S_0)$, в предельном состоянии $P(S_1)$, в состоянии отказа $P(S_2)$ в каждом из m полетов на рассматриваемом интервале эксплуатации. На третьем этапе по формулам (1)–(3) вычисляются математические ожидания количества срыва полетных заданий, АБР, работ по ТО, отказов системы и на их основе вычисляются средние потери в самолетовылетах и средние затраты на эксплуатацию по формулам (4) и (5).

Численные исследования демонстрируют пригодность предложенной методики для проведения анализа эффективности технической эксплуатации необслуживаемой в межсервисный период БС. Также данная методика может быть использована для теоретического обоснования рациональной периодичности работ по ТО.

Полученные результаты могут быть использованы для оценки эффективности необслуживаемых в межсервисный период систем при разработке нового поколения авиационных комплексов бортового оборудования.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Bukov V., Kutahov V., Bekkiev A.** Avionics of Zero Maintenance Equipment. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010 (ICAS 2010), 2010, pp. 3507–3514.
2. Опыт создания технологии проектирования и производства информационно-вычислительной среды для комплексов авиационного бортового оборудования на основе концепций интегрированности, модульности и необслуживаемости / В.А. Чернышов, А.А. Оводенко, В.Н. Буков, Ю.Е. Шейнин, В.А. Шурман, И.В. Боблак // Вестник Академии военных наук. 2012. № 3 (40). С. 132–138.
3. **Чуянов Г.А., Косьянчук В.В., Сельвесюк Н.И.** Перспективы развития комплексов бортового оборудования на базе интегрированной модульной авионики // Известия ЮФУ. Технические науки, 2013. № 3 (140). С. 55–62.
4. Эксплуатация авиационных систем по состоянию (математические модели и техническая реализация) / Е.Ю. Барзилович, А.А. Букреев, В.П. Парфенов, В.А. Осташкевич // Научный Вестник МГТУ ГА. 2008. № 127. С. 7–15.
5. **Кузнецов С.В.** Математические модели процессов и систем технической эксплуатации бортовых комплексов и функциональных систем авионики // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 132–140.
6. **Войтович А.В., Григорьев К.Л., Шульгин А.Е.** Математическая модель определения оптимальных периодов управления техническим состоянием средств сложной организационно-технической системы // Фундаментальные исследования. 2015. № 11-5. С. 858–862.
7. **Уланский В.В., Мачалин И.А.** Показатели эффективности эксплуатации резервированных авиационных радиоэлектронных систем // Математические машины и системы. 2006. Т. 1, № 4. С. 155–163.
8. **Wang H., Pham H.** Reliability and optimal maintenance. New York, Springer, 2006, 360 p.
9. **Vovk S.P., Ginis L.A.** Modelling and forecasting of transitions between levels of hierarchies in Difficult formalized systems. European Researcher, 2012, Vol. 20, № 5-1, pp. 541–545.
10. **Бронников А.М., Морозов Д.В.** Динамика технического состояния необслуживаемой в межрегламентный период бортовой системы летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 152–158.
11. **Бронников А.М., Коховец С.Н., Морозов Д.В.** Оптимизация периодичности углубленного наземного контроля авиационных комплексов по критерию минимума потерь в самолетовылетах // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 185. С. 13–18.
12. **Бронников А.М., Коховец С.Н.** Оптимизация периодичности наземного контроля авиационных навигационных комплексов по критерию минимума потерь в самолетовылетах // Контроль. Диагностика. 2013. № 1. С. 39–46.
13. Руководство Р4761 по методам оценки безопасности систем и бортового оборудования воздушных судов гражданской авиации. М.: Авиатиздат, 2011. 266 с.
14. **Оболенский Ю.Г.** Управление полетом маневренных самолетов. М.: Воениздат, 2007. 480 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Бронников Андрей Михайлович, доктор технических наук, доцент, заместитель главного конструктора технического направления АО МНПК «Авионика», bronnikov_a_m@mail.ru.

TECHNICAL MAINTENANCE EFFICIENCY OF THE AIRCRAFT MAINTENANCE-FREE ON-BOARD SYSTEM BETWEEN SCHEDULED MAINTENANCES

Andrey M. Bronnikov¹

¹*JSC MRPC «Avionica», Moscow, Russia*

ABSTRACT

The avionics concept of the maintenance-free on-board equipment implies the absence of necessity to maintain onboard systems between scheduled maintenance, preserving the required operational and technical characteristics; it should be achieved by automatic diagnosis of the technical condition and the application of active means of ensuring a fail-safe design, allowing to change the structure of the system to maintain its functions in case of failure. It is supposed that such equipment will reduce substantially and in the limit eliminate traditional maintenance of aircraft between scheduled maintenance, ensuring maximum readiness for use, along with improving safety. The paper proposes a methodology for evaluating the efficiency of maintenance-free between scheduled maintenance aircraft system with homogeneous redundancy. The excessive redundant elements allow the system to accumulate failures which are repaired during the routine maintenance. If the number of failures of any reserve is approaching a critical value, the recovery of the on-board system (elimination of all failures) is carried out between scheduled maintenance by conducting rescue and recovery operations. It is believed that service work leads to the elimination of all failures and completely updates the on-board system. The process of system operational status changes is described with the discrete-continuous model in the flight time.

The average losses in the sorties and the average cost of operation are used as integrated efficiency indicators of system operation. For example, the evaluation of the operation efficiency of formalized on-board system with homogeneous redundancy demonstrates the efficiency of the proposed methodology and the possibility of its use while analyzing the efficiency of the maintenance-free operation equipment between scheduled periods. As well as a comparative analysis of maintenance-free operation efficiency of the on-board system with excessive redundancy and on-board system with rational redundancy serviced by the strategy of "to failure" is carried out.

Key words: maintenance-free avionics, operational status, excess, redundancy, methods of maintenance, simulation.

REFERENCES

1. **Bukov V., Kutahov V., Bekkiev A.** Avionics of Zero Maintenance Equipment. 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010 (ICAS 2010), 2010, pp. 3507–3514.
2. **Chernyshov V.A., Ovodenko A.A., Bukov V.N., Sheynin Y.E., Shulman V.A., Boblak I.V.** *Opyt sozdaniya tekhnologii proektirovaniya i proizvodstva informacionno-vychislitel'noj sredy dlya kompleksov aviacionnogo bortovogo oborudovaniya na osnove koncepcij integrirovannosti, modul'nosti i neobsluzhivaemosti* [Creation of designing and producing technology for information-calculating environment for airborne equipment package on basis of integrating, moduleness and zero maintenance conceptions]. *Vestnik akademii voennih nauk* [Bulletin of the Russian Academy of Military Sciences], 2012, № 3 (40), pp. 132–138. (in Russian)
3. **Chuyanov G.A., Kos'yanchuk V.V., Sel'vesyuk N.I.** *Perspektivy razvitiya kompleksov bortovogo oborudovaniya na baze integrirovannoj modul'noj avioniki* [Prospects of development of complex onboard equipment on the basis of integrated modular avionics]. *Izvestiya YuFU Tehnicheskiye nauki* [Izvestiya of Southern Federal University. Engineering science], 2013, № 3 (140), pp. 55–62. (in Russian)
4. **Barzilovich E.Yu., Bukreev A.A., Parfenov V.P., Ostashkevich V.A.** *Ehkspluatatsiya aviacionnyh sistem po sostoyaniyu (matematicheskie modeli i tekhnicheskaya realizatsiya)* [Operation of

aviation systems (mathematical models and technical realization)]. *Nauchnyy Vestnik Moscovskogo Gosudarstvennogo Tehnicheskogo Universiteta Grazhdanskoy Aviatsii* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2008, № 127, pp. 7–15. (in Russian)

5. Kuznecov S.V. *Matematicheskie modeli processov i sistem tekhnicheskoy ehkspluatatsii bortovykh kompleksov i funkcional'nykh sistem avioniki* [Mathematical models of processes and systems of technical maintenance of onboard systems and functional systems of avionics]. *Nauchnyy Vestnik Moscovskogo Gosudarstvennogo Tehnicheskogo Universiteta Grazhdanskoy Aviatsii* [Scientific Bulletin of MSTUCA]. 2017, vol. 20, № 1, pp. 132–140 (in Russian)

6. Vojtovich A.V., Grigor'ev K.L., Shul'gin A.E. *Matematicheskaya model' opredeleniya optimal'nykh periodov upravleniya tekhnicheskimi sostoyaniem sredstv slozhnoy organizacionno-tekhnicheskoy sistemy* [A mathematical model for determining optimal periods of control the technical condition of means and technical system]. *Fundamentalnye issledovaniya* [Fundamental research], 2015, № 11-5, pp. 858–862. (in Russian)

7. Ulanskij V.V., Machalin I.A. *Pokazateli ehffektivnosti ehkspluatatsii rezervirovannykh aviacionnykh radioelektronnykh sistem* [Effectiveness' indicators of redundant aircraft electronic systems' use]. *Matematicheskiye mashiny i sistemy* [Mathematical machines and systems], 2006, Vol. 1, № 4, pp. 155–163. (in Russian)

8. Wang H., Pham H. Reliability and optimal maintenance. New York, Springer, 2006, 360 p.

9. Vovk S.P., Ginis L.A. Modelling and forecasting of transitions between levels of hierarchies in Difficult formalized systems. *European Researcher*, 2012, Vol. (20), № 5-1, pp. 541–545.

10. Bronnikov A.M., Morozov D.V. *Dinamika tekhnicheskogo sostoyaniya neobslyuzhivaemoj v mezhreglamentnyj period bortovoj sistemy letatel'nogo apparata* [Process of changes of maintenance-free onboard system operational status between scheduled maintenance]. *Nauchnyy Vestnik Moscovskogo Gosudarstvennogo Tehnicheskogo Universiteta Grazhdanskoy Aviatsii* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2017, Vol. 20, № 1, pp. 152–158. (in Russian)

11. Bronnikov A.M., Kohovec S.N., Morozov D.V. *Optimizatsiya periodichnosti uglublennogo nazemnogo kontrolya aviacionnykh kompleksov po kriteriyu minimuma poter' v samo-letovylyetakh* [Optimization of the periodicity of ground monitoring of airborne integrated systems according by using the test for minimum losses in aircraft flights]. *Nauchnyy Vestnik Moscovskogo Gosudarstvennogo Tehnicheskogo Universiteta Grazhdanskoy Aviatsii* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2012, № 185, pp. 13–18. (in Russian)

12. Bronnikov A.M., Kohovec S.N. *Optimizatsiya periodichnosti nazemnogo kontrolya aviacionnykh navigacionnykh kompleksov po kriteriyu minimuma poter' v samoletovylyetakh* [Optimization of the periodicity of ground monitoring of airborne integrated navigation systems by using the test for minimum losses in aircraft flights]. *Kontrol' Diagnostika* [Control. Diagnosis], 2013, № 1, pp. 39–46. (in Russian)

13. ARP4761. Guidelines and Methods for Conducting the Safety Assessment Process on Civil Airborne Systems and Equipment. M.: Aviaizdat, 2011, 266 p.

14. Obolenskij Yu.G. *Upravlenie poletom manevrennykh samoletov* [Flight control of maneuverable aircraft]. M., Military publishing, 2007, 480 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Andrey M. Bronnikov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Deputy Chief Designer of the Technical Direction at JSC MRPC «Avionica», bronnikov_a_m@mail.ru.

Поступила в редакцию 07.10.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 07.10.2017
Accepted for publication 23.11.2017

ИНФОРМАЦИОННАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ В МОБИЛЬНЫХ МОДУЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСАХ

А.Н. ТХИШЕВ¹, П.С. ГОРШКОВ², А.П. ГОЛОВКИН³

¹ООО «РУБИНТЕХ», г. Москва, Россия

²ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», г. Москва, Россия

³Испытательный центр (Морской) ГЛИЦ МО РФ имени В.П. Чкалова, г. Феодосия, Россия

Особенностью испытаний образцов авиационной техники является проведение как летной оценки, так и наземной эксплуатационной оценки в составе аэродромных средств подготовки и обеспечения полетов, специальных средств снаряжения. Специфика проведения летно-морских испытаний подразумевает выполнение измерений в морской акватории, что исключает возможность использования стационарных, геодезически привязанных измерительных средств. В связи с этим особую роль приобретают измерительные комплексы корабельного базирования, в частности – мобильные модульные измерительные комплексы.

Информация, обрабатываемая в мобильных модульных измерительных комплексах, является критическим ресурсом, имеющим высокий уровень конфиденциальности. При выполнении ими своих функций следует осуществлять надлежащее управление информацией для обеспечения ее защиты от опасностей нежелательного распространения, изменения или потери, т. е. обеспечить определенный уровень информационной безопасности.

Решение проблем информационной безопасности в такого рода комплексах сопряжено с трудностями, обусловленными спецификой их применения. Модель нарушителя, модель угроз, требования безопасности, сформированные для стационарно расположенных объектов информатизации, не применимы для мобильных комплексов. В статье обоснован вывод, что перспективные мобильные модульные измерительные комплексы, предназначенные для мониторинга и управления летными экспериментами, должны создаваться с учетом необходимых мер и средств защиты информации. В статье приводится схема формирования требований безопасности, начиная с анализа среды функционирования и заканчивая практической реализацией. Разработана вероятностная модель информационной безопасности применительно для мобильных модульных измерительных комплексов. Рассматривается перечень актуальных угроз безопасности с учетом среды и особенностей функционирования мобильного измерительного комплекса. Приводится вероятностная модель оценки защищенности информации. Рассматриваются вопросы трансформации уязвимостей проектируемой информационной системы в цели безопасности с последующим формированием перечня необходимых функциональных требований и требований доверия.

Ключевые слова: мобильный модульный измерительный комплекс, летный эксперимент, проектирование информационных систем, информационная безопасность, угрозы безопасности, требования безопасности, требования доверия.

ВВЕДЕНИЕ

Этап испытаний является одним из основных этапов жизненного цикла (ЖЦ) авиационных изделий и представляет собой комплекс работ, проводимых в процессе создания, производства и эксплуатации летательного аппарата и его составных частей с целью проверки их работоспособности, выявления и устранения недостатков, проверки соответствия фактических характеристик расчетным данным и установленным требованиям и подтверждения заданного уровня надежности.

Особенностью испытаний образцов авиационной техники (ОАТ) является проведение как летной оценки, так и наземной эксплуатационной оценки в составе аэродромных средств подготовки и обеспечения полетов, специальных средств снаряжения и вооружения. При этом основной оценкой качества авиационной техники является летный эксперимент (ЛЭ).

Этап испытаний ОАТ реализуется организационно-техническими системами (ОТС) – испытательными центрами (ИЦ). Это, прежде всего, Летно-исследовательский институт имени М.М. Громова и Государственный летно-испытательный центр Министерства обороны имени В.П. Чкалова, которые включают в свой состав различные полигоны, измерительные комплексы

сы и системы, летательные аппараты, корабли, комплексы обеспечения безопасности и управления полетами, пункты и лаборатории обработки информации и многие другие элементы [0].

Подавляющее большинство современных и перспективных авиационных комплексов в соответствии с тактико-техническим заданием (ТТЗ) подразумевают использование в различных географических и климатических условиях: на равнине, в горах, на море. Все это определяет необходимость, характер и требования к экспериментально-испытательной базе (ЭИБ) испытаний авиационной техники.

В качестве примера рассмотрим состав ЭИБ, используемой при проведении летно-морских испытаний. Исходя из анализа отечественного и зарубежного опыта, полигон испытаний ОАТ в морских условиях представляет собой сложную ОТС, включающую в себя:

- обширную номенклатуру бортовой контрольно-измерительной аппаратуры для летных испытаний ОАТ;
- воздушные, надводные и наземные мишени с разными вариантами дооснащения аппаратурой;
- стационарные и передвижные средства траекторных измерений (ТИ) и следящие системы;
- средства обеспечения телеметрии в режиме реального времени;
- имитаторы средств нападения противника;
- средства измерения эффективной поверхности рассеяния;
- мобильные системы ТИ для обеспечения измерений над морской акваторией;
- систему подводных ТИ;
- систему измерений, размещаемых на борту авианесущих кораблей (АНК) на период проведения летных испытаний.

Создание подобного морского ИЦ сопряжено с большими временными и материальными затратами. Кроме того, сама специфика испытаний подразумевает выполнение измерений в морской акватории, что исключает возможность использования стационарных, геодезически привязанных измерительных средств. В связи с этим особую роль приобретают измерительные комплексы корабельного базирования, в частности – мобильные модульные измерительные комплексы.

ОСОБЕННОСТИ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ В МОБИЛЬНЫХ МОДУЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ КОМПЛЕКСАХ

Информация, обрабатываемая в ИЦ, в том числе и в мобильных измерительных комплексах, является критическим ресурсом, имеющим высокий уровень конфиденциальности. При выполнении мобильными измерительными комплексами своих функций следует осуществлять надлежащее управление информацией для обеспечения ее защиты от опасностей нежелательного распространения, изменения или потери, т. е. обеспечить определенный уровень информационной безопасности.

Информационная безопасность достигается путем реализации соответствующего комплекса мер и средств обеспечения безопасности, которые могут быть представлены политиками, процессами, процедурами, организационными структурами, а также функциями программных и аппаратных средств [0]. Указанные меры и средства обеспечения безопасности необходимо создавать, реализовывать, подвергать мониторингу, модернизировать, если необходимо, для обеспечения требуемого уровня безопасности. Таким образом, понятие безопасности применимо ко всем этапам жизненного цикла мобильного измерительного комплекса, начиная с этапа постановки задачи на проектирование.

При проектировании многих информационных систем проблемы безопасности не учитываются или сводятся к выбору определенных технических средств. Уровень безопасности,

который может быть достигнут техническими средствами, имеет ряд ограничений и не всегда отвечает условиям использования разрабатываемой информационной системы. Так, определение перечня технических средств только на основании уровня конфиденциальности обрабатываемой информации не отражает особенностей использования мобильных комплексов. К таким особенностям могут относиться:

- использование мобильных комплексов вне защищенных помещений;
- широкий, в некоторых случаях неопределенный, круг лиц, который потенциально может получить доступ к мобильному комплексу;
- повышенные риски утери (кражи) при использовании, транспортировке и хранении;
- отсутствие оперативной реакции должностных лиц, отвечающих за информационную безопасность, на попытки несанкционированного доступа, модификации уничтожения;
- использование различных по типу и составу датчиков и каналов коммутации с мобильным измерительным комплексом.
- большие объемы первичных результатов измерений, которые затрудняют использование криптографических средств защиты информации.

Использование мобильного комплекса вне защищенных помещений подразумевает особый режим обработки информации, связанный с риском утечки конфиденциальной информации по техническим каналам.

Определение круга лиц, который потенциально может получить доступ к вычислительному комплексу, лежит в основе построения модели нарушителя. В случае мобильного измерительного комплекса этот круг лиц может быть довольно обширен. Так, при использовании мобильного комплекса на борту АНК, перечень лиц, которые потенциально могут получить доступ к мобильному комплексу, измеряется сотнями человек.

В отличие от стационарных комплексов, использование которых предполагается в составе охраняемых объектов, мобильные комплексы подразумевают транспортировку к местам проведения испытаний. Наличие рисков утери (кражи) мобильного комплекса при транспортировке и эксплуатации накладывает требования как административного, так и технического характера. Например, шифрования всей информации, содержащейся в мобильном измерительном комплексе, или хранения защищаемой информации на отчуждаемом носителе в преобразованном виде.

Использование вычислительных комплексов в составе защищенных информационных систем подразумевает наличие службы информационной безопасности, в задачи которой входит оперативная реакция на инциденты информационной безопасности. Применение мобильных измерительных комплексов подразумевает обработку конфиденциальных данных вне защищенной информационной системы. В связи с этим к системе предъявляются повышенные требования по протоколированию событий информационной безопасности. Например, наличие механизмов теневого копирования выдаваемых на печать документов или сохранения копии всей информации, записываемой на внешние носители.

Использование мобильных комплексов подразумевает их оперативное развертывание, при этом номенклатура измерительных датчиков и их размещение может изменяться в зависимости от характера испытаний ОАТ. Наличие кабельных, а в некоторых случаях и беспроводных систем, накладывает определенные ограничения на процесс передачи данных между мобильным комплексом и измерительными датчиками, связанные с режимом преобразования информации, защитой канала связи и т. д. Интеграция мобильного измерительного комплекса в единое информационное пространство (ЕИП) подразумевает применение механизмов межсетевого экранирования, обнаружения вторжений и анализа уязвимостей.

Наличие в составе мобильного измерительного комплекса оптических датчиков высокого разрешения повлечет за собой накопление большого объема данных, для защиты которых затруднительно применение криптографических средств, что необходимо учитывать при фор-

мировании требований к хранению, копированию, преобразованию и затиранию конфиденциальной информации.

Рассмотрим модель основных подсистем технической инфраструктуры (современной и перспективной) систем измерений и оценки значений физических величин, параметров и характеристик ОАТ, используемых в ходе и в результате ЛЭ [0]. Ее можно представить в виде трех функциональных блоков (рис. 1):

1) формирование цифровых значений $Y(t)$ аналоговых и цифровых сигналов от различных типов бортовых и наземных технических средств измерения (приборов) – уровень (интерфейс) аналогово-цифровых преобразований (ИАЦП) или *первичной* обработки измерений;

2) формирование значений оценок измеряемых физических величин и параметров $X(t)$ объекта испытания (эксперимента) на основе полученных значений измерений – уровень (интерфейс) формирования обновляемых данных (ИОД) или *вторичной* обработки измерений (получение значений оценок, например: скорости, курса, тангажа, крена, координат, силы ветра и т. п.);

3) накопление и обработка данных с целью мониторинга процессов летного эксперимента и управления его ходом, а также формирование оценочных значений требуемых (-ой) характеристик (-и) на основе одного или множества экспериментов – уровень аналитической (*третичной*) обработки данных.



Рис. 1. Модель системы сбора и обработки данных ЛЭ

Fig. 1. The model system of storage and processing a flight experiment data

Представленные функциональные блоки объединяются с помощью системы связи и обмена данными (ССОД) в единую систему, формирующую информационное пространство ИЦ в виде данных измерений и оценок, выполненных в ходе различных ЛЭ.

В зависимости от вида, структуры и содержания информационных потоков через ИАЦП и ИОД технологическая реализация ССОД может объединять в одном конструктивном элементе функции подсистем 1-го и 2-го уровней, либо 2-го и 3-го уровней, либо сохранять их конструктивную автономность, обеспечивая при этом автоматический или автоматизированный режим обмена данными (рис. 2).

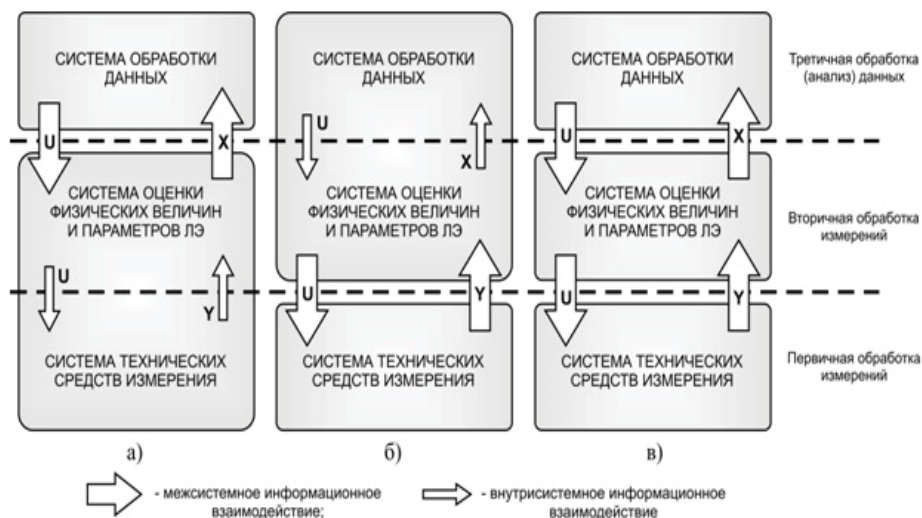


Рис. 2. Возможные схемы технологической реализации АСУ ЛЭ

Fig. 2. Possible schemes of technological realization for automatic control systems in a flight experiment

Приведенные модель и схемы показывают все типы информационного взаимодействия при проведении летного эксперимента, но не отражают особенностей использования технических комплексов, влияющих на управление информацией для обеспечения ее защиты от опасностей нежелательного распространения, изменения или потери.

Таким образом, перспективные мобильные модульные измерительные комплексы, предназначенные для мониторинга и управления летными экспериментами и соответствующие сформулированным выше требованиям (обладающие рассмотренными свойствами), должны создаваться с учетом необходимых мер и средств защиты информации.

Возможный способ последовательного формирования требований безопасности при разработке мобильного измерительного комплекса представлен на рис. 3.

Среда безопасности определяет условия предполагаемого применения мобильного комплекса. Среда безопасности включает также угрозы безопасности, присутствие которых в этой среде установлено или предполагается с учетом условий использования мобильного комплекса. При анализе среды безопасности необходимо принять во внимание:

- физическую среду в той ее части, которая определяет все аспекты эксплуатации мобильного комплекса, касающиеся его безопасности, включая мероприятия, относящиеся к физической защите и персоналу;
- активы, которые требуют защиты элементами мобильного комплекса и к которым применяются требования или политики безопасности;
- предназначение и предполагаемую сферу применения мобильного комплекса.



Рис. 3. Формирование требований безопасности

Fig. 3. Software requirements

Анализ особенностей функционирования, угроз и рисков позволяет сформулировать предположения, которым удовлетворяла бы среда функционирования мобильного комплекса для того, чтобы считаться безопасной, и перечень угроз безопасности. В ГОСТ Р ИСО/МЭК 15408 угрозы раскрываются через понятия источника угрозы, предполагаемого метода нападения, любых уязвимостей, которые являются предпосылкой для нападения, и идентификации активов, являющихся целью нападения. При оценке рисков безопасности квалифицируют каждую угрозу безопасности с оценкой возможности ее перерастания в фактическое нападение, вероятности успешного проведения такого нападения и последствий любого возможного ущерба. С точки зрения способов реализации угроз угрозы можно разделить на три группы: угрозы специальных воздействий, угрозы несанкционированного доступа (НСД) и угрозы утечки информации по техническим каналам [0]. Перечень актуальных для мобильного модульного измерительного комплекса угроз зависит от его конфигурации и условий применения. Примерный перечень актуальных угроз представлен в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Угрозы безопасности мобильного модульного измерительного комплекса
Security threats of a mobile modular measuring system

Название угрозы	Возможные последствия
Угрозы специальных воздействий	
Угрозы утери (хищения) мобильного комплекса	Нарушение конфиденциальности, целостности, доступности информации
Угрозы утери (хищения) носителей информации	Нарушение конфиденциальности, целостности, доступности информации
Угрозы механического, химического, термического, электромагнитного воздействия	Нарушение целостности и доступности информации
Угрозы несанкционированного доступа	
Угрозы, направленные на перехват паролей или идентификаторов	Нарушение конфиденциальности, целостности, доступности информации
Угрозы, направленные на модификацию базовой системы ввода/вывода (BIOS)	Нарушение конфиденциальности, целостности, доступности информации. Обход механизмов доверенной загрузки
Угрозы, направленные на перехват управления загрузкой	Нарушение конфиденциальности, целостности, доступности информации
Угрозы, направленные на выполнение несанкционированного доступа с применением стандартных функций операционной системы	Нарушение конфиденциальности, целостности, доступности информации
Угрозы внедрения вредоносных программ	Нарушение конфиденциальности, целостности, доступности информации. Скрытое управление системой
Угрозы «Анализа сетевого трафика»	Исследование характеристик сетевого трафика, перехват передаваемых данных, в том числе идентификаторов и паролей пользователей
Угрозы сканирования, направленные на выявление открытых портов и служб, открытых соединений и др.	Определение протоколов, доступных портов сетевых служб, законов формирования идентификаторов соединений, активных сетевых сервисов, идентификаторов и паролей пользователей
Угрозы внедрения ложного объекта сети	Перехват и просмотр трафика. Несанкционированный доступ к сетевым ресурсам, навязывание ложной информации
Угрозы навязывания ложного маршрута путем несанкционированного изменения маршрутно-адресных данных	Несанкционированное изменение маршрутно-адресных данных, анализ и модификация передаваемых данных, навязывание ложных сообщений

Продолжение таблицы 1

Угрозы типа «Отказ в обслуживании»	Снижение пропускной способности каналов связи, производительности сетевых устройств. Невозможность передачи сообщений из-за отсутствия доступа к среде передачи, отказ в установлении соединения
Угрозы удаленного запуска приложений	Нарушение конфиденциальности, целостности, доступности информации
Угрозы утечки информации по техническим каналам	
Угрозы утечки акустической (речевой) информации	Нарушение конфиденциальности информации
Угрозы утечки видовой (визуальной) информации	Нарушение конфиденциальности информации
Угрозы утечки информации по каналу ПЭМИН	Нарушение конфиденциальности информации

Исходной посылкой при разработке моделей информационной безопасности является предположение: с одной стороны, при нарушении защищенности информации наносится некоторый ущерб, с другой – обеспечение защиты информации сопряжено с расходом средств [5]. Таким образом, задача построения системы защиты является оптимизационной задачей: при заданных ресурсах достигнуть максимального результата или обеспечить достижение заданного результата при минимальном расходе ресурсов.

В рассматриваемом случае, общую модель безопасности можно представить в виде рис. 4. В соответствии с данной моделью обработка информации осуществляется в условиях воздействия на информацию угроз (дестабилизирующих факторов). Для противодействия угрозам информации могут использоваться специальные средства защиты, оказывающие нейтрализующее воздействие на дестабилизирующие факторы. При этом характер и уровень воздействия одних факторов не зависит от характера и уровня воздействия других. Однако могут быть и взаимозависимые факторы, характер и уровень воздействия которых существенно зависит от влияния других. Точно так же и средства защиты могут быть как независимыми с точки зрения эффективности защиты, так и взаимозависимыми. Таким образом, при разработке моделей процессов защиты информации надо учитывать не только воздействие дестабилизирующих факторов и средств защиты, но также и взаимное воздействие факторов и средств друг на друга [0].

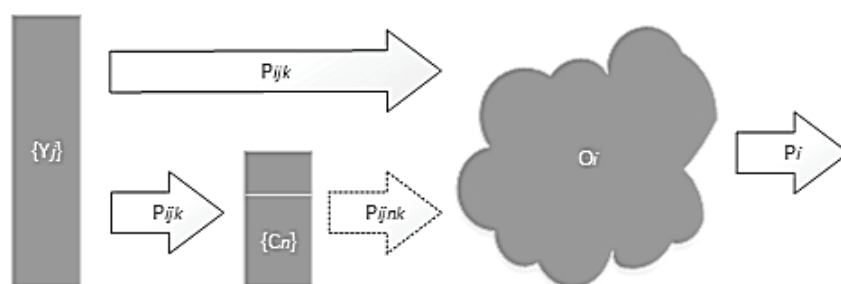


Рис. 4. Общая модель процесса защиты информации
Fig. 4. The general model of information security process

$\{Y_j\}$ – j -я угроза воздействия на объект защиты.

O_i – i -й объект защиты.

$\{C_n\}$ – n -е средство защиты информации.

$\{P_{ijk}\}$ – вероятность негативного воздействия j -й угрозы на i -й объект в k -м его состоянии.

$\{P_{ijnk}\}$ – вероятность негативного воздействия j -й угрозы на i -й объект в k -м его состоянии с учетом применения n -го средства защиты.

$\{P_i\}$ – вероятность надежной защиты i -го объекта.

С учетом приведенных обозначений, можно вывести следующие зависимости:

$$P_i = \prod_{\forall k} (1 - P_{ik}) \cdot \alpha_k$$

Здесь k есть доля k -го состояния (режима работы) в анализируемый период времени. Для мобильного измерительного комплекса такими состояниями могут быть: хранение, транспортировка, использование в процессе ЛЭ и т. д. Наиболее объективным будет представление его в виде доли интервала времени пребывания системы в k -м состоянии. Таким образом, значение α_k можно представить в виде отношения доли временного интервала пребывания системы в k -м состоянии к общей продолжительности оцениваемого интервала времени:

$$\alpha_k = \frac{\Delta t_k}{\Delta T}.$$

При построении модели системы защиты будем использовать так называемые модели с полным перекрытием. В данных моделях в качестве исходной берется посылка, что любой угрозе должно соответствовать хотя бы одно средство защиты информации. Однако в общем случае в системе могут отсутствовать системы защиты от некоторых дестабилизирующих факторов. Тогда

$$P_i = P_{ik}^{\cdot} + P_{ik}^{\cdot\cdot}$$

где $P_{ik}^{\cdot}$ – вероятность защищенности информации на i -м объекте в k -м его состоянии от совокупного воздействия всех тех угроз, для противодействия которым в системе защиты информации не предусмотрены средства защиты:

$$P_{ik}^{\cdot} = \prod_{\forall j^{\cdot}} (1 - P_{ijk});$$

$j^{\cdot}$ – принимает значение тех номеров угроз, для противодействия которым в системе не предусмотрены средства защиты. В свою очередь:

$$P_{ik}^{\cdot\cdot} = \prod_{\forall \eta^{\cdot\cdot}} \prod_{\forall j^{\cdot\cdot}} (1 - P_{ijk\eta});$$

$j^{\cdot\cdot}$ – принимает значение тех номеров угроз, для противодействия которым в системе предусмотрены средства защиты, а $\eta^{\cdot\cdot}$ – значения номеров тех средств защиты информации, которые оказывают воздействие на угрозу с номером $j^{\cdot\cdot}$.

Вероятность защиты информации в группе объектов определяется зависимостью

$$P = \prod_{\forall i} P_i.$$

Исходя из рассмотренного подхода, предполагаемый ущерб U может составить

$$U = (1 - P) \cdot G,$$

где G – оценочный коэффициент, который может быть выражен в денежном эквиваленте. Возможный ущерб может быть оценен как для системы в целом, так и для отдельной угрозы. Ре-

шение проблемы оценки возможного ущерба при нарушении защищенности информации сопряжено с некоторыми трудностями. В частности, корректно оценить ущерб в денежном выражении возможно только для коммерческой, промышленной или другой подобной тайны, хотя и в этом случае вероятны весьма большие трудности. Оценить ущерб при нарушении государственной тайны или при несанкционированном доступе к персональным данным еще сложнее. Аналогичная ситуация и с вероятностью возникновения угрозы. Для некоторых типов угроз существуют статистические данные об их проявлении и последствиях, но для большого количества угроз, таких как угрозы утечки по акустическому каналу или угрозы выявления пароля и подобных, трудно оценить вероятность проявления угрозы. Однако это не означает, что данная модель не может быть использована для построения системы защиты информации. Значения вероятности возникновения отдельных угроз и возможного ущерба могут быть получены экспертным путем с учетом методов автоформализации знаний. При этом важное значение приобретает оценка достоверности данных, опираясь на которые эксперт-аналитик принимает то или иное решение [0].

Результаты анализа используются для установления целей безопасности, которые направлены на противостояние установленным угрозам. Цели безопасности должны быть согласованы с установленными целями применения или предназначением мобильного комплекса как программно-аппаратного измерительного комплекса, а также со всеми известными сведениями о физической среде функционирования.

Смысл определения целей безопасности заключается в том, чтобы соотнести их со всеми поставленными ранее вопросами безопасности и декларировать, какие аспекты безопасности связаны непосредственно с мобильным комплексом, а какие – с его средой функционирования.

Цели безопасности для среды функционирования мобильного измерительного комплекса достигаются как в рамках использования программно-аппаратных средств защиты, так и нетехническими или административными способами.

Требования безопасности являются результатом преобразования целей безопасности в совокупность требований безопасности для самого мобильного комплекса и отдельно для среды функционирования. В ИСО/МЭК 15408 представлены две различные категории требований безопасности – функциональные требования и требования доверия [0].

Функциональные требования предъявляются к тем функциям аппаратно-программного комплекса, которые предназначены для поддержания его безопасности и определяют желательный безопасный режим функционирования. Функциональные требования определены в ИСО/МЭК 15408-2. Примерами функциональных требований являются требования к идентификации-аутентификации, разграничению доступа, аудиту безопасности и т. д.

В отличие от функциональных требований, требования доверия предъявляются не к определенным функциям разрабатываемого комплекса, а к действиям разработчика. Таким образом, требования доверия определяют степень доверия к реализации заданных функциональных требований. Степень доверия может меняться и, как правило, выражается через возрастание уровня строгости, задаваемого компонентами доверия. ИСО/МЭК 15408-3 определяет требования доверия и шкалу оценочных уровней доверия (ОУД), формируемых с использованием этих компонентов. Примерами требований доверия являются требования к организации процесса разработки, поиску потенциальных уязвимостей и анализу их влияния на безопасность.

Доверие к тому, что цели безопасности достигаются посредством выбранных функций безопасности, зависит от уверенности:

- в корректности реализации функций безопасности, то есть оценки того, правильно ли они реализованы;
- в эффективности функций безопасности, то есть оценки того, действительно ли они отвечают изложенным целям безопасности.

Спецификация определяет отображение требований безопасности для разрабатываемого мобильного комплекса. В ней обеспечивается высокоуровневое определение функций безопас-

ности, заявляемых для удовлетворения функциональных требований и мер доверия, предпринимаемых для удовлетворения требований доверия.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотренный в статье подход описывает общий порядок проектирования перспективных мобильных модульных измерительных комплексов в контексте обеспечения информационной безопасности. Последовательный переход от анализа среды функционирования к формированию списка актуальных угроз позволяет сформулировать цели обеспечения безопасности и сформировать достаточный и непротиворечивый перечень необходимых функциональных требований и требований доверия. Формирование перечня необходимых требований с учетом особенностей функционирования мобильного измерительного комплекса является нетривиальной задачей, для решения которой целесообразно использовать системы поддержки принятия решений.

Реализацией мобильного комплекса является его воплощение, основанное на функциональных требованиях безопасности и спецификации комплекса, содержащейся в задании по безопасности (ЗБ). Разрабатываемый комплекс будет отвечать целям безопасности, если он правильно и эффективно реализует все требования безопасности, содержащиеся в ЗБ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Всероссийская научно-техническая конференция «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского»: сборник докладов. М.: Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского, 2015. 552 с.
2. ГОСТ Р ИСО/МЭК 27002-2012. Информационная технология (ИТ). Методы и средства обеспечения безопасности. Свод норм и правил менеджмента информационной безопасности. М.: Стандартинформ, 2014. 3 с.
3. Ветошкин В.М., Горшков П.С., Жолобов А.Б. Методологические проблемы и пути создания автоматизированной системы управления испытаниями авиационной техники // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Том 20, № 01. С. 159–166.
4. Базовая модель угроз безопасности персональных данных при их обработке в информационных системах персональных данных. ФСТЭК России, 2008. 14 с.
5. Герасименко В.А., Малюк А.А. Основы защиты информации. М.: МИФИ, 1997. С. 95, 161.
6. Малюк А.А. Информационная безопасность: концептуальные и методологические основы защиты информации. М.: Горячая линия – Телеком, 2004. 105 с.
7. ГОСТ Р ИСО/МЭК 15408-1-2012. Информационная технология (ИТ). Методы и средства обеспечения безопасности. Критерии оценки безопасности информационных технологий. Часть 1. Введение и общая модель. М.: Стандартинформ, 2014.
8. Горшков П.С. Ресурсно-ограничительный метод исследования сложных информационных систем / П.С. Горшков, Б.И. Бачкало // Труды симпозиума «Надежность и качество». М., 2008. С. 274–277.
9. Ветошкин В.М. Основы теории концептуального проектирования баз данных для автоматизированных систем / В.М. Ветошкин. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1992. 267 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Тхишев Александр Николаевич, ведущий сотрудник ООО «РУБИНТЕХ»,
tan@rubinteh.ru.

Горшков Павел Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, исполнительный директор ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», pgorshkov@xlab-ns.ru.

Головкин Алексей Петрович, начальник управления ИЦ (Морского) Государственного летно-испытательного центра Министерства обороны имени В.П. Чкалова, headman69@rambler.ru.

INFORMATION SECURITY IN MOBILE MODULAR MEASURING SYSTEMS

Alexander N. Tkhishev¹, Pavel S. Gorshkov², Alexey P. Golovkin³

¹LLC "RUBINTECH", Moscow, Russia

²LLC "Experimental Laboratory NaukaSoft", Moscow, Russia

³Chkalov State Flight Test Center (Maritime) GLIC, the Russian Federation, Feodosia, Russia

ABSTRACT

A special aspect of aircraft test is carrying out both flight evaluation and ground operation evaluation in a structure of flying aids and special tools equipment. The specific of flight and sea tests involve metering in offshore zone, which excludes the possibility of fixed geodetically related measuring tools. In this regard, the specific role is acquired by ship-based measurement systems, in particular the mobile modular measuring systems.

Information processed in the mobile modular measurement systems is a critical resource having a high level of confidentiality. When carrying out their functions, it should be implemented a proper information control of the mobile modular measurement systems to ensure their protection from the risk of data leakage, modification or loss, i.e. to ensure a certain level of information security.

Due to the specific of their application it is difficult to solve the problems of information security in such complexes. The intruder model, the threat model, the security requirements generated for fixed informatization objects are not applicable to mobile systems.

It was concluded that the advanced mobile modular measuring systems designed for flight experiments monitoring and control should be created due to necessary information protection measures and means. The article contains a diagram of security requirements formation, starting with the data envelopment analysis and ending with the practical implementation. The information security probabilistic model applied to mobile modular measurement systems is developed. The list of current security threats based on the environment and specific of the mobile measurement system functioning is examined. The probabilistic model of the information security evaluation is given. The problems of vulnerabilities transformation of designed information system into the security targets with the subsequent formation of the functional and trust requirements list are examined.

Key words: mobile modular measuring system, flight experiment, information systems design, information security, security threats, security requirements, trust requirements.

REFERENCES

1. *Vserossijskaja nauchno-tehnicheskaja konferencija «Nauchnye chtenija po aviacii, posvjashhjonnye pamjati N.E. Zhukovskogo». Sbornik dokladov 2015* [All-Russian scientific and technical conference "Scientific readings on aviation dedicated to the memory of N.E. Zhukovsky". A collection of reports 2015]. M., Zhukovsky Air Force Academy Publishing house, 2015. 552 p. (in Russian)

2. GOST P ISO/IEC 27002:2012 "Information technology – Security techniques – The code of practice for information security management". M., Standartinform, 2014, 3 p.

3. **Vetoshkin V.M., Gorshkov P.S., Zholobov A.B.** *Metodologicheskie problemy i puti sozdaniya avtomatizirovannoj sistemy upravlenija ispytaniem aviacionnoj tehniki* [Methodological problems and ways of creation of the aircraft equipment test automated control system]. Scientific Bulletin of MSTUCA, 2017, Vol. 20, no. 01, pp. 159–166. (in Russian)

4. *Bazovaja model' ugroz bezopasnosti personal'nyh dannyh pri ih obrabotke v informacionnyh sistemah personal'nyh dannyh* [The basic model of personal data security threats while processing in personal data information systems]. FSTEK Russia, 2008. 14 p. (in Russian)

5. **Gerasimenko V.A., Malyuk A.A.** *Osnovy zashhity informacii* [The basics of information security]. M., MEPhI, 1997, pp. 95, 161. (in Russian)
6. **Malyuk A.A.** *Informacionnaja bezopasnost': konceptual'nye i metodologicheskie osnovy zashhity informacii* [Information security: conceptual and methodological foundations of information security]. M., Hot line – Telecom, 2004, 105 p. (in Russian)
7. GOST P ISO/IEC 15408-1-2012. Information technology – Security techniques – Evaluation criteria for IT security – Part 1: Introduction and a general model. M., Standartinform, 2014.
8. **Gorshkov P.S.** *Resursno-ogranichitel'nyj metod issledovanija slozhnyh informacionnyh sistem* [Resource-restrictive method for the study of complex information systems]. Gorshkov P.S., Bachkalo B.I. M., Proceedings of the Symposium on Reliability and Quality, 2008, pp. 274–277. (in Russian)
9. **Vetoshkin V.M.** *Osnovy teorii konceptual'nogo proektirovanija baz dannyh dlja avtomatizirovannyh sistem* [Theory fundamentals of database conceptual design for the automated systems]. V.M. Vetoshkin. M., Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1992, 267 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexander N. Tkhishev, LLC "RUBINTECH", Leading Expert, tan@rubinteh.ru.

Pavel S. Gorshkov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Executive Director, LLC "Experimental laboratory NaukaSoft", pgorshkov@xlab-ns.ru.

Alexey P. Golovkin, Head of Department, Chkalov State Flight Test Center (Maritime) (GLIC), the Russian Federation, headman69@rambler.ru.

Поступила в редакцию 17.10.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 17.10.2017
Accepted for publication 23.11.2017

КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ И МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ

А.В. ЧЕРНОДАРОВ¹, А.П. ПАТРИКЕЕВ², И.И. МЕРКУЛОВА³, С.А. ИВАНОВ⁴

¹Филиал «Стрела» Московского авиационного института
(национального исследовательского университета), г. Жуковский, Россия

²ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», г. Москва, Россия

³МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва, Россия

⁴АО «Раменский приборостроительный завод», г. Раменское, Московская область, Россия

Современное состояние бортовых измерительно-вычислительных комплексов (ИВК) характеризуется включением в их состав распределенных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС). Это связано с необходимостью навигационного обеспечения не только летательных аппаратов (ЛА), но и бортовых систем обзора земной поверхности, в состав которых включаются БИНС. К таким системам относятся радиолокационные, видеоконтрольные, лазерные сканирующие (лидары) и другие обзорные устройства. В то же время при объединении распределенных БИНС (РБИНС) в единую структуру появляются новые функциональные возможности таких комплексных навигационных систем, а именно: резервирование и взаимная поддержка БИНС и повышение на этой основе информационной надежности ИВК; взаимный контроль и диагностирование БИНС; оптимизация структуры РБИНС для обеспечения требуемой точности навигации и ориентации в сложных условиях эксплуатации ЛА. Такие условия связаны с маневрированием ЛА, потерей сигналов спутниковых навигационных систем (СНС). Цель работы – исследование возможностей РБИНС на базе волоконно-оптических и микроэлектромеханических измерителей при их объединении в тесно связанную информационно-измерительную структуру. При решении поставленной задачи за основу взята объектно-ориентированная модульная технология создания интегрированных навигационных систем. Применение такой технологии позволило реализовать новые функциональные возможности РБИНС, а также учесть следующие особенности построения и функционирования РБИНС в составе ИВК: необходимость взаимного обмена информацией между модулями РБИНС через бортовую вычислительную систему верхнего уровня ИВК; синхронизацию измерительно-вычислительных процедур, реализуемых в РБИНС. Из-за ограничений на размеры и массу БИНС обзорных систем строятся на базе микроэлектромеханических (МЭМС) датчиков. Такие датчики имеют большую зону нечувствительности и невысокую точность. С учетом указанных особенностей БИНС-МЭМС должны опираться на базовую высокоточную БИНС, входящую в состав навигационного комплекса ЛА. Кроме того, БИНС-МЭМС не могут автономно выполнить начальную выставку по углам ориентации. Поэтому начальная выставка таких БИНС реализуется по информации от базовой системы. Взаимная поддержка интегрированных инерциальных систем, включающих спутниковые приемники, необходима не только для непрерывной коррекции координат БИНС-МЭМС, но и для уточнения углов ориентации мест установки обзорных систем. Следует отметить, что частота обновления координат, определяемых СНС, – единицы герц, а определяемых БИНС – единицы килогерц. Указанные особенности были учтены в РБИНС совместной разработки ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» (Москва) и МГТУ им. Н.Э. Баумана. Макетный образец РБИНС включает систему БИНС-500НС на волоконно-оптических гироскопах совместной разработки «ЭМ НаукаСофт» и НПК «Оптолинк» (Зеленоград); микромеханические БИНС-МЭМС, построенные на базе измерительных модулей ADIS16488 компании Analog Devices. В работе представлены результаты натурных экспериментов, проведенных на Раменском приборостроительном заводе.

Ключевые слова: инерциальные навигационные системы, волоконно-оптические датчики, микроэлектромеханические датчики, комплексирование систем, фильтр Калмана.

ВВЕДЕНИЕ

Современное состояние бортовых комплексов характеризуется включением в их состав распределенных бесплатформенных инерциальных навигационных систем (БИНС) на базе измерителей различного принципа действия. Это связано с необходимостью навигационного обеспечения не только летательных аппаратов (ЛА), но и бортовых измерительно-

вычислительных систем (ИВС). К таким системам относятся радиолокационные [1, 2], лазерные сканирующие (лидары) [3] и другие обзорные устройства. Из-за ограничений на размеры и массу БИНС ИВС строятся на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС) [4]. Следует отметить, что БИНС-МЭМС устанавливаются и на беспилотные ЛА, а также на другие подвижные объекты. В то же время БИНС-МЭМС имеют большую зону нечувствительности и невысокую точность. С учетом указанных особенностей представляется целесообразной организация взаимодействия БИНС-МЭМС с опорной высокоточной БИНС, входящей в состав навигационного комплекса (НК) ЛА. В настоящее время опорные БИНС ЛА строятся на базе лазерных и волоконно-оптических гироскопов, имеющих ограниченный по сравнению с МЭМС диапазон измерений угловых скоростей. Поэтому при наличии аномальных возмущений и превышении допустимых диапазонов измерений для чувствительных элементов опорной БИНС ее работоспособность кратковременно может поддерживаться с помощью БИНС-МЭМС [5].

Цель работы – исследование возможностей распределенных БИНС (РБИНС) на базе волоконно-оптических и микроэлектромеханических измерителей при их объединении в тесно связанную информационно-измерительную структуру.

РАСПРЕДЕЛЕННАЯ БИНС НА БАЗЕ ВОЛОКОННО-ОПТИЧЕСКИХ И МИКРОЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ

Особенности применения и взаимодействия модулей РБИНС были учтены в совместной разработке ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» (Москва) и МГТУ им. Н.Э. Баумана. Макетный образец РБИНС представлен на рис. 1, где показаны: БИНС-500НС – бесплатформенная инерциально-спутниковая навигационная система [6] на волоконно-оптических гироскопах (ВОГ) совместной разработки «ЭМ НаукаСофт» и НПК «Оптолинк» (Зеленоград);

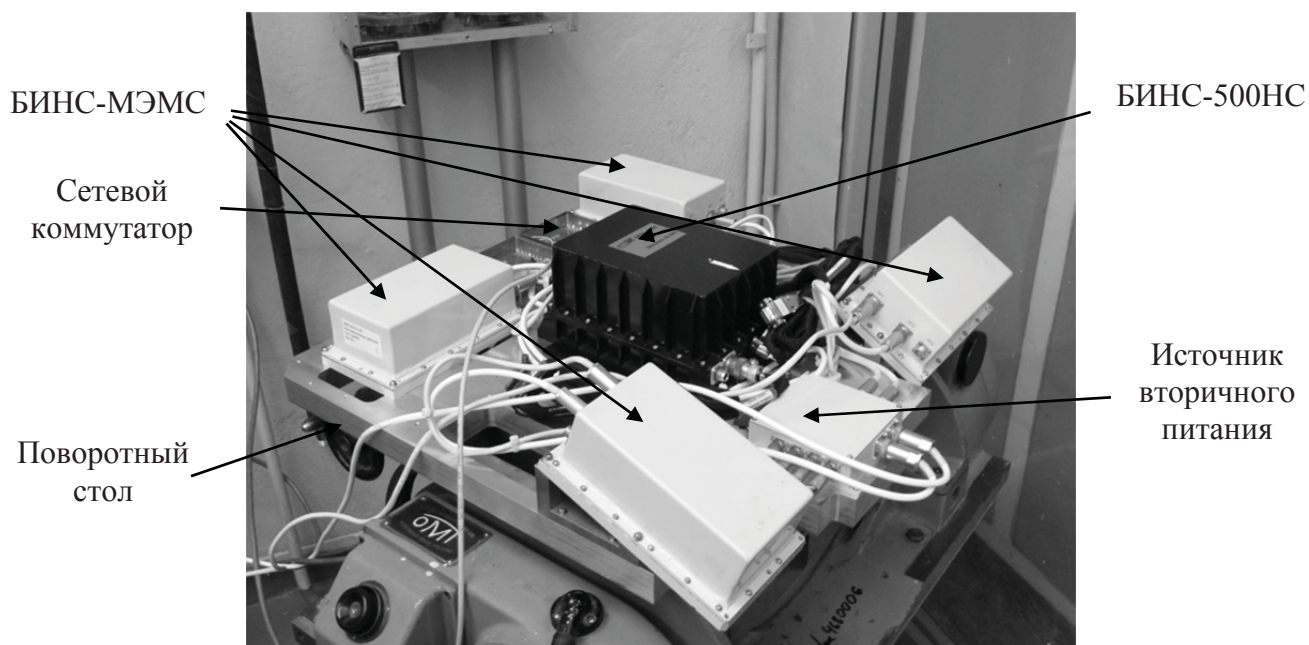


Рис. 1. Макетный образец распределенной БИНС
Fig. 1. Prototype of distributed SINS

микроэлектромеханические БИНС-МЭМС, построенные на базе измерительных модулей ADIS 16488 компании Analog Devices [7].

Программно-аппаратное обеспечение БИНС-МЭМС выполнено на базе вычислительной платы Olinu Xino A20 micro и адаптера для согласования интерфейсов SPI и UART. Система БИНС-500НС рассматривалась как опорная для БИНС-МЭМС. Комплексование РБИНС реализовано с использованием каналов информационного обмена Ethernet, операционной системы реального времени Linux и блока обработки информации (БОИ) на базе защищенного планшетного компьютера «Гранат» серии Core2Duo 12. В развернутом виде модули РБИНС представлены на рис. 2.

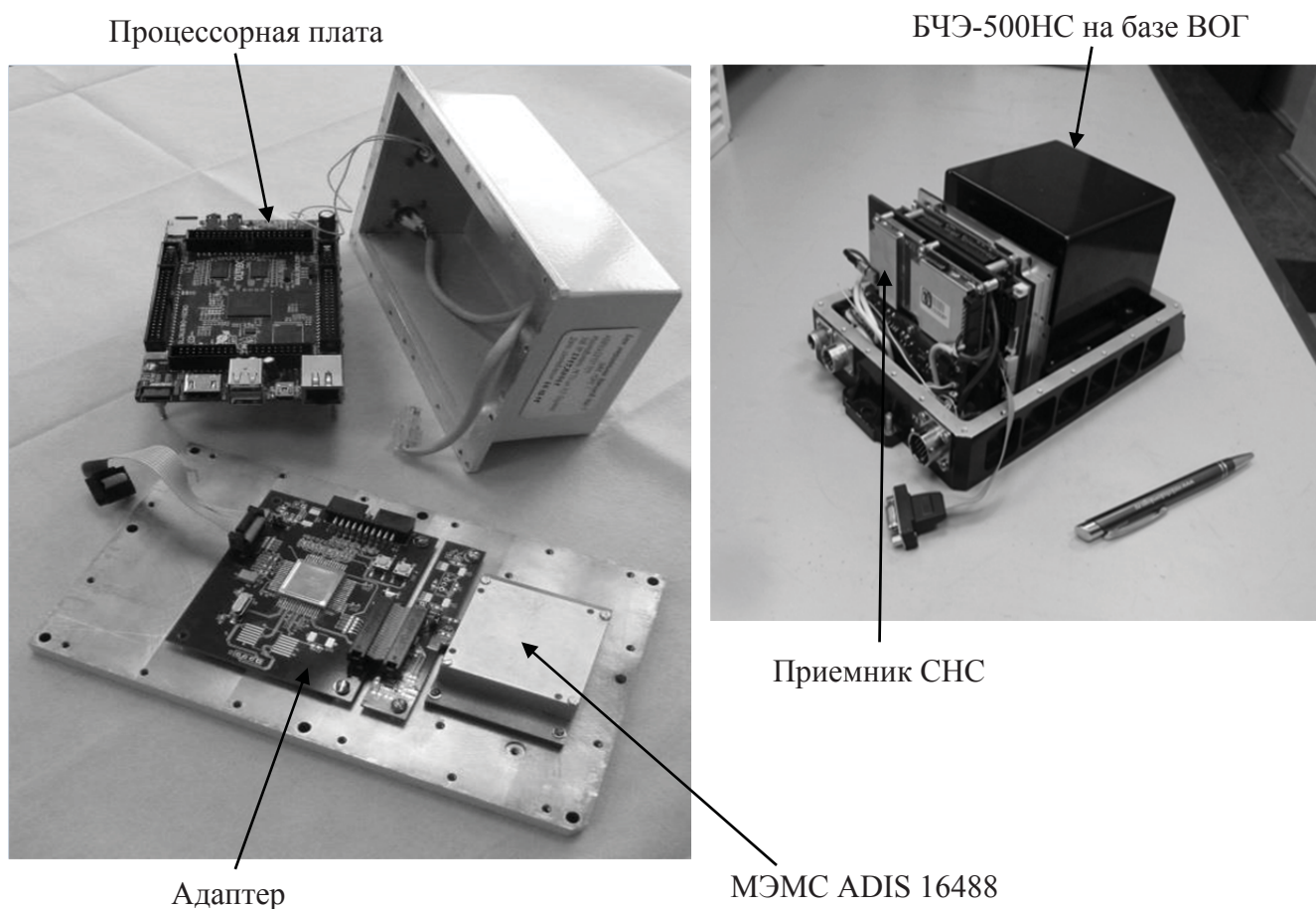


Рис. 2. Модули макетного образца распределенной БИНС
Fig. 2. Modules of the distributed SINS prototype

Структурная схема комплексной обработки информации в РБИНС показана на рис. 3, где введены следующие обозначения: АРФ – адаптивно-робастная модификация [8] фильтра Калмана; Y – вектор истинных параметров движения опорной БИНС-ВОГ; $\tilde{Y}$ – вектор истинных параметров движения ведомой БИНС-МЭМС; ΔY – вектор априорно известных параметров взаимного положения измерительных трехгранников БИНС-ВОГ и БИНС-МЭМС; $Y_{\text{ВОГ}}$ – вектор параметров, сформированных БИНС-ВОГ; $Y_{\text{СНС}}$ – вектор параметров, сформированных спутниковой навигационной системой (СНС); $Y_{\text{МЭМС}}$ – вектор параметров, сформированных БИНС-МЭМС; $Z_{\text{ВОГ}}$ – вектор инерциально-спутниковых наблюдений, который может расширяться при использовании дополнительных датчиков внешней информации; $Z_{\text{МЭМС}}$ – наблюдения ошибок БИНС-МЭМС; $\hat{x}_{\text{ВОГ}}$ – вектор оценок ошибок БИНС-ВОГ; $\hat{x}_{\text{МЭМС}}$ – вектор оценок ошибок БИНС-МЭМС;

$\hat{Y}_{\text{ВОГ}}$ – вектор скорректированных параметров БИНС-ВОГ; $\hat{Y}_{\text{МЭМС}}$ – вектор скорректированных параметров БИНС-МЭМС.

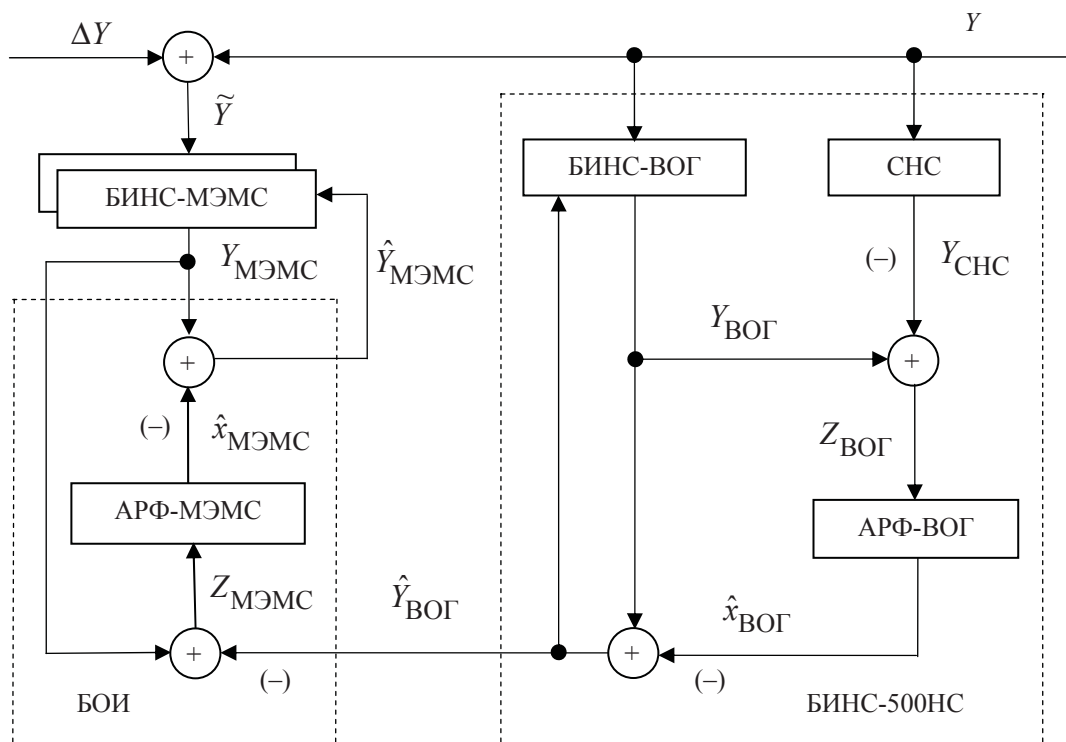


Рис. 3. Схема комплексной обработки информации в распределенной БИНС
Fig. 3. Scheme of complex information processing in distributed SINS

Режимы работы опорной БИНС-ВОГ: грубая начальная выставка (НВ); точная НВ; навигация. Грубая НВ выполняется ускоренно методом аналитического гироскопирования (АГК) [9] по сигналам чувствительных элементов (ЧЭ) БИНС: гироскопов и акселерометров. Эффективность АГК существенно зависит от точностных характеристик ЧЭ. Поэтому в БИНС-500НС дополнительно реализован этап точной НВ путем решения кватернионных уравнений [6] и обработки с помощью АРФ следующих наблюдений геофизических инвариантов:

$$Z_{\text{ВОГ}} = [Z_{\Theta} \ Z_k \ Z_V]^T; \quad (1)$$

$$Z_{\Theta(i)} = C_{0(i)}^T \int_{t_{i-1}}^{t_i} \dot{\Theta}(\tau) d\tau - [0:0:\Omega \Delta t_i]^T; \quad (2)$$

$$Z_{k(i)} = [B_i L_i]_{\text{БИНС}}^T - [B_i L_i]_{\text{ТНВ}}^T; \quad (3)$$

$$Z_{V(i)} = [V_{\xi} V_{\eta} V_{\zeta}]_{(i)\text{БИНС}}^T, \quad (4)$$

где B_i, L_i – геодезические широта и долгота местоположения БИНС; ТНВ – точка начальной выставки; $\Delta t_i = t_i - t_{i-1}$ – шаг наблюдений; Ω – угловая скорость вращения Земли; $\dot{\Theta} = [\dot{\Theta}_x \ \dot{\Theta}_y \ \dot{\Theta}_z]^T$ – вектор выходных сигналов ВОГ в проекциях на оси блока ЧЭ (БЧЭ);

C_0 – матрица направляющих косинусов, характеризующая взаимную угловую ориентацию связанной с БЧЭ $oxyz$ и земной геоцентрической системы координат $OX_3Y_3Z_3$; $\bar{V} = [V_\xi \ V_\eta \ V_\zeta]^T$ – вектор относительной скорости движения БЧЭ в проекциях на оси полу-свободного в азимуте сопровождающего трехгранника $o\xi\eta\zeta$ [10].

На этапе точной НВ (ТНВ) оцениваются ошибки угловой ориентации БЧЭ и остаточные дрейфы ЧЭ. Время выполнения режима ТНВ является скользящим и определяется условиями эксплуатации и требованиями, предъявляемыми к точностным характеристикам БИНС.

Навигационный режим в опорной системе БИНС-500НС реализуется в автономном инерциальном и комплексных подрежимах. Модульное построение программно-аппаратного обеспечения позволяет привлекать различную внешнюю информацию для оценки ошибок БИНС-ВОГ. Комплексный подрежим инерциально-спутниковой навигации реализуется на основе обработки с помощью АРФ позиционных и скоростных наблюдений следующего вида:

$$Z_{k(i)} = [B_i L_i]^T_{\text{БИНС}(i)} - [B_i L_i]^T_{\text{СНС}(i)}; \quad (5)$$

$$Z_{V(i)} = C_3^T [V_\xi V_\eta V_\zeta]^T_{\text{БИНС}(i)} - [V_\xi V_\eta V_\zeta]^T_{\text{СНС}(i)}, \quad (6)$$

где C_3 – матрица направляющих косинусов, характеризующая взаимную угловую ориентацию опорного $o\xi\eta\zeta$ и геодезического $oENN$ сопровождающих трехгранников.

Базовый вектор состояния включает 17 параметров, а именно: ошибки счисления составляющих вектора относительной скорости; ошибки счисления элементов кватернионов навигации и ориентации; угловые дрейфы ВОГ и смещения акселерометров. Во всех режимах функционирования БИНС на уровне первичной обработки сигналов ЧЭ выполняется их комбинированная цифровая фильтрация и защита от сбоев.

Режимы работы ведомых БИНС-МЭМС: начальная выставка, довыставка и навигация. Следует отметить, что невысокие точностные характеристики современных МЭМС-измерителей, как правило, не позволяют выполнить автономную начальную выставку БИНС методом АГК. Поэтому начальная выставка БИНС-МЭМС реализуется с использованием датчиков внешней информации, например, магнитометров [7]. Однако из-за электромагнитных помех применение магнитометров не всегда представляется возможным. В то же время наличие на борту ЛА опорной БИНС, а также возможности современных вычислительных модулей позволяют выполнить начальную выставку БИНС-МЭМС методом векторного согласования с применением математического аппарата оптимальной калмановской фильтрации. Начальная выставка и довыставка БИНС-МЭМС могут выполняться как на неподвижном, так и на подвижном основании с использованием данных от опорной БИНС. Грубая НВ выполняется путем присвоения координат, скоростей и углов ориентации БИНС-МЭМС от опорной БИНС-ВОГ с учетом априорно известного взаимного расположения БЧЭ обеих систем. Точная НВ на неподвижном основании может быть реализована по наблюдениям инвариантов (1)–(4). Довыставка на подвижном основании выполняется путем решения кватернионных уравнений [6] и формирования следующих наблюдений ошибок БИНС-МЭМС:

$$Z_V = \{[V_\xi V_\eta V_\zeta]^T - \Delta\bar{\omega}_\Pi \times \Delta\bar{R}\}_{\text{БИНС-МЭМС}} - [V_\xi V_\eta V_\zeta]^T_{\text{БИНС-ВОГ}}; \quad (7)$$

$$Z_{K(i)} = [B_i L_i R_i]^T_{\text{БИНС-МЭМС}} - [B_i + \Delta B; L_i + \Delta L; R_i + \Delta R]^T_{\text{БИНС-ВОГ}}; \quad (8)$$

$$Z_{\delta} = [\psi - \Delta\psi : \vartheta - \Delta\vartheta : \gamma - \Delta\gamma]_{\text{БЧЭ-МЭМС}}^T - [\psi : \vartheta : \gamma]_{\text{БЧЭ-ВОГ}}^T, \quad (9)$$

где $\Delta\bar{\omega}_{\Pi} = \bar{\omega}_{\Pi(\text{БИНС-МЭМС})} - \bar{\omega}_{\Pi(\text{БИНС-ВОГ})}$;

$\Delta\bar{R}$ – априорно известный радиус-вектор БЧЭ_{МЭМС} – БЧЭ_{ВОГ};

$\bar{\omega}_{\Pi}$ – переносная угловая скорость, связанная с облетом Земли;

R – величина геоцентрического радиуса-вектора местоположения БИНС.

Довыставка может заканчиваться в соответствии с временной программой или по команде из НК.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

Рассмотренная технология комплексирования РБИНС была апробирована в стендовом эксперименте на геодезически «привязанном» поворотном столе (рис. 1). Циклограмма работы РБИНС включала следующие этапы: комбинированную начальную выставку (АГК: $t = 0 \div 100$ с; ТНВ: $100 < t < 600$ с); навигационный режим ($t > 600$ с). На рис. 4 показан сигнал одного из ВОГ, а на рис. 5 – одного из МЭМС-гироскопов. Данные рисунки отражают сравнительный уровень шумов указанных гироскопов.

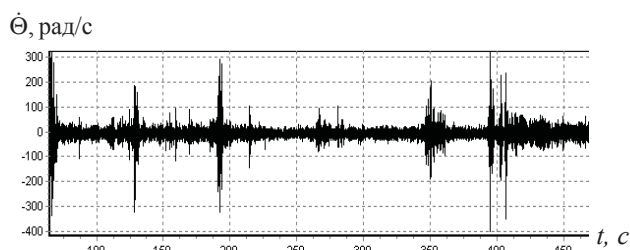


Рис. 4. Сигнал одного из ВОГ
Fig. 4. Signal of one of the fiber-optic gyros

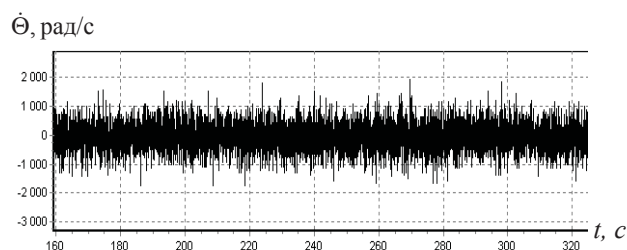


Рис. 5. Сигнал одного из МЭМС-гироскопов
Fig. 5. Signal of one of the microelectromechanical

На рис. 6, 7 показаны круговые позиционные ошибки ΔS при функционировании недокалиброванных БИНС-ВОГ в автономном режиме после начальной выставки: на рис. 6 – после грубой НВ методом АГК, на рис. 7 – после комбинированной грубой и точной НВ с использованием наблюдений (1)–(4), АРФ и списывания полученных оценок остаточных дрейфов ВОГ и акселерометров, где

$$\Delta S = \sqrt{\delta_B^2 + \delta_L^2}; \delta_B = (B_{\text{БИНС}} - B_{\text{ТНВ}})R; \delta_L = (L_{\text{БИНС}} - L_{\text{ТНВ}})R \cos B_{\text{ТНВ}}.$$

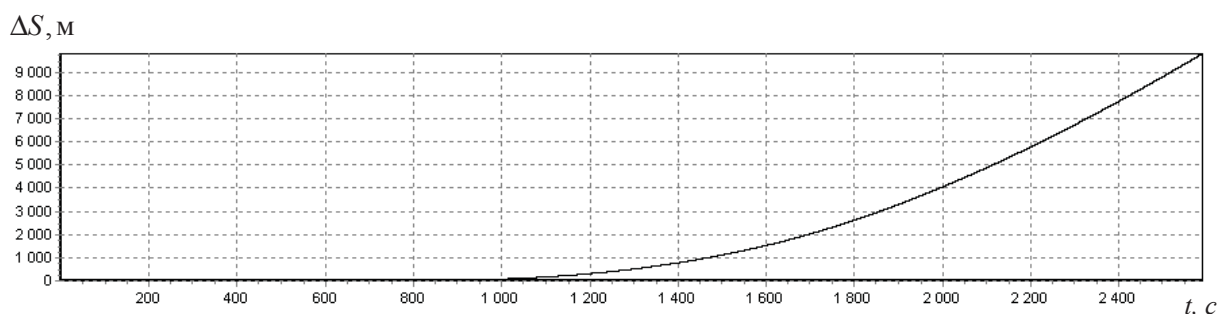


Рис. 6. Круговая позиционная ошибка БИНС-ВОГ после начальной выставки методом АГК
Fig. 6. Circular position error of BINS-VOG after the initial alignment by gyrocompassing

На рис. 8, 9 показаны круговые позиционные ошибки при функционировании БИНС-МЭМС в автономном режиме после начальной выставки: на рис. 8 – после грубой начальной выставки на основе переноса исходных данных из опорной БИНС-ВОГ и с учетом цифровой фильтрации и защиты от сбоев сигналов ЧЭ; на рис. 9 – после такой же грубой и дополнительно точной НВ с использованием наблюдений (1)–(4), АРФ и списывания оценок остаточных дрейфов ЧЭ.

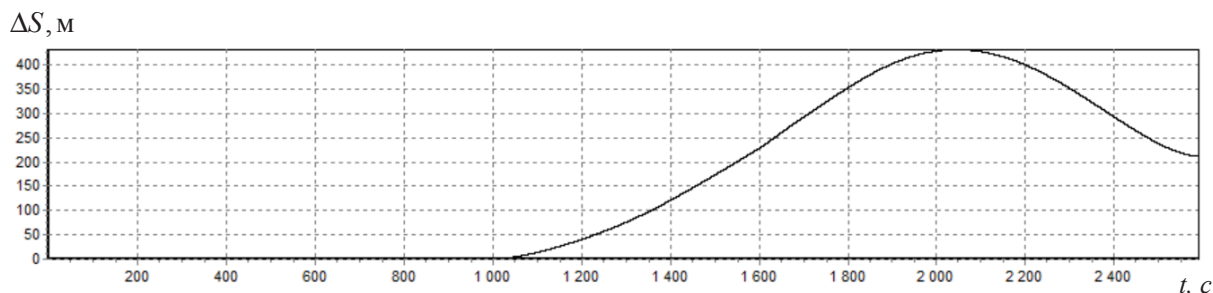


Рис. 7. Круговая позиционная ошибка БИНС-ВОГ после АГК и точной НВ
Fig. 7. Circular position error of BINS-VOG after gyrocompassing and fine initial alignment

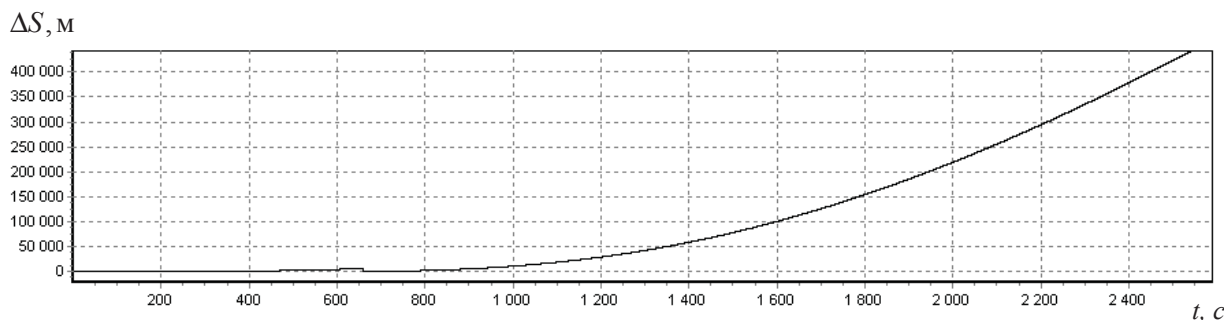


Рис. 8. Круговая позиционная ошибка БИНС-МЭМС после грубой начальной выставки
Fig. 8. Circular position error of BINS-MEMS after rough initial alignment

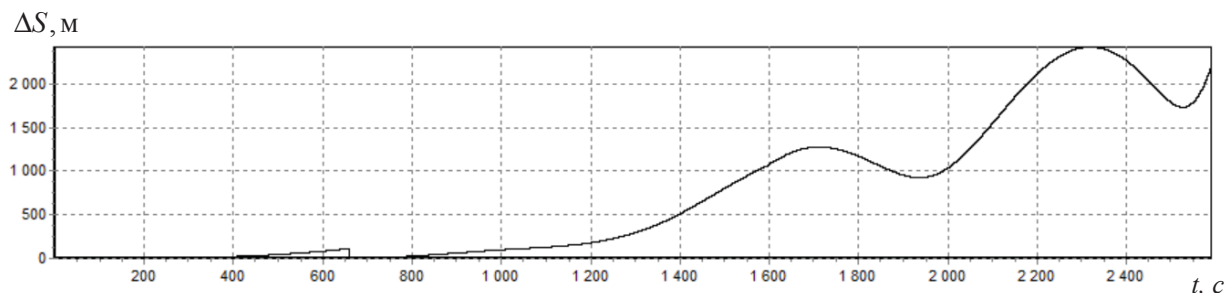


Рис. 9. Круговая позиционная ошибка БИНС-МЭМС после грубой и точной НВ
Fig. 9. Circular position error of BINS-MEMS after rough and fine initial alignment

Представленные на рисунках позиционные ошибки в режиме навигации связаны с неточностью оценки угловой ориентации БИНС в процессе начальной выставки, а также с инструментальными «дрейфами» чувствительных элементов. Можно видеть, что без поддержки опорной системы и применения комбинированной начальной выставки с использованием инвариантов и АРФ точностные характеристики БИНС-МЭМС в автономных режимах применения не обеспечиваются [11].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования и полученные результаты экспериментов подтверждают целесообразность объединения распределенных БИНС на базе ВОГ и МЭМС в тесно связанную

структуру. Реализация на основе такой структуры алгоритмов комплексирования обеспечивает взаимную поддержку БИНС и повышает информационную надежность бортовых измерительно-вычислительных комплексов. Представленные алгоритмы комплексирования опираются на применение метода векторного согласования навигационных параметров базовой и микроэлектромеханических БИНС, а также на применение процедур адаптивно-робастного оценивания и компенсации ошибок чувствительных элементов.

В работе рассмотрены вопросы комплексирования автономных систем навигации. В то же время в режиме навигации БИНС такие задачи могут решаться и с привлечением СНС. Технология комплексирования РБИНС была апробирована в стендовом эксперименте на геодезически «привязанном» поворотном столе. Сделан вывод, что без поддержки опорной системы и применения комбинированной начальной выставки с использованием инвариантов и АРФ точностные характеристики БИНС-МЭМС в автономных режимах применения не обеспечиваются.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Летная отработка распределенной системы инерциально-спутниковой микронавигации для радиолокатора с синтезированной апертурой / А.В. Чернодаров, А.П. Патрикеев, В.Н. Коврегин, Г.М. Коврегина, И.И. Меркулова // Научный Вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 222–231.
2. Zong Y., Gao S., Li W. A Quaternion-Based Method for SINS/SAR Integration Navigation System. IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems, 2012, Vol. 48, no. 1, pp. 514–524.
3. Медведев Е.М., Данилин И.М., Мельников С.Р. Лазерная локация Земли и леса. М.: Геолидар, 2007. 229 с.
4. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации на МЭМС-датчиках. Тула: Изд-во ТулГУ, 2017. 225 с.
5. Ударостойкая комбинированная бесплатформенная инерциальная навигационная система на основе волоконно-оптических и микромеханических гироскопов / А.Г. Андреев, В.С. Ермаков, А.П. Колеватов, Т.А. Ульяновская, Д.Ю. Зобачев, А.С. Парфенов, Е.А. Сафонов, И.В. Федоров // Оборонная техника. 2015. № 11–12. С. 12–18.
6. Chernodarov A.V., Patrikeev A.P., Korkishko Yu.N., Fedorov V.A., Perelyaev S.E. Software Seminal Development for FOG Inertial Satellite Navigation System SINS-500. Gyroscopy and Navigation. Pleiades Publishing, Ltd., 2010, Vol. 1, no. 4, pp. 330–340.
7. ADIS16488A. Tactical Grade, Ten Degrees of Freedom Inertial Sensor. www.analog.com.
8. Чернодаров А.В. Контроль, диагностика и идентификация авиационных приборов и измерительно-вычислительных комплексов. М.: Научтехлитиздат, 2017. 300 с.
9. Матвеев В.В., Распопов В.Я. Основы построения бесплатформенных инерциальных навигационных систем. СПб.: ГНЦ РФ ОАО «Концерн ЦНИИ «Электроприбор», 2011. 280 с.
10. Бабич О.А. Обработка информации в навигационных комплексах. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
11. Липтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. М.: Наука, 1971. 168 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Чернодаров Александр Владимирович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры интегрированных бортовых комплексов навигации, управления и наведения летательных аппаратов филиала «Стрела» МАИ (НИУ), главный научный сотрудник ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» (Москва), chernod@mail.ru.

Патрикеев Андрей Павлович, кандидат технических наук, заместитель генерального директора ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» (Москва), apatrikeev@xlab-ns.ru.

Меркулова Ирина Игоревна, инженер НИИСМ МГТУ им. Н.Э. Баумана, merkulova_irina90@mail.ru.

Иванов Сергей Александрович, старший инженер ВП МО, АО «Раменский приборостроительный завод», srgpremier@mail.ru.

INTEGRATION OF DISTRIBUTED INERTIAL NAVIGATION SYSTEMS BUILT AROUND FIBER-OPTIC AND MICROELECTROMECHANICAL SENSORS

Alexander V. Chernodarov¹, Andrew P. Patrikeev², Irina I. Merkulova³, Sergey A. Ivanov⁴

¹*“Strela” branch of the Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

²*“NaukaSoft” Experimental Laboratory, Ltd., Moscow, Russia*

³*Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia*

⁴*Ramenskoye Instrument-Making Plant, Ramenskoye, Moscow Region, Russia*

ABSTRACT

The current state of airborne measuring-and-computing complexes (MCCs) is characterized by the inclusion of distributed strapdown inertial navigation systems (SINSs) as components of these complexes. This is associated with the necessity of the provision of navigational support not only for aircraft (Acft), but also for airborne Earth surface surveillance systems in which the SINSs are included as components. Among such systems are radar systems, video monitors, laser scanners (lidars), and other surveillance devices. At the same time, when the DSINSs are united into a single structure, new functional possibilities for such integrated navigation systems appear, namely: redundancy and mutual support of SINSs, and also an increase in MCC information reliability on this basis; mutual monitoring and mutual diagnosis of SINSs; optimization of DSINS structure for providing the required accuracy of navigation and attitude control under severe conditions of Acft operation. Such conditions are connected with Acft maneuvering, with a loss of the signals of satellite navigation systems (SNSs). The purpose of this paper is to study the capabilities of DSINS which are built around fiber-optic and micromechanical sensors when they are united into a closely connected information-measuring structure. In the solution of the problem formulated above, an object-oriented modular technology for the creation of integrated navigation systems was taken as a basis. The use of such a technology has permitted us to realize the new functional possibilities of the DSINSs, and also to take into account the following features of the construction and functioning of DSINSs as components of MCCs: need for mutual information exchange among DSINS modules via an MCC airborne top-level computing system; synchronization of measuring-and-computing procedures that are realized in the DSINS. In addition, due to restrictions on overall dimensions and weight, SINSs of surveillance systems are built on the basis of microelectromechanical sensors (MEMSs). Such sensors have a wide insensitivity zone and low accuracy. Taking into account the above-mentioned features, SINS-MEMSs must rely on a base high-accuracy SINS which forms part of an Acft navigation complex. Moreover, the SINS-MEMSs cannot execute the initial alignment from attitude angles in the autonomous mode. Because of this, the initial alignment of such SINSs is realized from information obtained from the base system. Mutual support of integrated inertial systems which include satellite receivers is necessary not only for continuous updating of SINS-MEMSs coordinates but also for the refinement of attitude angles of the places where surveillance systems are mounted. It should be noted that the frequency of updating the coordinates that are determined by an SNS is several units of hertz, and that are determined by a SINS is several units of kilohertz. The features mentioned earlier were taken into account in a DSINS developed by the NaukaSoft Experimental Laboratory, Ltd. (Moscow) and by the Bauman Moscow State Technical University in cooperation. A breadboard model of the MSINS includes the SINS-500NS system based on fiber-optic gyros developed jointly by the “NaukaSoft EMNS” and by the “Optolink” RPC (Zelenograd); micromechanical SINS-MEMSs built on the basis of the ADIS16488 measuring modules developed by the Analog Devices Co. The paper presents the results of full-scale experiments performed at the Ramenskoye Instrument-Making Plant.

Key words: inertial navigation system, fiber-optic sensors, micromechanical sensors, system integration, Kalman filter.

REFERENCES

1. Chernodarov A.V., Patrikeev A.P., Kovregin V.N., Kovregina G.M., Merkulova I.I. *Letnaya otrabotka raspredelennoy sistemy inertsiialno-sputnikovoy mikronavigatsii dlya radiolokatora*

s sintezirovannoy aperturoy [Flight development of a distributed inertial satellite micronavigation system for synthetic-aperture radar]. *Nauchny Vestnik MGTU GA*. [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2017, Vol. 20, no. 1, pp. 222–231. (in Russian)

2. Zong Y., Gao S., Li W. A Quaternion-Based Method for SINS/SAR Integration Navigation System. *IEEE Transaction on Aerospace and Electronic Systems*, 2012, Vol. 48, no. 1, pp. 514–524.

3. Medvedev E.M., Danilin I.M., and Melnikov S.R. *Lazernaya lokatsiya Zemli* [Laser Location of the Earth and Forest], Moscow, Geolidar, 2007, 229 p. (in Russian)

4. Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Pribory i sistemy orientatsii, stabilizatsii i navigatsii na MEMS-datchikah* [Devices and systems of orientation, stabilization and navigation on MEMS sensors], Tula, TGU Publ., 2017, 225 p. (in Russian)

5. Andreev A.G., Ermakov V.S., Kolevator A.P., Ulyanovskaya T.A., Zobachev D.Yu., Parfenov A.S., Safonov E.A., Fedorov I.V. *Udarostoykaya kombinirovannaya besplatformennaya inertsiyalnaya navigatsionnaya sistema na osnove volokonno-opticheskikh i mikromekhanicheskikh giroskopov* [Shock-resistant combined strapdown inertial navigation system based on fiber-optic and micro-mechanical gyroscopes]. *Oboronnaya tekhnika* [Defense technology], 2015, no. 11–12, pp. 12–18. (in Russian)

6. Chernodarov A.V., Patrikeev A.P., Korkishko Yu.N., Fedorov V.A., Perelyaev S.E. Software Seminal Development for FOG Inertial Satellite Navigation System SINS-500. *Gyroskopy and Navigation*. Pleiades Publishing, Ltd., 2010, Vol. 1, no. 4, pp. 330–340.

7. ADIS16488A. Tactical Grade, Ten Degrees of Freedom Inertial Sensor. www.analog.com.

8. Chernodarov A.V. *Kontrol, diagnostika i identifikatsiya aviatsionnykh priborov i izmeritelno-vychislitelnykh kompleksov* [Monitoring, Diagnostics and Identification of Aviation Instruments, Measuring and Computing Complexes]. Moscow, Nauchtekhizdat, 2017, 300 p. (in Russian)

9. Matveev V.V., Raspopov V.Ya. *Osnovny postroyeniya besplatformennykh inertsiyalnykh navigatsionnykh sistem* [Fundamentals of building of strapdown inertial navigation systems], St.-Petersburg, The RF State Research Center, Concern CSRI “Elektropribor”, JSC, 2011. 280 p. (in Russian)

10. Babich O.A. *Obrabotka informatsii v navigatsionnykh kompleksakh* [Data Processing in Navigation Complexes]. Moscow, Mechanical engineering, 1991, 512 p. (in Russian)

11. Lipton A.N. *Vystavka inertsiyalnykh sistem na podvizhnoy osnove* [Alignment of Inertial Systems on a Moving Base] Cambridge, ERC, 1967. M., Nauka, 1971, 168 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Alexander V. Chernodarov, Doctor of Technical Sciences, Assisting Professor, Professor of “Strela” Branch of Moscow Aviation Institute, Integrated Onboard Navigation, Control and Guidance Complexes for Aircraft Chair, Chief Research Fellow of the NaukaSoft Experimental Laboratory, Ltd., chernod@mail.ru.

Andrew P. Patrikeev, Candidate of Technical Sciences, Deputy General Director of the NaukaSoft Experimental Laboratory, Ltd., apatrikeev@xlab-ns.ru.

Irina I. Merkulova, Engineer of the NIISM of Bauman Moscow State Technical University, merkulova_irina90@mail.ru.

Sergey A. Ivanov, Senior Engineer of the VP MO of Ramenskoye Instrument-Making Plant, JSC, srpremier@mail.ru.

Поступила в редакцию 02.10.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 02.10.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 533.6.013.42:629.7.025.32:629.762.5
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-121-129

НЕЛИНЕЙНАЯ МОДЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЯ УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ «РУЛЬ – ПРИВОД» МАНЕВРЕННОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

В.Н. АКИМОВ¹, Д.Н. ИВАНОВ^{1,2}, А.С. ОПАРИН^{1,2}, С.Г. ПАРАФЕСЬ²

¹Долгопрудненское научно-производственное предприятие, г. Долгопрудный, Россия

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия

Одной из актуальных задач проектирования современных высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ). Одним из возможных видов аэроупругой неустойчивости БЛА с САУ является потеря устойчивости в системе «руль – привод».

В интересах решения задач совместного проектирования конструкции БЛА и САУ с учетом требований аэроупругости разработана нелинейная модель исследования устойчивости системы «руль – привод». В качестве привода рассмотрен электропривод, который в настоящее время наиболее широко используется на высокоманевренных БЛА. Для современного электропривода характерны: широкая полоса пропускания и наличие подъемов частотной характеристики. Это обостряет проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, в том числе проблему обеспечения устойчивости системы «руль – привод».

В предлагаемой модели руль, совершающий изгибные и крутильные колебания в аэродинамическом потоке, является по сути нагружением привода. Для математического описания привода используются экспериментальные частотные характеристики изолированного рулевого привода, полученные для различных уровней управляющего сигнала, а динамический шарнирный момент, определяемый аэроупругими колебаниями руля в потоке, находится расчетным способом. Исследование устойчивости проводится частотным методом с использованием частотных характеристик разомкнутой системы «руль – привод».

Неоспоримым преимуществом предлагаемой модели является простота получения передаточной функции изолированного рулевого привода по управляющему сигналу. Эксперимент по ее определению представляет собой стандартный способ определения частотных характеристик рулевого привода в отличие от трудоемких экспериментов по определению динамической жесткости рулевого привода или передаточной функции привода при электромеханическом моделировании аэроупругого нагружения руля, также используемых в задачах исследования устойчивости системы «руль – привод».

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат (БЛА), руль, электропривод, аэроупругая устойчивость, система «руль – привод», нелинейная модель.

ВВЕДЕНИЕ

Одной из важных проблем проектирования современных высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является обеспечение аэроупругой устойчивости с системой автоматического управления (САУ) [1–7]. Аэроупругое взаимодействие БЛА с САУ можно представить в виде многосвязного контура, в котором две линии обратных связей: через податливость рулевого привода и через тракт управления. Такая структура указывает на возможные виды потери устойчивости: потеря устойчивости в системе «руль – привод» и потеря устойчивости в контуре «упругий ЛА – САУ».

Особенностью существующих математических моделей исследования устойчивости системы «руль – привод», как отмечалось в работе [8], является их ориентация на использование в задачах обособленного проектирования руля и привода. В этой связи математические модели, как правило, достаточно корректно описывают функционирование проектируемой подсистемы и приближенно – функционирование смежной подсистемы.

Так, например, при проектировании руля как агрегата силовой конструкции БЛА решается сложная оптимизационная задача с целью отыскания рациональной по массе, прочностным, жесткостным и технологическим свойствам конструкции. Для исследования работоспособности конструкции в этой задаче используются достаточно строгие модели определения напряженно-

деформированного состояния и исследования аэроупругой устойчивости конструкции. В данных математических моделях статическое и динамическое поведение конструкции описывается дифференциальными уравнениями, а решения получаются на основе численных методов. Вместе с тем, несмотря на подробное математическое описание конструкции руля, привод в этих моделях представляется, как правило, всего одним параметром – статической жесткостью пружины, которая лишь приближенно учитывает жесткость привода и проводки управления. Такая схематизация привода оказывается неприемлемой при исследовании устойчивости системы «руль – привод».

Напротив, при проектировании привода как агрегата САУ динамическое поведение последнего описывается сложной системой дифференциальных уравнений с большим числом варьируемых параметров, тогда как руль представляется лишь несколькими характеристиками: моментом инерции руля относительно оси вращения и шарнирным моментом от действия статических аэродинамических сил, иногда обобщенной жесткостью руля. Такое представление руля не дает возможности исследовать устойчивость привода в области частот упругих колебаний конструкции руля, а следовательно, вопрос о возможности использования данного привода как исполнительного агрегата САУ на борту БЛА остается открытым.

В работе [8] авторами настоящей статьи предложена модель исследования устойчивости системы «руль – привод», основанная на линеаризации механической характеристики привода. В качестве привода рассмотрен электропривод, который в настоящее время наиболее широко используется на маневренных БЛА. Для современного электропривода характерны: широкая полоса пропускания и наличие подъемов частотной характеристики. Это обостряет проблемы обеспечения аэроупругой устойчивости БЛА с САУ, в том числе проблему обеспечения устойчивости системы «руль – привод». В данной модели руль, совершающий изгибные и крутильные колебания в аэродинамическом потоке, является по сути нагружением привода. Исследование устойчивости проводится частотным методом с использованием частотных характеристик разомкнутой системы «руль – привод».

Давая характеристику рассмотренной модели в работе [8] системы «руль – привод» отметим, что применение подобных линеаризованных динамических моделей для математического описания привода допустимо лишь на начальных этапах проектирования БЛА, т. к. они позволяют лишь приближенно учесть динамические свойства нелинейного рулевого привода. Ниже рассматривается нелинейная модель системы «руль – привод», в которой для математического описания привода используются экспериментальные частотные характеристики изолированного рулевого привода по управляющему сигналу, а динамический шарнирный момент, определяемый аэроупругими колебаниями руля в потоке, находится расчетным способом.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

В основу предлагаемой модели положена известная структурная схема [9, с. 322], справедливая для любого типа привода: пневматического, гидравлического и электрического (рис. 1). Ее отличительной особенностью является наличие моментной точки, где происходит суммирование всех моментов, действующих на подвижные части рулевого привода.

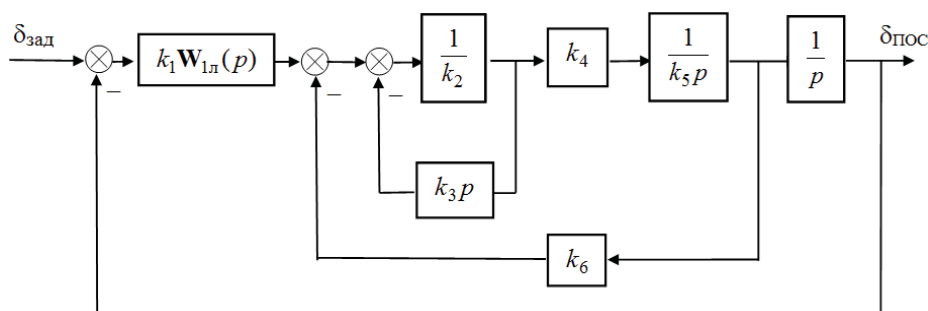


Рис. 1. Исходная структурная схема нелинейного рулевого привода
Fig. 1. The original structural scheme of the nonlinear actuator

В данной схеме: $\delta_{\text{зад}}$ – управляющий сигнал, подаваемый на вход в привод; k_1 – коэффициент усиления; $W_{\text{л}}(p)$ – передаточная функция линейной части привода; $\delta_{\text{пос}}$ – выходной сигнал с потенциометра обратной связи; $k_2, \dots, k_6$ – коэффициенты, определяемые в зависимости от типа привода. Для электрического привода коэффициенты и параметры схемы, представленной на рис. 1, имеют следующий физический смысл [9]:

$k_2 = R_{\text{я}}$ – сопротивление обмотки якоря электродвигателя;

$k_3 = L_{\text{я}}$ – индуктивность обмотки якоря электродвигателя;

$k_4 = k_{\text{М}}$ – коэффициент пропорциональности между током в обмотке якоря и моментом, развиваемым электродвигателем;

$k_5 = J_{\text{п}}$ – момент инерции подвижных частей привода;

$k_6 = k_{\text{е}}$ – коэффициент пропорциональности между ЭДС электродвигателя и скоростью вращения вала двигателя;

$f = F = \frac{k_4 k_6}{k_2}$ – жесткость механической характеристики привода;

$T_{\text{М}} = \frac{k_5}{F} = \frac{k_5 k_2}{k_4 k_6}$ – механическая постоянная времени;

$T_{\text{я}} = \frac{k_3}{k_2}$ – постоянная времени, учитывающая «сжимаемость» рабочего тела;

$K = \frac{k_1}{k_6}$ – добротность привода.

Исходная структурная схема привода (рис. 1) с помощью элементарных преобразований может быть приведена к обобщенному виду, показанному на рис. 2,

где M – возмущающее воздействие;

$W_1(p)$ – передаточная функция от сигнала рассогласования Δ до момента, развиваемого приводом, $M_{\text{пр}}$:

$$W_1(p) = KW_{\text{л}}(p) = \frac{f}{1 + T_{\text{я}}p};$$

$W_2(p)$ – передаточная функция от момента $\Delta M = M_{\text{пр}} - M$ до $\delta_{\text{пос}}$:

$$W_2(p) = \frac{1 + T_{\text{я}}p}{[J_{\text{п}}p(1 + T_{\text{я}}p) + f]p}.$$

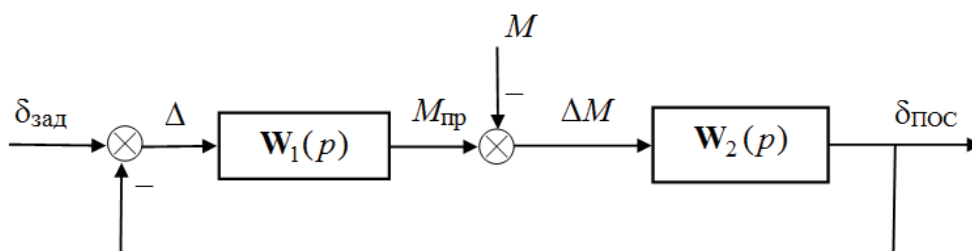


Рис. 2. Обобщенная структурная схема нелинейного рулевого привода
Fig. 2. The generalized structural scheme of the nonlinear actuator

В соответствии со структурной схемой, представленной на рис. 2, передаточная функция изолированного привода (с отсоединенным рулем) по управляющему сигналу $W(p)$ равна

$$W(p) = \frac{\delta_{\text{пос}}}{\delta_{\text{зад}}} \bigg|_{M=0} = \frac{W_1(p)W_2(p)}{1 + W_1(p)W_2(p)}.$$

Из данного уравнения следует, что

$$W_1(p) = \frac{W(p)}{W_2(p)[1 - W(p)]}.$$

Структурная схема нагруженного нелинейного привода (рис. 3) может быть получена из обобщенной схемы (рис. 2) с учетом выражения для $W_1(p)$, если в качестве возмущающего воздействия рассматривать динамический шарнирный момент $M_{\text{ш}}$, действующий на подвижные части привода со стороны руля. Момент $M_{\text{ш}}$ обусловлен действием упругих, инерционных и аэродинамических сил, а также сил конструкционного и аэродинамического демпфирования.

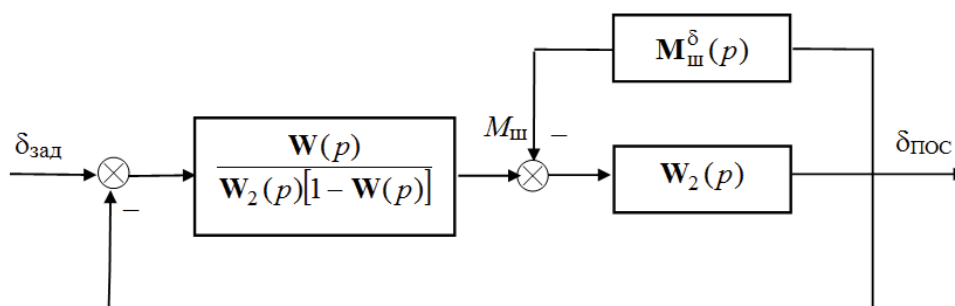


Рис. 3. Структурная схема привода, нагруженного рулем
Fig. 3. The structural scheme of the nonlinear actuator loaded with a control surface

Передаточная функция $M_{\text{ш}}^{\delta}(p)$, как и в линеаризованной модели привода [8], представляет собой градиент динамического шарнирного момента и выражает нагружение привода рулем, совершающим изгибно-крутильные колебания в потоке:

$$M_{\text{ш}}^{\delta}(p) = f_{33}^0(p) - \frac{f_{23}(p)f_{32}(p)}{\Phi(p)},$$

где

$$\Phi(p) = \frac{f_{11}(p)f_{22}(p) - f_{12}(p)f_{21}(p)}{f_{11}(p)};$$

$$f_{11}(p) = m_{11}p^2 + (h_{11} + d_{11}V)p + g_{11};$$

$$f_{12}(p) = m_{12}p^2 + d_{12}Vp + b_{12}V^2; \quad f_{21}(p) = m_{21}p^2 + d_{21}Vp;$$

$$f_{22}(p) = m_{22}p^2 + (h_{22} + d_{22}V)p + (g_{22} + b_{22}V^2);$$

$$f_{23}(p) = h_{23}p + g_{23}; f_{32}(p) = h_{32}p + g_{32}; f_{33}^0(p) = h_{33}^0p + g_{33}^0;$$

$$m_{11} = J_{xx}; m_{12} = m_{21} = -J_{xz}; m_{22} = J_{zz}; m_{33} = J_{\Pi};$$

$$h_{11} = h_{\beta}; h_{22} = h_{33}^0 = h_{\delta}; h_{23} = h_{32} = -h_{\delta}; h_{\beta} = 2v_1 f_1 m_{11}; h_{\delta} = 2v_2 f_2 m_{22};$$

$$g_{11} = K_{\beta}; g_{22} = g_{33}^0 = K_{\delta}; g_{23} = g_{32} = -K_{\delta}; K_{\beta} = m_{11}(2\pi f_1)^2; K_{\delta} = m_{22}(2\pi f_2)^2;$$

$$d_{11} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b z^2 dz; d_{12} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 \bar{x}_m z dz;$$

$$d_{21} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) z dz; d_{22} = \frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^3 \bar{x}_m (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz + \frac{1}{2} \rho k_0 \int_{z_0}^{z_0+l} b^3 dz;$$

$$b_{12} = -\frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b z dz; b_{22} = -\frac{1}{2} \rho c_y^{\delta} \int_{z_0}^{z_0+l} b^2 (\bar{x}_0 - \bar{x}_F) dz.$$

В приведенных выражениях: V – скорость потока; J_{xx}, J_{xz}, J_{zz} – моменты инерции руля; f_1, f_2 – собственные частоты изгибных и крутильных колебаний руля; v_1, v_2 – логарифмические декременты изгибных и крутильных колебаний руля; ρ – плотность воздуха; c_y^{δ} – производная коэффициента подъемной силы по углу отклонения руля δ ; b, l – хорда и размах руля; $\bar{x}_0 = x_0/b$ – расстояние от носка руля до оси вращения, отнесенное к хорде руля; $\bar{x}_F = x_F/b$ – расстояние от носка руля до аэродинамического фокуса, отнесенное к хорде руля; z – расстояние до рассматриваемого хордового сечения руля; z_0 – расстояние от места закрепления руля в корпусе БЛА до его бортовой хорды.

Величины $\bar{x}_m$ и k_0 зависят от характера обтекания и имеют вид:
дозвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F - \frac{1}{2}, k_0 = \frac{\pi}{8};$$

сверхзвуковой поток

$$\bar{x}_m = \bar{x}_0 - \bar{x}_F, k_0 = \frac{1}{12} c_y^{\delta}.$$

Параметры c_y^{δ} и $\bar{x}_F$ определяются расчетным или экспериментальным путем.

Структурная схема (рис. 3) представляет собой математическое описание в операторной форме нелинейной динамической модели системы «руль – привод». Из этой схемы путем элементарных структурных преобразований можно получить окончательное выражение для передаточной функции нагруженного рулем нелинейного рулевого привода

$$W_{np}(p) = \frac{\delta_{\text{пос}}}{\delta_{\text{зад}}} = \frac{W(p)}{1 + M_{\text{ш}}^{\delta}(p) \frac{(1 + T_{\text{я}} p)[1 - W(p)]}{[J_{\text{п}} p(1 + T_{\text{я}} p) + f] p}}. \quad (1)$$

Условие, определяющее границу устойчивости системы «руль – привод», согласно частотному критерию Найквиста ($W_p(p) = -1$), имеет вид

$$A[W_p(i\omega)] = 1 \text{ или } 20 \lg A[W_p(i\omega)] = 0; \quad \varphi[W_p(i\omega)] = -180^\circ,$$

где $A[W_p(i\omega)]$, $\varphi[W_p(i\omega)]$ – амплитудная частотная характеристика (АЧХ) и фазовая частотная характеристика (ФЧХ) передаточной функции разомкнутой системы «руль – привод» $W_p(p) = W_{np}(p)/[1 - W_{np}(p)]$, $p = i\omega$. Согласно теории автоматического регулирования система должна обладать запасами устойчивости по модулю $\Delta A \geq 2$ ($\Delta A_{\text{дб}} \geq 6$ Дб) или по фазе $\Delta \varphi \geq 60^\circ$.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ И ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Неоспоримым преимуществом предлагаемой модели является простота получения передаточной функции $W(p)$. Эксперимент по ее определению представляет собой стандартный способ определения частотных характеристик рулевого привода в отличие от трудоемких экспериментов по определению динамической жесткости рулевого привода или передаточной функции привода при электромеханическом моделировании аэроупругого нагружения руля [10–12], также используемых в задачах исследования устойчивости системы «руль – привод». В силу нелинейности рулевого привода передаточная функция $W(p)$ определяется в общем случае для различных уровней управляющего сигнала δ .

Покажем, что линеаризованная модель системы «руль – привод» [8] представляет собой частный случай рассматриваемой нелинейной модели. Нелинейная модель системы «руль – привод» может быть сведена к линеаризованной модели системы при следующих допущениях:

1) передаточная функция изолированного привода по управляющему сигналу имеет линейный вид

$$W(p) = \frac{K}{J_{\text{п}} p^2 + fp + K};$$

2) не учитывается «сжимаемость» рабочего тела привода, представленная в нелинейной модели системы «руль – привод» постоянной времени $T_{\text{я}}$ ($T_{\text{я}} = 0$).

При выполнении этих допущений передаточная функция нагруженного рулем нелинейного рулевого привода примет вид

$$W_{\text{np}}(p) = \frac{K}{J_{\text{п}} p^2 + fp + K + M_{\text{ш}}^{\delta}(p)},$$

соответствующий передаточной функции нагруженного привода в линеаризованной модели системы «руль – привод» [8].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В интересах совместного проектирования конструкции планера и САУ маневренного БЛА с учетом требований аэроупругости разработана нелинейная модель исследования устойчивости системы «руль – привод». В качестве привода рассмотрен электропривод, для которого проблемы обеспечения устойчивости системы «руль – привод» стоят особенно остро.

В предлагаемой модели руль, совершающий изгибные и крутильные колебания в аэродинамическом потоке, является по сути нагружением привода. Для математического описания привода используются экспериментальные частотные характеристики изолированного рулевого привода по управляющему сигналу, а динамический шарнирный момент, определяемый аэроупругими колебаниями руля в потоке, находится расчетным способом. Исследование устойчивости проводится частотным методом с использованием частотных характеристик разомкнутой системы «руль – привод».

Достоинством разработанной модели является простота получения передаточной функции изолированного рулевого привода по управляющему сигналу. Эксперимент по ее определению представляет собой стандартный способ определения частотных характеристик привода в отличие от трудоемких экспериментов по определению динамической жесткости рулевого привода или передаточной функции привода при электромеханическом моделировании аэроупругого нагружения руля, также широко используемых в задачах исследования устойчивости системы «руль – привод».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Беспилотные летательные аппараты. Основы устройства и функционирования / П.П. Афанасьев, И.С. Голубев, С.Б. Левочкин, В.Н. Новиков, С.Г. Парафесь, М.Д. Пестов, И.К. Туркин; под ред. И.С. Голубева и И.К. Туркина. М., 2010. 654 с.
2. **Парафесь С.Г., Туркин И.К.** Актуальные задачи аэроупругости и динамики конструкций высокоманевренных беспилотных летательных аппаратов. М.: Изд-во МАИ, 2016. 183 с.
3. **Livne E.** Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction. *Journal of Aircraft*, 1999, Vol. 36, no. 1, pp. 122–145.
4. **Karpel M.** Procedures and Models for Aeroservoelastic Analysis and Design. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics (ZAMM)*, 2001, Vol. 81, no. 9, pp. 579–592.
5. **Gold P., Karpel M.** Reduced-Size Aeroservoelastic Modeling and Limit-Cycle Oscillation Simulations with Structurally non-Linear Actuators. *Journal of Aircraft*, 2008, Vol. 45, no. 2, pp. 471–477.
6. **Hammerand D.C., Gariffo J.M., Roughen K.M.** Efficient Creation of Aeroservoelastic Models Using Interpolated Aerodynamics Models. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 4–7 April 2011, Denver, Colorado. AIAA 2011-1770. 25 p.
7. **Danowsky B.P., Thompson P.M., Farhat C., Lieu T., Harris C., Lechniak J.** A Complete Aeroservoelastic Model: Incorporation of Oscillation-Reduction-Control into a High-Order CFD/FEM Fighter Aircraft Model. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 10–13 August 2009, Chicago, Illinois. AIAA 2009-5708. 14 p.
8. **Парафесь С.Г., Иванов Д.Н., Опарин А.С.** Модель исследования устойчивости системы «руль – привод» маневренного беспилотного летательного аппарата // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. № 225. С. 143–150.
9. Динамика следящих приводов / Б.И. Петров, В.А. Полковников, Л.В. Рабинович и др.; под ред. Л.В. Рабиновича. М.: Машиностроение, 1982. 496 с.
10. **Карклэ П.Г., Смыслов В.И.** Модальные испытания летательных аппаратов и воспроизведение силовых воздействий. М.: Техносфера, 2017. 155 с.
11. Методы исследования характеристик электрического рулевого привода беспилотного летательного аппарата в задачах аэроупругости / А.В. Быков, Г.В. Кондрашев, С.Г. Парафесь, И.К. Туркин // Изв. вузов. Авиационная техника. 2016. № 3. С. 34–39.
12. **Zeng J., Kingsbury D., Ritz E., Chen P.-Ch., Lee D.-H., Mignolet M.** GVT-Based ground flutter test without wind tunnel. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 2011. Denver, Colorado, USA, 4–7 April 2011, Vol. 5, pp. 3553–3569.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Акимов Владимир Николаевич, доктор технических наук, заместитель генерального директора по науке – главный конструктор Долгопрудненского научно-производственного предприятия, mail@dnp.biz.

Иванов Дмитрий Николаевич, начальник отдела испытаний Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), ivanov_dn_07@mail.ru.

Опарин Андрей Сергеевич, начальник конструкторской бригады Долгопрудненского научно-производственного предприятия, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), andy.oparin@gmail.com.

Парафесь Сергей Гаврилович, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «авиационно-ракетные системы» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), s.parafes@mail.ru.

NONLINEAR MODEL OF STABILITY STUDY OF SYSTEM "SURFACE CONTROL – ACTUATOR" OF MANEUVERABLE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Vladimir N. Akimov¹, Dmitry N. Ivanov^{1,2}, Andrei S. Oparin^{1,2}, Sergey G. Parafes²

¹ *Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Dolgoprudny, Russia*

² *Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russia*

ABSTRACT

One of the important problems of the designing of maneuverable unmanned aerial vehicles (UAV) is to ensure aeroelastic stability with automatic control system (ACS). One of the possible types of aeroelastic instability of UAV with ACS is loss of stability in the system "surface control – actuator".

A nonlinear model for the study of the stability of the system "surface control – actuator" is designed for solving problems of joint design of airframe and ACS with the requirements of aeroelasticity. The electric actuator is currently the most widely used on highly maneuverable UAV. The wide bandwidth and the availability of frequency characteristic lifts are typical for the modern electric actuator. This exacerbates the problem of providing aeroelastic stability of the UAV with ACS, including the problem of ensuring the stability of the system "surface control – actuator". In proposed model the surface control, performing bending-torsion oscillations in aerodynamic flow, in fact, is the loading for the actuator. Experimental frequency characteristics of the isolated actuator, obtained for different levels of the control signal, are used for the mathematical description of the actuator, then, as dynamic hinge moment, which is determined by aeroelastic vibrations of the surface control in the air flow, is calculated. Investigation of the stability of the system "surface control – actuator" is carried out by frequency method using frequency characteristics of the open-loop system.

The undeniable advantage of the proposed model is the simplicity of obtaining the transfer functions of the isolated actuator. The experiment by its definition is a standard method of determining frequency characteristics of the actuator in contrast to time-consuming experiments for determining the dynamic stiffness of the actuator (with the surface control) or the transfer function of the actuator using electromechanical simulation of aeroelastic loading of the surface control, that also used in research stability problems of the system "surface control – actuator".

Key words: unmanned aerial vehicle (UAV), surface control, electric actuator, aeroelastic stability, system "surface control – actuator", nonlinear model.

REFERENCES

1. *Bespilotnye letatel'nye apparaty. Osnovy ustrojstva i funktsionirovaniya* [Unmanned aerial vehicles. Fundamentals of a structure and functioning]. P.P. Afanas'yev, I.S. Golubev, S.B. Levochkin, V.N. Novikov, S.G. Parafes', M.D. Pestov, I.K. Turkin. Ed. by I.S. Golubev and I.K. Turkin. Moscow, 2010, 654 p. (in Russian)

2. **Parafes' S.G., Turkin I.K.** *Aktual'nye zadachi aehrouprugosti i dinamiki konstruktivnykh vysokomanevrennykh bespilotnykh letatel'nykh apparatov* [Actual problems of aeroelasticity and dynamics of highly maneuverable unmanned aerial vehicles structures]. Moscow, MAI Publishing House, 2016, 183 p. (in Russian)
3. **Livne E.** Integrated Aeroservoelastic Optimization: Status and Direction. *Journal of Aircraft*, 1999, Vol. 36, no. 1, pp. 122–145.
4. **Karpel M.** Procedures and Models for Aeroservoelastic Analysis and Design. *Journal of Applied Mathematics and Mechanics (ZAMM)*, 2001, Vol. 81, no. 9, pp. 579–592.
5. **Gold P., Karpel M.** Reduced-Size Aeroservoelastic Modeling and Limit-Cycle Oscillation Simulations with Structurally non-Linear Actuators. *Journal of Aircraft*, 2008, Vol. 45, no. 2, pp. 471–477.
6. **Hammerand D.C., Gariffo J.M., Roughen K.M.** Efficient Creation of Aeroservoelastic Models Using Interpolated Aerodynamics Models. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. 4–7 April 2011, Denver, Colorado. AIAA 2011-1770. 25 p.
7. **Danowsky B.P., Thompson P.M., Farhat C., Lieu T., Harris C., Lechniak J.** A Complete Aeroservoelastic Model: Incorporation of Oscillation-Reduction-Control into a High-Order CFD/FEM Fighter Aircraft Model. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference 10–13 August 2009, Chicago, Illinois. AIAA 2009-5708. 14 p.
8. **Parafes' S.G., Ivanov D.N., Opari zn A.S.** *Model' issledovaniya ustoychivosti sistemy "rul'-privod" manevrennogo bespilotnogo letatel'nogo apparata* [Model of stability study of rudder actuator system of maneuverable unmanned aerial vehicle]. *Scientific Bulletin of Moscow State Technical University of Civil Aviation*, 2016, no. 225, pp. 143–150. (in Russian)
9. *Dinamika sledyashchikh privodov* [Dynamics of servo drives] / B.I. Petrov, V.A. Polkovnikov, L.V. Rabinovich and others. Ed. by L.V. Rabinovich. M., Mechanical Engineering, 1982, 496 p. (in Russian)
10. **Karkleh P.G., Smyslov V.I.** *Modal'nye ispytaniya letatel'nykh apparatov i vosproizvedenie silovykh vozdeystviy* [Aircraft modal testing and the reproduction of force impacts]. M., Technosfera, 2017, 155 p. (in Russian)
11. **Bykov A.V., Kondrashev G.V., Parafes' S.G., Turkin I.K.** *Metody issledovaniya harakteristik elektricheskogo rulevogo privoda bespilotnogo letatel'nogo apparata v zadachah aerouprugosti* [Methods for investigating the unmanned aerial vehicle electric actuator performance in aeroelasticity tasks]. *Russian Aeronautics*, 2016, no. 3, pp. 33–39.
12. **Zeng J., Kingsbury D., Ritz E., Chen P.-Ch., Lee D.-H., Mignolet M.** GVT-Based ground flutter test without wind tunnel. 52nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference 2011. Denver, Colorado, USA, 4–7 April 2011, Vol. 5, pp. 3553–3569.

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vladimir N. Akimov, Doctor of Technical Sciences, Deputy Director General for Science – Design Manager, Dolgoprudny Research and Production Enterprise, mail@dnp.biz.

Dmitry N. Ivanov, Head of Test Department of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of Moscow Aviation Institute (National Research University), ivanov_dn_07@mail.ru.

Andrei S. Oparin, Head of Design Team of Dolgoprudny Research and Production Enterprise, Postgraduate Student of Moscow Aviation Institute (National Research University), andy.oparin@gmail.com.

Sergey G. Parafes', Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Aviation & Rocket Systems Chair, Moscow Aviation Institute (National Research University), s.parafes@mail.ru.

Поступила в редакцию 30.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 30.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017

К ВОПРОСУ О МАССОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ РАЗЛИЧНЫХ АВИАЦИОННЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

А.В. КЕЧИН^{1,2}

¹Национальный исследовательский университет

«Московский энергетический институт», г. Москва, Россия,

²ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», г. Москва, Россия

В статье поднимается вопрос синтеза системы электроснабжения воздушных судов нового поколения, под которой понимается вся электроэнергетическая система (комплекс) воздушного судна, включающая в себя как силовую, так и информационную структуры, тесно интегрированные между собой. При данном подходе функции генерирования, преобразования и распределения электроэнергии возлагаются на силовую структуру, а информационная структура обеспечивает алгоритмы работы. Формируется проблематика вопроса синтеза описанных систем и обосновывается ее актуальность. Проанализированы основные научные работы, выполненные как в России, так и за границей и направленные на решение этой проблемы. Предлагается применение структурно-функционального подхода. Структурно-функциональный подход применим для решения сложных инженерных задач, что показано на примерах [16, 18]. Такой подход при решении поставленной задачи, как и иной другой, требует наличия достаточного количества исходных данных. При применении структурно-функционального подхода должны быть учтены «ограничения»: требования ГОСТ, ОСТ, технического задания, дополненные данными по возможным элементам синтезируемой схемы. Данная статья в основном посвящается выбору параметров возможных элементов синтезируемой схемы, а именно первичных источников электроэнергии. В статье определена методика преобразования дискретных значений показателей первичных источников электроэнергии в функциональные зависимости, а также ограничения, накладываемые на их аппроксимирующие функции. На примере показано получение функциональных зависимостей для массоэнергетических показателей никель-кадмиевых аккумуляторных батарей производства компаний VARTA и SAFT. Проведен анализ полученных результатов, показавший достаточную их достоверность и, как следствие, их применимость при разработках систем электроснабжения воздушных судов.

Ключевые слова: система электроснабжения самолета, структурно-функциональный подход.

ВВЕДЕНИЕ

Начиная примерно с 70-х годов прошлого века наметилась тенденция к ужесточению требований к авиатransпорту, что нашло отражение, например, в ведении систем эшелонирования полетов (RVSM), ужесточении требований к выбросам и шуму, создаваемому воздушными судами (ВС). С другой стороны, в условиях достаточно высокой экономической нестабильности, повышения конкуренции на рынке авиатransпортов, эксплуатирующие организации усиленно работают в направлении снижения затрат на осуществление авиационных пассажиро- и грузоперевозок, что, в свою очередь, предъявляет требования к характеристикам ВС, которые необходимо учитывать при его разработке. В связи с этим перед разработчиками ВС, их систем и оборудования ставится задача по повышению эксплуатационной эффективности, экономичности и экологичности.

В качестве решения поставленной задачи (части поставленной задачи) в 70-е годы прошлого века С. Хелсли в [1] была предложена концепция полностью электрического самолета, т. е. самолета, в котором в качестве вторичной энергии используется только электрическая. Предложенная концепция, как показали многие исследования [2–11], позволяет, с одной стороны, повысить надежность системы при одинаковой степени резервирования, с другой стороны, повысить эксплуатационную технологичность, с третьей – повысить энергоэффективность ВС.

В Европе и США запущено несколько программ по повышению электрификации ВС, результатами которой явились ВС Boeing 787, Airbus A380, а также F-35, разработанный по программе Joint Strike Fighter. В процессе выполнения данных программ проведено большое количество научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ [7, 10, 11]. В качестве основных результатов этих работ многими специалистами выделяются:

- исключение отбора воздуха от маршевого двигателя для нужд системы кондиционирования воздуха, вместо которого применяется непосредственный отбор воздуха из-за борта ВС и его сжатие до требуемого уровня электрическими приводами;

- исключение одной из гидросистем в контуре управления ВС и замена ее на электрическую сеть с электрическими (электрогидравлическими) исполнительными устройствами;

- переход на систему электроснабжения (СЭС) повышенного напряжения 270 В (± 270 В) или на СЭС нестабильной частоты от 380 до 800 Гц повышенного напряжения 230/380 В;

- исключение из системы электроснабжения привода постоянных оборотов (ППО).

Принятые меры, как показано в [2–13], позволили значительно повысить топливную эффективность ВС и, как следствие, повысить их экологичность. Однако решения, позволившие добиться приведенных в [2–13] результатов, привели к существенному усложнению структуры СЭС ВС. В то же время тенденция к еще большему усложнению структуры СЭС сохраняется. Так, в среднесрочных программах крупных авиастроительных компаний, например NASA, присутствуют цели по созданию ВС для малой авиации (ВС местных воздушных линий) на электрической тяге. Данные ВС обладают принципиально новой структурой системы генерирования электроэнергии (СГЭ). Наличие новых перспективных источников, таких как водородные топливные элементы, сверхпроводниковые генераторы, суперконденсаторы и аккумуляторные батареи новых электрохимических систем (ЭХС), приводит к необходимости разработки принципиально новых подходов к синтезу как СЭС в целом, так и ее составных частей: СГЭ и системы распределения электроэнергии.

МЕТОД И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Одним из наиболее перспективных методов синтеза как систем электроснабжения в целом, так и их составных частей является структурно-функциональный подход (СФП), предложенный С.П. Халютиным и Б.В. Жмуровым в [14–19]. Так, в [15] приведено решение задачи синтеза оптимальной с точки зрения критерия минимума массы проводникового материала, бортовой кабельной сети ВС на основе СФП.

Выбранный подход позволяет описать синтезируемую систему как совокупность элементов и связей между ними. В качестве исходных данных при синтезе выступают: требования технического задания, требования межгосударственных, государственных, отраслевых и иных стандартов. Указанные исходные данные формируют область допустимых параметров СЭС, которым должно удовлетворять решение. Указанные данные являются по своей сути неизменяемыми параметрами. Таким образом, приведенные исходные данные являются необходимым, но не достаточным условием для синтеза СЭС. Дополнительно в процессе синтеза необходимо использовать данные по составным частям СЭС, применение которых теоретически возможно в синтезируемой системе: массовых, габаритных, надежности, стоимостных и прочих, которые описывают тот или иной элемент схемы. Одной из наиболее сложных задач при проведении сравнительного анализа является их выбор, так как различные по принципу действия источники обладают различными показателями. Так, например, генератор характеризуется мощностными параметрами – частотой вращения (номинальная, максимальная, минимальная) и моментом нагрузки. При этом аккумуляторные батареи (АБ) принципиально не имеют параметров механической мощности, но обладают таким параметром, как емкость (номинальная), который характеризует возможный запас электрической энергии. Отсюда следует, что в целях выполнения анализа необходимо обобщить основные параметры различных источников электроэнергии (ЭЭ), по которым будет проводиться анализ.

Так как назначением любого источника является обеспечение энергией потребителей, то целесообразно выделить два ключевых параметра, которыми обладает любой источник энергии:

- запасенная энергия (E , Дж) – характеристика источника как накопителя энергии (параметр, определяющий возможность выполнения работы);

– мощность (P , Вт) – характеристика преобразования накопленной энергии в энергию требуемого вида.

При применении в транспорте, и особенно в авиации, для любого изделия критическим является такой параметр, как масса (m , кг), при этом данный параметр чаще применяется в неявном виде. Наиболее характерным способом учета массы в авиации является использование удельных характеристик. Так, для определенных ранее параметров (E и P) рассматривается удельная энергия ($E_{уд}$, Дж/кг) и удельная мощность ($P_{уд}$, Вт/кг):

$$E_{уд} = \frac{E}{m}; \quad (1)$$

$$P_{уд} = \frac{P}{m}. \quad (2)$$

Современные источники электрической энергии разрабатываются в виде типоряда с заданными в государственных/отраслевых стандартах значениями мощности и напряжения, что приводит к дискретности исходных данных, предназначенных для определения параметров, приведенных в (1) и (2). Для получения функциональных зависимостей необходима обработка (аппроксимация) полученных дискретных значений, при этом, как правило, при аппроксимации в качестве искомой функции применяются простые функции, наиболее распространенные из которых приведены в табл. 1.

В связи с ограниченным количеством данных (типоряд, как правило, имеет в своем составе не более 15 позиций) предлагается преобразование аппроксимирующей функции в некоторую другую функцию, связанную с первой. На практике это приводит к резкому увеличению анализируемых данных и, как следствие, повышению точности аппроксимации. Так, большинство нелинейных функций, приведенных в табл. 1, возможно линеаризовать и свести к виду

$$y'(x') = a'x' + b'. \quad (3)$$

При аппроксимации данных необходимо воспользоваться критерием оптимальности полученного решения, в качестве которого при решении инженерных задач, как правило, выступает минимум суммы квадратов невязок, определяемый методом наименьших квадратов (МНК). По определению, для аппроксимации по МНК справедливо следующее соотношение:

$$\Phi(x_i, a_j) = \sum_i [f_i - f(x_i, a_j)]^2 = \min, \quad (4)$$

где a_j – неизвестные коэффициенты, входящие в состав аппроксимирующей функции.

Таблица 1
Table 1

Типовые функции, применяемые при аппроксимации, и их линеаризация
Typical functions used in the approximation, and their linearization

№	Функция	x'	y'	a'	b'	Примечание
1	$y = ax^2 + bx + c$	x	$\frac{y - c}{x}$	a	b	Коэффициент c определяется из условия $y(0) = k$
2	$y = ax^2 + b$	x^2	y	a	b	
3	$y = ax^b$	$\ln(x)$	$\ln(y)$	b	$\ln(a)$	
4	$y = ae^{bx}$	x	$\ln(y)$	b	$\ln(a)$	

Продолжение таблицы 1

5	$y = \frac{1}{ax + b}$	x	$\frac{1}{y}$	a	b	
6	$y = a \cdot \ln(x) + b$	$\ln(x)$	y	a	b	
7	$y = \frac{a}{x} + b$	$\frac{1}{x}$	y	a	b	
8	$y = \frac{x}{x + b}$	$\frac{1}{x}$	$\frac{1}{y}$	b	1	
9	$y = a + be^{cx}$	Нелиinearизуемая				
10	$y = \sum_{i=1}^n a_i x^i$	Нелиinearизуемая				

Минимум функции $\Phi(x, a_j)$ определяется путем дифференцирования данной функции по определяемым неизвестным:

$$\frac{\partial \Phi(x_i, a_j)}{\partial a_j} = 0. \quad (5)$$

Таким образом, продифференцировав соотношение (4) по N-му количеству неизвестных констант, получаем систему, состоящую из N уравнений, решение которых позволит определить оптимальные коэффициенты, относительно выбранного критерия.

В целях ограничения области поиска предлагается анализ удельных показателей различных источников электрической энергии (в частности, для электромеханических преобразователей анализ проведен и изложен в [20–23]). Проведенный анализ показывает, что современным авиационным источникам электроэнергии и их вспомогательным устройствам присущи следующие свойства:

- непрерывность роста удельной энергии и удельной мощности при росте мощности устройства (на рассматриваемом интервале);
- наличие предельных (максимальных) теоретических и практически достижимых удельных показателей массы и энергии, определяемых природой процессов, лежащих в основе изделия, технологией его изготовления, определяющей степень его совершенства. Исходя из этого, аппроксимирующая функция должна обладать следующими свойствами:

- а) на заданном интервале функция неотрицательна;
- б) на заданном интервале функция непрерывна;
- в) на заданном интервале функция дифференцируема;
- г) на заданном интервале функция непрерывно неубывающая/невозрастающая;
- д) функция должна быть определена при $x \rightarrow 0$;
- е) функция должна иметь максимальное значение, т. е. при $x \rightarrow \infty$, $y \rightarrow \text{const}$.

В качестве дополнительного ограничения выступает ограничение, накладываемое на аргумент функции, который должен быть неотрицательным, т. е. функция в области отрицательных аргументов в рамках данной задачи не представляет интереса, в том числе может быть неопределенной.

Анализ соотношений, приведенных в табл. 1, показывает, что некоторые соотношения не удовлетворяют заданным требованиям. К данным функциям относятся: логарифмическая (№ 6 в таблице), обратная (№ 7 в таблице) и полиномиальная (№ 10 в таблице).

Для оставшихся функций необходимо провести анализ соотношений и их преобразование, с учетом наложенных ограничений. В качестве примера в рамках данной статьи приводится наложение ограничений на параболическую функцию (№ 1 в таблице).

Из условий наличия максимального значения удельных показателей

$$\lim_{x \rightarrow \infty} [f(x)] = \lim_{x \rightarrow \infty} (ax^2 + bx + c) = \lim_{x \rightarrow \infty} (ax^2) + \lim_{x \rightarrow \infty} (bx) + c = a\infty^2 + b\infty + c = \infty. \quad (6)$$

В общем случае соотношение не удовлетворяет требованиям по наличию предельного значения, как показано в (6).

Введем понятие «граничное значение аргумента» ($x_{гр}$) – это такое значение аргумента, при котором функция принимает значение от 0,95 до 1,05 максимального (функция находится в пятипроцентной трубке), что соответствует соотношению

$$f(x_{гр}) = f_{\max} \pm \Delta. \quad (7)$$

Соотношение (6) с учетом (7) примет вид

$$f(x) = \begin{cases} ax^2 + bx + c, & x \leq x_{гр}, \\ f_{\max} \pm \Delta, & x > x_{гр}. \end{cases} \quad (8)$$

Подставив (8) в (6), получим

$$\begin{aligned} \lim_{x \rightarrow \infty} [f(x)] &= \lim_{x \rightarrow \infty} \left[\begin{cases} ax^2 + bx + c, & x \leq x_{гр} \\ f_{\max} \pm \Delta, & x > x_{гр} \end{cases} \right] = \begin{cases} \lim_{x \rightarrow x_{гр}} [ax^2 + bx + c], & x \leq x_{гр} \\ \lim_{x \rightarrow \infty} [f_{\max} \pm \Delta], & x > x_{гр} \end{cases} = \\ &= \begin{cases} ax_{гр}^2 + bx_{гр} + c, & x \leq x_{гр} \\ f_{\max} \pm \Delta, & x > x_{гр} \end{cases} = \begin{cases} f_{\max} \pm \Delta, & x \leq x_{гр} \\ f_{\max} \pm \Delta, & x > x_{гр} \end{cases} = f_{\max} \pm \Delta. \end{aligned} \quad (9)$$

Полученная функция (9) удовлетворяет заданным ограничениям.

$$\Phi(x, a_j) = \sum_i \left[f_i - \begin{cases} a \cdot x + b, & x \leq x_{гр} \\ f_{\max} \pm \Delta, & x > x_{гр} \end{cases} \right]^2 = \begin{cases} \sum_i [f_i - (ax^2 + bx + c)]^2, & x \leq x_{гр}, \\ \sum_i [f_i - (f_{\max} \pm \Delta)]^2, & x > x_{гр}. \end{cases} \quad (10)$$

Соотношение (10) с учетом (5) примет вид

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial a} \sum_i [f_i - (ax_i^2 + bx_i + c)]^2 = 0, \\ \frac{\partial}{\partial b} \sum_i [f_i - (ax_i^2 + bx_i + c)]^2 = 0, & x \leq x_{гр}, \\ \frac{\partial}{\partial c} \sum_i [f_i - (ax_i^2 + bx_i + c)]^2 = 0. \end{cases} \quad (11)$$

Решив уравнения (11), получим следующую систему уравнений для нахождения коэффициентов:

$$\begin{cases} a \sum_i x_i^4 + b \sum_i x_i^3 + c \sum_i x_i^2 = \sum_i f_i x_i^2, \\ a \sum_i x_i^3 + b \sum_i x_i^2 + c \sum_i x_i = \sum_i f_i x_i, x \leq x_{\text{гр}}, \\ \sum_i x_i^2 + b \sum_i x_i + cn = \sum_i f_i. \end{cases} \quad (11)$$

Аналогичным образом производятся преобразования и для остальных типов функций.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

В результате исследования получены зависимости для различных применяемых и перспективных бортовых источников ЭЭ. В качестве примера в статье приводятся графические зависимости для никель-кадмиевых аккумуляторных батарей компании VARTA и SAFT, представленные на рис. 1–4.

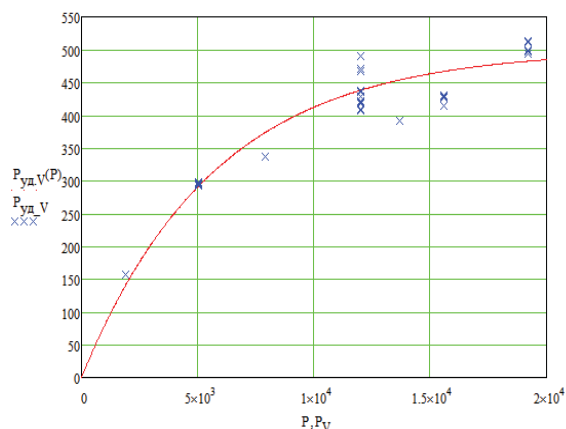


Рис. 1. Характеристика удельной мощности аккумуляторных батарей VARTA
Fig. 1. Characteristic of the specific power of VARTA batteries

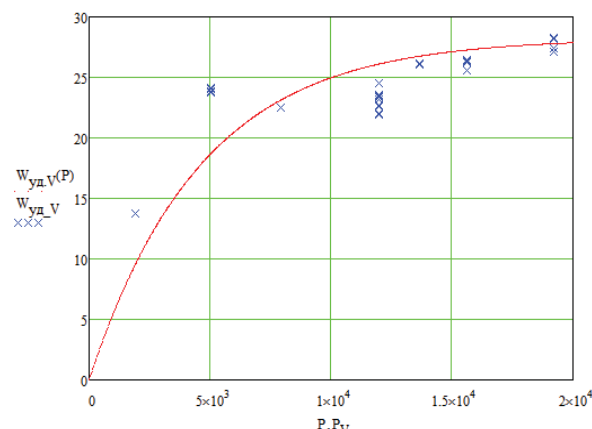


Рис. 2. Характеристика удельной энергии аккумуляторных батарей VARTA (в Втч/кг)
Fig. 2. Characteristic of the specific energy of VARTA batteries

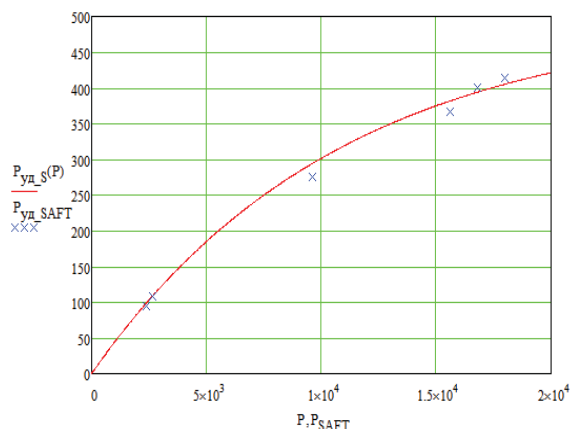


Рис. 3. Характеристика удельной мощности аккумуляторных батарей SAFT
Fig. 3. Characteristic of the specific power of SAFT batteries

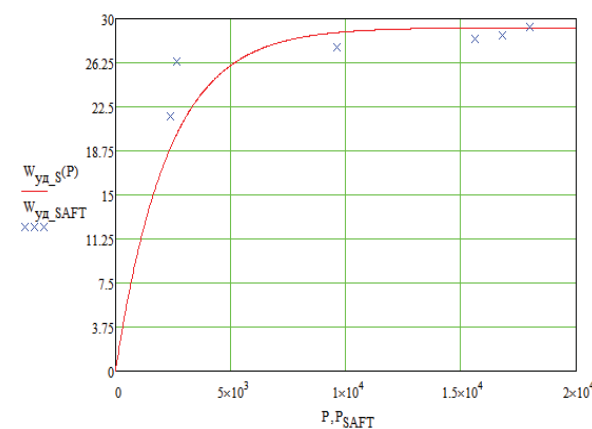


Рис. 4. Характеристика удельной энергии аккумуляторных батарей SAFT (в Втч/кг)
Fig. 4. Characteristic of the specific energy of SAFT batteries

Анализ абсолютной ошибки математической модели зависимости удельной мощности аккумуляторных батарей VARTA показал, что она не превышает величины 12 % в задан-

ной области. Абсолютная ошибка математической модели зависимости удельной мощности аккумуляторных батарей SAFT показал, что она не превышает величины 9 % в заданной области.

ВЫВОДЫ

Выбранная методика позволяет описать систему как совокупность элементов и связей между ними, которым задаются свойства: качественные и количественные. После наложения ограничений: требований ТЗ, ГОСТ, ОСТ – формируется область допустимых решений, удовлетворяющих заданным требованиям. Из области допустимых решений на основе инженерного анализа выбирается оптимальное с точки зрения требуемого критерия (например, стоимость жизненного цикла, цена, ресурс и т. д.).

Достоверность зависимостей достаточна для проведения инженерных расчетов на этапе синтеза СЭС и не превышает 12 % для заданной области.

Полученные соотношения применимы в качестве исходных данных при синтезе СЭС на основе СФП. При этом сложность системы (уровень декомпозиции) не является принципиальной преградой для применения метода, однако усложнение синтезируемой структуры неизбежно приведет к усложнению математической модели синтезируемой системы и, как следствие, повышению сложности расчета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Helsley C.W.** Power by Wire for Aircraft – The All-Electric Airplane. SAE PREPRINT №7771006, 1977, pp. 3464–3468.
2. Электрический самолет: концепция и технологии / А.В. Левин, С.М. Мусин, С.А. Харитонов, К.Л. Ковалев, А.А. Герасин, С.П. Халютин. УФА: УГАТУ, 2014. 388 с.
3. Технический отчет отделения «Эрисерч» фирмы «Гаррет» по разработке генератора постоянного тока 270 В и блока управления генератора для самолетной СЭС: пер. с англ. Жуковский: НИИАО, 1983.
4. **Волокитина Е.В.** Исследования по созданию системы генерирования и запуска маршевого двигателя в концепции полностью электрифицированного самолета. Часть 1 // Электро-снабжение и электрооборудование. 2011. № 4.
5. **Мехди И.С.** Исследование эффективности концепции ПЭС для перспективных истребителей // Труды IEEE, NAECON, 1983. Пер. с англ., АКБ «Якорь», 1984.
6. **Cronin M.J.** The All-Electric Airplane as Energy Efficient Transport. SAE Paper № 801.
7. Отчет НИИАО № 116-85-VII о НИР «Разработка альтернативных вариантов облика СЭС тяжелого и легкого полностью электрифицированных самолетов», 1985.
8. **Dornehem M.A.** Electric Cabin. Aviation Week and Space Technology, March 2005.
9. **Warwick G.** Hamilton Sundstrand ground-test 787 electrical system. Aviation Week and Space Technology, July 2008.
10. Отчет о составной части научно-исследовательской работы «Исследования по перспективному электроэнергетическому комплексу в концепции более электрического самолета». Часть 1. М.: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», 2016.
11. Отчет о составной части научно-исследовательской работы «Исследования по перспективному электроэнергетическому комплексу в концепции более электрического самолета». Часть 2. М.: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», 2016.
12. **Кечин А.В., Жмуров Б.В.** Организация системы управления электропитанием. М.: Издательский дом ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2015. С. 282–286.
13. **Кечин А.В., Жмуров Б.В.** Локальный центр управления нагрузками как основной элемент перспективных систем распределения электроэнергии. М.: Издательский дом ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2015. С. 287–292.

14. Халютин С.П., Жмуров Б.В. Формализация процесса проектирования систем электроснабжения воздушных судов на основе структурно-функционального подхода. М.: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», 2008.

15. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Корнилов С.В. Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем // Проблемы безопасности полетов. 2009. № 8. С. 53–62.

16. Кечин А.В., Жмуров Б.В. Методика расчета бортовых электрических сетей на основе структурно-функционального подхода // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». 2015. Т. 1. С. 203–205.

17. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Патрикеев А.П. Структурно-функциональный подход при проектировании систем электроснабжения воздушных судов // Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий. 2012. № 1. С. 375–377.

18. Матюшина А.В., Халютин С.П. Методика синтеза системы генерирования электрической энергии перспективных воздушных судов на основе структурно-функционального подхода. М.: Издательский дом ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2015. С. 257–260.

19. Халютин С.П., Жмуров Б.В. Повышение качества проектного решения для системы электроснабжения на основе структурно-функционального подхода. М.: Издательский дом ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2014. С. 235–239.

20. Власов А.И., Волокитина Е.В., Опалев Ю.Г. Предварительная оценка главных размеров электрических машин по постоянной Арнольда // Электроника и электрооборудование транспорта. 2007. № 3. С. 28–30.

21. Волокитина Е.В., Власов А.И., Опалев Ю.Г. Исследование и оптимизация динамических и массогабаритных показателей вентильных электродвигателей методами численного моделирования магнитного поля // Электроника и электрооборудование транспорта. 2007. № 3. С. 22–25.

22. Власов А.И., Волокитина Е.В. Выбор типа стартер-генератора для автономных подвижных объектов // Электроника и электрооборудование транспорта. 2008. № 5. С. 2–6.

23. Власов А.И. Магнитоэлектрический стартер-генератор в системе электроснабжения самолетов нового поколения: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: 05.09.03, ФГБУ ВО «Чувашский государственный университет имени И.Н. Ульянова». Чебоксары, 2011.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Кечин Александр Викторович, аспирант кафедры «электротехнические комплексы автономных объектов и электрического транспорта», Национального исследовательского университета «Московский энергетический институт», инженер-конструктор ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», akechin@xlab-ns.ru.

ON THE QUESTION OF MASS-ENERGY CHARACTERISTICS OF VARIOUS AVIATION SOURCES OF ELECTRICITY

Alexander V. Kechin^{1,2}

¹Moscow Power Engineering Institute, Moscow, Russia

²LLC «Experimental laboratory NaukaSoft», Moscow, Russia

ABSTRACT

The article raises the issue of the synthesis of power supply systems for new generation aircraft, which is understood as: the power supply system (complex) of the aircraft, which includes the power and information structures closely integrated. Using this method, the power generation, transformation and distribution functions are assigned to the power

structure, and the information structure provides work algorithms. The problematic of the synthesis of the described systems is formed and its relevance is justified. The main work done abroad and on the territory of the Russian Federation aimed at solving this problem are analyzed. As a solution to the problem, it is proposed to use the actual, from the point of view of the authors, method – the structural-functional method. It is shown that the structural-functional method is applicable to solving complex engineering problems, as shown in the examples [16, 18]. The chosen method of solving this problem, like any other one, requires a sufficient number of bench-mark data. When applying the structural-functional method, which is data of the "constraint" type, i.e. GOST (All-Union State Standard) and OST (All-Union Standard) requirements, technical specifications, supplemented by data on possible elements of the synthesized scheme. This article is mainly devoted to the choice of parameters of possible elements of the synthesized circuit, namely primary electric power sources. The article defines a technique for converting discrete values of primary energy sources into functional dependencies, as well as restrictions imposed on their approximating functions. The example shows the obtaining of functional dependencies for mass-energy indicators of nickel-cadmium storage batteries produced by VARTA and SAFT. The analysis of the obtained results is shown, which showed their sufficient reliability and, as follows, their applicability in the development of aircraft power supply systems.

Key words: aircraft power supply system, structural-functional method.

REFERENCES

1. **Helsley C.W.** Power by Wire for Aircraft – The All-Electric Airplane. SAE PREPRINT № 7771006, 1977, pp. 3464–3468.
2. **Levin A.V., Musin S.M., Kharitonov S.A., Kovalev K.L., Gerasin A.A., Khalyutin S.P.** *Elektricheskiy samolot: kontseptsiya i tekhnologii* [Electric plane: concept and technology]. Ufa, Ufa State Aviation Technical University, 2014, 388 p. (in Russian)
3. *Tekhnicheskiy otchet otdeleniya "Erisherch" firmy «Garret» po razrabotke generatora postoyannogo toka 270 V i bloka upravleniya generatora dlya samoletnoy SES* [Technical report of "Air-research" branch, "Garrett" on the development of 270 V DC generator and a generator control unit for an aircraft power supply system]. Transl. from English, Research Institute of Aviation Equipment, 1983. (in Russian)
4. **Volokitina E.V.** *Issledovaniya po sozdaniyu sistemy generirovaniya i zapuska marshevoogo dvigatelya v kontseptsii polnost'yu elektrifitsirovannogo samoleta. Chast' 1* [Research to create a system for generating and starting a propulsion engine in the concept of all-electric aircraft. Part 1]. Electrical supply, electrical equipment, 2011, № 4. (in Russian)
5. **Mehdi I.S.** *Issledovaniye effektivnosti kontseptsii PES dlya perspektivnykh istrebiteley* [Research of the effectiveness of the all-electric aircraft concept for perspective fighters]. Proceedings of IEEE, NAECON 1983, Transl. from English, Aviation Design Office "Yakor", 1984. (in Russian)
6. **Cronin M.J.** The All-Electric Airplane as Energy Efficient Transport. SAE Paper № 801.
7. *Otchet NIIAO № 116-85-VII o NIR "Razrabotka al'ternativnykh variantov oblika SES tyazhelogo i legkogo polnost'yu elektrifitsirovannykh samoletov"* [Research institute of aviation equipment report No116-85-VII on research. "Development of alternative versions of the concept of heavy and light fully electrified aircraft power supply system"]. 1985. (in Russian)
8. **Dornehem M.A.** Electric Cabin. Aviation Week and Space Technology, March 2005.
9. **Warwick G.** Hamilton Sundstrand ground-test 787 electrical system. Aviation Week and Space Technology, July 2008.
10. *Otchet o sostavnoy chasti nauchno-issledovatel'skoy raboty «Issledovaniya po perspektivnomu elektroenergeticheskomu kompleksu v kontseptsii boleye elektricheskogo samoleta». Chast' 1* [Report on the integral part of the research work "Research on the prospective electric power complex in the concept of a more electric aircraft". Part 1]. Moscow, LLC Experimental laboratory NaukaSoft, 2016. (in Russian)
11. *Otchet o sostavnoy chasti nauchno-issledovatel'skoy raboty «Issledovaniya po perspektivnomu elektroenergeticheskomu kompleksu v kontseptsii boleye elektricheskogo samoleta». Chast' 2*

[Report on the integral part of the research work "Research on the prospective electric power complex in the concept of a more electric aircraft". Part 2]. Moscow, LLC Experimental laboratory NaukaSoft, 2016. (in Russian)

12. Kechin A.V., Zhmurov B.V. *Organizatsiya sistemy upravleniya elektropitaniyem* [Organization of electric power control system]. Moscow, The publishing house of the Military Air Engineering Academy named after professor N.E. Zhukovsky, 2015, pp. 282–286. (in Russian)

13. Kechin A.V., Zhmurov B.V. *Lokal'nyy tsentr upravleniya nagruzkami kak osnovnoy element perspektivnykh sistem raspredeleniya elektroenergii* [Local load management center as the main element of perspective electric power distribution systems]. Moscow, The publishing house of the Military Air Engineering Academy named after professor N.E. Zhukovsky, 2015, pp. 287–292.

14. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V. *Formalizatsiya protsessa proyektirovaniya sistem elektrosnabzheniya vozdukhnykh sudov na osnove strukturno-funktsional'nogo podkhoda* [Formalization of the process of designing aircraft power supply systems based on the structural and functional method]. Moscow, LLC Experimental laboratory NaukaSoft, 2008. (in Russian)

15. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Kornilov S.V. *Razvitiye strukturno-funktsional'nogo modelirovaniya elektroenergeticheskikh sistem* [Development of structural and functional modeling of electric power systems]. Problems of flight safety, 2009, № 8, pp. 53–62. (in Russian)

16. Kechin A.V., Zhmurov B.V. *Metodika rascheta bortovykh elektricheskikh setey na osnove strukturno-funktsional'nogo podkhoda* [Method of calculation of on-board electrical networks on the basis of the structural-functional method]. Proceedings of the International Symposium "Reliability and Quality", 2015, Vol. 1, pp. 203–205. (in Russian)

17. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Patrikeev A.P. *Strukturno-funktsional'nyy podkhod pri proyektirovanii sistem elektrosnabzheniya vozdukhnykh sudov* [Structural and functional method in the design of aircraft power supply systems]. Innovations based on information and communication technologies, 2012, № 1, pp. 375–377. (in Russian)

18. Matyushina A.V., Khalyutin S.P. *Metodika sinteza sistemy generirovaniya elektricheskoy energii perspektivnykh vozdukhnykh sudov na osnove strukturno-funktsional'nogo podkhoda* [Method for synthesizing the system for generating electric energy of prospective aircraft on the basis of the structural-functional approach]. Moscow, The publishing house of the Military Air Engineering Academy named after professor N.E. Zhukovsky, 2015, pp. 257–260. (in Russian)

19. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V. *Povysheniye kachestva proyektного resheniya dlya sistemy elektrosnabzheniya na osnove strukturno-funktsional'nogo podkhoda* [Improving the quality of the design solution for the power supply system based on the structural and functional approach]. Moscow, The publishing house of the Military Air Engineering Academy named after professor N.E. Zhukovsky, 2014, pp. 235–239. (in Russian)

20. Vlasov A.I., Volokitina E.V., Opalev Yu.G. *Predvaritel'naya otsenka glavnykh razmerov elektricheskikh mashin po postoyannoy Arnol'da* [Preliminary estimation of the main dimensions of electric machines according to Arnold's constant]. Electronics and electrical equipment of transport, 2007, № 3, pp. 28–30. (in Russian)

21. Vlasov A.I., Volokitina E.V., Opalev Yu.G. *Issledovaniye i optimizatsiya dinamicheskikh i massogabaritnykh pokazateley ventil'nykh elektrodvigateley metodami chislennogo modelirovaniya magnitnogo polya* [Research and optimization of dynamic and mass-dimensional parameters of the ac converter-fed motors by numerical simulation of the magnetic field]. Electronics and electrical equipment of transport, 2007, № 3, pp. 22–25. (in Russian)

22. Vlasov A.I., Volokitina E.V. *Issledovaniye Vybora tipa starter-generatora dlya avtonomnykh podvizhnykh ob'yektov* [Selecting the type of a starter generator for independent mobile objects]. Electronics and electrical equipment of transport, 2008, № 5, pp. 2–6. (in Russian)

23. Vlasov A.I. *Magnitoelektricheskiy starter generator v sisteme elektrosnabzheniya samoletov novogo pokoleniya* [Magnetolectric Starter Generator in the System of Electric Supply of New

Generation Aircraft]. Candidate's thesis: 05.09.2003 Chuvash State University named after I.N. Ulyanov, Cheboksary, 2011. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Alexander V. Kechin, Post-Graduate Student of the Electrotechnical Complexes of Autonomous Objects and Electric Transport Chair, Research Institute "Moscow Power Engineering Institute", Design Engineer LLC «Experimental laboratory NaukaSoft», akechin@xlab-ns.ru.

Поступила в редакцию 08.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 08.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017

РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

УДК 621.396.96

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-141-151

**МОДЕЛЬ И АЛГОРИТМ
ДЛЯ РАСЧЕТА ЭФФЕКТИВНОЙ ПЛОЩАДИ
РАССЕЯНИЯ ИМИТАТОРА РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОБЪЕКТА**

**Р.Н. АКИНШИН¹, А.А. БОРТНИКОВ²,
С.М. ЦЫБИН², Ю.И. МАМОН², Е.И. МИНАКОВ³**

¹Секция прикладных проблем РАН, г. Москва, Россия,

²Центральное конструкторское бюро аппаратостроения, г. Тула, Россия

³Тульский государственный университет, г. Тула, Россия

Для сокращения затрат на натурные испытания отражающих свойств имитаторов баллистических объектов (БО) целесообразно разработать модель и алгоритм для расчета эффективной поверхности рассеяния таких радиолокационных объектов. В качестве имитатора баллистических объектов выбирается сложный радиолокационный отражатель, изготовленный из диэлектрика без потерь в виде сферической линзы Люнеберга с покрытием из высокоэлектропроводного сплава, а также усеченного конуса, диска и цилиндрических элементов. Предложены этапы апертурного варианта отражения от внутренней поверхности линзы Люнеберга. Разработана физическая модель отражения на элементах конструкции и методика моделирования с алгоритмом расчета эффективной поверхности рассеяния. Разработан алгоритм расчета резонансной эффективной поверхности рассеяния баллистических объектов. Этот алгоритм представлен в графическом виде. Представлен интерфейс вычислительного комплекса. В качестве имитатора баллистического объекта выбран сложный радиолокационный отражатель, изготовленный из диэлектрика без потерь в виде сферы с покрытием из высокоэлектропроводного сплава, а также усеченного конуса, диска и цилиндрических элементов. Графически представлены сравнительные индикатрисы имитатора баллистических объектов. Сделан вывод по сравнительному анализу результатов измерения в натурных условиях и результатов моделирования. Приведены примеры численных расчетов ЭПР головной части имитатора БО с увеличенной ЭПР и увеличенной всеракурсностью обзора. Исследованы варианты головных частей имитатора БО с увеличенной ЭПР и увеличенной всеракурсностью обзора с оптимальным размещением радиолокационного диэлектрического отражателя и уголкового блока с секционным размещением диэлектрических отражателей.

Ключевые слова: эффективная поверхность рассеяния, баллистический объект, радиолокационный отражатель.

ВВЕДЕНИЕ

Для сокращения затрат на натурные испытания отражающих свойств имитаторов баллистических объектов (БО) целесообразно разработать модель и алгоритм для расчета эффективной поверхности рассеяния (ЭПР) таких радиолокационных объектов. В качестве имитатора БО был выбран сложный радиолокационный отражатель, изготовленный из диэлектрика без потерь в виде сферической линзы Люнеберга с покрытием из высокоэлектропроводного сплава, а также усеченного конуса, диска и цилиндрических элементов.

Апертурный вариант отражения от внутренней поверхности линзы Люнеберга в ограниченном объеме модели баллистического объекта, с учетом поляризации набегающей волны и коэффициента прохождения без потерь через диэлектрик, включает несколько этапов.

**ЭТАПЫ АПЕРТУРНОГО ВАРИАНТА ОТРАЖЕНИЯ
ОТ ВНУТРЕННЕЙ ПОВЕРХНОСТИ**

На первом этапе волна набегающая на поверхность диэлектрической сферы R с плотностью потока S , длиной волны λ от радиолокационной станции (РЛС), вследствие этого волна поляризуется и отклоняется от нормали к поверхности на угол ψ_1 .

Максимальная напряженность E_m в линзе развивается у границы перехода от воздушной среды в диэлектрик, что объясняется уменьшением волнового сопротивления среды диэлектрика [1, 2].

Второй этап начинается с момента прохождения через зону диэлектрика $2R = d$, $\varepsilon = 3$, $\text{tg } \delta = 0,001$ и связан с уменьшением когерентной составляющей напряженности.

Третий этап начинается с момента падения на внутреннюю поверхность сферы с центральным углом $\varphi_0 = 180^\circ$, $R = 50$ мм, толщиной покрытия $\delta = 6$ мкм, где граница раздела диэлектрик-металл становится вторичным источником излучения (рис. 1).

Рассеяние от БО описывается системой рекуррентных дифференциальных уравнений для некогерентного радиолокационного поля [2].

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{\partial^2 \sigma_1(\phi)}{\partial \phi^2} + \frac{1}{4k_{\text{omp}}} \left(\frac{r}{\lambda} \right)^2 \sigma_0(\phi) = \bar{k} \varepsilon_0 \Phi_1 \left| \frac{\partial (E_1^2 + E_0^2 / E_m^2)}{\partial r} \right|, \\ \frac{\partial^2 \sigma_0(\phi)}{\partial \phi^2} + \frac{1}{4k_{\text{omp}}} \left(\frac{r}{\lambda} \right)^2 \sigma_0(\phi) = 0, \\ \frac{\partial^2 E_1(r)}{\partial r^2} + \left(\frac{\omega}{c} \right)^2 \frac{\sqrt{\varepsilon_\perp^3}}{\chi} \frac{N_0 E_0(r)}{\text{tg } \delta_{\text{изл}}} = \kappa_1 \varepsilon_0 k \Phi_1 \Phi_2 \gamma_0 \frac{\partial (\rho_m \ln \varepsilon)}{\partial \rho_m} \left| \frac{\partial E(f, r_1)}{\partial r_1} \right|, \\ \frac{\partial^2 E_0(r)}{\partial r^2} + \left(\frac{\omega}{c} \right)^2 \frac{\sqrt{\varepsilon_\perp^3}}{\chi} \frac{N_0 E_0(r)}{\text{tg } \delta_{\text{изл}}} = 0, \end{array} \right. \quad (1)$$

где

$$\Phi_1 = \begin{cases} 0 & \text{— внутри полости,} \\ 1 & \text{— снаружи;} \end{cases} \quad \Phi_2 = \sum_{i=1}^n \Phi_1 / n, \quad (2)$$

где n — количество элементов.

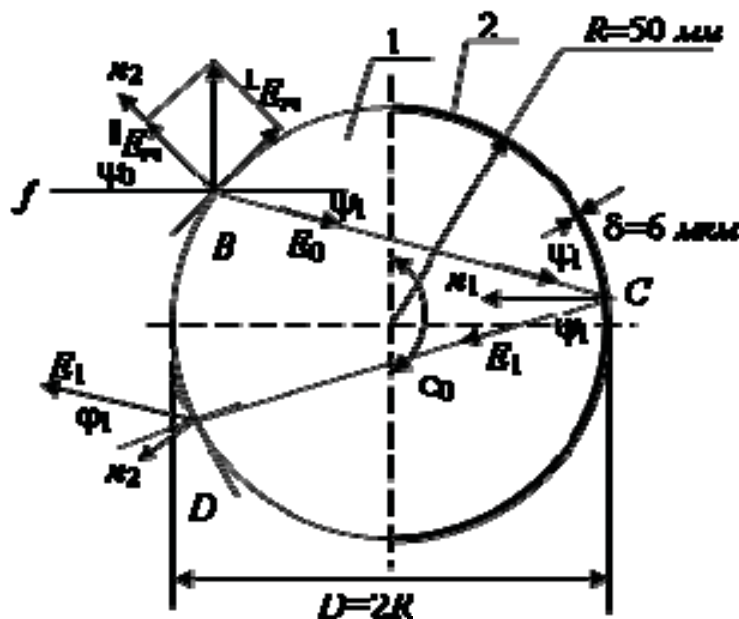


Рис. 1. Прохождение луча в сферической линзе Люнеберга
Fig. 1. Passing of a beam in a spherical lens of Lyubneberg

Граничные условия на поверхности S_c с воздушной средой

$$\sigma(E_s - E_\infty) = -\frac{x}{4\pi} \frac{\partial E}{\partial n}, \quad (3)$$

где σ – проводимость окружающей среды; E_∞ – напряженность на ∞ ; E_s – напряженность на поверхности S ; x – удельный коэффициент электропроводности.

Граничные условия на поверхности S_c контакта радиолокационного поля со слоями конструкции

$$\frac{1}{\delta}(E_0 - E_1) = -x \frac{\partial E}{\partial n}, \quad (4)$$

где δ – глубина проникновения волны в металл; E_0 – когерентная составляющая напряженности; E_1 – некогерентная составляющая напряженности; x – удельный коэффициент электропроводности в слое; E – суммарная когерентная и некогерентная составляющая напряженности поля [4–7].

Граничные условия для линзы ЭПР при 0°

$$\sigma_1(0) = \pi(R_1 + R_2)^2 k_{omp}, \quad (5)$$

где R_1 – радиус передней полусферы линзы; R_2 – радиус задней полусферы линзы; k_{omp} – коэффициент отражения от поверхности линзы.

Граничные условия для диска при 360°

$$\sigma_1(360^\circ) = \pi(R_{\text{дн.}})^2 k_{omp}, \quad (6)$$

где $R_{\text{дн.}}$ – радиус дна; k_{omp} – коэффициент отражения от дна.

Условия излучения для правой части системы (1), (2)

$$\int_z \frac{\partial E}{\partial r} \Big|_{r=r_1} \Phi_1 dS. \quad (7)$$

Представим радиолокационное поле в виде

$$E = [N]\{E\} = [N_i, N_j, N_k] = \begin{Bmatrix} E_0 + E_1 \\ E_0 + E_1 \\ E_0 + E_1 \end{Bmatrix}, \quad (8)$$

где N_i, N_j, N_k – функция формы в узлах конечных элементов (КЭ).

Математическое описание рассматриваемых процессов представлено с помощью системы двух взаимосвязанных функционалов [8–12]:

- функционала потерь $\Phi^n(E(r))$;
- функционала рассеяния $\Phi^p(\sigma(r))$.

Запишем для задачи функционал потерь в виде

$$\Phi^n = \int_V \left\{ \frac{1}{2} \sum_i \left[\chi \left(\frac{\partial E_i}{\partial r} \right)^2 \right] + \left[\left(\frac{\omega}{c} \right)^2 \frac{\varepsilon N_0}{L_n} E_0 \right] \right\} dV - 4\pi \int_{Z_1} \sigma (E_z - E_x) dS - \int_{Z_1} \frac{1}{\delta} (E_0 - E_x) dS + \int_{Z_1} k (1 - q_{01}) \frac{Q}{\eta} dV, \quad (9)$$

где E_1 – напряженность некогерентного поля; E_0 – напряженность когерентного поля; r – радиальная координата; χ – коэффициент удельной проводимости; $\varepsilon_{\perp}$ – диэлектрическая проницаемость; q_{01} – интенсивность поля; k – коэффициент масштабирования; γ_0 – коэффициент прохождения через диэлектрик; N_0 – коэффициент преломления; L_n – коэффициент потерь.

Запишем функционал рассеяния в виде

$$\Phi^p = \int_V \left\{ \sum_i \left[\left(\frac{\partial \sigma_i}{\partial \phi} \right)^2 \right] + \frac{1}{4k_{omp}} \left[\sigma_0 \left(\frac{r}{\lambda} \right)^2 \sigma_0 \right] \right\} dV - 4\pi k_0 \gamma_0 \int_Z \Phi_1 \left| \frac{\partial (E_1^2 + E_0^2 / E_m^2) (\cos \phi_1^1 z + \sin \phi_1^1)}{\partial r} \right| dS, \quad (10)$$

где σ_1 – ЭПР некогерентного поля; σ_0 – ЭПР когерентного поля; ϕ_i – угловая координата; k_0 – коэффициент интерференции; Φ_1 – единичная поверхностная функция; κ_{omp} – коэффициент отражения; $E_{\max}$ – максимальная напряженность поля; ϕ_1^1 – угол поляризации для волны.

При использовании известных соотношений метода конечных элементов для (9) и (10), матричные уравнения могут быть определены.

Матрица проводимости имеет вид [12–14]

$$[k^1] = \int_{S_1} \chi [B]^T [B] dS_1, \quad (11)$$

где χ – коэффициент удельной проводимости;
 $[B]^T$ – транспонированная матрица градиентов функции формы;
 S_1 – поверхностная площадь КЭ с покрытием.
 Матрица отражения имеет вид

$$K^2 = \int_{S_2} \kappa_{omp} N^T N dS_2, \quad (12)$$

где κ_{omp} – коэффициент отражения; N^T – транспонированная матрица функции формы; S_2 – поверхностная площадь КЭ.

Матрица прохождения имеет вид

$$K^3 = q_{01} \int_{S_3} \gamma_0 k N^T N dS_3, \quad (13)$$

где γ_0 – коэффициент прохождения через диэлектрик; k – коэффициент масштабирования; q_{01} – интенсивность излучаемого поля от первичного источника; S_3 – поверхностная площадь КЭ для диэлектрика.

Матрица преломления имеет вид

$$\mathbf{K}^0 = \left(\frac{\omega}{c} \right)^2 \int_{S_0} N_0 \boldsymbol{\varepsilon}^T dS_0, \quad (14)$$

где ω – частота вторичного излучения; c – скорость света; S_0 – поверхностная площадь КЭ вторичного источника.

Окончательно запишем матрицу рассеяния в виде

$$\mathbf{K}^p = \sigma_m U(kr) V_0^2 \{ \mathbf{K}^1 + \mathbf{K}^0 - \mathbf{K}^2 + \mathbf{K}^3 \}, \quad (15)$$

где σ_m – асимптота ЭПР; $U(kr)$ – энергетическая функция рассеяния; V_0 – функция ослабления на элементах рассеяния.

Рекуррентные матричные системы для радиолокационного поля с граничными условиями можно записать в виде

$$\begin{aligned} \mathbf{K}^p \{ \sigma_i \} &= \mathbf{f}_p^e, & \mathbf{K}^1 \{ E_i \} + \mathbf{K}^0 \{ E_0 \} &= \mathbf{f}_n^e, \\ \mathbf{K}^p \{ \sigma_i \} &= 0, & \mathbf{K}^1 \{ E_0 \} + \mathbf{K}^0 \{ E_0 \} &= 0, \end{aligned} \quad (16)$$

где

$$\mathbf{f}_n^e = \int_V \mathbf{N}^T (1 - q_{01}) \frac{kQ}{\eta_0} dV, \quad (17)$$

$$Q = \langle S_1 \rangle, \quad \langle S_1 \rangle = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\varepsilon_0}{\mu_0}} \left(\frac{r_1}{r_1^1} \right)^2 E_m^2 \sin \varphi. \quad (18)$$

Здесь η_0 – волновое сопротивление воздуха; k – коэффициент интерференции; S_1 – поток мощности от вторичного источника (линза); q_{01} – интенсивность излучаемого поля от первичного источника (РЛС); r_1 – граничное расстояние до линзы; r_1^1 – расстояние по апертуре БО с линзой; φ – угол облучения БО; E_m – максимальная напряженность поля от РЛС; ε_0 – диэлектрическая проницаемость воздуха; μ_0 – магнитная проницаемость воздуха.

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА РЕЗОНАНСНОЙ ЭФФЕКТИВНОЙ ПЛОЩАДИ РАССЕЯНИЯ

Алгоритм расчета резонансной ЭПР БО представлен на рис. 2.

Для расчета резонансной ЭПР неоднородных конструкций БО реализован интерфейс, состоящий из трех панелей, в первой визуализирована БО, а во второй реализован набор геометрических и радиолокационных параметров, в третьей таблицы табулированных значений результатов экспериментальных замеров и текущие значения результатов вычислений и графики зависимостей (рис. 3).

Сравнительные индикатрисы БО, по которым оценивается вероятность обнаружения, количество имитаторов БО при проведении испытаний, представлены на рис. 4 [3]. Номера индикатрис соответствуют: 1 – со сферическим отражателем (в безэховых условиях); 2 – с отражателем 1 и блоком уголкового отражателей (в безэховых условиях); 3 – с отражателем 1 и блоком уголкового отражателей (в натурных условиях).

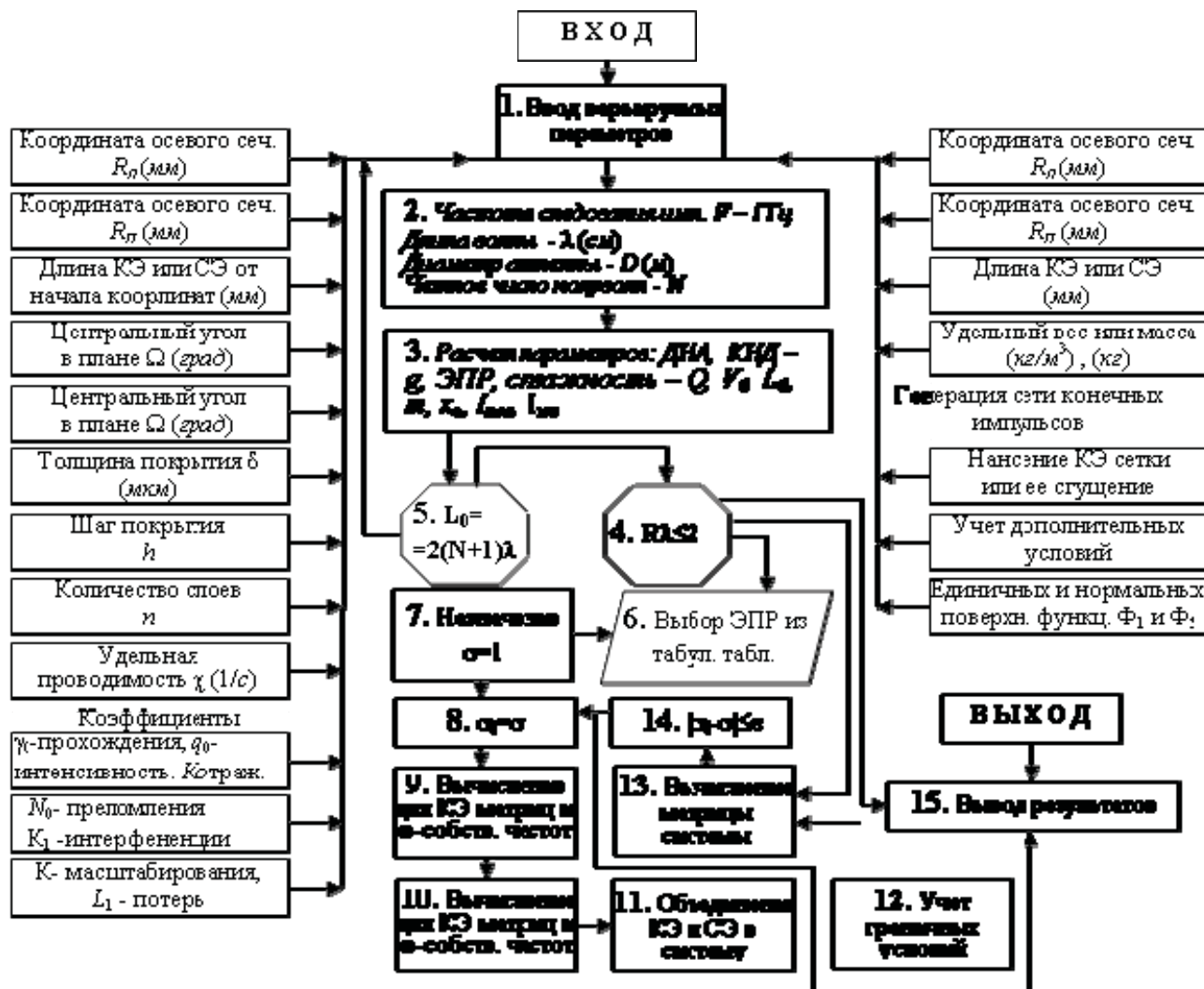


Рис. 2. Алгоритм расчета резонансной ЭПР БО
Fig. 2. Algorithm of calculation of resonant EPR BO

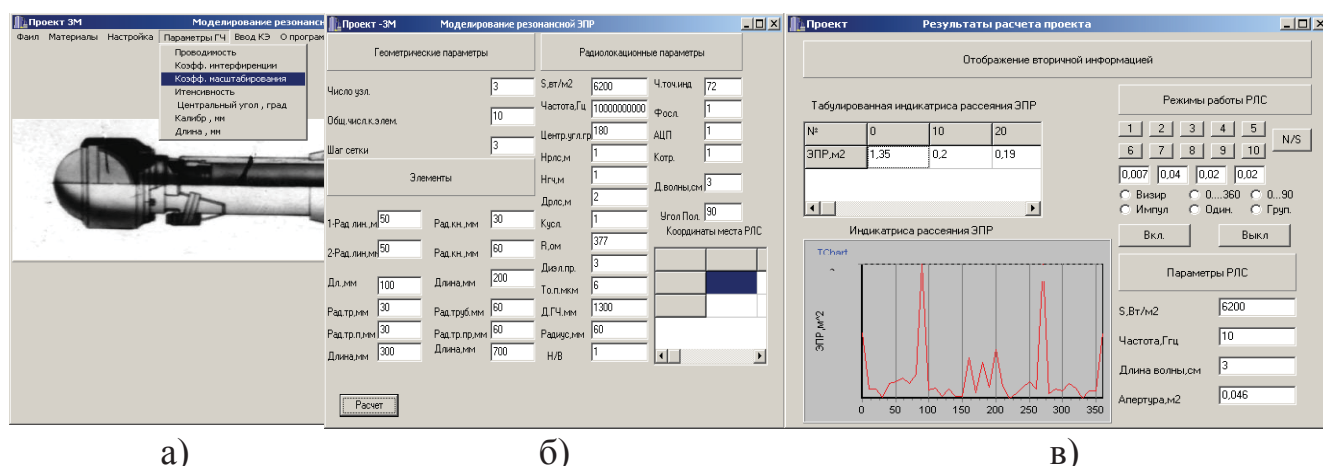


Рис. 3. Интерфейс вычислительного комплекса:

а – визуализация БО; б – геометрические и радиолокационные параметры;
в – таблицы табулированных значений результатов экспериментальных замеров
и текущие значения результатов вычислений

Fig. 3. Interface of the computer system:

a) visualization of BO; b) geometrical and radar parameters;

c) tables of the tabulated values of results of the experimental samplings and the current values of results of computation

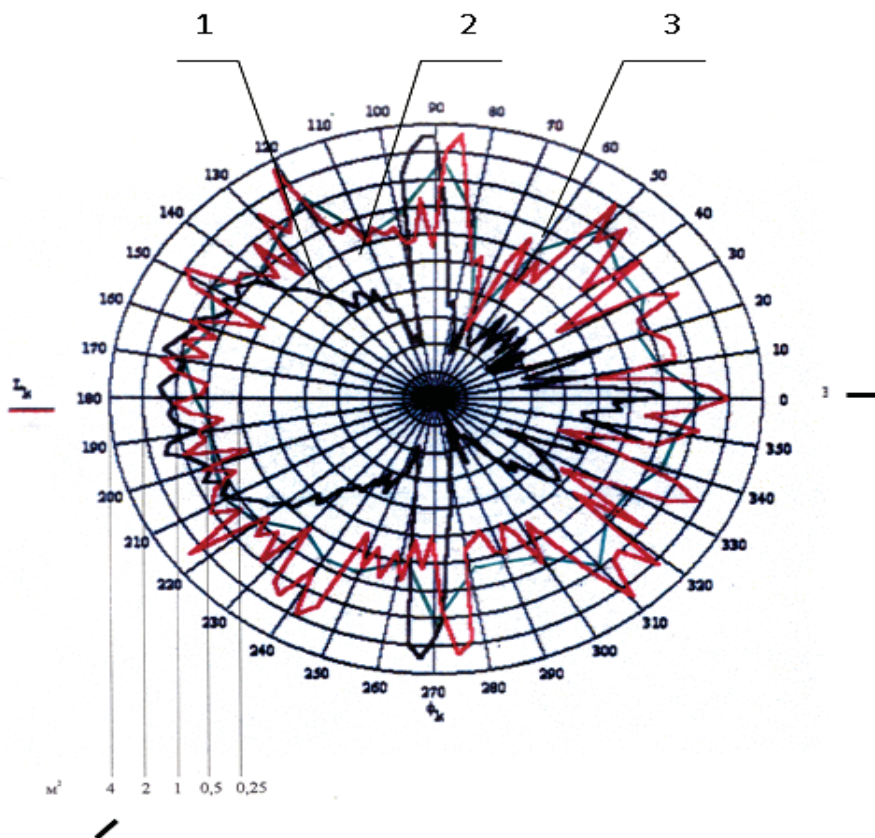


Рис. 4. Сравнительные индикатрисы имитатора БО
Fig. 4. Comparative indikatrisa of the BO simulator

Сравнительный анализ результатов измерения в натурных условиях и результатов моделирования показывает, что погрешность моделирования не превышает 3 Дб.

В целях улучшения процесса формирования ЭПР БО с учетом резонансной частоты проводили модифицирование метода параболического уравнения [12]. Модифицирование привело к определению эффективной площади с учетом резонанса на радиолокационной отражательной системе (сферический диэлектрический отражатель и блок угловых отражателей). В качестве численного метода был выбран метод конечных элементов (МКЭ). Предполагается, что в модели учитываются поляризация волны и условия безэховости [13]. Использование МКЭ приводит к увеличению времени счета при уменьшении размеров элементов и увеличении их количества, а именно, количество поперечных перегородок в угловом блоке, переходя к резонансным явлениям, что накладывает условия на решение дифференциальных уравнений в частных производных для некогерентного поля по параллельному $\parallel$ и перпендикулярному $\perp$ направлению излучения на системе $\det \|A\| = 0$ [13, 14]. Учитывая вышеизложенное, расчетные и замеренные индикатрисы рассеяния предпочтительно затабулировать таким образом, чтобы угловой шаг был равен 10° и равномерно изменялся от 0 до 360° , при этом амплитудные значения выводятся таким образом, чтобы удобно было вычислять коэффициент масштабирования. Были проведены численные исследования ЭПР с учетом резонанса по разработанной модели в зависимости от угла облучения с стеклопластиковым обтекателем и без него. Результаты исследований (рис. 4) показывают, что ЭПР головной части (ГЧ) имитатора БО уже в значительной степени увеличивается при углах облучения от 10° до 80° , а при углах облучения от 80° до 130° , требуемое значение фактически обеспечивается за счет высокоэлектропроводного покрытия. Амплитуда основных лепестков при 90° и 270° составляет $3,8 \text{ м}^2$ соответственно без углового блока, а при угле облучения 0° составляет 2 м^2 и соответственно без блока $1,35 \text{ м}^2$.

Аппроксимирующие полиномы ЭПР индикатриса имитатора БО, полученная из эксперимента и расчетная по разработанной модели, представлена в табл. 1 и 2.

Таблица 1
Table 1

№	Угловое направление, град	Аппроксимирующие полиномы (огibaющая) σ_m , м ²
1	0–40	$810^{-6} \sigma_m^4 - 0,0007 \sigma_m^3 + 0,0206 \sigma_m^2 + 0,2611 \sigma_m + 1,35$;
2	40–90	$510^{-6} \sigma_m^4 - 0,0013 \sigma_m^3 + 0,121 \sigma_m^2 + 4,8181 \sigma_m + 71,42$;
3	90–130	$110^{-5} \sigma_m^4 - 0,0063 \sigma_m^3 + 1,071 \sigma_m^2 - 80,487 \sigma_m + 2261,5$;
4	130–170	$-110^{-5} \sigma_m^4 + 0,0072 \sigma_m^3 - 1,5851 \sigma_m^2 + 154,39 \sigma_m - 5619,7$;
5	170–190	$-0,0057 \sigma_m^2 + 2,059 \sigma_m - 185,07$;
6	190–230	$-910^{-6} \sigma_m^4 + 0,0079 \sigma_m^3 - 2,527 \sigma_m^2 + 359,62 \sigma_m - 19149$;
7	230–260	$-910^{-7} \sigma_m^4 + 0,0008 \sigma_m^3 - 0,28 \sigma_m^2 + 44,532 \sigma_m - 2581,6$;
8	260–280	$-0,026 \sigma_m^2 + 14,036 \sigma_m - 1891,4$;
9	280–310	$0,0009 \sigma_m^2 - 0,5557 \sigma_m + 82,653$;
10	310–340	$0,0017 \sigma_m^2 - 1,1205 \sigma_m + 185,07$;
11	340–360	$1,0252 \sigma_m + 1,1819$;

Таблица 2
Table 2

№	Угловое направление, град	Аппроксимирующие полиномы (огibaющая) σ_m , м ²
1	0–40	$210^{-6} \sigma_m^4 - 0,0001 \sigma_m^3 + 0,0012 \sigma_m^2 + 0,0019 \sigma_m - 1,39$;
2	40–90	$110^{-5} \sigma_m^4 - 0,0025 \sigma_m^3 + 0,2352 \sigma_m^2 - 9,6315 \sigma_m + 145,52$;
3	90–130	$-2 \cdot 10^{-5} \sigma_m^4 + 0,0109 \sigma_m^3 - 1,8145 \sigma_m^2 + 132,81 \sigma_m + 3613$
4	130–170	$-6 \cdot 10^{-6} \sigma_m^4 + 0,0038 \sigma_m^3 - 0,8712 \sigma_m^2 + 89,711 \sigma_m - 3456,7$
5	170–190	$-8 \cdot 10^{-6} \sigma_m + 1,47$
6	190–230	$-310^{-6} \sigma_m^4 - 0,0024 \sigma_m^3 + 0,7664 \sigma_m^2 - 108,22 \sigma_m + 5721,8$
7	230–260	$-210^{-4} \sigma_m^4 - 0,1773 \sigma_m^2 + 42,728 \sigma_m + 3433,3$
8	260–280	$-0,0139 \sigma_m^2 + 7,6375 \sigma_m - 1042,7$
9	280–310	$0,0052 \sigma_m^2 - 3,1304 \sigma_m + 470,82$
10	310–340	$0,0034 \sigma_m^2 - 2,1686 \sigma_m + 345,6$
11	340–360	1,39

В результате анализа данных, приведенных в таблицах, установлено, что ЭПР ГЧ имитатора БО на коэффициенте удельной проводимости $5,2 \cdot 10^{-17}$ 1/с:

- по разработанной модели $\sigma_n^p = 1,428$ м²;
- по эксперименту $\sigma_n^p = 1,78$ м².

Для получения численных значений ЭПР ГЧ имитатора БО разработанной модели без учета обтекателя, необходимо учесть коэффициент прохождения через стеклопластиковый обтекатель, который составляет 3.

Указанное является следствием повышения технических требований к радиопрозрачности стеклопластикового обтекателя. Отметим, что все приведенные индикатрисы повернуты на угол 90^0 и в программном обеспечении предусмотрена возможность поворота индикатрис на угол 90, 180 и 270^0 . Из этих рисунков видно также, что ЭПР ГЧ имитатора БО с обтекателем и без него обладают близкой формой и амплитудой.

ВЫВОДЫ

В качестве имитатора баллистического объекта выбран сложный радиолокационный отражатель, изготовленный из диэлектрика без потерь в виде сферы с покрытием из высокоэлектропроводного сплава, а также усеченного конуса, диска и цилиндрических элементов. Графически представлены сравнительные индикатрисы имитатора баллистических объектов.

Приведены примеры численных расчетов ЭПР ГЧ имитатора БО с увеличенной ЭПР и увеличенной всеракурсностью обзора, расчет показал высокую точность метода, которая составляет не более 1–5 %. Определены расчетные индикатрисы ЭПР вариантов ГЧ имитатора БО.

По результатам исследованы варианты ГЧ имитатора БО с увеличенной ЭПР и увеличенной всеракурсностью обзора с оптимальным размещением радиолокационного диэлектрического отражателя и углового блока с секционным размещением диэлектрических отражателей при этом показано, что всеракурсность обзора имитатора БО увеличивается в 2 раза, а ЭПР ГЧ увеличивается в 4 раза. Такой результат зависит от характеристик материала диэлектрика и стеклопластика, которые показывают, что резонансная частота составляет 10–14 ГГц, при толщине высокоэлектропроводного покрытия, которая составляет от 6 до 9 мкм на поверхности диэлектрического отражателя и 15–20 мкм на поверхностях углового блока.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Радиоэлектронные системы. Основы построения и теория: справочник / под ред. Я.Д. Ширмана. М.: ЗАО «Маквис», 1998. 825 с.
2. Штагер Е.А. Рассеяние радиоволн на телах сложной формы. М.: Радио и связь, 1986. 183 с.
3. Макаровец Н.А., Себякин А.Ю. Измерение эффективной площади рассеяния головной части имитатора воздушной цели // Сборник тезисов докладов XXIV научной сессии, посвященной Дню радио. Тула: ТулГУ, 2006. С. 176–179.
4. Sullivan D.M. Electromagnetic Simulation Using the FDTD Method. NY, IEEE Press, 2000, 165 p.
5. Taflov A., Hagness S. Computational Electrodynamics: The Finite-Difference Time-Domain Method, NY, Artech House, 2000, 467 p.
6. Gibson D. The Method of Moments in Electromagnetics. NY, Chapman&Hall CRC, 2008, 594 p.
7. Уфимцев П.Я. Основы физической теории дифракции. М.: Бином, 2009. 352 с.
8. Миллиметровая радиолокация: методы обнаружения и наведения в условиях естественных и организованных помех / А.Б. Борзов [и др.]. М.: Радиотехника, 2010. 376 с.
9. Методы синтеза геометрических моделей сложных радиолокационных объектов / А.Б. Борзов [и др.] // Электромагнитные волны и электронные системы. 2003. Т. 8. № 5. С. 55–63.
10. Антифеев В.Н., Борзов А.Б., Сучков В.Б. Физические модели радиолокационных полей рассеяния объектов сложной формы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 61 с.
11. Кобак В.О. Радиолокационные отражатели. М.: Советское радио. 1975. 244 с.

12. Майзельс Е.Н., Торгованов В.А. Измерение характеристик рассеяния радиолокационных целей. М.: Советское радио. 1972. 232 с.

13. Теоретические и экспериментальные исследования поляризационных характеристик двугранных и трехгранных вогнутых структур / А.Б. Борзов [и др.] // Электромагнитные волны и электронные системы. 2010. Т. 15. № 7. С. 27–40.

14. Обнаружение групповой воздушной цели по угловому шуму / Н.С. Акиншин, Э.А. Амирбеков, Р.П. Быстров, А.В. Хомяков // Радиотехника, 2014. № 12. С. 70–76.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Акиншин Руслан Николаевич, доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник СПП РАН, rakinshin@yandex.ru.

Бортников Андрей Александрович, ведущий инженер АО «ЦКБА», cdbae@cdbae.ru.

Цыбин Станислав Михайлович, ведущий инженер АО «ЦКБА», cdbae@cdbae.ru.

Мамон Юрий Иванович, доктор технических наук, главный специалист АО «ЦКБА», cdbae@cdbae.ru.

Минаков Евгений Иванович, доктор технических наук, доцент, профессор Тульского государственного университета, EMinakov@bk.ru.

MODEL AND ALGORITHM FOR CALCULATION OF THE RADAR SIMULATOR OBJECT EFFECTIVE SQUARE OF SCATTERING

**Ruslan N. Akinshin¹, Andrey A. Bortnikov²,
Stanislav M. Tsibin², Yuri I. Mamon², Evgenii I. Minakov³**

¹SSP RAS, Moscow, Russia

²CDBAE, Tula, Russia

³Tula state University, Tula, Russia

ABSTRACT

To reduce the cost of field tests of the ballistic objects (BO) simulators reflection properties, it is advisable to develop a model and algorithm for calculation of the radar objects effective surface scattering. As a simulator of ballistic objects a complex radar reflector, made of a lossfree dielectric is chosen. It looks like a spherical Luneburg lens with a coating of high-conductivity alloy as well as a truncated cone, disk, and cylindrical elements. The stages of aperture version of reflection from the inner surface of the Luneburg lens are proposed. A physical model of the reflection on the elements of design and the technique of modeling with a calculation algorithm of the effective surface scattering are developed. The algorithm of calculation of the ballistic objects resonance effective surface scattering is worked out. This algorithm is presented in a graphical form. The interface of the computing complex is presented. As a simulator of ballistic object we selected a complex radar reflector, made of a lossfree dielectric sphere with a coating of high-conductivity alloy as well as of a truncated cone, disk, and cylindrical elements. The comparative indicatrices of ballistic objects simulator are presented. The conclusion on the comparative analysis of the results of measurements in situ and modeling results is made. The examples of numerical calculations of the ESR of the head part of the BO simulator with increased ESR and increased all-aspect view are given. The options of the BO simulator head parts with increased ESR and increased all-aspect view with optimal placement of radar dielectric reflector and a corner unit with sectional placement of dielectric reflectors are analyzed.

Key words: effective surface scattering, ballistic object, radar reflector.

REFERENCES

1. *Radioelektronnye sistemy. Osnovy postroeniya. Spravochnik* [Radio electronic systems. Fundamentals of construction and theory. Handbook ed. Ya.D. Shirman]. M., Joint-Stock Company "Makvis", 1998, 825 p. (in Russian)

2. **Stager E.A.** *Rasseyanie radiovoln na telach slozhnoy formy* [Scattering of radio waves on bodies of complex shape]. M., Radio and Communication, 1986, 183 p. (in Russian)
3. **Makarovets N.A., Sebyakin A.Yu.** *Izmerenie effektivnoy ploschadi rasseyaniya glavnoy chasti imitatora vozduшной tseli* [Measurement of the effective scattering area of the head part of the air target simulator]. [Collection of theses of the reports of the XXIV scientific session dedicated to Radio Day]. Tula, Tula State University, 2006, pp. 176–179. (in Russian)
4. **Sullivan D.M.** *Electromagnetic Simulation Using the FDTD Method*. NY, IEEE Press, 2000, 165 p.
5. **Taflove A., Hagness S.** *Computational Electrodynamics: The Finite-Difference Time-Domain Method*. NY, Artech House, 2000, 467 p.
6. **Gibson D.** *The Method of Moments in Electromagnetics*. NY, Chapman & Hall CRC, 2008, 594 p.
7. **Ufimtsev P.Ya.** *Osnovy fizicheskoy teorii difraktsii* [Fundamentals of the physical theory of diffraction]. M., Binom, 2009, 352 p. (in Russian)
8. *Millimetrovaya radiolokatsiya: metody obnaruzheniya i navedeniya v usloviyah estestvennykh i organizovannykh pomех* [Millimeter radar: methods of detection and guidance in conditions of natural and organized interference]. A.B. Borzov [and others]. M., Radiotekhnika, 2010, 376 p. (in Russian)
9. *Metody sinteza geometricheskikh modeley slozhnykh radiolokatsionnykh ob'ektov* [Methods of synthesis of geometric models of complex radar objects]. A.B. Borzov [and others]. *Elektromagnitnye volny i elektronnye sistemy* [Electromagnetic waves and electronic systems], 2003, № 5, pp. 55–63. (in Russian)
10. **Antifeyev V.N., Borzov A.B., Suchkov V.B.** *Fizicheskie modeli radiolokatsionnykh poley rasseyaniya ob'ektov slozhnoy formy* [Physical models of the radar fields of scattering of objects of complex shape]. M., MSTU n. N.E. Bauman, 2003, 61 p. (in Russian)
11. **Kobak V.O.** *Radiolokatsionnye otrazhateli* [Radiolocation convolutions]. M., Soviet radio, 1975, 244 p. (in Russian)
12. **Maisels E.N., Torgovanov V.A.** *Izmerenie harakteristik rasseyaniya radiolokatsionnykh tseley* [Measurement of the characteristics of the scattering of radiolocation targets]. M., Soviet radio, 1972, 232 p. (in Russian)
13. *Teoreticheskie i eksperimentalnye issledovaniya polarizatsionnykh harakteristik dvugrannykh struktur* [Theoretical and experimental studies of the polarization characteristics of dihedral and trihedral concave structures]. Borzov A.B. [and others]. *Elektromagnitnye volny i elektronnye sistemy* [Electromagnetic waves and electronic systems, 2010, Vol. 15, no. 7, pp. 27–40.
14. **Akinshin N.S., Amirbekov E.A., Bystrov R.P., Khomyakov A.V.** *Obnaruzhenie gruppovoy vozduшной tseli po uglovomu shumy* [Detection of a group air target for angular noise]. *Radiotekhnika* [Journal of Radio Engineering], 2014, no. 12, pp. 70–76. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Ruslan N. Akinshin, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Senior Researcher of SPP of RAS, rakinshin@yandex.ru.

Andrey A. Bortnikov, Leading Engineer of JSC TsKBA, cdbae@cdbae.ru.

Stanislav M. Tsibin, Leading Engineer of JSC TsKBA, cdbae@cdbae.ru.

Yury I. Mamon, Doctor of Technical Sciences, Chief Specialist of JSC TsKBA, cdbae@cdbae.ru.

Evgeny I. Minakov, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Professor of the Tula State University, EMinakov@bk.ru.

Поступила в редакцию 11.08.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 11.08.2017
Accepted for publication 23.11.2017

УДК 621.396.96
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-152-163

ДИСТАНЦИОННОЕ ИЗМЕРЕНИЕ ПРОФИЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ НИЖНИХ СЛОЕВ АТМОСФЕРЫ МЕТОДОМ РАДИОПОЛЯРИМЕТРИИ

Э.А. БОЛЕЛОВ¹, А.И. КОЗЛОВ¹, В.Ю. МАСЛОВ²

¹Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

²Московский технологический университет, г. Москва, Россия

Температура воздуха является одним из важнейших параметров атмосферы. Температура воздуха, особенно в нижних слоях атмосферы, оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики воздушных судов и является одним из основных элементов для составления авиационных прогнозов погоды. Методы измерения температуры воздуха в атмосфере можно разделить на две группы. Первая группа, объединяющая в себе методы контактного измерения, предполагает непосредственный контакт измерителя с окружающей средой. Вторая группа методов, в настоящее время динамично развивающихся, объединяет методы дистанционного измерения температуры. Задача дистанционного измерения температуры воздуха в нижних слоях атмосферы является актуальной задачей, так как контактные измерения, хотя и обладают высокой точностью и информативностью, проводятся через определенные и достаточно большие интервалы времени (до двух раз в сутки). С целью решения задачи дистанционного измерения температуры воздуха предложено много разнообразных теоретических решений и разработанных на их основе технических устройств. Все предложенные методы и способы имеют ограничения на их использование, накладываемые прежде всего точностью, с которой можно определять те или иные характеристики исследуемых объектов. В статье рассматривается метод, открывающий возможности решения задачи дистанционного измерения температуры в неравномерно нагретой среде без потерь типа атмосферы. В основе этого метода лежит прием собственного радиоизлучения, интенсивность которого напрямую зависит от его температуры. Предложенный метод дистанционного измерения температуры воздуха опирается на известную формулу Егорова – Шестопалова. В статье обосновывается возможность применения эллиптических антенн для дистанционного измерения температуры воздуха в нижних слоях атмосферы.

Ключевые слова: профиль температуры, дистанционное зондирование, эллиптическая антенна, фазированная антенная решетка.

ВВЕДЕНИЕ

Температура является важнейшим параметром при описании ряда процессов, происходящих в атмосфере, поэтому не случайно наиболее распространенной является стратификация атмосферы по температурному признаку. Исследования нижних слоев атмосферы необходимы для целого ряда фундаментальных задач физики атмосферы, метеорологии, особенно актуальны эти исследования для авиационной метеорологии, т. к. температура оказывает существенное влияние на аэродинамические характеристики воздушных судов и является одним из основных элементов для составления авиационных прогнозов погоды [1].

Задача дистанционного измерения температуры атмосферы в последние десятилетия приобрела особую актуальность. С целью решения данной задачи предложено много разнообразных теоретических решений и разработанных на их основе технических устройств, например [2–7]. Естественно, что все предложенные методы и способы имеют ограничения на их использование, накладываемые, прежде всего, точностью, с которой можно определять те или иные характеристики исследуемых объектов.

В статье рассматривается метод, открывающий возможности решения задачи дистанционного определения распределения температуры в неравномерно нагретой среде без потерь типа атмосферы, в основе которого лежит прием собственного радиоизлучения, интенсивность которого напрямую зависит от его температуры [2–10].

Решение данной задачи опирается на известную формулу Егорова – Шестопалова [3, 4], которая устанавливает связь между радиояркостными температурами определенного объема, в

пределе точки, атмосферы на вертикальной и горизонтальной поляризации с действительной температурой при различных углах наблюдения:

$$T_0 = \frac{1}{2} \frac{T_2' T_2'' \left((T_1' - T_2') (T_2'' - T_1'' \cos 2\beta_2) - k (T_1'' - T_2'') (T_2' - T_1' \cos 2\beta_1) \right)}{T_2' (T_1' - T_2') (T_2'' - T_1'' \cos^2 \beta_2) - k T_2'' (T_1'' - T_2'') (T_2' - T_1' \cos \beta_1)}, \quad (1)$$

где T_1' и T_1'' – минимальная радиояркостная температура, полученная при углах наблюдения ψ_1 и ψ_2 соответственно; T_2' и T_2'' – максимальная радиояркостная температура, полученная при углах наблюдения ψ_1 и ψ_2 соответственно; $k = \frac{\cos 2\psi_1 \cos 2\psi_2}{\cos \psi_1 \cos \psi_2}$.

Значения T_1' и T_1'' , T_2' и T_2'' определяются выражениями [4]

$$T_1' = 1 + \sqrt{\left(1 - \frac{T_{Я\epsilon}'}{T_{\Sigma}'}\right)^2 + \left(1 - \frac{T_{ЯН}'}{T_{\Sigma}'}\right)^2}, \quad (2)$$

$$T_2' = T_{\Sigma}' \left(1 - \sqrt{\left(1 - \frac{T_{Я\epsilon}'}{T_{\Sigma}'}\right)^2 + \left(1 - \frac{T_{ЯН}'}{T_{\Sigma}'}\right)^2} \right),$$

$$T_1'' = T_{\Sigma}'' \left(1 + \sqrt{\left(1 - \frac{T_{Я\epsilon}''}{T_{\Sigma}''}\right)^2 + \left(1 - \frac{T_{ЯН}''}{T_{\Sigma}''}\right)^2} \right), \quad (3)$$

$$T_2'' = T_{\Sigma}'' \left(1 - \sqrt{\left(1 - \frac{T_{Я\epsilon}''}{T_{\Sigma}''}\right)^2 + \left(1 - \frac{T_{ЯН}''}{T_{\Sigma}''}\right)^2} \right),$$

где $T_{\Sigma}' = \frac{1}{2}(T_{Я\epsilon}' + T_{Я\epsilon}')$, $T_{\Sigma}'' = \frac{1}{2}(T_{Я\epsilon}'' + T_{Я\epsilon}'')$; $T_{Я\epsilon}$, $T_{Я\epsilon}$, $T_{ЯН}$ – радиояркостные температуры при горизонтальной, вертикальной и линейной поляризации с углом наклона 45° по отношению к горизонтальной соответственно.

Выражение (1) при наблюдении под углом $\psi = 45^\circ$ имеет достаточно простой вид:

$$T_0 = \frac{T_{ГП}^2(45^\circ)}{2T_{ГП}(45^\circ) - T_{ВП}(45^\circ)}, \quad (4)$$

где T_0 – термодинамическая температура; $T_{ГП}$, $T_{ВП}$ – радиояркостная температура в горизонтальном и вертикальном каналах поляризации соответственно.

Соотношение (2) дает возможность по измеряемым под углом $\psi = 45^\circ$, значениям радиояркостных температур, определяемых в двух ортогональных каналах – вертикальном по поляризации $T_{ВП}(45^\circ)$ и горизонтальном $T_{ГП}(45^\circ)$, однозначно (!) определять искомую термодинамическую температуру T_0 .

Суть предлагаемого в статье метода измерения профиля температуры нижних слоев атмосферы заключается в следующем (рис. 1). Некоторая сколь угодно малая область простран-

ства O , находящаяся на высоте h_0 в атмосфере, характеризуется определенным значением термодинамической температуры T_0 . Носителем информации об этой температуре является собственное тепловое микроволновое радиоизлучение данной области пространства, находящегося в точке O . Двух поляризационная пассивная радиолокационная станция (ПРЛС) принимает микроволновое излучение из области O и измеряет значение радиоярких температур в каждом поляризационном канале $T_{ГП}(45^\circ)$ и $T_{ВП}(45^\circ)$. По измеренным значениям радиоярких температур $T_{ГП}(45^\circ)$ и $T_{ВП}(45^\circ)$ в соответствии с (4) вычисляется значение термодинамической температуры T_0 в указанной области пространства. Затем измерения переносятся в область O' , находящуюся на высоте $h_{O'}$, и т. д. В результате проведения последовательных измерений, получаем высотный профиль температуры в слоях атмосферы.

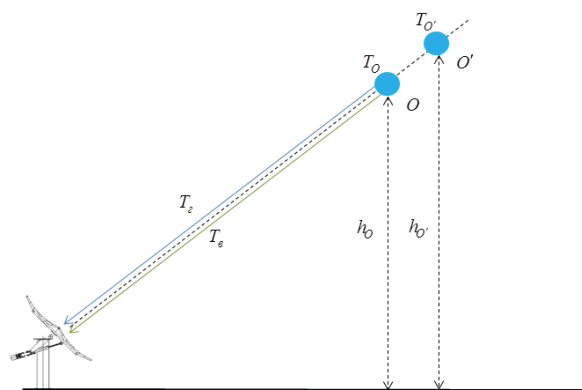


Рис. 1. Дистанционный метод измерения температуры атмосферы
Fig. 1. Remote method of measuring the atmosphere temperature

Важнейшей и требующей первоочередного решения задачей является задача обеспечения последовательного по высоте зондирования атмосферы. Для решения этой задачи в работе авторами рассматривается возможность применения эллиптических антенн. Применение эллиптической антенны дает возможность использовать свойство эллипса, характеризующееся известной фразой «луч, вышедший из одного фокуса, после отражения от стен эллипсоида обязательно пройдет через другой фокус».

Если осуществлять прием радиоизлучения в одном из фокусов F_1 , то измеряемая там радиояркая температура в основном будет определяться интенсивностью источника излучения, находящегося во втором фокусе F_2 . Изменяя местоположение второго фокуса F_2 , что можно реализовать, меняя кривизну эллиптического зеркала, появляется возможность осуществить зондирование исследуемой среды, в частности атмосферы, по высоте (рис. 2).

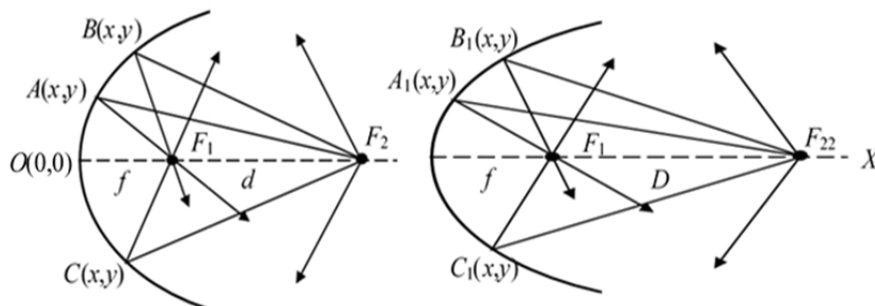


Рис. 2. Дистанционное зондирование при помощи эллиптического зеркала
Fig. 2. Remote sensing with elliptical mirrors

Воспользуемся полученным свойством рассмотренной конструкции для дистанционного определения термодинамической температуры T_0 в некоторой точке в атмосфере. Носителем информации об этой температуре является собственное тепловое микроволновое радиоизлучение объекта, находящегося в точке F_2 .

Названное выше свойство эллиптической поверхности объясняется тем, что, если говорить на языке геометрической оптики, луч, покинувший источник в точке F_2 , по какому пути он бы ни шел и в какой бы точке эллиптической поверхности он ни отразился, при достижении второго фокуса в точке F_1 он пройдет одинаковое расстояние. Сказанное вытекает из свойства эллипса, являющегося геометрическим местом точек, сумма расстояний до некоторых двух точек остается постоянной, т. е. оказываются справедливыми равенства

$$F_2A(x, y)F_1 = F_2B(x, y)F_1 = F_2C(x, y)F_1 = f + (f + d) = 2f + d. \quad (5)$$

Если рассуждать на языке волновых процессов, то равенство (5) свидетельствует о синфазности парциальных волн, исходящих из точки F_2 .

РАСЧЕТ ФАЗОВЫХ СООТНОШЕНИЙ

Рассмотрим изменение профиля эллиптического зеркала при перемещении положения точки F_2 и неизменном положении точки приема (точка F_1) и крайней точки антенны $O(0,0)$.

В этом случае уравнение эллипса будет иметь вид

$$\frac{\left(x - \left(f + \frac{d}{2}\right)\right)^2}{\left(f + \frac{d}{2}\right)^2} + \frac{y^2}{f(f+d)} = 1. \quad (6)$$

На рис. 3 иллюстрируются профили эллиптических зеркал антенн, которые позволяют зондировать объекты на расстоянии $\frac{d}{f}$.

Все размеры на рис. 3 отнормированы к расстоянию от начала координат до положения первого фокуса эллиптической антенны f . Понятно, что если фокус зеркала находится внутри этого зеркала, то расположенная в нем антенна должна быть всенаправленной.

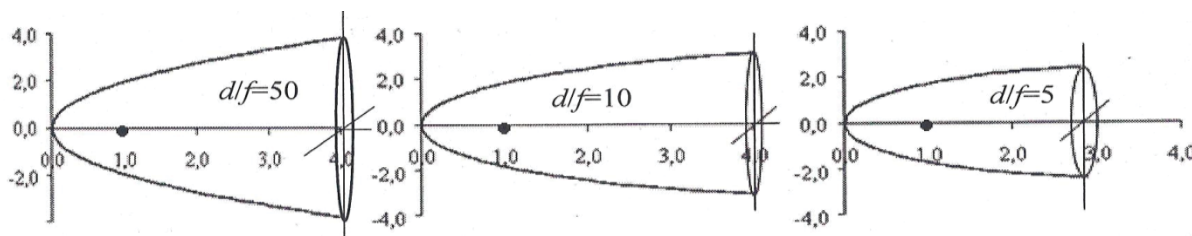


Рис. 3. Профили эллиптических зеркал
Fig. 3. Profiles of elliptical mirrors

На практике изменение профиля, зеркала антенны с целью перемещения в пространстве положения второго фокуса представляет далеко не простую конструкторскую задачу. Покажем, как фазированная антенная решетка (ФАР) может выполнять функцию эллиптического зеркала.

Эллиптический профиль зеркала, как уже говорилось выше, обеспечивает синфазное сложение «парциальных волн» в соответствии с равенством (5). Следовательно, путем соответствующего изменения фаз по длине решетки и последующего сложения сигналов от каждого элемента решетки можно обеспечить на выходе ФАР такой же сигнал, какой формируется в первом фокусе эллиптического зеркала (рис. 4).

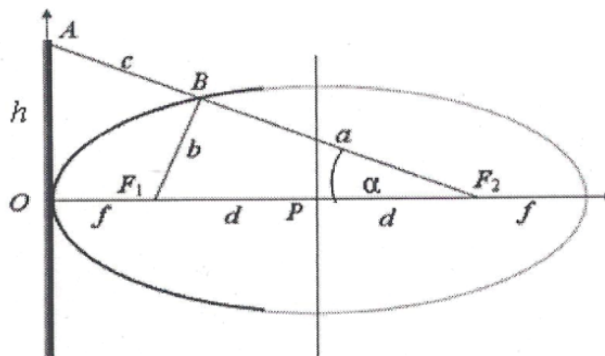


Рис. 4. К расчету фазовых соотношений
Fig. 4. To calculation of phase ratios

Фаза поля в фокусе F_1 будет равна

$$\Psi_{F_1} = k(F_2B + BF_1) = k(2f + d),$$

где $k = \frac{2\pi}{\lambda}$ – волновое число.

Для имитации эллиптического зеркала необходимо, чтобы при одном и том же угле α фазы поля в точках F_1 и A совпадали, т. е. $\Psi_{F_1} = \Psi_A$. Для реализации этого требования необходимо компенсировать дополнительный набег фазы на участке AB .

Таким образом, ФАР должна изменять фазу принимаемого сигнала по закону

$$\Psi_A = \Psi_{F_1} - \Psi_{BA}. \quad (7)$$

Пусть фаза сигнала в точке B равна нулю, тогда фаза сигнала в точке F_1 :

$$\Psi_{F_1} = k \cdot BF_1 = k \sqrt{(f-x)^2 + y^2}. \quad (8)$$

Получим соответствующие аналитические зависимости для рассматриваемой ситуации. Несложные алгебраические преобразования, опирающиеся на теорему косинусов, выводят на следующее выражение для длины вектора BF_1 :

$$BF_1 = \frac{d(d - 2L \cos \alpha)}{2(L - d \cos \alpha)}, \quad (9)$$

где $L = BF_1 + BF_2 = 2f + d$ – основная константа, однозначно определяющая вид эллипса.

Соотношение (9) дает возможность путем прямых, но достаточно громоздких преобразований получить зависимости, связывающие длины отрезков a и b с параметрами, определяющими профиль эллиптического зеркала f, d и углом α :

$$a = \frac{f(f+d)}{f+d(1-\cos\alpha)}, \quad b = \frac{f^2 + 2d(f+d)(1-\cos\alpha)}{f+d(1-\cos\alpha)}. \quad (10)$$

Формулы (10) дают возможность найти расстояние $AB = c$. Очевидно, что $AB = AF_2 - BF_2 = AF_2 - a$ и, следовательно,

$$c = \frac{f+2d}{\cos\alpha} - a = \frac{(f+2d)(f+d)(1-\cos\alpha)}{(f+d(1-\cos\alpha))\cos\alpha}. \quad (11)$$

Отличие фазы сигнала в точке A от фазы сигнала в точке F_1 определяется разностью длин отрезков AB и BF_1 , т. е.

$$\Delta c = c - b = c - (R - a) = CF_2 - a - R + a = AF_2 - R = \frac{f+2d}{\cos\alpha} - 2(f+d). \quad (12)$$

Таким образом, фаза сигнала в точке A при условии, что в точке F_2 она принимается равной нулю, т. е. $\Psi_{F_2} = 0$, будет равна $\Psi_A = k\Delta_A$. В этом случае фаза сигнала в точке O , т. е. при $\alpha = 0^\circ$, будет равна $\Psi_A = -kf$. Для удобства целесообразно считать фазу в точке O равной нулю, что эквивалентно добавлению в формулу для Ψ_A дополнительного фазового сдвига, равного kf . В этом случае выражение для Δ_A примет вид

$$\Delta_A = \frac{f+2d}{\cos\alpha} - 2(f+d) + f = \frac{(f+2d)(1-\cos\alpha)}{\cos\alpha}. \quad (13)$$

Полученные соотношения дают возможность определить распределение фаз вдоль оси OY , т. е. найти искомую зависимость $h(d, f) = (f+2d)\operatorname{tg}\alpha$, и, следовательно, $\cos\alpha = \frac{f+2d}{\sqrt{h^2 + (f+2d)^2}}$, а поэтому

$$\begin{aligned} \Delta_h &= \frac{(f+2d)(1-\cos\alpha)}{\cos\alpha} = \sqrt{h^2 + (f+2d)^2} - (f+2d) \approx \\ &\approx (f+2d) \left(1 + \frac{h^2}{2(f+2d)^2} \right) - (f+2d) = \frac{h^2}{2(f+2d)}. \end{aligned} \quad (14)$$

Таким образом, если обеспечить по высоте h фазовую задержку по закону

$$\Psi_h = k\Delta_h = \frac{2\pi}{\lambda} \frac{h^2}{2(f+2d)}$$

и сложить сигналы, то суммарный сигнал будет равен сигналу в фокусе F_1 эллиптического зеркала.

Полученное соотношение целесообразно представить в виде относительных величин, например, по отношению к фокусному расстоянию f :

$$\frac{\Psi_h}{2\pi} = \frac{1}{2\frac{\lambda}{f}\left(1+\frac{2d}{f}\right)}\left(\frac{h}{f}\right)^2. \quad (15)$$

Не меняя обозначений, но понимая под каждой буквой нормированное к величине f значение, будем иметь

$$\frac{\Psi_h}{2\pi} = \frac{h^2}{2\lambda(1+2d)}. \quad (16)$$

В случае, когда $d \gg 1$, вместо соотношения (15) можно записать

$$\frac{\Psi_h}{2\pi} \approx \frac{h^2}{4\lambda d}\left(1-\frac{1}{d}\right). \quad (17)$$

Серия графиков на рис. 5 показывает, каково должно быть отличие дополнительно вводимого фазового сдвига Ψ по высоте h по отношению к фазе сигнала в точке O , чтобы суммарный сигнал был равен сигналу в фокусе F_1 , что дает возможность говорить о «плоской эллиптической антенне» с перестраиваемым расстоянием между ее двумя фокусами.

Таким образом, обеспечив необходимое фазовое распределение вдоль раскрыва ФАР, можно, если рассуждать в рамках геометрооптического приближения, получать информацию об источнике излучения, находящемся во втором фокусе, т. е. в точке F_2 .

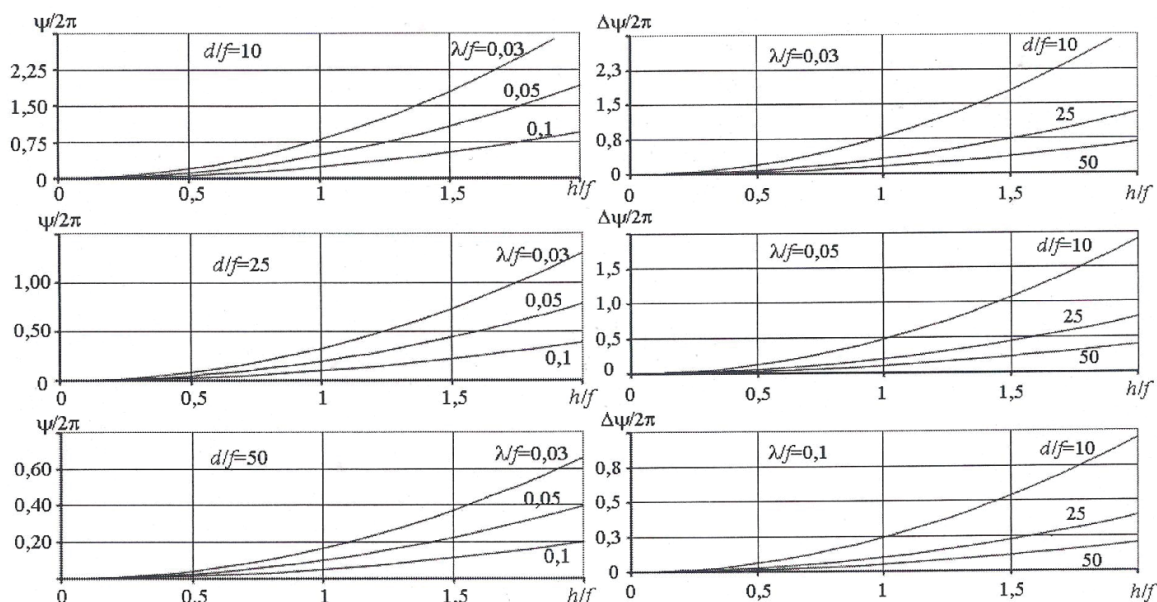


Рис. 5. Фазовое распределение как функция отношения $\frac{h}{f}$ при различных сочетаниях между собой $\frac{d}{f}$ и $\frac{\lambda}{f}$

Fig. 5. Phase distribution as a function of relation $\frac{h}{f}$ at various combinations between themselves $\frac{d}{f}$ and $\frac{\lambda}{f}$

ПОГРЕШНОСТЬ ИЗМЕРЕНИЯ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОЙ ТЕМПЕРАТУРЫ

На практике [4] наиболее распространен случай, когда радиояркие температуры, принимаемые на вертикальной и горизонтальной поляризациях, распределены по нормальному закону. Причем возможны два случая:

- для измерения $T_{ГП}(45^\circ)$ и $T_{ВП}(45^\circ)$ используется один общий канал;
- для измерения $T_{ГП}(45^\circ)$ и $T_{ВП}(45^\circ)$ используются разные каналы.

Очевидно, что в первом случае между $T_{ГП}(45^\circ)$ и $T_{ВП}(45^\circ)$ существует корреляционная связь и совместная плотность вероятности определяется как

$$p(T_{ГП}, T_{ВП}) = \frac{1}{2\pi\sigma_z\sigma_\theta\sqrt{1-\rho^2}} \exp\left(-\frac{1}{2(1-\rho^2)} \times \left(\frac{(T_{ГП}-m_z)^2}{\sigma_z^2} - \frac{2\rho(T_{ГП}-m_z)(T_{ВП}-m_\theta)}{\sigma_z\sigma_\theta} + \frac{(T_{ВП}-m_\theta)^2}{\sigma_\theta^2}\right)\right), \quad (18)$$

где m_z и m_θ , σ_z^2 и σ_θ^2 – математические ожидания и дисперсии радиоярких температур $T_{ГП}(45^\circ)$ и $T_{ВП}(45^\circ)$; ρ – коэффициент корреляции.

В случае использования разных каналов измерения $T_{ГП}(45^\circ)$ и $T_{ВП}(45^\circ)$ радиояркие температуры будут некоррелированными, а совместная плотность вероятности будет иметь вид

$$p(T_{ГП}, T_{ВП}) = \frac{1}{2\pi\sigma_z\sigma_\theta} \exp\left(-\frac{1}{2}\left(\frac{(T_{ГП}-m_z)^2}{\sigma_z^2} + \frac{(T_{ВП}-m_\theta)^2}{\sigma_\theta^2}\right)\right). \quad (19)$$

В этом случае зависимость погрешности определения температуры атмосферы от погрешностей радиоярких температур можно представить в виде [11]

$$\Delta T_0 = \sum_{i=1}^2 \varphi_i \delta_i, \quad (20)$$

где коэффициенты чувствительности определяются выражениями

$$\begin{aligned} \varphi_{T_z} &= \frac{\partial \Delta T_0(T_{ГП}, T_{ВП})}{\partial T_{ГП}} \bigg|_{T_{ГП} = \tilde{T}_{ГП}} = \frac{8\tilde{T}_{ГП}^2 (\tilde{T}_{ГП} - \tilde{T}_{ВП})}{(2\tilde{T}_{ГП} - \tilde{T}_{ВП})^2}, \\ \varphi_{T_\theta} &= \frac{\partial \Delta T_0(T_{ГП}, T_{ВП})}{\partial T_{ВП}} \bigg|_{T_{ВП} = \tilde{T}_{ВП}} = \frac{\tilde{T}_{ГП}^2}{\tilde{T}_{ВП} - 2\tilde{T}_{ГП}}. \end{aligned} \quad (21)$$

Учитывая (21), выражение (20) будет иметь вид

$$\Delta T_0 = \frac{8\tilde{T}_{ГП}^2 (\tilde{T}_{ГП} - \tilde{T}_{ВП})}{(2\tilde{T}_{ГП} - \tilde{T}_{ВП})^2} \delta T_{ГП} + \frac{\tilde{T}_{ГП}^2}{\tilde{T}_{ВП} - 2\tilde{T}_{ГП}} \delta T_{ВП}. \quad (22)$$

Тогда дисперсия погрешности определения температуры равна

$$\sigma_{T_0}^2 = \frac{64\tilde{T}_{ГП}^4 (\tilde{T}_{ГП} - \tilde{T}_{ВП})^2}{(2\tilde{T}_{ГП} - \tilde{T}_{ВП})^4} \sigma_{\varepsilon}^2 + \frac{\tilde{T}_{ГП}^4}{(\tilde{T}_{ВП} - 2\tilde{T}_{ГП})^2} \sigma_{\varepsilon}^2. \quad (23)$$

Выражение (23) позволяет установить степень зависимости погрешности измерения термодинамической температуры от погрешностей измерения радиояркостных температур $T_{ГП}$ и $T_{ВП}$ в каналах горизонтальной и вертикальной поляризации.

На рис. 6 представлен график зависимости нормированного значения $\frac{\sigma_{T_0}}{\sigma_{T_0 \max}}$ от изменения дисперсии погрешностей измерения радиояркостных температур в каналах вертикальной и горизонтальной поляризации.

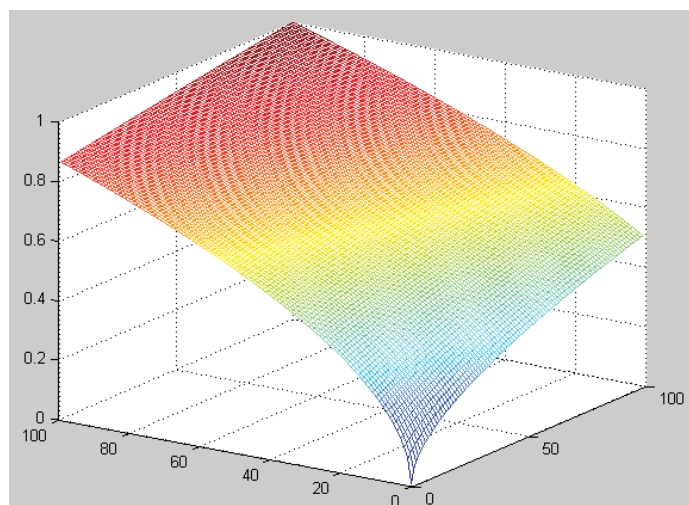


Рис. 6. Зависимость нормированного значения $\frac{\sigma_{T_0}}{\sigma_{T_0 \max}}$ от изменения дисперсии погрешностей измерения радиояркостных температур в каналах вертикальной и горизонтальной поляризации

Fig. 6. Relationship between normalized value $\frac{\sigma_{T_0}}{\sigma_{T_0 \max}}$ and change of error dispersion of brightness temperatures measurement in channels of vertical and horizontal polarization

Представленные зависимости свидетельствуют о большем вкладе в погрешность измерения термодинамической температуры ошибок канала измерения $T_{ГП}$.

Кроме этого, погрешность измерения термодинамической температуры T_0 при угле $\psi = 45^\circ$ можно оценить, используя выражение [4]:

$$\Delta T_0 = \frac{1}{2} \kappa_z \frac{\left(\frac{3}{2} \kappa_z - \kappa_\theta \right)}{\left(\kappa_z - \frac{1}{2} \kappa_\theta \right)^2} \delta T_\gamma = A(\varepsilon) \delta T_\gamma. \quad (24)$$

Особенность данного выражения состоит в том, что оно, устанавливая связь между погрешностью измерения радиоярких температур δT_γ и погрешностью измерения термодинамической температуры ΔT_0 , учитывает отражательные способности атмосферы на горизонтальной κ_z и вертикальной κ_θ поляризациях.

Величина диэлектрической проницаемости воздуха и большинства газов в нормальных условиях близка к единице, вследствие их низкой плотности. В связи с этим, в (24) функция $A(\varepsilon)$, зависящая от диэлектрической проницаемости, имеет величину порядка единицы, тогда $\Delta T_0 \approx \delta T_\gamma$. Погрешность определения термодинамической температуры имеет один порядок с погрешностью измерения радиоярких температур в каналах поляризации.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный метод измерения профиля температуры нижних слоев атмосферы является оригинальным, но, конечно, нуждается в тщательной оценке.

В первую очередь требуется:

- с применением методов математического моделирования проверить влияние погрешности определения радиоярких температур в каналах вертикальной и горизонтальной поляризации на погрешность измерения термодинамической температуры;
- провести исследования точности измерения термодинамической температуры на различных высотах.

Несомненно, отдельный интерес представляет экспериментальная оценка погрешности измерения термодинамической температуры при различных состояниях нижних слоев атмосферы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Богаткин О.Г. Авиационные прогнозы погоды. СПб., БХВ-Петербург, 2010. 288 с.
2. Богородский В.В., Канарейкин Д.Б., Козлов А.И. Поляризация рассеянного и собственного радиоизлучения земных покровов. Л.: Гидрометеиздат, 1981. 280 с.
3. Богородский В.В., Козлов А.И. Микроволновая радиометрия земных покровов. Л.: Гидрометеиздат, 1985. 260 с.
4. Козлов А.И., Логвин А.И., Сарычев В.А. Поляризация радиоволн. Кн. 3. Радиополяриметрия сложных по структуре сигналов. М.: Радиотехника, 2008. 688 с.
5. Термическое зондирование пограничного слоя атмосферы в центре линий поглощения кислорода / К.П. Гайкович, Е.Н. Кадыгров, А.С. Косов, А.В. Троицкий // Изв. вузов. Радиофизика. 1992. Т. 35, № 2. С. 130–136.
6. Кадыгров Е.Н. Микроволновая радиометрия атмосферного пограничного слоя: метод, аппаратура, результаты измерений / Оптика атмосферы и океана. 2009. Т. 22, № 7. С. 697–704.
7. Каллистратова М.А., Кон А.И. Радиоакустическое зондирование атмосферы. М.: Наука, 1985. 198 с.
8. Козлов А.И., Маслов В.Ю. Численный метод определения неоднородной комплексной диэлектрической проницаемости плоской поверхности объектов по поляризационной

структуре поля отраженной электромагнитной волны // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 179. С. 140–144.

9. Козлов А.И., Маслов В.Ю. Дистанционное определение диэлектрической проницаемости поверхности в оптическом диапазоне // Научный Вестник МГТУ ГА. 2014. № 210 (12). С. 40–42.

10. Козлов А.И., Маслов В.Ю. Численный метод решения трехмерной обратной задачи рассеяния электромагнитных волн на препятствии // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 179. С. 135–139.

11. Загребнев В.И. Выбор допусков на параметры бортовой комплексной системы с учетом точности функционирования и надежности // Сборник научных трудов № 168. М.: МЭИ, 1988.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Болелов Эдуард Анатольевич, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, e.bolelov@mstuca.aero.

Козлов Анатолий Иванович, заслуженный деятель науки и техники РФ, доктор физико-математических наук, профессор, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, a.kozlov@mstuca.aero.

Маслов Виктор Юрьевич, доктор технических наук, профессор МТУ (МИРЭА), v.maslov@mirea.com.

REMOTE MEASUREMENT OF THE ATMOSPHERE LOWER LAYERS TEMPERATURE PROFILE BY MEANS OF RADIO POLARIMETRY

Eduard A. Bolelov¹, Anatoly I. Kozlov¹, Victor J. Maslov²

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

²*Moscow Technology University, Moscow, Russia*

ABSTRACTS

Air temperature is one of the most important parameter of the atmosphere. The air temperature, especially in the lower atmosphere can have a significant effect on the aerodynamic characteristics of aircraft and is one of the main elements for the preparation of aviation weather forecasts. Methods of air temperature measuring in the atmosphere can be divided into two groups. The first group which combines the methods of contact measurement assumes the direct contact of the meter with the environment. The second group of methods, is now rapidly developing, combines the methods of remote measurement of the temperature. The problem of remote measurement of air temperature in the lower atmosphere is an important task, since the contact measurements, though highly accurate and informative, are held through certain and large enough time intervals (up to two times per day). To solve the problem of remote measurement of air temperature many different theoretical solutions and technical devices developed on their basis are proposed. All the proposed methods and techniques have limitations on their use imposed primarily by the precision with which you can define certain characteristics of the studied objects. The article considers a method that opens up the possibility of solving the problem of remote measurement of temperature in non-uniformly heated environment without losses of atmosphere type. It is based on radio emission own reception, intensity of which depends on its temperature. The proposed method of air temperature remote measurement is based on the well-known formula of S. T. Egorov and Y. M. Shestopalov. The article gives reasons for the possibility of using elliptical antennas for air temperature remote measurement in the lower layers of atmosphere.

Key words: the temperature profile, remote sensing, elliptical antenna, phased array antenna.

REFERENCES

1. **Bogatkin O.G.** *Aviatsionnye prognozy pogody* [Aviation weather forecasts]. Saint Petersburg, BHV-Petersburg, 2010, 288 p. (in Russian)

2. **Bogorodsky V.V., Kanareikin D.B., Kozlov A.I.** *Polyarizatsiya rasseyannogo i sobstvennogo radioizlucheniya zemnyh pokrovov* [Polarization of scattered and intrinsic radio radiation of ground covering]. Leningrad, *Gidrometeoizdat* [Hydrometeorology Publ.], 1981, 280 p. (in Russian)
3. **Bogorodsky V.V., Kozlov A.I.** *Mikrovolnovaya radiometriya zemnyh pokrovov* [Microwave radiometry of the Earth covering]. Leningrad, *Gidrometeoizdat* [Hydrometeorology Publ.], 1985, 260 p. (in Russian)
4. **Kozlov A.I., Logvin, A I., Sarychev V.A.** *Polyarizatsiya radiovoln* [Polarization of radio waves]. Book 3. *Radiopolarimetriya slozhnykh po structure signalov* [Radio polarimetry of complicated structure signals]. M., Radio Engineering, 2008, 688 p. (in Russian)
5. **Gaikovich K.P., Kadygrov E.N., Kosov A.S., Troitsky A.V.** *Termicheskoye zondirovanie pogrannichnogo sloya atmosfery v tsentre liniy poglosheniya kisloroda* [Ground-based microwave thermal sounding of the atmosphere]. *Radiofizika* [Radiophysics and Quantum Electronics], 1992, Vol. 35, no. 2, pp. 130–136. (in Russian)
6. **Kadygrov E.N.** *Mikrovolnovaya radiometriya atmosfernogo pogrannichnogo sloya: metod, apparatura, rezultat izmereniy* [Microwave radiometry of atmospheric boundary layer: method, equipment, and applications]. *Optika atmosfery i okeana* [Optics of atmosphere and ocean], 2009, Vol. 22, no. 7, pp. 697–704. (in Russian)
7. **Kallistratova M.A., Kon A.I.** *Radioakusticheskoye zondirovanie atmosfery* [Radiosonic sounding of the atmosphere]. M., Nauka, 1985, 198 p. (in Russian)
8. **Kozlov A.I., Maslov V.J.** *Chislennyy metod opredeleniya neodnorodnoy kompleksnoy dielektricheskoy pronitsayemosti ploskoy poverhnosti obyektov po polyarizatsionnoy stukture polya otrazhennoy elektromagnitnoy volny* [Numerical method of the determination complex permeability to flat surface object on polarization structure of the field reflected electromagnetic wave]. *Nauchnij Vestnik MGTUGA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2012, № 179, pp. 140–144. (in Russian)
9. **Kozlov A.I., Maslov V.J.** *Dstantsionnoye opredeleniye dielektricheskoy pronitsaimosti poverhnosti v opticheskom diapozone* [Remote sensing of the dielectric permeability of surface in optical range]. *Nauchnij Vestnik MGTUGA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2014, № 210 (12), pp. 40–42. (in Russian)
10. **Kozlov A.I., Maslov V.J.** *Chislennyy metod resheniya trehmernoy obratnoy zadachi rasseyaniya elektromagnitnykh voln na prepyatstviy* [Numerical method of the decision of the three-dimensional inverse problem of the dissipation of the electromagnetic waves on obstacle]. *Nauchnij Vestnik MGTUGA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2012, № 179, pp. 135–139. (in Russian)
11. **Zagrebnev V.I.** *Vybor dopuskov na parametry bortovoy kompleksnoy sistemy s uch'otom tochnosti funktsionirovaniya i nadezhnosti* [The Choice of tolerances on the parameters of the onboard integrated system, taking into account the accuracy of operation and reliability]. *Sbornik nauchnykh trudov* [Collection of scientific works MEI], 1988, № 168. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Eduard A. Bolelov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of Chair "Technical Exploitation of Radio-Electronic Equipment of Air Transport", Moscow State Technical University of Civil Aviation, e.bolelov@mstuca.aero.

Anatoly I. Kozlov, Honoured Worker of Science and Technology of Russian Federation, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Full Professor, Professor of Chair "Technical Exploitation of Radio-Electronic Equipment of Air Transport", Moscow State Technical University of Civil Aviation, a.kozlov@mstuca.aero.

Victor J. Maslov, Doctor of Technical Sciences, Professor, MTU (MIREA), v.maslov@mirea.com.

Поступила в редакцию 28.08.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 28.08.2017
Accepted for publication 23.11.2017

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ФЛУКТУАЦИЙ ОГИБАЮЩЕЙ ПРИ ОБРАТНОМ РАССЕЯНИИ ПРОСТОГО РАДИОИМПУЛЬСА НА ЧАСТИЦАХ РАЗРЕЖЕННЫХ СРЕД

Д.А. ДЕНИСЕНКОВ¹, А.Г. ГОРЕЛИК², С.Ф. КОЛОМИЕЦ²

¹Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Россия

²Московский физико-технический институт, г. Москва, Россия

Основу современных радиолокационных методик составляет прямое использование радиофизических данных о мощности обратного рассеяния. Вместе с тем объемы данных, получаемых от радиолокатора, позволяют формировать новые и существенно уточнять классические оценки. В этом направлении сделаны заметные шаги с использованием, например, фазовых (доплеровских) методов. Используемая в радиолокационной метеорологии «модифицированная рэлеевская модель» формирования рассеянного поля на частицах разреженной среды называется моделью Керра – Райса. Основным плюсом рэлеевской модели является простота. Но в ней самой заложено глубокое противоречие, состоящее в ее логической завершенности. На основе исследования статистики первого распределения в дождях различной интенсивности авторы на большом статистическом материале установили факт их нерэлеевской формы и чрезвычайной стабильности последней в отношении естественных изменений интенсивности осадков. Установлено отличие первого распределения от теоретически ожидаемого в рамках модели Керра-Райса, дающее возможность использовать линейно-логарифмическое детектирование. Сделан вывод, что ширина и среднее спектра того же самого сигнала имеют ожидаемую динамику относительно изменения интенсивности осадков и динамических процессов в них. Приведены таблицы с экспериментальными данными. Рассмотрены две основных модели распределения: логонормальная и «лого-гаммофункциональная». Сделан вывод, что, несмотря на отсутствие качественных отличий, разница в форме распределений, полученных на различной аппаратуре, может являться закономерным следствием значительных расхождений в пиковой мощности и/или ширине диаграммы направленности антенны. Приведены графики экспериментальных первых распределений флуктуаций огибающей в линейном и полулогарифмическом масштабе.

Ключевые слова: радиолокация, импульсный режим, разреженная среда, модель Керра – Райса, радиометеорология.

ВВЕДЕНИЕ

Основу современных радиолокационных методик составляет прямое использование радиофизических данных о мощности обратного рассеяния. Теоретически она допускает недостаточно достоверный, но простой и непосредственный переход к метеорологическим оценкам. Практически во многих современных приложениях ее без какой-либо обработки наносят на карты и используют для краткосрочного прогноза погоды, оценки интенсивности осадков и количества выпадающей на землю влаги, в системах градозащиты. Такие методики имеют наблюдательный, полуколичественный характер.

Вместе с тем объемы данных, получаемые от радиолокатора, позволяют формировать новые и существенно уточнять классические оценки. В этом направлении сделаны заметные шаги с использованием, например, фазовых (доплеровских) методов. Измерения, позволяющие получать надежную количественную информацию в условиях, которые ранее были недоступны классическим методам, могут стать основой для существенного повышения точности и достоверности прогноза, расширения физических представлений об атмосферных процессах. Но измерительные методики требуют существенно больших затрат как на обработку сигналов, так и формирование теоретических основ для такой обработки. Их формирование невозможно без адекватных оперативных данных о микроструктуре рассеивающих объектов. Последняя чрезвычайно изменчива, как во времени, так и в пространстве, ее вклад зависит от направления зондирования. Использование неизменных на всем времени измерения,

априорных сведений о микроструктуре приводит либо к явным ошибкам или оценкам с недопустимо большими доверительными интервалами. Эффективные методы оперативной оценки микроструктуры не сформированы. Достоверные оперативные измерения такой величины представляют собой сложнейшую проблему. Но ее важность заставляет искать новые решения.

Целью настоящей статьи является рассмотрение ранее не обсуждавшихся в литературе экспериментальных результатов измерения плотности вероятности радиоэхо от жидкокапельных осадков и возможных способов их математической и геофизической интерпретации.

СОСТОЯНИЕ ВОПРОСА

Основная масса эмпирического материала в классический период развития радиолокационной метеорологии была получена с использованием обычного радиолокатора. В качестве теоретической базы для их интерпретации использовались и до сих пор используются простейшие энергетические соотношения, входящие в так называемое «основное уравнение метеорологической радиолокации». Соответствующие зависимости были сформулированы еще до Второй мировой войны и до настоящего времени существенно не изменялись.

Используемая в радиолокационной метеорологии «модифицированная рэлеевская модель» формирования рассеянного поля на частицах разреженной среды называется моделью Керра – Райса [1]. В геометрическом плане модификация затронула форму представления элементарного рассеивающего объема (ЭРО). Обратное рассеяние подразумевало переход от ЭРО в виде кубов к слоям. Экспериментальное обоснование указанной модели заключалось в построении первого и второго распределений по данным однопозиционного зондирования интенсивных осадков и облака пассивных отражателей на длине волны 10 см и дистанции около 10 км. Экспоненциальная форма плотности вероятности флуктуаций мощности, опубликованная в [1], позволяла провести полную аналогию с флуктуациями интенсивности в рэлеевской модели и тем самым установить аналогию между классической рэлеевской моделью и моделью зондирования осадков. В конце 40-х годов прошлого века Керр писал: «Отражатели, создающие сигнал от осадков, представляют или дождевые капли, или льдинки. Можно, следовательно, думать, что условия, которым должно удовлетворять собрание случайных отражателей, здесь так же хорошо выполняется, как и для «облака вибраторов». Это мнение основывается на результатах опыта».

Принципы рассеяния на случайно расположенных в пространстве и случайно движущихся рассеивателях были сформулированы Рэлеем относительно рассеяния «в бок», применительно к «микроскопическим рассеивателям» (молекулам разреженных газов), облучаемым широкополосными сигналами видимого диапазона солнечного излучения непрерывно. Поэтому сама возможность использовать эти соотношения применительно к «макроскопическим рассеивателям» в условиях обратного рассеяния с использованием когерентных и узкополосных сигналов в импульсном режиме работы радиолокатора имеет фундаментальное значение.

Основным плюсом рэлеевской модели является простота. Но в ней самой заложено глубокое противоречие, состоящее в ее логической завершенности. Опыт оптики учит, что усовершенствование таких моделей требует специально поставленных тонких экспериментов. Подобная практика в радиолокационной метеорологии значительно осложняется отсутствием эффективных средств контроля микроструктуры и динамики среды в рассеивающем объеме, и потому недостаточно развита. Тем не менее развитие возможностей тонкого анализа сигналов позволяет надеяться на получение подобной информации из данных обычных радиолокационных экспериментов, массово проводимых в радиолокационной метеорологии.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Массовый переход к доплеровской обработке сигнала в шестидесятые годы привел к тому, что понятия первого распределения (плотности вероятности флуктуаций мощности, или огибающей), использовавшиеся в работах Керра, уже практически не встречались в литературе и не исследовалось на практике. Однако, когда решается вопрос о применимости той или иной модели, контроль формы первого распределения является достаточно эффективным решением.

Исследуя статистику первого распределения в дождях различной интенсивности авторами на большом статистическом материале был установлен факт их нерэлеевской формы и чрезвычайной стабильности последней в отношении естественных изменений интенсивности осадков. Информационный поиск позволил установить, что аналогичные результаты были получены в США еще в 1976 году, но до 2009 года не публиковались. В результате тезис о «независимости» формы и дисперсии первого распределения от интенсивности осадков получил еще более надежное подтверждение. Причем в американском отчете этот факт устанавливался для целого ряда различных частот зондирования сантиметрового и миллиметрового диапазона, а также круговой правой, вертикальной и горизонтальной поляризации (см. табл. 1, где данные об аппаратуре авторов показаны курсивом).

Установить отличие первого распределения от теоретически ожидаемого в рамках модели Керра – Райса позволило использование линейно-логарифмического детектирования. Рэлеевский сигнал на выходе подобного детектора должен иметь отрицательную асимметрию, но реальные распределения устойчиво демонстрировали протяженное правое крыло (рис. 1).

Важно подчеркнуть, что ширина и среднее спектра того же самого сигнала демонстрировали ожидаемую динамику относительно изменения интенсивности осадков и динамических процессов в них.

Таблица 1
Table 1

Параметры РЛС и условий измерений
Parameters of radar and measurement conditions

№	Параметр	9 ГГц	9 ГГц	18 ГГц	35 ГГц	70 ГГц	95 ГГц
1	Пиковая мощность, Вт	40	250000	700	20	10	8
2	Диаметр антенны, м	1,83	4,5	1,0/0,2	0,92	0,92	0,92
3	Дальняя зона, м	112	450	80	106	197	300
4	Ширина диаграммы	1,2°	0,5°	10,4°	0,68°	0,34°	0,24°
5	Длительность импульса, мкс	0,7	1,0	0,4	0,2	0,085	0,080
6	Период повторения, мкс	625	830	263	312,5	250	250
7	Полоса приемника, МГц	4	—	—	6	14	20
8	Шум-фактор, дБ	10	—	18	13,4	18	28
9	Дистанция зондирования, км	0,7	5	1,2–1,8	0,7	0,7	0,7
10	Продольный масштаб (L), м	105	125	60	30	13	12
11	Поперечный масштаб (T), м	1,83	5	4	0,92	0,92	0,92
12	Объем ($\pi LT^2/4$) куб. м	276	2500	~400	20	8,6	8,0
13	Эксцентриситет объема (L/T)	57	25	15	32	14	13

Тем не менее есть все основания рассматривать две основные модели: логонормальную и «лого-гаммофункциональную». Несмотря на отсутствие качественных отличий, разница в форме распределений, полученных на различной аппаратуре, может являться закономерным следствием значительных расхождений в пиковой мощности и/или ширине диаграммы направленности антенны (табл. 1). В этом случае они могут нести важную количественную информацию о микроструктуре и динамических процессах в рассеивающем объеме.

Окончательное формулирование физически ясной модели, безусловно, требует специально поставленных экспериментов для получения более массового материала в режимах разных мощностей, угловых размеров основного лепестка диаграммы направленности антенны, длительности импульса (величины рабочего объема с различными соотношениями продольного и поперечного масштаба). Тем не менее в ожидании такого материала предварительный анализ на основе уже имеющихся данных представляет определенный интерес.

Таблица 2
Table 2

Аппроксимация плотности огибающей на входе и выходе детектора
Approximation of the envelope density at the input and output of the detector

	1	2	3
Вход	$\frac{Ke^{-\ln(\ln r)^2}}{r}$	$\frac{Ke^{\ln(\ln r)^m}}{r(\ln r)^\beta}$	$\frac{r}{D} e^{-\frac{r^2}{2D}}$
Выход	$Ke^{(\ln x)^2}$	$K(\ln x)^m e^{-\beta \ln x}$	$\frac{e^{-\left(\frac{e^{2x}}{2D} - 2x\right)}}{D}$

Соотношения, приведенные в табл. 2, указывают, что в модели Керра – Райса на миллиметровых длинах волн классическую рэлеевскую плотность вероятности имеют флуктуации логарифма огибающей. То есть характер расширения экспериментальных зависимостей по сравнению с рэлеевским распределением – экспоненциальный. Это иллюстрирует рис. 2, а, на котором приведен полулогарифмический вид логонормального распределения (стр. 1 табл. 2) и график рэлеевского распределения огибающей в линейном масштабе.

Обращает на себя внимание различная степень расширения распределения по сравнению с классическим, рэлеевским, наблюдаемая при различных мощностях излучения, на различных длинах волн и в различных по размеру и эксцентриситету объемах.

Показательно, что «трехсантиметровые данные», полученные в малых объемах при малых мощностях, имеют почти рэлеевское распределение, а в больших объемах и при больших мощностях – явно ему не соответствуют (см. RU09 и US09 на рис. 1, рис. 2, б).

Но что за процесс в зондируемом объеме может обеспечить такой эффект? Ответ на этот вопрос потребовал изучения целого ряда известных, но редко рассматриваемых в литературе факторов. Среди них следует отметить: особенности распределения капель по размерам, наличие быстро движущихся сверхкрупных капель, пространственную кластеризацию капель, смену рассеивателей, нестабильность мощности радиолокационного импульса.

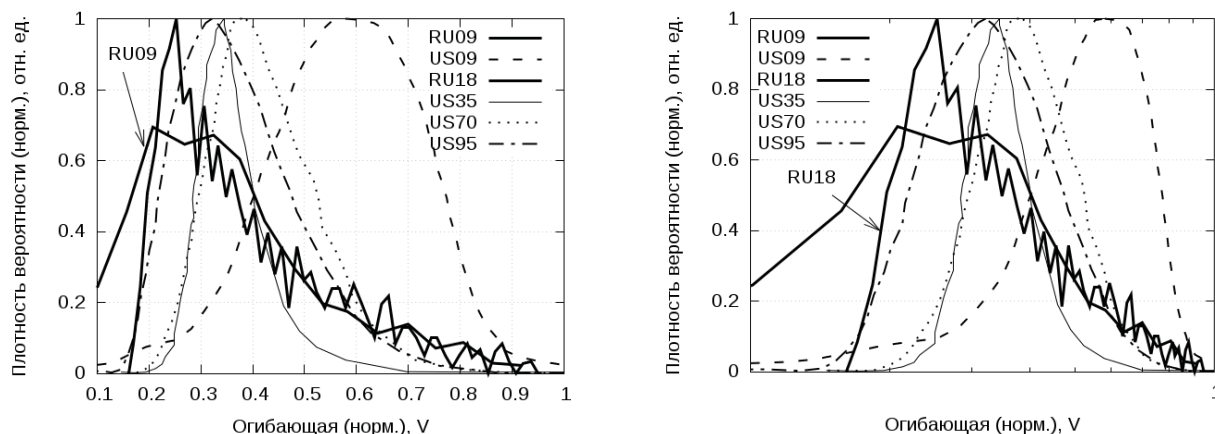


Рис. 1. Экспериментальные первые распределения флуктуаций огибающей в линейном и полулогарифмическом масштабе (для читаемости, график RU09 изображен с отклонениями от принятого способа нормирования модового максимума и дисперсии на единицу)

Fig. 1. The experimental first distributions of the envelope fluctuations on the linear and the semi-logarithmic scale (for readability, RU09 graph is depicted with deviations from the accepted method of normalizing the mode maximum and dispersion per unit)

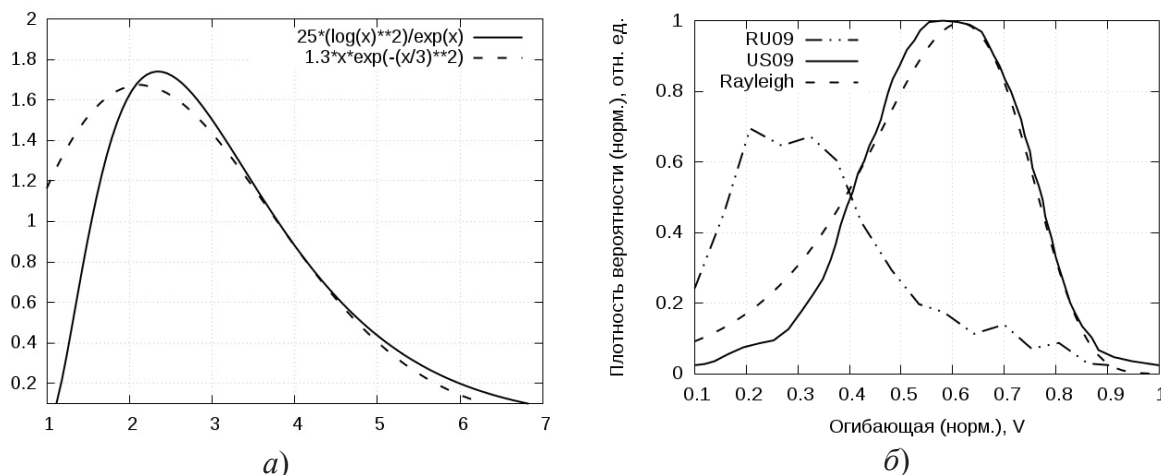


Рис. 2. Сопоставление экспериментальных и теоретических распределений:

a – аппроксимация логнормального распределения по данным, полученным в малых рассеивающих объемах на миллиметровых длинах волн (флуктуации логарифма огибающей сигнала на входе логарифмического детектора, который приводит на его выходе к логнормальному распределению (сплошная линия), имеют рэлеевский характер (штриховая линия));

б – рэлеевская аппроксимация (штриховая линия) экспериментального распределения, полученного на сантиметровых длинах волн в «малых» объемах (сплошная линия) и аналогичное экспериментальное распределение, полученное на тех же длинах волн в «большом» объеме (штрих-пунктирная линия)

Fig. 2. Comparison of experimental and theoretical distributions

a – the approximation of the lognormal distribution on data obtained in small scattering volumes on millimeter wavelengths (the fluctuations of the logarithm of the signal envelope at the input of the logarithmic detector, which leads to its lognormal distribution (solid line) at its exit, are of Rayleigh character (dashed line);

b – Rayleigh approximation (dashed line) of the experimental distribution obtained at centimeter wavelengths in "small" volumes (solid line) and a similar experimental distribution obtained at the same wavelengths in a "large" volume (dash-dotted line)

Однако по условиям проведения радиолокационных измерений, которые подразумевают практически неподвижные рассеиватели на времени одного импульса и незначительное их смещение в промежутках между импульсами, все известные процессы, определяющие неравномерность распределения рассеивающих частиц и их распределения по размерам, мало подходят для объяснения наблюдаемого эффекта.

В частности, при достаточно высокой средней скорости среды 10 м/с среднее смещение частиц между импульсами, следующими с интервалом 250 мкс, составляет 2,5 мм. Это совсем незначительно превышает средний размер рассеивателя. Среднюю скорость гравитационного падения следует принять вполуполовину меньше указанной величины. За 1000 импульсов смещение составит порядка 2,5 м (или 1,5 м для гравитационного падения капли с диаметром порядка 1,2 мм, что можно принять за средний размер для интенсивных осадков). Такие величины смещения уже сравнимы с радиусом корреляции флуктуаций концентрации частиц (который можно допустить на основе имеющихся в литературе представлений о возможных причинах подобной кластеризации) и сравнимы с поперечным масштабом «малых» зондируемых объемов (табл. 1).

Таким образом, допуская возможность существования флуктуаций с корреляцией концентрации порядка метра и меньше, при накоплении больших статистик можно ожидать на характерных периодах времени измерения эффективной смены кластеров и/или частиц в рассеивающем объеме, при зондировании в малых объемах поперек направления сильного ветра и/или в интенсивных осадках.

Настоящая статья не позволяет детально остановиться на анализе влияния на первое распределение всех возможных факторов и их комбинаций. Отметим лишь, что с этой целью – на основе классических принципов моделирования рассеянного поля на разреженных частицах – авторами была разработана достаточно развитая численная модель, позволяющая учитывать различные особенности пространственного распределения и движения рассеивающих частиц [2, 3]. Она позволила качественно оценить принципиальную возможность формирования характерных эффектов в первом распределении и, главное, оценить их стабильность в отношении измерения условий моделирования. С использованием указанной модели не удалось установить какого-либо изолированного эффекта или совокупности эффектов, которые могли бы определять значительные расширения первых распределений, характеризующиеся высокой стабильностью и изменяющиеся заданным образом при изменении размеров импульсного объема или частоты зондирования. Ожидаемое снижение эффекта от кластеризации с ростом размеров импульсного объема противоречит приведенным выше данным измерений на трех сантиметрах (рис. 2, б). К тому же проблемы возникают с объяснением стабильности порождаемых кластеризацией отклонений от рэлеевской статистики.

Устойчивые и широкие нерэлеевские распределения возможны при наличии небольших кластеров с достаточно высокой концентрацией. Такие кластеры окажутся достаточно стабильны, так как средняя интенсивность турбулентных пульсаций в атмосфере не превышает 3–4 % от средней скорости среды. Неравномерность смещений отдельных малых частиц в пространстве по отношению к вышеприведенному среднему смещению имеет тот же порядок. С учетом же инерции крупных частиц можно утверждать, что диффузионное размытие пространственной структуры будет сказываться на значительно больших периодах времени, чем интервал между импульсами. Наличие подобных стабильных образований не могло бы остаться незамеченным, например, в пассивном зондировании или трассовых экспериментах с короткими трассами. Ожидаемая меньшая выраженность кластерных эффектов для миллиметровых длин волн зондирования не подтверждается экспериментом.

В целом, следует отметить совершенно недостаточные сведения о кластеризации частиц в жидкокапельных осадках. Классические исследования в этом направлении традиционно ориентировались на чисто геофизические задачи, такие как оценка усредненных распределений, исследование доверительных интервалов перехода от оценок контактных выборок к оценкам генеральной совокупности [4, 5]. Однако появление в девяностые годы прошлого века оптических дидрометров открыло возможности для исследования микроструктуры с высоким разрешением во времени [6]. Такой экспериментальный материал в настоящее время находится в процессе массового накопления, в том числе с непосредственным сравнением контактных и радиолокационных данных [7, 8]. Поэтому вопрос о влиянии кластеризации частиц на стати-

стику регистрируемых сигналов в различных по размеру импульсных объемах и на различных длинах волн зондирующего излучения нельзя считать решенным. В этом смысле следует отметить работы [9, 10], которые содержат не только предварительное обобщение экспериментальных результатов, но также описание возможных подходов к физически ясному объяснению наблюдаемых эффектов.

Однако основываясь на результатах моделирования, и в частности сложностях с получением стабильных эффектов значительной интенсивности, авторы склоняются к необходимости поиска иного, ранее не рассматривавшегося процесса, стабильность которого удовлетворяла бы экспериментальным данным, а интенсивность нарастала бы при увеличении величины зондируемого объема и уменьшении длины волны зондирующего излучения.

ВЫВОДЫ

В статье проведен анализ многоволновых экспериментальных данных обратного рассеяния в дождях. Показано, что плотность вероятности огибающей радиоэхо может заметно отклоняться от рэлеевской формы в миллиметровом диапазоне длин волн зондирующего излучения и в сантиметровом диапазоне при условии зондирования с большими импульсными объемами.

На основе результатов численного моделирования процессов формирования обратного рассеяния на частицах разреженных сред, учитывающей ряд тонких эффектов, способы аналитического описания которых не сложились окончательно, предполагается, что ни один из них не может формировать характерные первые распределения найденные экспериментально.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Распространение ультракоротких радиоволн: пер. с англ. / под ред. Б.А. Шиллерова. М.: Сов. радио, 1954. 710 с.
2. **Коломиец С.Ф.** Рассеяния простого одиночного радиоимпульса на частицах разреженных рассеивающих сред. Научный Вестник МГТУ ГА. Серия «Радиофизика и электроника». 2015. № 222. С. 21–29.
3. **Gorelik A.G., Kolomiets S.F.,** Rayleigh's Principle of Power Addition (From the Point of View of Stochastic Point and Pulse Processes). Proceedings of 15-th International Radar Symposium (IRS), 2014.
4. **Bringi V.N., Chandrasekar V., Hubbert J., Gorgucci E., Randeu W.L., Schoenhuber M.** Raindrop Size Distribution in Different Climatic Regimes from Disdrometer and Dual-Polarized Radar Analysis. J. Atm. Sci. 2002, Vol. 60, no. 2, pp. 354–365.
5. **Tapiador F.J., Navarro A., Moreno R. et al.** On the Optimal Measuring Area for Pointwise Rainfall Estimation: A Dedicated Experiment with 14 Laser Disdrometers. Journal of Hydrometeorology, 2017, Vol. 18, no. 3, pp. 753–760.
6. **Kruger A., Krajewski W.F.** Two-Dimensional Video Disdrometer: A Description. J. Atmos. Oce. Tech., 2017, Vol. 19, pp. 602–617.
7. **Janapati J., Kumar B., Reddy M.V., Reddy K.K., Lin P., Rao T.N., Liu C.** A study on raindrop size distribution variability in before and after landfall precipitations of tropical cyclones observed over southern India. Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics, 2017, Vol. 159, pp. 23–40. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1364682616302747> (дата обращения 1.09.2017).
8. **Kim D., Lee D.** Raindrop size distribution properties associated with vertical air motion in the stratiform region of a springtime rain event from 1290 MHz wind profiler, micro rain radar and Parsivel disdrometer measurements. Meteorological Applications, 2016, Vol. 23, no. 1, pp. 40–49.
9. **Tokay A., Bashor P.G.** An Experimental Study of Small-Scale Variability of Raindrop Size Distribution. J. App. Meteorol. and Clim., 2010, Vol. 49, no. 7, pp. 2348–2365.

10. Стерлядкин В.В. Пространственная селекция и группировка дождевых капель по размерам при ветровых порывах // Изв. РАН. Физика атм. и океана. 2015. Т. 51, № 6.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Горелик Андрей Габриэлович, профессор, доктор физико-математических наук, профессор Московского физико-технического института.

Денисенков Дмитрий Анатольевич, преподаватель кафедры технологий и средств геофизического обеспечения войск ВКА им. А.Ф. Можайского.

Коломиец Сергей Федорович, кандидат физико-математических наук, научный сотрудник Московского физико-технического института.

ENVELOPE FLUCTUATIONS DISTRIBUTION OF SIMPLE RADAR PULSE BACKSCATTERING IN RARIFIED MEDIUM

Dmitriy A. Denisenkov¹, Andrey G. Gorelik², Sergey F. Kolomiets²

¹VKA named after A.F. Mozhaisky, St. Petersburg, Russia

²Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia

ABSTRACT

The basis of modern radar techniques is the direct use of radio-physical data on the power of backscattering. At the same time, the data volume received from the radar allows us to form new estimates and essentially specify classical ones. Significant steps have been made in this direction, using, for example, phase (Doppler) methods. The "modified Rayleigh model" used in radar meteorology to form a scattered field on rarefied medium particles is called the Kerr-Rice model. The main advantage of the Rayleigh model is its simplicity. But it itself contains a deep contradiction, consisting in its logical completion. Based on the statistics study of the first distribution in the rains of varying intensity the authors on a large statistical material have determined the fact of their not Rayleigh form and extreme stability of the latter in relation to natural changes of precipitation intensity. The first distribution is different from the theoretically expected one in the Kerr-Rice model, which makes it possible to use linear-logarithmic detection. It is concluded that the width and the mean of the spectrum of the same signal have the expected dynamics with respect to changes in precipitation intensity and dynamic processes in them. Tables with experimental data are presented. Two main distribution models are considered: lognormal and "logo-gamma-functional". It is concluded that, despite the absence of qualitative differences, the difference in the form of the distributions obtained with different equipment can be a natural consequence of significant discrepancies in the peak power and / or the width of the antenna pattern. The graphs of the first experimental distributions of envelope fluctuations on a linear and semi-logarithmic scale are presented.

Key words: radar, pulsed mode, rarified medium, Kerr-Rice model, radar meteorology.

REFERENCES

1. *Rasprostranenie ultrakorotkix radiovoln* [Propagation of ultrashort radio waves]. Trans. from English. Ed. by B.A. Shillerov. Moscow, Soviet radio, 1954, 710 p. (in Russian).

2. **Kolomiets S.F.** *Rasseyaniya prostogo odinochnogo radioimpulsa na chasticax razrezhennyx rasseivayushhix sred* [Scattering of a simple single radio impulse on particles sparse scattering media]. *Nauchnyy vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoy aviatsii Seriya "Radiophysika i elektronika* [Scientific Bulletin of the MSTUCA, Series "Radiophysics and Electronics"], 2015, Vol. 222, pp. 21–29 (in Russian).

3. **Gorelik A.G., Kolomiets S.F.** Rayleigh's Principle of Power Addition (From the Point of View of Stochastic Point and Pulse Processes). Proceedings of 15-th International Radar Symposium (IRS), 2014.

4. **Bringi V.N., Chandrasekar V., Hubbert J., Gorgucci E., Randeu W.L., Schoenhuber M.** Raindrop Size Distribution in Different Climatic Regimes from Disdrometer and Dual-Polarized Radar Analysis. *J. Atm. Sci.*, 2002, Vol. 60, no. 2, pp. 354–365.

5. **Tapiador F.J., Navarro A., Moreno R. et al.** On the Optimal Measuring Area for Pointwise Rainfall Estimation: A Dedicated Experiment with 14 Laser Disdrometers. *Journal of Hydrometeorology*, 2017, Vol. 18, no. 3, pp. 753–760.

6. **Kruger A., Krajewski W.F.** Two-Dimensional Video Disdrometer: A Description. *J. Atmos. Oce. Tech.*, 2002, Vol. 19, pp. 602–617.

7. **Janapati J., Kumar B., Reddy M.V., Reddy K.K., Lin P., Rao T.N., Liu C.** A study on raindrop size distribution variability in before and after landfall precipitations of tropical cyclones observed over southern India. *Journal of Atmospheric and Solar-Terrestrial Physics*, 2017, Vol. 159, pp. 23–40. URL: <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1364682616302747> (accessed: 1.09.2017).

8. **Kim D., Lee D.** Raindrop size distribution properties associated with vertical air motion in the stratiform region of a springtime rain event from 1290 MHz wind profiler, micro rain radar and Parsivel disdrometer measurements. *Meteorological Applications*, 2016, Vol. 23, no. 1, pp. 40–49.

9. **Tokay A., Bashor P.G.** An Experimental Study of Small-Scale Variability of Raindrop Size Distribution. *J. App. Meteorol. and Clim.*, 2010, Vol. 49, no. 7, pp. 2348–2365.

10. **Sterlyadkin V.V.** *Prostranstvennaya selekciya i gruppirovka dozhdevykh kapel po razmeram pri vetrovykh poryvax* [Spatial selection and grouping of rain drops by dimensions in case of wind gusts]. *Izv. RAS. Physics of atmosphere and the ocean*, 2015, Vol. 51, no. 6. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Dmitriy A. Denisenkov, Teacher of the Technologies and Means of Troops Geophysical Support Chair, Mozhaisky Military-Space Academy.

Andrey G. Gorelik, Professor, Doctor of Physical and Mathematical Sciences, Moscow Institute of Physics and Technology.

Sergey F. Kolomietc, Candidate of Physical and Mathematical Sciences, Research Associate of the Moscow Institute of Physics and Technology.

Поступила в редакцию 15.09.2017
Принята в печать 23.11.2017

Received 15.09.2017
Accepted for publication 23.11.2017

ББК 05
Н 34
Св. план 2017

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 20, № 06, 2017
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 20, No. 06, 2017

Свидетельство о регистрации в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор) ПИ № ФС77-47989 от 27 декабря 2011 г.

Подписано в печать 20.12.17 г.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

13,1 уч.-изд. л.

21,75 усл. печ. л.

Заказ № 263 / 190

Тираж 70 экз.

Московский государственный технический университет ГА
125993, Москва, Кронштадтский бульвар, д. 20
Изготовлено в ИД Академии имени Н.Е. Жуковского
125167, Москва, 8-го Марта 4-я ул., дом 6А
Тел.: (495) 973-45-68
E-mail: mail@phzhukovskogo.ru

Подписной индекс в каталоге Роспечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2017