

Том 20, № 05, 2017

ISSN 2079-0619

e-ISSN 2542-0119

Научный Вестник МГТУ ГА

Civil Aviation High TECHNOLOGIES

Vol. 20, No. 05, 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., профессор 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** – Козлов А.И., заслуженный деятель науки и техники РФ, профессор, д.физ.-мат.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия.
- Ответственный секретарь** – Затучный Д.А., доцент, к.т.н., профессор кафедры МГТУ ГА, Москва, Россия;
- Члены редакционной коллегии**
- Ходаковский В.А., заслуженный деятель науки ЛССР, профессор, д.т.н., профессор РАИ, Рига, Латвия;
 - Северцев Н.А., лауреат Государственной премии СССР, лауреат премий РФ в области науки и образования, заслуженный деятель науки и техники РФ, профессор, д.т.н., заведующий отделом Вычислительного центра имени А.А. Дородницына РАН, Москва, Россия;
 - Горелик А.Г., профессор, д. физ.-мат. н., профессор МФТИ, Москва, Россия;
 - Шахтарин Б.И., лауреат Государственной премии РФ, профессор, д.т.н., профессор МГТУ имени Н.Э. Баумана, Москва, Россия;
 - Лукин Д.С., лауреат Государственной премии РФ, профессор, д.физ.-мат.н. профессор МФТИ, Москва, Россия;
 - Сарычев В.А., заслуженный деятель науки и техники РФ, профессор, д.т.н., главный научный сотрудник ЗАО «Радар-ММС», Санкт-Петербург, Россия;
 - Лутин Э.А., профессор, д.т.н., профессор МГТУ ГА, Москва, Россия;
 - Татаринов В.Н., профессор, д.т.н., профессор ТУСУР, Томск, Россия;
 - Акиншин Р.Н., профессор, д.т.н., ведущий научный сотрудник СПП РАН, Москва, Россия.

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;
Vacily 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

Anatoly Kozlov, Honored Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Science, Professor of Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Issue Secretary

Dmitry Zatuchny, Associate Professor, Candidate of Science, Professor of Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia.

Issue Editorial Board Members

Vladimir Xodakovsky ,	Professor, Doctor of Sciences, Honored Worker of Science of Latvia Soviet Socialist Republic, Professor of RAI, Riga, Latvia;
Nikolay Severtsev ,	Winner of the State Award of the USSR, Winner of the Russian Federation Awards in the Field of Science and Education, Honored Worker of Science and Technology of the Russian Federation, Professor, Doctor of Science, Head of Department of Computer Centre named A.A. Dorodnichin RAN, Moscow, Russia
Andrey Gorelik ,	Professor, Doctor of Science, Professor of Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia;
Boris Shakhtarin ,	Honoured Worker of Science and Technology of Russia Federation, Professor, Doctor of Science, Professor of Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia;
Dmitry Lukin ,	Winner of the State Award of the Russian Federation, Professor, Doctor of Science, Professor of Moscow Institute of Physics and Technology, Moscow, Russia;
Valentin Sarychev ,	Professor, Doctor of Sciences, Chief Research Fellow, "Radar-MMS" joint-stock Company, St. Petersburg, Russia;
Emil Loutin ,	Professor, Doctor of Sciences, Professor of Moscow State Technical University of Civil Aviation, Moscow, Russia;
Viktor Tatarinov ,	Professor, Doctor of Science, Professor of Tomsk State Radio Electronic and Control Systems University, Tomsk, Russia;
Ruslan Akinshin ,	Professor, Doctor of Sciences, Leading Research Fellow, Section of Applied Problems under the Presidium of the Russian Academy of science, Moscow, Russia.

СОДЕРЖАНИЕ

ТРАНСПОРТ

Диденко Н.И., Елисеев Б.П., Саута О.И., Шатраков А.Ю., Юшков А.В. Радиотехническое обеспечение полетов военной и гражданской авиации – стратегическая проблема арктической зоны России.....	8
Бунин А.В., Потапов А.Н., Буешев Е.Е. Модернизированный метод формирования смешанной системы управления техническим состоянием на основе декомпозиции комплексов радиотехнических средств	20
Бачкало Б.И., Золотых В.И. Модель и методики оценки защищенности авиационной системы.....	33
Криницкий Г.В. Алгоритм обработки сигналов в аппаратуре потребителей спутниковых радионавигационных систем, предназначенной для обеспечения точного захода на посадку в условиях воздействия радиопомех.....	43
Левин А.В., Халютин С.П., Давидов А.О., Жмуров Б.В., Харитонов С.А., Жарков М.А., Харитонов А.С. Стартер-генераторная система для вспомогательной силовой установки	50
Юрасов В.В., Юрасова Л.А. Повышение эффективности подготовки пилотов и курсантов с целью контроля уровня безопасности полетов на основе модификации классического метода «РОЯ» (PSO).....	67

РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

Акиншин Н.С., Мамон Ю.И., Старожук Е.А. Аналитическая модель дифференциального метода приема и обработки сигналов инфракрасного диапазона длин волн	79
Болелов Э.А., Ермошенко Ю.М., Фридзон М.Б., Кораблев Ю.Н. Динамические погрешности датчиков температуры при радиозондировании атмосферы	88

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

Гусейнов А.Б., Маховых А.В. Методика формирования рационального облика бортового комплекса радиолокационной защиты беспилотного летательного аппарата.....	98
Данилова Е.А., Кузина Е.А., Лысенко А.В., Трусов В.А., Юрков Н.К. К проблеме повышения виброустойчивости бортовой электронной аппаратуры	109
Михайлин Д.А. Экспертная оценка опасности полета группы воздушных судов при их сближении с помощью программы-диспетчера	116
Николаев С.В. Определение в испытаниях вероятности обнаружения наземных объектов с борта летательного аппарата	131

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

Зубков Б.В., Фурар Х.Э. Проблемы системы управления безопасностью полетов и определения уровня безопасности полетов авиационного предприятия	145
--	-----

Макарова Н.Ю., Шахтарин Б.И.

Система мониторинга напряженно-деформированного состояния композиционных конструкций на основе механолюминесцентных сенсоров 152

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

Есиков Д.О., Акиншин Р.Н., Абрамов П.И., Лутина Л.Э.

Математические модели построения подсистемы обеспечения сохранности информации в распределенных информационных системах..... 161

CONTENTS

TRANSPORT

Didenko N.I., Eliseev B.P., Sauta O.I., Shatrakov A.Yu., Yushkov A.V. Radio-technical flight support of military and civil aviation – the strategic problem of Russia arctic zone	8
Bunin A.V., Potapov A.N., Bueshev E.E. The modernized method of a mixed technical state control system formation based on the decomposition of radio aids complexes	20
Bachkalo B.I., Zolotykh V.I. Models and methods of estimation of the aviation system security	33
Krinitzkiy G.V. The signals treatment algorithm for satellite radio navigational equipment consumers intended to provide a precision approach to the runway in conditions of radio interference immunity	43
Levin A.V., Khalyutin S.P., Davidov A.O., Zhmurov B.V., Kharitonov S.A., Zharkov M.A., Kharitonov A.S. Starter-generator system for auxiliary power unit	50
Yurasov V.V., Yurasova L.A. The efficiency improving of pilots and cadets training to safety control using the modifications of classical method of "ROY" (PSO)	67

RADIO ENGINEERING AND COMMUNICATIONS

Akinshin N.S., Mamon Ju.I., Staroguk E.I. Analytical model of a differential method for receiving and processing signals of the infrared range of wavelengths	79
Bolelov E.A., Ermoshenko Yu.M., Fridzon M.B., Korablev Yu.N. Dynamic error of the temperature sensors with the radiosounding of the atmosphere	88

AVIATION, ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

Guseynov A.B., Makhovykh A.V. The method of forming a rational aspect of unmanned aerial vehicle radar defense onboard complex	98
Danilova E.A., Kuzina C.A., Lysenko A.V., Trusov V.A., Yurkov N.K. The problem of improvement of the avionic equipment vibration resistance	109
Mikhaylin D.A. Flight expert risk assessment of aircraft group at their near miss using a program-manager	116
Nikolaev S.V. Test determination of probability of airborne detection of ground surface objects	131

MECHANICAL ENGINEERING AND ENGINEERING SCIENCE

Zubkov B.V., Fourar H.E. Flight safety management problems and evaluation of flight safety level of an aviation enterprise	145
Makarova N.Yu., Shakhtarin B.I. Stress-strain state monitoring system of composite structures with the mechanoluminescent sensors	152

***INFORMATION TECHNOLOGY,
COMPUTER ENGINEERING AND MANAGEMENT***

Esikov D.O., Akinshin R.N., Abramov P.I., Loutina L.E.

Mathematical models of creation of a subsystem of information integrity ensuring within the distributed information systems 161

ТРАНСПОРТ

УДК 332.1

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-8-19

РАДИОТЕХНИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТОВ ВОЕННОЙ И ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ – СТРАТЕГИЧЕСКАЯ ПРОБЛЕМА АРКТИЧЕСКОЙ ЗОНЫ РОССИИ

Н.И. ДИДЕНКО¹, Б.П. ЕЛИСЕЕВ², О.И. САУТА³, А.Ю. ШАТРАКОВ⁴, А.В. ЮШКОВ⁵

¹Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,

г. Санкт-Петербург, Россия

²Московский государственный технический университет гражданской авиации,

г. Москва, Россия

³Всероссийский научно-исследовательский институт радиоаппаратуры,

г. Санкт-Петербург, Россия

⁴Концерн воздушно-космической обороны «Алмаз-Антей», г. Москва, Россия

⁵Объединённая авиастроительная корпорация – Центр комплексирования,

г. Москва, Россия

Работа выполнена при поддержке РФФИ, грант № 16-07-00030

Следует отметить, что ряд стран считают, что Арктика – это достояние всего человечества, и поэтому необходимо пересмотреть правовой режим использования территории этого региона. Активизация деятельности вооруженных сил на северных рубежах вызвана обостряющимися международными разногласиями по вопросам территориального влияния в этом регионе, необходимостью обеспечения безопасности увеличивающегося грузопотока через Северный морской путь, а также увеличением производственных мощностей отечественных добывающих предприятий на шельфе. В статье рассматривается проблема обеспечения ускоренного освоения Арктического региона России. Отмечается, что важнейшая роль в решении этой проблемы принадлежит авиатранспортному комплексу, который является практически единственным средством, обеспечивающим оперативную доступность к объектам в регионе. Для эффективного использования авиатранспортного комплекса предлагается подход, базирующийся на концепции радиотехнического обеспечения полетов, основанный на технологиях глобальных навигационных спутниковых систем и автоматического зависимого наблюдения. Наличие готовых технических решений для реализации этих технологий позволяет ускорить решение как проблемы социально-экономического развития Арктического региона в целом, так и проблемы национальной безопасности России.

Ключевые слова: Арктическая зона, устойчивое развитие, авиатранспортный комплекс, национальная безопасность.

В соответствии с Нормами Международного права, которые основываются на Конвенции по морскому праву 1982 года, территориальными для России являются прибрежные воды на удалении до 12 миль. Экономической территорией является 200-мильная зона вблизи побережья. В результате присоединения России к Конвенции в 1997 году она утратила суверенитет над 1,7 млн кв. км своей территории [1]. В настоящее время юридические основания на освоение Арктики имеют пять государств: Россия, Дания, Канада, Норвегия и США. Однако ряд стран считают, что Арктика – это достояние всего человечества, и поэтому следует пересмотреть правовой режим использования территории этого региона [2]. Понимая сложность ситуации, Правительство РФ поручило Вооруженным Силам РФ приступить к планомерному освоению Арктических территорий. Цель этой работы заключается не только в увеличении военного потенциала в этом регионе, но и в необходимости оградить Арктическую зону от милитаризации ее странами – членами НАТО.

Активизация деятельности вооруженных сил на северных рубежах вызвана обостряющимися международными разногласиями по вопросам территориального влияния в этом регионе,

необходимостью обеспечения безопасности увеличивающегося грузопотока через Северный морской путь, а также увеличением производственных мощностей отечественных добывающих предприятий на шельфе. Что касается военно-стратегического присутствия России в Арктической зоне, то его уровень очень низок, хотя Арктическая зона является местом дислокации радиолокационных станций для обнаружения межконтинентальных баллистических ракет США (кратчайшие траектории полетов). Глобальность поставленных задач по освоению Арктического региона требует выработки сбалансированной стратегии их решения, исходящей из взаимосвязанности проблем национальной безопасности государств и социально-экономического развития Арктического региона в целом [3]. Под стратегическими проблемами Арктики понимается возможность возникновения неблагоприятной ситуации для жизнедеятельности региона [4].

В Арктике сосредоточено 58 % углеводородных ресурсов мирового океана, в то же время 19 % ресурсов находится в Атлантике, в Индийском океане – 17 %, в Тихом океане – 6 %. Только в российском арктическом шельфе, по предварительным оценкам, находится около 100 млрд тонн нефтяного эквивалента (т.н.э.). В настоящий момент на шельфах Российской Федерации открыто 46 месторождений, среди них шесть уникальных, запасы каждого из которых превышают 500 млн т.н.э. К ним относятся: в Баренцевом море – Штокмановское газоконденсатное месторождение, в Карском море – Ленинградское и Русановское газоконденсатные месторождения, Каменномыское газовое месторождение, в Охотском море – Лунское нефтегазоконденсатное месторождение. В этих месторождениях сосредоточено 64 % разведанных запасов российского арктического шельфа [5].

Освоение и защита арктического региона России практически невозможна без использования авиации. В то же время для эффективного использования авиации требуется соответствующая наземная инфраструктура и бортовая авионика, взаимодействие которых способно обеспечить эффективность и безопасность полетов. До 1990 года в России эксплуатировалось более 2000 аэродромов и аэропортов. Только в Мурманской области их насчитывалось 38. Однако экономическая реформа, проводимая с 2000 года, привела к ликвидации 80 % аэродромов и 50 % воздушных судов. На рис. 1 представлена динамика изменения количества аэропортов гражданской авиации в России [6].

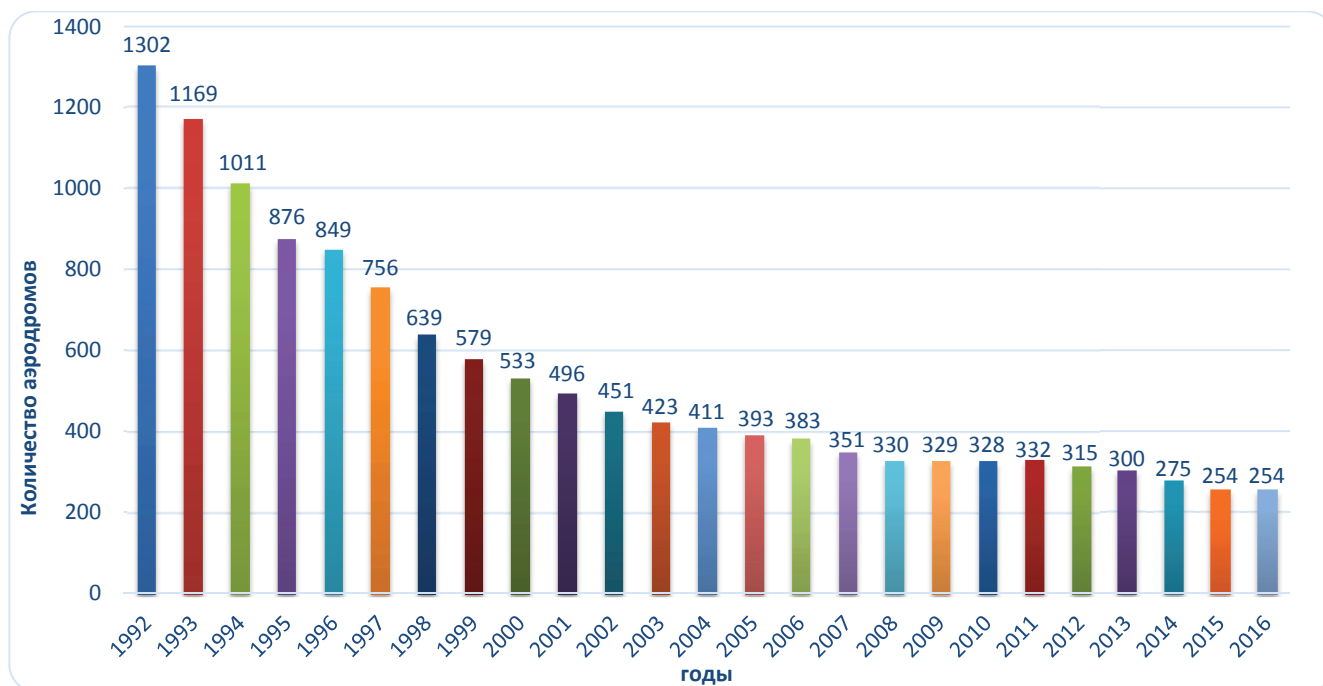


Рис. 1. Динамика изменения количества аэропортов гражданской авиации в России
Fig. 1. The evolution of the number of civil airports in Russia

В Республике Саха (Якутия) в настоящее время насчитывается 37 аэродромов. Только один аэропорт в столице республики (город Якутск) с населением 303 тыс. чел. обслуживает в сутки всего 24 рейса. Средняя заработная плата в городе около 62 тыс. руб., она же соответствует зарплате диспетчера управления воздушным движением (УВД) в аэропорту. В остальных 36 аэропортах ситуация еще хуже. Например, в городе Ленске с населением 23 тыс. человек аэропорт обеспечивает обслуживание всего трех рейсов в сутки. Средняя зарплата в городе около 47 тыс. руб., и эту зарплату за три рейса должны получать диспетчеры в аэропорту. В остальных аэропортах республики рейсов во много раз меньше. Также следует отметить, что в России имеется около 28 тыс. населенных пунктов, куда можно добраться только с использованием авиации. Однако из-за ряда причин малая авиация в России увеличивается слабыми темпами. К 2017 году малая авиация в России насчитывала около 2,5 тыс. единиц, а в США ее количество превышает 250 тыс. единиц [6].

Таким образом, экономическая целесообразность требует внедрения технологий удаленного диспетчерского управления воздушным движением из Региональных центров для большинства аэропортов России с малой интенсивностью полетов. Такие технологии сейчас находят все более широкое применение во всем мире [7].

В настоящее время принята программа развития в стране аэродромов и аэропортов. В 2015 году была произведена модернизация многоцелевого аэродрома Рогачево на Новой Земле для возможности базирования не только стратегических истребителей-перехватчиков, но и транспортных летательных аппаратов, а также аэродрома Мончегорск. В 2016 году введены в эксплуатацию многоцелевые аэродромы Темп на островах Котельный, Земля Александры и Земля Франца Иосифа. А в 2017 году из порта Тикси на аэродром Темп впервые в мировой практике был направлен военно-транспортный конвой с грузом. За три дня он успешно преодолел по льду 1200 км и прибыл в военный городок на острове Котельный.

В связи с резким ростом грузопотока, задача эффективной организации перевозок в Арктике должна решаться совместно многими ведомствами России. В 2015 году только Минобороны РФ транспортировало через Северный морской путь более 700 тыс. тонн различных грузов: 400 тыс. тонн строительных, 250 тыс. тонн в рамках северного завоза, 50 тыс. тонн военного назначения. В 2016 году по Северному морскому пути было перевезено 6,9 млн тонн груза, что является рекордным показателем за всю историю существования данного транспортного коридора [8].

Оценивая стратегические проблемы полетов военной и гражданской авиации в Арктическом регионе, можно выделить основные из них [9, 10]:

- определение направлений снижения затрат на создание аэродромного оборудования и бортовой аппаратуры летательных аппаратов (ЛА) военной и воздушных судов (ВС) гражданской авиации при эксплуатации в Арктической зоне;
- максимальное использование для авиации Арктического региона глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС), особенно ГЛОНАСС и функциональных дополнений ГНСС наземного и космического базирования;
- обеспечение взаимодействия авиации, кораблей ВМФ РФ и морских судов гражданского флота при выполнении задач в Арктической зоне;
- управление ЛА и ВС на удаленных и малоиспользуемых аэродромах и посадочных площадках (ПП) из региональных центров управления воздушным движением (УВД);
- обеспечение наблюдения за воздушной обстановкой в районе аэродромов, ПП и при выполнении совместных задач с кораблями ВМФ РФ и судами гражданского флота;
- обеспечение безопасности полетов при использовании навигационного поля ГЛОНАСС, в том числе перелетов с/на сухопутные аэродромы и площадки, а также работа по целеуказанию от кораблей;
- обеспечение инструментальной посадки на малооборудованные аэродромы, морские буровые установки (МБУ) и корабли с одиночным и эпизодическим базированием.

Для больших аэродромов эти задачи решаются с использованием традиционных радиотехнических средств и систем УВД на базе первичных и вторичных радиолокаторов, путем размещения наземных средств ближней навигации (ОПРС, РСБН, VOR/DME) в районах аэродромов, по трассам полетов и установкой на аэродромах инструментальных систем посадки на основе посадочных радиолокаторов (ПРЛ) и радиомаячных систем типа ILS и MLS [11]. В Арктическом регионе стандартные решения в ближайшей перспективе экономически не эффективны, ввиду необходимости оснащения большого количества аэродромов, ПП и МБУ. Для малооборудованных аэродромов, ПП и кораблей одиночного и эпизодического базирования в настоящее время нет однозначного технического решения по обеспечению взаимодействия служб УВД аэродрома, корабля и ЛА (ВС) в части решения задач посадки, наблюдения и навигации. Это обусловлено технической невозможностью размещения ПРЛ, РСБН, ILS, MLS и подобных на этих объектах, что существенно ограничивает эффективность круглосуточного всепогодного применения ЛА и ВС.

Принимая во внимание вышеизложенное и учитывая необходимость ускоренного оснащения авиационных объектов, эксплуатируемых в арктическом регионе, актуальной является задача создания системы управления полетами, навигации и захода на посадку на основе максимального использования уже разработанной и эксплуатируемой аппаратуры путем ее адаптации к условиям Арктики. Это позволит в кратчайшие сроки единым комплексом аппаратуры решить задачу радиотехнического обеспечения полетов ЛА и ВС в регионе, как для аэродромов, так и для кораблей одиночного и эпизодического базирования.

Концепция создания и поэтапного развития Аэронавигационной системы России на период 2006–2025 базируется на внедрении перспективных технических средств и технологий, к которым относится технология автоматического зависимого наблюдения, основанная на вещательном принципе (АЗН-В) с применением ГНСС и ответчиков системы УВД стандарта передачи данных 1090 ES [12]. Эта технология признана Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) перспективной для обслуживания и управления воздушным движением (ОВД и УВД) в гражданской и военной авиации.

С учетом основных положений указанной Концепции в России разработана система наблюдения, навигации и посадки (ННП) с обозначением «АРКТИКА», которая построена на базе серийно выпускаемой бортовой аппаратуры, использующей технологии АЗН-В и ГЛОНАСС и соответствующей наземной (корабельной) аппаратур, которая способна обеспечить:

- воздушную навигацию ЛА в любом районе Арктики;
- инструментальную посадку ЛА на аэродромы, ПП, МБУ и корабли, на которых установлен наземный комплекс системы ННП «АРКТИКА»;
- автоматическое определение на борту ЛА, оборудованного аппаратурой АЗН-В, своих географических координат и координат относительно корабля базирования или предполагаемой посадки, а также аэродрома, ПП или МБУ, оснащенных ответчиком АЗН-В;
- автоматическую передачу с корабля, оборудованного аппаратурой АЗН-В, на борт ЛА информации о текущих координатах, курсе, качке и скорости корабля;
- автоматическое определение на кораблях, оборудованных аппаратурой АЗН-В, своих географических координат и координат относительно других кораблей ордера (корабельного соединения) с ответчиками АЗН-В;
- контроль и управление полетами ЛА с командного диспетчерского пункта (КДП) корабля или аэродрома, ПП, МБУ, в том числе решение стандартных задач вторичного обзорного радиолокатора (ВОРЛ) при информационном взаимодействии с бортовыми ответчиками УВД в режимах А/С/С;
- передачу на борт ЛА координат заданной точки (целеуказания), разовых команд, характеристик гидрометеобстановки и другой служебной и оперативной информации;
- прием с борта ЛА и отображение на индикаторе КДП корабля, аэродрома, ПП и МБУ координат точки (обнаруженной цели), сообщений и другой информации;

– обеспечение экипажа ЛА информацией о воздушной обстановке (летательных аппаратах, оборудованных ответчиками УВД и АЗН-В).

В настоящее время, например, посадка ЛА на корабли одиночного и эпизодического базирования выполняется преимущественно визуально, без использования инструментальных средств. Посадка беспилотных ЛА осуществляется вручную оператором, находящимся на корабле, и чаще всего на воду вблизи корабля. Это существенно ограничивает эффективность круглосуточного всепогодного применения ЛА. Применение системы ННП «АРКТИКА» позволит существенно упростить и повысить эффективность применения ЛА. На морском флоте, аналог предлагаемой системы, построенный на принципах АЗН-В, – система АИС (автоматическая информационная (идентификационная) система). АИС является многофункциональной информационно-технической системой, оборудование которой устанавливается на судах и в береговых службах с целью обеспечения безопасности мореплавания и автоматизации обмена навигационной информацией. Как указано в руководящих документах Министерства транспорта РФ, аппаратура АИС может также устанавливаться на ЛА, участвующих в поисково-спасательных операциях на море [13]. Однако при размещении аппаратуры АИС на ЛА все же придется устанавливать авиационные ответчики, необходимые для систем ОВД и УВД. Кроме того, на ЛА потребуется установка дополнительных пре-передающих антенн на диапазон 160 МГц, не существующих в настоящее время в авиационном исполнении. Учитывая тот факт, что морская аппаратура АИС установлена на всех кораблях, при сопряжении аппаратуры системы ННП «АРКТИКА» и аппаратуры АИС появляется дополнительная возможность координации действий нескольких кораблей и ЛА при выполнении операций в Арктике и удаленных районах мирового океана.

В настоящее время в России отсутствует единая система наблюдения, навигации и посадки, способная решать такой комплекс задач для малооборудованных аэродромов, ПП, МБУ и кораблей одиночного и эпизодического базирования, который способна решить система ННП «АРКТИКА». В странах НАТО для решения задач навигации и захода на посадку применяется система типа JPALS (интегрированная точная система для захода и посадки), базирующаяся на технологиях ГНСС и поддерживающая каналы связи корабль – борт. Системой JPALS предполагается оснащать все корабли ВМФ НАТО, а также мобильные аэродромы [14].

Основными характеристиками системы ННП «АРКТИКА» являются:

- решение комплекса задач посадки, наблюдения за воздушной обстановкой, предупреждения столкновений, навигации и наведения унифицированным комплектом бортовой и наземной (корабельной) аппаратуры;
- отсутствие необходимости установки дополнительных антенн на борту ЛА;
- решение задач взаимодействия с международной системой УВД на основе единых стандартов;
- использование специальных форматов сообщений для обмена конфиденциальной информацией;
- глобальный мониторинг на основе технологий АЗН-В для организации поисково-спасательных работ.

Проект построения и использования универсальной радиотехнической системы, использующий технологии ГНСС и АЗН-В, предлагаемый для в системы ННП «АРКТИКА», признан специалистами ведущих российских авиационных и морских предприятий перспективным для малооборудованных аэродромов, ПП, МБУ и кораблей, и в целом одобрен рядом научных центров РФ.

Ниже приведено краткое описание базовых элементов серийно выпускаемой аппаратуры, применяемой в системе ННП «АРКТИКА» (СО-2010, МСНВО-2010, БМС-Индикатор).

Серийно выпускаемая аппаратура СО-2010 является пультовым адресным ответчиком системы УВД уровня 2ES и предназначена для размещения на всех типах ЛА с целью обеспечения:

- работы с неселективными и селективными (режим S) радиолокаторами УВД отечественной и международной систем вторичной радиолокации;
- обеспечения стандартного и расширенного наблюдения в режиме S;
- работы в системе автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В 1090 ES) в качестве бортового передающего оборудования класса В0;
- работы с бортовой аппаратурой госопознавания.

Функция выдачи в эфир сообщений АЗН-В просто встроена в передающий тракт бортового приемопередатчика режима S и не требует дополнительных ресурсов в виде передающих устройств, фидерных трактов и антенн. Аппаратура СО-2010 обеспечивает стандартное (ELS) и расширенное (EHS) наблюдение в режиме S в соответствии с требованиями организации EUROCONTROL. Управление режимами работы ответчика производится с передней панели блока. Отображение состояния ответчика осуществляется на дисплее на передней панели блока. Аппаратура СО-2010 установлена и успешно эксплуатируется на вертолётах Ка-226 различных модификаций, Ми-8МТВ, Ми-171А2 и соответствует требованиям ГОСТ 21800-89, КТ-113-01, КТ-160Д, Приложение 10 ИКАО том 3 и том 4, DOC 9871, RTCA DO-260A, DO-302, DO-181C [10].



Рис. 2. Внешний вид пультового ответчика СО-2010
Fig. 2. WITH-2010 transponder view

Внешний вид пультового ответчика СО-2010 представлен на рис. 2. Основные характеристики аппаратуры СО-2010 приведены в табл. 1. Изделие сертифицировано Авиационным регистром Межгосударственного авиационного комитета [15].

Таблица 1
Table 1

Характеристики СО-2010
WITH-2010 characteristic

Рабочий диапазон частот, МГц	837,5; 1030,0 (прием) 740; 1090 (передача)
Энергопотребление, Вт	15
Габариты, мм	146 x 32 x 270
Масса, кг	0,9

Серийно выпускаемая малогабаритная система наблюдения воздушной обстановки МСНВО-2010 является бортовым оборудованием АЗН-В In, предназначена для размещения на всех типах ЛА и обеспечивает:

- прием и обработку на борту ВС информации АЗН-В на основе расширенного сквиттера режима S вторичного радиолокатора (технология 1090ES);
- прием и обработку на борту ВС информации ADS-R на основе технологии 1090ES;
- прием и обработку на борту ВС информации наземного сервиса TIS-B на основе технологии 1090ES;
- ведение треков целей;
- обнаружение конфликтных ситуаций;
- взаимодействие с бортовыми аналоговыми и цифровыми датчиками и системами без дополнительных блоков сопряжения.

Аппаратура МСНВО-2010 соответствует требованиям нормативных документов: Конвенции о международной гражданской авиации Приложение 10, Том 4, RTCA DO-289, RTCA

DO-242A, RTCA DO-260B, RTCA DO-317, TSO-C166B, TSO-C195, KT-178B, ARINC 429-15 [10]. Использование аппаратуры МСНВО-2010 позволяет осуществлять безопасное маневрирование ВС на основе полученной координатно-временной информации от окружающих ВС, данных наземного наблюдения (TIS-B) и бортовых координатно-временных датчиков (ГНСС и др.), решает задачи улучшенного визуального наблюдения (EVAcq) и обнаружения конфликтов (CD). Аппаратура МСНВО-2010 совместно с аппаратурой СО-2010 полностью реализует функции АЗН-В (АЗН-В Out и АЗН-В In), а также задачи улучшенного визуального наблюдения при заходе на посадку (EVApp) и наблюдение за наземной обстановкой в районе аэродрома.

Внешний вид аппаратуры МСНВО-2010 представлен на рис. 3. Основные характеристики аппаратуры МСНВО-2010 приведены в табл. 2.



Рис. 3. Внешний вид аппаратуры МСНВО-2010

Fig. 3. SNWO-2010 apparatus view

Таблица 2
Table 2

Характеристики аппаратуры МСНВО-2010
SNWO-2010 apparatus view

Рабочий диапазон частот, МГц	1090
Энергопотребление, Вт	8
Габариты, мм	34 x 123 x 238
Масса, кг	0,75

Серийно выпускаемая аппаратура – бортовая многофункциональная система БМС-Индикатор является бортовым оборудованием спутниковой навигации соответствующим требованиям KT-34-01 для подклассов A1, B1, C1. БМС-Индикатор работает по сигналам спутниковых навигационных систем ГЛОНАСС, GPS, ГАЛИЛЕО, БЕЙДОУ и сигналам спутниковых функциональных дополнений SBAS (WAAS, EGNOS, MSAS). Аппаратура БМС-Индикатор предназначена для использования при выполнении полетов в воздушном пространстве B-RNAV и P-RNAV. БМС-Индикатор обеспечивает заход на посадку по I категории ICAO при совместной работе с аппаратурой приема и преобразования дифференциальных данных (АПДД). Аппаратура БМС-Индикатор производится серийно и в настоящее время установлена почти на 2000 самолетов и вертолетов гражданской и военной авиации. Помимо полного соответствия требованиям нормативных документов Аппаратура БМС-Индикатор обеспечивает выполнение ряда дополнительных функций, повышающих безопасность полета и облегчающих самолетовождение. Аппаратура БМС-Индикатор обеспечивает:

- выполнение полета по маршруту, в зоне аэродрома, при неточном заходе на посадку (NPA) с графическим отображением на экране плана полета и текущего положения ВС, в том числе при выполнении стандартных процедур SID/STAR/APPROACH;
- поддержку функций оборудования зональной навигации в соответствии с «Руководством по требуемым навигационным характеристикам» (Doc. 9613 ICAO);
- выдачу цифровых и аналоговых сигналов управления в систему автоматического управления ВС (CAU);
- взаимодействия с бортовыми системами VOR/ILS, DME, РСБН, СРПБЗ (TAWS);
- работу с базами аэронавигационных данных верхнего воздушного пространства и местных воздушных линий, а также пользовательской базой данных большого объема;
- отображение цифровой топографической карты и рельефа местности;

- работу в составе комплекса бортового оборудования автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В), обеспечивая управление этим оборудованием и отображение информации АЗН-В экипажу;
- совместную работу двух комплектов БМС-Индикатора;
- взаимодействие с бортовым оборудованием, включающим цифровые и навигационные аналоговые датчики, различные индикаторы, системы «аэрошоу», радиолокационные, телевизионные и тепловизионные системы и др.

Аппаратура БМС-Индикатор имеет исполнение, адаптированное к применению с очками ночного видения. База аэронавигационная данных БМС-Индикатора обновляется в соответствии с циклом AIRAC каждые 28 дней при помощи загрузчика, подключаемого к разъему USB на лицевой панели. Во внутренней памяти БМС-Индикатора одновременно хранится



Рис. 4. Внешний вид аппаратуры БМС-Индикатор

Fig. 4. BMS-indicator view

Индикатор приведены в табл. 3. Изделие сертифицировано Авиационным регистром Межгосударственного авиационного комитета [15].

две базы аэронавигационных данных с информацией об аэропортах и взлетно-посадочных полосах, радиотехнических средствах навигации и посадки, навигационных точках, стандартных процедурах маневрирования SID, STAR, APPROACH, воздушных трассах, схемах полета в зоне ожидания (HOLDING PATTERN), зонах УВД и запрещенном воздушном пространстве.

Внешний вид аппаратуры БМС-Индикатор представлен на рис. 4. Основные характеристики аппаратуры БМС-

Таблица 3
Table 3

Характеристики аппаратуры БМС-Индикатор
BMS-indicator characteristic

Рабочий диапазон частот, МГц	1565; 1575; 1598...1606
Энергопотребление, Вт	25 (max)
Габариты, мм	146 x 128 x 226
Масса, кг	0,75

Размещение на вертолетах типа Ми-8МТВ компании «АВИАШЕЛЬФ», базирующейся на аэродроме Ноглики (Камчатка), аппаратуры БМС-Индикатор и АПДД, и полученное подтверждение заявленных характеристик в процессе летных испытаний и эксплуатации, позволили отработать схемы заходов, внести их в аэронавигационные сборники (АИП) России и снизить метеоминимум для полетов таким образом оснащенных вертолетов с уровня 200 x 1500 м до 60 x 600 м. В настоящее время около 30 вертолетов авиакомпаний «Газпромавиа» типа Ми-8Т, Ми-МТВ, Ми-АМТ, базирующихся на аэродромах Нефтеюганск, Томск и Егорьевск в Тюмени также оснащены этой аппаратурой. Проведенные работы показывают, что потенциально возможно дальнейшее снижение метеоминимумов для вертолетов, оборудованных такой аппаратурой.

ВЫВОДЫ

Радиотехническое обеспечение полетов военной и гражданской авиации является актуальной задачей для Арктического и Дальневосточного регионов России. Это обусловлено как

необходимостью ускоренного освоения и развития этих регионов после многих лет регрессии, так и сложной современной геополитической обстановкой в мире.

Радиотехническое обеспечение полетов в Арктике должно быть гармонизировано с Концепцией создания и поэтапного развития Аэронавигационной системы России на период 2006-2025, которая основана на внедрении перспективных технических средств и технологий ГНСС с функциональными дополнениями GBAS, GRAS, SBAS, технологий автоматического зависимого наблюдения АЗН-В, 1090 ES in/out, технологий микроэлектроники, интеграции, комплексирования и усовершенствования традиционных аэронавигационных средств.

Для ускоренного освоения Арктики, которое невозможно без широкого использования авиации, необходимо использовать перспективную и уже серийно производимую авионику, которой должны быть оснащены все воздушные суда для решения задач наблюдения, навигации и захода на посадку. К такой авионике относится аппаратура БМС-Индикатор, АПДД, МСНВО-2010, СО-2010, которая размещена и эксплуатируется уже сегодня на многих типах самолетов и вертолетов.

Среди перспективных технологий, использование которых представляется целесообразным для ускоренного освоения Арктики, можно выделить комплексные технологии взаимодействия авионики с морскими автоматическими идентификационными системами (АИС), инерциально-спутниковые технологии, технологии удаленного наблюдения и технологии синтетического видения для контроля за посадкой. Подобного рода технологии позволят выйти на обеспечение автоматизации режимов полета вплоть до касания для различных типов аэродромов и посадочных площадок, что крайне актуально для Арктики с ее сложными метеоусловиями.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Васильев Ю.С., Диденко Н.И.** Анализ рисков Арктических регионов // Труды международной научной конференции «Арктика: история и современность». М.: Наука, 2016. 268 с.
2. Теория и практика комплексного развития Арктической зоны РФ: монография / В.Н. Борисов, Н.И. Диденко, Н.И. Комков, Б.Н. Порфирьев, В.Н. Лексин, Д.Ф. Скрипнюк. СПб.: Изд-во Политехнического ун-та, 2015. 358 с.
3. Основы государственной политики Российской Федерации в Арктике на период до 2020 года и дальнейшую перспективу (утверждены Президентом России Д.А. Медведевым 18.09.2008 № Пр-1969).
4. Стратегия развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2020 года (утверждена Президентом России В.В. Путиным 08.02.2013 № Пр-232).
5. Natural Resources. The Arctic, with the support of the Russian Geographical Society [Электронный ресурс]. URL: <http://ru.arctic.ru/resources/print/> (дата обращения 20.04.2016).
6. VI Международный форум «БЕЗОПАСНОСТЬ НА ТРАНСПОРТЕ», 6–7 апреля 2016 г., Санкт-Петербург [Электронный ресурс]. URL: <http://www.confspb.ru> (дата обращения 25.06.2016).
7. **Бестугин А.Р., Шатраков А.Ю. и др.** Автоматизированные системы управления воздушным движением. СПб.: Политехника, 2015. 450 с.
8. Обеспечение военного завоза в Арктику. «Военное обозрение» от 17.03.2017 [Электронный ресурс]. URL: <http://www.topwar.ru> (дата обращения 20.04.2016).
9. Арктическое пространство России в XXI веке: факторы развития, организация управления / С.В. Бабуров, О.И. Саута, А.Ю. Шатраков, А.В. Юшков и др.; под ред. акад. В.В. Ивантера. СПб.: Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого; 2016. 1040 с.

10. Развитие навигационных технологий для повышения безопасности полетов / Ю.А. Антохина, С.В. Бабуров, А.Р. Бестугин, О.И. Саута; под науч. ред. д-ра техн. наук, проф. Ю.Г. Шатракова. СПб.: ГУАП, 2016. 298 с.

11. Шатраков Ю.Г. и др. Современные системы ближней радионавигации. М.: Транспорт, 1986. 200 с.

12. Концепция создания и поэтапного развития Аэронавигационной системы России на период 2006–2025. Утверждена Правительством РФ 04.10.2006.

13. Временное руководство по использованию АИС на судах и береговых службах. М.: Министерство транспорта РФ, 2002. 58 с.

14. JPALS – интегрированная точная система для захода и посадки [Электронный ресурс]. URL: <http://www.wikivisualle.com/wiki/JPALS> (дата обращения 20.04.2016).

15. Авиационный регистр Межгосударственного авиационного комитета (АР МАК) [Электронный ресурс]. URL: <http://www.armac.mak-iaak.org> (дата обращения 20.04.2016).

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Диденко Николай Иванович, профессор, доктор экономических наук, профессор Международной высшей школы управления, заведующий научно-исследовательской лабораторией «Системная динамика», Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, didenko.nikola@mail.ru.

Елисеев Борис Петрович, профессор, доктор технических наук, доктор юридических наук, ректор Московского государственного технического университета гражданской авиации, info@mstuca.aero.

Саута Олег Иванович, доктор технических наук, начальник научно-исследовательского сектора АО «ВНИИРА-Навигатор», sauta@navigat.ru.

Шатраков Артем Юрьевич, профессор, доктор экономических наук, кандидат технических наук, директор департамента АО «Концерн ВКС «Алмаз-Антей», генеральный директор АО НТЦ «ПРОМТЕХАЭРО», shatrakov@yandex.ru.

Юшков Алексей Владимирович, исполнительный директор ООО «ОАК – Центр комплексирования», aspirantura@vniira.ru.

RADIO-TECHNICAL FLIGHT SUPPORT MILITARY AND CIVIL AVIATION – THE STRATEGIC PROBLEM OF RUSSIA ARCTIC ZONE

Nikolai I. Didenko¹, Boris P. Eliseev², Oleg I. Sauta³,
Artem Yu. Shatrakov⁴, Alexey V. Yushkov⁵

¹*Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, St. Petersburg, Russia*

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

³*JSC "VNIIRA-Navigator"*

⁴*JSC "Concern VKS "Almaz-Antey",*

⁵*"OAK Center complexitube"*

ABSTRACT

It should be noted that a number of countries consider that the Arctic is the property of all mankind and therefore the legal regime of the usage of this region territory is necessary to be reconsidered. The intensification of the armed forces activities on the northern borders is caused by aggravated international disagreements on the issues of territorial influence in this region, by the need to ensure the safety of increasing freight traffic through the Northern Sea Route and also by an increase in production capacities of domestic extractive enterprises on the shelf.

The article deals with the challenge of the accelerated development in the Arctic region of Russia. It is noted that the major role in the solution of this problem belongs to an air-transport complex which is almost the only means to provide the operational availability to objects in the region. For the effective usage of the air-transport complex the approach based on the concept of radio-technical flight support, founded on the technologies of global navigation satellite systems and automatic dependent observation is offered. The existence of readymade technical solutions for these technologies implementation allows to accelerate the solvation of social and economic development problems of the Arctic region in general, alongside with the problems of national security of Russia.

Key words: Arctic zone, sustainable development, air-transport complex, national security.

REFERENCES

1. **Vasiliev Y.S., Didenko N.I.** *Analiz riskov Arkticheskikh regionov* [Risk analysis of Arctic regions]. *Trudy mezh-dunarodnoj nauchnoj konferencii «Arktika: istorija i sovremennost'»* [Proceedings of the International scientific conference: the Arctic: History and the Present]. M., Publishing House "Nauka", 2016, 268 p. (in Russian)
2. *Teorija i praktika kompleksnogo razvitija Arkticheskoy zony RF* [Theory and practice of integrated development of the Russian Federation Arctic zone]. Monograph. V. N. Borisov, N. I. Didenko, N.I. Komkov, B.N.Porfiriev, V.N.Leksin, D.F.Skripnuk.– Saint Petersburg Polytechnic University Publishing house, 2015. 358 p. (in Russian)
3. *Osnovy gosudarstvennoj politiki Rossijskoj Federacii v Arktike na period do 2020 goda i dal'nejshuju perspektivu* [The foundations of the Russian Federation State policy in the Arctic till 2020 and further perspective]. Approved by the President of the Russian Federation D. A. Medvedev 18.09.2008 № PR-1969. (in Russian)
4. *Strategija razvitija Arkticheskoy zony Rossijskoj Federacii i obespechenija naci-onal'noj bezopasnosti na period do 2020 goda* [The development strategy of the Russian Federation Arctic zone and national security ensuring till 2020]. Approved by the President of Russian Federation V.V. Putin 08.02.2013 № PR-232. (in Russian)
5. Natural Resources. The Arctic, with the support of the Russian Geographical Society. URL: <http://ru.arctic.ru/resources/print/> (accessed: 20.04.2016).
6. *VI Mezhdunarodnyj forum «BEZOPASNOST' NA TRANSPORTE»*, 6–7 aprelja 2016 g., Sankt-Peterburg [The VI International Forum "TRANSPORT SAFETY", April 6-7th, 2016, St. Petersburg]. URL: <http://www.confspb.ru> (accessed: 25.06.2016). (in Russian)
7. **Bestugin A.R., Shatrakov A.Yu.** *Avtomatizirovannye sistemy upravlenija vozdušnym dvizheniem* [Automated systems of air traffic control]. St. Petersburg, Polytehnika Publ., 2015, 450 p. (in Russian)
8. *Obespechenie voennogo zavoza v Arktiku* [Ensuring military delivery to the Arctic]. "Military review" from 17.03.2017 URL: <http://www.topwar.> (accessed:20.04.2016). (in Russian)
9. **Baburov S.V., Sauta O.I., Shatrakov A.Yu., Yushkov A.V., etc.** *Arkticheskoe prostranstvo Rossii v XXI veke: faktory razvitija, organizacija upravlenija* [The Russian Federation Arctic space in XXI century: development factors, the organization of management]. Ed.by acad. Vladimir Ivantera. St. Petersburg., Saint Petersburg Peter the Great Polytechnic University; the Publishing House "Nauka", 2016, 1040 p. (in Russian)
10. **Antokhina Yu.A., Baburov S.V., Bestugin A.R., Sauta O.I.** *Razvitie navigacionnyh tehnologij dlja povyshenija bezopasnosti poletov* [Development of navigation technologies for flight safety increase]. Ed. by Dr. of Mathematics and Physics, prof. Yu.G. Shatrakov. Saint Petersburg, Saint Petersburg State University of Aerospace Instrumentation, 2016, 298 p. (in Russian)
11. **Shatrakov Yu.G., etc.** *Sovremennye sistemy blizhnej radionavigacii* [The modern systems of a short-range radio navigation]. M., Transport, 1986, 200 p. (in Russian)
12. *Koncepcija sozdaniya i pojetapnogo razvitija Ajeronavigacionnoj sistemy Rossii na period 2006–2025* [The concept of creation and step-by-step development of Aero-navigational system of the

Russian Federation for 2006–2025]. It is approved by the Government of the Russian Federation 04.10.2006. (in Russian)

13. *Vremennoe rukovodstvo po ispol'zovaniju AIS na sudah i beregovykh sluzhbah* [The temporal manual to use AIS for vessels and coast services]. M., The Ministry of Transport of the Russian Federation, 2002, 58 p. (in Russian)

14. JPALS – the integrated exact system for approach and landing. URL: <http://www.wikivisualle.com/wiki/JIPALS> (accessed: 20.04.2016).

15. Aviation register of the Interstate Aviation Committee (ARE of IAC). URL: <http://www.armak.mak-iaik.org> (accessed: 20.04.2016).

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Nikolai I. Didenko, Professor, Doctor of Economic Sciences, Professor, International Graduate School of Management, Head of the Research Laboratory of "System Dynamics", St.-Petersburg Polytechnic University Named after Peter the Great, didenko.nikola@mail.ru.

Boris P. Eliseev, Professor, Doctor of Technical Sciences, Doctor of Science (Juridical), Rector of Moscow State Technical University of Civil Aviation, info@mstuca.aero.

Oleg I. Sauta, Doctor of Technical Sciences, Head of Scientific Research Sector of JSC "VNIIRA-Navigator", sauta@navigat.ru.

Artem Yu. Shatrakov, Professor, Doctor of Economic Sciences, Candidate Technical Sciences, Director of Department, JSC "Concern VKS "Almaz-Antey", the CEO of JSC STC "PROMTECHAERO", shatrakov@yandex.ru.

Alexey V. Yushkov, Executive Director of "OAK Center Complexitube", aspirantura@vniira.ru

Поступила в редакцию 07.09.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 07.09.2017
Accepted for publication 20.09.2017

УДК 621.396

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-20-32

МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ СМЕШАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМ СОСТОЯНИЕМ НА ОСНОВЕ ДЕКОМПОЗИЦИИ КОМПЛЕКСОВ РАДИОТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

А.В. БУНИН¹, А.Н. ПОТАПОВ², Е.Е. БУЕШЕВ²

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

В процессе эксплуатации техники узлы и агрегаты подвергаются постоянному воздействию ряда факторов, по-разному влияющих на ее техническое состояние (ТС). Выбор метода управления техническим состоянием радиотехнических комплексов средств автоматизации (КСА) управления воздушным движением обусловлен рядом конструктивных, технологических и эксплуатационных характеристик. Влияние эксплуатационных характеристик на ТС объектов находит свое отражение в виде отклонений от номинала их параметров. Стохастический характер и многообразие воздействия эксплуатационных характеристик на КСА приводят к тому, что при одной и той же наработке или продолжительности эксплуатации объекты обладают различным фактическим ТС. Эксплуатационно-технические характеристики КСА обладают рядом свойств, которые могут значительно влиять на выбор метода управления ТС. Эти свойства имеют важное значение для формирования смешанной системы управления ТС на основе декомпозиции КСА. Техническая эксплуатация КСА характеризуется наличием объективного процесса изменения ТС и субъективного процесса технической эксплуатации, представляющего собой последовательную во времени смену различных состояний в соответствии со схемой переходов. Предложенный в работе модернизированный метод формирования смешанной системы управления техническим состоянием на основе декомпозиции комплексов радиотехнических средств позволяет учитывать не только ранг (вес), характеризующий относительную важность характеристик, но и влияние свойств этих характеристик при выборе методов управления ТС. Содержание модернизированного метода формирования смешанной системы управления ТС на основе декомпозиции КСА по характеристикам позволяет учитывать основные свойства эксплуатационно-технических характеристик путем введения дополнительных процедур.

Ключевые слова: комплекс средств автоматизации, метод, техническое состояние, характеристики, система управления, декомпозиция, радиотехническое средство.

ВВЕДЕНИЕ

Выбор того или иного метода управления техническим состоянием (ТС) комплексов средств автоматизации (КСА) управления воздушным движением (УВД) обусловлен рядом конструктивных, технологических и эксплуатационных характеристик, а также все возрастающей потребностью снижения затрат на эксплуатацию КСА и повышением их надежности и эффективности применения. В процессе эксплуатации техники узлы и агрегаты подвергаются постоянному воздействию ряда факторов, по-разному влияющих на ее ТС. Основные факторы, влияющие на изменение ТС, можно разделить на конструктивно-технологические, определяющие начальное качество объектов, и эксплуатационные, отражающие изменение ТС в процессе эксплуатации [1, 2].

К первой группе характеристик относятся: выбор схемных и конструктивных решений, элементов и материалов; технология изготовления деталей и узлов, сборки и испытания объектов; качество производства; характеристики текущего и выходного контроля. Во вторую группу входят эксплуатационные характеристики, которые могут быть субъективными и объективными. Субъективные характеристики связаны с воздействием обслуживающего персонала и могут способствовать как повышению, так и снижению надежности. Они связаны с выбором правильных режимов эксплуатации объектов, их технического обслуживания и ремонта, квалификаци-

ей обслуживающего персонала и качеством его работы. Объективные характеристики отражают: условия работы объектов, включающие значения и периодичность повторения эксплуатационных нагрузок (статистических и динамических), испытываемых агрегатами и узлами в процессе нормальной эксплуатации.

В основном эти характеристики связаны с выбором правильных режимов эксплуатации объектов, их технического обслуживания и ремонта, квалификацией обслуживающего персонала и качеством его работы.

ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЛЕКСОВ СРЕДСТВ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРИ УПРАВЛЕНИИ ТЕХНИЧЕСКИМ СОСТОЯНИЕМ

Для решения широкого класса военно-прикладных задач при организации мероприятий по технической эксплуатации (ТЭ) комплексов требуется достоверная и своевременная оценка их технического состояния. В процессе эксплуатации комплексов средств автоматизации (КСА) изменяется их ТС, которое может определяться как исправное, работоспособное, неисправное и неработоспособное в зависимости от значений технических параметров в определенный момент времени. Для поддержания надежности техники на этапе эксплуатации проводится техническое обслуживание (ТО).

Задачами ТО являются [6]:

- предупреждение преждевременного износа механических и электромеханических элементов, входящих в состав техники;
- предупреждение неисправностей, вызываемых процессами старения и износа элементов, деталей и узлов аппаратуры;
- предупреждение ухода электрических параметров и характеристик аппаратуры за пределы установленных норм, а также доведение параметров и характеристик до норм, установленных эксплуатационной документацией;
- выявление и устранение неисправностей и причин их возникновения;
- продление межремонтных ресурсов и сроков службы.

Однако отказы и повреждения КСА, как правило, являются случайными событиями, место и время возникновения которых определить затруднительно. Мероприятиями ТО предупредить внезапные отказы практически невозможно, и для восстановления работоспособности КСА необходимо проводить ремонт.

С этой целью в настоящее время применяются современные методы эксплуатации КСА, появляются крупные теоретические и практические разработки в области высокоэффективных стратегий ТО. Стратегия ТО является системой управления ТС изделия в заданных условиях эксплуатации. Управляющие воздействия в этой системе формируются в зависимости от значений принятого признака ТС изделия, т. е. в соответствии с принятыми стратегиями ТО, и выражаются в проведении тех или иных операций ТО.

При всех стратегиях ТО мероприятия по повышению надежности изделий, корректировка объемов и периодичности ТО осуществляются на основе анализа информации о всех признаках ТС изделий и эффективности системы ТО. Однако методы анализа и использования различных видов информации зависят от стратегий ТО. Один из видов информации является основным при принятии решений о необходимом перечне операций ТО и периодичности их выполнения. Остальные данные используются для корректировки принимаемых решений с целью повышения их эффективности.

Каждая стратегия ТО определяет техническую политику и затраты на ТО изделия и предъявляет определенные требования ко всем элементам системы ТО, т. е. к объектам, средствам, исполнителям и к связям между этими элементами, установленным в документации. Стратегия ТО

данного типа изделия выбирается на основе анализа надежности изделия, влияния его отказа на безопасность и регулярность обеспечения полетов, зависимости безотказности от наработки, эксплуатационной технологичности, прежде всего контролепригодности изделия, технической возможности и экономической целесообразности применения той или иной стратегии.

Принципиально выделяются две основные стратегии технической эксплуатации КСА:

- стратегия технической эксплуатации по ресурсу (программное управление по разомкнутому циклу);
- стратегия технической эксплуатации по состоянию (управление по замкнутому циклу с обратной связью по информации о состоянии техники).

Методы, применяемые для анализа проблем технической эксплуатации, связаны с принятием решения при наличии недостаточно достоверных данных.

Предполагается, что рассматриваемые образцы КСА во время эксплуатации находятся в одном из нескольких состояний, причем два крайних состояния будут «исправное» и «неработоспособное». Между ними расположен ряд промежуточных состояний, которые отражают различную степень ухудшения характеристик. Переход от состояния к состоянию является вероятностным, закон которого может быть полностью известен, частично известен или полностью неизвестен тому, кто должен принять решение.

Если оборудование состоит из нескольких частей, то по каждой части должны быть приняты определенные меры, причем выбор мер для одной части может зависеть от состояния одной или нескольких других частей, последовательность мер, выбираемых тем, кто принимает решение, отражает систему технической эксплуатации. Качество системы можно измерить затратами, путем определения стоимости техники в каждом состоянии и стоимости выполнения каждого вида работ.

При стратегии ТО по наработке перечень и периодичность выполнения операций определяются значением наработки изделия с начала эксплуатации или после капитального (среднего) ремонта. При такой стратегии система правил управления состоянием КСА формируется заранее на основе априорной информации об эксплуатационных свойствах парка КСА.

Из информации о текущем состоянии используются только сведения об отказах, а концепция управления исходит из предположения, что любой объект может иметь только два определенных состояния: отказ или выработку назначенного ресурса.

Объем и периодичность операций строго регламентированы и не зависят от фактического состояния техники. Необходимый уровень надежности КСА достигается за счет периодического обновления элементов эксплуатируемых изделий и обновления образцов КСА, при этом увеличиваются расходы на ТЭ.

Она основывается на проведении определенного фиксированного объема работ через установленные промежутки времени (календарные или по наработке). Стратегия технической эксплуатации по наработке организуется на основе принципа безопасного срока службы, исходя из которого для изделия назначается ресурс, в течение которого с заданной вероятностью не имелось бы ни одного отказа.

По всей видимости, эта стратегия эксплуатации будет иметь право на жизнь еще долгое время, так как в КСА есть ряд изделий, которые быстрее и экономичнее заменить, чем установить степень их износа на основе сложного, дорогостоящего, а иногда и не совсем надежного контроля.

Первоначальный регламент технической эксплуатации (при стратегии по наработке) разрабатывается в процессе создания КСА специалистами предприятий промышленности, причем при его разработке учитывают две группы факторов.

Первая группа содержит обобщенные материалы по опыту эксплуатации аналогичных типов КСА (перечень работ, периодичность их выполнения, перечень и характер неисправностей по системам, интенсивность их появления).

Вторая группа отражает индивидуальные, специфические особенности конкретного изделия (особенности конструкции, предполагаемые условия эксплуатации, результаты стендовых и лабораторных испытаний и т. п.).

При определении оптимальной периодичности обслуживания могут использоваться различные критерии. В общем случае оптимальным критерием для регламента является такой, который обеспечивает максимальную надежность работы объекта в межрегламентный период при минимальном значении трудозатрат на ТО.

Эту стратегию целесообразно применять для изделий, имеющих тенденцию к существенному росту интенсивности отказов после определенной наработки, при незначительном разбросе значений наработок до отказа, преимущественно для тех изделий КСА, отказы которых влияют на безопасность полетов.

Она применяется также как вынужденная мера при невозможности применения стратегии ТО по состоянию из-за отсутствия методов и (или) средств диагностирования или экономической целесообразности. Система алгоритмов стратегии ТО по состоянию формируется при условии получения текущей информации о действительном состоянии каждого образца КСА, при этом учитываются также и априорные данные об эксплуатационных свойствах.

Реализация эксплуатации по состоянию обязательно требует непрерывного или дискретного контроля и анализа состояния КСА. Все виды работ: контроль состояния, замены, ремонт и прочие – производятся в срок и в объемах, которые устанавливаются в результате решения по данным текущего контроля состояния.

Предельное (предотказовое) состояние также устанавливается на основе знания текущей информации об объекте. В этом случае объекты эксплуатируются без ограничения межремонтного ресурса с проведением непрерывного или периодического контроля ТС каждого объекта в процессе эксплуатации. Достижение установленного в эксплуатационной документации для каждого типа объектов предотказового значения, определяющего ТС параметра (совокупности параметров), означает неисправное состояние объекта и указывает на необходимость проведения работ по его восстановлению. Периодичность контроля ТС при ТО устанавливается в эксплуатационной документации и может быть постоянной для парка однотипных изделий КСА или зависеть от результатов предыдущего контроля и прогнозирования ТС каждого объекта.

Такая стратегия наиболее подходит для объектов, обладающих достаточным уровнем контролепригодности, наработка до отказа которых имеет существенный разброс.

Стратегия ТО по состоянию в настоящее время более актуальна при внедрении в систему технической эксплуатации. Это связано прежде всего с тем, что возрастание объема контролируемых параметров из-за увеличения числа выполняемых функций, усложнение связей внутри комплексов приводят к резкому увеличению трудозатрат на ТЭ и снижению готовности КСА в целом.

Существовавшая до недавнего времени единая жесткая стратегия эксплуатации по наработке не в состоянии полностью устранить противоречия между возросшим объемом контроля и требованиями руководящих документов по обеспечению готовности КСА к применению.

Решающее значение при выборе стратегии ТО применительно к конкретному типу объекта принадлежит целенаправленным исследованиям, позволяющим проводить оптимизацию эксплуатации по тем или иным критериям.

В настоящее время в основном действует планово-предупредительная система эксплуатации, которой присущи признаки метода эксплуатации по наработке (ресурсу), характерными чертами которого являются: установление различного вида ресурсов отдельных изделий и КСА в целом; проведение профилактических мероприятий через заранее выбранные интервалы времени наработки независимо от фактического состояния систем и изделий – регламентных, периодических и др.

Однако имеется ряд негативных факторов, связанных с применением метода эксплуатации по наработке, к которым относятся следующие.

1. Низкие значения гарантийных ресурсов (сроков службы) КСА и отсутствие единого принципа их обоснования.

2. Применение нерациональных форм эксплуатации КСА (при фиксированных ресурсах, назначении объемов капитального ремонта без учета фактического состояния).

3. Анализ информации о функционировании КСА на различных стадиях жизненного цикла показывает, что наиболее длительными и затратными являются эксплуатационная и ремонтная стадии. Как показывают проведенные исследования, в среднем длительность эксплуатационной и ремонтной стадии оценивается в 60–70 % а затраты в 50–60 % от значения длительности и затрат за весь цикл от проведения НИОКР по разработке КСА до их утилизации.

4. Установленные предельные ресурсы (сроки службы) для многих видов КСА не обоснованы, что приводит к повышенным затратам за счет досрочного их описания, необоснованным проблемам для продления их сроков эксплуатации и преждевременным отправкам в заводской ремонт.

Не способствует рациональной эксплуатации планово-предупредительная система ТО и из-за длительных сроков обслуживания, связанных с избыточностью фиксированных объемов работ. Особенностью эксплуатации КСА является и то, что применение новой элементной базы, цифровой обработки информации и подобное приводит к существенному изменению характера процессов, описывающих техническое состояние КСА во времени.

Эксплуатационные характеристики изменяются в широких пределах, а их воздействие на ТС объектов носит случайный характер. Влияние эксплуатационных характеристик на ТС объектов находит свое отражение в виде отклонений от номинала их параметров вследствие износа и старения деталей, а также разрегулировки агрегатов. Следствием происходящих в элементах физико-химических процессов является изменение во времени их параметров и характеристик.

Процесс отказа обычно представляет собой некоторый временной процесс. Его внутренний механизм и скорость определяются различными параметрами:

- структурой и свойствами материала;
- напряжениями, вызванными нагрузкой;
- температурой и другими факторами.

Природа физико-химических процессов, приводящих к отказам элементов и систем, очень сложна, и до сегодняшнего дня изучена не полностью. Зачастую число параметров, с учетом которых строятся математические модели износа и старения, очень велико. Поэтому в теории надежности используются вероятностные показатели, такие как интенсивность отказов, вероятность безотказной работы, гамма-процентный ресурс и др. Все эти показатели можно представить в виде определенной сложной функции [3]:

- случайных переменных;
- первоочередных значений параметров и характеристик элементов; скорости изменения параметров;
- предельных или критических значений этих характеристик и параметров;
- нагрузок;
- воздействий окружающей среды;
- режимов работы.

Стохастический характер и многообразие воздействия эксплуатационных характеристик на КСА приводят к тому, что при одной и той же наработке или продолжительности эксплуатации объекты обладают различным фактическим ТС. Как известно из теории надежности, неисправное состояние характеризуется несоответствием любого параметра объекта требованиям, которые определяются нормативно-технической документацией. Изменение ТС объекта называют объективным процессом, который возникает под воздействием многообразия показателей надежности и являет собой последовательную во времени смену исправных, неисправных, но работоспособных и неработоспособных состояний.

К основным характеристикам надежности объекта относятся: долговечность, безотказность, ремонтпригодность и сохраняемость [7].

Основными свойствами ремонтной технологичности являются блочность, взаимозаменяемость, восстанавливаемость.

Основными свойствами технологичности при ТО являются контролепригодность, доступность, легкосъемность, возможность оперативного восстановления работоспособности изделия в условиях эксплуатации путем замены (ремонта) поврежденных (выработавших ресурс) изделий или сборочных единиц (модулей), а также сокращение времени, трудоемкости и материальных средств на ремонт и ТО.

К показателям ремонтпригодности относятся среднее время восстановления работоспособности состояния и средняя трудоемкость ремонта и ТО.

Таким образом, рассмотрены основные характеристики надежности в технике и их свойства для формирования смешанной системы управления ТС.

Перспективным направлением поддержания готовности и интенсивности использования КСА, снижения трудоемкости ТО и стоимости эксплуатации является уменьшение объема и увеличение периодичности работ по ТО, исключение из его состава малоэффективных работ, смешанное сочетание методов управления техническим состоянием КСА. В рамках этого направления актуальной задачей является разработка методических подходов для обоснования и назначения периодичности контроля и технического диагностирования.

Из вышеприведенного можно сделать вывод, что для сложных технических систем, к которым относятся КСА, ТО необходимо проводить при рациональном сочетании методов, каждый из которых представляет собой совокупность определенных правил оценки и управления ТС объектов для назначения сроков начала работ по ТО. При этом система правил управления ТС изделий формируется заранее на основе априорной информации об эксплуатационных свойствах парка образцов. Из информации о текущем состоянии используются только сведения об отказах, а концепция управления исходит из предположения, что любой объект может иметь только два определенных состояния: отказ или выработка назначенного ресурса. Объем операций по проведению профилактических работ строго регламентирован и не зависит от фактического состояния авиационной техники, а необходимый уровень ее надежности достигается за счет периодического обновления парка эксплуатируемых изделий. Эта система эксплуатации будет иметь право на существование еще долгое время, так как КСА оснащены рядом изделий, которые быстрее и экономичнее заменить, чем установить степень их износа на основе сложного, дорогостоящего, а иногда и не совсем надежного контроля.

Регламент технической эксплуатации разрабатывается в процессе создания КСА специалистами предприятий промышленности, причем при его разработке учитывают две группы факторов.

Первая группа содержит обобщенные материалы по опыту эксплуатации аналогичных типов КСА (перечень работ, периодичность их выполнения, перечень и характер неисправностей по системам, интенсивность их появления и т. п.).

Вторая группа отражает индивидуальные, специфические особенности конкретного изделия (особенности конструкции, предполагаемые условия эксплуатации, результаты стендовых и лабораторных испытаний и т. п.). При определении оптимальной периодичности обслуживания могут использоваться различные критерии. В общем случае оптимальным критерием для регламента является такой, который обеспечивает максимальную надежность работы объекта в межрегламентный период.

Однако на ТС объекта воздействует широкий спектр эксплуатационных и конструктивно-технологических факторов, воздействие которых влияет на последовательную во времени смену исправных, неисправных, работоспособных и неработоспособных состояний.

Основные характеристики надежности в технике и их свойства для формирования смешанной системы управления ТС необходимо оценивать с учетом [4]: влияния последствий отказов на безопасность полетов, эксплуатационную надежность, эффективность применения (решаемые задачи), затрат на восстановление; характера и интенсивности возникновения отказов; влияния наработки на вероятность отказа; стоимости профилактических работ, проводимых при ТО; характеристик контролепригодности, ремонтпригодности и эксплуатационной

технологичности; количества элементов системы с ограниченным ресурсом по сравнению с ресурсом всей системы; обеспеченности резервом (структурным или функциональным).

Эксплуатационно-технические характеристики КСА обладают рядом свойств, которые могут значительно влиять на выбор метода управления ТС. К основным свойствам эксплуатационно-технических характеристик относятся следующие [5].

1. Свойства безотказности, учитывающие функциональную значимость отказа элемента по уровню его влияния на обеспечение выполнения задачи объектом. Уровень I – отказы элементов, приводящие к невыполнению задачи; уровень II – отказы, влияющие на эффективность выполнения задачи; уровень III – отказы, не влияющие на эффективность выполнения задачи.

2. Свойства безотказности, учитывающие характер проявления отказа элемента. Отказы подразделяются: по характеру изменения параметра до момента возникновения отказа на постепенные и внезапные, по связи с другими отказами на независимые и зависимые, по причине возникновения отказа на конструктивные, производственные и эксплуатационные, по способу устранения последствий отказа на устойчивый и сбой и по возможности использования изделия по назначению после возникновения отказа на полный и частичный.

3. Свойства безотказности, учитывающие среднее время наработки на отказ. Рассматривая сложную систему, можно принять, что уровень безотказности выше у тех элементов, у которых наработка на отказ больше или равна наработке на отказ изделия.

4. Свойства контролепригодности, характеризующие приспособленность составных элементов системы к проведению контроля. Результаты контроля являются исходными данными для управления эксплуатационными процессами.

5. Свойства долговечности, характеризующие достаточность ресурса.

6. Свойства ремонтпригодности, характеризующие среднее время восстановления работоспособного состояния элемента и вероятность восстановления его работоспособного состояния.

7. Свойства эксплуатационной и ремонтной технологичности, характеризующие среднюю трудоемкость и среднюю продолжительность ТО, удельную суммарную стоимость ТО, а также обеспеченность резервом.

Рассмотренные свойства имеют важное значение для формирования смешанной системы управления ТС на основе декомпозиции КСА. Техническая эксплуатация КСА характеризуется наличием объективного процесса изменения ТС и субъективного процесса технической эксплуатации, представляющего собой последовательную во времени смену различных состояний в соответствии со схемой переходов. В процессе эксплуатации любой технической системы под действием различных факторов происходит непрерывный процесс изменения ее состояния. В разных состояниях система может выполнять заданные функции с разным уровнем качества. Это говорит о том, что значения показателей эффективности функционирования зависят от состояния системы в каждый момент времени t – выполнения ею своего назначения.

В общем же случае эффективность функционирования КСА зависит от всех предшествующих состояний, т. е. от траектории эволюции состояний функциональных систем $S(t)$ в динамике ее эксплуатации. Из сказанного следует, что в процессе эксплуатации управление эффективностью системы возможно только через управление процессом изменения ее состояния.

МОДЕРНИЗИРОВАННЫЙ МЕТОД ФОРМИРОВАНИЯ СМЕШАННОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ТЕХНИЧЕСКИМ СОСТОЯНИЕМ НА ОСНОВЕ ДЕКОМПОЗИЦИИ КОМПЛЕКСОВ ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ

Для решения задач многокритериального выбора рассмотрено множество математических методов, которые, в свою очередь, основываются на представлении знаний в виде определенных количественных данных, являющихся оценками экспертов [6].

Наибольшей универсальностью и теоретической обоснованностью среди методов классического подхода обладает метод анализа иерархий (МАИ). Он основан на парных сравнениях

альтернативных вариантов по различным критериям с применением девятибалльной шкалы и последующим ранжированием набора альтернатив по различным целям и критериям. К основным процедурам метода анализа иерархий относятся следующие: генерация множества альтернативных вариантов; формирование множества критериев для оценки альтернативных вариантов; выявление предпочтений экспертов на множестве альтернатив по различным критериям; установление относительной важности влияния критериев на цель выбора и другие критерии; получение ранжированных наборов альтернатив по всем критериям и целям.

Для определения весов критериев наибольшую точность, устойчивость и последовательность дают парные сравнения с использованием шкалы вербальных оценок. Для сравнения альтернатив по каждому критерию предлагается девятибалльная шкала (табл. 1). Баллами 2, 4, 6, 8 могут отмечаться промежуточные суждения эксперта [7].

Метод МАИ предлагает процедуру для определения меры последовательности высказываний эксперта. Чем ближе максимальное собственное значение матрицы парных сравнений L_{max} к N (размерности матрицы), тем результат более достоверен и суждения эксперта более последовательны. Степень последовательности суждений в теории МАИ представляется отношением $(L_{max} - N)/(N - 1)$, которое называется индексом согласованности (IS). IS случайным образом генерированных матриц с весами от 1 до 9 называют в теории МАИ случайным индексом (SI). Саати провел серию экспериментов на ЭВМ и получил средние экспериментальные значения SI для $N = 1 - 15$ (табл. 2). Отношение IS к среднему SI для матрицы соответствующей размерности называют отношением согласованности (OS). Хорошим считается $OS \leq 0,10$. В процессе накопления опыта по оценке приспособленности изделий к эксплуатации по состоянию значения рангов могут быть уточнены. Достоинством метода является то, что отношения предпочтения позволяют сравнивать разнородные свойства объекта между собой. К недостаткам метода следует отнести: с одной стороны, ограниченное количество сравниваемых показателей $7(\pm 2)$, связанных с возможностями человека по переработке информации, с другой – необходимость учета свойств этих показателей для более точного принятия решения о применении того или иного метода ТО, что затрудняет решение практической задачи обоснованного выбора комплексного ТО [8].

Таблица 2

Table 2

Средние экспериментальные значения
 SI для $N = 1 - 15$
The mean experimental values
of SI for $N = 1 - 15$

N	Случайный индекс
1	0,00
2	0,00
3	0,58
4	0,90
5	1,12
6	1,24
7	1,32
8	1,41
9	1,45
10	1,49

управления ТС показал, что область их применения ограничена требуемым уровнем согласованности исходной экспертной информации, а задачи выбора могут быть решены методами

Таблица 1

Table 1

Девятибалльная шкала вербальных оценок
A nine-point scale of verbal assessments

Степень превосходства	Балл
Отсутствие предпочтительности	1
Слабая предпочтительность	3
Умеренная предпочтительность	5
Сильная предпочтительность	7
Абсолютная предпочтительность	9

Эксперты на первом этапе генерируют множество допустимых альтернатив, среди которых необходимо провести упорядочивание всех элементов или выбрать лучшую. Обычно на этом этапе проводят кластеризацию множества возможных альтернатив или его разумное усечение.

Моделью знаний конкретной предметной области является иерархическая структура критериев и целей, которую уточняют и изменяют с течением времени.

Метод парных сравнений является основным способом измерения предпочтений для экспертов, используемым в МАИ. Эксперту необходимо попарно сравнить все альтернативы по каждому критерию и дать оценку предпочтительности.

Анализ математических методов и подходов к решению задачи классификации и выбора методов

МАИ только при полном объеме исходной информации и допустимом уровне согласованности экспертных оценок.

Рассмотренные выше основные эксплуатационно-технические характеристики, обуславливающие выбор смешанной системы управления ТС конкретного объекта, могут иметь от двух до пяти свойств, что затрудняет применение метода анализа иерархий.

С целью снижения уровня несогласованности информации для расширения области применения метода анализа иерархий возникает необходимость в разработке метода и устройства для его реализации, позволяющего учитывать основные свойства эксплуатационно-технических характеристик путем введения дополнительных процедур.

Для устранения недостатков МАИ предлагается модернизированный метод, позволяющий учитывать не только ранг (вес), характеризующий относительную важность характеристик, а и влияние свойств этих характеристик при выборе методов управления ТС.

Содержание метода формирования смешанной системы управления ТС на основе декомпозиции КСА по характеристикам и их свойствам заключается в следующем [9]:

пусть $\Omega = \{\Omega_l\}$, $l = \overline{1, 2, 3}$ – существующие базовые методы управления ТС;

$\Gamma = \{\gamma_i\}$, $i = \overline{1, \eta}$ – множество ранжированных эксплуатационно-технических характеристик, полученных в результате определения весов w_i этих характеристик при применении процедур МАИ.

Полученное множество характеристик отражает степень их влияния на выбор метода управления ТС. Введем дополнительные процедуры, позволяющие учитывать свойства $\gamma_{i,j}$ показателей γ_i , где $j = \overline{1, J_i}$ – количество свойств показателя γ_i .

Алгоритм выбора метода управления ТС состоит из следующих этапов [10, 11]:

Шаг 1. Определение оценки $\Omega_{l,i,j}$ принадлежности свойства $\gamma_{i,j}$ характеристики γ_i методу управления ТС Ω_l :

$$\Omega_{l,i,j} = \begin{cases} 0, & \text{если } \gamma_{i,j} \notin \Omega_l; \\ 1, & \text{если } \gamma_{i,j} \in \Omega_l. \end{cases} \quad (1)$$

Шаг 2. Определение количества свойств j характеристики i , принадлежащих методу Ω_l с учетом w_i :

$$\Omega_{l,i} = w_i \sum_{j=1}^{J_i} \Omega_{l,i,j}. \quad (2)$$

Шаг 3. Определение общего количества свойств всех характеристик Ω_l^0 , принадлежащих методу Ω_l :

$$\Omega_l^0 = \sum_{i=1}^{\eta} \Omega_{l,i}. \quad (3)$$

Шаг 4. Вычисление относительного коэффициента Θ_l :

$$\Theta_l = \frac{\Omega_l^0}{\Xi}, \quad (4)$$

где $\Xi = \sum_{i=1}^{\eta} J_i$.

Шаг 5. Выбор наиболее оптимального метода управления ТС:

$$\Omega_{l_3} \Leftrightarrow l_3 = \arg \max_l \Theta_l \quad (5)$$

Алгоритм выбора метода управления ТС представлен в табл. 3.

Таблица 3
Table 3

Алгоритм выбора метода управления ТС
Algorithm for choosing the method of control of the vehicle

Γ	W_i	γ_{ij}	Ω_l	Ω_2	Ω_3
γ_1	w_1	γ_{11}	0	1	0
		γ_{12}	1	0	1
		γ_{13}	0	1	
		3	$\Omega_{1,1} = 1$	$\Omega_{2,1} = 2$	$\Omega_{3,1} = 2$
γ_2	w_2	γ_{21}	1	0	1
		γ_{22}	0	1	0
		2	$\Omega_{1,2} = 1$	$\Omega_{2,2} = 1$	$\Omega_{3,2} = 1$
γ_i	w_i	–	–	–	–
γ_η	w_η	$\gamma_{\eta 1}$	0	1	0
		$\gamma_{\eta 2}$	1	0	1
		$\gamma_{\eta 3}$	0	0	1
		3	$\Omega_{1,\eta} = 1$	$\Omega_{2,\eta} = 2$	$\Omega_{3,\eta} = 2$
	$\sum w_i = 1$	$\Xi=8$	Ω_l^0	Ω_2^0	Ω_3^0
			Θ_l	Θ_2	Θ_3
			Максимум Θ_l		
l_3					

Разработанный алгоритм позволяет для каждого элемента КТС найти наиболее эффективный метод управления ТС с целью прогнозирования периода и объема ПР.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Техническая эксплуатация КСА характеризуется наличием объективного процесса изменения ТС и субъективного процесса технической эксплуатации, представляющего собой последовательную во времени смену различных состояний в соответствии со схемой переходов.

Содержание модернизированного метода формирования смешанной системы управления ТС на основе декомпозиции КСА по характеристикам позволяет учитывать основные свойства эксплуатационно-технических характеристик путем введения дополнительных процедур. Он позволяет учитывать не только ранг (вес), характеризующий относительную важность характеристик, но и влияние свойств этих характеристик при выборе методов управления ТС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Тарасов В.Г. Основы теории автоматизированных систем управления / В.Г. Тарасов. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1988. 437 с.

2. Саати Т. Аналитическое планирование. Организация систем: пер. с англ. / Т. Саати, К. Кернс. М.: Радио и связь, 1991. 224 с.
3. Gertler J. Survey of model-based failure detection and isolation in complex plants. IEEE Control Systems Magazine, 1988, Vol. 21, № 4, pp. 361–376.
4. Isermann R. Fault diagnosis of machines via parameter estimation and knowledge processing. Ibid, 1993, Vol. 29, № 4, pp. 815–835.
5. Frank P. M. Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy. Automatica, 1990, Vol. 26, № 3, pp. 459–474.
6. Барзилович Е.Ю. Оптимальные модели эксплуатации РЭО самолетов ВВС: научно-методические материалы / Е.Ю. Барзилович. М.: ВВАИ им. Н.Е. Жуковского, 1982. 148 с.
7. Давыдов П.С. Техническая диагностика радиоэлектронных устройств и систем / П.С. Давыдов. М.: Радио и связь, 1988. 256 с.
8. Isermann R. Process fault detection based on modelling and estimation methods – survey. Automatica, 1984, Vol. 20, № 4, pp. 387–404.
9. Isermann R. Überwachung und Fehlerdiagnose – Moderne Methoden und ihre Anwendungen bei technischen Systemen. Dusseldorf: VDI-Verlag, 1994, 305 p.
10. Лебедев В.В. Оптимизация методов технического обслуживания радиотехнических систем / В.В. Лебедев, С.Н. Моисеев [и др.] // Вестник Казанского технологического университета. 2013. № 14. С. 178–181.
11. Свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ 2007610585 Российская Федерация. Оптимизация периодичности и объема профилактических работ при планировании и организации технического обслуживания комплексов («ОПОПР – ПОТОК») / В.В. Лебедев, А.Н. Потапов; заявитель и правообладатель В.В. Лебедев. № 2006614190; заявл. 08.12.06; зарегистрировано в Реестре программ для ЭВМ Роспатента 06.02.07. 1 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бунин Александр Вячеславович, кандидат технических наук, доцент кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта Московского государственного технического университета гражданской авиации, a.bunin@mstuca.aero.

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

Буешев Ерик Еркинович, заместитель начальника кафедры эксплуатации радиотехнических средств (обеспечения полетов) ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж), potapov_il@mail.ru.

THE MODERNIZED METHOD OF A MIXED TECHNICAL STATE CONTROL SYSTEM FORMATION BASED ON THE DECOMPOSITION OF RADIO AIDS COMPLEXES

Alexander V. Bunin¹, Andrey N. Potapov², Erik E. Bueshev²

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

²The Military Educational and Scientific Center of the Air Force "Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin", Voronezh, Russia

ABSTRACT

During the operation of the machinery, units and blocks are constantly affected by a number of characteristics which influence its technical condition (TC) in different ways. The choice of the radio engineering complexes of automation equipment technical state control method for air traffic control (ATC) is determined by a number of constructive, tech-

nological and operational characteristics. The effect of operational characteristics on objects TC is reflected in the form of deviations from the nominal values of their parameters. The stochastic nature and the variety of the operational characteristics impacts on the automation equipment complexes lead to the fact that for the same runtime or duration of operation the objects have different actual TC. The operational characteristics of the automation equipment complexes have a number of properties, which can significantly influence the choice of the TC control method. The technical operation of the automation equipment complexes is characterized by the presence of the changing objective process of the TC and the subjective technical maintenance process, which is a sequential in time change of various states in accordance with the transition scheme. The proposed modernized method of a mixed technical state control system formation is based on the decomposition of radio aids complexes and it provides the opportunity to take into account not only the rank (significance), which characterize the relative importance of the characteristics, but also the influence of the properties of these characteristics in the choice of the TC control methods.

Key words: complex of means of automation, method, technical condition, characteristics, control system, decomposition, radio engineering means.

REFERENCES

1. **Tarasov V.G.** *Osnovy teorii avtomatizirovannyh sistem upravleniya* [Theoretical ACS basics]. M., Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1988. 437 p. (in Russian)
2. **Saati T., Kerns K.** *Analiticheskoe planirovanie. Organizacija sistem* [Analytical planning. The Organization of Systems]. Transl. from English. M., Radio and communication, 1991, 224 p. (in Russian)
3. **Gertler J.** Survey of model-based failure detection and isolation in complex plants. IEEE Control Systems Magazine, 1988, Vol. 21, № 4, pp. 361–376.
4. **Isermann R.** Fault diagnosis of machines via parameter estimation and knowledge processing. Ibid., 1993, Vol. 29, № 4, pp. 815–835.
5. **Frank P.M.** Fault diagnosis in dynamic systems using analytical and knowledge-based redundancy. Automatica, 1990, Vol. 26, №3, pp. 459–474.
6. **Barzilovich E.Yu.** *Optimal'nye modeli jekspluatacii RJeO samoletov VVS: nauchno-metodicheskie materialy* [Optimal models for REO Air Force aircraft operation: scientific and methodological materials]. M., Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 1982, 148 p. (in Russian)
7. **Davydov P.S.** *Tekhnicheskaja diagnostika radiojelektronnyh ustrojstv i sistem* [Technical diagnostics of radio electronic equipment and systems]. M., Radio and Communication, 1988, 256 p. (in Russian)
8. **Isermann R.** Process fault detection based on modelling and estimation methods – survey. Automatica, 1984, Vol. 20, № 4, pp. 387–404.
9. **Isermann R.** Überwachung und Fehlerdiagnose – Moderne Methoden und ihre Anwendungen bei technischen Systemen. Dusseldorf, VDI-Verlag, 1994, 305 p.
10. **Lebedev V.V.** *Optimizatsiya metodov tekhnicheskogo obsluzhivania radiotekhnicheskikh sistem* [Optimization of methods in the radio engineering systems' technical maintenance]. Bulletin of Kazan Technological University, No. 14, 2013, pp. 178–181. (in Russian)
11. **Lebedev V.V., Potapov A.N.** *Svidetel'stvo ob oficial'noj registracii programmy dlja JeVM 2007610585 Rossijskaja Federacija. Optimizacija periodichnosti i ob"ema profilakticheskikh rabot pri planirovanii i organizacii tekhnicheskogo obsluzhivaniya kompleksov («OPOPR – POTOK»)* [Optimization of maintenance work frequency and volume during planning and organization of “OPOPR-POTOK” systems operation]. Applicant and copyright holder V.V.Lebedev. №2006614190; appl.08.12.06; registered in Software Register, Rospatent 06.02.07. 1 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

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

Andrey N. Potapov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, the Deputy Head of the Radio Engineering Aids Maintenance Chair (flight support) VUNTS VVA VVA (Voronezh), potapov_il@mail.ru.

Erik E. Bueshev, the Deputy Head of the Radio Engineering Aids Maintenance Chair (flight support) of the VUNTS VVA VVA, potapov_il@mail.ru.

Поступила в редакцию 31.08.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 31.08.2017
Accepted for publication 20.09.2017

МОДЕЛЬ И МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ ЗАЩИЩЕННОСТИ АВИАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ

Б.И. БАЧКАЛО¹, В.И. ЗОЛОТЫХ¹

¹*Военный учебно-научный центр ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора
Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия*

В настоящее время оценка обеспечения защищенности первичной авиационной системы от воздействия опасных факторов сводится только к оценке законности выполнения полета. Такой подход к оценке обеспечения безопасности полета не направлен на системный учет морально-психологических аспектов, связанных с участием человека в управлении авиационной системой. При этом официальная статистика свидетельствует о том, что абсолютное большинство авиационных происшествий произошло по причинам, обусловленным влиянием человеческого фактора, чаще всего личностного фактора летного состава. Все это определяет необходимость системного учета негативных проявлений личностного фактора авиационных специалистов, задействованных в авиационной системе, прежде всего летного состава. В статье обосновано применение личностного методологического подхода к оценке обеспечения защищенности авиационной системы от воздействия опасных факторов. Особенности применения такого подхода показаны на модели оценки уровня обеспечения безопасности полета. Данная модель позволила разработать методический аппарат оценки состояния авиационной системы, под которым подразумевается комплекс методик, позволяющих оценить обеспечение безопасности конкретного полета, с учетом влияния морально-психологических аспектов, связанных с личностью конкретного летчика, и состояние обеспечения безопасности полетов в авиационном формировании с учетом влияния человеческого фактора летного состава. На основе выведенного интегрального показателя, определяющего суммарную величину угроз состоянию авиационной системе со стороны личностного фактора летчика, разработаны методика оценки уровня обеспечения безопасности полета с учетом влияния личностного фактора летчика и методика оценки состояния обеспечения безопасности полетов в авиационном формировании с учетом влияния человеческого фактора летного состава.

Ключевые слова: авиационная система, безопасность полета, человеческий фактор, суммарный показатель опасности летчика, личностный фактор.

ВВЕДЕНИЕ

Базисом авиационной системы (АС) военного назначения любого уровня является первичная АС, или АС первичного уровня, элементы которой: воздушное судно (ВС), экипаж, выполняющий полет на данном ВС, подсистемы управления и обеспечения аэродромов взлета и посадки, подсистема организации воздушного движения (ОрВД). Кроме того, применительно к транспортной и военно – транспортной авиации, элементом первичной АС являются пассажиры, находящиеся на борту ВС во время полета [1].

Первичная АС представляет собой сложную, комплексную, многоуровневую и многомерную систему, все подсистемы и комплексы которой направлены на обеспечение успешного решения задач ее оконечной исполнительной частью – системой экипаж – воздушное судно (далее система ЭВС). При этом система ЭВС – это эргатическая (человек – машина) система, ключевым элементом которой является человек, поэтому возникает необходимость учета влияния социально – психологических аспектов, связанных с участием человека в управлении системой ЭВС. Система ЭВС функционирует в процессе выполнения полета. Необходимые условия для ее безопасного функционирования создаются в результате обеспечения безопасности полета (БзПа).

МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Современный подход к оценке обеспечения безопасности предстоящего полета базируется на соблюдении законности допуска к полету экипажа (летчика) и ВС. Законным является

выполнение полета в том случае, если выполнены все мероприятия и процедуры, определенные требованиями документов, регламентирующих летную работу и обеспечение безопасности полетов (БзПов) в отношении конкретного летчика (экипажа) и конкретного ВС.

Суть данного подхода заключается в том, что по результатам ответов «да» или «нет» на большое, но конечное количество n вопросов, связанных с подготовкой первичной АС к полету, делается вывод о готовности АС к предстоящему полету.

Если рассмотреть данный подход с точки зрения теории информации, каждое мероприятие или процедуру, выполнение которых руководящими документами определено обязательными для обеспечения БзПа и имеет объем информации 1 бит, будем называть элементарным событием P . Элементарное событие может принимать два возможных значения – «да» или «нет», «1» или «0». В этом случае можно вывести формулу законности предстоящего полета:

$$З = З_{л} \times З_{вс}, \quad (1)$$

где $З$ – законность выполнения предстоящего полета;

$З_{л}$ – законность допуска летчика к выполнению предстоящего полета;

$З_{вс}$ – законность допуска ВС к выполнению предстоящего полета.

Таким образом, $З_{л}$ и $З_{вс}$ определяются полнотой выполнения мероприятий и процедур, определенных требованиями документов, регламентирующих летную работу [2, 3, 4, 5], инженерно – авиационное обеспечение полетов [6] и обеспечение БзПов [7], названные выше элементарными событиями $P_{л}$ и $P_{вс}$. Формулы $З_{л}$ и $З_{вс}$ представлены в виде выражений:

$$З_{л} = P_{л1} \times P_{л2} \times P_{л3} \dots \times P_{лn}; \quad (2)$$

$$З_{вс} = P_{вс1} \times P_{вс2} \times P_{вс3} \dots \times P_{всп}. \quad (3)$$

Из выражений (1), (2), (3) можно установить, что $З$ может иметь два возможных значения – «1» или «0».

Такой подход к оценке обеспечения БзПа летчиком носит упрощенный характер, рассчитан на среднестатистического летчика и не позволяет учесть влияние на состояние первичной АС опасных факторов (ОФ), связанных с личностным фактором (ЛФ) конкретного летчика. При этом под личностным фактором в авиации понимается набор врождённых и приобретённых качеств личности, волевых и эмоциональных свойств субъекта, его черты характера и темперамента, задатки и способности, склонности и интересы, вкусы и привычки, моральный облик, физическое и умственное развитие конкретного авиационного специалиста, которые могут обусловить причину авиационного события [8].

Для того чтобы учесть влияние на состояние защищенности первичной АС опасных факторов, связанных с личностью конкретного летчика как главного элемента системы ЭВС, целесообразно применить личностный методологический подход к оценке обеспечения БзПа. Применение такого подхода потребует разработать дополнительные критерии оценки обеспечения БзПа, которые позволят объективно учесть влияние на первичную АС таких показателей, как:

- наличие авиационных событий по личной вине;
- факты проявления недисциплинированности в воздухе;
- факты отстранения от полетов;
- факты проявления нечестности при разборе полетов и т. д.

Для того чтобы учесть влияние данных показателей на уровень обеспечения БзПа и увеличить количество достоверно известной информации о состоянии защищенности первичной АС, выведен интегральный показатель, определяющий суммарную величину угроз состоянию

первичной АС со стороны ЛФ летчика, названный термином «суммарный показатель опасности летчика». Итак, суммарный показатель опасности летчика – это показатель, характеризующий потенциальную угрозу безопасности предстоящего полета со стороны личностного фактора летчика. Численное значение суммарного показателя опасности летчика ($K_{ол}$) напрямую зависит от негативных проявлений ЛФ конкретного летчика.

Зададим диапазон изменений величины суммарного показателя опасности летчика: величина $K_{ол}$ может изменяться от 0 до 1. При $K_{ол} = 0$ угрозы состоянию первичной АС со стороны ЛФ летчика не определены, при $K_{ол} = 1$ угрозы состоянию первичной АС со стороны ЛФ летчика определяются как максимально возможные.

Применение суммарного показателя опасности летчика позволило получить математическое описание или формулу уровня обеспечения безопасности предстоящего полета с учетом законности допуска к полету конкретного летчика и ВС и учетом влияния на состояние защищенности АС первичного уровня ЛФ летчика:

$$U = Z_l \times (1 - K_{ол}) \times 100\% \times Z_{вс}, \quad (4)$$

где U – уровень обеспечения БзПа системы ЭВС;

$K_{ол}$ – суммарный показатель опасности летчика;

Z_l – законность допуска летчика к выполнению предстоящего полета;

$Z_{вс}$ – законность допуска ВС к выполнению предстоящего полета.

С учетом того, что значения Z_l и $Z_{вс}$ могут быть равны «1» или «0», очевидно, что величина U может меняться от 0 до 100 %. На модели, представленной на рис. 1, показан процесс оценки уровня БзПа.

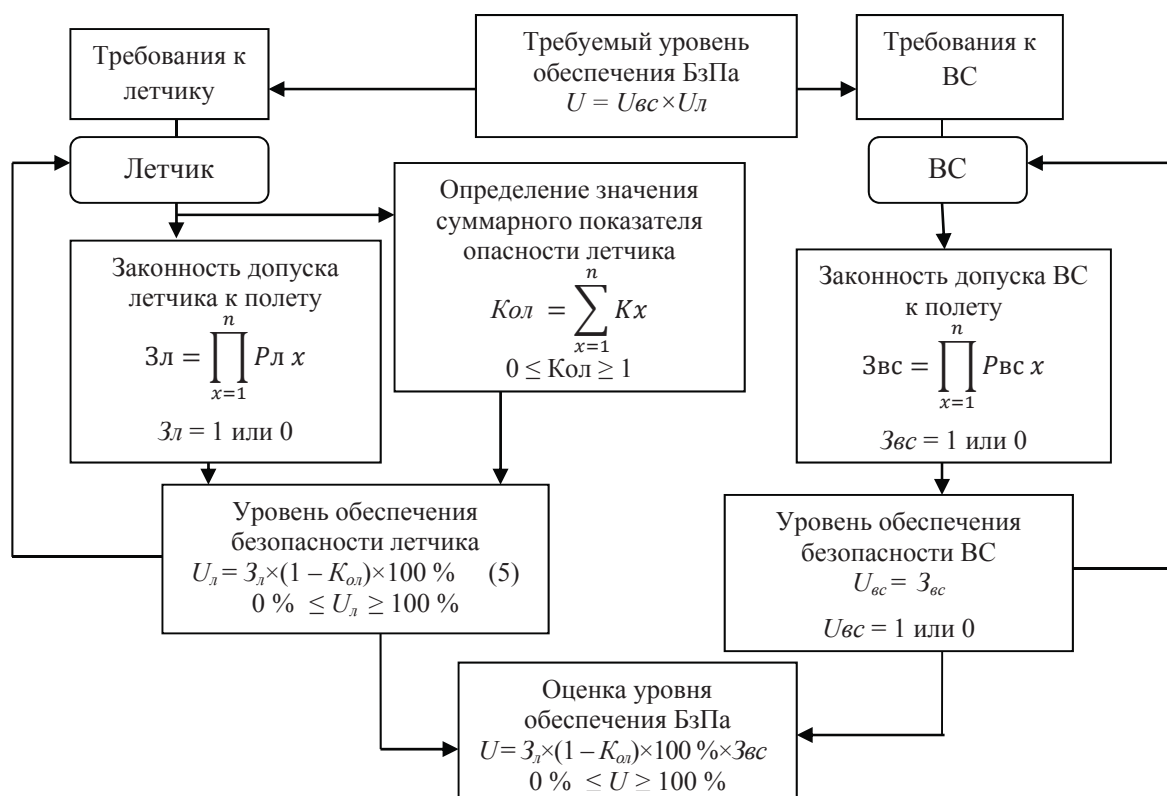


Рис. 1. Модель оценки уровня обеспечения безопасности полета
Fig. 1. Flight safety assessment model

Особенность процесса оценки уровня обеспечения БзПа заключается в одновременной оценке уровня безопасности летчика и уровня безопасности ВС. Оценка уровня безопасно-

сти ВС $U_{вс}$ по сути является оценкой законности допуска ВС к выполнению полета $Z_{вс}$, которая, в свою очередь, представляет собой определение полноты выполнения обязательных мероприятий и процедур, определенных руководящими документами по ИАО, таких, как выполнение регламентных работ на ВС, выполнение целевых осмотров, выполнение паркового дня, выполнение предварительной подготовки и т. д.

Оценка уровня безопасности летчика $U_{л}$, помимо оценки законности допуска летчика к полету $Z_{л}$, которая заключается в определении полноты выполнения обязательных мероприятий и процедур, связанных с организацией полета и профилактической работой по предотвращению АП, предполагает определение текущего значения суммарного показателя опасности летчика $K_{ол}$. Полученные значения $Z_{л}$ и $K_{ол}$ подставляются в выражение (5) и в результате дают текущее значение $U_{л}$. Полученные таким образом значения $U_{л}$ и $U_{вс}$ сравниваются с требуемыми. В том случае если текущее значение $U_{л}$ или $U_{вс}$ не соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа, осуществляется управляющее воздействие, направленное на корректировку значений соответствующего параметра.

На заключительном этапе процесса оценки обеспечения БзПа системы ЭВС полученные значения $U_{вс}$ и $U_{л}$ подставляются в формулу (4), и полученное таким образом значение U является текущим значением уровня обеспечения БзПа.

Вспомним, что суммарный показатель опасности летчика $K_{ол}$ является показателем, величина которого напрямую зависит от негативных проявлений ЛФ конкретного летчика. Для того чтобы определить его численное значение, необходимо решить следующие задачи.

1. Определить набор наиболее существенных показателей потенциальной угрозы безопасности предстоящего полета (показателей опасности K).
2. Обоснованно определить величину каждого показателя потенциальной угрозы безопасности предстоящего полета, представленного в виде показателя опасности K .

Для решения этих двух задач применены экспертные методы: метод опроса; метод субъективного шкалирования; метод ранжирования; метод парных сравнений; метод балльных оценок. В результате определены пять показателей опасности. Сумма значений показателей опасности даст величину суммарного показателя опасности летчика:

$$K_{ол} = K_{саи} + K_{аи} + K_{нд} + K_{нрп} + K_{он}$$

где $K_{ол}$ – суммарный показатель опасности летчика;
 $K_{саи}$ – показатель опасности, связанный с наличием серьезных авиационных инцидентов (САИ), произошедших по вине летчика;
 $K_{аи}$ – показатель опасности, связанный с наличием авиационных инцидентов (АИ), произошедших по вине летчика;
 $K_{нд}$ – показатель опасности, связанный с проявлением недисциплинированности летчика при выполнении полетного задания;
 $K_{нрп}$ – показатель опасности, связанный с нечестностью летчика при разборе полетов. В данном случае речь идет о межполетном разборе полетов, цель которого – не допустить выпуск в повторный полет летчика, допустившего АИ (САИ). При проведении именно такого разбора полетов наиболее вероятно проявление нечестности летчика;
 $K_{он}$ – показатель опасности, связанный с отстранениями летчика от полетов. Причинами отстранения могут быть неудовлетворительная подготовка к полетам, состояние здоровья перед полетом, выявленное при медосмотре, и т. п.

Численные величины показателей опасности K определены экспертными методами исследования и, в зависимости от количества зафиксированных фактов их проявления, представлены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Количество зафиксированных неблагоприятных событий	K_{cau}	$K_{нд}$	K_{au}	$K_{оп}$	$K_{ирп}$
0	0	0	0	0	0
1	0,16	0,13	0,11	0,1	0,06
2 и более	0,27	0,22	0,2	0,19	0,12

Для того чтобы выработать критерии оценки влияния ЛФ летчика на БзПа, используется цветовая шкала $K_{ол}$, показанная рис. 2.

зеленый	желтый	синий	оранжевый	красный	
0	0,1	0,2	0,5	0,75	1

Рис. 2. Распределение по цветовой шкале значений суммарного показателя опасности летчика
Fig. 2. The values distribution of the pilot's total hazard indicator according to the color scale

При переходе к номинативной шкале (шкале наименований) красному цвету соответствуют значения $K_{ол}$ свыше 0,75 до 1 включительно – категория « $K_{ол}$ совсем не соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Недопустимо».

Оранжевому цвету соответствуют значения $K_{ол}$ свыше 0,5 до 0,75 включительно – « $K_{ол}$ в основном не соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Условно допустимо».

Синему цвету соответствуют значения $K_{ол}$ свыше 0,2 до 0,5 включительно – « $K_{ол}$ не в полной мере соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Допустимо».

Желтому цвету соответствуют значения $K_{ол}$ свыше 0,1 до 0,2 включительно – « $K_{ол}$ в основном соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Вполне допустимо».

Зеленому цвету соответствуют значения $K_{ол}$ от 0 до 0,1 включительно – « $K_{ол}$ в полной мере соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Допустимо в первую очередь».

Используя выражение (4), можно определить, что величина U обратно пропорциональна величине $K_{ол}$ и при минимальном значении $K_{ол} = 0$ принимает максимальное значение $U = 100\%$, при условии что $3_n = 1$. При максимальном значении $K_{ол} = 1$ величина U принимает минимальное значение $U = 0\%$.

Таким образом, с учетом вышеизложенного появилась возможность распределить значения U по цветовой шкале следующим образом (рис. 3).

зеленый	желтый	синий	оранжевый	красный	
100%	90%	80%	50%	25%	0%

Рис. 3. Распределение по цветовой шкале значений уровня обеспечения БзПа
Fig. 3. Distribution of level values for flight safety on the color scale

Выстраивая в соответствии с цветовой гаммой $K_{ол}$ распределение по цветовой шкале значения U , мы получим, что зеленому цвету соответствуют значения U от 100 до 90 % включительно – « U в полной мере соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Допустимо в первую очередь».

Значения U менее 90 до 80 % включительно соответствуют желтому цвету – « U в основном соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Вполне допустимо».

Значения U менее 80 до 50 % включительно соответствуют синему цвету – « U не в полной мере соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Допустимо».

Значения U менее 50 до 25 % включительно соответствуют оранжевому цвету – « U в основном не соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Условно допустимо».

Значения U менее 25 до 0 % включительно соответствуют красному цвету – « U совсем не соответствует требованиям, предъявляемым к БзПа. Недопустимо».

ПОЛУЧЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

В результате проведенных исследований разработаны методика оценки уровня обеспечения БзПа с учетом влияния ЛФ летчика, структурная схема которой показана на рис. 4, и методика оценки состояния БзПов в авиационной части с учетом влияния «человеческого фактора» (ЧФ) летного состава.

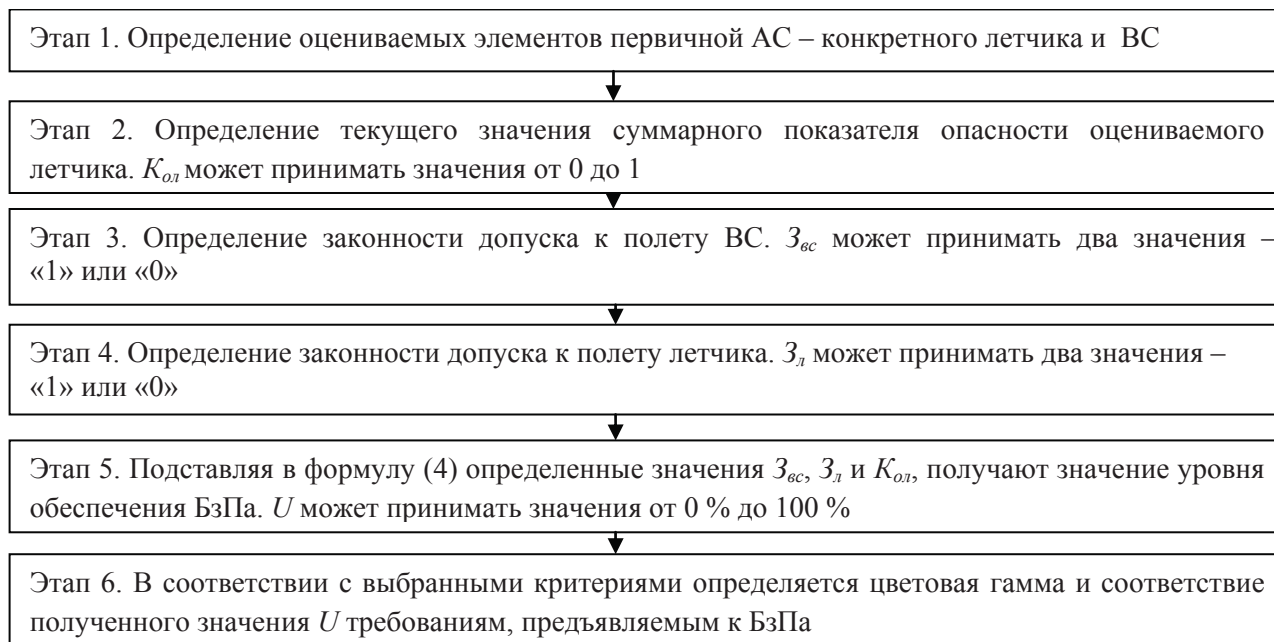


Рис. 4. Структурная схема методики оценки уровня обеспечения БзПа с учетом влияния ЛФ летчика

Fig. 4. Structural diagram of the methodology for assessing the level of flight safety considering the pilot's influence

Данная методика позволяет оценить состояние первичной АС перед полетом с учетом законности допуска к полету летчика и ВС и с учетом влияния ЛФ летчика на БзПа.

Порядок оценки состояния БзПов в авиационной воинской части (авч), определенный в [7], дает возможность оценить состояние аварийности и качество выполненной работы по предотвращению АП в авч за прошедший период. Оценить состояние защищенности АС тактического уровня на момент проверки и учесть влияние ЧФ летного состава на БзПов такой способ не позволяет. В связи с этим, возникает необходимость в разработке, дополнительно к существующему способу оценки состояния БзПов в авч, методики оценки состояния обеспечения БзПов в авч с учетом влияния ЧФ летного состава.

Состояние обеспечения БзПов с учетом влияния на него ОФ, связанных с ЧФ летного состава, следует оценивать по четырехбалльной шкале (от «отлично» до «неудовлетворительно»). Оценивать состояние обеспечения БзПов необходимо по двум критериям:

- полноте выполнения профилактических мероприятий по предупреждению АП;
- степени влияния ЧФ летного состава на состояние защищенности АС.

При определении полноты выполнения профилактических мероприятий на оценку влияет факт выполнения профилактических мероприятий, определенных документами по БзПов и указаниями вышестоящих инстанций. Если хотя бы одно из запланированных или определенных вышестоящей инстанцией профилактических мероприятий не выполнено, полнота выполнения профилактических мероприятий оценивается «неудовлетворительно». Если все обязательные профилактические мероприятия выполнены, определяется оценка «удовлетворительно». При оценке «неудовлетворительно» за полноту выполнения профилактических мероприятий, общая оценка за состояние обеспечения БзПов определяется «неудовлетворительно». При оценке «удовлетворительно» за полноту выполнения профилактических мероприятий общая

оценка за состояние обеспечения БзПов определяется по степени влияния ЧФ летного состава на состояние защищенности АС.

Учет влияния ОФ, связанных с ЧФ летного состава, на состояние БзПов возможно при наличии информации о текущих значениях суммарных показателей опасности летчика командиров летных экипажей оцениваемого подразделения.

При оценке влияния ЧФ летного состава на БзПов в подразделении необходимо первоначально определить, какой процент от общего количества оцениваемых авиационных специалистов – командиров летных экипажей составляют летчики, имеющие «красный» и «оранжевый» $K_{ол}$. В том случае если количество летчиков с «красным» и «оранжевым» $K_{ол}$ составляет 10 % и более от общего количества летчиков оцениваемого подразделения, но при этом не менее двух человек, состояние обеспечения БзПов определяется «неудовлетворительно». В том случае если количество летчиков с «красным» и «оранжевым» $K_{ол}$ составляет менее 10 % от общего количества летчиков или менее двух человек, необходимо вычислить среднеарифметическое значение текущих значений $K_{ол}$ всего летного состава подразделения. В зависимости от величины полученного значения определяется общая оценка за состояние обеспечения БзПов в подразделении. Оценка состояния обеспечения БзПов в зависимости от величины среднеарифметического значения текущих значений $K_{ол}$ летного состава подразделения определяется по шкале, показанной на рис. 5.

зеленый	желтый	синий	красный
0 отлично	0,1 хорошо	0,2 удовлетворительно	0,5 неудовлетворительно
			1

Рис. 5. Шкала оценки состояния обеспечения безопасности полетов с учетом влияния человеческого фактора летного состава
Fig. 5. Scale of assessing the state of ensuring flight safety considering the influence of the human factor of the flight crew

При этом в зависимости от величины оценки состояния обеспечения БзПов необходимо определять цветовую гамму состояния БзПов:

- от 0 до 0,1 включительно – оценка «отлично», соответствует зеленому цвету;
- свыше 0,1 до 0,2 включительно – оценка «хорошо», соответствует желтому цвету;
- свыше 0,2 до 0,5 включительно – оценка «удовлетворительно», соответствует синему цвету;
- свыше 0,5 до 1 включительно – оценка «неудовлетворительно», соответствует красному цвету.

При оценке состояния обеспечения БзПов с учетом влияния на него ОФ, связанных с ЧФ летного состава в авиационной части (отдельный авиационный отряд, отдельная авиационная эскадрилья), следует применять способ оценки состояния БзПов в авиационном подразделении, описанный выше.

При оценке состояния обеспечения БзПов с учетом влияния на него ОФ, связанных с ЧФ летного состава в авиационном формировании, структурно состоящем из двух и более подразделений (авиационный полк, авиационная база), необходимо руководствоваться следующим правилом.

1. Вначале оценить состояние обеспечения БзПов с учетом влияния на него ОФ, связанных с ЧФ летного состава в авиационных эскадрильях и управлении полка.

2. При оценке «неудовлетворительно» за состояние обеспечения БзПов хотя бы в одном подразделении или управлении полка, состояние обеспечения БзПов в полку оценивается «неудовлетворительно».

3. Если во всех эскадрильях и управлении полка состояние обеспечения БзПов с учетом влияния на него ОФ, связанных с ЧФ летного состава, определено с оценкой не ниже «удовлетворительно», состояние обеспечения БзПов в полку оценивается по среднему баллу, определяемому как среднеарифметическое значение оценок, полученных управлением полка и подразделениями.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, применение личностного методологического подхода к оценке обеспечения БзПа и применение суммарного показателя опасности летчика позволили разработать методический аппарат оценки защищенности АС, позволяющий учесть социально – психологические аспекты участия человека в управлении АС.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ирмалиев Р.Э., Золотых В.И. Первичная авиационная система как основной объект управления в системе безопасности полетов. НТС «Вопросы безопасности полетов». Ахтубинск: ГЛИЦ им. В.П. Чкалова, 2014. С. 132–140
2. Воздушный кодекс Российской Федерации. Федеральный закон № 60-ФЗ от 19 марта 1997 года. М.: КноРус, 2014. 80 с.
3. Федеральные авиационные правила производства полетов государственной авиации (ФАППП ГА – утверждены приказом МО РФ от 24 сентября 2004 г. № 275).
4. Федеральные авиационные правила полетов в воздушном пространстве РФ (ФАПП ВП РФ – утверждены приказом МО РФ, Министерства транспорта РФ и Российского авиационно – космического агентства 2002 г. № 136/42/51).
5. Федеральные авиационные правила по организации и обеспечению перелетов государственной авиации (утверждены приказом МО РФ от 16 августа 2001 г. № 365).
6. Федеральные авиационные правила инженерно – авиационного обеспечения государственной авиации (ФАП ИАО ГА – утверждены приказом МО РФ от 9 сентября 2004 г. № 044).
7. Руководство по предотвращению авиационных происшествий с государственными воздушными судами в Российской Федерации (РПАП – 2002 – утверждено приказом МО РФ 2002 г. № 390). М.: Воениздат, 2003. 71 с.
8. Пономаренко В.А. Психологический анализ летных происшествий и предпосылок к ним: методическое пособие. М.: Военное издательство, 1990. 56 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Бачкало Борис Иванович, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры боевой подготовки Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), bachkalo@list.ru.

Золотых Валерий Иванович, заслуженный военный летчик РФ, старший преподаватель кафедры безопасности полетов Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж), zolotych-valeri@yandex.ru.

MODELS AND METHODS OF ESTIMATION OF THE PROTECTION OF THE AVIATION SYSTEM

Boris I. Bachkalo¹, Valeri I. Zolotych¹

¹The Military Educational and Scientific Center of the Air Force "Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin ", Voronezh, Russia

ABSTRACT

Currently, the security assessment of the primary aviation system from the effects of hazards reduces only the assessment of legality of flight. Such an approach to the assessment of flight safety is not aimed at systemic accounting of the

moral and psychological aspects associated with human participation in the aviation system's management. At the same time, the official statistics showed that the absolute majority of aviation accidents occurred due to the influence of the human factor, most often it was the personal factor of the flight crew. All of the above mentioned determines the necessity of the systemic accounting of the negative manifestations of the aviation specialists' personal factor, who are involved in the aviation system, primarily they are members of a flight crew. The article substantiates the application of the personal methodological approach to the assessment of the aviation system's security from the effects of hazardous factors. The features of the application of such an approach are shown in the flight safety assessment model. This model allowed us to develop a methodological apparatus for assessment of the aviation system state. The methodological apparatus is a complex of techniques allowing us to assess the security of a particular flight, taking into consideration the impact of the moral and psychological aspects, which are associated with the personality of a particular pilot, and the state flight safety in aviation formation with the impact of flight crew factor. On the basis of the derived integral indicator, which determines the total amount of threats to the state of the aviation system from the pilot's personal factor, the methodology for assessment of the flight safety level assurance with the influence of the pilot's personal factor and the methodology for assessment of the flight safety state in aviation formation with the influence of the human factor of the flight crew were developed.

Key words: aviation system, flight safety, human factor, the total indicator of the pilot's danger, personal factor.

REFERENCES

1. **Irmaliev R.E., Zolotykh V.I.** *Pervichnaya aviatsionnaya sistema kak osnovnoy ob"ekt upravleniya v sisteme bezopasnosti poletov* [A primary aviation system as the main control object in the flight safety system. Scientific and Technical Council]. Safety issues. Akhtubinsk, Chkalov Flight-test centre, 2014, p. 132–140. (in Russian)
2. *Vozdushnyy kodeks Rossiyskoy Federatsii. Federal'nyy zakon № 60-FZ ot 19 marta 1997 goda* [The Air Code of the Russian Federation. Federal Law No. 60-FZ of March 19, 1997]. M., KnoRus, 2014, 80 p. (in Russian)
3. *Federal'nye aviatsionnye pravila proizvodstva poletov gosudarstvennoy aviatsii* [Federal Aviation Rules for the Flight operations of State Aviation]. FAPPP GA – approved by the Order of the Russian Federation Ministry of Defense of September 24, 2004, No. 275. (in Russian)
4. *Federal'nye aviatsionnye pravila poletov v vozdushnom prostranstve RF* [Federal Aviation Rules for Flight Operations in the Airspace of the Russian Federation]. FAPP of the RF – approved by the Order of the Russian Federation Ministry of Defense, the Russian Federation Ministry of Transport and the Russian Aerospace Agency 2002, No. 136/42/51. (in Russian)
5. *Federal'nye aviatsionnye pravila po organizatsii i obespecheniyu pereletov gosudarstvennoy aviatsii* [Federal aviation rules for the organization and provision of state aircraft flights]. Approved by the Order of the Russian Federation Ministry of Defense of August 16, 2001, No. 365. (in Russian)
6. *Federal'nye aviatsionnye pravila inzhenerno-aviatsionnogo obespecheniya gosudarstvennoy aviatsii* [Federal Aviation Rules for Engineering and Aviation Support of State Aviation]. FAP IAO GA – approved by the Order of the Ministry of Defense of September 9, 2004, No. 044 Russian Federation. (in Russian)
7. *Rukovodstvo po predotvrashcheniyu aviatsionnykh proissheshtviy s gosudarstvennymi vozdushnymi sudami v Rossiyskoy Federatsii* [Guidelines for the Prevention of Accidents with State Aircraft in the Russian Federation]. RPA-2002 – approved by the Order of the Russian Federation Ministry of Defense in 2002, No. 390. M., Military Publishing, 2003, 71 p. (in Russian)
8. **Ponomarenko V.A.** *Psikhologicheskiy analiz letnykh proissheshtviy i predposylok k nim. Metodicheskoe posobie* [Psychological analysis of flight incidents and their preconditions. Methodical aid]. M., Military Publishing House, 1990, 56 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Boris I. Bachkalo, Doctor of Technical Sciences, Professor, the Professor of the Air force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", bachkalo@list.ru.

Valeri I. Zolotikh, Honored Military Pilot of Russia, the lecturer of the Air force Education and Research Center "The Zhukovsky and Gagarin Air Force Academy", zolotikh-valeri@yandex.ru.

Поступила в редакцию 06.06.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 06.06.2017
Accepted for publication 20.09.2017

УДК 621.396

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-43-49

АЛГОРИТМ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ В АППАРАТУРЕ ПОТРЕБИТЕЛЕЙ СПУТНИКОВЫХ РАДИОНАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ, ПРЕДНАЗНАЧЕННОЙ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТОЧНОГО ЗАХОДА НА ПОСАДКУ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ РАДИОПОМЕХ

Г.В. КРИНИЦКИЙ¹

¹Московское конструкторское бюро «Компас», г. Москва, Россия

В настоящее время в ряде стран мира широко внедрены системы посадки самолетов по сигналам спутниковых радионавигационных систем (СРНС), обеспечивающие заход на посадку по категории I, и активно ведутся исследования и разработки в области их совершенствования для обеспечения захода на посадку по категориям II и III, предъявляющим более высокие требования по точностным и надежностным характеристикам. Заход на посадку и посадка являются крайне ответственными этапами полета, поэтому необходима высокая надежность систем посадки по сигналам СРНС. В связи с тем, что помехоустойчивость аппаратуры потребителей СРНС (АП СРНС), в которой отсутствуют специальные меры для защиты от помех и обеспечения работы при пониженных уровнях принимаемых сигналов, крайне низка, навигационная аппаратура становится доступной мишенью для террористических, диверсионных и хулиганских действий ввиду простоты и компактности устройств постановки помех для СРНС. Кроме того, в связи с постоянным расширением применения различных средств радиосвязи, возрастает риск возникновения радиопомех для АП СРНС, вызванных побочными излучениями средств радиосвязи при их работе или в результате возникновения неисправности в них. Предложен алгоритм обработки сигналов в наземной и бортовой радионавигационной аппаратуре, предназначенной для обеспечения точного захода на посадку по сигналам СРНС. Проведено математическое моделирование работы алгоритма в условиях многолучевого распространения сигналов.

Ключевые слова: спутниковая радионавигационная система, заход на посадку, помехозащита, многолучевость, адаптивная антенная решетка.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из наиболее важных направлений совершенствования систем обеспечения захода на посадку по сигналам СРНС является повышение точностных и надежностных характеристик бортовой и наземной АП СРНС в условиях воздействия организованных и непреднамеренных радиопомех [1, 2].

Для обеспечения этого в условиях воздействия организованных и непреднамеренных радиопомех следует рассмотреть ряд следующих технических мер: применение адаптивных антенных решеток (ААР) в АП СРНС, применение в АП СРНС алгоритмов поиска и сопровождения принимаемых навигационных сигналов, обеспечивающих работу при предельно низком соотношении сигнал – шум.

Применение адаптивных антенных решеток, обеспечивающих формирование минимумов диаграммы направленности (ДН) антенны в направлении помех и максимумов в направлении полезных сигналов в составе как бортовой навигационной аппаратуры, так и в составе опорных навигационных приемников наземной контрольно-корректирующей станции позволяет значительно ослабить воздействие помехи, предотвращая ухудшение соотношения сигнал – шум, приводящее к неработоспособности АП СРНС, а также повысить его в отсутствии помехи.

В настоящее время исследования в области создания адаптивных алгоритмов работы АП СРНС с ААР, обеспечивающих формирование минимумов ДН в направлении помех и максимумов ДН в направлении полезных сигналов, активно проводятся во многих странах мира. Опубликовано множество научных работ в этой области, как в России [1, 8], так и за рубежом [5, 7].

Все представленные алгоритмы имеют сходный принцип действия. Формируется такой вектор комплексных весовых коэффициентов, чтобы принимаемый сигнал [9, 10] навигационного космического аппарата (НКА) с наилучшим соотношением сигнал – шум S мог быть получен как

$$S = W^H X, \quad (1)$$

где W – вектор весовых коэффициентов, X – вектор-столбец, состоящий из отсчетов сигналов на выходах элементов антенной решетки, надстрочным индексом H обозначается эрмитово-сопряженная (сопряженно-транспонированная) матрица.

Основное различие предлагаемых многими авторами алгоритмов заключено в методах определения весового вектора.

ПРЕДЛАГАЕМЫЙ АЛГОРИТМ

Многие из опубликованных алгоритмов предполагают разделение обработки сигналов на 2 этапа: подавление мощных помех путем формирования нулей ДН приемной антенны АП СРНС и прием сигнала НКА с наилучшим соотношением сигнал – шум путем формирования максимума ДН в его направлении.

Этап 1. Подавление мощных помех

В предлагаемом алгоритме используется метод, аналогичный представленному в ряде работ [5, 7]. Данный метод основан на том, что мощность помех существенно превышает уровень шумов приемных трактов, а мощность полезных сигналов ниже уровня шумов. И, следовательно, будет наблюдаться высокая корреляция помех в выходных сигналах антенной решетки.

На первом этапе вначале производится дополнение полученных с N аналого-цифровых преобразователей (АЦП) сигналов $X_{(1..N)}$ их задержанными копиями, что увеличивает размерность пространства сигналов. Использование пространственно-временной обработки сигналов позволяет подавлять отражения помех, которые без ее использования воспринимались бы как независимые помехи.

Далее рассчитывается ковариационная матрица

$$R_x = X^H X, \quad (2)$$

где X – матрица, состоящая из N столбцов, содержащих текущие отсчеты входного сигнала, и M столбцов, содержащих задержанные отсчеты входного на $1..M$ тактов.

Затем определяются собственные векторы и собственные значения матрицы R_x .

$$R_x = V_x \Lambda_x V_x^H, \quad (3)$$

где V_x – матрица, состоящая из собственных векторов, Λ_x – диагональная матрица собственных значений. Сравнение с порогом собственных значений матрицы R_x позволяет разделить все сигналы, присутствующие на входе антенной решетки, на мощные сигналы – помехи (выше порога), и слабые – сигналы НКА и шумы приемных трактов (ниже порога). Уровень порога выбирается исходя из уровня шумов приемных трактов, так как мощность принимаемых сигналов НКА ниже мощности шумов приемного тракта в полосе приема. При этом любой сигнал, мощность которого превышает мощность шумов приемных трактов, считается помехой.

Каждой из групп ставится в соответствие набор собственных векторов $\dot{\Lambda}_x$ – для сигналов и шумов и $\ddot{\Lambda}_x$ для мощных помех.

Вычисляется матрица весовых коэффициентов помехоподавления

$$W_x = \dot{\Lambda}_x \dot{\Lambda}_x^H. \quad (4)$$

После чего формируется набор сигналов, очищенных от помех

$$X_n = W^H X. \quad (5)$$

Этап 2. Прием сигнала НКА с наилучшим соотношением сигнал – шум

Улучшение соотношения сигнал – шум достигается путем формирования отдельной диаграммы направленности для приема каждого сигнала НКА с максимумом в его направлении.

Максимально достижимое улучшение соотношения сигнал – шум (ССШ) зависит от конфигурации антенной решетки и количества антенных элементов в ней. Так, при применении одного из самых распространенных вариантов используемой в АП СРНС антенной решетки из семи элементов с изотропной ДН, соотношение сигнал-шум может быть улучшено на 8,45 дБ путем формирования максимума ДН в направлении на НКА. Такое повышение ССШ существенно снижает составляющие погрешностей измерения радионавигационных параметров, обусловленные уровнем шумов.

При известной конфигурации решетки, диаграмме направленности антенных элементов и известном направлении на НКА вектор весовых коэффициентов может быть вычислен на основе этих данных. В реальных условиях применения АП СРНС диаграммы направленности элементов ААР могут быть искажены в результате влияния элементов конструкции объекта, на котором она размещена. При работе на подвижных объектах часто затруднительно точно определить пространственную ориентацию антенны в каждый момент времени. Кроме того, в начале работы АП СРНС могут отсутствовать необходимые данные для определения направлений прихода сигналов НКА.

При использовании в АП СРНС адаптивных алгоритмов подавления мощных помех путем формирования минимумов диаграммы направленности в их направлениях, может существенно измениться распределение фаз и амплитуд сигналов НКА на выходах подавителя помех.

Для определения весового вектора в отсутствие априорных данных АП СРНС оснащается многовходовым коррелятором, который позволяет определить комплексные значения корреляции принимаемого сигнала навигационного космического аппарата (НКА) с опорной псевдослучайной последовательностью (ПСП) для каждого элемента антенной решетки. Далее на основе этих данных формируется оценка весового вектора. В ряде работ представлены два различных подхода: измерение фаз сигнала НКА, приходящего на антенные элементы при помощи набора следящих фильтров [8] и оценка распределения фаз и амплитуд сигнала НКА путем анализа свойств ковариационной матрицы принятых сигналов [7].

В АП СРНС, используемой на самолете в условиях воздействия радиопомех, предпочтительнее применять второй подход, так как в условиях низкого соотношения сигнал – шум и высокой динамики движения измерение фаз становится очень сложной задачей. Кроме того, СКО погрешностей измерений фаз сигналов могут существенно различаться в связи с неравенством соотношения сигнал – шум на выходах антенных элементов или выходах подавителя помех. Это приводит к увеличению погрешности оценки весового вектора, а следовательно, снижает эффективность алгоритма формирования максимума ДН на принимаемый сигнал НКА.

Предлагаемый алгоритм основан на том, что уровень полезного сигнала на выходе коррелятора всегда выше уровня шумов и помех, так как прием сигнала в других случаях вообще невозможен. Сигналы, очищенные от помех (при наличии мощных помех в эфире) или сигналы с выходов антенной решетки (при отсутствии помех) переносятся в область нулевых частот, затем сигналы поступают на многовходовый коррелятор, после чего производится расчет ковариационной матрицы выборки его выходных сигналов

$$R_p = X_p^H X_p, \quad (6)$$

где X_p – матрица размера N на m , последовательность m значений корреляции 1.. N -го сигнала с ПСП НКА.

Затем вычисляются собственные векторы и собственные значения ковариационной матрицы. В результате получается матрица собственных векторов V_p и диагональная матрица собственных значений Λ_p , такие, что

$$R_p = V_p \Lambda_p V_p^H. \quad (7)$$

Уровень полезного сигнала на выходе коррелятора выше уровня шумов и помех, следовательно, необходимо выделить наиболее мощный компонент сигнала – сигнал от НКА. Выделим из матрицы V_p столбец $\overline{V_p(\lambda_{max})}$, соответствующий максимальному собственному числу из Λ . Этот столбец является весовым вектором W_p , формирующим максимум ДН в направлении прихода сигнала НКА.

Сформированный сигнал с наилучшим соотношением сигнал – шум

$$X_R = W_p^H X_p \quad (8)$$

поступает на вход частотного дискриминатора для обеспечения сопровождения принимаемого сигнала по частоте и дополнительной поддержки сопровождения по дальности в условиях наилучшего соотношения сигнал – шум. Для обеспечения устойчивой работы АП СРНС при низких соотношениях сигнал – шум следует использовать частотный дискриминатор, предложенный в работе [11]. Отклонение частоты принимаемого сигнала определяется как

$$\widehat{\Delta f} = \frac{|S_H| - |S_L|}{|S_H| + |S_L|}, \quad (9)$$

где S_H – уровень сигнала на частоте выше, S_L – уровень сигнала на частоте ниже оцениваемой.

Совместно с предлагаемым алгоритмом формирования максимума ДН приемной антенны на сигнал НКА могут использоваться дискриминаторы по дальности различных типов. Для упрощения изложения на схеме приведен пример применения наиболее простого дискриминатора раньше-позже.

Для обеспечения сопровождения сигнала по дальности необходимо сформировать с учетом ранее полученной оценки весового вектора входные сигналы для дискриминатора по дальности

$$X_D = W_p^H X_n, \quad (10)$$

где X_n – сигналы, очищенные от помех (при наличии мощных помех в эфире) или сигналы с выходов антенной решетки (при отсутствии помех); W_p – весовой вектор.

Полученный сигнал X_D умножается на ПСП, сдвинутые по времени на $\frac{1}{2}$ элемента. Производится когерентное накопление сигнала и оценка отклонения по дальности в условиях наилучшего соотношения сигнал – шум. Частота следования опорного ПСП и его сдвиг корректируется следящим фильтром на основе полученной оценки отклонения по дальности и поддержки по скорости от кольца сопровождения по частоте. Применение такого подхода обеспечивает снижение вероятности срыва сопровождения сигнала НКА при снижении соотношения сигнал – шум.

Проведено математическое моделирование влияния работы алгоритма формирования максимума ДН в направлении на каждый НКА на уровни погрешностей измерения радионавигационных параметров, вызванные отражением сигналов НКА от местных предметов. Расчет проведен для случая присутствия четырех приходящих с разных направлений на приемную антенну АП СРНС отраженных сигналов каждого НКА с мощностью от 15 до 5 % полезного сигнала, задержанных по времени на 0,1–0,2 $\tau_{ПСП}$.

На рис. 1 приведено сравнение формы корреляционной функции (КФ) сигнала ГЛОНАСС ПТ, искаженной воздействием отраженных сигналов (пунктир), с формой КФ после формирования ДН (сплошная линия). Уровень искажений КФ при формировании максимума ДН на полезный сигнал существенно ниже, чем при приеме на антенну с изотропной ДН.

Следует отметить, что в случае прихода отраженного сигнала с направления, близкого к направлению прихода полезного сигнала, эффективность пространственного подавления многолучевости существенно снижается.

Для более точной оценки эффективности подавления отраженных сигналов проведен расчет погрешности кодовых измерений псевдодальности дискриминатором раньше-позже и стробовым дискриминатором в соответствии с [6] с шириной строба $0,1\tau_{\text{ПСП}}$.

Значения погрешностей при воздействии отраженных сигналов приведены в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Значения погрешностей при воздействии отраженных сигналов
Values of errors at influence of the reflected signals

Вид дискриминатора	Изотропная ДН	Адаптивное формирование максимума ДН в направлении сигнала
Раньше-позже	> 30 м	3,5 м
Строб $0,1\tau_{\text{ПСП}}$	14,4 м	1,09 м

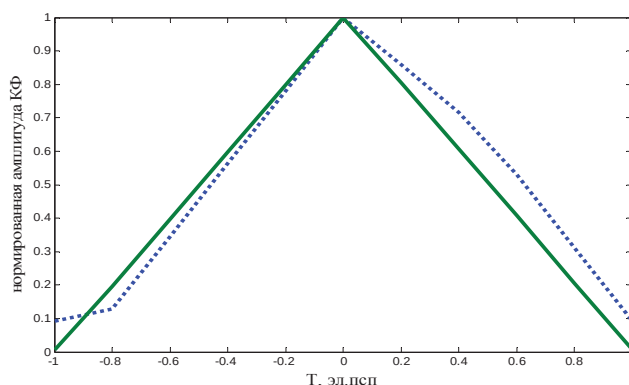


Рис. 1. Сравнение формы корреляционной функции (КФ) сигнала ГЛОНАСС ПТ, искаженной воздействием отраженных сигналов с формой КФ после формирования ДН

Fig. 1. Comparison of the shape of the GLONASS PT signal correlation function (CF), distorted by echo impact with the shape of the CF after beamforming

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенный алгоритм позволяет обеспечить улучшение соотношения сигнал – шум на величину до 8 дБ как при сопровождении сигналов, так и при поиске. Это возможно благодаря тому, что оценка частоты, задержки и отношения сигнал – шум производится после формирования оценки вектора весовых коэффициентов, которая не требует точной предварительной синхронизации с полезным сигналом.

Применение в АП СРНС предложенного алгоритма позволяет не только обеспечить ее функционирование при воздействии мощных помех и снизить погрешности измерений псевдодальности и псевдоскорости путем улучшения соотношения сигнал – шум, но и снизить погрешности, обусловленные влиянием многолучевого распространения сигналов НКА. Данная проблема является особенно актуальной при обеспечении категорированной посадки самолета по сигналам СРНС в соответствии с требованиями ИКАО [3]. Это обусловлено тем, что составляющая погрешности, связанная с многолучевостью навигационных сигналов, в бортовой аппаратуре независима от аналогичной составляющей погрешности опорных приемников локальной контрольно-корректирующей станции и не может быть устранена за счет использования дифференциального режима навигации [1, 2].

Применение предложенного алгоритма позволяет повысить точностные и надежностные характеристики бортовой и наземной АП СРНС при заходе на посадку в условиях воздействия радиопомех.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А.И. Перова, В.Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2010. 800 с.
2. **Kaplan E.D., Hegarty C.J.** Understanding GPS. Principles and Applications, ARTECH HOUSE, 2006, 703 p.
3. **Соловьев Ю.А.** Системы спутниковой навигации. М.: ЭКО-ТРЕНДЗ, 2000. 270 с.
4. **Sgammini M., Antreich F., Kurz L., Meurer M., Noll T.G.** Blind Adaptive Beamformer Based on Orthogonal Projections for GNSS. 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Nashville TN, September 17–21, 2012, p. 925–936.
5. **Ying Chieh (Jay) Chuang, Inder J. Gupta.** Two stage beamformer for GNSS receiver antenna arrays. Proceedings of the 27th International Technical Meeting of the ION Satellite Division. ION GNSS+ 2014. Tampa. Florida. September 8–12. 2014, p. 2277–2285.
6. **Parkinson B.W., Spilker J.J.** (Eds.). Global Positioning System: Theory and Applications. Volume I and II. Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 370 L'Enfant Promenade, SW, Washington, DC 20024-2518. 1996.
7. **Hattich C., Cuntz M., Konovaltsev A., Kappen G., Meurer M.** Robust Multi-Antenna Acquisition in Time, Frequency and Space for a Digital Beamforming Receiver. 24th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation. September 19–23, 2011, p. 724–731.
8. **Ефименко В.С., Харисов В.Н.** Адаптивные формирователи лучей для повышения помехоустойчивости приемников СРНС // Радиотехника. 2008. № 7. С. 45–50.
9. **Монзинго Р.А., Миллер Т.У.** Адаптивные антенные решетки: Введение в теорию: Пер. с англ. М.: Радио и связь, 1986. 448 с.
10. **Harry L. Van Trees.** Optimum Array Processing. Part IV of Detection, Estimation and Modulation Theory. Wiley-Interscience, 2002, 1443 p.
11. **Карпинский К.Ю., Огнев В.А.** Результаты сравнения различных вариантов построения НАП для высокодинамичных объектов при низких соотношениях «сигнал/шум» // Новости навигации. 2017. № 2. С. 11–16.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Криницкий Георгий Викторович, начальник отдела разработок АО «МКБ «Компас»,
KrinitskiGV@mail.ru.

THE SIGNALS TREATMENT ALGORITHM FOR SATELLITE RADIO NAVIGATIONAL EQUIPMENT CONSUMERS INTENDED TO PROVIDE A PRECISION APPROACH TO THE RUNWAY IN CONDITIONS OF RADIO INTERFERENCE IMMUNITY

Georgy V. Krinitskiy¹

¹*Moscow Design Bureau “Compass”, Moscow, Russia*

ABSTRACT

Currently, a number of countries widely implemented the landing aircraft system according to the signals of satellite navigation systems (SNS), providing the approach for category I, and the research and development in the area of improvement to ensure the approach categories II and III are actively conducted, they impose higher requirements on such characteris-

tics as accuracy and reliability. An approach to the runway and landing are very crucial stages of flight, therefore, the necessity of high reliability landing systems are required with the help of SNS signals. Due to the fact that the SNS consumer equipment interference immunity (SNS CE), in which there are no special measures for protection from noise and the provision of maintenance at low levels of the received signals is extremely low, so the navigational equipment is becoming easy targets for terrorist, sabotage and vandalism actions due to its simplicity and compactness of the device jamming for SNS. In addition, due to the continuous expansion of the use of various radio communication facilities, the risk of emergence of the interference immunity of the SNS consumer equipment increases, caused by spurious emissions of radio communication means during their operation or as a result of their disfunction. The algorithm of signals' treatment in ground and onboard radio navigational equipment designed to ensure a precise landing approach with the help of SNS signals is suggested. The mathematical modeling of the algorithm during the conditions of signals multipath distribution was held.

Key words: satellite navigation system, approach, interference immunity protection, multipath, adaptive antenna system.

REFERENCES

1. **Perov A.I., Harisov V.N.** *GLONASS. Printsipy postroyeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Principles of construction and operation]. ed. 4th, revised. and additional. Moscow, Radiotekhnika, 2010, 800 p. (in Russian)
2. **Kaplan E.D., Hegarty C.J.** *Understanding GPS. Principles and Applications*, ARTECH HOUSE, 2006, 703 p.
3. **Solov'yev Yu.A.** *Sistemy sputnikovoy navigatsii* [Satellite navigation systems]. Moscow, ECO-TRENDS, 2000, 270 p. (in Russian)
4. **Matteo Sgammini, Felix Antreich, Lothar Kurz, Michael Meurer, Tobias G. Noll.** Blind Adaptive Beamformer Based on Orthogonal Projections for GNSS. 25th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation, Nashville TN, September 17–21, 2012, pp. 925–936.
5. **Ying Chieh (Jay) Chuang, Inder J. Gupta.** Two stage beamformer for GNSS receiver antenna arrays. Proceedings of the 27th International Technical Meeting of the ION Satellite Division. ION GNSS+ 2014. Tampa. Florida. September 8–12. 2014, pp. 2277–2285.
6. **Parkinson B.W., Spilker J.J.** (Eds.). *Global Positioning System: Theory and Applications*. Volume I and II. Published by the American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 370 L'Enfant Promenade, SW, Washington, DC 20024-2518. 1996.
7. **Hattich C., Cuntz M., Konovaltsev A., Kappen G., Meurer M.** Robust Multi-Antenna Acquisition in Time, Frequency and Space for a Digital Beamforming Receiver. 24th International Technical Meeting of the Satellite Division of The Institute of Navigation. September 19–23, 2011, pp. 724–731.
8. **Yefimenko V.S., Kharisov V.N.** *Adaptivnyye formirovateli luchey dlya povysheniya pomekhoustoychivosti priyemnikov SRNS* [Adaptive beam formers for improving the noise immunity of SRNS receivers]. Radiotekhnika, 2008, № 7, pp. 45–50.
9. **Harry L. Van Trees.** *Optimum Array Processing. Part IV of Detection, Estimation and Modulation Theory*. Wiley-Interscience, 2002, 1443 p.
10. **Karpinskiy K.Yu., Ognev V.A.** *Rezultaty sravneniya razlichnykh variantov postroyeniya NAP dlya vysokodinamichnykh ob"yektov pri nizkikh sootnosheniyakh «signal/shum»* [Results of comparison of variants of navigation equipment architectures for highly dynamic objects at low signal-to-noise ratios]. *Novosti navigatsii*, 2017, № 2, pp. 11–16.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Georgy V. Krinitskiy, Head of Development Department of JSC “MDB Kompas”.
KrinitskiGV@mail.ru.

Поступила в редакцию 01.09.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 01.09.2017
Accepted for publication 20.09.2017

УДК 621.314: 621.382: 621.314.572
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-50-66

СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

А.В. ЛЕВИН¹, С.П. ХАЛЮТИН¹, А.О. ДАВИДОВ¹, Б.В. ЖМУРОВ¹,
С.А. ХАРИТОНОВ², М.А. ЖАРКОВ², А.С. ХАРИТОНОВ²

¹Экспериментальная мастерская НаукаСофт, г. Москва, Россия

²Новосибирский государственный технический университет, г. Новосибирск, Россия

Работа проведена при финансовой поддержке Минобрнауки России,
соглашение № 14.577.21.0198

В статье представлена стартер-генераторная система для вспомогательной силовой установки летательного аппарата. Особенностью представленной системы является применение синхронного генератора с возбуждением от постоянных магнитов и полупроводникового преобразователя. Основной проблемой системы генерирования электрической энергии летательного аппарата на базе синхронного генератора с возбуждением от постоянных магнитов является отсутствие возможности регулирования выходного напряжения и частоты электрической энергии, в связи с этим используется полупроводниковый преобразователь, который обеспечивает преобразование сгенерированной электрической энергии с целью регулирования напряжения и частоты и который имеет значительные массу и габариты.

В статье предлагается подход к проектированию стартер-генераторной системы с параллельным подключением синхронного генератора с возбуждением от постоянных магнитов и полупроводникового преобразователя. Этот подход дает возможность существенно уменьшить часть электрической энергии, которую требуется преобразовать, вследствие чего полупроводниковый преобразователь имеет значительно лучшие массогабаритные характеристики.

В статье подробно рассмотрены режимы генерирования электрической энергии и стартерный режим работы стартер-генераторной системы, приведена схемная реализация полупроводникового преобразователя. Представлена схема замещения одной фазы системы генерирования электрической энергии и расчеты электрических параметров.

Показана возможность создания высокоэффективной стартер-генераторной системы на базе синхронного генератора с возбуждением от постоянных магнитов и полупроводникового преобразователя для вспомогательной силовой установки летательных аппаратов. Предложены структурная и принципиальные схемы построения системы генерирования электрической энергии. Обоснован подход к выбору рациональных схемных решений, получены основные оценки электрических параметров системы. Показана возможность достижения удельной массы полупроводникового преобразователя для синхронных генераторов $0,21 \div 0,33$ кг/кВт.

Ключевые слова: стартер, генератор, система электроснабжения, вспомогательная силовая установка, летательный аппарат, синхронный генератор, полупроводниковый преобразователь.

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы при проектировании электротехнического оборудования летательных аппаратов, в части систем электроснабжения (СЭС), отдается предпочтение совмещению функций стартера газотурбинных двигателей и системы генерирования электрической энергии в одном агрегате, который получил название «стартер-генератора» (СТГ). Такое техническое решение позволяет улучшить массогабаритные показатели и повысить надежность СЭС. Эта тенденция особенно отчетливо стала проявляться в связи с реализацией концепции «полностью (более) электрического самолета», что привело к значительному увеличению мощности и функциональных возможностей генераторов и устройств преобразования параметров электрической энергии как основных, так и дополнительных каналов генерирования [1, 2].

Современный уровень развития силовой электроники, при решении задачи совмещения функций генерирования электрической энергии переменного тока и стартерного запуска от сети постоянного тока, например, с напряжением 27 В, позволяет наделить систему электроснабжения возможностями «smart grid» [1, 2]. Это обусловлено тем, что в составе СЭС для связи двух

систем генерирования появляется необходимость использования двунаправленного полупроводникового преобразователя (или двух преобразователей – инвертора и выпрямителя), выполняющего функции:

- передачи энергии от сети постоянного тока (например, 27 В) в сеть переменного тока постоянной или переменной частоты, в режиме электростартерного запуска;
- заряда аккумуляторной батареи (АБ) при генерировании переменного тока и генерирования постоянного тока в случае выхода из строя АБ;
- обеспечения более равномерного потребления электрической энергии от АБ путем частичного её отбора от сети переменного тока;
- реализации активного фильтра в цепи переменного тока, повышая качество генерируемой электроэнергии при работе на несимметричную, выпрямительную и импульсную стохастическую нагрузку;
- генерирования переменного напряжения в случае выхода из строя генератора переменного тока.

Наличие таких возможностей у системы электроснабжения позволит повысить надежность электроснабжения.

Системы электроснабжения переменного тока для вспомогательных силовых установок, где электрическая энергия вырабатывается с помощью синхронных генераторов (СГ) с постоянной частотой вращения вала, как правило, строятся на базе трехкаскадных синхронных генераторов, где стабилизация напряжения осуществляется за счет регулирования с помощью полупроводникового преобразователя тока в обмотке возбуждения возбуждителя генератора.

Однако существуют альтернативные варианты построения аналогичных по функциональным возможностям систем электроснабжения. В частности, представляется перспективным использование в составе систем генерирования электрической энергии (СГЭЭ) для таких систем электроснабжения СГ с возбуждением от постоянных магнитов [1, 2, 3].

Известно, что данный тип СГ обладает рядом преимуществ, к которым можно отнести [3]:

- отсутствие вращающихся контактов;
- минимальные эксплуатационные расходы;
- возможность реализации режима электростартерного запуска;
- относительную простоту конструкции.

Особенностью такого генератора является нестабильность выходного напряжения при изменении величины и коэффициента мощности нагрузки, а также скорости вращения вала. По этой причине данный тип СГ применяется в составе мехатронных систем, содержащих полупроводниковый преобразователь (ПП).

Для стабилизации напряжения СГ с постоянными магнитами можно предложить три способа включения ПП [1, 2, 3, 5–13]:

- последовательный;
- параллельный;
- последовательно-параллельный (комбинированный).

Достаточно традиционным является использование системы с последовательным включением полупроводникового преобразователя [3]. При таком построении системы генерирования величина, частота и качественные показатели напряжения на нагрузке могут определяться полупроводниковым преобразователем. Недостатком такой системы является то, что полупроводниковый преобразователь должен быть рассчитан на величину тока короткого замыкания нагрузки, что ухудшает его массогабаритные характеристики.

Возможен параллельный вариант включения преобразователя, данный тип мощных систем стал предметом анализа относительно недавно [6, 7]. При таком построении СГЭЭ частота напряжения на нагрузке определяется СГ, а величина и качественные показатели этого напряжения определяются совокупностью параметров СГ и ПП. К очевидным достоинствам этого типа СГЭЭ можно отнести нечувствительность ПП к режимам короткого замыкания в нагрузке.

Комбинированный параллельно-последовательный вариант включает в себя все достоинства и недостатки двух предыдущих. В такой системе роль последовательного преобразователя заключается в относительно «грубой» стабилизации напряжения на нагрузке, функции более точной стабилизации и коррекции формы напряжения возлагаются на параллельный преобразователь.

СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРНАЯ СИСТЕМА НА БАЗЕ СИНХРОННОГО ГЕНЕРАТОРА С ВОЗБУЖДЕНИЕМ ОТ ПОСТОЯННЫХ МАГНИТОВ И ПОЛУПРОВОДНИКОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ

В настоящей статье анализируются процессы в стартер-генераторной системе с параллельным преобразователем и дается их количественная оценка (рис. 1). Структура ПП может быть различной в зависимости от параметров сети переменного и постоянного тока. Для определенности в данном исследовании ПП представлен в виде последовательного соединения двунаправленных DC/DC и AC/DC преобразователей. Основными функциями этих преобразователей являются следующие: первый из них осуществляет согласование по величине напряжения АБ и нагрузки переменного тока (u_n), второй преобразователь осуществляет регулирование напряжения на зажимах СГ в режиме электростартерного запуска, а также стабилизацию и фильтрацию напряжения на нагрузке в режиме генерирования. Кроме этого, преобразователи могут выполнять дополнительные функции, свойственные «smart grid».

Рассмотрим основные режимы работы СГЭЭ на уровне функциональной схемы (рис. 1).

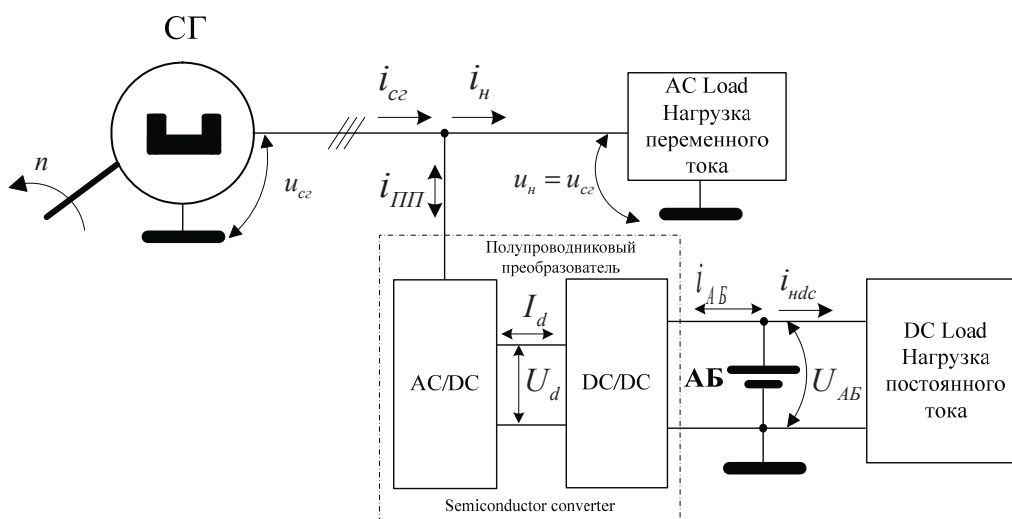


Рис. 1. Функциональная схема системы генерирования электрической энергии

Fig. 1. Functional scheme of the electric power generation system

РЕЖИМ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ

При определении параметров трехфазной СГЭЭ в режиме генерирования заданными являются:

- номинальное напряжение и частота напряжения на нагрузке ($U_{\text{нном}}, f_{c2}$);
- номинальный и максимальный токи нагрузки ($I_{\text{нном}}, I_{\text{max}}$) с соответствующими коэффициентами нагрузки ($\cos \varphi_n$), при которых сохраняется номинальное значение напряжения;
- значение тока короткого замыкания.

Искомыми являются зависимость тока AC/DC преобразователя от тока нагрузки $I_{\text{ПП}} (I_{\text{н}})$ и его максимальное значение ($I_{\text{max}\pm}$), а также ЭДС (E_0) и ток ($I_{\text{сг}}$) синхронного генератора.

В режиме генерирования DC/DC преобразователь формирует необходимое по величине напряжение постоянного тока U_d на входных зажимах AC/DC преобразователя. Принцип стабилизации напряжения в СГ с параллельным ПП основан на том, что с помощью полупроводникового преобразователя генерируется трехфазный синусоидальный ток ($I_{\text{ПП}}$), сдвинутый по фазе относительно напряжения каждой из фаз СГ ($\varphi_{\text{ПП}}$) на угол $\pm \pi/2$. В этом случае за счет реакции якоря происходит увеличение или уменьшение суммарного магнитного потока СГ. Очевидно, при таком способе стабилизации в установившемся режиме мощность от АБ не отбирается.

В рассматриваемой системе возможны три сценария проектирования параметров и способа управления AC/DC преобразователем, их удобно идентифицировать с помощью рис. 2, где качественно показан характер изменения основных электрических величин. Здесь I , E , U – действующее значение токов, ЭДС и напряжений в системе.

При реализации сценария 1 (рис. 2, а) величина внутренней ЭДС СГ (E_0) выбирается при заданном номинальном напряжении на нагрузке ($U_{\text{нном}}$) исходя из режима максимальной нагрузки СГ, т. е. при $I_{\text{н}} = I_{\text{нmax}}$. В этом случае AC/DC преобразователь генерирует по отношению к напряжению СГ индуктивный характер тока ($\varphi_{\text{ПП}} = -\pi/2$). Величина этого тока максимальна в режиме холостого хода СГЭЭ и уменьшается с ростом тока нагрузки.

При реализации сценария 2 (рис. 2, б) величина внутренней ЭДС СГ выбирается из условия $E_0 = U_{\text{нном}}$ в режиме холостого хода СГ. При этом AC/DC преобразователь генерирует по отношению к напряжению СГ емкостной характер тока ($\varphi_{\text{ПП}} = \pi/2$), величина которого возрастает с увеличением тока нагрузки.

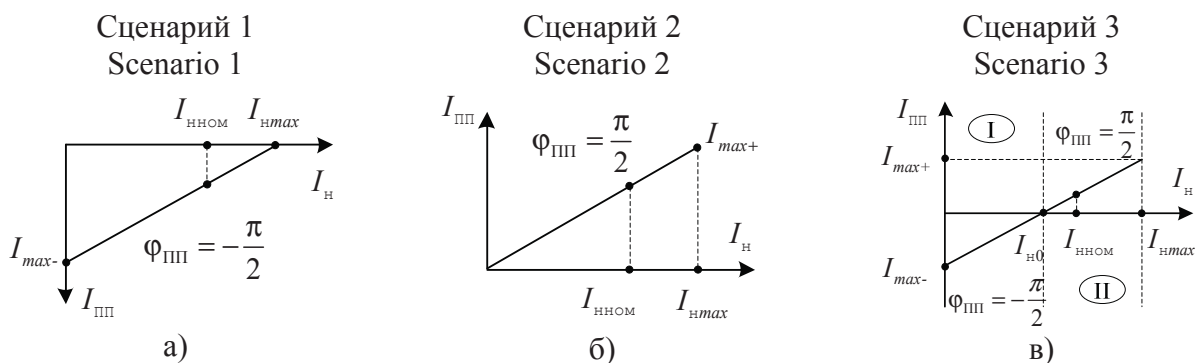


Рис. 2. Три сценария проектирования параметров и способа управления AC/DC преобразователем в режиме генерирования
Fig. 2. Three scenarios for designing the parameters and method of controlling the AC/DC converter in the generation mode

Сценарий 3 (рис. 2, в) представляет наиболее общий вариант построения системы, когда СГ и AC/DC преобразователь проектируются из условия обеспечения номинального режима системы по нагрузке при $I_{\text{ПП}} = 0$ не на границах, а внутри диапазона изменения тока нагрузки ($0 < I_{\text{н0}} < I_{\text{нmax}}$). В этом случае AC/DC преобразователь в первом диапазоне ($0 \leq I_{\text{н}} < I_{\text{н0}}$) генерирует индуктивный ($\varphi_{\text{ПП}} = -\pi/2$) по отношению к напряжению СГ характер тока $I_{\text{ПП}}$, а во втором диапазоне ($I_{\text{н0}} < I_{\text{н}} \leq I_{\text{нmax}}$) генерирует емкостной по отношению к напряжению СГ характер тока ($\varphi_{\text{ПП}} = \pi/2$).

В работе [9] детально рассмотрены все сценарии и показано, что сценарий 3 позволяет значительно уменьшить токи полупроводникового преобразователя и синхронного генератора по сравнению со сценариями 1 и 2, при этом можно обеспечить в диапазоне токов нагрузки $I_n = I_{ном} \div I_{max}$ выполнение условия $I_{сг} \approx I_n$.

Рассмотрим некоторые характеристики, свойственные для данного сценария проектирования. При этом будем полагать, что приняты следующие допущения:

- анализу подлежит статический режим;
- магнитная система СГ ненасыщенна и линейна;
- нагрузка СТГ симметричная;
- полупроводниковый преобразователь работает с высокочастотной ШИМ, частота которой намного выше частоты генерируемого напряжения;
- анализ электромагнитных процессов проводится по основным гармоникам тока и напряжения СТГ;
- СГ не имеет успокоительных контуров;
- магнитные сопротивления СГ по продольной и поперечной осям отличаются незначительно;
- ЭДС генератора изменяется по синусоидальному закону;
- выполняются условия теоремы о постоянстве потокоцеплений;
- вентили ПП идеальны.

Будем считать, что АС/DC преобразователь за счет внутренних возможностей регулирования работает в режиме источника трехфазного синусоидального тока i_{III} . Учитывая сделанные допущения, примем, что $L_d \approx L_q = L$, где L_d и L_q – индуктивности СГ по продольной и поперечной осям соответственно.

Без учета активных потерь в генераторе, а также высокочастотных гармоник в токе преобразователя, используя символический метод расчета, принимая напряжение на нагрузке равным номинальному напряжению ($U_n = U_{ном}$), получим следующую схему замещения одной фазы СГЭЭ (рис. 3).

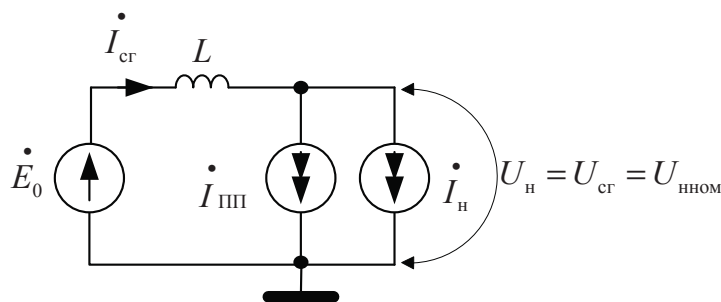


Рис. 3. Схема замещения одной фазы системы генерирования электрической энергии
Fig. 3. The scheme of replacement of one phase of the electric energy generation system

Здесь $\dot{E}_0 = E_0 e^{j\theta}$ – эффективное значение ЭДС холостого хода генератора, $\dot{I}_{III} = I_{III} e^{\pm j\frac{\pi}{2}} = \pm j I_{III}$, $\dot{I}_n = I_n \cos \varphi_n + j \cdot I_n \sin \varphi_n$, $j = \sqrt{-1}$, I_{III} , I_n – эффективное значение токов ПП и нагрузки, $U_n = U_{сг}$ – эффективное значение выходного напряжения на нагрузке, равное напряжению СГ, φ_n – угол сдвига тока нагрузки относительно напряжения СГ.

Для общности полученных результатов воспользуемся относительными единицами, которые будем обозначать x^* . В качестве базовых величин примем номинальное напряжение и

ток нагрузки: $U_6 = U_{\text{ном}}$, $I_6 = I_{\text{ном}}$, тогда $S_6 = U_6 I_6$ – базовое значение мощности. Введем понятие тока короткого замыкания СГЭЭ: $I_{\text{кз}} = \frac{E_0}{\omega L}$, где ω – круговая частота напряжения СГ.

Исходя из принципа работы системы, в данном сценарии максимальное значение тока преобразователя следует искать в двух точках, а именно: при $I_{\text{н}}^* = 0$ и $I_{\text{н}}^* = I_{\text{нmax}}^*$. Обозначим $I_{\text{н}}^* = I_{\text{н0}}^*$, $\varphi_{\text{н}} = \varphi_{\text{н0}}$ – ток нагрузки и угол сдвига этого тока относительно напряжения СГ, при котором ток полупроводникового преобразователя равен нулю (рис. 2, в). В первом диапазоне работы системы, когда $I_{\text{н}}^* \leq I_{\text{н0}}^*$, $\varphi_{\text{III}} = -\pi/2$. При заданных номинальных значениях тока и напряжения нагрузки и необходимом токе короткого замыкания системы, выбирая величину тока $I_{\text{н0}}^*$, определяем величину ЭДС синхронного генератора:

$$E_0^*(I_{\text{н0}}^*, \varphi_{\text{н0}}) = \left[\sqrt{1 - \left(\frac{I_{\text{н0}}^* \cos \varphi_{\text{н0}}}{I_{\text{кз}}^*} \right)^2} - \frac{I_{\text{н0}}^* \sin \varphi_{\text{н0}}}{I_{\text{кз}}^*} \right]^{-1}. \quad (1)$$

Максимальное значение тока AC/DC преобразователя в режиме холостого хода ($I_{\text{III}}^* = I_{\text{max-}}^*$) определяется по соотношению [9]

$$I_{\text{max-}}^* = I_{\text{кз}}^* + I_{\text{н0}}^* \sin \varphi_{\text{н0}} - \sqrt{(I_{\text{кз}}^*)^2 - (I_{\text{н0}}^* \cos \varphi_{\text{н0}})^2}. \quad (2)$$

Зависимость тока преобразователя от тока нагрузки найдем из выражения

$$I_{\text{III}}^* = \sqrt{(I_{\text{кз}}^*)^2 - (I_{\text{н}}^* \cos \varphi_{\text{н}})^2} - I_{\text{н}}^* \sin \varphi_{\text{н}} - \frac{I_{\text{кз}}^*}{E_0^*(I_{\text{н0}}^*, \varphi_{\text{н0}})}$$

Связь между ЭДС СГ и параметрами тока $I_{\text{н0}}^*$ определяется с помощью соотношения

$$I_{\text{н0}}^* = \frac{I_{\text{кз}}^*}{E_0^*(I_{\text{н0}}^*, \varphi_{\text{н0}})} \left\{ -\sin \varphi_{\text{н0}} + \sqrt{\left[E_0^*(I_{\text{н0}}^*, \varphi_{\text{н0}}) \right]^2 + (\sin \varphi_{\text{н0}})^2 - 1} \right\}. \quad (3)$$

Во втором диапазоне ($\varphi_{\text{III}} = \pi/2$) зависимость тока преобразователя от тока нагрузки имеет вид

$$I_{\text{III}}^* = I_{\text{н}}^* \sin \varphi_{\text{н}} + \frac{I_{\text{кз}}^*}{E_0^*(I_{\text{н0}}^*, \varphi_{\text{н0}})} - \sqrt{(I_{\text{кз}}^*)^2 - (I_{\text{н}}^* \cos \varphi_{\text{н}})^2}.$$

Максимальное значение тока AC/DC преобразователя $I_{\text{III}}^* = I_{\text{max+}}^*$ имеет место, когда $I_{\text{н}}^* = I_{\text{нmax}}^*$:

$$I_{\text{max+}}^* = I_{\text{нmax}}^* \sin \varphi_{\text{н}} + \frac{I_{\text{кз}}^*}{E_0^*(I_{\text{н0}}^*, \varphi_{\text{н0}})} - \sqrt{(I_{\text{кз}}^*)^2 - (I_{\text{нmax}}^* \cos \varphi_{\text{н}})^2}. \quad (4)$$

Необходимо отметить, что сценарий 3 не всегда может быть реализован, т. к. при определенных параметрах $I_{кз}^*, I_{нmax}^*, \cos \varphi_{нmax}$ во всем диапазоне изменения тока нагрузки ($0 \div I_{нmax}^*$) не произойдет переход во второй диапазон. Это наглядно иллюстрируется рис. 4, где, например, показано, что при выполнении условия $I_{max-}^* = I_{max+}^*$ для $I_{кз}^* = 4; I_{нmax}^* = 1,5; \cos \varphi_{нmax} = 0,8$ при коэффициенте мощности нагрузки $\cos \varphi_n \geq 0,985$ в заданном диапазоне изменения тока нагрузки АС/DC преобразователь будет работать только с $\varphi_{III} = -\pi/2$, т. е. будет реализован сценарий 1.

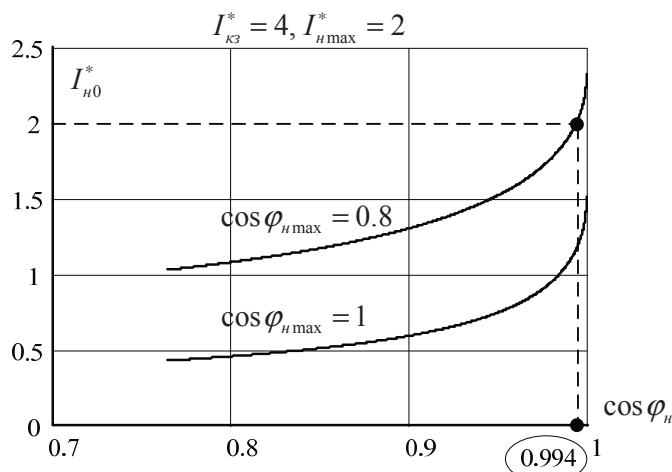


Рис. 4. Зависимость тока $I_{н0}^*$ от коэффициента мощности нагрузки

Fig. 4. Dependence of the current $I_{н0}^*$ on the load power factor

Выбор величины тока $I_{н0}^*$ может быть обусловлен различными критериями, так, например, можно предложить в качестве критерия выбора равенство максимального тока АС/DC преобразователя при $I_n^* = 0$ и $I_n^* = I_{нmax}^*$, т. е. $I_{max-}^* = I_{max+}^*$. В результате получим

$$I_{н0}^* = \frac{I_{кз}^* \left[E_0^* (I_{нmax}^*, \varphi_{нmax}) + 1 \right]}{2E_0^* (I_{нmax}^*, \varphi_{нmax})} \left\{ -\sin \varphi_n + \sqrt{\left[\frac{2E_0^* (I_{нmax}^*, \varphi_{нmax})}{E_0^* (I_{нmax}^*, \varphi_{нmax}) + 1} \right]^2 + (\sin \varphi_n)^2 - 1} \right\}. \quad (5)$$

От величины тока $I_{н0}^*$ зависят максимальные значения тока АС/DC преобразователя и СГ, что иллюстрируется с помощью рис. 5. Как следует из этого рисунка, минимальное значение тока СГ имеет место при $I_{н0}^* \approx 0,53$, тогда $I_{сгmax}^* = 1,98$ (т. е. ток СГ несколько меньше тока нагрузки $I_{нmax}^* = 2$), однако в этом случае во втором диапазоне ($\varphi_{III} = \pi/2$) возрастает ток АС/DC преобразователя и достигает величины $I_{max+}^* \approx 1,19$. При выполнении условия равенства максимальных токов АС/DC преобразователя в двух диапазонах получим $I_{н0}^* = 1,11$, $I_{max-}^* = I_{max+}^* = 0,76$ и максимальный ток СГ $I_{сгmax}^* = I_{нmax}^* = 2$. Учитывая незначительное увеличение тока СГ и существенное уменьшение тока АС/DC преобразователя, можно рекомендовать к применению при проектировании СТГ условие $I_{max-}^* = I_{max+}^*$ как один из критериев минимизации массы и габаритов системы.

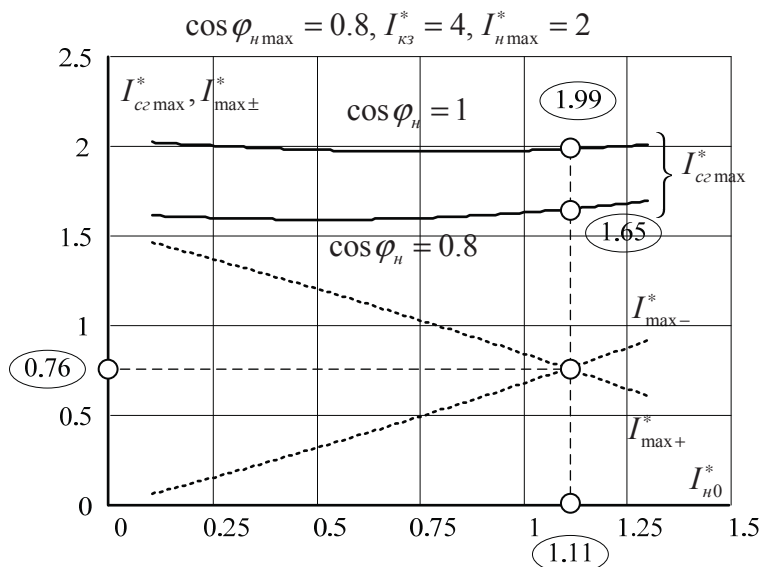


Рис. 5. Зависимости максимального тока синхронного генератора и AC/DC преобразователя от величины тока I_{H0}^*

Fig. 5. Dependences of the maximum current of the synchronous generator and the AC/DC converter on the current value I_{H0}^*

На рис. 6 приведена зависимость тока СТГ от тока нагрузки для двух значений тока $\cos \varphi_H$. Эти графики подтверждают сделанные выводы, но также показывают, что при данном сценарии в режиме холостого хода СТГ ток генератора не равен нулю. Максимальная величина этого тока определяется значением I_{max-}^* . Выбор параметров системы является задачей принятия ряда компромиссных решений и требует детальной информации об условиях применения СТГ.

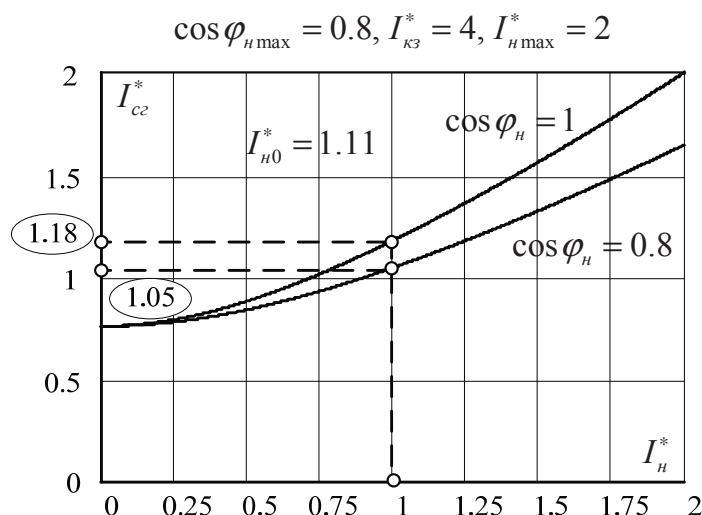


Рис. 6. Зависимость тока синхронного генератора от тока нагрузки

Fig. 6. Dependence of the synchronous generator current on the load current

Для системы СТГ с номинальной мощностью 120 кВт и выходным напряжением $U_{нном} = 115$ В и частотой 400 Гц, $I_{нном} = 348$ А, примем $I_{кз} = (3 \div 4) \cdot I_{нном} = 1043 \div 1391$ А будем иметь при принятых допущениях $I_{III} = 265$ А.

СТАРТЕРНЫЙ РЕЖИМ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРА

При рассмотрении данного режима будем исходить из того, что СТГ должен обеспечить запуск газотурбинного двигателя за время $45 \div 50$ с при зависимости приведенного к валу СТГ относительного значения момента сопротивления и мощности от относительного значения частоты вращения, представленной на рис. 7.

Здесь $n[\%] = \frac{n}{n_{ном}} \cdot 100$, $M_c^* = \frac{M_c}{M_{cmax}}$, $P^* = \frac{P_{cm}}{P_{cmmax}}$, $n_{ном}$ – номинальная частота вращения

вала СТГ в режиме генерирования, M_{cmax} , P_{cmmax} – максимальные значения момента сопротивления и мощности в процессе запуска.

Максимальная мощность запуска P_{cmmax} , как правило, не превышает $20 \div 25$ кВт [14, 15], что составляет примерно 20 % от номинальной мощности СТГ в режиме генерирования. Поэтому этот режим не существенно скажется на выборе параметров AC/DC преобразователя, единственное, необходимо обратить внимание на величину максимального тока при частотах вращения, близких к нулевому значению. Однако при стартерном запуске с использованием датчика положения ротора (ДПР) эта проблема снимается, т. к. появляется возможность осуществлять запуск с заданным значением тока, не превышающим $I_n^* = I_{nmax}^*$.

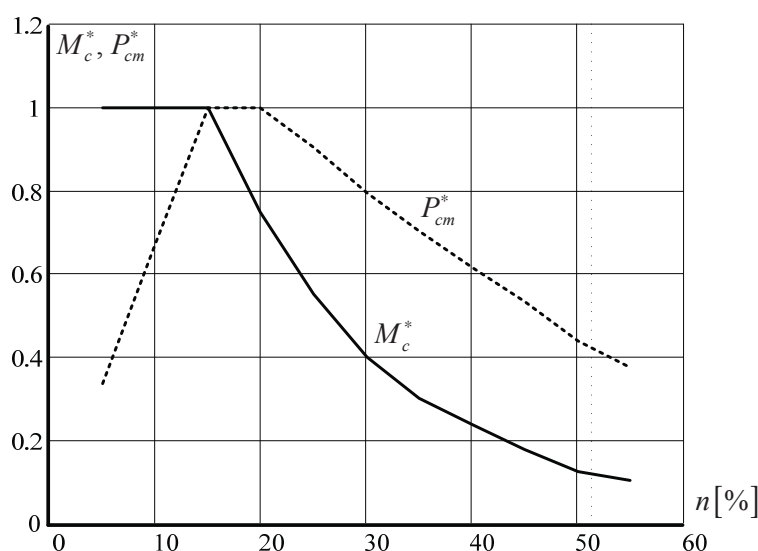


Рис. 7. Зависимости приведенного к валу стартер-генератора относительного значения момента сопротивления и мощности от относительного значения частоты вращения

Fig. 7. Dependences of the relative value of the moment of resistance and power reduced to the shaft of the starter-generator on the relative value of the rotation speed

Решение задачи анализа процесса запуска сводится к определению электрических величин, необходимых для выбора элементов DC/DC преобразователя.

Полагая, что стартерный запуск осуществляется с использованием ДПР, а также то, что минимальное напряжение на зажимах АБ обозначим как U_{ABmin} , а КПД полупроводникового преобразователя – $\eta_{ПП}$, оценим основные электрические параметры DC/DC преобразователя. Более точный расчет производится с помощью имитационного моделирования.

Среднее значение тока АБ на интервале постоянства мощности в циклограмме запуска

$$I_{AB} = \frac{P_{cmmax}}{\eta_{ПП} U_{ABmin}}.$$

Коэффициент передачи по напряжению DC/DC преобразователя

$$k_U = \frac{U_{d\max}}{U_{AB\min\text{ном}}},$$

здесь $U_{AB\min\text{ном}}$ – минимальное напряжение АБ при нормальном режиме работы, максимальное значение напряжения в звене постоянного тока ПП $U_{d\max} = 1,1 \cdot 2 \cdot \sqrt{2} U_{\text{ном}}$.

Величину тока I_d в звене постоянного тока полупроводникового преобразователя найдем из соотношения

$$I_d = \frac{P_{cm\max}}{\eta_{AC/DC} U_{d\min}},$$

где $\eta_{AC/DC}$ – КПД AC/DC преобразователя, $U_{d\min} = 0,9 \cdot 2 \cdot \sqrt{2} U_{\text{ном}} \frac{1}{M_{\max}}$, $M_{\max}$ – максимальная глубина модуляции в AC/DC преобразователя, ограничена частотными свойствами силовых полупроводниковых приборов (как правило, $M_{\max} = 0,85 \div 0,95$).

Для СТГ с $P_{cm\max} = 16 \text{ кВт}$ получим следующие оценки электрических величин.

В соответствии с ГОСТ Р 54073-2010 (п. 5.2.3.4) минимальное напряжение на зажимах АБ $U_{AB\min} = 15 \text{ В}$. Примем $\eta_{ПП} = 0,9$, $\eta_{AC/DC} = 0,97$, тогда

$$I_{AB} = 1185 \text{ А}, k_U \approx 15, I_d \approx 57 \text{ А}, U_d = 2 \cdot \sqrt{2} U_{\text{ном}} \frac{1}{0,95} = 345 \text{ В}.$$

СХЕМНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ПОЛУПРОВОДНИКОВОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ

В качестве AC/DC преобразователя могут быть использованы схемы инвертора напряжения и тока с широтно-импульсной модуляцией. Однако функция изменения направления потока мощности имманентно присуща схеме инвертора напряжения, по этой причине именно этот вид преобразователя рассматривается в дальнейшем.

Схема DC/DC преобразователя может быть самой разнообразной, однако, учитывая достаточно большой коэффициент передачи по напряжению k_U и значительную величину мощности $P_{cm\max}$ при возможном относительно низком значении напряжения АБ в режиме запуска, следует отдать предпочтение мостовым или полумостовым схемам преобразователей с высокочастотным трансформатором.

Один из возможных вариантов таких структурно-принципиальных схем СТГ приведен на рис. 8.

Дальнейшее уточнение схемы требует детального рассмотрения возможностей современной и перспективной элементной базы силовой электроники.

До настоящего времени кремний является основным материалом микроэлектроники и силовой электроники. Успехи последних десятилетий в развитии материаловедения и технологии полупроводникового кремния позволили достичь теоретического предела в использовании фундаментальных свойств этого материала. Для того чтобы создавать устройства силовой электроники для аэрокосмического применения с уникальными массогабаритными показателями, необходимы новые технологии конструирования и новые приборы силовой электроники, рабо-

тающие на высоких и сверхвысоких частотах, обеспечивающие большие рабочие напряжения и широкий температурный диапазон.

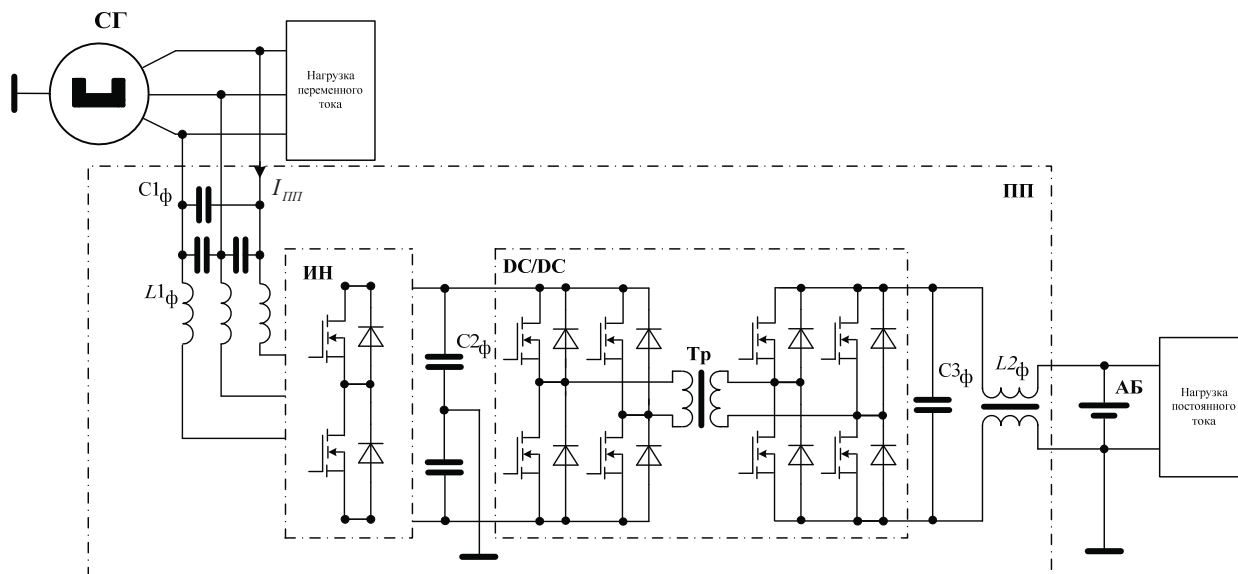


Рис. 8. Функциональная схема стартер-генератора
Fig. 8. Functional scheme of the starter-generator

Для создания таких эффективных и надежных приборов необходимо использовать новые полупроводниковые материалы.

Наиболее перспективными материалами силовой электроники, уже зарекомендовавшими себя при создании приборов с рекордными параметрами, являются карбид кремния, нитрид галлия и алмаз, основные физические свойства которых представлены в таблице 1 [17–20].

Таблица 1
Table 1

Физические свойства основных широкозонных полупроводников
Physical properties of the main wide-gap semiconductors

Материал Material	Ширина запрещенной зоны, эВ Bandwidth, eV	Напряжение пробоя, мВ/см Breakdown voltage, mV/cm	Подвижность электронов, см ² /В·с The mobility of electrons, cm ² /V·s	Теплопроводность, Вт/м/К Thermal conductivity, W/m/K
Si	1,12	0,6	1,1	150
GaAs	1,42	0,6	6,0	50
GaN	3,39	3,3	1,0	130
3C-SiC	2,2	2	750,0	500
4H-SiC	3,26	3	800,0	590
6H-SiC	3	3	370,0	490
Алмаз Diamond	5,5	6	2200,0	2000

В настоящее время в Институте Силовой Электроники Новосибирского государственного технического университета имеется опыт создания полупроводниковых преобразователей мощностью десятки кВт на базе инверторов напряжения с использованием высокочастотных карбид-

кремниевых транзисторов, с эквивалентной частотой преобразования 750 кГц при «жестком» переключении силовых ключей с естественным охлаждением, при этом и удельная мощность ПП составляет 2–2,5 кВт/кг [21] (удельная масса – $0,4 \div 0,5$ кг/кВт).

Приблизительная оценка массы предложенной структуры с вышеуказанными величинами мощности дает следующие цифры:

- инвертор напряжения – 25 кг;
- высокочастотный трансформатор, согласующий уровни напряжений DC/DC преобразователя, – 2 кг;
- DC/DC преобразователь с возможностью двунаправленной передачи энергии на мощность до 16 кВт – 12 кг;

Суммарная масса преобразователя не превышает 40 кг. Использование жидкостной системы охлаждения позволит дополнительно снизить массу и габариты преобразователя.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, показана возможность создания высокоэффективной стартер-генераторной системы на базе синхронного генератора с возбуждением от постоянных магнитов и полупроводникового преобразователя для вспомогательной силовой установки летательных аппаратов.

Предложены структурная и принципиальные схемы построения СГЭЭ. Обоснован подход к выбору рациональных схемных решений, получены основные оценки электрических параметров системы.

Показана возможность достижения удельной массы полупроводникового преобразователя для СГ $0,21 \div 0,33$ кг/кВт.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Электрический самолёт: от идеи до реализации / А.В. Левин, И.И. Алексеев, С.А. Харитонов, Л.К. Ковалев. М.: Машиностроение, 2010. 288 с.
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. Харитонов С.А. Электромагнитные процессы в системах генерирования электрической энергии для автономных объектов. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. 536 с.
4. Xiuxian Xia. Dynamic Power Distribution Management for All Electric Aircraft. Cranfield University, 2011, 114 p.
5. Система стабилизации напряжения для энергетических объектов горнодобывающих предприятий / Б.Ф. Симонов, С.А. Харитонов, С.В. Брованов, Е.Я. Букина, Д.В. Макаров // Физико-технические проблемы разработки полезных ископаемых. 2016. № 2. С. 88–101.
6. Система генерирования электроэнергии переменного тока при постоянной частоте вращения вала генератора / С.А. Харитонов, Д.В. Коробков, Д.В. Макаров, А.В. Левин, М.М. Юхнин, С.Ф. Коняхин // Электроника и электрооборудование транспорта. 2012. № 4–5. С. 2–8.
7. Режимы работы системы генерирования электроэнергии нестабильной частоты и стабильного напряжения / С.А. Харитонов, Д.В. Коробков, Д.В. Макаров, А.В. Левин, С.Ф. Коняхин, М.М. Юхнин // Авиационная промышленность. 2012. № 4. С. 9–13.
8. Расчет электрических параметров системы генерирования электроэнергии нестабильной частоты и стабильного напряжения / С.А. Харитонов, Д.В. Коробков, Д.В. Макаров, А.В. Левин, С.Ф. Коняхин, М.М. Юхнин // Авиационная промышленность. 2013. № 1. С. 3–10.
9. Стабилизация напряжения синхронного генератора с постоянными магнитами при переменной нагрузке / С.А. Харитонов, Д.В. Коробков, Д.В. Макаров, А.Г. Гарганеев // Докл. Том. гос. ун-та систем управления и радиоэлектроники. 2012. № 1 (25). С. 139–146.

10. Авиационная система генерирования электроэнергии / С.А. Харитонов, Д.В. Коробков, Д.В. Макаров, А.В. Левин, С.Ф. Коняхин, М.М. Юхнин // Научный вестник новосибирского государственного технического университета. 2013. № 1 (50). С. 147–162.
11. Макаров Д.В., Харитонов С.А., Макарова Е.А. Система генерации электрической энергии типа «переменная скорость – переменная частота – постоянная амплитуда» // Международная конференция и семинар «Микро/нанотехнологии и электронные устройства (EDM)», 30 июня – 4 июля 2010. С. 464–469.
12. Makarov D.V., Khlebnikov A.S., Geist A.V., Bachurin P.A. Generation system with variable frequency and constant amplitude. *Energetics (IYCE)*, Proceedings of the 2011 3rd International Youth Conference, 7–9 July 2011. С. 1–9.
13. К вопросу стабилизации напряжения синхронного генератора с постоянными магнитами при переменной частоте вращения / Б.Ф. Симонов, С.А. Харитонов, Д.В. Коробков, Д.В. Макаров // Физико-технические проблемы разработки полезных ископаемых. 2012. № 4. С. 102–116.
14. Кац Б.М., Жаров Э.С., Винокуров В.К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 220 с.
15. Локай В.И., МаксUTOва М.К., Стрункин В.А. Газовые турбины двигателей летательных аппаратов. Теория, конструкция и расчет. М.: Машиностроение, 1991. 512 с.
16. Agarwal A.K., Mani S.S., Seshadri S., Cassady J.B., Sanger P.A., Brandt C.D., Saks N. SiC power devices. *Naval Research Reviews*, 1999. Vol. 51(1), pp. 14–21.
17. Shenai K., Scott R.S., Baliga B.J. Optimum semiconductors for high power electronics. *IEEE Transactions on Electron Devices*, 1989, Vol. 36 (9). pp. 1811–1823.
18. Лебедев А.А., Челноков В.Е. Широкозонные полупроводники для силовой электроники // Физика и техника полупроводников. 1999. Т. 33, вып. 9. С. 1096–1099.
19. Тронов А.А. Карбид кремния: основные свойства и панорама его исследований в России. 2016. URL: [http://www.rf.unn.ru/eledep/confesem/nro_popova/2016_01_22_\(53\)/03.pdf](http://www.rf.unn.ru/eledep/confesem/nro_popova/2016_01_22_(53)/03.pdf) (дата обращения 22.01.2016).
20. Алмазы для новейшей электроники. URL: <https://scientificrussia.ru/partners/institut-prikladnoj-fiziki-ran/almazы-dlya-novejshej-elektroniki> (дата обращения 20.08.2017).
21. Преобразователь частоты на карбид-кремниевых полупроводниковых приборах / С.А. Харитонов, Д.В. Коробков, Д.В. Макаров, А.Г. Волков, А.В. Сидоров // Электроприводы переменного тока // Труды международной шестнадцатой научно-технической конференции. Екатеринбург: ФГАОУ ВПО «УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина», 2015. С. 51–54.
22. Жмуров Б.В., Халютин С.П., Давидов А.О. Информационно-энергетическая методика проектирования энергокомплекса летательных аппаратов с электрической тягой // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20, № 1. С. 167–176.
23. Давидов А.О., Жмуров Б.В. Энергетическая установка полностью электрического самолета // Электропитание. 2016. № 2. С. 7–11.
24. Халютин С.П. К вопросу об эффективности авиационных систем генерирования электроэнергии // Труды международного симпозиума «Надежность и качество», 2016. № 2. С. 264–265.
25. Левин А.В., Халютин С.П., Жмуров Б.В. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 213 (3). С. 50–57.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Левин Александр Владимирович, доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора по научной работе ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», a.v.levin@yandex.ru.

Халютин Сергей Петрович, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой электротехники и авиационного электрооборудования Московского государственного технического университета гражданской авиации, генеральный директор ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», s.khalutin@mstuca.aero.

Давидов Альберт Оганезович, доктор технических наук, старший научный сотрудник, главный инженер проектов ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», adavidov@xlab-ns.ru.

Жмуров Борис Владимирович, кандидат технических наук, доцент, доктор электротехники, главный конструктор – заместитель генерального директора ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», bzhmurov@xlab-ns.ru.

Харитонов Сергей Александрович, доктор технических наук, профессор, директор Института силовой электроники Новосибирского государственного технического университета, Kharit1@yandex.ru.

Жарков Максим Андреевич, младший научный сотрудник кафедры электроники и электротехники Института силовой электроники Новосибирского государственного технического университета, maks.zharkoff@yandex.ru.

Харитонов Андрей Сергеевич, ведущий инженер Института силовой электроники Новосибирского государственного технического университета, andrekh@yandex.ru.

STARTER-GENERATOR SYSTEM FOR AUXILIARY POWER UNIT

**Aleksandr V. Levin¹, Sergey P. Khalyutin¹, Albert O. Davidov¹, Boris V. Zhmurov¹,
Sergey A. Kharitonov², Maksim A. Zharkov², Andrey S. Kharitonov²**

¹*Experimental Laboratory NaukaSoft, Moscow, Russia*

²*Novosibirsk State Technical University, Novosibirsk, Russia*

ABSTRACT

The article presents a starter-generator system for an auxiliary power unit of an aircraft. A feature of the presented system is the use of a synchronous generator with excitation from permanent magnets and a semiconductor converter. The main problem of the system is the generation of electric energy of an aircraft on the basis of a synchronous generator with excitation from permanent magnets is the absence of the possibility of regulating the voltage and frequency of electrical energy, in this connection, a semiconductor converter that ensures the conversion of generated electric energy with significant mass-dimensions characteristics.

The article proposes an approach to designing a starter-generator system with a parallel connection of a synchronous generator with excitation from permanent magnets and a semiconductor converter. This approach makes it possible to significantly reduce the part of the electrical energy that needs to be converted, as a consequence, the semiconductor converter has significantly smaller mass-and-batch characteristics.

In the article the modes of generation of electric energy and the starter mode of operation of the starter-generator system are considered in detail, the circuit realization of the semiconductor converter is shown. A scheme for replacing one phase of the system for generating electric energy and calculating electric parameters is presented.

The possibility of creating a highly efficient starter-generator system based on a synchronous generator with excitation from permanent magnets and a semiconductor converter for an auxiliary power plant of aircrafts is shown. Structural and basic schemes for constructing a system for generating electrical energy are proposed. The approach to the choice of rational circuit solutions is substantiated, basic estimates of the electrical parameters of the system are obtained. The possibility of achieving a specific mass of a semiconductor converter for synchronous generators of $0.21 \div 0.33$ kg/kW is shown.

Key words: starter, generator, electric power system, auxiliary power unit, aircraft, synchronous generator, semiconductor converter.

REFERENCES

1. Levin A.V., Alekseyev I.I., Kharitonov S.A., Kovalov L.K. *Elektricheskiy samolot: ot idei do realizatsii* [Electric plane: from idea to realization]. *Mashinostroyeniye* [Mechanical engineering], Moscow, 2010, 288 p. (in Russian)

2. Levin A.V., Musin S.M., Kharitonov S.A., Kovalev K.L., Gerasin A.A., Khalyutin S.P. *Elektricheskij samolet. Konceptija i tehnologii* [Electric aircraft. Concept and technology]. Ufa, 2014, 388 p. (in Russian)
3. Kharitonov S.A. *Elektromagnitnye processy v sistemah generirovaniya elektricheskoy energii dlja avtonomnyh ob'ektov* [Electromagnetic processes in power generation systems for autonomous objects]. Novosibirsk, *Novosibirskij gosudarstvennyj tehniceskij universitet* [Novosibirsk State Technical University], 2011, 536 p. (in Russian)
4. Xiuxian Xia. *Dynamic Power Distribution Management for All Electric Aircraft*. Cranfield University, 2011, 114 p.
5. Simonov B.F., Kharitonov S.A., Brovanov S.V., Bukina E.Ya., Makarov D.V. *Sistema stabilizacii naprjazhenija dlja tnergeticheskikh ob'ektov gornodobyvajushhih predpriyatij* [Voltage Stabilization System for Energy Facilities of Mining Enterprises]. *Fiziko-tehnicheskie problemy razrabotki poleznyh iskopaemyh* [Journal of Mining Science], 2016, Vol. 2, pp. 88–101. (in Russian)
6. Kharitonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V., Levin A.V., Yukhnin M.M., Konyakhin S.F. *Sistema generirovaniya elektroenergii peremennogo toka pri postojannoj chastote vrashhenija vala generatora* [The system of generation of electric power of alternating current at a constant frequency of rotation of the generator shaft]. *Elektronika i elektrooborudovanie transporta* [Electronics and electrical equipment of transport], 2012, Vol. 4–5, pp. 2–8. (in Russian)
7. Kharitonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V., Levin A.V., Konyakhin S.F., Yukhnin M.M. *Rezhimy raboty sistemy generirovaniya elektroenergii nestabil'noj chastoty i stabil'nogo naprjazhenija* [Modes of operation of the power generation system of unstable frequency and stable voltage]. *Aviacionnaja promyshlennost'* [Aviation industry], 2012, Vol. 4, pp. 9–13. (in Russian)
8. Kharitonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V., Levin A.V., Konyakhin S.F., Yukhnin M.M. *Raschet elektricheskikh parametrov sistemy generirovaniya elektroenergii nestabil'noj chastoty i stabil'nogo naprjazhenija* [Calculation of electrical parameters of the power generation system of unstable frequency and stable voltage]. *Aviacionnaja promyshlennost'* [Aviation industry], 2013, Vol. 1, pp. 3–10. (in Russian)
9. Kharitonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V., Garganeyev A.G. *Stabilizacija naprjazhenija sinhronnogo generatora s postojannymi magnitami pri peremennom nagruzke* [Stabilization of the voltage of a synchronous generator with permanent magnets under variable load]. *Doklady Tomskogo gosudarstvennogo universiteta sistem upravlenija i radioelektroniki* [Reports of the Tomsk State University by the control system and radio electronics], 2012, Vol. 1 (25), pp. 139–146. (in Russian)
10. Kharitonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V., Levin A.V., Konyakhin S.F., Yukhnin M.M. *Aviacionnaja sistema generirovaniya elektroenergii* [Aviation system of electric power generation]. *Nauchnyj vestnik novosibirskogo gosudarstvennogo tehniceskogo universiteta* [Scientific bulletin of the Novosibirsk State Technical University], 2013, Vol. 1 (50), pp. 147–162. (in Russian)
11. Makarov D.V., Kharitonov S.A., Makarova E.A. *Sistema generatsii elektricheskoy energii tipa «peremennaya skorost' – peremennaya chastota – postoyannaya amplituda»* [Generation system of electric energy of “variable speed – variable frequency – constant amplitude” type]. *Mezhdunarodnaya konferentsiya i seminar «Mikro/nanotekhnologii i elektronnyye ustroystva (EDM)»*, 30 iyunya – 4 iyulya 2010 [International Conference and Seminar “Micro/Nanotechnologies and Electron Devices (EDM)”], June 30 – July 4, 2010]. Novosibirsk, 2010, pp. 464–469.
12. Makarov D.V., Khlebnikov A.S., Geist A.V., Bachurin P.A. *Generation system with variable frequency and constant amplitude* *Energetics (IYCE)*, Proceedings of the 2011 3rd International Youth Conference pp. 1–9, 7–9 July 2011.
13. Simonov B.F., Kharitonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V. *K voprosu stabilizacii naprjazhenija sinhronnogo generatora s postojannymi magnitami pri peremennom chastote vrashhenija* [To the problem of stabilizing the voltage of a synchronous generator with permanent magnets at a variable frequency of rotation]. *Fiziko-tehnicheskie problemy razrabotki poleznyh iskopaemyh* [Journal of Mining Science], 2012, Vol. 4, pp. 102–116. (in Russian)

14. **Katz B.M., Zharov E.S., Vinokurov V.K.** *Puskovye sistemy aviacionnyh gazoturbinnih dvigatelej* [Launch systems of aviation gas-turbine engines]. *Mashinostroyeniye* [Mechanical engineering], Moscow, 1976, p. 220. (in Russian)
15. **Lokay V.I., Maksutova M.K., Strunkin V.A.** *Gazovye turbiny dvigatelej letatel'nyh apparatov. Teoriya, konstrukcija i raschet* [Gas turbines of engines of flying machines. Theory, construction and calculation]. *Mashinostroyeniye* [Mechanical engineering], Moscow, 1991, p. 512.
16. **Agarwal A.K., Mani S.S., Seshadri S., Cassady J.B., Sanger P.A., Brandt C.D., Saks N.** SiC power devices. *Naval Research Reviews*, 1999, Vol. 51(1), pp. 14–21.
17. **Shenai K., Scott R.S., Baliga B.J.** Optimum semiconductors for high power electronics // *IEEE Transactions on Electron Devices*. 1989, Vol. 36(9), pp. 1811–1823.
18. **Lebedev A.A., Chelnokov V.E.** *Shirokazonnye poluprovodniki dlja silovoj jelektroniki* [Wide-band semiconductors for power electronics]. *Fizika i tehnika poluprovodnikov* [Physics and technology of semiconductors], 1999, Vol. 33, No. 9. pp. 1096–1099. (in Russian)
19. **Tronov A.A.** *Karbid kremnija: osnovnye svoystva i panorama ego issledovanij v Rossii* [Silicon carbide: the main properties and panorama of his research in Russia]. 2016. URL: [http://www.rf.unn.ru/eledep/confesem/nro_popova/2016_01_22_\(53\)/03.pdf](http://www.rf.unn.ru/eledep/confesem/nro_popova/2016_01_22_(53)/03.pdf) (reference date: 22.01.2016). (in Russian)
20. *Almazы dlja novejshej elektroniki* [Diamonds for the newest electronics] URL: <https://scientificrussia.ru/partners/institut-prikladnoj-fiziki-ran/almazы-dlya-novejshej-elektroniki> (reference date: 20.08.2017). (in Russian)
21. **Kharitonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V., Volkov A.G., Sidorov A.V.** *Preobrazovatel' chastoty na karbid-kremnievyh poluprovodnikovyh priborah* [The frequency converter on carbide-silicon semiconductor devices]. *Elektroprivody peremennogo toka: Trudy mezhdunarodnoj shestnadcatoj nauchno-tehnicheskoy konferencii* [AC electric drives: Proceedings of the International Sixteenth Scientific and Technical Conference]. Ekaterinburg, 2015, pp. 51–54. (in Russian)
22. **Zhmurov B.V., Khalyutin S.P., Davidov A.O.** *Informacionno-jenergeticheskaja metodika proektirovaniya energokompleksa letatel'nyh apparatov s elektricheskoy tjagoj* [Information-energetic method of designing the energy complex of flying machines with electric traction]. *Nauchnyj vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta grazhdanskoj aviacii* [Civil Aviation High TECHNOLOGIES], 2017, Vol. 20, N. 1, pp. 167–176. (in Russian)
23. **Davidov A.O., Zhmurov B.V.** *Energeticheskaja ustanovka polnost'ju elektricheskogo samoleta* [Power installation of a fully electric plane]. *Elektropitanie* [Power supply], 2016, No. 2, pp. 7–11. (in Russian)
24. **Khalyutin S.P.** *K voprosu o primenenii ob'ektno-energeticheskikh diagram* [On the question of the application of object-energy diagrams]. *Innovacii na osnove informacionnih i kommunikacionnih tehnologij* [Innovation based on information and communication technologies], 2007, Vol. 1, p. 96–98. (in Russian)
25. **Lyovin A.V., Khalyutin S.P., Zhmurov B.V.** *Tendencii i perspektivi razvitiya aviacionnogo elektrooborudovaniya* [Trends and prospects for the development of electric aviation]. *Nauchnyj vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tehničeskogo universiteta grazhdanskoj aviacii* [Civil Aviation High Technologies], 2015, Vol. 213 (3), pp. 50–57 (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Levin Aleksandr Vladimirovich, Doctor of Science, Professor, Deputy SEO for Research LLC “Experimental Laboratory NaukaSoft”, a.v.levin@yandex.ru.

Khalyutin Sergey Petrovich, Doctor of Science, Professor, Head of the Department of Electrical Engineering and Aviation Electrical Equipment Moscow State Technical University of Civil Aviation, SEO LLC “Experimental Laboratory NaukaSoft”, s.khalutin@mstuca.aero.

Davidov Albert Oganezovich, Doctor of Science, Senior Researcher, Chief Project Engineer LLC “Experimental Laboratory NaukaSoft”, adavidov@xlab-ns.ru.

Zhmurov Boris Vladimirovich, PhD, Associate Professor, Chief Designer – Deputy SEO LLC “Experimental Laboratory NaukaSoft”, bzhmurov@xlab-ns.ru.

Kharitonov Sergey Aleksandrovich, Doctor of Science, Professor, Director, Institute of Power Electronics, Novosibirsk State Technical University, Kharit1@yandex.ru.

Zharkov Maksim Andreevich, Junior Researcher, Institute of Power Electronics, Department of Electronics and Electrical Engineering, Novosibirsk State Technical University, maks.zharkoff@yandex.ru.

Kharitonov Andrey Sergeevich, Lead Engineer, Institute of Power Electronics, Novosibirsk State Technical University, andrekh@yandex.ru.

Поступила в редакцию 31.08.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 31.08.2017
Accepted for publication 20.09.2017

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПОДГОТОВКИ ПИЛОТОВ И КУРСАНТОВ С ЦЕЛЬЮ КОНТРОЛЯ УРОВНЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ НА ОСНОВЕ МОДИФИКАЦИИ КЛАССИЧЕСКОГО МЕТОДА «РОЯ» (PSO)

В.В. ЮРАСОВ¹, Л.А. ЮРАСОВА²

¹Сасовское летное училище гражданской авиации, г. Сасово, Россия

²Росгидромет, г. Москва, Россия

В статье обосновывается использование модификации классического метода «Роя» для оптимизации задачи подготовки пилотов на авиационных тренажерах. На основе идентификации специфики гарантирования безопасности полетов в задаче тренажерной подготовки пилотов показаны особенности имитационного моделирования с использованием современных моделей оптимизации для долгосрочного количественного прогноза случайных процессов. Автором доказано, что в классических методах оптимизации в авиации опорные функции, входные и выходные переменные, а также классы уравнений определяются самим автором модели. Данные обстоятельства ведут к тому, что полученные модели не имеют достаточной гибкости, что в свою очередь влияет на их поведение при добавлении новой точки данных. Повышение точности и ввод дополнительных переменных в задачи оптимизации безопасности решен на основе методики «Роя». На основе метода математического моделирования показаны возможности метода PSO для идентификации качественных показателей нового уровня с целью гарантирования безопасности полетов. Метод группового учета аргументов представляет собой оригинальный метод для решения задач, в которых требуется структурно-параметрическая идентификация моделей. Авторский подход к задаче оптимизации состоит в учете качественных показателей в условиях авиационного события на тренажерах. На основе математического аппарата создана динамическая модель на основе классического метода «Роя». Полученные результаты отличаются высокой точностью, что соответствует международным правилам гарантирования безопасности полетов и подготовке пилотов ICAO и SHEL. Следовательно, метод группового учета аргументов будет являться эффективным математическим аппаратом для построения модели тренажерных процедур.

Ключевые слова: метод «Роя», метод PSO, задача оптимизации, безопасность полетов, авиационные тренажеры, подготовка пилотов.

ВВЕДЕНИЕ

Согласно прогнозам, к 2018 году в мире ожидается дефицит 200000 пилотов и 400000 технических специалистов, что является беспрецедентным для истории авиационной отрасли [1]. Задача для мирового авиационного сообщества: привлечение и удержание компетентного персонала, воспитание нового поколения авиационных специалистов, создание современной системы подготовки пилотов, авиадиспетчеров, технического и управленческого персонала. Вопрос наличия компетентных человеческих ресурсов является ключевым для реализации Глобального плана обеспечения безопасности полетов [2]. Первым шагом реализации стратегии в отношении подготовки нового поколения авиационных специалистов (NGAP) стало создание в мае 2009 года на уровне ИКАО Целевой группы NGAP. В одном из выводов группы [3] акцентируется внимание на том, что нормативные рамки должны обеспечивать возможность применения современных методологических и технических средств подготовки персонала, которые ориентированы на квалификационные требования, основанные на накопленном опыте, и широко используют средства моделирования.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Выбор необходимого метода исследования определяется совокупностью показателей и критериев, при помощи которых дается оценка качества проведения исследуемого процесса.

В представленной работе предлагается создать модель тренажерных процедур, которая будет основана на автоматическом выборе системой предстоящего упражнения (или его модификации) на основании того, насколько эффективно (успешно) курсант справился с предыдущими задачами (упражнениями) на данном тренажере. Исследование построено на математической модели тренажерных процедур, которая отражает выбор системой оптимального режима обучения для каждого конкретного курсанта на основе метода «Роя». В качестве параметра, характеризующего успешность прохождения определенного упражнения (или комплекса упражнений), будет выступать вектор значений успешности для определенного курсанта на основе факторов навыков (+) и антинавыков (–). Данная модель позволит минимизировать время обучения курсанта на тренажере при заданном уровне качества обучения.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Основной причиной авиационных событий при действии на экипаж нескольких негативных факторов являются действия самого экипажа. Отметим, что в обычных условиях эти действия правильные. Но дело в том, что вся методика обучения пилотов противодействию факторным нагрузкам сводится к количественной оценке числа и количественной оценке действий и реакции пилотов в результате отказов. Эти системные методы в инженерной психологии и эргономике сегодня встречаются со значительными теоретическими и практическими трудностями, несмотря на то, что в решение задач с помощью системного анализа вкладывается значительное количество сил и средств. Попытки организаций расширить количество системных специалистов по человеческому фактору для проведения анализа и выдачи соответствующих рекомендаций не приводят к желаемым результатам, а именно уменьшению доли авиационных происшествий по причине человеческого фактора. Переход от системных к процессным исследованиям способен устранить эти теоретико-практические трудности и повысить эффективность всего направления исследований влияния человеческого фактора в целом. Новизна постановки этой стратегической научной проблемы заключается в том, что речь идет не о количественном изменении доли авиационных событий, которые приходится на долю человеческого фактора, не о частичной оптимизации, а о качественном изменении общей тенденции относительно влияния человеческого фактора на авиационные события еще на стадии тренажерной подготовки пилотов.

С этой целью необходимо использовать комплексный процессный анализ, который основывается на общей теории процессов, теории общей статистики, обоснованной теории оптимизации и других теориях процессной концепции.

Важно учесть, что на основе базовых требований (минимальных стандартов) по уровням квалификации пилотов, опыта, порядка подготовки, выдачи и признания свидетельств (Приложение 1 к Чикагской Конвенции [4]) построены соответствующие американские и европейские требования [5, 6], которые используются национальными авиационными администрациями государств мира. В [4] устанавливаются уровни компетенции пилота многочленного экипажа, для оценки уровня знаний и навыков которого предлагается использовать критерии эффективности. Документ предлагает методику разработки учебных программ для получения свидетельства пилота многочленного экипажа (MPL), которая базируется на квалификационном подходе. Но требования перечисленных нормативных документов носят декларативный характер, что не позволяет обосновывать оптимальные решения относительно стратегии обучения пилотов. Процессы обучения являются динамическими и высоко ценными. Следовательно, существующие нормативные документы по подготовке пилотов носят декларативный характер и нуждаются в сочетании с математическими процедурами для оперативной достоверной оценки уровня подготовки пилотов и для построения оптимальных программ подготовки пилотов. Предложенные решения позволят сделать переход к математической формализации требований нормативных документов с целью дальнейшей оптимизации процесса подготовки пилотов еще на начальном уровне тренажерной подготовки. Дальнейшие исследования должны быть направле-

ны на математическую формализацию основных квалификационных элементов MPL (угроз, ошибок и нежелательных состояний) и процессов, которые их связывают для гарантирования безопасности полетов в процессе тренажерной подготовки пилотов.

Несмотря на наличие таких научных направлений, как исследование операций и системный анализ, в настоящее время отсутствует обобщенная методика оценки эффективности процессов тренажерной подготовки, за исключением оценки экономической эффективности. Важным является изучение взаимосвязей безопасности полетов с эффектами факторных действий: как последовательного действия, так и одновременного взаимодействия факторов. Особенность таких факторов заключается в том, что критериями эффективности тренажерной подготовки при управлении безопасностью полета при подготовке пилотов является метод факторных накладок и учета влияния полифакторности [7, 8]. Такая постановка задач и могла возникнуть только при использовании процессного подхода.

В соответствии с [9] авторский процессный подход – это научно-методологический подход, использующий общую теорию процессов как теоретическое основание и применяемый принцип двусторонности процессов как центральный принцип процессной аналитики.

Таким образом, необходимо обучать пилотов не только действиям, но и противодействиям в особых ситуациях полета. Следует отметить, что широко распространенная программа ИКАО SHELL данный принцип применяет. В соответствии с положениями руководства ИКАО по предотвращению авиационных событий предупредительные меры по их возникновению должны быть направлены на устранение всех опасных факторов в рамках авиационной системы независимо от их происхождения. Значительного повышения безопасности полетов можно добиться, улучшив качество подготовки пилотов, введя специальные параметрические переменные компоненты.

Выбор параметров математической модели основывается на учете функции выбора системой оптимального режима обучения для каждого конкретного курсанта. Данная модель позволит минимизировать время подготовки пилотов для обеспечения более надежных результатов обучения на тренажере при заданном уровне безопасности имитируемых событий.

В качестве параметра, характеризующего успешность прохождения определенного упражнения (или комплекса упражнений), будет выступать вектор значений успешности для определенного курсанта:

$$F_j = R_j P_j. \quad (1)$$

Тогда обобщенно математическую модель тренажерных процедур можно представить в виде следующей функции:

$$S_j = \text{opt} \left(f \left(F_1, F_2, \dots, F_j \right) \right), \quad (2)$$

где S_j – текущее упражнение; $f \left(F_1, F_2, \dots, F_j \right)$ – множество функций успешности прохождения предыдущих упражнений вплоть до j -го; opt – оператор поиска оптимальной функции f из имеющегося множества.

Основной задачей в представленной модели является выбор наиболее рационального способа оптимизации. Особое место среди них принадлежит алгоритму оптимизации роем частиц (Particle Swarm Optimization – PSO) [10], что обусловлено возможностью его применения для эффективного решения широкого круга задач оптимизации, в том числе непрерывной, дискретной, комбинаторной и многокритериальной.

Выбор метода связан с тем, что алгоритм оптимизации роем частиц PSO (Particle Swarm Optimization) относится к бионическим мультиагентным методам глобальной оптимизации, мо-

делирующим социальное поведение взаимодействующих агентов. Таким образом, методика адаптивна к системе «человек – машина» в условиях подготовки пилотов.

Классическая методика PSO основывается на каноническом алгоритме непрерывной оптимизации. Задача безусловной глобальной оптимизации формулируется как задача минимизации целевой функции $f(\mathbf{X})$ в пространстве поиска $\mathbf{D}$:

$$f(\mathbf{X}) \rightarrow \min, \mathbf{X} \in \mathbf{D} = \{\mathbf{x} \in R^d\}, \quad (3)$$

где область $\mathbf{D}$ представляет собой вещественный гиперкуб с размерностью d , $\mathbf{X}$ – векторный аргумент оптимизируемой функции f , а ее глобальное решение достигается в точке $\mathbf{X}^*$.

В методе PSO рой частиц представляет собой совокупность точек-решений, перемещающихся в пространстве в поисках глобального оптимума.

При своем движении частицы пытаются улучшить найденное ими ранее решение и обмениваются информацией со своими соседями.

Обозначим совокупность позиций частиц роя через

$$\mathbf{X} = \{\mathbf{x}_1, \mathbf{x}_2, \dots, \mathbf{x}_S\}, \quad (4)$$

где S – количество частиц в рое. Под позицией i -й частицы понимается совокупность ее координат $(x_{i1}, x_{i2}, \dots, x_{id})$ в пространстве поиска размерностью d ; $i = \overline{1, S}$. При проведении оптимизации обычно достаточно 10–30 частиц.

Рой дает возможность найти глобальный оптимум, даже когда число частиц в нем меньше размерности d пространства поиска.

На начальном этапе работы алгоритма PSO производится случайная инициализация роя частиц. Если отсутствует какая-либо априорная информация об оптимизируемой функции, то проще всего начальные положения частиц генерировать по формуле:

$$x_{ij} = rand(x_{j\min}, x_{j\max}), \quad (5)$$

где x_{ij} – j -я координата i -й частицы; $rand(x_{j\min}, x_{j\max})$ – случайное число с равномерным законом распределения на интервале, определяющем границы пространства поиска для j -го измерения.

С роем частиц также ассоциируется множество векторов их скоростей:

$$\mathbf{V} = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \dots, \mathbf{v}_S\}. \quad (6)$$

На начальном этапе все скорости можно считать равными нулю.

Однако практика показывает, что более хорошие результаты дает формула [11]

$$v_{ij} = \frac{rand(x_{j\min}, x_{j\max}) - x_{ij}}{2}, \quad (7)$$

где v_{ij} – j -я компонента скорости i -й частицы. Такой метод задания начальных скоростей гарантирует, что на следующей итерации алгоритма ни одна из частиц не выйдет за пределы пространства поиска.

Величина когнитивного коэффициента c_1 характеризует степень индивидуального поведения частицы и ее стремление возвращаться к наилучшему найденному ею ранее решению, в то время как значение социального коэффициента c_2 задает степень коллективного поведения и стремление двигаться в сторону наилучшего решения ее соседей (рис. 1).

На рис. 1 через $\mathbf{v}_p = c_1 r_1 (\mathbf{p} - \mathbf{x})$ и $\mathbf{v}_g = c_2 r_2 (\mathbf{g} - \mathbf{x})$ обозначены соответственно когнитивный и социальный компоненты новой скорости частицы. Случайные числа r_1, r_2 вносят в поиск элемент случайности.

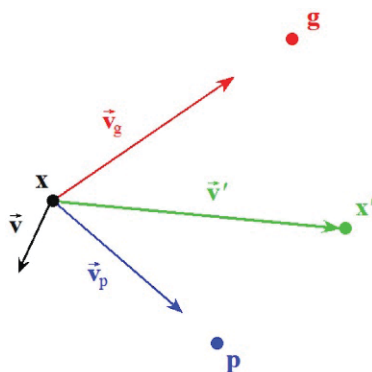


Рис. 1. Геометрическая иллюстрация правила обновления скоростей
Fig. 1. Geometrical illustration of velocity updating rule

Рой обладает памятью о наилучших решениях, найденных его отдельными частицами и всем роем в целом. Во время инициализации начальные позиции частиц считаются наилучшими. На каждой последующей итерации алгоритма PSO после применения формул (6), (7) индивидуальные лучшие позиции каждой частицы $\mathbf{p}_i$ и наилучшее найденное роем решение $\mathbf{g}$ обновляются по правилам

$$\begin{cases} \mathbf{p}_i = \mathbf{x}_i, & \text{если } f(\mathbf{x}_i) < f(\mathbf{p}_i), \\ \mathbf{g} = \mathbf{p}_i, & \text{если } f(\mathbf{p}_i) < f(\mathbf{g}). \end{cases} \quad (8)$$

Так как наилучшей топологии связей между частицами роя, подходящей для любой задачи оптимизации, не существует, то часто используется случайная топология, которая может меняться от итерации к итерации [12].

Для определения соседства применяется матрица инцидентности $\mathbf{L}$ размера $s \times s$, элементы которой $L_{ij} = 1$ в случае, когда частица j информирует частицу i , и $L_{ij} = 0$ в противном случае.

Следует заметить, что данная матрица в общем случае несимметрична, то есть из того, что i -я частица информирует j -ю, не следует наличие обратного обмена информацией о найденном наилучшем решении.

Для мультимодальных задач и задач высокой размерности желательно, чтобы среднее число соседей у частицы было не очень велико. С другой стороны, увеличение количества информаторов обычно увеличивает скорость сходимости алгоритма. А иногда полезно, чтобы частица какое-то время совсем не имела соседей и проводила только локальный поиск вокруг своего наилучшего решения $\mathbf{p}$, найденного на прошлых итерациях. Поэтому, исходя из этих соображений, для получения лучших результатов более разумно использовать переменное количество информаторов.

На рис. 2 показан пример случайной топологии соседства в рое, состоящем из 10 частиц, который разбит на три подроя: $\{1,2,5,8\}$, $\{3,4,6,9,10\}$ и $\{7\}$. Последний подрой состоит всего из одной частицы, которая производит лишь локальный поиск решения в ее окрестности.

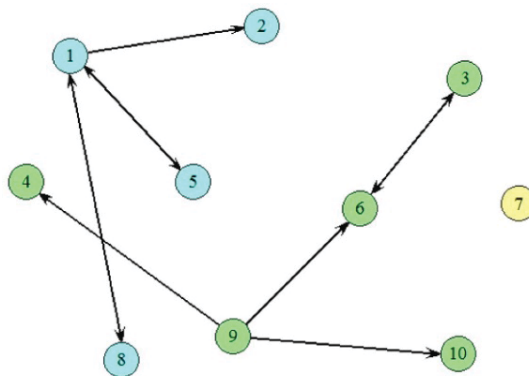


Рис. 2. Пример случайной организации связей между частицами
Fig. 2. Example of random linking between the particles

В рассматриваемом примере каждая частица в среднем имеет по одному информатору. В топологии присутствуют как односторонние, так и двухсторонние связи. Частица 9, хотя и информирует другие три частицы, сама информаторов не имеет. Соответствующая этому случаю матрица связей представлена в следующем виде:

$$L = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 1 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 1 \end{pmatrix} \quad (9)$$

Топология связей не остается одной и той же в течение всей работы алгоритма, а периодически меняется. В данном алгоритме оптимизации связи между частицами обновляются, если по завершении текущей итерации не произошло улучшения глобального решения роя g . Эта ситуация может свидетельствовать о том, что случайно сгенерированная топология оказалась неудачной и, следовательно, ее нужно изменить, или же имеющиеся подрой уже нашли свои локальные оптимумы, и, для обеспечения глобального поиска, необходимо перестроить связи.

Таким образом, на основе классического метода следует ввести параметры оптимизации. При случайной организации связей каждая частица должна информировать не более K других частиц. Для этой цели в матрице связей L в каждом столбце j выбирается случайным образом K информируемых частиц i , причем не исключается вероятность повторного выбора. Все частицы роя информируют сами себя, поэтому для элементов главной диагонали матрицы инцидентности $L_{ii} = 1$. При таком способе инициализации связей каждая j -я частица может одновременно информировать от 1 до $K+1$ частиц, а произвольная i -я частица может иметь от 1 до s информаторов, но с неравномерно распределенной вероятностью.

Вероятность $p(n)$ того, что частица имеет ровно n информаторов, включая себя, определяется по формуле [12]

$$p(n) = C_{s-1}^{n-1} \left(\frac{K}{s} \right)^{n-1} \left(1 - \frac{K}{s} \right)^{s-n}, \quad (10)$$

где C_{s-1}^{n-1} – число сочетаний из $(s-1)$ элементов по $(n-1)$ элементу.

График распределения вероятности установки различного количества связей между частицами роя для нескольких значений K при размере роя $s = 20$ показан на рис. 3.

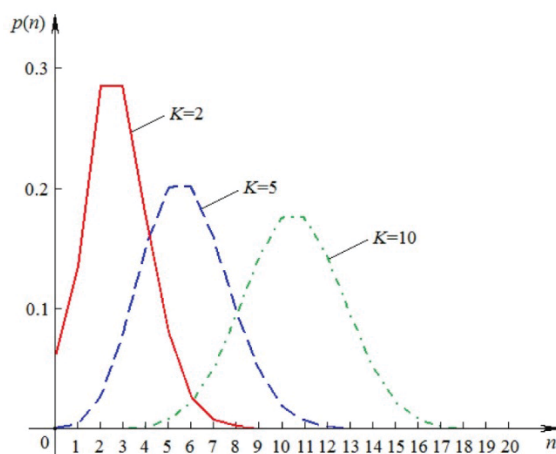


Рис. 3. Распределение вероятности установки n связей
Fig. 3. Probability distribution of connections installation

Из графика видно, что с наибольшей вероятностью у каждой частицы будет около K информаторов, однако их количество может быть и меньше, что полезно для локального поиска, и больше, что оказывает благотворное влияние на глобальный поиск и скорость сходимости.

При использовании случайной динамически меняющейся топологии некоторые участки кода алгоритма усложняются:

```
// Инициализация роя
...
// Поиск номера лучшей частицы в рое
...
// Основная итерация алгоритма PSO (случайная топология)
improvement = 0
relink = true
Do
previous = fp[gbest]
// Обновление связей между частицами роя
if relink == true then
For i = 1 to s
For j = 1 to s
if i == j then L[i][j] = 1
else L[i][j] = 0
endif
Next j
Next i
For j = 1 to s
For k = 1 to K
i = rand(1, s)
L[i][j] = 1
Next j
Next i
```

```
improvement = 0
endif
// Обновление состояния роя
For i = 1 to s
lbest = i
fmin = fp[i]
// Поиск лучшего соседа
For neighbor = 1 to s
if L[i][neighbor] == 1 then
if fp[neighbor] < fmin then
fmin = fp[neighbor]
lbest = neighbor
endif
endif
Next neighbor
// Обновление скоростей и положений частиц
For j = 1 to d
r1 = rand(0, 1)
r2 = rand(0, 1)
v[i][j] = w*v[i][j] + c1*r1*(p[i][j] - x[i][j])
if (i != gbest) then
v[i][j] = v[i][j] + c2*r2*(p[gbest][j] - x[i][j])
endif
x[i][j] = x[i][j] + v[i][j]
// Проверка выхода за границы пространства поиска
...
Next j
Next i
// Обновление текущего лучшего решения частиц
...
// Обновление номера лучшей частицы роя
...
// Проверка факта улучшения решения роя
if fp[gbest] < previous then
improvement = improvement + 1
relink = false
else
relink = true
endif
// Обновить связи, если они не обновлялись долгое время
if improvement == threshold then relink = true
Until не выполнено условие останова
```

В псевдокоде символом «==» обозначена операция проверки на равенство.

Кроме обновления топологии связей после итерации алгоритма, не приведшей к улучшению решения, найденного роем ранее, в код добавлена возможность регенерации связей между частицами в случае, если все последние threshold итераций были успешными.

Этот прием может быть полезным для предотвращения преждевременной сходимости роя к одному из локальных оптимумов. Универсального правила для выбора оптимального значения параметра threshold не существует, возможна лишь его оценка.

При случайной генерации одной связи для i -й частицы в рое размером s , вероятность того, что некоторая j -я окажется ее информатором, равна $1/s$, вероятность того, что она не будет выбрана, составляет $1 - 1/s$.

Тогда вероятность, что при установке K случайных связей (возможно с повторами) эта частица не попадет в список ее соседей, составит $(1 - 1/s)^K$.

В результате вероятность того, что j -я частица будет информатором i -й, имеет значение $p = 1 - (1 - 1/s)^K$.

Вероятность того, что j -я частица не станет информатором i -й по истечении t итераций алгоритма PSO, равна $p = (1 - 1/s)^{Kt}$.

Окончательно вероятность того, что после t итераций информация о найденном j -й частицей решении будет передана i -й, окажется равной

$$p = 1 - \left(1 - \frac{1}{s}\right)^{Kt}. \quad (11)$$

Эта вероятность увеличивается очень быстро с ростом t , поэтому при использовании случайной топологии параметр K не должен быть слишком большим, чтобы избежать чрезмерно быстрого распространения информации в рое, а значит, и возможности преждевременной сходимости к локальному решению. Согласно [12] при использовании случайной топологии для большинства случаев хороших результатов удается достичь при $K = 3$ ($s = 20$).

Из формулы (11) следует, что для того, чтобы произвольные две частицы роя обменялись информацией с вероятностью p , должно пройти количество итераций, вычисляемых согласно выражению

$$t = \frac{\ln \left[\frac{\ln(1-p)}{\ln(1-1/s)} \right]}{\ln K}. \quad (12)$$

При большем среднем количестве соседей K значение параметра threshold должно быть меньше, т. к. увеличение количества связей между частицами приводит к более быстрому распространению информации в рое.

Существуют и другие типы топологии связей в рое, такие как топология «двумерный тор» (топология фон Неймана), топология «кластер» и другие, но они редко используются на практике, так как не имеют значительных преимуществ перед описанными способами организации связей между частицами.

РЕЗУЛЬТАТЫ

В классических методах оптимизации в авиации опорные функции, входные и выходные переменные, а также классы уравнений определяются самим автором модели. Данные обстоятельства ведут к тому, что полученные модели не имеют достаточной гибкости, что в свою очередь влияет на их поведение при добавлении новой точки данных. Повышение точности и ввод дополнительных переменных в задачи оптимизации безопасности решен на основе методики «Роя». На основе метода математического моделирования показаны возможности метода PSO для идентификации качественных показателей нового уровня с целью гарантирования безопасности полетов. Авторский подход к задаче оптимизации состоит в учете качественных показателей в условиях авиационного события на тренажёрах. На основе математического аппарата создана динамическая модель на основе классического метода «Роя». Полученные результаты

отличаются высокой точностью, что соответствует международным правилам гарантирования безопасности полетов и подготовке пилотов ICAO и SHEL.

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Для решения задачи оптимизации система упражнений на тренажёре при подготовке пилотов решена с помощью метода группового учета аргументов. Адаптация для этих целей классического метода «Роя» представляет собой оригинальный метод для решения задач, в которых требуется структурно-параметрическая идентификация факторов антинавыков для решения задачи гарантирования безопасности полетов. Предложенная методика на основе PSO обладает определенным разнообразием функционала, что затрагивает все этапы процесса моделирования. В этом состоят принципиальные отличия метода группового учета аргументов в сравнении с методами прикладного регрессионного анализа. Исходя из факта создания динамической модели, можно сделать вывод, что класс методов группового учета аргументов представляет собой достаточно эффективный инструмент, позволяющий реализовывать математические модели. Следовательно, метод группового учета аргументов будет являться эффективным математическим аппаратом для построения модели тренажерных процедур.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение авторского процессного подхода в методиках летного обучения обеспечит переход на анализ двусторонности процесса подготовки пилотов, а не только оценку действий. Подготовка пилотов представлена как оптимизационная биопараметрическая модель, которая на основе алгоритма «Роя» позволяет учесть возникновение одновременно действующих негативных факторов, возникновения авиационных событий, связанных с человеческим фактором для обеспечения безопасности полетов. Сформированная математическая задача оптимизации решается численными методами на ПЭВМ с использованием имеющегося программного обеспечения. Полученные решения задачи позволят определять такую структуру подготовки каждого курсанта, который будет удовлетворять всем требованиям российских и международных стандартов при минимальном значении объемов необходимых затрат ресурсов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Opening remarks by the President of the Council of the International Civil Aviation Organization (ICAO), Mr. Roberto Kobeh Gonzalez: Next Generation of Aviation Professionals Symposium. Montreal, 2 March 2010.
2. Doc 10004. Глобальный план обеспечения безопасности полетов ИКАО, 2016. URL: http://www.aviadocs.net/icaodocs/Docs/10004_ru.pdf (дата обращения 01.07.2017).
3. Руководство по критериям оценки авиационных тренажеров. Doc 9625. 3-е изд. / Международная организация гражданской авиации ICAO, 2009.
4. Приложение 1 к Конвенции о международной гражданской авиации «Выдача свидетельств авиационному персоналу». 10-е изд. / Международная организация гражданской авиации ICAO, 2006.
5. Требования объединенной авиационной власти Европы к свидетельствам летного состава (JAR-FCL1, JAR-FCL2).
6. Airline Transport Pilot, Aircraft Dispatcher, and Flight Navigator Knowledge Test Guide February 2017. U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration.
7. Хохлов Е.М. Критерии эффективности тренажерной подготовки при противодействии при управлении противодействиями и антинавыками пилотов методом факторных накладок // Эргономические методы аттестации рабочих мест и производственных процессов в гражданской авиации. К.: КИИГА, 1988. С. 8–14.

8. Грищенко Ю.В., Романенко В.Г., Положевец А.А. Математические аспекты решения задач учета большого количества факторов при эксплуатации авионики // Кибернетика и вычислительная техника. 2005. Вып. 146. С. 8–88.

9. Хохлов Е.М., Аль-Амори А. Авторский процессный подход. К.: МОНУ, 2006. 174 с.

10. Метаоптимизация роя частиц на основе метода дробного исчисления / И.Г. Дутова, В.А. Мохов, А.В. Кузнецова, В.А. Есаулов // Современные проблемы науки и образования. 2015. № 2. С. 198.

11. Елисов Л.Н., Шмельков А.В. Компетентностный подход в системе менеджмента качества образовательных учреждений гражданской авиации: монография. М.: МГТУ ГА; ЕАТК, 2007. 174 с.

12. Ивахненко А.Г., Зайченко Ю.П., Дмитров В.Д. Принятие решений на основе самоорганизации. М.: Сов. Радио, 1976. 275 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Юрасов Виталий Викторович, пилот – инструктор Сасовского лётного училища гражданской авиации, yurasov.vitaliy@mail.ru.

Юрасова Людмила Алексеевна, техник–метеоролог, Авиационные метеорологические телекоммуникации Российской гидрометеорологии, 25lyudmila85@mail.com.

THE EFFICIENCY IMPROVING OF PILOTS AND CADETS TRAINING TO SAFETY CONTROL USING THE MODIFICATIONS OF CLASSICAL METHOD OF "ROY" (PSO)

Vitaliy V. Yurasov¹, Lyudmila A. Yurasova²

¹*The Sasovo Flying school of Civil Aviation (SFSCA), Sasovo, Russia*

²*Aeronautical Meteorological Telecommunications of the Russian Hydrometeorology,
Moscow, Russia*

ABSTRACT

The article explains the use of modifications the classical method PSO to optimize the training pilots task on aircraft simulators. Model is based on the identification of the specific guarantee of safety in the task of training pilots of the features of simulation with the use of modern optimization models for long-term quantitative forecast of random processes. The author proved that the classical optimization techniques to aircraft supporting function, the input and output variables, and classes of equations defined by the model author. These circumstances lead to the fact that the obtained models do not have sufficient flexibility that in turn affects their behavior when adding new data points. The increased accuracy and the introduction of additional variables in the optimization problem of security is solved based on the methodology PSO. On the basis of mathematical simulation shows the potential of the PSO for the identification of quality indicators of a new level for the purpose of guaranteeing flight safety. The method of group accounting of arguments presents an original method for solving problems that require structural and parametric identification of models. The author's approach to the problem of optimization consists in taking into account qualitative indicators in terms of aviation events at the gym. On the basis of the mathematical apparatus created a dynamic model based on the classical method PSO. The results obtained are of high precision in compliance with international regulations guaranteeing flight safety and pilot training ICAO and SHELL. Therefore, the method of group accounting of arguments will be effective mathematical tool to build the model and training procedures.

Key words: method of "Roy", PSO method, optimization problem, flight safety, aviation simulators, training of pilots.

REFERENCES

1. Opening remarks by the President of the Council of the International Civil Aviation Organization (ICAO), Mr. Roberto Kobeh Gonzalez: Next Generation of Aviation Professionals Symposium. Montreal, 2 March 2010. (in Russian)

2. Doc 10004. ICAO Global aviation safety plan (GASP), 2016. URL: http://www.aviadocs.net/icaodocs/Docs/10004_ru.pdf (date of treatment: 01.07.2017). (in Russian).
3. Doc 9625, Manual of Criteria for the Qualification of Flight Simulation Training Devices Volume I. Aeroplanes. 3rd edition. International Civil Aviation Organization ICAO, 2009. (in Russian).
4. The Convention on International Civil Aviation. Annex 1 Personnel Licensing. 10-th edition. International Civil Aviation Organization ICAO, 2006. (in Russian)
5. Joint aviation authorities/ European aviation safety agency joint operation evaluation board report. (JAR-FCL1, JAR-FCL2). (in Russian)
6. Airline Transport Pilot, Aircraft Dispatcher, and Flight Navigator Knowledge Test Guide February 2017. U.S. Department of Transportation Federal Aviation Administration.
7. **Hohlov E.M.** *Kreterii effektivnosti trenazhornoj podgotovki pri protivodeystvii pri upravlenii protivodeystviyami i antinavikami pilotov metodom faktornykh nakladok* [The effectiveness criteria of simulator training in dealing with the management of reactions and antinomically pilots the factorial pads]. *Jergonomicheskie metody attestatsii rabochih mest i proizvodstvennyh processov v grazhdanskoj aviatsii* [Methods ergonomic assessment of workplaces and production processes in civil aviation]. K., Kniga, 1988, pp. 8–14. (in Russian)
8. **Grishhenko Ju.V., Romanenko V.G., Polozhevec A.A.** *Matematicheskie aspekty resheniya zadach ucheta bol'shogo kolichestva faktorov pri jekspluatatsii avioniki* [Mathematical aspects of the task solution taking into account many factors in the operation of avionics]. *Kibernetika i vychislitel'naja tehnika* [Cybernetics and computing machinery], 2005, № 146, pp. 81–88. (in Russian)
9. **Hohlov E.M., Al'-Amori A.** *Avtorskij processnyj podhod* [The author's process approach]. K., MESU, 2006, 174 p. (in Russian)
10. **Dutova I.G., Mohov V.A., Kuznecova A.V., Esaulov V.A.** *Metaoptimizatsiya roza chastic na osnove metoda drobnogo ischisleniya* [Metopimazine particle PSO optimization based on the method of fractional calculus]. *Sovremennye problemy nauki i obrazovaniya* [Modern problems of science and education], 2015, № 2, p. 198. (in Russian)
11. **Elisov L.N., Shmel'kov A.V.** *Kompetentnostnyj podhod v sisteme menedzhmenta kachestva obrazovatel'nyh uchrezhdenij grazhdanskoj aviatsii: monografija* [Competence approach in the quality management system of educational institutions of civil aviation: monograph]. M., MGTUGA, EATK, 2007, p. 174. (in Russian)
12. **Ivahnenko A.G., Zajchenko Ju.P., Dmitrov V.D.** *Prinjatie reshenij na osnove samoorganizatsii* [Decision-making based on self-organization]. M., Sov. Radio, 1976, p. 275. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Vitaliy V. Yurasov, Pilot – Instructor, the Sasovo Flying School of Civil Aviation, yurasov.vitaliy@mail.ru.

Lyudmila A. Yurasova, Meteorological – Technician, Aeronautical Meteorological Telecommunications of the Russian, 25lyudmila85@mail.com.

Поступила в редакцию 30.07.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 30.07.2017
Accepted for publication 20.09.2017

РАДИОТЕХНИКА И СВЯЗЬ

УДК 621.391.24
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-79-87

**АНАЛИТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО МЕТОДА
ПРИЕМА И ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ
ИНФРАКРАСНОГО ДИАПАЗОНА ДЛИН ВОЛН**

Н.С. АКИНШИН¹, Ю.И. МАМОН¹, Е.А. СТАРОЖУК²

¹*Центральное конструкторское бюро аппаратостроения, г. Тула, Россия*

²*Московский государственный технический университет им. Баумана, г. Москва, Россия*

Одним из классических методов повышения помехоустойчивости пассивных средств обнаружения инфракрасного диапазона длин волн (ИКСО) является дифференциальное включение пиродатчиков, разнесённых на некоторое расстояние. Представлена аналитическая модель дифференциального метода приема инфракрасного излучения от движущихся объектов. Проведено сравнение с экспериментальными результатами для подвижных объектов различного типа. Дифференциальное включение датчиков можно использовать не только для компенсации внешних помех, но и для определения границ временного «окна», внутри которого с большой вероятностью может находиться обнаруживаемый подвижный объект. Найденные временные границы используются для принятия решения о типе и параметрах подвижного объекта в комплексированном устройстве классификации объектов.

Установлен принцип работы ИКСО, который заключается в записи сигналов с разнесенных пиродатчиков в соответствующие регистры памяти и обнаружение выбросов огибающей разностного сигнала. Далее из регистров памяти выбираются участки записи сигналов разнесенных пиродатчиков, которые обрабатываются с целью определения временных положений минимум минимума и максимум максимума. Направления перемещения объекта относительно траверса определяются по запаздыванию или опережению экстремумов сигналов одного датчика относительно другого внутри данного временного «окна».

Показано, что комплексирование должно быть следующим: активным и базовым должно являться средство с максимальным радиусом зоны чувствительности, но которое при наличии более достоверной информации об обнаруживаемом объекте может осуществить и более «тонкую» классификацию объекта (например, человек – группа людей, колесная техника – гусеничная техника и т. д.). Сделан вывод о преимуществах дифференциального варианта включения разнесенных датчиков.

Результаты могут быть использованы при разработке пассивных средств обнаружения инфракрасного диапазона длин волн на этапе эскизного проектирования.

Ключевые слова: помехоустойчивость, инфракрасный диапазон, корреляционная функция, модель, подвижный объект.

ВВЕДЕНИЕ

Одним из классических методов повышения помехоустойчивости пассивных средств обнаружения инфракрасного диапазона длин волн (ИКСО) является дифференциальное включение пиродатчиков, разнесённых на некоторое расстояние [1–3]. При этом с двух идентичных по чувствительности и одинаково ориентированных в пространстве пиродатчиков снимаются сигналы и формируется разностный сигнал. Основу алгоритма обнаружения подвижного объекта (ПО) составляют операции вычисления интервальных средних и среднеквадратические оценки (СКО) для разностного сигнала и сравнения с порогом отношения разности соседних средних к СКО.

Однако в научно-технической литературе, посвященной этой тематике, отсутствует аналитическое описание особенностей дифференциальной обработки сигналов ИКСО, связанных как с параметрами ПО, так и с параметрами ИКСО. Содержанием данной статьи является попытка простейшими средствами смоделировать указанный процесс.

МОДЕЛЬ ПРОЦЕССА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ

Чувствительный элемент ИКСО представляет собой два пироприемника прямоугольной формы размером $l \times h$, расстояние между которыми равно δ . Тогда на расстоянии S м от

ИКСО несложно вывести соотношение для определения геометрических размеров зон чувствительности и расстояния между ними, соответствующих размерам площадок пироприемников [4–6]:

$$L = S \cdot l / f, H = S \cdot h / f, \Delta = S \cdot \delta / f. \quad (1)$$

Здесь L и H – линейные размеры зон чувствительности двухплощадочного пироприемника на расстоянии S от него; Δ – расстояние между этими зонами; f – расстояние от изображения до вогнутого зеркала ИКСО.

Пусть линейный размер ПО равен d , а его скорость движения перпендикулярна линии визирования и равна v , тогда промежуток времени, за который ПО либо полностью входит в зону чувствительности, либо полностью ее перекрывает, будет равен

$$\tau_1 = \begin{cases} d / v, & d \leq L, \\ L / v, & d > L. \end{cases} \quad (2)$$

Промежуток времени, когда либо ПО продолжает находиться внутри зоны чувствительности, либо продолжает ее полностью перекрывать, можно определить следующим образом:

$$\tau_2 = \begin{cases} (L - d) / v, & d \leq L, \\ (d - L) / v, & d > L. \end{cases} \quad (3)$$

Промежуток времени, за который ПО полностью выходит из зоны чувствительности, будет также равен τ_1 . Время задержки сигналов, поступающих с пироприемников на схему обработки, будет равно

$$\tau_3 = \Delta / v. \quad (4)$$

Таким образом, промежуток времени, когда линейные размеры ПО и линейные размеры зоны чувствительности могут перекрываться, будет равен

$$\tau_0 = 2\tau_1 + \tau_2. \quad (5)$$

Учитывая, что линейные размеры ПО могут быть как меньше, так и больше линейных размеров зоны чувствительности, введем коэффициент перекрытия в виде

$$g = \begin{cases} d / L, & d \leq L, \\ 1, & d > L. \end{cases} \quad (6)$$

Обозначим при полном перекрытии линейных размеров ПО и зоны чувствительности амплитуду сигнала в любом из пироприемников A . Тогда при неполном их перекрытии можно сказать, что амплитуда сигналов должна быть равна $g \cdot A$. При этом полагаем, что форма сигналов колоколообразная (гауссов сигнал) в отличие от [2], где сигналы на входе схемы обработки ИКСО имеют либо треугольную, либо трапециевидную формы в зависимости от дальности до ПО. Следовательно, сигналы на входе схемы обработки имеют вид [4]

$$s_1(t) = \begin{cases} Age^{\frac{2}{\tau_0^2}(t-t_0)^2}, & t < t_0, \\ Ag, & t_0 \leq t \leq t_0 + \tau_1 + \tau_2, \\ ge^{\frac{2}{\tau_0^2}(t-t_0-\tau_1-\tau_2)^2}, & t > t_0 + \tau_1 + \tau_2, \end{cases} \quad s_2(t) = \begin{cases} Age^{\frac{2}{\tau_0^2}(t-t_0-\tau_3)^2}, & t < t_0, \\ Ag, & t_0 \leq t \leq t_0 + \tau_1 + \tau_2, \\ Age^{\frac{2}{\tau_0^2}(t-t_0-\tau_1-\tau_2-\tau_3)^2}, & t > t_0 + \tau_1 + \tau_2. \end{cases} \quad (7)$$

Здесь t_0 – задержка во времени максимума сигнала, связанная с размерами зон чувствительности ИКСО и скоростью передвижения ПО.

На рис. 1 для $l = 0,001$ м, $\delta = 0,0008$ м, $f = 0,043$ м, $S = 20$ м и $v = 0,85$ м/с (3 км/ч) в предположении $d \approx 0,4$ м (человек передвигается прогулочным шагом) представлены эти сигналы.

На рис. 2 показана упрощенная блок-схема обработки сигналов с выходов пиродатчиков ИКСО.

На рис. 2: 1, 2 – левый и правый пиродатчики; 3, 4 – полосовые фильтры ($f_n = 0,5$ Гц, $f_b = 8$ Гц.); 5, 6 – усилители мощности; 7, 8 – цифровые сглаживающие фильтры ($N = 7$); 9 – устройство вычитания; 10 – пороговое устройство; 11 – решающее устройство.

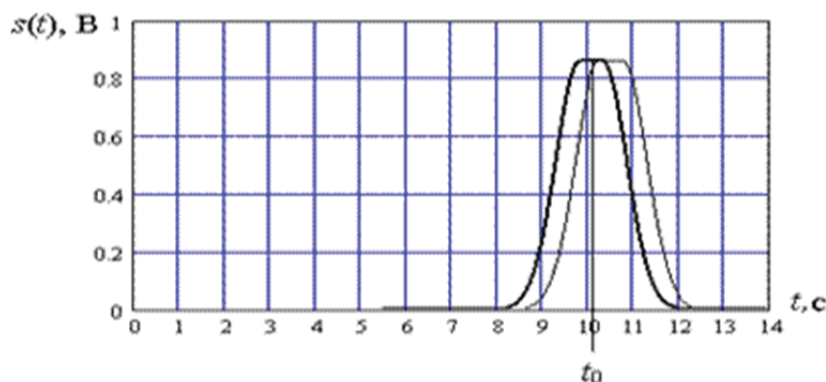


Рис. 1. Сигналы на выходе левого и правого пиродатчиков ИКСО (жирной линией изображен сигнал $s_1(t)$, тонкой линией – сигнал $s_2(t)$)

Fig. 1. Signals at the exit of the left and right IKSO pyrocatechol (the thick line represented a signal of $s_1(t)$, by the thin line does a signal of $s_2(t)$)

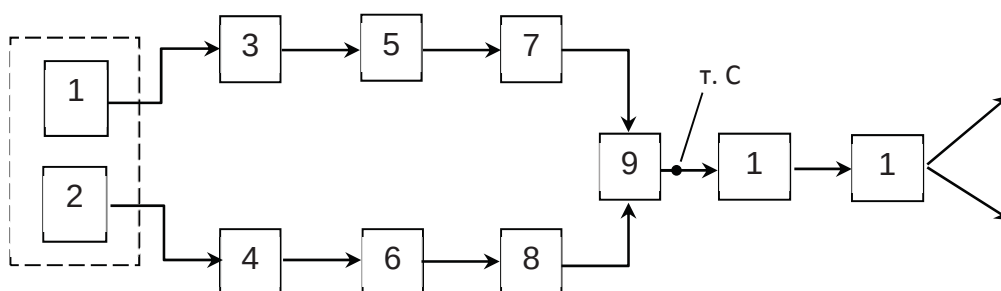


Рис. 2. Блок-схема алгоритма обработки сигналов у ИКСО с дифференциальным включением пиродатчиков
Fig. 2. Flow diagram of signals processing algorithms at IKSO with differential turning on pyrocatechol

На блок-схеме, изображенной на рис. 2, не представлены блоки, отвечающие за оценку и усреднение текущего помехового фона, блоки и узлы синхронизации и стыковки с другими устройствами, так как в данном случае это не имеет принципиального значения. В данной работе будет использован усредненный помеховый фон, схожий с реальным. При этом усилитель мощности будет вносить флуктуационный (белый) шум с малым значением спектральной плотности мощности в каждом канале. Нас будет интересовать разностный сигнал в точке С.

Чтобы найти этот сигнал, необходимо вычислить корреляционные функции $R_1(t)$ и $R_2(t)$ на выходе полосовых фильтров 3 и 4 и тогда взять их разность. Согласно [5–8]:

$$R_1(t) = \frac{1}{2\pi} \left[\int_{-f_2}^{-f_1} W(f) e^{j2\pi f(t-t_0-\tau_s)} df + \int_{-f_2}^{-f_1} W(f) e^{j2\pi f(t-t_0-\tau_s)} df \right], \quad (8)$$

$$R_2(t) = \frac{1}{2\pi} \left[\int_{-f_2}^{-f_1} W(f) e^{j2\pi f(t-t_0)} df + \int_{-f_2}^{-f_1} W(f) e^{j2\pi f(t-t_0)} df \right]. \quad (9)$$

Здесь $W(f)$ – преобразование Фурье симметризованных сигналов $s_1(t)$ и $s_2(t)$:

$$W(f) = Ag\sqrt{\pi/2} \cdot \tau_0 \cdot e^{-0.5\pi^2 f^2 \tau_0^2} \left[1 + \operatorname{erf} \left(j \frac{1}{\sqrt{2}} \pi f \tau_0 - \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{\tau_2}{\tau_0} \right) \right] + Ag\tau_2 \frac{\sin(\pi f \tau_2)}{\pi f \tau_2} +$$

$$+ Ag\sqrt{\pi/2} \cdot \tau_0 \cdot e^{-0.5\pi^2 f^2 \tau_0^2} \left[1 - \operatorname{erf} \left(j \frac{1}{\sqrt{2}} \pi f \tau_0 + \frac{1}{\sqrt{2}} \frac{\tau_2}{\tau_0} \right) \right]. \quad (10)$$

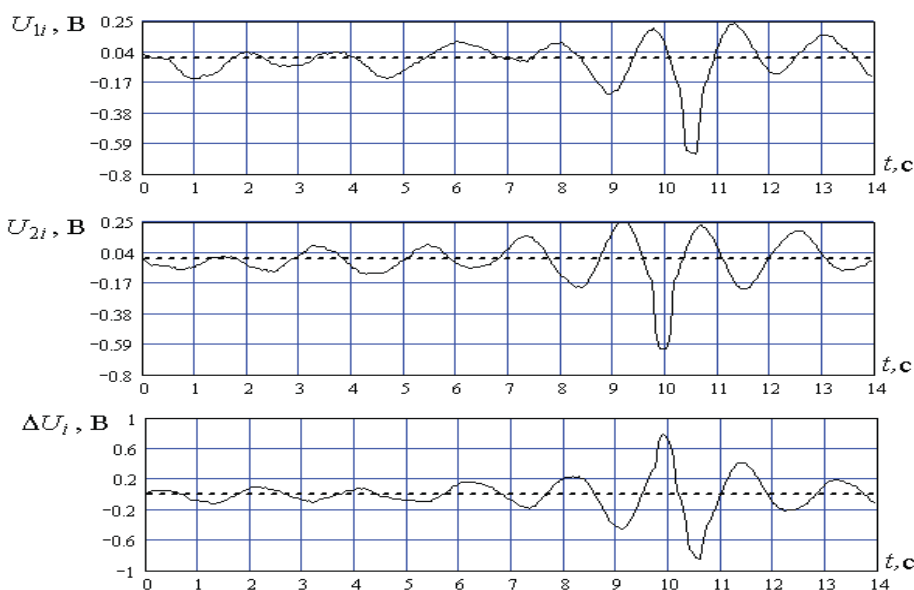


Рис. 3. Обработанные каналные и разностный сигналы от человека, идущего со скоростью 3 км/ч на расстоянии 20 м от ИКСО по траверзу. Направление движения – слева направо

Fig. 3. Processed channel and differential signals from the person going with a speed of 3 km/h at distance of 20 m from IKSO abeam. The direction of the movement is from left to right

Полагаем коэффициент усиления $B = 10$, $A = 1$ В, дисперсию белого шума $n(t)$ около 0,001 Вт. Тогда дискретизации подвергаются сигналы

$$R'_{1i} = -B \cdot R_1(t_i) + s_{1\phi}(t_i) + n_1(t_i), \quad R'_{2i} = -B \cdot R_2(t_i) + s_{2\phi}(t_i) + n_2(t_i). \quad (11)$$

Алгоритм сглаживания усредняющими цифровыми фильтрами имеет вид [4]

$$U_{1i} = \frac{1}{N} \sum_{m=1}^K R'_{1(i-m)}, \quad U_{2i} = \frac{1}{N} \sum_{m=1}^K R'_{2(i-m)}. \quad (12)$$

Разностный сигнал в точке С блок-схемы обработки будет равен

$$\Delta U_i = U_{1i} - U_{2i}. \quad (13)$$

На рис. 3 и 4 представлены зависимости (12) и (13) для одиночного человека при различных скоростях движения v для траверзного расстояния $d = 20$ м.

На рис. 5 представлены зависимости (12) и (13) для одиночного автомобиля типа УАЗ ($d \approx 4,5$ м) при скорости движения $v = 40$ км/ч для траверзного расстояния $S = 40$ м. Из анализа рисунков с экспериментальными данными следует, что больший по величине выброс огибающей разностного сигнала относительно нулевого уровня может быть как положительным, так и отрицательным. Следовательно, для обнаружения подвижного объекта в зоне чувствительности средства обнаружения необходимо выставлять у него два адаптивных порога. Поэтому при относительно малом шумовом фоне и сильных сигналах от объекта обнаружения могут быть одновременно превышены оба порога, что приведет к неопределенности решения о направлении перемещения объекта [9].

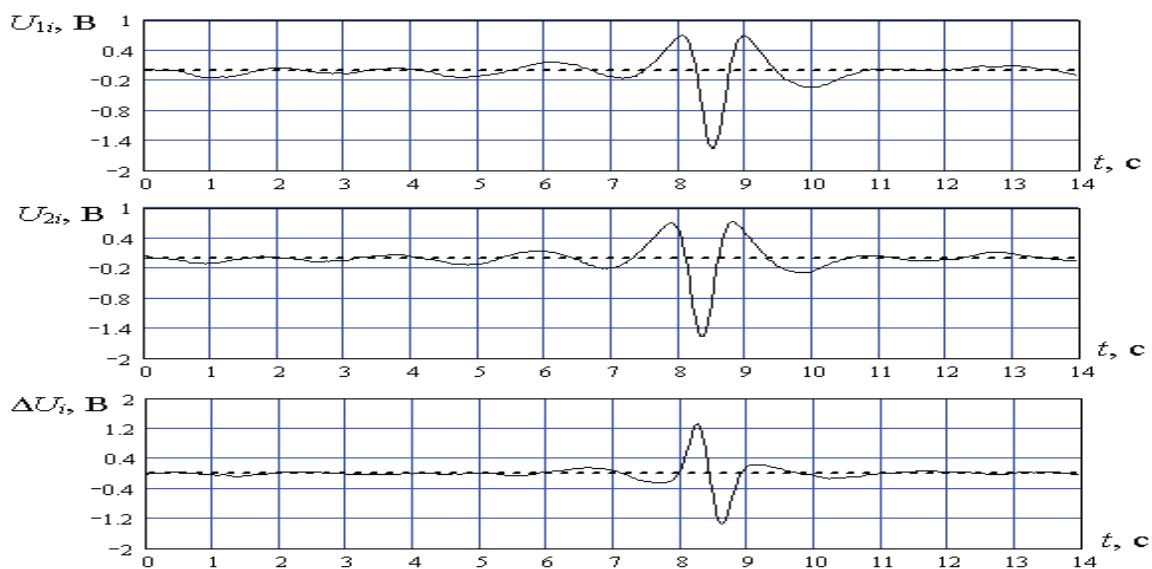


Рис. 4. Обработанные каналные и разностный сигналы от человека, идущего со скоростью 10 км/ч на расстоянии 20 м от ИКСО по траверзу. Направление движения – слева направо

Fig. 4. Processed channel and differential signals from the person going with a speed of 10 km/h at distance of 20 m from IKSO abeam. The direction of the movement is from left to right

Чтобы исключить подобные ситуации, а также обеспечить базовому средству, с которым может быть комплексировано ИКСО, повышенную вероятность нахождения обнаруживаемого объекта, на конкретном временном интервале, для осуществления более подробной классификации обнаруживаемого объекта, комплексирование должно быть следующим – активным и базовым должно являться средство с максимальным радиусом зоны чувствительности, но которое при наличии более достоверной информации об обнаруживаемом объекте может осуществить и более «тонкую» классификацию объекта (например, человек – группа людей, колесная техника – гусеничная техника и т. д.).

Однако при входе подвижного объекта в зону чувствительности базового средства оно сразу не осуществляет обработку сигналов с целью формирования решения, а только включает ИКСО и записывает сигналы от объекта в регистр памяти [9–12]. При входе подвижного объекта в зону чувствительности ИКСО осуществляется запись сигналов с разнесенных пиродатчиков в соответствующие регистры памяти и обнаружение выбросов огибающей разностного сигнала над порогами $\pm 3\sigma_{\phi}$, регистрируются временные границы, в которых произошло обнаруже-

ние выбросов. Далее из регистров памяти выбираются участки записи сигналов разнесенных пиродатчиков, соответствующие выделенным временным границам, и эти записи обрабатываются с целью определения временных положений минимум миниморо и максимум максиморо. Запаздывание или опережение экстремумов сигналов одного датчика относительно другого внутри данного временного «окна» дает однозначное определение направления перемещения объекта относительно траверза.

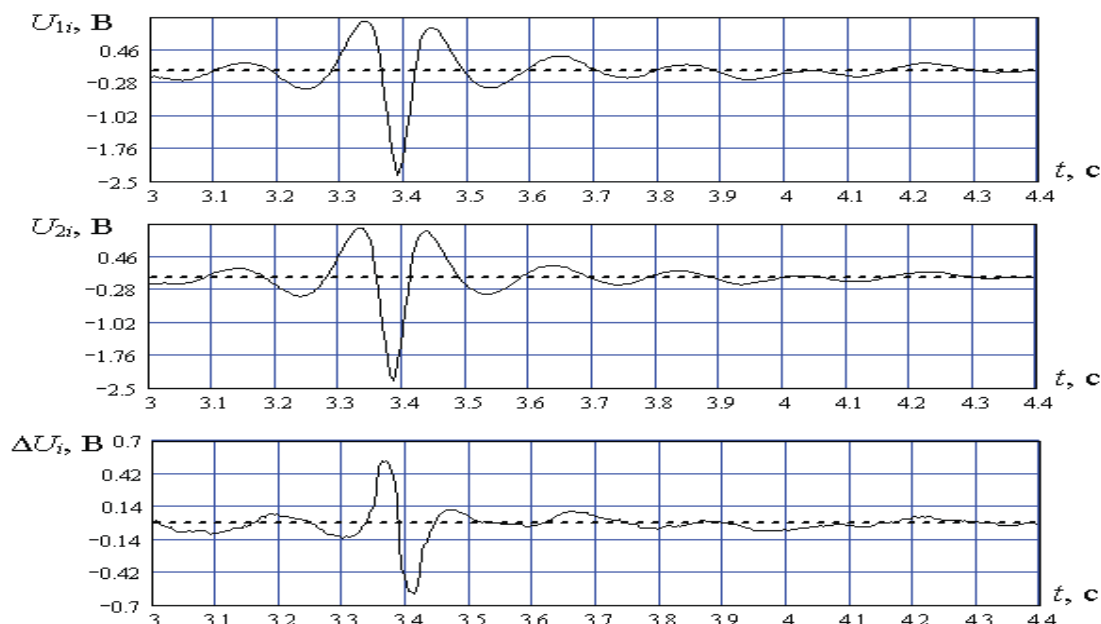


Рис. 5. Обработанные каналные и разностный сигналы от автомобиля типа УАЗ, движущегося со скоростью 40 км/ч на расстоянии 40 м от ИКСО по траверзу.

Направление движения – слева направо

Fig. 5. Processed channel and differential signals from the UAZ car moving at a speed of 40 km/h in the distance of 40 m from IKSO abeam. Driving direction is from left to right

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На конечной стадии работы алгоритма решения базового средства и ИКСО объединяются. При этом базовое средство выделяет из памяти регистра тот участок записи сигналов, который соответствует границам обнаружения объекта ИКСО, так как он должен характеризоваться максимальной информативностью в силу большого отношения сигнал/шум и большой вероятностью присутствия обнаруживаемого объекта именно в этом временном «окне». Далее осуществляется обработка сигнала в этом «окне» и выносится комплексное решение о типе объекта и параметрах его движения.

Преимущества дифференциального варианта включения разнесенных датчиков известны [13–15], это: компенсация удалённых помех естественного или искусственного происхождения; при выбранной базе полезный сигнал суммируется (удваивается); по форме сигнала возможно определение направления движения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Криксунов Л.З. Справочник по основам инфракрасной техники / Л.З. Криксунов. М.: Советское радио. 1978. С. 400.
2. Магауенов Р.Г. Системы охранной сигнализации. Основы теории и принципы построения. М.: Горячая линия-Телеком, 2004.
3. Отт Г. Методы подавления шумов и помех в электронных системах. М.: Мир, 1979.

4. Гоноровский И.С. Радиотехнические цепи и сигналы / И.С. Гоноровский. М.: Радио и связь, 1986. 511 с.
5. Манаев Е.И. Основы радиоэлектроники. М.: Радио и связь, 1985.
6. Федосеев В.И., Колосов М.П. Оптико-электронные приборы ориентации и навигации космических аппаратов: учебн. пособие. М.: Логос, 2007. 248 с.
7. Тарасов В.В., Якушенков Ю.Г. Инфракрасные системы «смотрящего типа». М.: Логос, 2004. 444 с.
8. Оружие и технологии России: Энциклопедия. XXI век / под ред. С.Б. Иванова. Т. XI. Оптико-электронные системы и лазерная техника. М.: Оружие и технологии, 2005. 719 с.
9. Фомин Я.А. Выбросы случайных процессов. М.: Связь, 1980. 216 с.
10. Системы технического зрения / под. ред. А.Н. Писаревского, А.Ф. Чернявского. М.: Машиностроение, 1988. 424 с.
11. Быстров Р.П., Кузнецов Е.В., Соколов А.В. Функциональные устройства и элементная база радиотехнических средств // Вооружение. Политика. Конверсия. 2004. № 6. С. 30–35.
12. Развитие радиоэлектронной техники радиолокационных систем / Р.Н. Акиншин, Р.П. Быстров, Е.В. Кузнецов, Д.Ю. Михайлов, А.В. Соколов, Ю.С. Чесноков / Успехи современной радиоэлектроники. 2005. № 10. С. 24–55.
13. Бортовое радиоэлектронное и оптоэлектронное оборудование современных и перспективных летательных аппаратов / Н.Н. Евтихеев, Э.А. Засовин, Д.И. Мирвицкий, Ю.С. Прозоровский. М.: МИРЭА, 1994. С. 84.
14. Глебович Л.А., Певунчиков И.В. Перспективные схемы построения инфракрасных приборов ориентации // Оптический журнал. 1998. № 8. С. 76–79.
15. Репин В.Г., Тартаковский Т.П. Статистический синтез при априорной неопределенности и адаптация информационных систем. М.: Сов. Радио, 1977. 432 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Акиншин Николай Степанович, доктор технических наук, начальник отдела АО ЦКБА, nakinshin@yandex.ru.

Мамон Юрий Иванович, доктор технических наук, главный специалист АО ЦКБА, cdbae@cdbae.ru.

Старожук Евгений Андреевич, кандидат экономических наук, проректор по экономике МГТУ им. Н.Э. Баумана, bauman@bmstu.ru.

ANALYTICAL MODEL OF A DIFFERENTIAL METHOD FOR RECEIVING AND PROCESSING SIGNALS OF THE INFRARED RANGE OF WAVELENGTHS

Nikolay S. Akinshin¹, Jury I. Mamon¹, Evgeny I. Staroguk²
¹ CDBAE, Tula, Russia

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

ABSTRACT

One of the classic methods to improve the noise immunity of passive detection of infrared wavelength range (IKSO) is a differential inclusion of pyrocatechol, placed at some distance. An analytical model of a differential method of receiving infrared radiation from moving objects is introduced. A comparison with experimental results for moving objects of different types is made. Differential inclusion of sensors can be used not only to compensate the external interference, but also to determine the boundaries of a temporary "slot", inside which the movable object is most likely to be detected. The temporal boundaries are used for the decision making about the type and parameters of the movable object in complexional device of object classification.

The principle of operation of IKSO, which is to record signals with diversity of pyrocatechol into the appropriate memory registers and output detection of the differential signal envelope. Subsequently, from the memory registers portions of a recording signal posted pyrocatechol are selected which are later processed to determine the temporal provisions of minimum minimum and maximum maximum. The direction of movement of the object above is determined by the delay or advance of the extrema of the signals of one sensor relative to another within a given temporal "slot".

It is shown that aggregation should be the following – the tool with a maximum radius of the zone of sensitivity should be active and the basic, but if there is a more reliable piece of information about the detected object which can implement a more refined classification of the object (for example, a group of people, wheeled vehicles-tracked vehicles, etc.). The conclusion is made about the advantages of differential option to include spaced sensors.

The results can be used in the development of infrared wavelengths passive detection in the conceptual design phase.

Key words: noise immunity, infrared, correlation function, model, mobile object

REFERENCES

1. **Kriksunov L.Z.** *Spravochnik po osnovam infrakrasnoy tekhniki* [The reference manual on fundamentals of infrared technique]. M., Soviet radio, 1978, p. 400. (in Russian)
2. **Magauyenov R.G.** *Sistemy okhrannoy signalizatsii. Osnovy teorii i printsipy postroyeniya* [Alarm systems. Basics of the theory and principles of creation]. M., Hot line-Telecom, 2004. (in Russian)
3. **Ott G.** *Metody podavleniya shumov i pomekh v elektronnykh sistemakh* [Methods of noise suppression and interference in electronic systems]. M., Mir, 1979. (in Russian)
4. **Gonorovsky I.S.** *Radiotekhnicheskie tsepi i signaly* [Radio engineering circuits and signals]. M., Radio, and communication, 1986, 511 p. (in Russian)
5. **Manayev E.I.** *Osnovy radioelektroniki* [Fundamentals of radio-electronics]. M., Radio and communication, 1985. (in Russian)
6. **Fedoseev V.I., Kolosov M.P.** *Optiko-elektronnye pribory orientatsii i navigatsii kosmicheskikh apparatov* [Optoelectronic devices for spacecraft orientation and navigation: Tutorial]. M., Logos, 2007, 248 p. (in Russian)
7. **Tarasov V.V., Yakushenkov Yu.G.** *Infrakrasnye sistemy «smotryashchego tipa»* [Infrared systems of "looking" type]. M., Logos, 2004, 444 p. (in Russian)
8. **Oruzhie i tekhnologii Rossii: Entsiklopediya. XXI vek** [Weapons and technologies of Russia: encyclopedia. XXI century]. Ed. by S. B. Ivanov. Vol. XI. Optoelectronic systems and laser equipment. M., Weapons and technologies, 2005, 719 p. (in Russian)
9. **Fomin Y.A.** *Vybrosy sluchaynykh protsessov* [Emissions of random processes]. M., Communication, 1980, 216 p. (in Russian)
10. *Sistemy tekhnicheskogo zreniya* [Vision systems]. Ed. by A.N. Pisarevsky, A.F. Chernyavsky. M., Mechanical Engineering, 1988, 424 p. (in Russian)
11. **Bystrov R.P., Kuznetsov E.V., Sokolov V.A.** *Funktsionalniye ustroystva i elementnaya baza radiotekhnicheskikh sredstv* [Functional devices and circuitry of electronic devices]. Weapons. Policy Conversion, 2004, No. 6, p. 30–35. (in Russian)
12. **Akinshin R.N., Bystrov R.P., Kuznetsov E.V., Mikhailov D.Yu., Sokolov A.V., Chesnokov Yu.S.** *Razvitie radioelektronnoy tekhniki radiolokatsionnykh sistem* [Development of electronic equipment for radar systems]. Successes of modern Radioelectronics, 2005, No. 10, pp. 24–55. (in Russian)
13. **Evtihiev N.N., Sanovin E.A., Mirovitskiy D.I., Prozorovsky Yu.S.** *Bortovoe radioelektronnoe i optoelektronnoe oborudovanie sovremennykh i perspektivnykh letatel'nykh apparatov* [On-board electronic and optoelectronic advanced equipment and perspective aircraft]. M., MIREA, 1994, 84 p. (in Russian)
14. **Glebovich L.A., Ivanchikov I.V.** *Perspektivnyye shemy postroyeniya infrakrasnykh priborov orientatsii* [Perspective models infrared devices orientation]. Journal of Optical, 1998, No. 8, pp. 76–79. (in Russian)

15. Repin V.G., Tartakovsky, T.P. *Statisticheskiy sintez pri apriornoy neopredelennosti i adaptatsiya informatsionnykh sistem* [Statistical synthesis under a prior uncertainty and adaptation of information systems]. M.: Sov. radio. 1977. 432 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Nikolay S. Akinshin, Doctor of Engineering, Head of Department of JSC TsKBA, nakinshin@yandex.ru.

Yury I. Mamon, Doctor of Engineering, Chief specialist of JSC TsKBA, cdbae@cdbae.ru.

Evgeny A. Staroguk, candidate of Economic Sciences, vice rector for economy of MSTU of N.E. Bauman, bauman@bmstu.ru.

Поступила в редакцию 11.07.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 11.07.2017
Accepted for publication 20.09.2017

УДК 621.396.9

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-88-97

ДИНАМИЧЕСКИЕ ПОГРЕШНОСТИ ДАТЧИКОВ ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ РАДИОЗОНДИРОВАНИИ АТМОСФЕРЫ

Э.А. БОЛЕЛОВ¹, Ю.М. ЕРМОШЕНКО², М.Б. ФРИДЗОН¹, Ю.Н. КОРАБЛЕВ³

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

²ООО «Аэроприбор», г. Москва, Россия

³Концерн «Международные аэронавигационные системы», г. Москва, Россия

Радиозондирование атмосферы является важнейшим компонентом, составляющим базу для деятельности авиационных прогностических органов. Данные радиозондирования являются основой для составления карт барической топографии, используемых при разработке авиационных метеопрогнозов. В настоящее время особую популярность получили численные методы прогноза погоды. Это вполне оправдано, так как они методы позволяют повысить точность метеопрогнозов и за этими методами будущее. Однако эра «численных прогнозов погоды» наступит нескоро. Это прежде всего обусловлено несовершенством численных моделей прогноза, которые не обеспечивают требуемую для авиации своевременность и оправдываемость метеопрогнозов. Вместе с тем качество метеорологического обеспечения полетов воздушных судов во многом определяется своевременностью и оправдываемостью авиационных прогнозов погоды. В связи с этим, функции сетевого радиозондирования требуют изложения теоретических основ и предоставления потребителям нормированных метрологических характеристик измерительной системы радиозондирования, методики выполнения измерений и обоснованной оценки достоверности результатов зондирования. Ряд из этих задач к настоящему времени решены, однако до сих пор практически не решена задача оценки динамических погрешностей измерений при радиозондировании. Требуют детальных исследований метрологические характеристики и динамические погрешности измерений температуры с помощью новых датчиков температуры зарубежного производства (NTC MFB-5000-3220), с недавних пор используемых в российских радиозондах.

Настоящая статья посвящена исследованию одного из важнейших видов погрешностей радиозондирования – динамических погрешностей измерений, а именно динамических погрешностей измерения температуры. В статье решается задача определения величины динамических погрешностей радиозондов, а также исследуется роль этого вида погрешностей при оценке достоверности результатов радиозондирования атмосферы.

Ключевые слова: датчик температуры, профиль температуры, метрологические характеристики, динамическая погрешность, параметры атмосферы.

ВВЕДЕНИЕ

Информация, получаемая при сетевом аэрологическом зондировании атмосферы, является важнейшим компонентом, составляющим базу для деятельности авиационных прогностических органов (АМСГ, АМЦ) и метеорологического обеспечения полётов воздушных судов (ВС) [1]. Данная информация поступает в отечественные и международные центры зональных прогнозов. Эти жизненно важные функции сетевого радиозондирования требуют четкого публичного изложения теоретических основ и предоставления всем заинтересованным потребителям нормированных метрологических характеристик (МХ) измерительной системы сетевого радиозондирования, методики выполнения измерений и обоснованной оценки достоверности результатов зондирования. Ряд из этих задач к настоящему времени можно считать выполненными (в основном в девяностых – нулевых годах) на достаточном для практического применения уровне. В [2] обобщены результаты метрологических исследований отечественной системы радиозондирования, построены физические и математические модели процессов измерения температуры и влажности при радиозондировании, получены вероятностные оценки точности измерений. Полученные оценки достоверности измерений подтверждены результатами уникальных натурных экспериментов. Радиозонды прошли испытания с целью утверждения типа

средства измерения (СИ), и при серийном производстве проходят поверку в аккредитованных Росстандартом органах. В 2007 г. было разработано и утверждено Росгидрометом «Положение о метрологическом обеспечении аэрологических наблюдений».

В то же время ряд важных задач метрологического обеспечения сетевого радиозондирования до настоящего времени не решен. В частности, остались незамеченными оценки динамических погрешностей измерений при радиозондировании. Требуют детальных исследований МХ и динамические погрешности измерений температуры с помощью новых датчиков температуры (типа NTC MFB-5000-3220), с недавних пор используемых в отечественных радиозондах взамен архаичных и практически давно вышедших из употребления терморезисторов ММТ-1.

Вместе с тем за десятки лет использования старых датчиков накопилось огромное количество данных о вертикальном распределении температуры в атмосфере, методология и технические средства исследования МХ ММТ-1 и погрешностей измерений вертикальных профилей температуры не утратили своей ценности и актуальности. Именно эта методология и результаты метрологических исследований могут быть использованы в настоящее время не только для анализа накопленных радиозондовых данных, но и для оценки достоверности измерений радиозондами с современными датчиками.

Настоящая статья посвящена исследованию одного из важнейших видов погрешностей радиозондирования – динамических погрешностей измерений, в частности, динамических погрешностей измерения температуры.

Динамические погрешности результатов измерений температуры при радиозондировании атмосферы обсуждались в ряде работ, основные из которых [2, 3, 10, 11, 12]. В этих работах, как правило, по образцу введения «радиационных» поправок ставилась задача определить величины и способы введения динамических поправок в результаты конкретного зондирования. Задача оказалась неразрешимой вследствие неупорядоченности толщин слоёв в атмосфере между так называемыми «особыми точками», стандартными изобарическими поверхностями. В данной статье авторами ставится иная задача – определение величины динамических погрешностей радиозондов как типа СИ, а также роли этого вида погрешностей при оценке достоверности результатов сетевого радиозондирования.

УРАВНЕНИЯ ФИЗИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ПРОЦЕССА ИЗМЕРЕНИЙ ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ РАДИОЗОНДИРОВАНИИ

Измерение температуры в атмосфере при радиозондировании производится в динамическом режиме, то есть при движении датчиков с переменной скоростью в среде с изменяющейся плотностью, температурой и влажностью. В этих условиях для описания процессов взаимодействия датчиков радиозонда со средой, в первую очередь, необходимо построить физические модели таких процессов, которые учитывали бы взаимосвязанный теплообмен в пограничном слое при обтекании датчиков атмосферным воздухом.

В [2, 3] на основе рассмотрения формирования энергетического и материального балансов на поверхности движущегося в атмосфере так называемого «тонкого» тела [4] и с учетом теплообмена в бинарной смеси диффундирующих друг в друга компонентов влажного воздуха в пограничном слое получена следующая система уравнений, связывающая температуру и давление водяного пара на поверхности датчика с действительными параметрами атмосферы:

$$\begin{aligned} \frac{C_d}{S_d} \frac{dT_s}{dt} = D_s L_s \frac{\rho_{n,s}}{e_s} \frac{P}{P_A} \frac{1}{J_e} \sqrt{\frac{V}{v_s \ell}} (\overline{e_B} - e_s) + \lambda_s \frac{1}{J_T} \sqrt{\frac{V}{v_s \ell}} (\overline{T_B} - T_s) + \bar{B} + \frac{U_d^2}{S_d R_d} - \\ - \frac{2\pi k}{S_d} \sqrt{2\lambda_1 r_1 (\alpha_1 + 4\gamma_1 \sigma_0 T_B^3)} \left((T_s - T_B) - \frac{Q_{P,1}}{\pi (\alpha_1 + 4\gamma_1 \sigma_0 T_B^3)} \right), \end{aligned} \quad (1)$$

$$m \frac{d\bar{e}_s}{dt} = D_s \frac{\varepsilon}{R_A T_s} \frac{P}{P_A} \frac{1}{J_e} \sqrt{\frac{V}{v_s \ell}} (\bar{e}_B - \bar{e}_s), \quad (2)$$

где T_B , T_s – температура воздуха в невозмущенном потоке и температура поверхности датчика соответственно; m – масса водяного пара, поглощаемая единицей поверхности тела при изменении давления водяного пара e_s на его поверхности на единицу (кг/н), определяемая по изотерме сорбции; D_s – коэффициент диффузии водяного пара в воздухе, отнесенный к температуре T_s ; $\varepsilon = 0,622$ – отношение плотности водяного пара к плотности сухого воздуха; R_A – газовая постоянная сухого воздуха; P/P_A – поправка на Стефанов поток [5]; P – давление воздуха; P_A – парциальное давление сухого воздуха; ρ_{II} – плотность водяного пара; $\rho_{II,s}$ – плотность водяного пара на поверхности тела; C_d – полная теплоемкость тела; S_d – площадь поверхности тела; λ_s – коэффициент теплопроводности воздуха, отнесенный к температуре T_s ; L_s – удельная теплота фазового превращения воды, отнесенная к температуре T_s ; V – скорость невозмущенного потока; γ – коэффициент излучения поверхности датчика; σ_0 – постоянная Стефана – Больцмана; U_d – падение напряжения на датчике; R_d – электрическое сопротивление датчика; λ_1 , r_1 , α_1 , γ_1 – радиус, коэффициенты теплопроводности, конвективного теплообмена и излучения токоподвода терморезистора соответственно; $(e_s - e_B)$ – разность давлений водяного пара на поверхности датчика и в атмосфере; B – радиационный баланс датчика в значимом спектральном интервале; $J_T = 1,695$, $J_e = 1,802$ – числовые коэффициенты в выражении для значений вертикальных градиентов температуры и парциального давления водяного пара в пограничном слое [6]; ℓ – длина чувствительного элемента датчика.

Величина m , как уже указывалось, определяется из решения статической задачи по изотерме сорбции датчика. Согласно [5], масса водяного пара, адсорбированного поверхностью датчика, может быть выражена следующим образом:

$$m = \left(1 - \left(1 - \theta \frac{2r}{R_{II}} \right) \right)^2 V_{сл} \Pi \rho_{ж}. \quad (3)$$

В выражении (3) величина $\theta = \frac{\delta}{\delta_0}$ представляет собой степень заполнения поверхности адсорбента. Из уравнения адсорбции Хилла [6], учитывающей практически все взаимодействия в системе адсорбент – адсорбат и распространяющейся на весь диапазон относительных давлений, θ равно

$$\theta = \frac{\lg K_2 + \lg y - \lg U}{0,4343 K_1}. \quad (4)$$

В уравнениях (3) и (4): $K_1 = \frac{2a\delta_0}{RT}$ – коэффициент, учитывающий взаимное влияние молекул адсорбата; $K_2 = \frac{\delta_0 \sqrt{MT}}{3,52 \cdot 10^{22} \cdot E \tau_0} \exp\left(-\frac{Q}{RT}\right)$ – коэффициент, учитывающий энергию взаи-

модействия между молекулами адсорбата и атомами решетки поверхности адсорбента;
 $y = \frac{\theta(1-U)^2}{1-\theta+\theta U} \exp\left[\frac{\theta(1-U)^2}{1-\theta+\theta U}\right]$ – величина, определяющая характер изотермы сорбции; a – константа уравнения Ван-дер-Ваальса для двумерного газа; R – универсальная газовая постоянная для адсорбата; M – молекулярная масса адсорбата; $\tau_0 = 4,75 \cdot 10^{-13} \sqrt{\frac{M_1 V_1^{2/3}}{T_{II}}}$ – период вынужденных колебаний адсорбированной молекулы на поверхности адсорбента, определяемый свойствами атомов решетки адсорбента; M_1 – молекулярный вес адсорбента, отнесенный к числу атомов в его молекуле; V_1 – молекулярный объем адсорбента, отнесенный к тому же числу атомов; T_{II} – температура плавления адсорбента; Q – теплота адсорбции молекул адсорбата на данной поверхности; E – давление насыщения водяных паров при данной температуре; $r = 1,445 \cdot 10^{-10}$ – эффективный радиус адсорбированных молекул воды; r_{II} – радиус поры; Π – показатель пористости; $\rho_{ж}$ – плотность воды в капиллярах; δ – общее число адсорбированных молекул на единицу поверхности; δ_0 – число молекул, адсорбированных на единицу поверхности; $V_{сл}$ – объем деятельного слоя датчика, отнесенный к единице его поверхности; $U = \frac{e}{E}$ – относительная влажность. Для упрощения вычислений θ в работе [3] построена специальная номограмма (для $0,1 < \theta < 6,0$ и $0 < \frac{e}{E} < 0,7$).

Аналитическое решение системы уравнений (1)–(2) является достаточно сложной задачей. Для получения приемлемого аналитического решения положим, что разность давлений водяного пара на поверхности датчика и в атмосфере ($e_s - e_B$), радиационный баланс датчика B , джоулево тепло и концевой поток тепла в процессе измерения не меняются, что вполне справедливо для достаточно тонких слоев атмосферы. Изменения температуры и упругости пара по высоте в этих же слоях будем считать линейными, т. е.:

$$\begin{cases} T_B = T_{B,0} + ht, \\ e_B = e_{B,0} + \gamma_B t, \end{cases} \quad (5)$$

где $h = \frac{dT_B}{dt} = \text{const}$ и $\gamma_B = \frac{de_B}{dt} = \text{const}$ – соответственно скорости изменения температуры и упругости пара при подъеме радиозонда. Учтём также, что для тел, форма которых отличается от плоской пластины, выражения

$$\lambda_s \frac{1}{J_T} \sqrt{\frac{V}{v_s \ell}} \text{ и } D_s \frac{1}{J_e} \sqrt{\frac{V}{v_s \ell}} \quad (6)$$

в (1)–(2) должны быть заменены коэффициентами конвективного теплообмена α и массообмена β соответственно из [7, 8].

Тогда, интегрируя уравнения (1)–(2) по времени от 0 до t , по температуре от $(T_{s,0} - T_{B,0})$ до $(T_s - T_B)$ и по влажности от $(e_{s,0} - e_{B,0})$ до $(e_s - e_B)$, получим

$$\begin{cases} T_S - T_B = \left((T_{S,O} - T_{B,O}) - \frac{\beta}{\alpha} L_S \frac{\rho_{\Pi,S}}{e_S} \frac{P}{P_A} (e_S - e_B) - \frac{\bar{B}}{\alpha} - \frac{U_D^2}{R_D S_D \alpha} + \frac{\bar{Q}_D}{\alpha} + h\tau \right) \times \\ \times \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right) - h\tau + \frac{\beta}{\alpha} L_S \frac{\rho_{\Pi,S}}{e_S} \frac{P}{P_A} (e_S - e_B) + \frac{\bar{B}}{\alpha} + \frac{U_D^2}{R_D S_D \alpha} - \frac{\bar{Q}_D}{\alpha}, \\ e_S - e_B = ((e_{S,O} - e_{B,O}) + \gamma_B \lambda) \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right) - \gamma_B \lambda, \end{cases} \quad (7)$$

где τ – показатель термической инерции (постоянная времени) датчика температуры; λ – показатель массовой инерции (постоянная времени) датчика влажности.

Величины τ и λ определяются выражениями, которые с учетом массообменного критерия Нуссельта $Nu_{m,S} = \frac{\beta_e \ell}{D_S}$ [8] имеют вид

$$\tau = \frac{C_D}{S_D \alpha}, \quad (8)$$

$$\lambda = \frac{4V_{\text{сЛ}} \Pi \rho_{\text{ж}}}{D_S \frac{P}{P_A} \rho_{\Pi,S} Nu_{m,S}} \left\{ \left[1 - \frac{2r}{\left(1 + k \frac{e_S}{E_S}\right) R_{\Pi,0}} \left(\frac{1}{1 - \frac{e_S}{E_S}} \right) \right] \frac{r}{\left(1 + k \frac{e_S}{E_S}\right) R_{\Pi,0}} \left(\frac{\frac{e_S}{E_S}}{1 - \left(\frac{e_S}{E_S}\right)^2} \cdot \ell \right) \right\}. \quad (9)$$

Выражение (9) позволяет производить расчёты величины λ в широком диапазоне изменений влияющих факторов и неинформативных параметров, используя выражения для массообменного критерия Нуссельта, полученные из решения сопряженной задачи массообмена [2, 3]:

$$Nu_{m,S} = 0,664 \text{Re}_{\infty}^{1/2} Sc^{1/3} \quad (10)$$

или экспериментальные критериальные уравнения, как, например, приведенные в [2, 3, 7] для продольно обтекаемых пористых пластин:

$$Nu_{m,S} = 2 \cdot 10^{-4} \text{Re}^{0,8} \Pi_D^{-0,5} \varepsilon_{\Pi}^{-0,5}, \quad (11)$$

где $\varepsilon_{\Pi} = \frac{e_B}{P}$; $\Pi_D = \frac{e_S - e_B}{P}$; $\text{Re} = \frac{V \ell}{P}$ – число Рейнольдса.

Система уравнений (7) описывает взаимосвязанный тепломассообмен датчиков радиозонда с учетом различных факторов окружающей среды, влияющих на эти процессы. Первые два члена правой части первого уравнения системы (7) выражают динамические погрешности измерений, следующий член – влияние влажности среды и смачивания датчика, члены $\frac{\bar{B}}{\alpha}$ и

$\frac{U_D^2}{R_D S_D \alpha}$ описывают влияние радиации и рабочего тока на измерение температуры. Последний член правой части этого выражения отражает влияние на точность измерения конструктивного

исполнения датчика. Первый член правой части второго уравнения системы (7) выражает погрешность измерения абсолютной влажности, вызванную неравенством температуры датчика и среды. Последующие два члена выражают динамические погрешности измерений, причем в выражение для постоянной времени датчика (9) входит относительная влажность, а также конструктивные параметры датчика и различные внешние влияющие величины.

С метрологической точки зрения система уравнений (7) является физической моделью процесса измерений температуры и влажности при радиозондировании атмосферы, в соответствии с которой могут быть выбраны МХ датчиков радиозондов. Как показывает метрологический анализ процессов измерений температуры и влажности атмосферы датчиками радиозондов (выражения (8) и (9)), метрологические характеристики датчиков можно разделить на три группы:

- МХ, описывающие основную погрешность датчиков, т. е. погрешность в нормальных условиях;

- МХ, характеризующие дополнительные погрешности, возникающие при отличии условий эксплуатации датчика от нормальных и выражаемые через функции влияния или пределы допускаемых отклонений МХ датчиков за счёт внешних влияющих величин или неинформативных параметров;

- МХ, позволяющие определить динамические погрешности датчиков.

В рамках настоящей статьи рассматриваются МХ, позволяющие определить динамические погрешности датчиков температуры.

Для конкретного описания динамических погрешностей измерения температуры при радиозондировании необходимо ввести и исследовать динамические характеристики датчика как динамического звена измерительной цепи. Применительно к аэрологическим датчикам наиболее просто реализуется ступенчатое изменение входного сигнала. Поэтому динамические характеристики датчиков температуры можно нормировать в виде их переходной характеристики. Опираясь на [2, 3], можно считать датчик температуры линейным динамическим звеном первого порядка. Тогда переходная характеристика будет иметь вид

$$H(t) = 1 - \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right), \quad (12)$$

где τ (или λ) – показатель термической (массовой) инерции.

Показатель термической (массовой) инерции τ (λ) является частной динамической характеристикой, весьма удобной при оценках динамических погрешностей измерений и сравнениях различных датчиков между собой. Ввиду ограниченного объёма научной публикации, в рамках данной статьи мы рассмотрим динамические погрешности только датчиков температуры. Результаты исследования динамических погрешностей датчиков влажности будут представлены в последующих работах.

ДИНАМИЧЕСКИЕ ПОГРЕШНОСТИ ДАТЧИКА ТЕМПЕРАТУРЫ

Как известно, терморезистор относится к линейным аналоговым средствам измерений с сосредоточенными параметрами. Отсюда основным уравнением связи между значениями выходного и входного сигналов во временной области является дифференциальное уравнение вида

$$\sum_{i=1}^n a_i H^{(i)}(t) = \sum_{k=1}^m b_k x^{(k)}(t), \quad (13)$$

где a_i и b_k – постоянные коэффициенты, характеризующие динамические свойства средства измерения; x и H – значения входного и выходного сигналов соответственно.

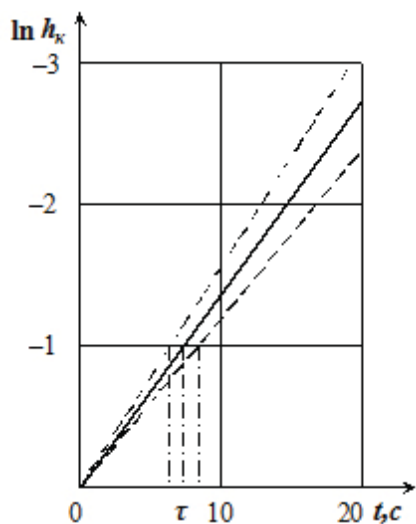


Рис. 1. Переходная характеристика датчика температуры
Fig. 1. Temperature sensor transient response

Для терморезистора переходная характеристика записывается в виде (12). На рис. 1 представлены экспериментальные данные, подтверждающие указанный вид переходной характеристики терморезисторов (ММТ-1 и NTC MFB-5000-3220) [9].

Величина коэффициента термической инерции определяется из графика зависимости $\ln h_k = f(t)$ как время, соответствующее точке пересечения графика ординатой $\ln h_k = -1$. Из данных, представленных на рис. 1, следует, что коэффициент термической инерции обоих типов датчиков в нормальных условиях составляет $\tau = 7,5 \pm 0,4$ с. Примерное равенство коэффициентов термической инерции обоих типов терморезисторов, несмотря на разницу в их массах, объясняется тем, что основную роль в формировании теплового баланса терморезисторов играют их токоподводы, а не собственно тело их чувствительных элементов.

Величина τ_b для тех же условий по данным натурных экспериментов [9] составляет $\tau_b = 7,5 \pm 0,4$, что очевидным образом перекрывает интервал определения τ и подтверждает возможность нормировать величину τ в нормальных условиях в виде эмпирической формулы

$$\tau = 17,9(\rho V)^{-0,46}, \quad (14)$$

где ρ и V – средние значения плотности и скорости на соответствующей высоте в атмосфере.

Доверительный интервал определения τ по данной модели при $p = 0,95$ составляет

$$\delta(\tau) = \pm(0,3 + 0,05\tau). \quad (15)$$

Формулы (14) и (15) представляют собой также аналитическое выражение метрологической характеристики – функции влияния массовой скорости G на величину коэффициента термической инерции τ , $\Psi_\tau(G = \rho V)$.

Расчёт динамических погрешностей датчиков температуры радиозондов в случае единичных измерений производится по формуле, полученной из (7):

$$(T_s - T_b)_d = \Delta T_d = ((T_{s,o} - T_{b,o}) + \eta\tau) \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right) - \eta\tau, \quad (19)$$

где $\eta = \frac{dT_b}{dH} \cdot \frac{dH}{dt} = \beta V$ – скорость изменения температуры с высотой подъёма радиозонда.

Результаты экспериментов по определению динамических погрешностей датчиков температуры ММТ-1, приведенные в [9], показывают, что экспериментальные данные хорошо согласуются с данными, полученными в ходе расчетов по (19) (рис. 2).

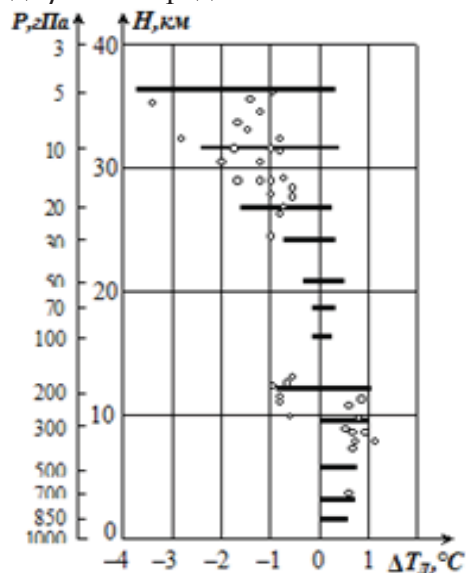


Рис. 2. Расчетные и экспериментальные значения динамической погрешности датчика температуры ММТ-1
Fig. 2. The calculated and experimental values of the dynamic error of MMT-1 temperature sensor

Несколько большие ошибки на уровне 200 гПа вызваны резкими изменениями градиента температуры в районе тропопаузы и самого уровня тропопаузы. На высотах 12–24 км выявить динамические погрешности экспериментальным путём не удастся вследствие малых температурных градиентов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе представлены расчетные соотношения, позволяющие оценить значение динамических погрешностей датчиков температуры по высотам зондирования, а также определить слои атмосферы, проходимые радиозондом за время полного установления показаний датчика. Внедрение в практику радиозондирования новых датчиков температуры типа NTC MFB-5000-3220 требует проведения детальных исследований в целях оценки значений их динамических погрешностей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Богаткин О.Г.** Авиационные прогнозы погоды. СПб.: БХВ-Петербург, 2010. 288 с.
2. **Иванов В.Э., Фридзон М.Б., Ессяк С.П.** Радиозондирование атмосферы. Технические и метрологические аспекты разработки и использования радиозондовых измерительных средств. Екатеринбург: Научное издание НИСО УрО РАН, 2004. 590 с.
3. **Фридзон М.Б.** Метрология радиозондирования атмосферы (Методология и достоверность результатов радиозондирования атмосферы). Берлин: Изд-во LAP LAMBERT Academic Publishing, 2011. 288 с.
4. **Дульнев Г.Н., Терновский Н.Н.** Тепловые режимы электронной аппаратуры. Л.: Энергия, 1971. 248 с.
5. **Бур Я.** Динамический характер адсорбции. М.: Иностран. лит., 1962. 290 с.
6. **Розеншток Ю.Л.** Применение методов теории пограничного слоя к решению задач взаимосвязанного тепло- и массопереноса // Труды ИФТ. 1965. Т. 8. № 6. С. 707–711.
7. **Исаченко В.П., Осипова В.А., Сукомел А.С.** Теплопередача. М.: Энергия, 1995. 436 с.
8. **Кафаров В.В.** Основы массопередачи. М.: Высшая школа, 1972. 495 с.
9. Динамические погрешности аэрологического зондирования атмосферы / М.Б. Фридзон, Б.П. Зайчиков, А.М. Балагуров, А.Р. Дозорцев // Метрология. 1987. № 1. С. 57–62.
10. **Новицкий П.В., Зограф И.А.** Оценка погрешностей результатов измерений. Л.: Энергоатомиздат, 1985. 248 с.
11. **Осипов Ю.Г., Герасимова Н.В., Дядюра А.В.** Устройство и принцип действия аэрологической информационно-измерительной системы «Улыбка». СПб.: РГГМУ, 2009. 60 с.
12. **Юрчук В.А.** Термометры для аэрологических измерений // Труды НИИ гидрометеорологического приборостроения. 1975. Вып. 32. С.50–55.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Болелов Эдуард Анатольевич, кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, e.bolelov@mstuca.aero.

Ермошенко Юлия Марковна, заместитель генерального директора по технике и юридическому сопровождению производства ООО «Аэроприбор», meteoru@yandex.ru.

Фридзон Марк Борисович, доктор технических наук, профессор кафедры технической эксплуатации радиоэлектронного оборудования воздушного транспорта МГТУ ГА, markfr.36@mail.ru.

Кораблев Юрий Николаевич, заместитель главного конструктора АО «Концерн «Международные аэронавигационные системы», korablevyury@yandex.ru.

DYNAMIC ERROR OF THE TEMPERATURE SENSORS WITH THE SOUNDING OF THE ATMOSPHERE

Eduard A. Bolelov¹, Yulia M. Ermoshenko², Mark B. Fridzon¹, Yuri N. Korablev³

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

²LMD «Aeroprabor», Moscow, Russia

³PC «International Aeronavigation Systems», Moscow, Russia

ABSTRACT

Radiosounding of the atmosphere is an essential component constituting the base for prognostic aviation authorities. GPR scanning data are the basis for the mapping of baric topography used in the development of aviation weather forecasts. Currently, numerical methods of weather forecast have become especially popular. This is quite justified, as these methods allow to increase the accuracy of weather forecasts and these techniques represent the future. However, the era of "numerical weather prediction" will not come soon. This is primarily due to imperfect numerical forecast models, which do not provide for timeliness and reliability of weather forecasting required for aviation. However, the quality of meteorological support of aircraft flights is largely determined by the timeliness and predictability of the aviation weather forecasts. In this regard, the network of radiosounding functions require the presentation of the theoretical foundations and providing consumers with normalized metrological characteristics of the measuring system of radio sounding, methods of measurement and a reasonable assessment of the reliability of the results of sensing. A number of these problems have been resolved nowadays, however, so far the problem of estimating dynamic measurement errors in the sounding is not solved. The metrological characteristics and the dynamic error of measurement of temperature with the new temperature sensors of foreign production (NTC MFB-5000-3220), recently used in the Russian radiosondes still require the detailed studies.

This article is devoted to one of the most important types of errors of radio sounding – the dynamic errors of measurement, to be precise, the dynamic error of the temperature measurement. In the article the problem of determining the value of dynamic errors of radiosondes is being solved alongside with the investigation of the role of this kind of errors when assessing the reliability of the results of the atmosphere radio sounding.

Key words: temperature sensor, temperature profile, metrological characteristics, dynamic error, atmospheric parameters.

REFERENCES

1. **Bogatkin O.G.** *Aviatsionnye prognozy pogody* [Aviation weather forecasts]. SPb., BHV-Petersburg, 2010, 288 p. (in Russian)
2. **Ivanov V.E., Fridzon M.B., Essack S.P.** *Radiozondirovanie atmosfery. Tekhnicheskie i metrologicheskie aspekty razrabotki i ispol'zovaniya radiozondovykh izmeritel'nykh sredstv* [Sounding of the atmosphere. Technical and metrological aspects of the development and application of radio-sonde measuring means]. Ed. by V.E. Ivanov. Ekaterinburg, 2004. (in Russian)
3. **Fridzon M. B.** *Metrologiya radiozondirovaniya atmosfery (Metodologiya i dostovernost' rezul'tatov radiozondirovaniya atmosfery)* [Metrology of radio sounding of atmosphere (Methodology and reliability of results of radio sounding of atmosphere)]. Ed. LAP LAMBERT Academic Publishing, Berlin, 2011, 288 p. (in Russian)
4. **Dul'nev G.N., Ternovskiy N.N.** *Teplovye rezhimy elektronnoy apparatury* [Thermal modes of electronic equipment]. L., Energy, 1971, 248 p. (in Russian)
5. **Boer J.** *Dinamicheskiy kharakter adsorbtsii* [The Dynamic character of adsorption]. Moscow, Inostr. lit., 1962, 290 p. (in Russian)
6. **Rosenstock J.L.** *Primenenie metodov teorii pogrannichnogo sloya k resheniyu zadach vzaimosvyazannogo teplo i masso perenosa* [Application of methods of boundary layer theory to solving problems of interrelated heat and mass transfer]. Proceedings of IFT, 1965, Vol. 8, No. 6, pp. 707–711. (in Russian)
7. **Isachenko V.P., Osipova V.A., Sukomel A.S.** *Teploperedacha* [Heat Transfer]. M., Energy, 1995, 436 p. (in Russian)

8. **Kafarov V.V.** *Osnovy massoperedachi* [Fundamentals of mass transfer]. M., Higher school, 1972, 495 p. (in Russian)

9. **Fridzon M.B., Bunnies B.P., Balagurov A.M. Dozortsev A.R.** *Dinamicheskie pogreshnosti aerologicheskogo zondirovaniya atmosfery* [Dynamic error of upper-air sounding of the atmosphere]. Metrology, 1987, no. 1, pp. 57–62. (in Russian)

10. **Novitskiy P.V., Zograf, I.A.** *Otsenka pogreshnostey rezul'tatov izmereniy* [Estimation of errors of measurement results]. L., Energoatomizdat, 1985, 248 p. (in Russian)

11. **Osipov Yu., Gerasimova N.In. Dyadyura V.A.** *Ustroystvo i printsip deystviya aerologicheskoy informatsionno-izmeritel'noy sistemy «Ulybka»* [Device and principle of operation of upper-air information-measuring system "Smile"]. SPb., RSHU, 2009, 60 p. (in Russian)

12. **Yurchuk V.A.** *Termometry dlya aerologicheskikh izmereniy* [Thermometers for upper-air measurements]. Proceedings of the research Institute of hydrometeorological instrument-making. 1975, Vol. 32, pp. 50–55. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Eduard A. Bolelov, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Head of Avionic Equipment Technical Maintenance Chair of Moscow State Technical University of Civil Aviation, edbolelov@mail.ru.

Yulia M. Ermoshenko, Deputy General Director for Engineering and Legal Support of Production of LMD "Aeropribor", meteoru@yandex.ru.

Mark B. Fridzon, Doctor of Technical Sciences, Professor of Moscow State Technical University of Civil Aviation, markfr.36@mail.ru.

Yuri N. Korablev, Deputy Chief Designer of PC "International Aeronavigation Systems", korablevyury@yandex.ru.

Поступила в редакцию 28.02.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 28.02.2017
Accepted for publication 20.09.2017

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

УДК 62.5

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-98-108

**МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ РАЦИОНАЛЬНОГО ОБЛИКА
БОРТОВОГО КОМПЛЕКСА РАДИОЛОКАЦИОННОЙ ЗАЩИТЫ
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

А.Б. ГУСЕЙНОВ¹, А.В. МАХОВЫХ²

^{1,2}*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
г. Москва, Россия*

В статье обоснована актуальность задачи повышения эффективности путем снижения заметности летательного аппарата (ЛА) и установки радиопомех по радиоэлектронным системам комплекса противовоздушной обороны, определены основные характеристики бортового комплекса радиоэлектронной защиты беспилотного летательного аппарата (БК РЭЗ БЛА (ср. РЭП)). При проектировании малозаметных летательных аппаратов (МЗЛА) обоснована целесообразность одновременного решения задач трех уровней – формирования ТЗ на проектирование ЛА, технических предложений и эскизного проектирования. При решении задач первого уровня анализируются оперативно-тактические, летно-технические характеристики ЛА и обосновываются требования к показателям заметности, второго – формируется матрица альтернативных проектных решений и определяются рациональные структурные решения по бортовому комплексу ср. РЛЗ и облику МЗЛА в целом, третьего – определяются оптимальные конструктивно-баллистические, геометрические проектные параметры технических решений и ЛА в целом. Сформулирована постановка задачи и дана блок-схема анализа проектных решений по размещению на борту беспилотного летательного аппарата (БЛА) станции активных помех и оптимизации их параметров на базе комплексного критерия «стоимость-эффективность». При этом необходимо учитывать влияние альтернативных технических решений по малозаметности и их проектных параметров на геометрические, аэродинамические, энергетические, баллистические, тепловые характеристики, массу, стоимость, показатели заметности и боевой эффективности. Структурно-логическая схема решения задачи при заданном ТЗ на проектирование БЛА включает в себя следующие этапы: формирование исходной информации и разработку «опорного» варианта структуры БЛА; формирование морфологической матрицы проектных решений по облику ЛА; оценку совместимости, системы ограничений и выявление допустимых решений; генерацию допустимых вариантов облика; предварительный анализ допустимых вариантов облика и выбор предпочтительных; количественный структурно-параметрический синтез облика малозаметного БЛА.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, радиозаметность, станция активных помех.

ВВЕДЕНИЕ

Основу современных систем и комплексов оружия составляют радиоэлектронные средства (РЭС). Их роль во всех системах оружия постоянно возрастает. Снижению эффективности РЭС как самой чувствительной и уязвимой компоненты систем и комплексов оружия уделяется первостепенное значение. В наиболее характерной форме это проявляется при преодолении средствами воздушного нападения (СВН) системы противовоздушной обороны (ПВО) путем оказания им радиоэлектронного противодействия (РЭПД). Радиопротиводействие осуществляется путем постановки помех бортовыми средствами радиоэлектронного подавления (ср. РЭП) в радиолокационном (РЛ), инфракрасном (ИК), видимом и других рабочих диапазонах волн РЭС ПВО и снижением отражающих, излучающих свойств СВН, т. е. снижением заметности. Снижение заметности на порядок, по оценкам ведущих отечественных и зарубежных специалистов, позволяет уменьшить их потери более чем на 30...50 %, а применение ср. РЭП увеличивает живучесть летательных аппаратов (ЛА) в несколько раз [3, 6, 13].

Программам создания научно-технического, технологического и методического задела и разработки высокоскоростных, высокоточных малозаметных летательных аппаратов (МЗЛА) различных классов, в том числе и крылатых ракет (КР), в развитых странах мира отводится самый высокий приоритет. Примером может служить реализуемая в США комплексная програм-

ма «Стелс», которая включает в себя создание МЗЛА различных классов: стратегического бомбардировщика B-2, разведывательно-ударного самолета F-117A, истребителей F-22 и F-35, вертолетов, дистанционно-пилотируемых летательных аппаратов (ДПЛА) и КР (ACM, JASSM, JASSM-ER).

Концепция создания высокоточного, малозаметного ракетного оружия представляет собой синтез новейших научных и технических достижений в области аэроэлектродинамики и динамики полета, материаловедения и конструктивно-технологических решений, создания двигательных установок и топлив, разработки бортовой аппаратуры системы управления и высокоэффективного боевого снаряжения, бортовых средств радиоэлектронной защиты, формирования рационального облика бортовых систем и ЛА в целом и т. п.

Малозаметное высокоточное оружие из-за своей высокой наукоемкости на порядок дороже предыдущего поколения. Сокращение затрат без снижения боевой эффективности малозаметного оружия – это важная задача, имеющая оборонное и народнохозяйственное значение. Одним из направлений ее решения является проведение еще на предварительных этапах проектирования широких военно-экономических и научно-технических исследований по формированию рационального состава, структуры и определению оптимальных проектных параметров бортового комплекса средств радиоэлектронной защиты (ср. РЭЗ) и МЗЛА в целом. Возможные ошибки в выборе рациональных проектных решений по облику МЗЛА могут привести к масштабным боевым потерям и безвозвратным материальным затратам, т. е. обойтись народному хозяйству слишком дорого.

Наиболее широко в комплексах ПВО для получения информации о ЛА применяются радиолокационные средства. Поэтому в данной работе основное внимание уделяется радиолокационной защите ЛА.

МЕТОДЫ И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Бортовой комплекс РЭЗ ЛА включает в себя как средства снижения заметности (ССЗ), так и средства радиоэлектронного подавления, перенацеливания и увода (ср. РЭП) [1, 2, 9, 15].

К базовым средствам снижения заметности ЛА в радиолокационном диапазоне волн можно отнести: выбор малоотражающих форм (МОФ), применение в конструкции радиопоглощающих покрытий и материалов (РПП, РПМ), использование устройств маскировки антенн (УМА) и воздухозаборников (УМВЗ), создание вокруг ЛА искусственного плазменного образования (ИПО). Бортовыми средствами радиолокационного подавления ЛА являются: станции активных помех (САП), ложные цели (ЛЦ), дипольные отражатели (ДО) и другие рис. 1.

Эффективность действия ССЗ и ср. РЭП может быть оценена через коэффициенты снижения вероятности перехвата ЛА комплексами ПВО $k_{ССЗ}$ и $k_{РЭП}$. При их совместном действии эффект маскировки ЛА усиливается, т. е. $k_{РЛЗ} = k_{ССЗ}k_{РЭП}$ и его эффективность увеличивается. Типовая взаимосвязь между показателем заметности ЛА и энергопотенциалом помех показывает, что чем меньше ЭПР ($\sigma_{ЛА}$), тем ниже требуемая мощность помехи (P_n) [10, 12]. В статье исследуется целесообразность применения и основные характеристики САП в составе БК РЭЗ БЛА дальнего действия.

Эффективность функционирования беспилотного ЛА с БК РЛЗ можно представить в виде [4]

$$W_1 = (1 - k_{РЛЗ} \cdot P_{ПВО})W_{нав} \cdot W_{БЧ} \cdot W_n,$$

где $P_{ПВО}$ – эффективность системы ПВО цели; $k_{РЛЗ}$ – коэффициент снижения эффективности радиолокационных средств системы ПВО; $W_{нав}$ – вероятность наведения ЛА на цель; $W_{БЧ}$ – вероятность поражения цели боевой частью; W_n – вероятность безотказной работы ЛА.

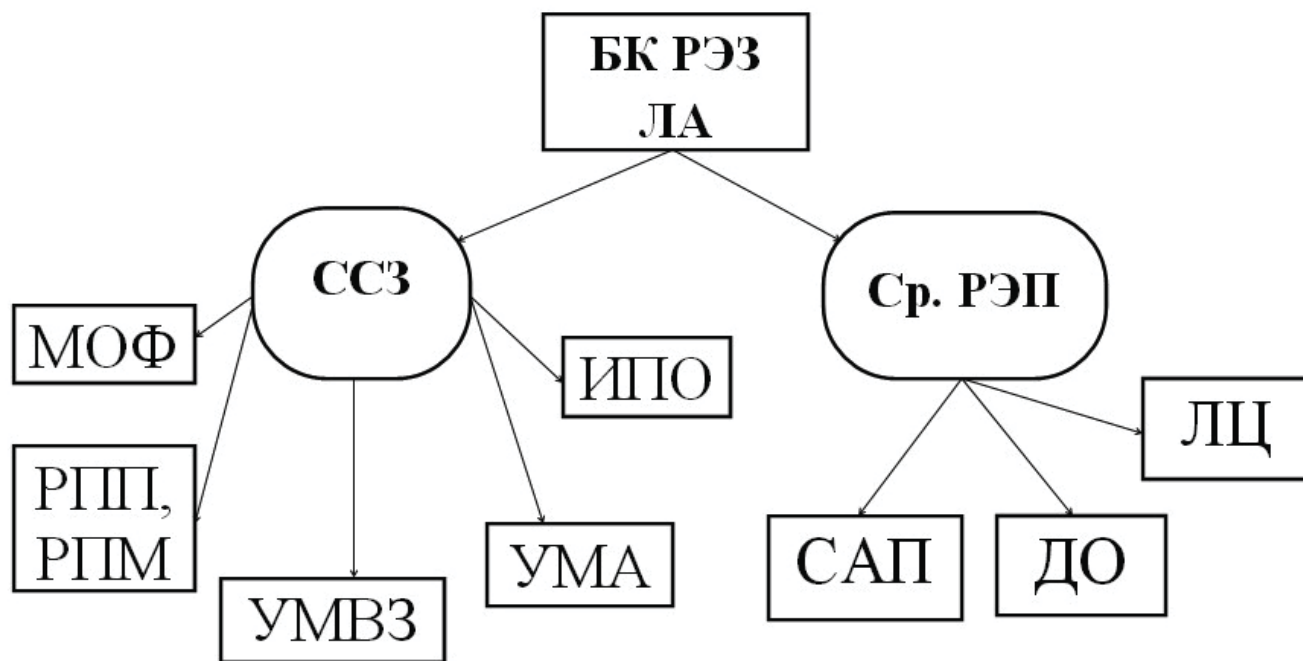


Рис. 1. Схема бортового комплекса радиоэлектронной защиты ЛА:

ССЗ – средства снижения заметности; ср. РЭП – средства радиоэлектронного подавления;
МОФ – малоотражающие формы; РПП, РПМ – радиопоглощающие покрытия и материалы;
УМВЗ – устройства маскировки воздухозаборников; УМА – устройства маскировки антенн;
ИПО – искусственное плазменное образование; САП – станция активных помех; ДО – дипольные отражатели;
ЛЦ – ложные цели

Fig. 1. Scheme of the onboard radio-electronic protection system of the aircraft:

RRV – resources of reducing visibility; RRES – resources of radio electronic suppression; LRF – low-reflection forms;
RAC, RAM – radio absorbing coatings and materials; DMAI – devices for masking air intakes;
DMA – devices for masking antennas; APF – artificial plasma formation; SAI – station of active interference;
DR – dipole reflectors; FG – false goals

Задачи целесообразности размещения на борту ЛА средств радиолокационной защиты, оценка их рационального состава и бортового ресурса, определение их оптимальных характеристик и параметров могут быть решены на базе комплексного критерия – минимальные затраты на выполнение ЛА поставленной задачи (операции) с заданной эффективностью, т.е. $K = \min C_{\Sigma}$ при $W_{\Sigma} = \text{const}$.

При допущении, что эффективность функционирования всех ЛА, участвующих в операции одинакова и они действуют независимо друг от друга, потребное количество (наряд) ракет на поражение цели с заданной эффективностью W_{Σ} (обычно $W_{\Sigma} \approx 0,8 \div 0,9$) можно оценить по соотношению [4, 11]

$$n_{\text{ЛА}} = \frac{\lg(1 - W_{\Sigma})}{\lg(1 - W_1)}.$$

Тогда стоимость выполнения поставленной задачи (критерий) можно представить в виде

$$K = \min(C_{1n} \cdot n_{\text{ЛА}}),$$

где C_{1n} – стоимость пуска одного ЛА, $C_{1n} = C_{\text{ЛА}} + \frac{C_{\text{экз.}}}{C_{\text{БК}}}$. Здесь $C_{\text{ЛА}}$ – стоимость ЛА; $C_{\text{экз.}}$ – годовые эксплуатационные расходы; $n_{\text{ЛА}}$ – боекомплект ЛА, необходимых в эксплуатации.

При проектировании МЗЛА целесообразно одновременное решение задач трех уровней – формирования ТЗ на проектирование ЛА, технических предложений (ТП) и эскизного проектирования (ЭП).

При решении задач первого уровня анализируются оперативно-тактические, летно-технические характеристики (ЛТХ) ЛА и обосновываются требования к показателям заметности, второго – формируется матрица альтернативных проектных решений и определяются рациональные структурные решения по бортовому комплексу ср. РЛЗ и облику МЗЛА в целом, третьего – определяются оптимальные конструктивно-баллистические, геометрические проектные параметры технических решений и ЛА в целом. Решение задач разных уровней проектирования МЗЛА показано на рис. 2.

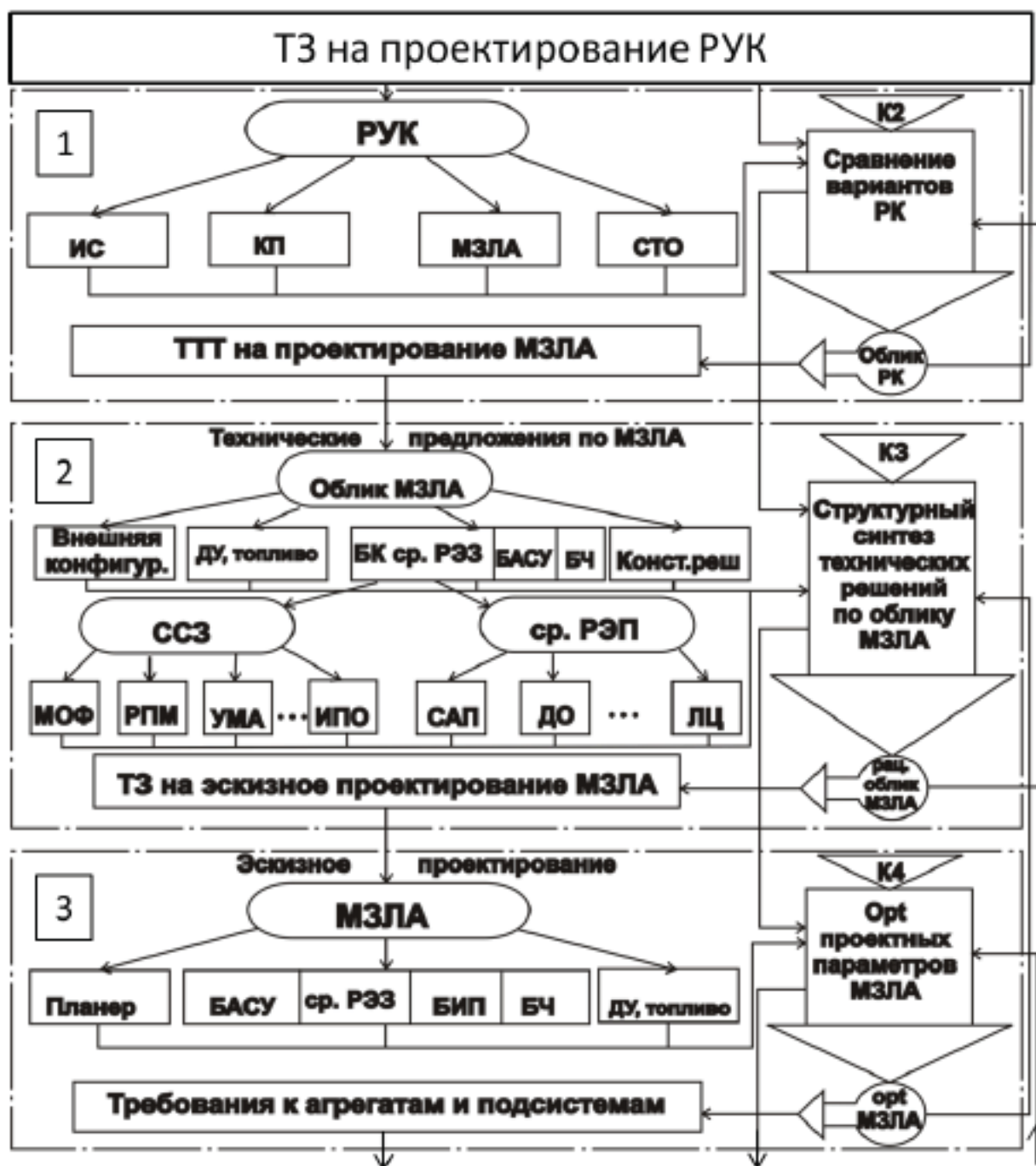


Рис. 2. Решение задач разных уровней проектирования МЗЛА

Fig. 2. Solving the problems of different levels of design low-visibility aircraft

При этом необходимо учитывать влияние альтернативных технических решений по малозаметности и их проектных параметров на геометрические, аэродинамические, энергетические, баллистические, тепловые характеристики, массу, стоимость, показатели заметности и боевой эффективности.

Под обликом малозаметного ЛА понимается совокупность признаков $\{P_i\}$, технических решений по ним $\{P_{ij}\}$ и их проектных параметров $\{\pi_s\}$, характеризующих ЛА с точки зрения функциональных характеристик, а также точности, заметности и показателей боевой эффективности. В качестве показателя заметности ЛА рассматривается: в РЛ диапазоне – эффективная поверхность рассеивания (ЭПР), а показателем маскировки ракеты средствами радиолокационного подавления – энергопотенциал помех ($G_n \cdot P_n$), где P_n – мощность помехи, Вт; G_n – коэффициент направленного действия (КНД) антенного устройства.

Каждый признак облика ЛА определяется множеством конструктивно-компоновочных решений $\{P_{ij}\}$, а техническое решение определяется вектором геометрических, конструктивных и баллистических параметров $\{\pi_s\}$. Следовательно, облик ЛА характеризуется совокупностями признаков $\{I\} = \{P_1, P_2, P_3, \dots, P_i\}$, технических решений по ним $\{P_{ij}\} = \{P_{11}, P_{12}, \dots, P_{1j}; P_{21}, P_{22}, \dots, P_{2j}; P_{ij}\}$ и их проектных параметров $\{\pi_s\} = \{\pi_1, \pi_2, \pi_3, \dots, \pi_s\}$.

При формировании облика МЗЛА могут быть решены следующие задачи, связанные с БК ср. РЛЗ: определение рационального типа, массы, схемы размещения устройств маскировки и их проектных параметров. В работах [3, 5, 6, 7, 15] представлена матрица возможных вариантов размещения ср. РЭЗ на борту ЛА.

Структурно-логическая схема решения задачи представлена на рис. 3. Она включает в себя шесть основных этапов, исходным является ТЗ на разработку ЛА, которое формируется на уровне внешнего проектирования. Оно включает в себя ЛТХ (дальность, форма траектории, профиль скоростей, эффективность одного аппарата, надежность и др.), требуемые значения показателей РЭЗ, массогабаритные и эксплуатационные ограничения, связанные с размещением аппарата на пусковой установке, условие пуска и т. п. К основным этапам структурно-логической схемы можно отнести:

- 1) формирование исходной информации и разработку «опорного» варианта структуры БЛА;
- 2) формирование морфологической матрицы проектных решений по облику ЛА;
- 3) оценку совместимости, системы ограничений и выявление допустимых решений;
- 4) генерацию допустимых вариантов облика;
- 5) предварительный анализ допустимых вариантов облика и выбор предпочтительных;
- 6) количественный структурно-параметрический синтез облика малозаметного БЛА.

Решение всех задач структурно-параметрического синтеза представляет собой итерационный процесс последовательных приближений. Проектировщик в процессе решения уточняет, накапливает и обрабатывает информацию.

При этом широко использует взаимодополняющие методы анализа и синтеза, индукции (от общего к частному) и дедукции (от частного к общему), а также формализованные процедуры принятия решений.

Задачи формирования технического облика ЛА состоят в нахождении в окрестностях опорного варианта тактического облика такого сочетания совместимых признаков, технических решений и их проектных параметров из диапазона их возможного изменения, которое удовлетворяло бы выданному на проектирование ТЗ, ряду принятых ограничений, и при этом выбранный критерий принял бы минимальное или максимальное значение. Для решения этих задач необходим структурно-параметрический синтез матрицы совместимых признаков, допустимых альтернативных технических решений и их проектных параметров. Исходным для решения этих задач является ТЗ на проектирование ЛА, которое формируется на уровне внешнего проектирования.

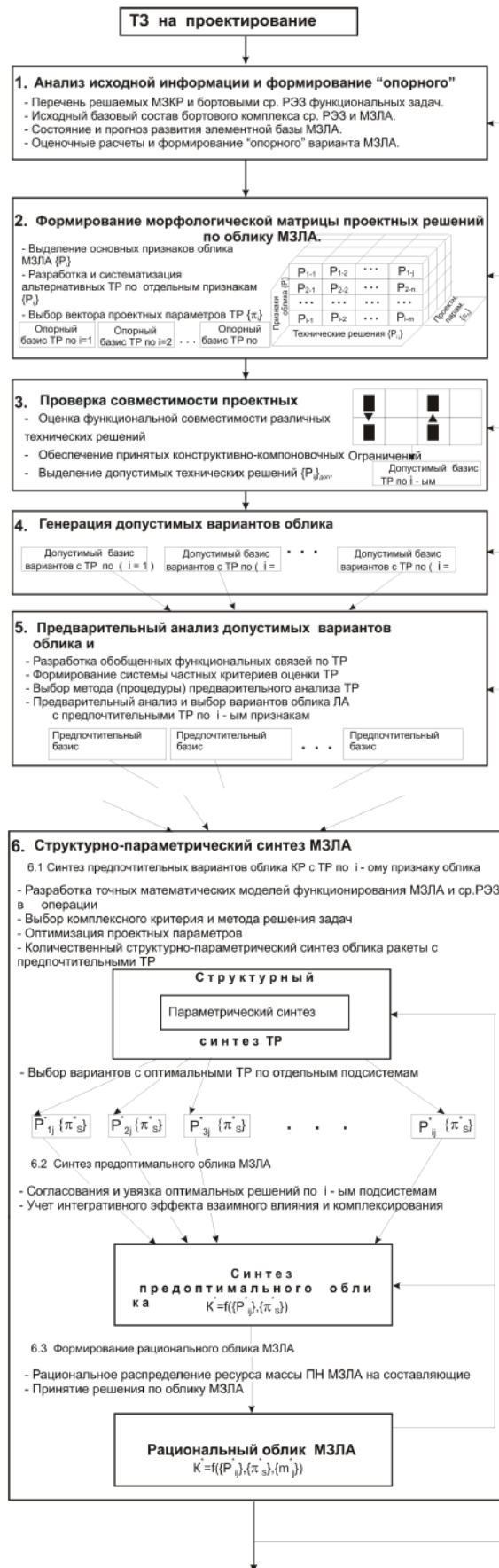


Рис. 3. Структурно-логическая схема решения задачи формирования облика малозаметного летательного аппарата
Fig. 3. Structural-logical scheme for solving the problem of forming the appearance of a low-visibility aircraft

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Количественный структурно-параметрический синтез вариантов облика ЛА с выявленными на предыдущих этапах допустимыми и предпочтительными техническими решениями включает в себя одновременное решение двух взаимосвязанных задач:

- структурного синтеза альтернативных вариантов технического облика с оптимальными проектными параметрами и определения рациональных технических решений $\{P_{ij}^*(\pi_S^*)\}$;
- определения оптимальных проектных параметров технических решений и ЛА в целом $\{\pi_S\}$ для рассматриваемой альтернативной структуры.

Первая из них является задачей дискретной (структурной) оптимизации, которая решается на уровне обоснования техпредложений по техническому облику ЛА по заданному ТЗ на проектирование.

Математическая формулировка данной задачи структурно-параметрического синтеза технического облика ЛА имеет следующий вид.

Пусть на этапе количественного синтеза структуры ЛА рассматривается L -е число предпочтительных вариантов технических решений по системам и ЛА в целом. Каждый l -й вариант структуры характеризуется вектором проектных параметров, для которых известны допустимые интервалы изменений $\{\pi\}_{don l}$. Предположим, что выбрана некоторая целевая функция K , минимизация (или максимизация) которой при соблюдении заданных ограничений на другие показатели в рассматриваемой боевой операции определяет рациональные технические решения по структуре ЛА, т. е.

$$\{P_{ij}^*\} \in \arg[\min\{K_l^*(\{\pi_S^*\}, \{U\})\}; l = 1, 2, \dots, L,$$

где $\{K_l^*(\{\pi_S^*\}, \{U\})\}$ – совокупность дискретных значений комплексной целевой функции (критерия), определяемых как

$$K_l^*(\{\pi_S^*\}, \{U\}) = \min K_l^*(\{\pi_S^*\}, \{U\})$$

при принятых ограничениях

$$q_{\lambda 1}(\pi_{1l}, \pi_l, \dots, \pi_{Sl}, U_1, U_2, \dots, U_m) \leq b_{\lambda}; \\ \lambda_{(l)} = 1, 2, \dots, \lambda_{Sl}; (\lambda_{Sl} < S_l),$$

где $\{\pi_S^*\}_l \in \{\pi\}_{don l}$; $\{\pi_S^*\}_l = \{\pi_1^*, \pi_2^*, \dots, \pi_S^*\}_l$ – вектор оптимальных проектных параметров для $l = 1, \dots, L$ -го варианта структуры; $K_l^*(\{\pi_S^*\}, \{U\})$ – целевая функция на области вектора оптимальных проектных параметров $\{\pi_S^*\}_l$ для l -го альтернативного варианта технического решения и облика ЛА; $\{U\} = \{U_1, U_2, \dots, U_m\}$ – вектор характеристик, параметров среды, внешний по отношению к техническим решениям и ЛА.

При решении второй задачи оптимизируются проектные параметры для каждого рассматриваемого l -го варианта проектного решения и структуры технического облика ракеты, т. е. она является составной частью структурного синтеза.

Задачи параметрической оптимизации для заданной структуры ЛА в значительной степени разработаны и освоены на практике и решаются на уровне эскизного проектирования.

Математическая формулировка этих задач может быть представлена в виде

$$\{\pi_S^*\} \in \arg[\min K(\{\pi_S\}_l, \{U\}) < C_{ny}^0]$$

при заданных ограничениях

$$q_{\lambda}(\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_S, U_1, U_2, \dots, U_m) \leq b_{\lambda};$$

$$\lambda = 1, 2, \dots, \lambda_S; (\lambda_S < S),$$

где $\{\pi\}_l = \{\pi_1, \pi_2, \dots, \pi_S\} \in \{\pi_{don}\}$ – вектор проектных параметров; $K(\{\pi_S\}_l, \{U\})$ – целевая функция (критерий), в качестве которой приняты затраты на поражение цели с заданной эффективностью $W_{\Sigma} = const$; $C_{mц}^0$ – затраты на поражение цели с заданной эффективностью залпом из опорных вариантов ЛА.

При этом в качестве целевой функции $minK(\{\pi_S\}_l, \{U\})$ могут быть приняты и частные составляющие комплексного критерия. Например, минимальная стартовая масса ракеты при заданной ее эффективности, т. е. $K = \min m_0$ при $W_1 = const$. Для практической реализации количественного структурно-параметрического синтеза технического облика ЛА, который представляет собой совместное решение задач дискретного структурного синтеза (комбинаторной оптимизации) и параметрической оптимизации, необходимо выбрать математические методы решения. Например, метод перебора предпочтительных решений и случайного поиска оптимальных параметров.

Блок-схема решения задач количественного синтеза структурных решений и оптимизации проектных параметров ракет представлена на рис. 4.

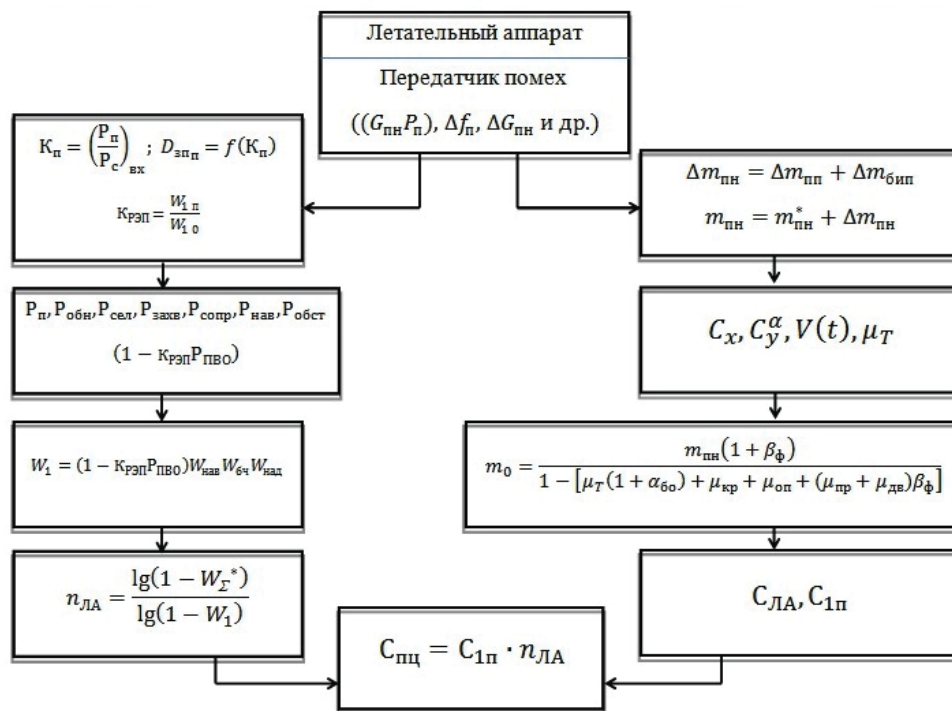


Рис. 4. Блок-схема решения задач количественного синтеза структурных решений и оптимизации проектных параметров ракет

Fig. 4. Block diagram of solving problems of quantitative synthesis of structural solutions and optimization of missile design parameters

С одной стороны, технические решения по облику ракеты $\{P_{ij}\}$ могут привести к увеличению массогабаритных характеристик ЛА, изменению геометрических размеров, аэродинамических характеристик (C_x, C_y^{α}) , рабочих характеристик ДУ $(P_{yд}, \mu_{сек})$, баллистических характеристик $(H(x), V(t), \alpha(t), n_y(t)$ и т. д.), тепловых характеристик, потребного относительного запаса топлива (μ_m) , относительных масс отдельных агрегатов (крыла $\mu_{кр}$, оперения $\mu_{оп}$, привода управления $\mu_{уп}$, двигательной установки $\mu_{дв}$, фюзеляжа $\beta_{ф}$ и т. п.) и увеличению стартовой массы m_0 , стоимости ЛА (C_{Σ}) и стоимости одного пуска $(C_{1п})$, т. е. одной из составляющих приня-

того комплексного критерия качества K [14]. С другой стороны, применение перспективных ТР позволяет снизить показатели заметности (промах) $\sigma_p, (C_n P_n)_p$ [5, 7]. Это приводит к увеличению вероятности преодоления ракетами системы ПВО $(1 - k_{РЛЗ} P_{ПВО})$, наведения на цель и эффективности ЛА в целом W_1 , к снижению потребного наряда n_p на выполнение задачи с заданной вероятностью $W = const$, уменьшается вторая составляющая принятого критерия. Такое разнородное влияние альтернативных ТР на составляющие критерия обуславливает наличие рациональных структурных решений, оптимума по проектным параметрам. Они и определяют технический облик ЛА.

Для практической реализации сформулированных задач необходимо разработать математические модели, алгоритмы и программы расчетов аэродинамических, энергетических, баллистических, температурных, массовых, объемных, экономических характеристик и показателей заметности и эффективности функционирования ЛА в боевой операции.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В заключение статьи можно сделать следующие выводы:

- обоснована актуальность задачи радиоэлектронной защиты БЛА;
- определены основные характеристики БК РЭЗ ЛА (ср. РЭП);
- предложены структурно-логические схемы формирования рациональных проектных решений по облику МЗЛА;
- сформулирована постановка задачи и дана блок-схема анализа проектных решений и оптимизации их параметров на базе комплексного критерия «стоимость-эффективность».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бочкарев А.М., Долгов М.Н. Радиолокационная заметность ЛА // Зарубежная радиоэлектроника. 1989. № 2. С. 3–17.
2. Вакин С.А., Шустов Л.Н. Основы радиопротиводействия и радиотехнической разведки. М.: Советское радио, 1968.
3. Гусейнов А.Б., Низов Д.Е. Анализ способов снижения заметности летательных аппаратов в радиолокационном диапазоне длин волн // Электронный журнал «Труды МАИ». Серия Радиотехника. Электроника. Телекоммуникационные системы. 2014. Вып. 78.
4. Гусейнов А.Б. Эффективность крылатых ракет. М.: МАИ, 2003. 96 с.
5. Гусейнов А.Б., Перков И.Е. Показатели заметности ЛА и способы их снижения. М.: Изд-во МАИ, 2005. 96 с.
6. Калугин В.Г. Основы внешнего проектирования авиационных комплексов М.: Тра-виант, 2011. 264 с.
7. Куприянов А.И. Радиоэлектронная борьба. М.: Вузовская книга, 2014. 360 с.
8. Лагарьков А.Н., Погосян М.А. Фундаментальные и прикладные проблемы Стелс-технологий // Вестник РАН. 2003. Т. 73, № 9. С. 779–787.
9. Палий А.И. Радиоэлектронная борьба. Средства и способы подавления и защиты радиоэлектронных систем. М.: Воениздат, 1989. 350 с.
10. Перунов Ю.М., Фомичев К.И., Юдин Л.М. Радиоэлектронное подавление каналов системы управления оружием / под ред. Ю.М. Перунова. М.: Радиотехника, 2003.
11. Справочник офицера ПВО / под ред. Г.В. Зимины и С.К. Бурмистрова. М.: Воениздат, 1987. 432 с.
12. Справочник по радиолокационным системам / под ред. Б.Х. Кривицкого Т. 2. М.: Энергия, 1979.
13. Хельберт К.У. Тенденции развития средств радиоэлектронной борьбы // The journal of electronic defense.

14. Чернобровкин Л.С. Общее проектирование УРС. М.: МАИ, 1978. 513 с.

15. Ярлыков М.С. Очередной этап в развитии бортовых радиоэлектронных комплексов интегрального типа для военных самолетов: научный методический материал. Выпуск 6. М.: ВВИА им. Жуковского, 1994.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Гусейнов Арсен Буйдалаевич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры 602 «авиационно-ракетные системы» МАИ, a.b.guseynov@mail.ru.

Маховых Анна Владимировна, аспирант кафедры 602 «авиационно-ракетные системы» МАИ, anyuta_mahovyh@mail.ru.

THE METHOD OF FORMING A RATIONAL ASPECT OF THE ONBOARD COMPLEX OF RADAR DEFENSE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Arsen B. Guseynov¹, Anna V. Makhovykh¹

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

ABSTRACT

The urgency of the problem of increasing the efficiency by reducing the visibility of aircraft and installing radio interference on the radio-electronic systems of the air defense complex is substantiated. The main characteristics of the on-board electronic radio protection system of an unmanned aerial vehicle are determined. When designing a low-visibility aircraft, it is advisable to simultaneously solve three-level tasks – the formation of a technical task for the design of aircraft, technical proposals and design sketches. In solving the problems of the first level, operational-tactical, flight-technical characteristics of the aircraft are analyzed and requirements for indicators of visibility are justified, the second one – a matrix of alternative design solutions is formed and rational structural solutions for the airborne complex and aircraft appearance as a whole are determined, the third one determines optimal design -Ballistic, geometric design parameters of technical solutions and aircraft in general. The statement of the problem is formulated in the article. A block diagram of the analysis of design solutions for the placement of an active noise station on board an unmanned aerial vehicle and optimization of their parameters based on a complex "cost-effectiveness" criterion is given. At the same time, it is necessary to take into account the influence of alternative technical solutions on low visibility and their design parameters on geometric, aerodynamic, energy, ballistic, thermal characteristics, mass, cost, indicators of visibility and combat effectiveness. The structural and logical scheme for solving the problem for a given technical assignment for the design of an unmanned aerial vehicle includes the following steps: the formation of the initial information and the development of a "support" version of the aircraft structure; formation of a morphological matrix of design decisions on aircraft; compatibility assessment, constraint systems and identification of feasible solutions; generation of permissible variants of appearance; preliminary analysis of the permissible variants of the appearance and selection of the preferred ones; quantitative structural-parametric synthesis of the visually perceptible unmanned aircraft.

Key words: unmanned aerial vehicle, radio visibility, station of active interference.

REFERENCES

1. Bochkarev A.M., Dolgov M.N. *Radiolokatsionnaya zametnost' LA* [The radar visibility of the aircraft]. *Zarubezhnaya radioelektronika*, 1989, № 2, pp. 3–17. (in Russian)
2. Vakin S.A., Shustov L.N. *Osnovy radioprotivodeistviya i radiotekhnicheskoi razvedki* [Fundamentals of radio interference and radio technical intelligence]. M., Sovetskoe radio, 1968.
3. Guseinov A.B., Nizov D.E. *Analiz sposobov snizheniya zametnosti letatel'nykh apparatov v radiolokatsionnom diapazone dlin voln* [Analysis of methods for reducing the visibility of aircraft in the radar range of wavelengths]. *Elektronnyi zhurnal «Trudy MAI», seriya radioelektrika. Elektronika. Telekommunikatsionnye sistemy*, 2014, Issue 78. (in Russian)
4. Guseinov A.B. *Effektivnost' krylatykh raket* [The effective of cruise missiles]. M., MAI, 2003, 96 p. (in Russian)

5. **Guseinov A.B., Perkov I.E.** *Pokazateli zametnosti LA i sposoby ikh snizheniya* [Indicators of the visibility of aircraft and ways to reduce them]. M., Izd-vo MAI, 2005, 96 p. (in Russian)
6. **Kalugin V.G.** *Osnovy vneshnego proektirovaniya aviatsionnykh kompleksov* [Fundamentals of external design of aviation complexes]. M., Triviant, 2011, 264 p. (in Russian)
7. **Kupriyanov A.I.** *Radioelektronnaya bor'ba* [Electronic warfare]. M., Vuzovskaya kniga, 2014, 360 p. (in Russian)
8. **Lagar'kov A.N., Pogosyan M.A.** *Fundamental'nye i prikladnye problemy Stels-tekhnologii* [Fundamental and Applied Problems of Stealth Technologies] // Vestnik RAN, № 9, 2003, Vol.73, pp. 779–787. (in Russian)
9. **Palii A.I.** *Radioelektronnaya bor'ba: (Sredstva i sposoby podavleniya i zashchity radioelektronnykh sistem)* [Electronic warfare: (Means and methods of suppression and protection of radio electronic systems)]. M.: Voenizdat, 1989, 350 p. (in Russian)
10. **Perunov Yu.M., Fomichev K.I., Yudin L.M.** *Radioelektronnnoe podavlenie kanalov sistemy upravleniya oruzhiem* [Radio-electronic suppression of the channels of the weapons control system]. M., 2003. (in Russian)
11. *Spravochnik ofitsera PVO* [Manual of the officer of antiaircraft defense]. M., Voenizdat, 1987, 432 p. (in Russian)
12. *Spravochnik po radiolokatsionnym sistemam* [Manual on radar systems]. Vol. 2. M., Energiya, 1979. (in Russian)
13. **Khel'bert K.U.** Trends in the development of electronic warfare means. The journal of electronic defense.
14. **Chernobrovkin L.S.** *Obshchee proektirovanie URS* [General design of guided missiles]. M., MAI, 1978, 513 p. (in Russian)
15. **Yarlykov M.S.** *Ocherednoi etap v razvitii bortovykh radioelektronnykh kompleksov integral'nogo tipa dlya voennykh samoletov* [The next stage in the development of integrated radio-electronic complexes for military aircraft]. Nauchnyi metodicheskii material. Issue 6. M., VVIA im. Zhukovskogo, 1994. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Guseynov Arsen Buidalaevich, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Department 602 "Aviation-Missile Systems" MAI, a.b.guseynov@mail.ru.

Makhovykh Anna Vladimirovna, post-graduate student of the Department 602 "Aviation-Missile Systems" MAI, anyuta_mahovykh@mail.ru.

Поступила в редакцию 10.09.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 10.09.2017
Accepted for publication 20.09.2017

К ПРОБЛЕМЕ ПОВЫШЕНИЯ ВИБРОУСТОЙЧИВОСТИ БОРТОВОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ АППАРАТУРЫ

Е.А. ДАНИЛОВА¹, Е.А. КУЗИНА², А.В. ЛЫСЕНКО¹, В.А. ТРУСОВ¹, Н.К. ЮРКОВ¹

¹Пензенский государственный университет, г. Пенза, Россия

²Московский технологический университет, г. Москва, Россия

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, соглашение № 17-79-10281

Дается подход к решению проблемы повышения виброустойчивости бортовой радиоэлектронной аппаратуры. Показано, что использование испытаний, предусмотренных государственными стандартами, не обеспечивает требуемого уровня отказов, вызванных механическими повреждениями, т. к. испытания проводятся ограниченно, не полностью выявляя основные резонансные явления, определяющие вибропрочность конструкции. Показано, что основными проблемами совершенствования являются повышение адекватности испытательных и реальных режимов вибрации, повышение точности воспроизведения испытательных режимов на вибрационных стендах, а также увеличение достоверности измерительной информации о режимах вибрации и динамических реакциях объекта исследований и увеличение информативности вибрационных испытаний. Для обеспечения эквивалентности испытательных режимов, режимам эксплуатации обеспечиваются режимы испытаний, формируемые несинфазной подачей испытательного сигнала в точки закрепления печатных плат. Показано, что с помощью управления амплитудами и фазами воздействующих сигналов на резонансных частотах возможно перемещение максимумов прогиба по площади печатной платы и тем самым повышение надежности. Полученные результаты математического моделирования и соотнесение их с результатами натурных испытаний указали на ограниченность виброиспытаний по стандартным методикам. Делается вывод о необходимости модификации натурных испытаний.

Ключевые слова: бортовая электронная аппаратура, печатная плата, надежность, виброустойчивость, вибропрочность, моделирование, динамическая характеристика, стендовые и натурные испытания.

ВВЕДЕНИЕ

Актуальной является проблема повышения виброустойчивости бортовой электронной аппаратуры за счет обеспечения высокой эффективности комплексных стендовых испытаний конструкции на рабочих частотах.

Наиболее уязвимым с точки зрения виброустойчивости конструктивным элементом любого современного электронного средства (ЭС) является печатный узел. Для проверки устойчивости и надежности радиоэлектронных модулей и блоков при механических воздействиях используют испытания на вибростендах. При этом используются стандартные стенды и методики испытаний, предусмотренных государственными стандартами. Однако процент отказов, вызванных механическими повреждениями, остается значительным.

Целью работы является повышение эффективности комплексных испытаний для определения динамических характеристик конструктивных элементов ЭС за счет совершенствования существующих методов и средств лабораторно-стендовых испытаний.

Зачастую ошибочное определение динамических характеристик конструкции приводит к неправильному выбору методов и режимов дальнейших испытаний на вибропрочность, виброустойчивость и воздействие ударов, что приводит к необходимости повторных испытаний. В настоящее время проблема комплексного подхода к испытаниям бортовой электронной аппаратуры происходит в направлении увеличения стендовых и, соответственно, сокращения натурных испытаний [1, 2]. При этом стремятся получить полную картину распределения тензорного поля, его искажения за счет несоответствия режимов эксплуатации объекта испытаний (ОИ) и испытательных режимов при проведении стендовых испытаний.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

Анализ опубликованных результатов исследований показывает, что проблема технической эффективности виброиспытаний ЭС является комплексной и связана с решением четырех взаимосвязанных проблем:

- повышения адекватности испытательных и реальных режимов вибрации [3, 4];
- повышения точности воспроизведения испытательных режимов на стендах;
- увеличения достоверности измерительной информации о режимах вибрации и динамических реакциях ОИ [5];
- увеличения информативности вибрационных испытаний (ВИ).

Заметим, что основополагающим принципом проводимых испытаний является принцип эквивалентности испытательных режимов режимам эксплуатации. В связи с этим для получения информации о воздействии вибрации в процессе испытаний используют виброизмерительные преобразователи (ВИП), размещаемые в контрольных точках (КТ). Сигнал с ВИП в КТ используется в системе управления, обеспечивающей стабилизацию передаточной функции вибратора. Контрольные точки располагаются на поверхности объекта испытания. Необходимо задать ускорение движения для КТ, при этом в случае прямолинейной траектории движения контура крепления объекта исследования (ОИ) как абсолютно твердого тела достаточно задать ускорение в одной КТ. Однако в большинстве случаев движение не является прямолинейным. Поэтому вибрационные воздействия, передаваемые в ЭС от контура крепления ИИ, необходимо делить на две составляющие: инерционное воздействие, характеризующее движение контура с ЭС как целого (абсолютно твердого тела), и деформационное воздействие, возникающее вследствие упругих деформаций контура.

Основным недостатком всех типов вибраторов является зависимость их передаточной функции от частоты и нагрузки, что существенно усложняет задачу воспроизведения заданных параметров вибрации при испытаниях в широком диапазоне частот. Поэтому используются специальные способы компенсации изменений передаточной функции при изменении частоты и нагрузок.

Главные проблемы, которые нужно решить в области натурного эксперимента и физического моделирования колебательных процессов конструктивных элементов ЭС, – это учет деформационной составляющей вибрационного воздействия, исключение влияния датчиков на исследуемый объект и устранение зависимости погрешности измерения от частоты.

Математическое моделирование показало, что при виброиспытаниях по стандартным методикам невозможно возбудить колебания печатного узла ЭС на всех его собственных частотах, так как механические воздействия от стандартного вибростенда подаются в одной фазе во все точки крепления печатного узла [7]. Для возбуждения колебаний на всех собственных частотах необходимо создать условия, приближенные к реальным условиям эксплуатации, а именно, необходимо подавать в точки крепления вибрационные воздействия, отличающиеся между собой своей фазой.

Математический анализ динамических характеристик плат выполнен с использованием программного комплекса ANSYS, основанного на методе конечных элементов. Проведенный в ANSYS анализ позволил определить собственные частоты конструкции при задании как синфазного, так и разно-фазного режимов (когда в точки крепления печатной платы подавались сигналы со сдвигом фаз [8]).

На рис. 1–5 представлены результаты математического моделирования в ANSYS вибрационных процессов в печатном узле. Моделирование показало, что при стандартном способе возбуждения колебаний (при котором использовался стандартный вибростенд) достигнут резонанс исследуемой платы на первой резонансной частоте с амплитудой 30,12 ед. с максимумом деформации в центре платы (рис. 1). При этом не удастся вызвать резонансные колебания на второй и третьей собственных частотах (рис. 2, 4).

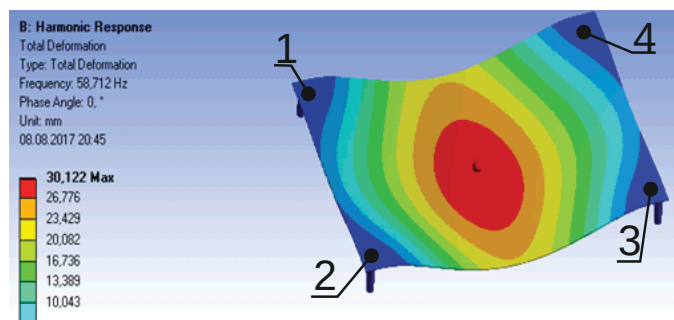


Рис. 1. Первая резонансная частота 58,712 Гц (стандартный способ)
Fig. 1. First resonance frequency of 58.712 Hz (standard method)

На рис. 1 приведен профиль максимальной деформации печатной платы размером 200 x 150 мм, плотность материала платы: 1790 кг/м³; модуль Юнга: $2,1 \cdot 10^{10}$ Па; коэффициент Пуассона: 0,15. Цифрами обозначены номера точек крепления платы. Вибрация подается на плату через точки крепления синфазными сигналами одинаковой амплитуды. Максимальная деформация расположена в центре платы и имеет амплитуду 30,12 ед. Этот результат полностью соответствует классической теории виброметрии [5, 6], согласно которой самое опасное место на плате для размещенных элементов – в центре платы при резонансе на первой резонансной частоте, а размещение ответственных элементов и разъемов рекомендуется проводить на краях платы.

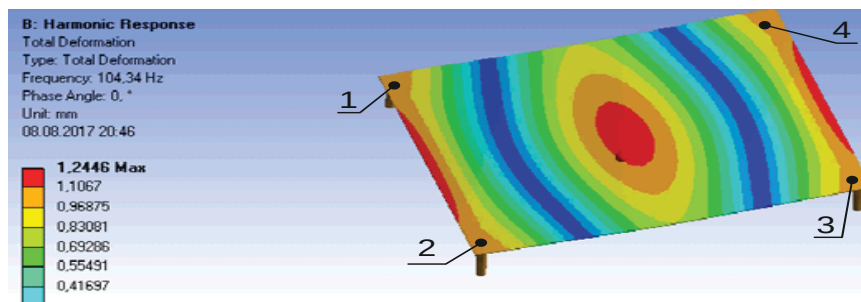


Рис. 2. Вторая резонансная частота 104,34 Гц (стандартный способ)
Fig. 2. Second resonance frequency of 104.34 Hz (standard method)

На рис. 2 приведен профиль максимальной деформации печатной платы размером 200 x 150 мм, плотность материала платы: 1790 кг/м³; модуль Юнга: $2,1 \cdot 10^{10}$ Па; коэффициент Пуассона: 0,15. Цифрами обозначены номера точек крепления платы. Вибрация подается на плату через точки крепления синфазными сигналами одинаковой амплитуды. Деформация платы незначительная, максимальное значение в центре платы, амплитуда 1,2446 ед. Этот результат также полностью соответствует классической теории виброметрии [5, 6], согласно которой вторая резонансная частота имеет гораздо меньшую амплитуду колебаний, и иногда даже виброиспытания на ней не рекомендуется проводить.

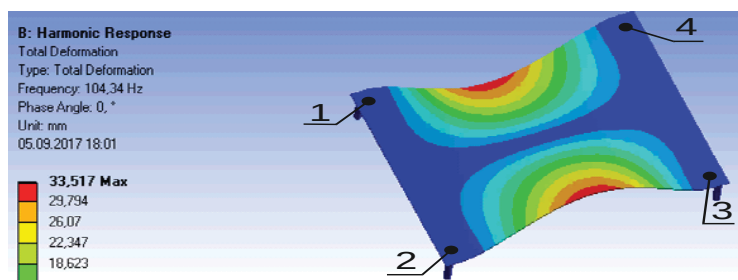


Рис. 3. Вторая резонансная частота 104,34 Гц (нестандартный способ)
Fig. 3. Second resonance frequency of 104.34 Hz (non-standard method)

На рис. 3 приведен профиль максимальной деформации печатной платы размером 200 x 150 мм, плотность материала платы: 1790 кг/м³; модуль Юнга: $2,1 \cdot 10^{10}$ Па; коэффициент Пуассона: 0,15. Цифрами обозначены номера точек крепления платы. Вибрация подается на плату через точки крепления сигналами одинаковой амплитуды, точки 1 и 2, 3 и 4 в противофазе, а 1 и 4, 2 и 3 синфазны, соответственно. Максимальная деформация в центре длинных сторон платы, амплитуда 33,517 ед., причем так как на противоположных сторонах экстремумы имеют разный знак, то результирующая кривизна возрастает, а суммарная величина изгиба удваивается (67,34 ед.). Как видно, при нестандартном способе возбуждения колебаний на второй собственной частоте платы амплитуда резонансных колебаний больше, чем при испытаниях на стандартном вибростенде не только на второй, но даже на первой, как считается, самой опасной частоте [3, 4, 6, 7].

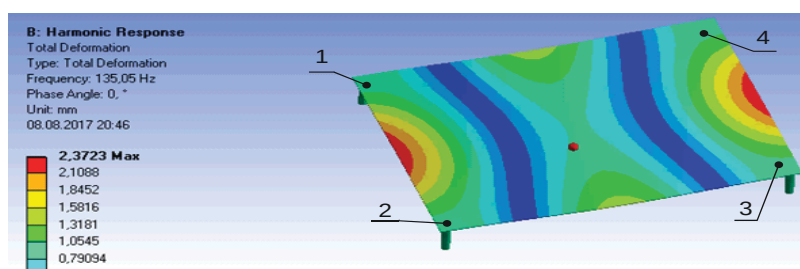


Рис. 4. Третья резонансная частота 135,05 Гц (стандартный способ)
Fig. 4. Third resonance frequency of 135.05 Hz (standard method)

На рис. 4 приведен профиль максимальной деформации печатной платы размером 200 x 150 мм, плотность материала платы: 1790 кг/м³; модуль Юнга: $2,1 \cdot 10^{10}$ Па; коэффициент Пуассона: 0,15. Цифрами обозначены номера точек крепления платы. Вибрация подается на плату через точки крепления синфазными сигналами одинаковой амплитуды. Деформация платы незначительная, максимальное значение в центре коротких сторон платы, амплитуда 2,37 ед. Как видно, при нестандартном способе возбуждения колебаний на третьей собственной частоте платы амплитуда резонансных колебаний больше, чем при испытаниях на стандартном вибростенде не только на третьей, второй, но даже на первой, как считается, самой опасной частоте.

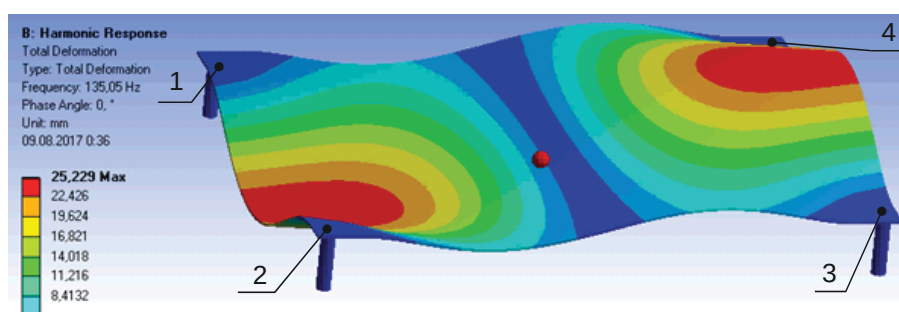


Рис. 5. Третья резонансная частота 135,05 Гц (нестандартный способ)
Fig. 5. Third resonance frequency of 135.05 Hz (non-standard method)

На рис. 5 приведен профиль максимальной деформации печатной платы размером 200 x 150 мм, плотность материала платы: 1790 кг/м³; модуль Юнга: $2,1 \cdot 10^{10}$ Па; коэффициент Пуассона: 0,15. Цифрами обозначены номера точек крепления платы. Вибрация подается на плату через точки крепления сигналами одинаковой амплитуды, точки 1 и 4, 2 и 3 в противофазе, а 1 и 2, 3 и 4 синфазны соответственно. Максимальная деформация расположена в центре коротких сторон платы и имеет амплитуду 25,229 ед., причем так как на противоположных сторонах экстремумы имеют разный знак, то результирующая кривизна возрастает, а суммарная

величина изгиба удваивается (50,458 ед.). Как видно, при нестандартном способе возбуждения колебаний на третьей собственной частоте платы амплитуда резонансных колебаний больше, чем при испытаниях на стандартном вибростенде не только на третьей, второй, но даже на первой, как считается, самой опасной частоте. Кроме того, рекомендации классической теории виброметрии [3, 4, 6, 7] размещать ответственные элементы и разъемы на коротких краях платы при таком резонансе даже крайне опасны.

Таким образом, показано, что резонансы в плате зависят от условий возбуждения колебаний, в том числе от фазы колебаний точек закрепления конструкции.

Применение стандартной методики вибрационных испытаний показывает, что самое вибрационно напряженное место на плате расположено в ее центре [8].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Юрков Н.К., Жаднов В.В.** Особенности конструирования бортовой космической аппаратуры: учебное пособие. Пенза: ПГУ, 2012. 112 с.
2. **Голушко Д.А., Долотин А.И., Юрков Н.К.** Моделирование влияния внешних механических воздействий на АЧХ бортовых РЭС // Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий: материалы X международной научно-практической конференции. М.: МИЭМ НИУ ВШЭ, 2013. С. 392–394.
3. Испытания радиоэлектронной, электронно-вычислительной аппаратуры и испытательное оборудование / под ред. А.И. Коробова. М.: Радио и связь, 2002. 272 с.
4. **Глудкин О.П.** Методы и устройства испытания РЭС и ЭВС. М.: Высш. школа. 2001. 335 с.
5. **Иориш Ю.И.** Виброметрия. Измерение вибрации и ударов. Общая теория, методы и приборы. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1972. 772 с.
6. **Талицкий Е.Н.** Защита электронных средств от механических воздействий. Теоретические основы: учебное пособие. Владимир: Владим. гос. ун-т., 2001. 256 с.
7. Математическое моделирование радиоэлектронных средств при механических воздействиях. Кофанов Ю.Н., Шалумов А.С., Гольдин В.В., Журавский В.Г. М.: Радио и связь, 2000. 226 с.
8. Исследование динамики печатных плат радиоэлектронных средств: монография. Н.К. Юрков, Г.В. Таньков, В.А. Трусов, А.В. Григорьев, Е.А. Данилова. Пенза: Изд-во ПГУ. 2016. 118 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Данилова Евгения Анатольевна, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры конструирования и проектирования радиоэлектронной аппаратуры Пензенского государственного университета, siori@list.ru.

Кузина Екатерина Андреевна, студентка кафедры конструирования и производства радиоэлектронных средств Московского технологического университета, ketrinkuz97@mail.ru.

Лысенко Алексей Владимирович, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры конструирования и проектирования радиоэлектронной аппаратуры Пензенского государственного университета, lysrenko7891@rambler.ru.

Трусов Василий Анатольевич, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры конструирования и проектирования радиоэлектронной аппаратуры Пензенского государственного университета, trusov_v@mail.ru.

Юрков Николай Кондратьевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой конструирования и проектирования радиоэлектронной аппаратуры Пензенского государственного университета, yurkov_nk@mail.ru.

THE PROBLEM OF IMPROVEMENT OF THE AVIONIC EQUIPMENT VIBRATION RESISTANCE

Eugenia A. Danilova¹, Catherine A. Kuzina²,
Aleksej V. Lysenko¹, Vasiliy A. Trusov¹, Nikolai K. Yurkov¹

¹Penza State University, Penza, Russia

²Moscow Technological University, Moscow, Russia

ABSTRACT

The article gives an approach to a solution of the problem of improvement the avionic equipment vibration resistance. It is shown that the use of the tests, which are provided by the state standards do not insure the required level of the failures caused by mechanical damages. Due to the fact that the tests are carried out restrictedly they do not completely reveal the main resonant phenomena, which define the structure vibrational strength. It is shown that the main challenges of the improvement are to increase the adequacy of test and real modes of vibration, to increase the accuracy of reproduction of the test modes on shake tables and also to increase the reliability of measuring information about the modes of vibration and dynamic responses of an object of researches and to increase the information capacity of the vibrational tests. To ensure the equivalence of the test modes to the modes of maintenance the modes of tests are provided, they are not created by in-phase submission of a test signal in points of fixing the printed circuit boards. It is shown that with the help of control over the amplitudes and phases of affecting signals on resonance frequencies the displacement of maxima deflection in the area of the printed circuit board is possible and, thereby, it is enable to increase the reliability. The received results of mathematical simulation and their correlation with the results of full-scale tests specified on the limitation of vibration tests by means of standard techniques. The conclusion about the necessity of full-scale tests modifications is drawn.

Key words: avionic equipment, printed circuit board, reliability, vibration resistance, modeling, dynamic characteristics, bench and full-scale tests.

REFERENCES

1. Yurkov N.K., Zhadnov V.V. *Osobennosti konstruirovaniya bortovoy kosmicheskoy apparatury* [Features of designing of the onboard space equipment]. Manual. Penza, CCGT, 2012, 112 p. (in Russian)
2. Golushko D.A., Dolotin A.I., Yurkov N.K. *Modelirovanie vliyaniya vneshnih mekhanicheskikh vozdeystviy na AChH bortovykh RES. Innovatsii na osnove informacionnykh i kommunikativnykh tekhnologiy* [Modeling of the influence from external mechanical impacts on AChH of onboard RES]. Innovations on the basis of information and communication technologies: Materials of the 10th international scientific and practical conference. M., National Research University Higher School of Economics, 2013, pp. 392–394. (in Russian)
3. *Ispytaniya radioelektronnoy, elektronno-vychislitel'noy apparatury i ispytatel'noe oborudovanie* [Tests of the radio-electronic, electronic and computing equipment and the test equipment]. Ed. by A.I. Korobov. M., Radio and communication, 2002, 272 p. (in Russian)
4. Gludkin O.P. *Metody i ustroystva ispytaniya RES i EVS* [Methods and devices of RES and EVS test]. M., Higher school, 2001, 335 p. (in Russian)
5. Iorish Yu.I. *Izmerenie vibratsii i udarov. Obshchaya teoriya, metody i pribory* [Vibrometriya. Measurement of vibration and blows. General theory, methods and devices]. Revised edition 2nd. M., Mechanical engineering, 1972, 772 p/ (in Russian)
6. Talitsky E.N. *Zashchita elektronnykh sredstv ot mekhanicheskikh vozdeystviy. Teoreticheskie osnovy* [Protection of electronic means from mechanical effect. Theoretical basics]. Manual. Vladimir, Vladimir State Univirsity, 2001, 256 p. (in Russian)
7. Kofanov Yu.N., Shalumov A.S., Goldin V.V., Zhuravsky V.G. *Matematicheskoe modelirovanie radioelektronnykh sredstv pri mekhanicheskikh vozdeystviyakh* [Mathematical modeling of radio-electronic means at mechanical effect]. M., Radio and communication, 2000, 226 p. (in Russian)

8. Yurkov N.K., Tan'kov G.V., Trusov V.A., Grigoriev A.V., Danilova E.A. *Issledovanie dinamiki pechatnykh plat radioelektronnykh sredstv. Monografiya* [Dynamics research of circuit boards for radio-electronic means. Monograph]. Penza, PSU Publishing house, 2016, 118 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Eugenia A. Danilova, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Constructing and Planning of Radio Electronic Apparatus Chair of the Penza State University, siori@list.ru.

Catherine A. Kuzina, the student of Constructing and Production of Radio Electronic Facilities Chair, Moscow Technological University, ketrinkuz97@mail.ru.

Aleksej V. Lysenko, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Constructing and Planning of Radio Electronic Apparatus Chair of the Penza State University, siori@list.ru., lysrenko7891@rambler.ru.

Vasiliy A. Trusov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Constructing and Planning of Radio Electronic Apparatus Chair of the Penza State University, siori@list.ru., trusov v@mail.ru.

Nikolay K. Yurkov, Honored Worker of Science of the Russian Federation, Doctor of Engineering Sciences, Professor, the Head of Constructing and Planning of Radio Electronic Apparatus Chair of the Penza State University, yurkov_nk@mail.ru.

Поступила в редакцию 08.09.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 08.09.2017
Accepted for publication 20.09.2017

УДК 629.7.067

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-116-130

ЭКСПЕРТНАЯ ОЦЕНКА ОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ГРУППЫ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ ИХ СБЛИЖЕНИИ С ПОМОЩЬЮ ПРОГРАММЫ-ДИСПЕТЧЕРА

Д.А. МИХАЙЛИН¹

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

Работа выполнена при материальной поддержке РФФИ
(гранты № 15-08-00043, № 17-29-03185 и № 16-08-00070)

В работе представлен подход к решению задачи обеспечения безопасности полета воздушного судна при наличии внешних угроз в виде воздушных судов-нарушителей. Приводится алгоритм расчета коэффициентов опасности столкновения с воздушными судами-нарушителями, на базе которых формируется бортовая программа-диспетчер контроля безопасности полета.

Вводится два коэффициента опасности: в горизонтальной и вертикальной плоскостях. На основании различных полетных ситуаций предлагается четыре варианта принятия решения: отсутствие каких-либо действий воздушных судов (ВС), изменение эшелона, уклонение в горизонтальной плоскости и уклонение как в вертикальной, так и в горизонтальной плоскостях. Для каждого случая получены формулы двойной оценки, учитывающие различные параметры взаимного движения воздушных судов. На базе этих оценок можно построить итоговую экспертную оценку для рассмотренных полетных ситуаций, которая реализована в бортовой программе-диспетчере. Приведена структура указанной программы. На выходе программы-диспетчера формируются оценки величины ожидаемого минимизируемого риска и выбранная альтернатива уклонения ВС от точки встречи. В работе представлено подробное описание процедуры тестирования работы алгоритмов программы-диспетчера, приводятся начальные условия для разных полетных ситуаций. Приводятся результаты моделирования работы алгоритма. Проиллюстрировано сравнение результатов вычисления коэффициентов опасности при выполнении маневров по предотвращению опасного сближения и при их отсутствии. Показано, что выполнение рекомендованных алгоритмами программы-диспетчера маневров приводит к уменьшению итогового коэффициента опасности. Особое внимание было уделено процессу посадки воздушного судна, особенно при наличии в районе посадки нескольких конфликтующих воздушных судов.

Ключевые слова: программа-диспетчер, безопасность полета, летательный аппарат.

ВВЕДЕНИЕ

Введение в практику эксплуатации гражданской и военной авиации системы автоматического непрерывного контроля безопасности полета стало насущной необходимостью ввиду значительного и недопустимого числа лётных происшествий, связанных с гибелью пассажиров и экипажа.

Прежде всего необходимо отметить, что пока единой интегральной системы автоматического контроля безопасности полета на борту нет, а имеются лишь отдельные подсистемы контроля для решения частных задач [1, 2].

Существуют подходы для решения задачи предотвращения конфликтных ситуаций в полете с помощью динамического программирования. В частности, в [3] решается задача определения оптимального времени для маневра уклонения.

Известно, что предотвращение столкновения с воздушными судами в полете обеспечивается строгим выдерживанием заданных эшелонов, безопасных продольных и боковых интервалов, а также соблюдением установленных правил полетов [4, 5]. Но на практике возникают ситуации, когда необходимо предпринимать оперативные действия для снижения угрозы столкновения ВС в районе посадки. Например, при обосновании норм эшелонирования установлено допустимое значение риска (target level of safety) равное $2,5 \cdot 10^{-9}$ 1/ч. Под риском здесь понимается среднее количество катастроф из-за столкновений воздушных судов, прихо-

дящееся на один час налета. При заходе на посадку допустимым считается риск, соответствующий в среднем одному столкновению с препятствием на 10 миллионов заходов на посадку [6].

Структурные системообразующие недостатки общего характера при заходе на посадку и самой посадке таковы:

- при одновременном возникновении нескольких угроз отсутствует способность ранжировать опасности разного типа и автоматически выявлять доминирующую угрозу, требующую первоочередного предотвращения;
- неспособность количественно оценивать степень опасности каждой угрозы и ранжировать их, а значит, альтернативно выбирать для угрозы лучший способ её предотвращения;
- несоблюдение во всех случаях прогнозирующих свойств контроля безопасности, причем в двух вариантах – «пессимистическом» и «оптимистическом» прогнозе с учетом разной степени опасности сигналов предупредительной и аварийной тревоги.

Считая, что в техническом отношении борт оснащен достаточным количеством датчиков, содержащих прямую измерительную и косвенную информацию [7], можно сформулировать следующие требования к программному обеспечению системы (ПО).

Программа-диспетчер должна выполнять следующие четыре основных действия:

- 1) анализировать коэффициенты опасности различных одновременно возникающих угроз;
- 2) выбирать доминирующую угрозу и определять степень ее опасности;
- 3) выбирать необходимую меру предотвращения угрозы;
- 4) определять коэффициент уверенности альтернативного выбора.

Каждый частный алгоритм обнаружения и предотвращения угрозы состоит из двух блоков – предупреждения опасных ситуаций с помощью прогнозируемого контроля и многоальтернативного выбора способа их предотвращения. В свою очередь прогноз должен быть осуществлён одновременно дважды: при оптимальном, экстренном управлении и при обычном штатном малоактивном управлении.

В данной работе предлагается единый подход к прогнозируемой оценке степени опасности различных угроз и их предотвращению.

ПРЕДЛАГАЕМЫЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ ЕДИНОЙ ОЦЕНКИ СТЕПЕНИ ОПАСНОСТИ В ВИДЕ СВЕРТКИ НА ЭТАПЕ ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ УГРОЗ

При анализе безопасности полетных ситуаций необходимо учитывать множество угроз различного типа.

Считая, что степень опасности любой угрозы зависит, по крайней мере, от трех показателей:

- штрафной функции Π_k прогнозируемого риска, соответствующей максимальной стоимости ожидаемого ущерба аварийной ситуации;
 - располагаемого времени Δt_k для предотвращения опасной полетной ситуации;
 - требуемого времени τ_k на исправление опасной ситуации,
- существующее на данный момент представление о коэффициенте опасности расшифровывается следующей формулой:

$$\rho_k = \frac{M_k \Pi_k(x, y, z)}{\left(1 + \frac{\Delta t_k}{\tau_k}\right)} \quad (1)$$

В формуле (1) учтены следующие зависимости:

- чем больше ожидаемая штрафная функция риска Π_k , тем пропорционально больше опасность;

- чем больше относительный запас времени $\frac{\Delta t_k}{\tau_k}$, тем меньше угроза, и, наоборот, при уменьшении располагаемого времени Δt_k (из-за запоздалой реакции экипажа в частности) k -я угроза становится более первоочередной. При этом существует допущение, что применяемые прогнозирующие свойства контроля таковы, что всегда $\frac{\Delta t_k}{\tau_k} \geq 1$;

- число M_k экспертным путем подгоняет масштабы коэффициентов опасности каждой угрозы так, чтобы в ряде конкретных равноценных случаев у разных угроз их значения F_k были равны друг другу;

- размерность коэффициентов опасности p_k для разных угроз одинакова, так как путём нормирования эти коэффициенты становятся безразмерными числами.

В случае опасного сближения двух воздушных судов (ВС) в лётном руководстве и других официальных документах ВС уклонение по высоте считается достаточным, независимо от дистанции в горизонтальной плоскости. В другом упоминаемом случае считается достаточно безопасным расстояние 6000 м между двумя ВС, независимо от их эшелонирования на высоте [8]. Таким образом, можно сделать вывод о том, что суммарный коэффициент опасности P_Σ при сближении двух ВС оценивается по формуле

$$P_\Sigma = \min\{P_\Gamma; P_\text{в}\}, \quad (2)$$

где P_Γ и $P_\text{в}$ – коэффициенты опасности в горизонтальной и вертикальной плоскостях соответственно. В частности, когда $P_\Gamma = 0$ и $P_\text{в} = 0$, общий коэффициент также равен нулю.

Однако это представление явно недостаточное, если значения P_Γ и $P_\text{в}$ отличны от нуля. В данной работе в нужных случаях предлагается его улучшенная модификация, использующая понятие об обратных величинах:

$$\frac{1}{P_\Sigma} = \frac{1}{P_\Gamma} + \frac{1}{P_\text{в}}$$

или

$$P_\Sigma = \frac{1}{\frac{1}{P_\Gamma} + \frac{1}{P_\text{в}}}. \quad (3)$$

Эта формула повторяет ответ: если при $P_\Gamma = 0$ или $P_\text{в} = 0$ величина $P_\Sigma = 0$, то при $P_\Gamma \neq P_\text{в} \neq 0$ она способна различать неодинаковые опасности и тем самым более качественно скомпенсировать действие различных факторов.

Нужно подчеркнуть, что требуемое время τ_k на исправление опасной ситуации зависит от выбранного способа устранения угрозы – при обычном штатном управлении оно значительно, при оптимальном управлении по быстродействию – мало. Поэтому в данной работе предусматривается:

- на выходе алгоритма появляется двойная оценка функции риска в виде двух чисел P_Γ и $P_\text{в}$ – при пессимистическом и оптимистическом прогнозе, что по существу

определяет минимум и максимум ожидаемого риска. Эти числа являются либо безразмерными, либо соотнесенными к максимально ожидаемому ущербу аварийного развития событий. Эти числа у всех алгоритмов имеют одинаковую физическую размерность и сами по себе являются сверткой опасных локальных отклонений от траектории посадки;

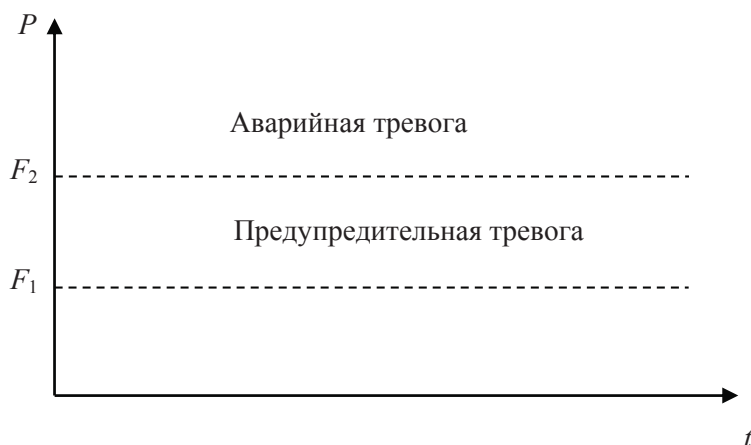


Рис. 1. Границы трехзначной оценки степени опасности частной угрозы
Fig. 1. The boundaries of three-digit hazard assessment of a private threat

— полученный результат вычислений сравнивается с двумя порогами опасности F_1 и F_2 , которые определяют трехзначное понимание опасности, как показано на рис. 1.

При этом совершенно очевидно, что сами оценки F_1 и F_2 характеризуют прогнозируемый риск в предстоящем будущем.

Дальнейшее сравнение этих оценок с назначенными границами позволяет выбрать нужную попытку своевременного вмешательства при уклонении от опасного сближения двух ВС.

При опасном сближении

большого, чем 2-а ВС, нужно иметь в виду, что в этом случае на полет влияет множество факторов, но таких, что если хотя бы один фактор представляет серьезную угрозу (коэффициент ее опасности $P_i = 1$), то и общий коэффициент P_Σ также равен единице. Этой ситуации соответствует формула комплексирования

$$P_0 = 1 - \prod_{i=1}^m [1 - P_\Sigma(i)], \quad (4)$$

где P_0 — общий коэффициент опасности при сближении нескольких ВС.

Таким образом, предложенный единый подход к количественной оценке в свертке коэффициентов опасности как от каждой угрозы, так и при их одновременном появлении учитывает прогноз последствий, а также отношение располагаемого времени к требуемому для предотвращения угроз.

ОПИСАНИЕ ЧАСТНОГО АЛГОРИТМА КОНТРОЛЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ПРИ ВСТРЕЧЕ С ДРУГИМИ ВС, ЛЕТЯЩИМИ НА ПЕРЕСЕКАЮЩИХСЯ КУРСАХ

При сближении основного судна с одним ВС возможны 4 случая принятия решений:

- ситуация сближения в окрестности SPA (по обзорному радиолокатору) не является опасной ни по горизонту, ни по высоте, и в этом случае никаких активных действий не предпринимается;
- опасность ситуации легко ликвидируется, если основному ВС₀ изменить эшелон высоты полета за весьма малое время не более 30 секунд;
- предотвратить опасность за счет эшелонирования нельзя по ряду причин, и поэтому предпринимается боковое уклонение в горизонтальной плоскости;
- для устранения угрозы нужно двойное уклонение как в боковом, так и продольном движении.

Для каждого из перечисленных случаев были получены формулы двойной оценки, а именно:

P_r – коэффициент опасности при отсутствии бокового маневрирования в горизонтальной плоскости;

P_r^* – коэффициент опасности при активном боковом маневрировании для уклонения от точки встречи;

P_b – коэффициент опасности при отсутствии активных действий по высоте полета;

P_b^* – коэффициент опасности при изменении эшелона.

Более конкретно найденные формулы имеют следующий вид.

Случай сближения ВС₀ с другим ВС₁ на одной высоте:

- при отсутствии активных действий:

$$P_r = \frac{\mu_0 R_0^2}{Z_k^2 \left(1 + \frac{r_1}{r} N_1 \right)}, \quad (5)$$

где $\mu_0 = 0,05$; $R_0^2 = 6000$; $N_1 = \sqrt{\frac{\Phi}{2(R_0 - Z_k)}}$, а прогнозируемый промах Z_k в *SPA* равен

$$Z_k = \begin{cases} r_1 \frac{\sin \Phi - \sin(\Phi - \Delta\Psi)}{\cos(360^\circ - \Delta\Psi)}, & \text{при } Z_k < 0; \\ r_1 \frac{\sin(360^\circ - \Phi) - \sin(\Phi + 180^\circ - \Delta\Psi)}{\cos \Delta\Psi}, & \text{при } Z_k \geq 0, \end{cases} \quad (6)$$

где Φ – угол пеленга ВС₁, $\Delta\Psi = \Psi_1 - \Psi_0$ – разность курсов;

- при активных действиях, начиная с текущего момента времени:

$$P_r^* = \frac{\mu_0 R_0^2}{\left(Z_k + \frac{a}{2} \left(\frac{r_1}{r} \right)^2 \right)^2}, \quad (7)$$

где a – максимальное боковое ускорение ВС₀.

Случай сближения ВС₀ с другим ВС₁ при перелете из одного эшелона высоты в другой:

- при отсутствии активных действий:

$$P_b = \frac{\mu_1 \Delta H_0^2}{h_k^2 \left(1 + \frac{r_1}{r} N_2 \right)}, \quad (8)$$

где $\mu_1 = 0,1$; $\Delta H_0 = 300$; $N_2 = \frac{V_b}{\Delta H_1}$; $\Delta H_1 = Y_1 - Y_0$, а прогнозируемый промах h_k по высоте в *SPA* равен

$$h_k = \begin{cases} r_1 \frac{\sin q - \sin(q - \Delta\theta)}{\cos(360^\circ - \Delta\theta)}, & \text{при } (Y_1 - Y_0) > 0; \\ r_1 \frac{\sin(360^\circ - q) - \sin(q + 180^\circ - \Delta\theta)}{\cos \Delta\theta}, & \text{при } (Y_1 - Y_0) \leq 0, \end{cases} \quad (9)$$

где q – угол места ВС₁, $\Delta\theta = \theta_1 - \theta_0$ – разность углов наклона траекторий;

- при активных действиях, начиная с текущего момента времени:

$$P_B^* = \frac{\mu_1 \Delta H_0^2}{\left(h_k + V_{\text{вер}} \left(\frac{r_1}{r} \right) \right)^2}, \quad (10)$$

где $V_{\text{вер}}$ – максимальная вертикальная скорость ВС₀.

Различные случаи уклонения двух ВС от точки встречи оцениваются:

- без активных действий:

$$P_\varepsilon = \frac{2}{\frac{1}{P_B} + \frac{1}{P_\Gamma}}; \quad (11)$$

- при боковом маневре:

$$P_\varepsilon = \frac{2}{\frac{1}{P_B} + \frac{1}{P_\Gamma^*}}; \quad (12)$$

- при эшелонировании по высоте:

$$P_\varepsilon = \frac{2}{\frac{1}{P_B^*} + \frac{1}{P_\Gamma}}; \quad (13)$$

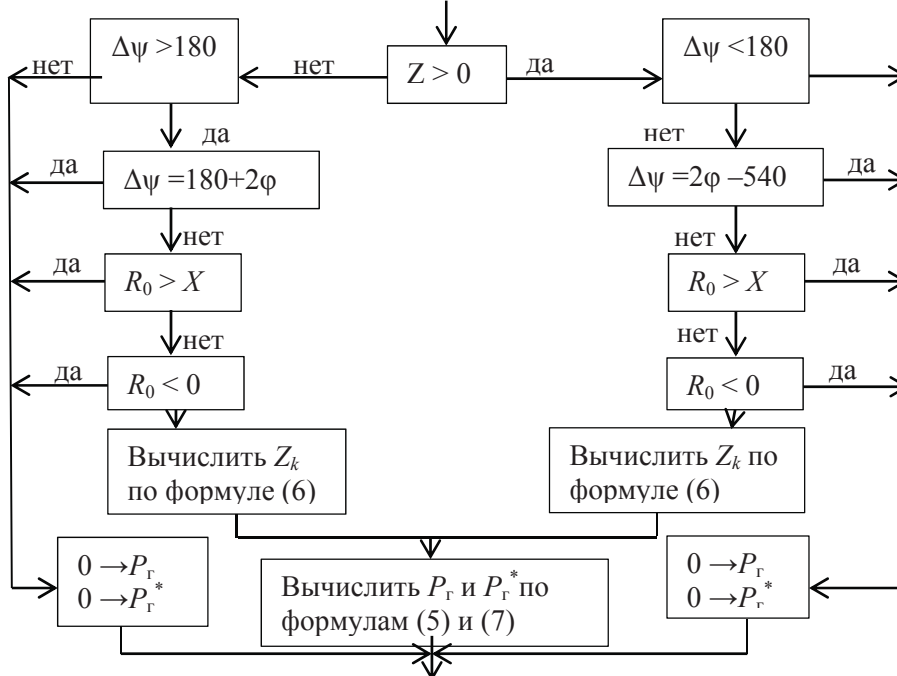
- при боковом и вертикальном маневре:

$$P_\varepsilon = \frac{2}{\frac{1}{P_B^*} + \frac{1}{P_\Gamma^*}}. \quad (14)$$

Полученные формулы экспертной оценки показывают, что по мере приближения коэффициенты опасности увеличиваются, что соответствует возникновению у лётчика ощущения растущей тревоги.

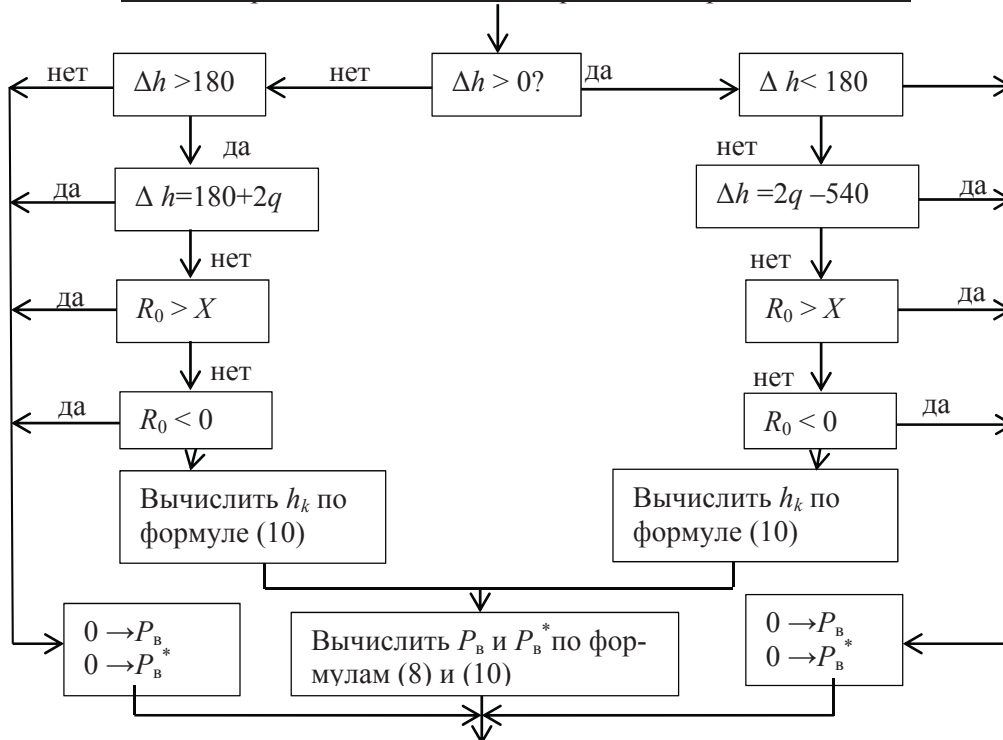
Анализ всех перечисленных случаев позволил сформировать алгоритм предупреждения и предотвращения угрозы столкновения с другим ВС, блок-схемы которого представлены на рис. 2 (а, б, в).

Блок 1 запрета оценки опасности при полете на одной высоте



(а)

Блок 2 запрета оценки опасности при эшелонировании высоты



(б)

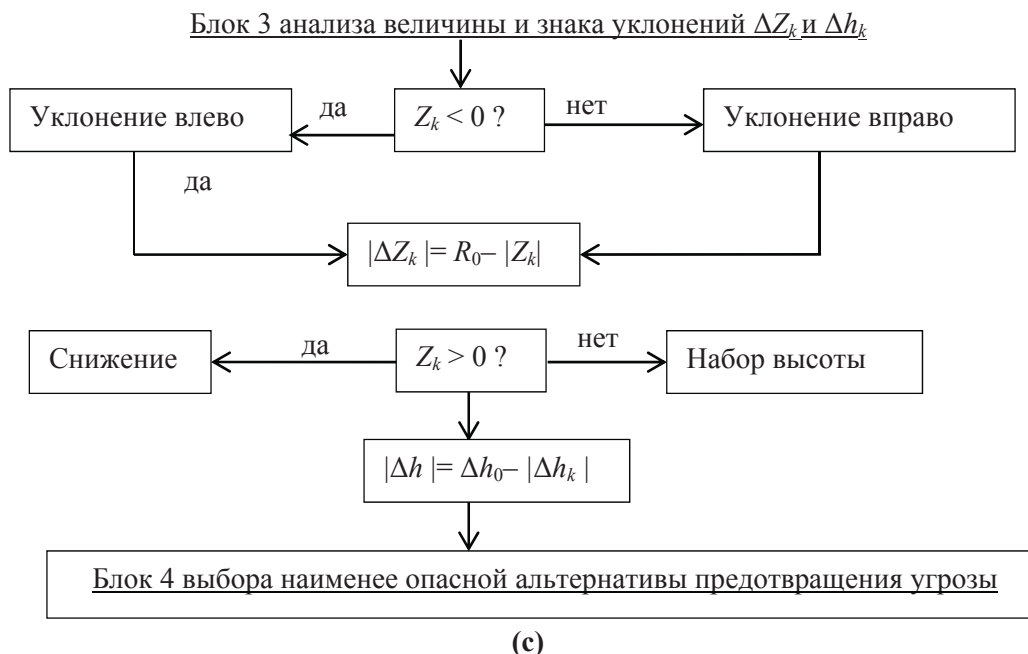


Рис. 2. Блок-схема алгоритма для вычисления коэффициентов опасности сближения с другими ВС при заходе на посадку, на этапе предупреждения и выбора альтернативы уклонения, на этапе предотвращения угрозы

Fig. 2. The flow chart of the algorithm for computing the dangerous coefficients of near miss during landing on the stage of warning and choosing an avoidance alternative on the stage of threat prevention

Согласно этой схеме возможны следующие варианты:

- когда точка опасной встречи вообще отсутствует из-за определенного сочетания курсовых углов;
- когда судно-нарушитель BC_1 находится либо слева, либо выше основного BC_0 ;
- положения BC_1 правее или ниже.

Для каждого из этих вариантов нужно использовать различные формулы расчета коэффициентов опасности P_Γ , P_Γ^* , P_B , P_B^* , описание которых дано выше.

В завершение коэффициент опасности P_Σ вычисляется и запоминается, и если полученный результат превышает нужный порог, то предпринимаются меры по выбору способа уклонения от двух угроз. В качестве примечания нужно указать, что показанным на рис. 2 блокам 1 и 2 «запрета» соответствуют условия, когда маршруты сближающихся судов вообще не пересекаются вплоть до прогнозируемого момента приземления основного BC_0 , и эти условия анализируются.

Также очевидно и то, что среди всех четырех анализируемых ситуаций предотвращения угрозы выбирается та, у которой ожидаемый коэффициент опасности минимален.

ОПИСАНИЕ БОРТОВОЙ ПРОГРАММЫ-ДИСПЕТЧЕРА КОНТРОЛЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА ПРИ ВОЗНИКНОВЕНИИ НЕСКОЛЬКИХ УГРОЗ

Для интегральной оценки опасности возникновения нескольких воздушных угроз в данной работе предложено использовать специальную бортовую программу-диспетчер.

Её общая структура, показанная на рис. 3, содержит совокупность частных алгоритмов предупреждения угроз, имеющих на своем выходе ответы подобного содержания – оценку величины ожидаемого, минимизируемого риска и выбранную альтернативу уклонения от точки встречи. На рис. 3 – i – номер шага по времени, m – номер анализируемой угрозы, j – номер альтернативного способа ее предотвращения.

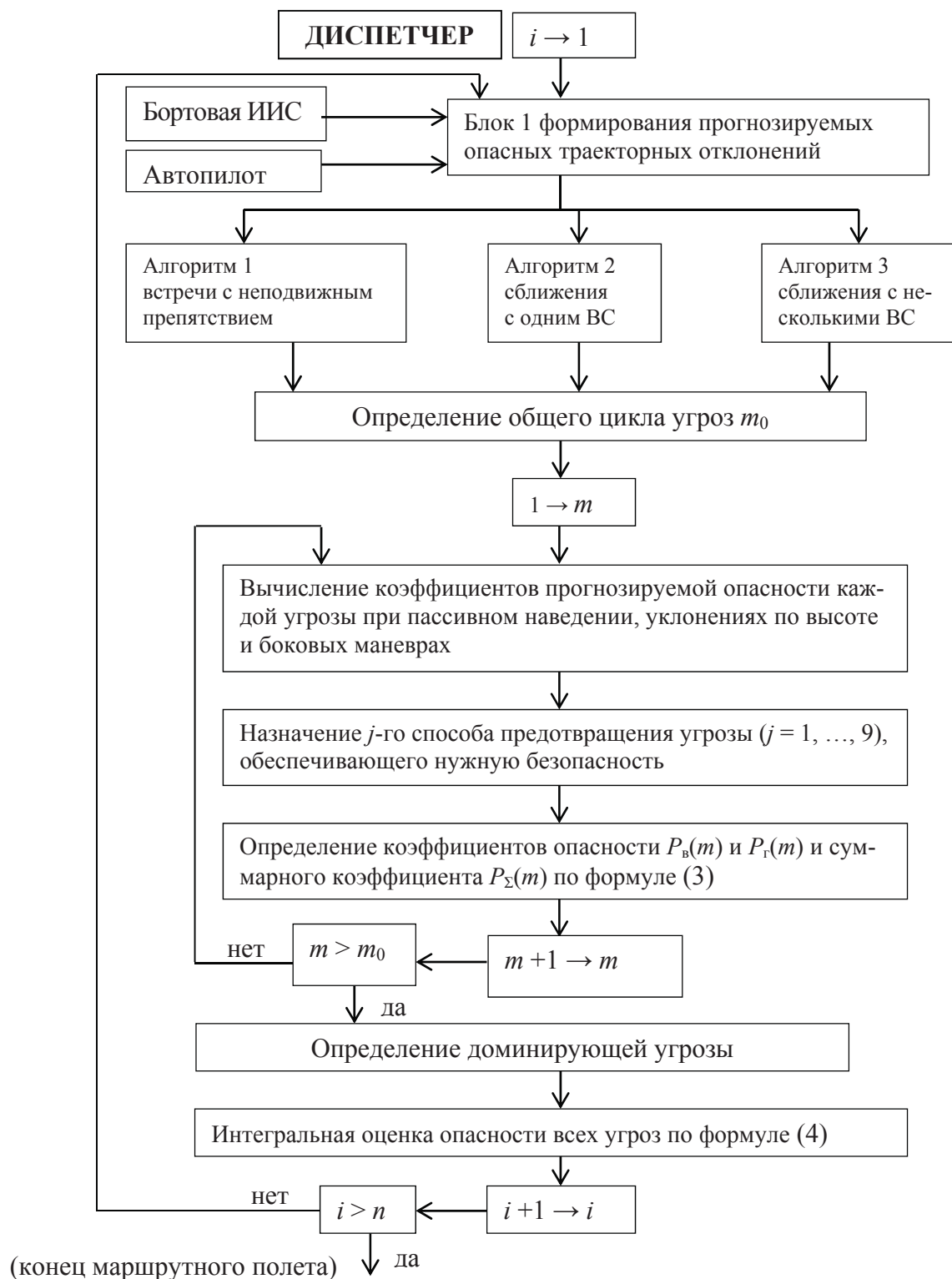


Рис. 3. Блок-схема бортовой программы-диспетчера при автоматическом контроле безопасности полета
Fig. 3. The onboard program-manager flow chart with the automatic flight safety check

Полученные ответы от всех алгоритмов позволяют:

- определить общее число угроз;
- автоматически установить доминирующую угрозу;
- получить интегральную количественную оценку опасности всех угроз и представить экипажу динамику её изменения в виде меняющейся шкалы.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ БЕЗОПАСНОСТИ В СРЕДЕ SIMULINK

При компьютерном моделировании системы [9, 10] рассмотрено два случая сближения основного судна BC_0 с одним и двумя ВС.

В первом случае получены результаты моделирования для случая сближения в горизонтальной плоскости двух судов – основного BC_0 и нарушителя BC_1 .

Рассмотрено три варианта поведения системы на этапе предотвращения угрозы:

- при «пассивном» поведении в отсутствии действий по уклонению от точки встречи;
- при «активном» уклонении, прогнозируемом при допущении, что оно начнётся с текущего момента времени и до конца сближения;
- при «активном» управлении с самого начала обнаружения угрозы до текущего момента и прогнозируемом затем уклонении до конца сближения.

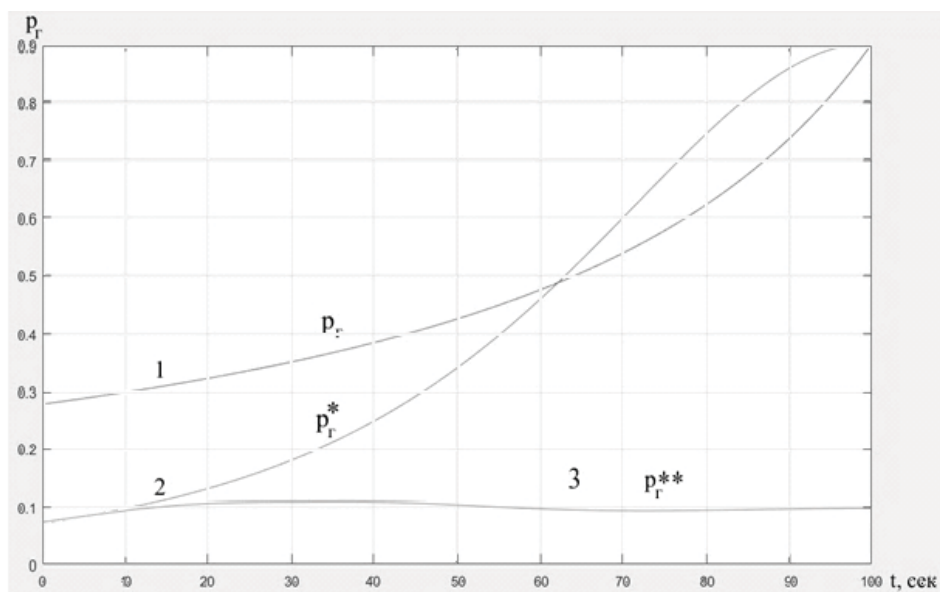


Рис. 4. Поведение коэффициента опасности при сближении с одним нарушителем
Fig. 4. The dangerous hazard coefficient behavior during proximity with one offender

Исходные данные моделирования выглядят упрощенно следующим образом:

- начальная дальность между ВС равна $r_0 = 3000$ м;
- скорость сближения задана постоянной и $\dot{r} = 30$ м/с;
- максимальное боковое ускорение $a = 2$ м/с²;
- допустимая безопасная дистанция между ВС $R_0 = 6000$ м;
- начальный угол пеленга $\varphi_0 = 60^\circ$;
- разность курсов $\Delta\psi = 240^\circ$;
- судно-нарушитель BC_1 сближается слева от основного судна BC_0 .

В результате моделирования были получены графики, представленные на рис. 4. BC_1 при пассивном (1) и активном (2) прогнозируемом поведении основного судна BC_0 , начинающего совершать уклонение от точки встречи в текущий момент времени, а также при активном (3) поведении сразу после обнаружения BC_1

Кривая 1 соответствует случаю «пассивного» поведения. Видно, что коэффициент опасности $P_G \geq 0,3$ весьма велик и постепенно нарастает, т. к. вычисленная на компьютере текущая оценка ожидаемого промаха в SPA опасно мала и равна $Z_k = 2000$ м при гарантированной – $R_0 = 6000$ м.

Кривая 2 для случая прогнозируемого активного уклонения явно ниже кривой 1, однако и она возрастает по мере сокращения располагаемого времени на маневрирование в конце сближения.

График показывает, что коэффициент опасности в целом весьма мал на всём промежутке времени, т. е. уклонение от точки встречи выполнено успешно.

В целом можно сделать вывод, что при своевременном активном управлении можно устранить возникающую угрозу опасного сближения судов.

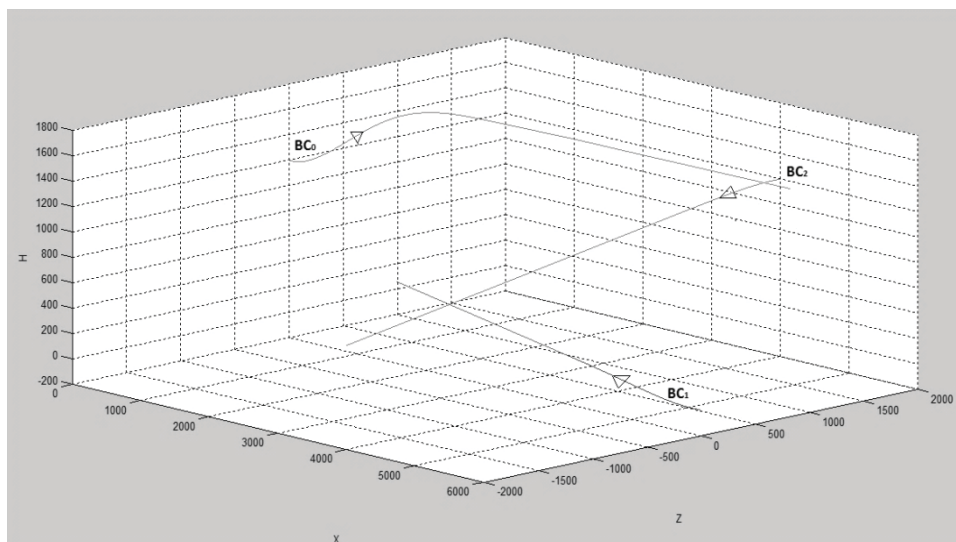


Рис. 5. Картина сближения воздушных судов при их продольном и боковом движении
Fig. 5. The aircraft proximity pattern during their longitudinal and lateral movement

В качестве замечания следует также указать, что для успешного решения задачи уклонения нужно использовать особое правило выбора направления уклонения:

- если судно-нарушитель сближается слева от основного судна BC_0 и «не долетает» до точки встречи, то нужно совершить уклонение вправо, а если оно эту точку встречи «перелетает», то нужно совершить уклонение влево;
- если судно-нарушитель сближается справа от основного судна BC_0 и «не долетает» до точки встречи, то нужно совершить уклонение влево, а если оно эту точку встречи «перелетает», то нужно совершить уклонение вправо.

Во втором случае исследование проводилось при сближении трех судов – основного судна BC_0 , летящего прямолинейно на одной высоте, судна-нарушителя BC_1 , набирающего высоту после взлета, и судна-нарушителя BC_2 , летящего на высоте полета BC_0 на поперечном курсе.

Картина сближения трех судов в этом случае показана на рис. 5, при этом воздушные скорости полета воздушных судов различные.

При сближении с судном BC_1 в продольной плоскости формула вычисления функции риска имеет следующий вид:

$$P_B = \frac{\Delta H_0^2}{\left(1 + \frac{1}{30} \frac{r}{r}\right) (|\Delta H| + 0,1 \Delta X)^2},$$

где ΔH_0 – безопасная высота 300 м, $\Delta X, \Delta H$ – соответственно разность высот и удалений самолета, выполняющего взлет, и самолета-нарушителя.

Для начала рассматривался случай отсутствия маневра в вертикальной плоскости и при его наличии, чему соответствовал график изменения функции опасности, представленный на рис. 6.

Анализ рис. 6 позволяет сделать вывод о том, что маневр в вертикальной плоскости привел к уменьшению опасности сближения судна, штатно выполняющего заход на посадку, и судна-нарушителя. Существующий на рис. 6 всплеск коэффициента опасности при $t = 20$ с, возникает из-за того, что в этот момент дальность между судами равна 2000 м (при безопасной дистанции 6000 м), хотя разность высот равна нулю, поэтому нужно совместно учитывать как высоту, так и попутное расстояние между воздушными судами.

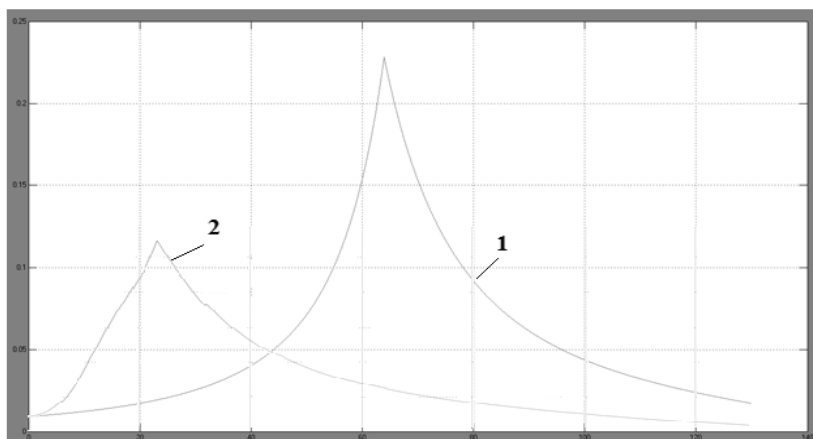


Рис. 6. График функции опасности при пассивном поведении ВС₀ (1) и при выполнении маневра в вертикальной плоскости (2)

Fig. 6. A graph of hazard function alteration during a passive behavior of AV₀ (1) and during a maneuver in the vertical plane (2)

душных судов пересекаются в плане, как показано на рис. 7. Оба воздушных судна движутся с одинаковой путевой скоростью 100 м/с.

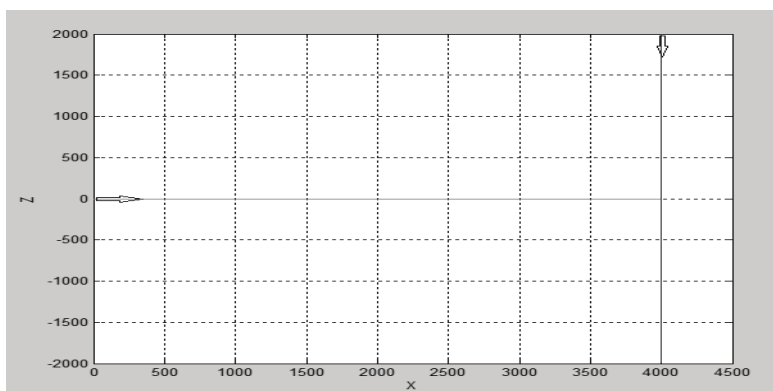


Рис. 7. Схема пересечения траектории воздушного судна ВС₀ и судна-нарушителя ВС₂
Fig. 7. The intersection diagram of aircraft AV₀ trajectory and the aircraft-offender AV₂

При отсутствии боковых маневров судами ВС₀ и ВС₂ функция опасности имеет вид, представленный на рис. 8.

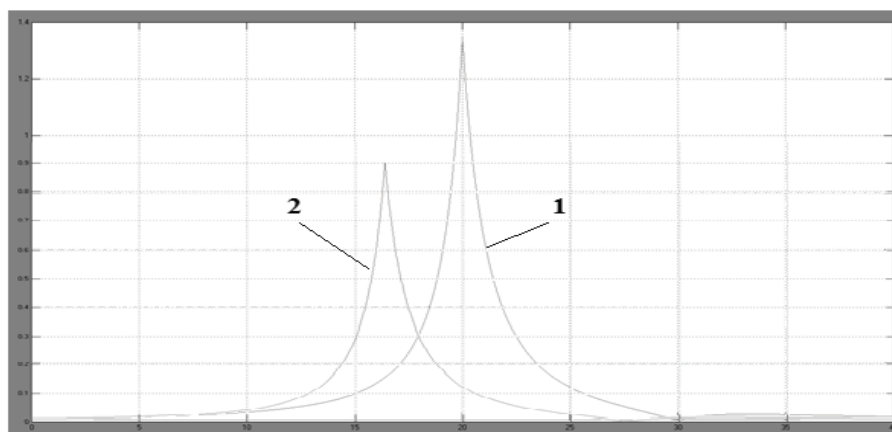


Рис. 8. График функции опасности при пассивном поведении (1) и при активном поведении (2)
Fig. 8. The graph of hazard function alteration with passive behavior (1) and active behavior (2)

Анализ результатов моделирования позволяет сделать важный вывод о том, что заранее выполненный маневр в вертикальной и боковой плоскости штатно выполняющим посадку воздушным судном приводит к уменьшению вероятности опасного сближения с другими судами, и в итоге при активном поведении коэффициент опасности принимает значение 0,9. Таким образом, интегральная оценка коэффициента опасности существенно снижается.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования показано, что предложенный способ оценки полетной ситуации, основанный на вычислении в процессе полета коэффициентов опасности в горизонтальной и вертикальной плоскостях, дает возможность летчику принять оперативные меры в случае появления угроз в режиме захода на посадку. Представлены блок-схемы алгоритмов вычисления коэффициентов опасности в полете и программы-диспетчера при автоматическом контроле безопасности полета.

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы.

1. Предложен единый подход к количественной оценке в свертке степени опасности полета с учетом одновременного возникновения нескольких угроз.
2. Сформирован частный алгоритм определения коэффициентов опасности каждой отдельной воздушной угрозы при пассивном и активном поведении.
3. Создана первая версия функциональной модели системы в среде Simulink и проведено компьютерное моделирование в частных случаях, которое подтвердило её работоспособность.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Лебедев Г.Н., Малыгин В.Б., Нечаев Е.Е. Алгоритм назначения приоритетной очередности случайно расположенным в пространстве воздушным судам для выхода на стандартный маршрут прибытия // Научный Вестник МГТУ ГА. 2013. № 198. С. 31–36.
2. Управление полетом пассажирских самолетов при пересечении их маршрутов во время захода на посадку / Г.Н. Лебедев, П.Ч. Тин, М.Т. Зо, А.В. Медведев // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. № 63.
3. Blin K., Bonnans F., Hoffman E., Zeghal K. Conflict resolution in presence of uncertainty: A case study of decision making with dynamic programming. Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, 2001.
4. Лебедев М.И. Самолетовождение. Часть 1. Ставрополь, 2003.
5. Черный М.А., Кораблин В.И. Самолетовождение. М.: Транспорт, 1973.
6. Сарайский Ю.Н. «Джеппесен»: обеспечение качества аэронавигационной информации // Jeppesen GmbH. Neu-Isenburg. 2003.
7. Алешин Б.С., Афонин А.А., Веремеенко К.К. и др. Ориентация и навигация подвижных объектов: современные информационные технологии / под. ред. Б.С. Алешина, К.К. Веремеенко, А.И. Черноморского. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006.
8. Федеральные авиационные правила «Организация воздушного движения в Российской Федерации». Прибывающие и вылетающие суда, аэродромное диспетчерское обслуживание.
9. Гульятеев А.К. MATLAB 5.2. Имитационное моделирование в среде Windows: практическое пособие. М.: КОРОНА принт, 1999.
10. Дьяконов В., Круглов В. MATLAB. Анализ, идентификация и моделирование систем. Специальный справочник. СПб.: Питер, 2001. 448 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Михайлин Денис Александрович, к.т.н., доцент, доцент Московского авиационного института (НИУ), tau_301@mail.ru.

FLIGHT EXPERT RISK ASSESSMENT OF AIRCRAFT GROUP AT THEIR PROXIMITY USING A PROGRAM-MANAGER

Denis A. Mikhaylin¹

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

ABSTRACT

The paper presents an approach to solving the problem of aircraft flight safety. External threats in the form of aircraft-offenders are considered. The algorithm of collision danger coefficients with aircraft-offenders is presented, on the basis of which the side-program manager of flight safety monitoring is formed.

Two danger coefficients in the horizontal and vertical planes are introduced. Based on various flight situations four possible decisions are offered: absence of any aircraft activity, flight level change, deviation in the horizontal plane and both in vertical and horizontal planes. For each case the formulas of double evaluation are received. They take into account different parameters of aircraft relative motion. Based on these estimates it is possible to build a final expert evaluation for the considered flight situations. It is implemented in the onboard program-manager. The structure of the program is presented. At the program-manager output the expected minimized risk evaluation and the selected alternative of the avoidance of aircraft from the meeting point are formed. The paper presents a detailed description of the procedures to test the performance of the program-manager algorithms. The initial conditions for different flight situations are provided. The simulation results of the algorithm are given. The danger coefficients comparison when performing maneuvers to prevent dangerous approach and in their absence is illustrated. It is shown that the maneuver implementation recommended by program-manager algorithms decreases the resulting danger coefficient. Particular attention was paid to aircraft landing, especially if the landing area had several conflicting aircraft.

Key words: program-manager, flight safety, aircraft.

REFERENCES

1. Lebedev G.N., Malygin V.B., Nechaev E.E. *Algoritm naznacheniya prioritetnoy ocherednosti sluchayno raspolyzhennym v prostranstve vozduzhnyim sudam dlya vyihoda na standartnyiy marshrut pribytiya* [The algorithm used to assign the priority sequence randomly located in space aircraft for exit to the standard arrival route]. The Scientific Bulletin of MSTUCA, 2013, no. 198, pp. 31–36.
2. Lebedev G.N., Tin P.Ch., Zo M.T., Medvedev A.V. *Upravlenie poletom passazhirskih samoletov pri peresechenii ih marshrutov vo vremya zahoda na posadku* [Flight control passenger aircraft crossing their routes during landing]. *Jelektronnyj zhurnal «Trudy MAI»*, 2013, no. 63.
3. Blin K., Bonnans F., Hoffman E., Zeghal K. Conflict resolution in presence of uncertainty: A case study of decision making with dynamic programming. Proc. AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, Montreal, 2001.
4. Lebedev M.I. *Samoletovozhdenie. Chast' 1* [Flying. Part 1]. Stavropol', 2003.
5. Chernyj M.A., Korablin V.I. *Samoletovozhdenie* [Flying]. Moscow, Transport, 1973.
6. Sarajskij Ju.N. «Jeppesen»: *obespechenie kachestva ajeronavigacionnoj informacii* [“Jeppesen”: aeronautical information quality providing]. Jeppesen GmbH. Neu-Isenburg, 2003.
7. Aleshin B.S., Afonin A.A., Veremeenko K.K. *Orientacija i navigacija podvizhnyh ob'ektov: sovremennye informacionnye tehnologii* [Orientation and navigation of moving objects: modern information technology]. Pod. red. B.S. Aleshina, K.K. Veremeenko, A.I. Chernomorskogo. M., FIZMATLIT, 2006.
8. *Federal'nye aviacionnye pravila «Organizacija vozdušnogo dvizhenija v Rossijskoj Federacii». Pribyvajushhie i vyletajushhie suda, ajerodromnoe dispetcherskoe obsluzhivanie* [Federal aviation rules “Organization of air traffic in the Russian Federation”. Arriving and departing aircrafts, the aerodrome control service].
9. Gul'tjaev A.K. *MATLAB 5.2. Imitacionnoe modelirovanie v srede Windows: prakticheskoe posobie* [MATLAB 5.2. Simulation in Windows: practical guide]. Moscow, KORONA print, 1999.

10. D'jakonov V., Kruglov V. MATLAB. *Analiz, identifikacija i modelirovanie sistem. Special'nyj spravocnik* [MATLAB Analysis, identification and modeling of systems. Special reference]. SPb., Piter, 2001.

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Denis A. Mikhaylin, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of Moscow Aviation Institute (National Research University), tau_301@mail.ru.

Поступила в редакцию 28.02.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 28.02.2017
Accepted for publication 20.09.2017

УДК 629. 73. 018. 7
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-131-144

ОПРЕДЕЛЕНИЕ В ИСПЫТАНИЯХ ВЕРОЯТНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ С БОРТА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С.В. НИКОЛАЕВ¹

*¹929 Государственный летно-испытательный центр МО РФ,
г. Ахтубинск, Россия*

В статье представлена методика, математическая модель и ее программная реализация для расчета показателей эффективности визуального и аппаратного поиска и обнаружения наземных объектов с борта летательного аппарата. Методика отличается от известных тем, что использует современные информационные технологии и приспособлена для решения практических задач испытаний. Кроме того, нахождение значений вероятности визуального обнаружения наземных объектов в натурных экспериментах нереализуемо из-за огромного количества потребных затрат. Предложенная методика позволяет оценить в летных испытаниях частный показатель эффективности летательного аппарата при поиске наземных объектов – вероятность выхода на типовой наземный объект. Разработанная математическая модель учитывает известную дальность обнаружения объекта по его линейным размерам. Программная реализация позволяет выполнять расчеты для различных значений метеорологической обстановки. Выполнена оценка сходимости результатов моделирования и летных экспериментов. Для определения сходимости выполнялось сравнение результатов, полученных в реальных летных испытаниях на полигонах с разной метеорологической обстановкой, с результатами расчетов, полученных моделированием. Относительное расхождение показателей, полученных в летном эксперименте и рассчитанных разработанной программой, составляет менее 5 %.

Автором предложены новые частные показатели эффективности для задачи визуального обнаружения типовых наземных объектов. Это область возможного обнаружения наземного объекта и область гарантированного выхода на него. Данные показатели позволяют выполнить сравнительную оценку возможностей летательных аппаратов по обнаружению наземных объектов в испытаниях. Эти показатели, в отличие от известных, обладают большей наглядностью и информативностью.

Разработанная программа для ЭВМ снижает временные затраты испытателя на расчет показателей и подготовки материалов в акт в 3 раза за счет автоматизации и удобства использования. Позволяет выполнять расчеты, варьируя любые показатели, от которых зависит вероятность обнаружения типового наземного объекта, в широком диапазоне их изменения.

Ключевые слова: летные испытания, обнаружение наземных объектов, вероятность обнаружения, летательные аппараты.

ВВЕДЕНИЕ

Поиск и обнаружение наземных объектов с борта летательного аппарата (ЛА) является актуальной задачей. Поиск типового наземного объекта (ТНО) может осуществляться как визуально, так и с помощью бортовых средств. Например, если в результате радиотехнического поиска потерпевшие бедствие не обнаружены, то по решению руководителя поисково-спасательных работ производится визуальный поиск. Решение задачи визуального поиска с борта ЛА связано с деятельностью человека – оператора [1] и зависит в том числе от точности выхода в заданный район, что связано с работой систем наведения ЛА [2]. Визуальный поиск [3] осуществляется по заданным квадратам, определенным с помощью палетки с сеткой визуального поиска; палетка должна находиться на борту каждого поисково-спасательного воздушного судна. При постановке задачи экипажу командир воздушного судна определяет для каждого члена экипажа и наблюдателя секторы просмотра пролетаемой местности.

Одним из показателей целевых свойств летательных аппаратов может быть вероятность выхода на ТНО при решении поисково-спасательных задач.

Известен ряд методик расчета показателей эффективности при обнаружении наземных объектов [4–7], однако в существующем виде они не применимы для определения вероятностей

решения задач по обнаружению ТНО, к тому же не учитывают стремительного развития информационных технологий [8–11]. Поэтому актуальной является разработка для данной задачи летных испытаний ЛА современного алгоритмического, методического и программного обеспечения по аналогии с [12–16].

Непосредственное нахождение вероятностей из летного эксперимента требует неприемлемо большого числа испытательных полетов, поэтому для определения вероятности выхода на ТНО необходимо использовать опытно-теоретический метод испытаний, хорошо показавший себя при решении различных испытательных задач [12–16]. В рамках метода создается математическая модель для обнаружения и распознавания ТНО визуально и с помощью оптико-электронных средств, а также программная реализация расчетов по исходным данным, в том числе полученным в летных экспериментах.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для решения задач оценки эффективности поиска ТНО необходимо разработать методику оценки в летных испытаниях частного показателя эффективности ЛА при поиске наземных объектов – вероятности выхода на типовой наземный объект $P_{\text{вых}}$. Методика обеспечит повышение качества испытаний и исследований с одновременным сокращением затрачиваемого времени на проведение испытаний, анализ и обработку материалов летных экспериментов.

В рамках методики должна быть разработана программа для ЭВМ, позволяющая рассчитывать вероятность выхода ЛА на ТНО, вероятность выхода сходу и вероятности обнаружения и распознавания ТНО по исходным данным, полученным в летных испытаниях (ЛИ). Программа должна позволять не только выполнять расчеты показателей, но и обеспечить построение графических зависимостей, формирование таблиц для подготовки материалов в акт по испытаниям.

Под термином «выход на ТНО» в методике понимается возможность ЛА (его летного экипажа визуально или с помощью бортового оборудования) обнаружить (распознать) заданный объект и решить поисково-спасательную задачу.

Показатель $P_{\text{вых}}$ характеризует степень возможности осуществления указанных выше операций по оцененным в испытаниях характеристикам ЛА и его систем. Существующий метод оценки показателя только экспериментальным путем (по частоте выходов) достаточно дорог, занимает много времени и дает низкую достоверность из-за малого количества наблюдений [6]. Кроме того, в процессе испытаний не удастся проверить все варианты выхода в различных условиях применения ЛА, характера местности, времени суток, года и метеорологических условий. Как известно [3, 5, 6], в сложных метеоусловиях (наличие дымки, снег, дождь) поиск объекта оптико-электронными системами и бортовой РЛС затруднен, а визуальное обнаружение может стать практически невозможным.

Поэтому значение данного показателя целесообразно получать на основе математического моделирования (ММ), определяя те условия и характеристики ЛА, которые в наибольшей степени влияют на искомую вероятность и которые необходимо уточнять в ЛЭ. Это позволяет определять вероятность выхода на объект для любых заданных условий выполнения задачи и прогнозировать ее изменение в соответствии с вариациями этих условий и изменением характеристик ЛА.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ИСПОЛЬЗУЕМОЙ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

В предлагаемой методике использована математическая модель процесса визуального или аппаратурного обнаружения наземного объекта [6], которая учитывает подходы к

решению данной задачи [3, 5, 7] и разработана на основе описанного в [4] математического аппарата. При создании модели учтены некоторые принципы создания моделирующих стендов, сформулированные в [1, 2, 8, 10]. Учет пилотажных характеристик (маневренность, устойчивость, управляемость) при моделировании движения ЛА осуществляется на основе работ [12–16]. При необходимости модель может быть использована с учетом аэродинамики конкретного ЛА, которая постоянно корректируется методами идентификации по результатам летных экспериментов [17–20]. Подходы к учету динамических характеристик летчика даны в [21–23]. Для качественного анализа влияния параметров поиска на вероятность и время обнаружения наземных объектов использованы подходы, изложенные в [5, 7].

В настоящей методике принято, что в общем случае процесс выхода на объект разбивается на две фазы. Первая фаза заключается в выводе самолета на объект (район поиска), его визуальном или аппаратурном поиске. Фаза завершается обнаружением и распознаванием. Вторая фаза определяется возможностью решения целевой задачи, например, пролетом над ТНО и сбросом контейнера с грузом (медицинский модуль, припасы).

В принятой модели расчет начинается в точке выхода, находящейся на некотором расстоянии D_0 от объекта, в которую ЛА выводится с курсом, предположительно направленным на объект. При этом возникают ошибки по дальности и по боковой координате, обусловленные неточностями априорной информации о координатах объекта и погрешностями бортовой навигационной системы. Далее начинается этап обнаружения и распознавания. Дальность обнаружения ТНО визуальным или с помощью бортовых визирных систем зависит от ряда факторов, большинство из которых изменяется во времени случайным образом. Очевидно, что чем раньше будет обнаружен и распознан ТНО, тем более благоприятными будут условия для выхода ЛА в точку (область) решения задачи. Поэтому возможность выполнения задачи при поиске и обнаружении ТНО зависит от дальностей их обнаружения и распознавания.

Маневрирование ЛА с целью выведения его в точку области решения задачи начинается с момента обнаружения, при этом требуемое значение горизонтальной дальности до ТНО, необходимое для успешного выполнения маневра, зависит от маневренных свойств самолета, параметров его движения и координат объекта относительно ЛА.

Таким образом, успех поисково-спасательной операции зависит от целого ряда случайных величин и, следовательно, сам является случайным событием. Поэтому использование вероятности в качестве основного показателя эффективности правомерно.

Выберем в качестве параметра горизонтальную дальность D от ЛА до объекта. Далее, представляя конечную задачу как совокупность этапов, получим выражение для вероятности выхода на ТНО

$$P_{\text{вых}}(D) = P_{\text{обн}}(D) \cdot P_{\text{ман}}(D) \cdot P_{\text{обз}}(D),$$

где $P_{\text{обз}}(D)$ – вероятность попадания объекта в полосу обзора,

$P_{\text{обн}}(D)$ – вероятность обнаружения ТНО на удалении от объекта,

$P_{\text{ман}}(D)$ – вероятность выполнения доворота на ТНО (определяется маневренными возможностями ЛА);

D – дальность горизонтальная до объекта, м.

Расчетные формулы, используемые в методике, основаны на математическом аппарате теории исследования операций [4]. Для случайных величин принят нормальный закон распределения, учет маневренных возможностей ЛА проводится по известной из динамики полета формуле для радиуса разворота

$$r = \frac{V^2}{g \cdot \sqrt{n_y^2 - 1}},$$

где r – радиус разворота ЛА, м;
 V – скорость полета ЛА, м/с;
 n_y – нормальная перегрузка, ед. перегрузки;
 g – ускорение свободного падения, м/с².

Вероятность попадания цели в полосу обзора $P_{обз}(D)$ определяется аналогичным образом из очевидных геометрических соображений с учетом величины угла обзора визирующей системы и рассеивания по боковой координате.

Рассеивание точек выхода ЛА по боковой координате

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma_{нав.z}^2 + \sigma_{раз.z}^2 + \sigma_{стар.z}^2}$$

Складывается из трех основных групп случайных ошибок:

- ошибок самолетовождения (навигации) $\sigma_{нав.z}$;
- ошибок определения координат ТНО средствами разведки местности $\sigma_{раз.z}$;
- ошибок прогнозирования координат объекта к моменту решения задачи (старения информации, в основном для подвижных ТНО) $\sigma_{стар.z}$.

Вероятность $P_{обн}(D)$ при визуальном поиске определяется по известным эмпирическим формулам [5], учитывающим среднегодовую метеовидимость, метеорологическую дальность видимости (МДВ), наличие облачности, осредненный рельеф местности (через вероятность прямой видимости), размер наземного объекта, время, необходимое человеку для распознавания объекта.

Вероятность $P_{обн}(D)$ при использовании оптико-электронных средств (ОЭС) поиска определяется следующим образом. Под ОЭС понимаются средства получения и преобразования информации о ТНО, использующие для получения информации оптический диапазон спектра электромагнитных колебаний, а для преобразования информации – различные электронные устройства. Основными типами ОЭС являются: телевизионные; инфракрасные; оптико-визуальные; лазерные. Дальность действия ОЭС может определяться на основе энергетического расчета и выражается через технические характеристики конкретной ОЭС, обобщаемые коэффициентом – $Kth1$.

По перечисленным в техническом задании (ТЗ) на конкретный ЛА и его ОЭС параметрам ТНО, например, линейному размеру $L_{ц,ТЗ}$, заданы значения дальности обнаружения ТНО ($D_{обн,ОЭС}$) с соответствующей вероятностью ($P_{обн,ОЭС}$). Вероятности задаются, как правило, в диапазоне 0,7–0,9. Эти заданные значения и определяют коэффициент $Kth1$:

$$Kth1 = \frac{\ln\left(\frac{1}{P_{обн,ОЭС}}\right)}{D_{обн,ОЭС}^2}.$$

Если по результатам испытаний заданные значения показателей подтверждаются с соответствующей доверительной вероятностью, значит, технические характеристики в норме и данный образец ЛА принимается в эксплуатацию.

Для определения вероятности обнаружения ТНО с другими параметрами $L_{ц}$ используется поправочный коэффициент.

$$k_{L_{ц}} = \frac{L_{ц}}{L_{ц,ТЗ}}$$

Если внешние условия, например метеорологическая дальность видимости (МДВ), также отличаются от заданных в ТЗ, то также используется поправочный коэффициент.

$$k_{МДВ} = \frac{МДВ}{МДВ_{ТЗ}}.$$

В результате, для практических расчетов величины вероятности обнаружения ТНО от дальности используется следующая аналитическая зависимость, полученная на основании опыта проведения испытаний:

$$P_{обн.ОЭС}(D) = e^{-\left(\frac{Kth1 \cdot D^2}{k_{L_{ц}} \cdot k_{МДВ}}\right)}.$$

Используя поправочные коэффициенты, можно с соответствующей доверительной вероятностью определять значение показателя для любых ТНО в широком диапазоне внешних условий.

Показатель прямой видимости, зависящий от рельефа местности, рассчитывается аналогичным способом, как и при визуальном обнаружении, например, для высоты полета до 1000 метров используется следующая эмпирическая зависимость:

$$P_{пв}(D) = e^{-\left(15.3 \cdot \left(\frac{D}{10^3}\right) \cdot H^{-0.9}\right)}.$$

Произведение этих вероятностей определяет вероятность обнаружения ТНО с учетом прямой видимости

$$P_{обн}(D) = P_{обн.ОЭС}(D) \cdot P_{пв}(D),$$

которая используется в формуле расчета вероятности выхода $P_{вых}(D)$.

При необходимости данный показатель можно дополнить другими элементами метеоусловий.

Вероятность $P_{обн}(D)$ при использовании бортовой радиолокационной станции (РЛС) рассчитывается аналогично, как и для ОЭС.

По перечисленным в ТЗ параметрам ТНО теперь это эффективная отражающая поверхность (ЭОП) – $\sigma_{ц,ТЗ}$ заданы значения дальности обнаружения $D_{обн.рлс,ТЗ}$ с соответствующей вероятностью $P_{обн.рлс}$. Эти заданные значения определяют коэффициент $Kth2$ (номер коэффициента изменен для отличия от ОЭС):

$$Kth2 = \frac{\ln\left(\frac{1}{P_{обн.рлс,ТЗ}}\right)}{D_{обн.рлс,ТЗ}^4}.$$

Для определения вероятности обнаружения ТНО с другими параметрами $\sigma_{ц}$ используется поправочный коэффициент.

$$k_{\sigma} = \frac{\sigma_{ц}}{\sigma_{ц.ТЗ}}$$

Величину сжатия зоны обнаружения РЛС от воздействия помехможно учесть через коэффициент $k_{сж}$.

Итоговые формулы для случая с применением РЛС имеют вид

$$P_{обн.рлс}(D) = e^{-\left(\frac{Kth2 \cdot D^4}{k_{\sigma} \cdot k_{сж}}\right)};$$

$$P_{обн.}(D) = P_{обн.рлс}(D) \cdot P_{пв}(D).$$

ПРОГРАММНАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

Для расчета показателей эффективности ЛА при решении поисковых задач и представления результатов испытаний в удобном для помещения в акт виде, разработана программная реализация вышеописанной модели – программа для ЭВМ «Выход ЛА», которую кроме того удобно использовать для сравнительной оценки ЛА по показателям эффективности за счет реализации функции экспорта в Excel исходных данных и рассчитанных показателей.

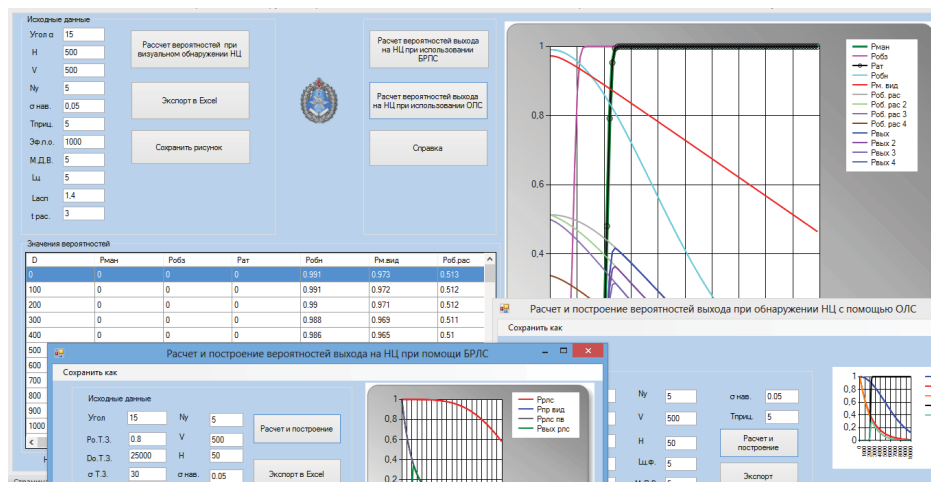


Рис. 1. Интерфейс программы «Выход ЛА»
Fig. 1. The aircraft entering program interface

Программа имеет современный многооконный графический интерфейс и обеспечивает выполнение следующих функций:

- расчета вероятностных показателей эффективности ЛА при обнаружении ТНО;
- графического построения зависимостей вероятностей от дальности до ТНО;
- сохранения графиков в форматах bmp, jpeg, png в удобном для помещения в акт по испытаниям виде;
- экспорта результатов расчетов в таблицу Excel.

Сходимость результатов

Для оценки свойств ЛА и их возможностей по визуальному обнаружению ТНО, в условиях, приближенных к реальным, с соответствующим тактическим фоном, были проведены испытания на полигонах «А» и «Б».

Полигон «А» – местность холмистая, относительные высоты холмов 20–50 с округлыми вершинами. Склоны пологие до 10–15 градусов, часть из которых на обратных скатах для самолета образуют оптические поля невидимости. Средняя МДВ 7,3 км. Утром и вечером дымка и туман в низинах ограничивают видимость до 2–3 км.

Полигон «Б» – равнинная местность с редкой травянистой растительностью, местами есть перепады высот в несколько метров, пылевой след аналогичен «А», МДВ более 10 км.

Результаты испытаний, полученные в данных работах, далеко не однозначны и не представляют достаточного количества реализаций для набора статистики. Кроме того, условия, в которых получены результаты обнаружения и распознавания ТНО, полностью описаны лишь для нескольких точек, по которым и проводилась оценка сходимости модели. Это касается и расчета вероятностей выхода на ТНО.

Сравнение результатов расчетов с данными, полученными в ЛЭ на реальном тактическом фоне полигонов «А» и «Б», говорит о том, что относительное расхождение показателей при визуальном обнаружении составляет менее 5 % (рис. 2–4).

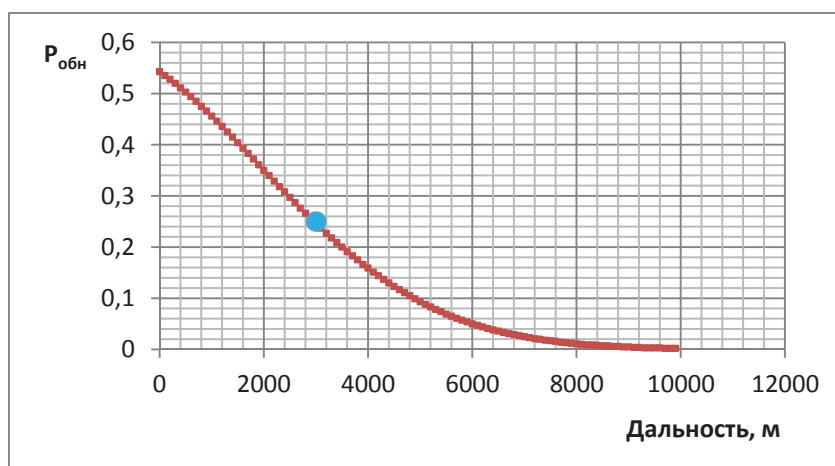


Рис. 2. Сравнение расчетной (программа «Выход ЛА») зависимости вероятности обнаружения ТНО от дальности до него с экспериментальной точкой (полигон «А»)

Fig. 2. Comparison of the calculated (aircraft entering) relationship between probability of detection a typical ground object and distance to the object with an experimental point (ground A)

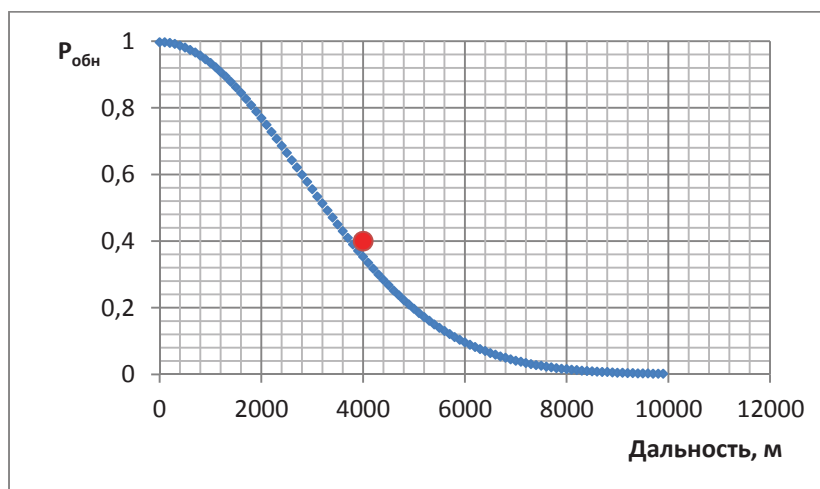


Рис. 3. Сравнение расчетной (программа «Выход ЛА») зависимости вероятности обнаружения ТНО от дальности до него с экспериментальной точкой (полигон «Б»)

Fig. 3. Comparison of the calculated (aircraft entering) relationship between probability of typical ground object detection and distance to it with an experimental point (ground B)

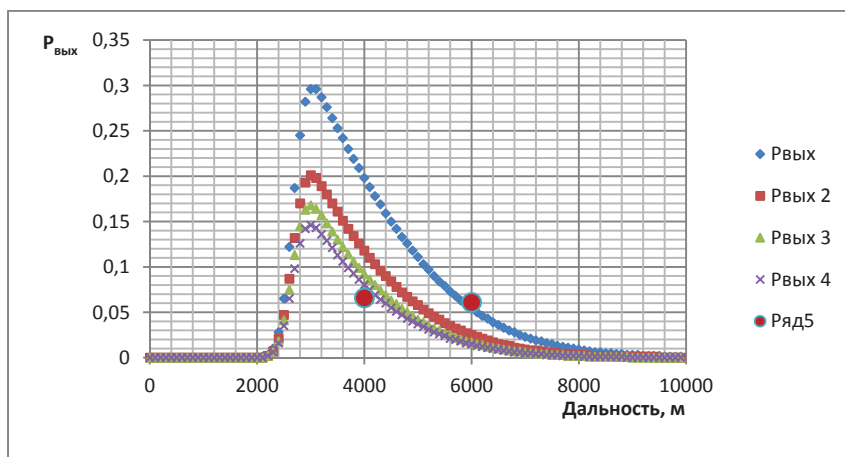


Рис. 4. Сравнение расчетных (программа «Выход ЛА») зависимостей вероятности выхода на ТНО от дальности до него с точками, полученными в летном эксперименте (полигон «Б»)

Fig. 4. Comparison of the calculated (aircraft entering) relationship between a probability of entering a typical ground object and distance to it with points received during a flight experiment (ground B)

На рис. 4 обозначения $P_{\text{вых}}$, $P_{\text{вых}2-4}$ являются зависимостями вероятности выхода на ТНО от дальности в различных условиях, рассчитанными программой. Ряд 5 – экспериментальные точки.

Высота полета воздушных судов при производстве поисково-спасательных работ назначается в пределах 100–400 м при визуальном поиске, но не ниже безопасной над данной местностью [3]. Сравнение дальностей визуального обнаружения объектов на местности при ясной погоде, приведенные в [3] и рассчитанных программой «Выход ЛА», представлено в табл. 1.

Таблица 1
Table 1

Объект наблюдения	Время года	Высота полета, м	Дальность обнаружения согласно РП АСОП ГА-91, км	Дальность обнаружения согласно расчету программой «Выход ЛА», км
Один человек (группа людей)	зимой	200	1,6–1,8	1,6–1,8 с вероятностью 0,65 1,0–1,4 с вероятностями 0,9–0,8 соответственно
	летом	200	1,0–1,4	
Самолет (вертолет)	зимой и летом	200	2–4	2–4 с вероятностями 0,9–0,7 соответственно

НОВЫЕ ПОКАЗАТЕЛИ ЭФФЕКТИВНОСТИ

В настоящей методике предложен новый показатель эффективности визуального поиска – область возможного обнаружения (ОВО), которая представляет собой область в координатах высота полета ЛА и дальность до ТНО. В этой области обнаружение ТНО обеспечивается с заданной вероятностью (рис. 5). Аналогичным образом получается еще один новый показатель – область гарантированного выхода (ОГВ) на ТНО с заданной вероятностью (рис. 6). Эти показатели, в отличие от известных, обладают большей наглядностью и информативностью, позволяют выполнить сравнительную оценку эффективности визуального (аппаратурного) поиска разными ЛА.

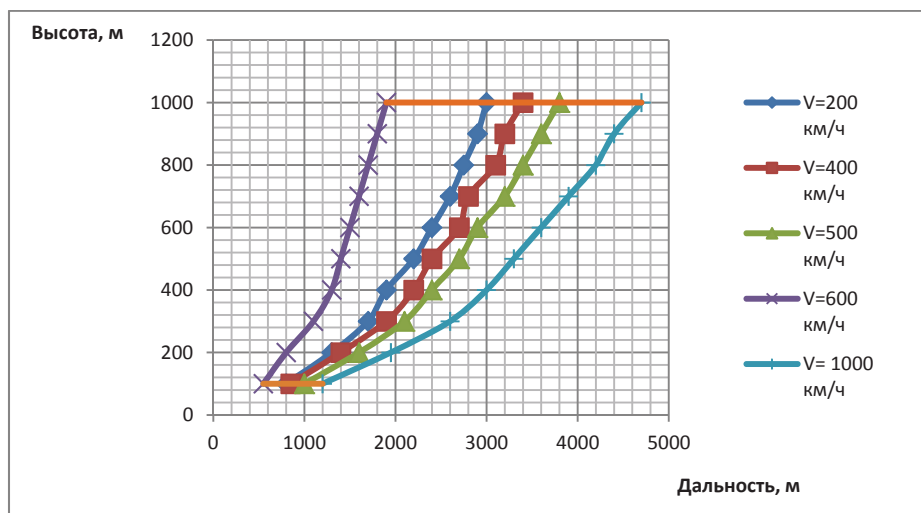


Рис. 5. Область возможного обнаружения ТНО с заданной вероятностью $P_{\text{обн}} = 0,7$ для диапазона высот полета 100–1200 м и скоростей 200–1200 км/ч, при МДВ = 5 км, линейный размер объекта 5 м

Fig. 5. Area of a typical ground object possible detection with assigned probability of $R_{\text{find}} = 0.7$ for a range of altitude 100–1200m and speeds 200–1200km/h, MRV = 5km, linear object size 5m

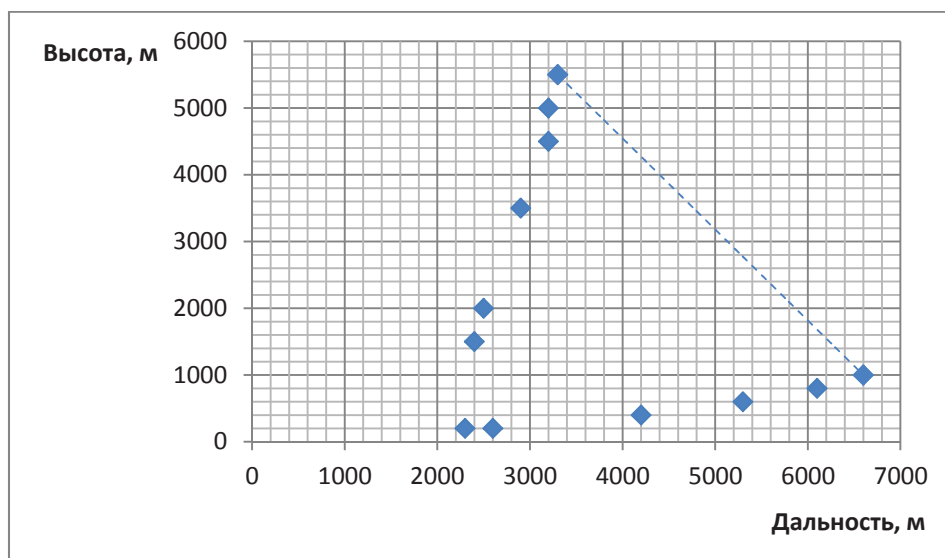


Рис. 6. Область гарантированного выхода на ТНО с заданной вероятностью $P_{\text{вых}} = 0,7$, при обнаружении ТНО с помощью ОЭС, МДВ = 15, линейный размер цели 15 м, вероятность обнаружения ТНО по ТЗ $P_{\text{обн}} = 0,8$ на дальности 8 км

Fig. 6. Area of guaranteed entering a typical ground object with the assigned probability $R_{\text{find}} = 0.7$ when detecting a TGO with optical and electronic means, MRV = 15, linear goal size 15 m, probability of TGO on detection according to a project requirements $R_{\text{find}} = 0.8$ distance 8 km

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате применения методики повышается качество испытаний и исследований с одновременным сокращением затрачиваемого времени на проведение испытаний, анализ и обработку материалов летных экспериментов.

Разработанная программа для ЭВМ снижает временные затраты испытателя на расчет показателей и подготовки материалов в акт в 3 раза за счет автоматизации и удобства использования. Позволяет выполнять расчеты, варьируя любые показатели, от которых зависит вероятность обнаружения ТНО в широком диапазоне их изменения.

Разработана новая методика расчета вероятности выхода на типовой наземный объект по известной дальности обнаружения объекта и по его линейным размерам. В методике и ее программной реализации учтена метеорологическая обстановка.

Оценка сходимости результатов расчетов с данными, полученными в ЛЭ на реальном тактическом фоне полигонов «А» и «Б», показывает, что относительное расхождение показателей при визуальном обнаружении объекта составляет менее 5 %. Кроме того, выполнена оценка сходимости с практическими данными, изложенными в РПАСОП ГА-91.

Предложены новые показатели эффективности – область возможного обнаружения ТНО и область гарантированного выхода на ТНО, которые позволяют выполнить сравнительную оценку возможностей ЛА по обнаружению ТНО в испытаниях.

Методика может быть использована в интересах проведения поисково-спасательных работ с борта летательного аппарата, а программная реализация при моделировании различных ситуаций по поиску и обнаружению наземных объектов в широком диапазоне изменения внешних условий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Себряков Г.Г. Характеристики деятельности человека-оператора в динамических системах слежения и наведения летательных аппаратов // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2007. № 11. С. 2–8.
2. Себряков Г.Г. Проблемы проектирования полуавтоматических систем наведения летательных аппаратов // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2007. № 10. С. 2–7.
3. РПАСОП ГА-91. Руководство по поисковому и аварийно-спасательному обеспечению полетов гражданской авиации СССР. М.: Министерство гражданской авиации, 1991. 192 с.
4. Вентцель Е.С. Исследование операций: задачи, принципы, методология. М.: КНОРУС, 2010. 192 с.
5. Травникова Н.П. Эффективность визуального поиска. М.: Машиностроение, 1985. 127 с.
6. Гридчин В.С. Развитие методов определения характеристик самолетов // Научно-технический сборник № 1 ГЛИЦ им. В.П. Чкалова. Ахтубинск, 1982. С. 45–48.
7. Арбузов И.В., Болховитинов О.В. Боевые авиационные комплексы и их эффективность. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. 224 с.
8. Себряков Г.Г., Татарников И.Б., Тюфлин Ю.С. и др. Принципы создания универсальных систем визуализации комплексов моделирования для задач обучения, ситуационного анализа и тренажа // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2006. № 3. С. 48–50.
9. Корсун О.Н., Лаврова Г.А., Себряков Г.Г. Синтез 3D-аудиосигналов для звукового интерфейса перспективной кабины летательного аппарата // Всерос. науч.-техн. конф. «Моделирование авиационных систем»: материалы конф. М.: ФГУП ГосНИИАС, 2011. Т. 3. С. 452–458.
10. Себряков Г.Г., Желтов С.Ю., Татарников И.Б. Компьютерные технологии создания геопространственных трехмерных сцен, использующих комплексирование географической информации и синтезированных пользовательских данных // Авиакосмическое приборостроение. 2003. № 8. С. 2–10.
11. Бобков А.Е., Леонов А.В. Процедурная реконструкция территорий на виртуальном глобусе // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2015. № 11. С. 10–17.
12. Корсун О.Н., Семенов А.В. Методика оценивания боковых отклонений при заходе на посадку гидросамолета А-40 «Альбатрос» по результатам летного эксперимента и моделирования // Проблемы безопасности полетов. 2005. № 7. С. 14–23.
13. Корсун О.Н., Семенов А.В. Методика определения характеристик устойчивости и управляемости высотного дозвукового самолета М-55 «Геофизика» по результатам летного эксперимента и моделирования // Полет. 2006. № 2. С. 22–29.

14. Николаев С.В. Оценивание устойчивости и управляемости авиационных комплексов с применением моделирования и идентификации // Авиакосмическое приборостроение. 2015. № 10. С. 71–84.
15. Корсун О.Н., Семенов А.В. Оценка пилотажных характеристик самолетов по результатам летного эксперимента, идентификации и моделирования // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2007. № 7. С. 2–7.
16. Корсун О.Н., Тихонов В.Н. Определение пилотажных характеристик на основе моделирования экспертных оценок в системе «летчик – самолет» // Информационно-измерительные и управляющие системы. 2008. Т. 6, № 2. С. 45–50.
17. Корсун О.Н., Поплавский Б.К. Структура методологии идентификации математических моделей самолетов по результатам летных испытаний // Авиационные технологии XXI века. IX международный научно-технический симпозиум ASTEC'07. М., 2007.
18. Овчаренко В.Н. Адаптивная идентификация параметров в динамических истатических системах // Автоматика и телемеханика. 2011. № 3. С. 113–123.
19. Корсун О.Н., Николаев С.В. Методика идентификации аэродинамических коэффициентов продольного движения самолета в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Мехатроника, автоматизация, управление. 2015. Т. 16, № 4. С. 269–276.
20. Корсун О.Н., Николаев С.В. Идентификация аэродинамических коэффициентов самолетов в эксплуатационном диапазоне углов атаки // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2016. № 9. С. 3–10.
21. Набатчиков А.М., Бурлак Е.А. Анализ характеристик деятельности человека-оператора в динамическом контуре слежения // Мехатроника, автоматизация, управление. 2013. № 11. С. 63–66.
22. Себряков Г.Г., Набатчиков А.М., Бурлак Е.А. Концептуальная модель объекта управления при формализации деятельности человека-оператора в динамическом контуре слежения // Шестая Всероссийская мультikonференция по проблемам управления: материалы мультikonференции: в 4 т. Ростов-на-Дону: Издательство Южного федерального университета, 2013. Т. 2. С. 95–100.
23. Евдокименков В.Н., Ким Р.В., Красильщиков М.Н. и др. Использование нейросетевой модели управляющих действий летчика в интересах его индивидуально-адаптированной поддержки // Известия Российской академии наук. Теория и системы управления. 2015. № 4. С. 111.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Николаев Сергей Владимирович, кандидат технических наук, заместитель начальника научно-испытательного отдела 929 Государственного летно-испытательного центра МО РФ, nikozavr1978@yandex.ru.

TEST DETERMINATION OF PROBABILITY OF AIRBORNE DETECTION OF GROUND SURFACE OBJECTS

Sergey V. Nikolaev¹

¹929 State Flight Test Center of the Ministry of Defense of the Russian Federation,
Akhtubinsk, Russia

ABSTRACT

The article presents the methods, mathematical model and its software implementation for calculating the efficiency indicators of visual and hardware search and detection of ground objects from the aircraft. The methods differ from the

known ones in that they use modern information technologies and are adapted to solve practical test problems. In addition, finding values of the visual detection probability of ground objects in full-scale experiments is unrealizable due to the huge amount of required expenses. The proposed method allows estimating a particular efficiency indicator of an aircraft when searching for ground objects in the flight tests – the yield on a generic object. The developed mathematical model takes into account the known range of object detection by its linear dimensions. The software implementation allows performing calculations for different values of the meteorological situation. The convergence of simulation results and flight experiments is estimated. To determine the convergence, the results obtained in real flight tests on proof ground with different meteorological conditions were compared with the results of calculations obtained by modeling. The relative discrepancy between the indicators obtained in the flight experiment and calculated by the developed program is less than 5%.

The author proposes new private efficiency indicators for the visual detection task of typical ground objects. This is the area of possible detection of the ground object and the area of guaranteed access to it. These indicators allow performing a comparative assessment of the capabilities of aircraft to detect ground objects in tests. These indicators, unlike the known ones, have greater visibility and informational content.

The developed computer program reduces the time spent by the tester on the calculation of indicators and the preparation of materials to the act by 3 times due to automation and usability. It allows us to perform calculations by varying any indicators on which the probability of detecting a typical ground object in the wide range of their change depends on.

Key words: flight tests, detection of ground objects, probability of detection, aircraft.

REFERENCES

1. **Sebrjakov G.G.** *Harakteristiki dejatel'nosti cheloveka-operatora v dinamicheskikh sistemah slezhenija i navedenija letatel'nyh apparatov* [Characteristics of human operator in dynamic systems of tracking and guidance of aircraft]. Herald of Computer and Information Technologies, 2007, № 11, pp. 2–8. (in Russian)
2. **Sebrjakov G.G.** *Problemy proektirovanija poluavtomaticheskikh sistem navedenija letatel'nyh apparatov* [Problems of designing semi-automatic guidance systems for aircraft]. Herald of Computer and Information Technologies, 2007, № 10, pp. 2–7. (in Russian)
3. **RPASOP GA-91.** *Rukovodstvo po poiskovomu i avarijno-spasatel'nomu obespecheniju poletov grazhdanskoj aviacii SSSR* [Guide to search and rescue services for civil aviation flights of the USSR]. M., The Ministry of Civil Aviation, 1991, 192p. (in Russian)
4. **Ventcel' E.S.** *Rukovodstvo po poiskovomu i avarijno-spasatel'nomu obespecheniju poletov grazhdanskoj aviacii SSSR* [Research of operations: tasks, principles, methodology]. M., KNORUS, 2010, 192 p.
5. **Travnikova N.P.** *Issledovanie operacij: zadachi, principy, metodologija* [Efficiency of visual search]. M., Mechanical engineering, 1985, 127 p. (in Russian)
6. **Gridchin V.S.** *Razvitie metodov opredelenija harakteristik samoletov* [Development of methods for determining the characteristics of aircraft]. Scientific and Technical Digest No. 1 GLITS them. V.P. Chkalov. Akhtubinsk, 1982, pp. 45–48. (in Russian)
7. **Arbuzov I.V., Bolhovitinov O.V.** *Boevye aviacionnye komplekсы i ih jeffektivnost'* [Combat aviation complexes and their effectiveness]. M., Zhukovsky Air Force Engineering Academy, 2008, 224 p. (in Russian)
8. **Sebrjakov G.G., Tatarnikov I.B., Tjuflin Ju.S.** *Principy sozdaniya universal'nyh sistem vizualizacii kompleksov modelirovanija dlja zadach obuchenija, situacionnogo analiza i trenazha* [The principles of creating universal systems for visualization of modeling complexes for learning tasks, situational analysis and training]. Herald of Computer and Information Technologies, 2006, № 3, pp. 48–50. (in Russian)
9. **Korsun O.N., Lavrova G.A., Sebrjakov G.G.** *Sintez 3D-audiosignalov dlja zvukovogo interfejsa perspektivnoj kabiny letatel'nogo apparata* [Synthesis of 3D-audiosignals for the sound interface of a prospective aircraft cabin]. Vseros. scientific-techn. conf. "Modeling of aviation systems": materials of conf. Moscow, FSUE GosNIIAS, 2011, Vol. 3, pp. 452–458. (in Russian)
10. **Sebrjakov G.G., Zheltov S.Ju., Tatarnikov I.B.** *Komp'juternye tehnologii sozdaniya geoprostranstvennyh trehmernykh scen, ispol'zujushhih kompleksirovanie geograficheskoj informacii i sinte-*

zirovannyh pol'zovatel'skih dannyh [Computer technologies for creation of geo-spatial three-dimensional scenes using the combination of geographic information and synthesized user data]. *Aerospace Instrumentation*, 2003, № 8, pp. 2–10. (in Russian)

11. Bobkov A.E., Leonov A.V. *Procedurnaja rekonstrukcija territorij na virtual'nom globuse* [Procedural reconstruction of territories on a virtual globe]. *Herald of computer and information technologies*, 2015, № 11, pp. 10–17. (in Russian)

12. Korsun O.N., Semenov A.V. *Metodika ocenivaniya bokovyh odklonenij pri zahode na posadku gidrosamoleta A-40 «Al'batros» po rezul'tatam letnogo jeksperimenta i modelirovanija* [Methodology for assessing lateral deviations during the landing of the A-40 "Albatross" seaplane according to the results of the flight experiment and simulation]. *Problems of flight safety*, 2005, № 7, pp. 14–23. (in Russian)

13. Korsun O.N., Semenov A.V. *Metodika opredelenija harakteristik ustojchivosti i upravljaemosti vysotnogo dozvukovogo samoleta M-55 «Geofizika» po rezul'tatam letnogo jeksperimenta i modelirovanija* [A technique for determining the stability and controllability characteristics of a high-altitude subsonic aircraft M-55 "Geophysics" based on the results of a flight experiment and modeling]. *Polet*, 2006, № 2, pp. 22–29. (in Russian)

14. Nikolaev S.V. *Ocenivanie ustojchivosti i upravljaemosti aviacionnyh kompleksov s primenieniem modelirovanija i identifikacii* [Estimation of the stability and controllability of aviation complexes with the use of modeling and identification]. *Aviakosmicheskoe instrument-making*, 2015, №10, pp. 71–84. (in Russian)

15. Korsun O.N., Semenov A.V. *Ocenka pilotazhnyh harakteristik samoletov po rezul'tatam letnogo jeksperimenta, identifikacii i modelirovanija* [Evaluation of the piloting characteristics of aircraft based on the results of the flight experiment, identification and modeling]. *Herald of Computer and Information Technologies*, 2007, № 7, pp. 2–7. (in Russian)

16. Korsun O.N., Tihonov V.N. *Opredelenie pilotazhnyh harakteristik na osnove modelirovanija jekspertnyh ocenok v sisteme «letchik – samolet»* [Determination of flight characteristics on the basis of modeling of expert estimates in the "pilot-plane" system]. *Information-measuring and control systems*, 2008, Vol. 6, № 2, pp. 45–50. (in Russian)

17. Korsun O.N., Poplavskij B.K. *Struktura metodologii identifikacii matematicheskikh modelej samoletov po rezul'tatam letnyh ispytanij* [The structure of the methodology for the identification of mathematical models of airplanes based on the results of flight tests]. *Aviation technologies of the XXI century. IX International Scientific and Technical Symposium ASTEC'07. Moscow*, 2007. (in Russian)

18. Ovcharenko V.N. *Adaptivnaja identifikacija parametrov v dinamicheskikh istaticeskikh sistemah* [Adaptive identification of parameters in dynamic istatic systems]. *Automation and telemechanics*, 2011, № 3, pp. 113–123. (in Russian)

19. Korsun O.N., Nikolaev S.V. *Metodika identifikacii ajerodinamicheskikh kojefficientov prodol'nogo dvizhenija samoleta v jekspluacionnom diapazone uglov ataki* [A technique for identifying the aerodynamic coefficients of longitudinal motion of an aircraft in the operational range of attack angles]. *Mechatronics, Automation, Control*, 2015, Vol. 16, № 4, pp. 269–276. (in Russian)

20. Korsun O.N., Nikolaev S.V. *Identifikacija ajerodinamicheskikh kojefficientov samoletov v jekspluacionnom diapazone uglov ataki* [Identification of aerodynamic coefficients of aircraft in the operational range of attack angles]. *Herald of Computer and Information Technologies*, 2016, № 9, pp. 3–10. (in Russian)

21. Nabatchikov A.M., Burlak E.A. *Analiz harakteristik dejatel'nosti cheloveka-operatora v dinamicheskom konture slezhenija* [Analysis of the characteristics of the human operator in the dynamic tracking loop]. *Mechatronics, automation, management*, 2013, № 11, pp. 63–66. (in Russian)

22. Sebrjakov G. G., Nabatchikov A. M., Burlak E. A. *Konceptual'naja model' ob#ekta upravlenija pri formalizacii dejatel'nosti cheloveka-operatora v dinamicheskom konture slezhenija* [A conceptual model of the control object in the formalization of human operator activity in a dynamic

tracking loop]. 6th All-Russian Multiconference on Management Problems. Multiconference Proceeding. Rostov-on-Don, The Publishing House of the Southern Federal University, 2013, Vol. 2, pp. 95–100. (in Russian)

23. Evdokimenkov V.N., Kim R.V., Krasil'shnikov M.N. *Ispol'zovanie nejrosetevoj modeli upravljajushhih dejstvij letchika v interesah ego individual'no-adaptirovannoj podderzhki* [The use of a neural network model of pilot actions in the interests of its individually adapted support]. Izvestiya of Russian Academy of science. Theory and control systems, 2015, № 4, p. 111. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

Sergey V. Nikolaev, Candidate of Technical Sciences, Deputy Head of the Scientific and Testing Department, 929 State Flight Test Center of the Ministry of Defense of the Russian Federation, Akhtubinsk, Russia, nikozavr1978@yandex.ru.

Поступила в редакцию 25.08.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 25.08.2017
Accepted for publication 20.09.2017

МАШИНОСТРОЕНИЕ И МАШИНОВЕДЕНИЕ

УДК 629.735

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-145-151

**ПРОБЛЕМЫ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ
БЕЗОПАСНОСТЬЮ ПОЛЕТОВ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ УРОВНЯ
БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ АВИАЦИОННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ**

Б.В. ЗУБКОВ¹, Х.Э. ФУРАР²

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

²*Университет Хаджи Лахдар,
г. Батна, Алжирская Народная Демократическая Республика*

Настоящая статья посвящена изучению проблемы системы управления безопасностью полетов (СУБП) и определения уровня безопасности полетов авиационного предприятия.

Рассматриваются проблемы СУБП, представленные на 41-м заседании Клуба командиров авиапроизводства России в июне 2014 года в Санкт-Петербурге в связи с проверкой состояния ГА Российской Федерации Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) в том же году, а также предложен комплекс незамедлительных мер по устранению недостатков, выявленных в действующей системе управления безопасностью полетов участниками этого заседания.

Были проанализированы проблемы определения уровня безопасности полетов по эксплуатационным данным авиапредприятия. Данный анализ позволил учитывать проблемы, перечисленные в данной статье, в качестве инструмента комплексного исследования параметров СУБП и позволяет проводить анализ количественных показателей уровня безопасности полетов авиапредприятия.

Концепции показателей приемлемого уровня БП трактуются по-разному, в зависимости от имеющихся/применяемых методов их оценки и способов реализации в системе СУБП. Однако индикаторы оценки приемлемого уровня безопасности полетов в эксплуатационных условиях на авиационном предприятии должны прийти к общему значению. В настоящее время заданные уровни безопасности и индикаторы безопасности определяются пока не функционально и часто с искаженными выраженными моделями, описывающими их контекстные содержания, а также способы интегрирования их в СУБП авиапредприятия.

Полученные результаты могут быть использованы для совершенствования мероприятий по реализации СУБП и решения проблем определения технического уровня безопасности полетов авиапредприятия.

Ключевые слова: система управления безопасностью полетов, уровень безопасности полетов, ИКАО.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

В июне 2014 года в Санкт-Петербурге было проведено 41-е заседание Клуба командиров авиапроизводства России [11] в связи с проверкой состояния безопасности полетов гражданской авиации (БП ГА) Российской Федерации Международной организацией гражданской авиации (ИКАО). Участники данного заседания предложили комплекс незамедлительных мер по устранению недостатков, выявленных в действующей системе управления безопасностью полетов.

К этим недостаткам можно отнести следующие:

- в настоящее время действует устаревшая система управления авиационного комплекса, существующая с 2004 года, которая обуславливает низкий уровень безопасности полетов в Российской Федерации;
- отсутствие органа государственного управления, наделенного полномочиями организации, координации и ответственного перед государством и гражданами за обеспечение безопасности полетов;
- невыполнение пункта 2.1.2 Руководства по расследованию авиационных происшествий и инцидентов ИКАО, где говорится о том, что «полномочный орган по расследованию авиационных происшествий должен быть совершенно объективным, абсолютно беспристрастным».

ным и восприниматься как таковой...». До момента заседания Клуба командиров авиапроизводства России не были приняты правительственные документы по реализации норм статьи 24.1 «Обеспечение безопасности полётов гражданских воздушных судов» Воздушного кодекса Российской Федерации и т. д.

Сегодня многие авиационные администрации в мире совместно с перевозчиками разрабатывают новые способы управления безопасностью на воздушном транспорте (ВТ). Происходит внедрение принципов воздействия на существующие риски не только в финансовой деятельности эксплуатантов авиационной техники, но и в производственных блоках. Наиболее перспективными направлениями являются разработка и внедрение программ управления рисками в системе управления БП (СУБП) [3]. В связи с этим существующие методы количественной оценки БП получают новый этап развития. В настоящее время уровни безопасности полетов и летной годности определяются статистикой произошедших событий (авиационных происшествий, инцидентов, отказами, неисправностями и др.). Такой подход дает наглядную картину уровня безопасности полетов, на данном предприятии при сравнении его с предыдущим периодом. Основным недостатком такого подхода является то, что авиапредприятия не могут сравнить его с нормативными значениями, приведенными в стандартах, Федеральных авиационных правилах, нормах летной годности и других нормативных документах, которые нормируют уровни БП и летной годности (ЛГ) по рискам (вероятности) этих негативных событий. В качестве таких рисков определены вероятности особых ситуаций (Нормы летной годности), степень опасности неблагоприятных факторов (ГОСТ «Изделия АТ»), приемлемые уровни риска (РУБП, Дос ИКАО) и др.

Следует отметить, что результаты функционирования СУБП, основанные на определении рисков, с учетом все большего удорожания эксплуатации авиационной техники, роста тарифов на ГСМ, старения парка ВС и конкуренции на внутреннем и внешнем рынках являются исходными данными для разработки и внедрения контрольных механизмов на авиационном предприятии.

Разработка и внедрение в авиакомпании программы управления рисками в отношении БП невозможно без понимания того, что авиационная отрасль ежедневно сталкивается с большим разнообразием опасностей, способных влиять на состояние БП, что часто заставляет авиакомпании принимать компромиссные решения в деле обеспечения ее безопасного функционирования.

В дальнейшем предлагается проведение исследования по внедрению программы оценки рисков в отношении безопасности полетов на примере ведущих российских авиакомпаний с учетом международных РУБП [10]. При этом полученные в работе результаты могут быть использованы не только в других отечественных и иностранных авиакомпаниях, но и на уровне авиационных администраций различных стран, при рассмотрении группы факторов, получившей наименование «технической».

Объектом исследования является деятельность авиационной компании по повышению БП путем разработки и внедрения системы управления БП на авиапредприятии при техническом обслуживании ВС.

Целью исследования является разработка элементов системы управления БП и оценка рисков при техническом обслуживании ВС, обеспечивающих высокий уровень БП, которая достигалась путем решения следующих задач:

- разработки методики количественной оценки уровня БП;
- разработки критериев оценки уровня БП в эксплуатационных авиакомпаниях на основе международных и отечественных требований;
- определения нормативных значений степени опасности (рисков) неблагоприятных факторов в соответствии с требованиями НЛГ;
- разработки базы данных, включающих в себя информацию о состоянии БП, надежности АТ, нарушении технологии работы авиационного персонала, также других факторах (внесистемных), влияющих на БП при техническом обслуживании АТ.

Уровнем безопасности полетов (УБП) в соответствии с [8] называют вероятность возникновения катастрофической ситуации из-за появления неблагоприятного фактора. Если обозначить вероятность противоположного события – возникновения катастрофической ситуации через $Q_{К.С.}$, то имеет место равенство

$$P_{БП.КС} = 1 - Q_{К.С.} \quad (1)$$

Вероятность возникновения катастрофической ситуации в соответствии с Нормами летной годности ВС оценивается как событие практически невероятное, поэтому статистическая оценка ее в условиях эксплуатации затруднена, то же самое можно отнести и к аварийным ситуациям (АС). В связи с этим уровень БП рекомендуется оценивать по другим видам особых ситуаций (СС, УУП), что не противоречит существующим Нормам летной годности (FAR, PART, AP), т. е.

$$P_{БП.СС} = 1 - Q_{СС}, \quad P_{БП.УУП} = 1 - Q_{УУП}. \quad (2)$$

В соответствии с [2] можно идентифицировать сложную ситуацию (СС) как серьезный инцидент, а усложнение условий полета (УУП) как просто инцидент, что упрощает статистическую оценку вероятностей, приведенную ниже.

Для определения влияния отдельных факторов (отказов техники, ошибок авиационного персонала, внешних воздействий) необходимо использовать связь вероятностных и статистических показателей БП, которая сводится к следующему.

Учитывая, что авиационные происшествия (АП) (инцидент) – события редкие и независимые, можно принять гипотезу об экспоненциальном законе их распределения. В этом случае при известном значении налета на одно АП (инцидент) T_0 вероятность благополучного завершения полета с продолжительностью t можно определить по формуле

$$P_{БП}^* = 1 - Q^* \approx 1 - \frac{t}{T_0}. \quad (3)$$

Для определения влияния отдельных факторов на уровень БП можно записать

$$P_{о.т.}^* = e^{-\frac{t}{T_{от}}}, \quad P_{о.щ.}^* = e^{-\frac{t}{T_{ощ}}}, \quad P_{вв}^* = e^{-\frac{t}{T_{вв}}} \quad (4)$$

где $T_{ощ}$, $T_{от}$, $T_{вв}$ – средние налеты на одно АП (инцидент), вызванное соответственно ошибкой авиационного персонала, отказом техники и внешним воздействием.

Тогда общий уровень БП по типу ВС определится следующим образом:

$$P_{БП}^* = e^{-\left(\frac{1}{T_{ощ}} + \frac{1}{T_{от}} + \frac{1}{T_{вв}}\right)t}. \quad (5)$$

Для эффективного функционирования СУБП и оптимального распределения обязанностей в сфере управления безопасностью полетов следует учитывать в разработке универсальной системы СУБП нюансов, связанных с особенностью управления в регионе. На рис. 1 представлена схема распределения ответственности и обязанностей в сфере обеспечения безопасности полетов на примере системы управления безопасностью полетов организации по ОрВД [12].

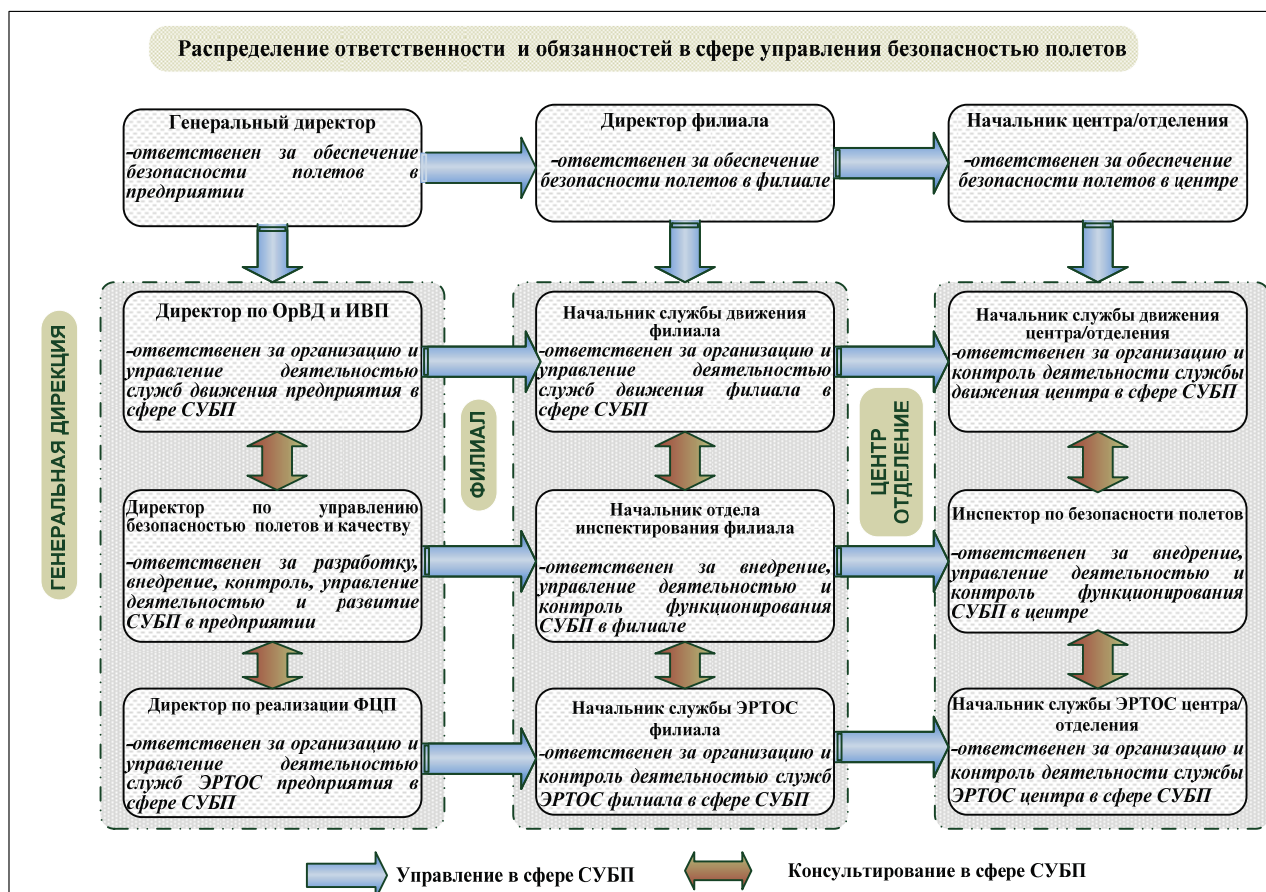


Рис. 1. Схема распределения ответственности и обязанностей в сфере обеспечения безопасности полетов

Fig. 1. Schematic of responsibilities and duties in the field of flight safety

Документирование и отчетность деятельности авиапредприятия производится на всех этапах создания СУБП. Однако необходимо устанавливать общие формы принятых нормативов документирования и отчетности, а также способы хранения, распространения и использования информации СУБП с учетом особенности конкретного предприятия [9].

Такие понятия, как приемлемый уровень БП, целевые уровни безопасности, показатели уровня безопасности, заданные уровни безопасности и индикаторы безопасности, в настоящее время определяются пока не функционально выраженными моделями, описывающими их контекстные содержания, а также способы интегрирования их в СУБП авиапредприятия, а также способы индивидуального применения на основе характеристики конкретного авиапредприятия.

На сегодняшний день на уровне авиационного сообщества и органов государственного управления отсутствует единое понимание того, какой приемлемый уровень БП установлен на территории РФ и какова должна быть процедура его установления для авиапредприятий и мониторинговых организаций. На основе требований стандартов Приложения 19 ИКАО и согласно положениям РУБП, некоторые авиапредприятия разрабатывали систему управления безопасностью в своей деятельности.

Стоит отметить, что методика скользящего среднего, применяемого в определении приемлемого уровня БП, не позволяет выполнять процедуру прогнозирования уровня БП, пусть даже с применением оптимального коэффициента и взвешенного сглаживания, т. е. нереально проводить и реализовывать стратегию превентивного управления БП на конкретном авиапредприятии [8].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Путь к решению перечисленных проблем может лежать в основе разработки методического обеспечения процедур реального эффективного управления уровнем безопасности полетов как на уровне государства, так и отдельных международных исследовательских институтов гражданской авиации, таких как Glenn Research Center, Ames Research Center (ARC), ГосНИИГА и т. д. Также необходимо разработать показатели приемлемого уровня БП в виде универсального инструмента мониторинга деятельности авиапредприятий в СУБП на международном уровне.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Зубков Б.В., Аникин Н.В.** Авиационное техническое обеспечение безопасности полетов. М.: Воздушный транспорт, 1990.
2. **Зубков Б.В.** Методологические основы анализа и оценки безопасности полетов и летной годности воздушных судов (теория и практика). М.: МГТУ ГА, 1997.
3. **Большедворский Г.А.** К вопросу обеспечения безопасности полетов и поддержания летной годности воздушных судов // Научный Вестник МГТУ ГА. 2004. № 75. С. 83–86.
4. ГОСТ В 20436-88. Изделия авиационной техники. Безопасность полетов, надежность, контролепригодность, эксплуатационная и ремонтная технологичность. М., 1989.
5. **Далецкий С.В., Деркач О.Я., Петров А.Н.** Эффективность технической эксплуатации самолетов ГА. М.: Воздушный транспорт, 2002.
6. **Елистратов В.Н.** Основные положения по обеспечению безопасности полетов, нормированию летной годности и сертификации ВСГА. М.: МИИГА, 1986.
7. **Зорина О.В., Смирнов Н.П.** Некоторые методологические особенности исследования авиационных систем // Научный Вестник МГТУ ГА. 2007. № 121. С. 162–163.
8. **Зубков Б.В.** Теоретические основы безопасности полетов. М.: МИИГА, 1987.
9. **Гузий А.Г., Лушкин А.М., Розина О.А.** Проблемы разработки и внедрения системы управления безопасностью полетов в авиакомпаниях. Анализ причин их возникновения и путей решения // Проблемы безопасности полетов. Научно-технический журнал. 2009. Вып. 1. С. 11–22.
10. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП). 3-е изд. Doc.9859 – AN/474. Монреаль: ИКАО, 2013.
11. Коллегия Росавиации рассмотрит готовность России к предстоящей проверке ICAO [Электронный ресурс] // 41-ое заседание клуба командиров авиапроизводства России. URL: <https://www.gkovd.ru/press-tsentr/publikatsii/2014/kollegiya-rosaviatsii-rassmotrit-gotovnost-rossii-k-predstoyashchey-proverke-icao/> (дата обращения 24.02.2017).
12. Мероприятия по обеспечению функционирования СУБП в соответствии с Постановлением Правительства РФ от 18.11.2014 № 1215 [Электронный ресурс] // Распределение ответственности и обязанностей в сфере управления безопасностью полетов. URL: https://www.google.ru/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&ved=0ahUKEwiX6aTVjJDVAhWINJoKHUJ7CzEQFggsMAE&url=http%3A%2F%2Fdspk.cs.gkovd.ru%2Flibrary%2Fdata%2Fprezentatsi_1215_molchanov.pptx&usq=AFQjCNFEy9JxXWDqv7LtNJU6ep8HDxcDXw / (дата обращения 14.07.2017)

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Зубков Борис Василевич, профессор, доктор технических наук, профессор кафедры безопасности полетов и жизнедеятельности (БП и ЖД) МГТУ ГА, b.zubkov@mstuca.aero.
Фурап Хуссам Эддин, аспирант МГТУ ГА, housameddine05500@gmail.com.

FLIGHT SAFETY MANAGEMENT PROBLEMS AND EVALUATION OF FLIGHT SAFETY LEVEL OF AN AVIATION ENTERPRISE

Boris V. Zubkov¹, Houssam E. Fourar²

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

²*University Hadj Lakhdar, Batna, Algerian people's Democratic Republic*

ABSTRACT

This article is devoted to studying the problem of safety management system (SMS) and evaluating safety level of an aviation enterprise.

This article discusses the problems of SMS, presented at the 41st meeting of the Russian Aviation Production Commanders Club in June 2014 in St. Petersburg in connection with the verification of the status of the CA of the Russian Federation by the International Civil Aviation Organization (ICAO) in the same year, a set of urgent measures to eliminate the deficiencies identified in the current safety management system by participants of this meeting were proposed.

In addition, the problems of evaluating flight safety level based on operation data of an aviation enterprise were analyzed. This analysis made it possible to take into account the problems listed in this article as a tool for a comprehensive study of SMS parameters and allows to analyze the quantitative indicators of the flights safety level.

The concepts of Acceptable Safety Level (ASL) indicators are interpreted differently depending on the available/applicable methods of their evaluation and how to implement them in SMS. However, the indicators for assessing ASL under operational condition at the aviation enterprise should become universal. Currently, defined safety levels and safety indicators are not yet established functionally and often with distorted underrepresented models describing their contextual contents, as well as ways of integrating them into SMS aviation enterprise.

The results obtained can be used for better implementation of SMS and solving problems determining the aviation enterprise technical level of flight safety.

Key words: safety management system, flight safety level, ICAO.

REFERENCES

1. **Zubkov B.V., Anikin N.V.** *Aviatsionnoe tekhnicheskoe obespechenie bezopasnosti poletov* [Aviation technical provision of flight safety]. M., Air transport Publ., 1990. (in Russian)
2. **Zubkov B.V.** *Metodologicheskie osnovy analiza i otsenki bezopasnosti poletov i letnoy godnosti vozдушnykh sudov (teoriya i praktika)* [Methodological basics of the analysis and assessment of flight safety and airworthiness of aircraft (theory and practice)]. M., MSTUCA Publ., 1997. (in Russian)
3. **Bolshedvorsky G.A.** *K voprosu obespecheniya bezopasnosti poletov I podderjania letnoy gotovnosti vozдушnykh sudov* [To the question of flight safety and continued airworthiness of aircraft]. Scientific Bulletin of MSTUCA, 2004, Vol. 75, pp. 83–86. (in Russian)
4. **GOST V 20436-88. Izdeliya AT. Bezopasnost' poletov, nadezhnost', konroleprigodnost', eksploatatsionnaya i remontnaya tekhnologichnost'** [GOST In 20436-88 "Products AT. Safety, reliability, testability, maintenance and repair manufacturability"]. M., 1989. (in Russian)
5. **Daletskiy S.V., Derkach O.Ya., Petrov A.N.** *Effektivnost' tekhnicheskoy eksploatatsii samoletov GA* [The maintenance effectiveness of civil aviation aircraft]. M., Air transport Publ., 2002. (in Russian)
6. **Elistratov V.N.** *Osnovnye polozheniya po obespecheniyu bezopasnosti poletov, normirovaniyu letnoy godnosti i sertifikatsii VSGA* [The basic provisions to ensure flight safety, regulation of airworthiness and certification of civil aviation aircraft]. M., MIIGA Publ., 1986. (in Russian)
7. **Zorina O.V., Smirnov N.P.** *Nekotoriye metodologicheskie osobennosti issledovaniya aviatsionnih sistem* [Some methodological features of aviation systems' study]. Scientific Bulletin of MSTUCA, 2007, Vol. 121, pp. 162–163. (in Russian)
8. **Zubkov B.V.** *Teoreticheskie osnovy bezopasnosti poletov* [Theoretical basics of flight safety]. M., MIIGA Publ., 1987. (in Russian)

9. Guziy A.G., Lushkin A.M., Rosina O.A. *Problemy razrabotki i vnedrenia sistemy upravleniya bezopasnostyu poletov v aviakompaniyah. Analiz prichin ih vozniknovenia i putey reshenia* [Development and implementation problems of the safety management system in airlines. The analysis of their causes and solutions]. Problemy bezopasnosti poletov [Problems of flight safety]. Scientific-technical journal, 2009, Vol. 1, pp. 11–22. (in Russian)

10. Safety Management Manual (SMM) Doc.9859 AN/474. 3rd Edition, Montreal, ICAO, 2013.

11. The Board of the Federal Air Transport Agency will consider readiness of the Russian Federation for the forthcoming verification of the ICA. 41st meeting of top-managers of the aviation enterprises of Russia. URL: <https://www.gkovd.ru/press-tsentr/publikatsii/2014/kollegiya-rosaviatsii-Rassmotrit-gotovnost-rossii-k-predstoyashchey-proverke-icao> (accessed 24.02.2017).

12. Measures to ensure SMS functioning in accordance with the Russian Federation Government Decree from November 18, 2014 No. 1215. URL: https://www.google.ru/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=2&ved=0ahUKEwiX6aTVjJDVAhWINJoKHYJ7CzEQFggsMAE&url=http%3A%2F%2Fdspk.cs.gkovd.ru%2Flibrary%2Fdata%2Fprezentatsi_1215_molchanov.pptx&usg=AFQjCNFEy9JxXWDqv7LtNJU6ep8HDxcDXw/ (accessed 14.07.2017)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Boris V. Zubkov, Professor, Doctor of Technical Sciences, Professor of the Life and Flight Safety Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation, b.zubkov@mstuca.aero

Houssam E. Fourar, Post Graduate Student of Moscow State Technical University of Civil Aviation, housameddine05500@gmail.com

Поступила в редакцию 23.03.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 23.03.2017
Accepted for publication 20.09.2017

СИСТЕМА МОНИТОРИНГА НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ КОМПОЗИЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ НА ОСНОВЕ МЕХАНОЛЮМИНЕСЦЕНТНЫХ СЕНСОРОВ

Н.Ю. МАКАРОВА¹, Б.И. ШАХТАРИН¹

¹Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана,
г. Москва, Россия

В настоящее время отмечается интенсивное применение композиционных материалов для создания различных деталей авиационной техники. Незаменимость композитов обеспечивается сочетанием таких важнейших характеристик, как высокая механическая прочность, теплостойкость, коррозионная стойкость, малая плотность. Благодаря своей сложной структуре композиционные панели могут обладать интеллектуальным свойством самодиагностики своего состояния. Структурно-композиционная панель представляет собой матрицу, армированную волокнами. При встраивании в сеть армирующих стекловолокон оптических датчиков, передающих излучение в качестве информативного сигнала, можно создать автономную информационно-измерительную систему. Для контроля напряженно-деформированного состояния композиционных конструкций предложено встраивать в структуру композитов механолюминесцентные сенсоры. Способностью к генерации излучения при механическом нагружении (механолюминесценции) обладают кристаллофосфоры группы АІВVI. Такие сенсоры являются светогенерационными, энергонезависимыми, твердотельными, миниатюрными. При деформировании композитной конструкции сенсоры генерируют механолюминесцентное излучение, передающееся по армирующим волокнам на фотоприемное устройство и в блок обработки сигнала, в котором анализируется локализация и величина механического воздействия на композитную панель. В статье описаны физические основы механолюминесцентных сенсорных элементов, представлена математическая модель преобразования, позволяющая рассчитать выходной световой поток сенсора при механических воздействиях разных по длительности и по величине. На основе математической модели написано приложение в программе в MATLAB для моделирования оптического сигнала сенсоров с различными параметрами при изменении амплитудно-временных параметров входного воздействия. По математической модели был разработан алгоритм обработки сигнала механолюминесцентного сенсора, позволяющий выполнить обратное преобразование – по световому потоку восстановить параметры входного механического воздействия.

Ключевые слова: механолюминесценция, оптоэлектронные сенсоры, интеллектуальные композитные панели, контроль напряженно-деформированного состояния.

ВВЕДЕНИЕ

Авиационная техника в процессе эксплуатации подвергается различным повреждающим воздействиям, поэтому конструкция летательных аппаратов как особо серьезная, сложная и ответственная техническая система нуждается в регулярных тщательных многочисленных проверках. В условиях современного интенсивного внедрения полимерных композитов в качестве новых материалов для создания деталей авиационно-космической техники возникает потребность в появлении новых методов оценки их напряженно-деформированного состояния.

В настоящее время композиционные материалы очень широко используются в аэрокосмической области [1–3]. Это обусловлено, с одной стороны, высокой прочностью и жесткостью, свойственной композитам, и, с другой стороны, малой массой относительно массы металлических материалов. В ряде случаев при производстве летательных аппаратов композиционные панели выгодно замещают металлические. Уменьшение веса конструкции позволяет уменьшить размеры самолета или увеличить топливный запас. Кроме этого, применение конструкционных материалов улучшает аэродинамические характеристики за счет удлинения крыла и уменьшения относительной толщины профиля. Но, несмотря на совокупное по ряду факторов преимущество композитов, им свойственен один серьезный недостаток. При сильном

ударном воздействии на композитную панель деформация и разрушение проявляются на тыльной стороне панели, а со стороны удара на панели признаки повреждения могут быть с трудом обнаружены. Это связано с изгибом слоистой структуры композита, его натяжением и расслоением со стороны, противоположной удару. Повреждения, приводящие к расслоению композита, могут быть вызваны случайными незначительными ударами, такими как удар инструмента о крыло самолета при ремонтных работах, столкновением птиц или ударами камней при взлете и посадке. Это обстоятельство вынуждает прибегать к кропотливым и тщательным проверкам внешней поверхности композиционных панелей, исходя из затрудненного контроля состояния внутренней поверхности.

Необходимо отметить, что кроме перспективных материалов интенсивно внедряются бортовые системы мониторинга исправности воздушного судна, которые предсказывают отказы и ухудшение характеристик агрегатов. Использование композитных конструкций, обладающих свойствами самодиагностики напряженно-деформированного состояния, позволит передавать сигналы о текущем состоянии конструкции в блок принятия решений в режиме реального времени. Это значительно сократит трудоемкие проверки напряженно-деформированного состояния ответственных конструкций воздушного судна.

МОНИТОРИНГ НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ КОМПОЗИТОВ

Текущее состояние полимерных композитных конструкций в настоящее время определяется методами неразрушающего контроля (акустическими, ультразвуковыми, радиофизическими), но это периодические проверки, которые не позволяют проводить непрерывный контроль состояния [3–5]. Для постоянного мониторинга используются электронные методы измерения (схемы с тензодатчиками), а также оптические методы, основанные на деформации оптоволокна (волоконно-оптические датчики на основе решеток Брэгга и датчики Фабри – Перо) [6]. Но деформации конструкционных материалов превышают предельные деформации тензодатчиков, поэтому применение их в ряде случаев нецелесообразно. Оптические же методы считаются в настоящее время наиболее перспективными. Но для их применения необходимо наличие источника излучения и аппаратуры для регистрации оптического сигнала.

В области исследований структурных разрушений композиционных материалов сравнительно недавно было открыто явление механолюминесценции (триболюминесценции). Эмиссия фотонов механолюминесценции связана с начальными и элементарными актами изменения структуры вещества, поэтому оптическое излучение при деформировании твердых тел как следствие возникновения в материале структурных дефектов можно рассматривать в качестве объективного показателя разрушения материала. Следовательно, регистрацию излучения механолюминесцентных сенсоров можно использовать для исследования микропроцессов, происходящих при деформировании и разрушении композитов.

Следует отметить следующие преимущества применения механолюминесцентных сенсоров для регистрации механического нагружения [6–7]:

1. Первичный носитель информации – поток фотонов является собственным продуктом процесса изменения состояния вещества, т. е. не требуются специальные воздействия и прямой контакт с материалом для получения информации.

2. Информация передается на фотоприемники регистрирующей аппаратуры со «световой скоростью» – практически безынерционно, что позволяет регистрировать повреждения в реальном масштабе времени даже при динамических, взрывообразных видах нагружения материала.

3. Информацию о разрушениях можно получать как интегрально, так и локально, т. е. возможно оперативное установление места возникновения разрушений в течение срока нагружения для реальных конструкций или наиболее важных их зон.

4. Обособленную измерительную информацию содержат интенсивность, спектральный состав, направление и характеристики степени поляризации излучения механолюминесценции,

т. е. целый комплекс параметров, позволяющий избирательно проводить исследования микропроцессов разрушения в объеме материала.

Оценка возможностей и успешное применение механолюминесцентных сенсоров для оценки деформированного состояния композитов невозможны без разработки физической и математической моделей механолюминесцентного преобразования, проведения имитационного математического моделирования и проверки адекватности моделей путем экспериментальных исследований макетных образцов датчиков. Также необходимо разработать алгоритм обработки механолюминесцентного излучения для определения величины механического воздействия, вызвавшего срабатывание сенсора. Это позволит количественно оценить напряженно-деформированное состояние композитной конструкции с внедренными люминесцентными сенсорами.

ИНТЕГРАЦИЯ МЕХАНОЛЮМИНЕСЦЕНТНЫХ СЕНСОРОВ В СТРУКТУРУ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Волокнистые композиционные материалы представляют собой слои полимерной матрицы, армированной волокнами бериллия, стекла, графита, карбида кремния, бора. Для контроля механического напряжения в таких материалах предлагается использовать механолюминесцентные датчики, встроенные в структуру композита. Механолюминофоры преобразуют энергию механического напряжения в оптический сигнал, который может передаваться по волокнам, армирующим матрицу композита в удаленный блок обработки информации. Волоконно-оптические системы сбора и обработки информации интенсивно применяются в авиационно-космической технике по следующим причинам: 1) такие системы могут стабильно работать в жестких условиях эксплуатации, особенно в условиях воздействия сильной вибрации, акустических шумов и ионизирующих излучений; 2) сенсоры и линии связи обладают высокой электромагнитной помехоустойчивостью, и в экранировании нуждается только блок обработки информации; 3) оптоволоконные линии связи обладают малым весом относительно металлических.

В композиционных панелях кварцевые волокна могут играть роль линий связи, по которым передается информация от деформированного механолюминесцентного кристалла, введенного в структуру композита, к системе фотоприемников (рис. 1).

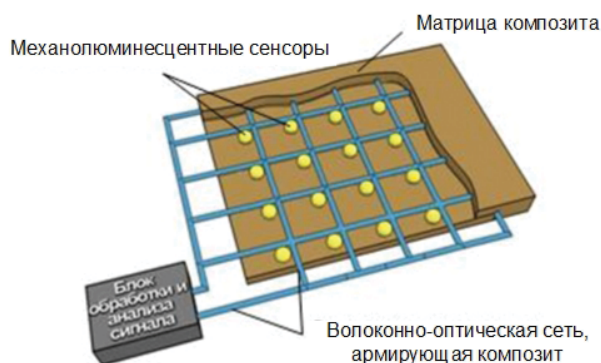


Рис. 1. Полимерная композиционная панель, армированная волоконно-оптической сетью со встроенными механолюминесцентными сенсорами для оценки напряженно-деформированного состояния

Fig. 1. Polymer composite panel reinforced with fiber optic net with built-in mechanical luminescent sensors for assessment of stress-strain behavior

Таким образом, создаются так называемые интеллектуальные композиционные материалы, обладающие свойством самодиагностики. В исследованиях научного центра оборонного агентства Великобритании DERA сообщается об интеллектуальных полимерных композиционных материалах со встроенными механолюминесцентными (триболоминесцентными) кристаллами. Пример реализации системы контроля состояния крыльев планера самолета со встроенными МЛД показан на рис. 2 [7].

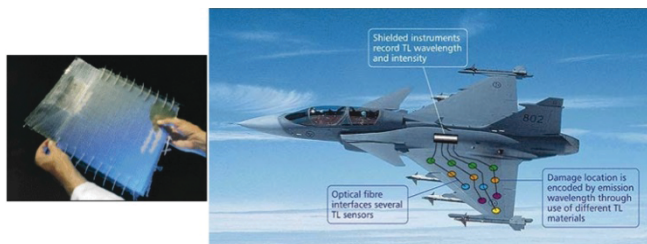


Рис. 2. Исследования агентства DERA: композиционная панель со встроенными триболюминесцентными сенсорами и пример использования таких панелей в авиастроении
Fig. 2. DERA agency examined composite panel with built-in tribo-luminescent sensors and an example of using such panels in aviation design

Здесь для достоверного распознавания конкретного места повреждения применяются распределенные системы оптических волокон и механолюминофоры с различным спектром излучения. Причем как положительное свойство отмечается наличие порогового характера зависимости интенсивности свечения от приложенной механической нагрузки. Это обстоятельство обеспечивает нечувствительность датчиков к незначительным нагрузкам и вибрациям в процессе эксплуатации самолета. Интеграция функций в пределах одной конструкции позволяет создавать встроенные датчики, обладающие способностью избирательно определять степень повреждения композиционной панели и конкретное место локализации повреждения.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ МЕХАНОЛЮМИНЕСЦЕНТНОГО ПРЕОБРАЗОВАНИЯ

Обобщенная структурная схема механолюминесцентного датчика, детализирующая процесс преобразования энергии в информационной цепи, показана на рис. 1. Схема соответствует структуре оптопары и включает механолюминесцентный сенсор (излучатель), фотоприемник и оптический канал связи между ними. Здесь на входе датчика действует импульс давления (механического напряжения) $\sigma(t)$, вызывающий деформацию кристаллов люминофора. При деформировании люминофор генерирует световой импульс $\Phi(t)$.

Изучением явления механолюминесценции (триболюминесценции или деформационной люминесценции) занимались зарубежные и отечественные ученые [6–8]. Рассмотренные труды в основном раскрывают теоретические основы механолюминесценции и экспериментальное исследование различных кристаллофосфоров.

При деформации некоторых кристаллов, преимущественно полупроводников группы $A^{II}B^{VI}$, генерируется нетепловое излучение люминофора, называемое механолюминесценцией. При пластической деформации кристаллов происходит движение электрически заряженных дислокаций. Движение дислокаций в структуре люминофора и их взаимодействие с центрами излучения приводит к возбуждению или к ионизации центров излучения с их последующими механолюминесцентными излучательными переходами.

Механолюминесцентный сенсор с внутрицентровым люминофором описывается математической моделью, основу которой составляет выражение

$$\Phi(t) = 2N_{RC} \frac{\eta}{\tau} \exp\left(-\frac{t}{\tau}\right) \int_0^{t_{\sigma}} \dot{N}_{RC}(t) dt, \quad (1)$$

где $\Phi(t)$ – световой поток механолюминесцентного сенсора; N_{RC} – число излучающих центров в механолюминесцентном материале; η – энергия кванта механолюминесцентного излучения; τ – постоянная кинетики затухания внутрицентральной люминесценции; t_{σ} – длительность механического воздействия; $\dot{N}_{RC}(t)$ – скорость увеличения количества возбужденных центров свечения.

Модель позволяет рассчитать временную зависимость оптического сигнала механолюминесцентного сенсорного элемента при разных входных механических напряжениях с длительностью воздействия t_{σ} [7]. При пластическом деформировании движущиеся дислокации возбуждают центры излучения, число которых в люминофоре равно N_{RC} . Это взаимодействие сопровождается излучательными переходами с энергией кванта излучения η и с постоянной времени затухания внутрицентральной люминесценции τ .

Излучение механолюминесцентного сенсора с рекомбинационным люминофором описывается выражением

$$\Phi(t) = \eta\beta \left(\int_0^{t_{\sigma}} \dot{N}_{RC}(t) dt \right)^2 / \left(1 + \beta \int_0^{t_{\sigma}} \dot{N}_{RC}(t) dt \right)^2, \quad (2)$$

где β – коэффициент, характеризующий вероятность рекомбинации.

Аналогично внутрицентральной люминесценции световой поток $\Phi(t)$ зависит от скорости ионизации центров излучения во всем объеме кристалла $\dot{N}_{RC}(t)$ при его упруго-пластическом деформировании, но кинетика излучения такого люминофора описывается гиперболическим законом. Скорость ионизации (возбуждения) центров излучения в люминофоре $\dot{N}_{RC}(t)$ пропорциональна средней плотности движущихся дислокаций $\tilde{N}_{mD}(t)$

$$\dot{N}_{RC}(t) = 2N_{RC}(t)r_{int}(t)\tilde{N}_{mD}(t)\tilde{U}_D(t), \quad (3)$$

где $r_{int}(t)$ – расстояние взаимодействия движущейся дислокации с центром свечения; $\tilde{N}_{mD}(t)$ – средняя плотность движущихся дислокаций; $\tilde{U}_D(t)$ – средняя скорость перемещения дислокаций. При пластическом деформировании люминофора дислокации, движущиеся со скоростью $\tilde{U}_D(t)$, находясь на расстоянии $r_{int}(t)$ от центра свечения, ионизируют его с последующим излучательным переходом.

Напряженное состояние деформированного механолюминесцентного сенсорного элемента рассматривалось с использованием микродинамической теории пластичности. Благодаря этому установлена зависимость макроскопических параметров внешнего воздействия (механического напряжения и деформации) с микроскопическими параметрами, описывающими упруго-пластическое деформирование. Скорость пластических деформаций $\dot{\epsilon}_1^p$ пропорциональна вектору Бюргерса $|\vec{b}|$, характеризующему искажение кристаллической решетки кристалла дислокацией, плотности подвижных дислокаций и их скорости и описывается выражением

$$\dot{\epsilon}_1^p = |\vec{b}| \tilde{N}_{mD} \tilde{U}_D. \quad (4)$$

Величина пластической деформации связана с механическим напряжением на входе сенсора выражением

$$\sigma(t) = \sigma_1 + E \cdot \epsilon_1^p, \quad (5)$$

где E – модуль упругости; σ_1 – главное значение тензора напряжения.

Выражения (1–5) лежат в основе модели механолюминесцентного преобразования.

РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

На основе рассмотренной модели механолюминесцентного преобразования было разработано приложение в программе MATLAB и проведено моделирование. В программе задаются параметры входного механического напряжения (однократного импульсного воздействия) – амплитуда и длительность, и вычисляется оптический отклик сигнала механолюминесцентного сенсора. Пример расчета приведен на рис. 3.

Так как генерация механолюминесцентного излучения происходит лишь в области пластической деформации кристалла, т.е. в диапазоне превышения предела текучести механического напряжения $\sigma(t)$, то по оптическому сигналу можно восстановить значения механического напряжения, превышающие предел текучести данного механолюминофора.

Пример восстановления импульса давления по выходному сигналу сенсора согласно алгоритму обработки приведен на рис. 4. Пунктиром показан импульс $\sigma(t)$, вызвавший генерацию излучения датчика.



Рис. 3. Интерфейс программы для моделирования оптического сигнала механолюминесцентного сенсора
Fig. 3. Interface of the program for modeling an optical signal of a mechanical luminescent sensor

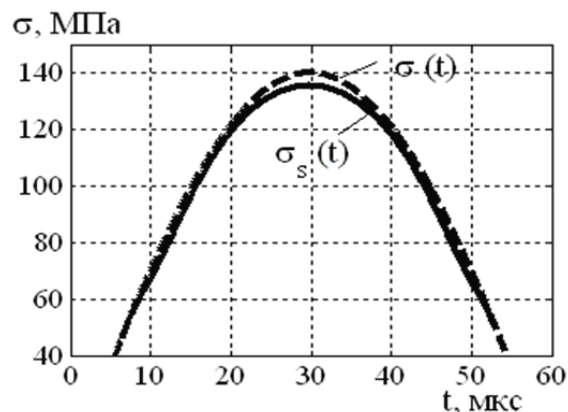


Рис. 4. Восстановленный импульс механического напряжения $\sigma_s(t)$ по выходному сигналу датчика с использованием алгоритма обработки сигнала
Fig. 4. Restored impulse of mechanical strain $\sigma_s(t)$ under sensor exit signal with using an algorithm of signal processing

Разработанный алгоритм обработки выходных оптических сигналов был проверен экспериментально. Выходной оптический сигнал и входной импульс ударного ускорения регистрировались при помощи двухканального блока виртуального осциллографа PCS64i фирмы Velleman [9]. Оба сигнала заносились в цифровом виде в память персонального компьютера, подвергались первичной обработке – процедурам фильтрации и линеаризации [10], а затем сигнал механолюминесцентного датчика подвергался обработке по предложенному алгоритму. Затем проводилось сравнение реализаций вычисленного входного импульса давления $\sigma_s(t)$ и зарегистрированного $\sigma(t)$. По результатам серии из 32 экспериментов отклонения между расчетными и экспериментальными реализациями импульса давления не превысили 6–8 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье проанализирована возможность создания композиционных материалов, армированных кварцевыми волокнами со встроенными механолюминесцентными сенсорами

для мониторинга напряженно-деформированного состояния конструкций. При деформировании такой конструкции генерируется излучение в кристаллах люминофора и оптический сигнал по армирующим волокнам передается к фотоприемному устройству (одиночным фотодиодам или фотодиодной линейке) в блоке обработки информации. Отличительными свойствами таких сенсоров являются светогенерационность, помехоустойчивость, возможность интеграции в волоконно-оптические сети и встраивания в композиционные конструкции.

В статье рассмотрена математическая модель сенсора, позволяющая получить световой отклик сенсора в ответ на механическое воздействие. Для оценки применимости сенсора моделируется реакция сенсора на возможные предельные значения входного ударного воздействия. Результаты моделирования показывают, что, во-первых, функция преобразования сенсора имеет явно выраженный порог чувствительности, во-вторых, функция преобразования имеет нелинейный характер, в-третьих, форма выходных оптических сигналов значительно отличается от формы входных импульсов давления. На основе модели предложен алгоритм обработки оптического сигнала датчика для получения входного механического воздействия. Модель прямого и обратного преобразования были проверены экспериментально.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Nikhil V. Nayak.** Composite materials in aerospace application. International Journal of Scientific and Research Publications, 2014, Vol. 4, Iss. 9, pp. 20–31.
2. **Campbell F.C.** Structural composite materials. ASM international, 2010, 629 p.
3. **Gay D., Suong V. Hoa, Tsai S.W.** Composite materials design and application. CRC Press LLC, 2003, 524 p.
4. **Mallick P.K.** Fiber-reinforced composite materials, manufacturing and design, Taylor & Francis Group, LLC, 2007, 617 p.
5. Composite materials for aircraft structures. Edited by Alan Baker, Stuart Dutton, Donald Kelly. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2004, 597 p.
6. **Lau K.T.** Structural health monitoring for smart composites using embedded FBG sensor technology. Materials Science and Technologies, 2014, Vol. 30, No 13a, pp. 1642–1654.
7. **Sage I., Humberstone L., Oswald I., Lloyd P., Bourhill G.** Getting light through black composites: embedded triboluminescent structural damage sensors. Smart Mater. Struct. 2001, № 10, pp. 332–337.
8. **Fontenot R.S., Bhat K.N., Hollerman W.A., and Aggarwal M.D.** Triboluminescent materials for smart sensors. Materials today, 2011, Vol. 14, No 6, pp. 292–293.
9. **Татмышевский К.В., Макарова Н.Ю., Павлов Д.Д.** Математическое моделирование механолюминесцентного сенсора давления // Автоматизация в промышленности. 2010. № 10. С. 56–60.
10. **Грибов А.Ф., Шахтарин Б.И.** Обоснование обобщенного метода квазигармонической линеаризации // Вестник московского государственного университета им Н.Э. Баумана. Серия: Естественные науки. 2014. № 1 (52). С. 3–16.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Макарова Наталья Юрьевна, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры автономных информационных и управляющих систем МГТУ им. Н.Э. Баумана, mak-nat@inbox.ru.

Шахтарин Борис Ильич, доктор технических наук, профессор, профессор кафедры автономных информационных и управляющих систем МГТУ им. Н.Э. Баумана, shakhtarin@mail.ru.

STRESS-STRAIN STATE MONITORING SYSTEM OF COMPOSITE STRUCTURES WITH THE MECHANOLUMINESCENT SENSORS

Natalia Yu. Makarova¹, Boris I. Shakhtarin¹

Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Moscow, Russia

ABSTRACT

At present, the intensive use of composite materials for the creation of various parts of aviation equipment is not ed. The irreplaceability of composites is provided by a combination of such important characteristics as high mechanical strength, heat resistance, corrosion resistance, low density. Due to its complex structure, composite panels can have the intellectual property of self-diagnostics of their condition. Structurally, the composite panel is a matrix reinforced with fibers. Optical sensors embedded into composite matrix transmit radiation through the reinforcing glass fiber. So, an autonomous information-measuring system can be created. To control the stress-strain state of composite structures, it is proposed to incorporate mechanoluminescent sensors into the structure of composites. The phosphors of the AIBVI group possess the ability to generate radiation under mechanical loading (mechanoluminescence). Such sensors are light-generating, non-volatile, solid-state, miniaturized. When the composite structure is deformed, the sensors generate mechanoluminescent radiation transmitted along the reinforcing fibers to the photodetector device and to the signal processing unit, in which the localization and magnitude of the mechanical action on the composite panel are analyzed. The physical principles of mechanoluminescent sensor elements are described in the article, a mathematical model of transformation is presented, which allows calculating the output light flux of the sensor under mechanical actions of different duration and magnitude. On the basis of the mathematical model, an application is realized in the MATLAB for modeling the optical signal of sensors with different parameters when the amplitude-time parameters of the input effect change. According to the mathematical model, an algorithm for processing the signal of a mechanoluminescent sensor has been developed, which makes it possible to perform an inverse transformation – to restore the parameters of the input mechanical action by the light flux.

Key words: mechanoluminescence, optoelectronic sensors, smart composite structures, monitoring of the stress-strain state.

REFERENCES

1. **Nikhil V. Nayak.** Composite materials in aerospace application. International Journal of Scientific and Research Publications, 2014, Vol. 4, Iss. 9, pp. 20–31.
2. **Campbell F.C.** Structural composite materials. ASM international, 2010, 629 p.
3. **Gay D., Suong V. Hoa, Tsai S.W.** Composite materials design and application. CRC Press LLC, 2003, 524 p.
4. **Mallick P.K.** Fiber-reinforced composite materials, manufacturing and design, Taylor & Francis Group, LLC, 2007, 617 p.
5. Composite materials for aircraft structures. Edited by Alan Baker, Stuart Dutton, Donald Kelly. American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2004, 597 p.
6. **Lau K.T.** Structural health monitoring for smart composites using embedded FBG sensor technology. Materials Science and Technologies, 2014, Vol. 30, No 13a, pp. 1642–1654.
7. **Sage I., Humberstone L., Oswald I., Lloyd P., Bourhill G.** Getting light through black composites: embedded triboluminescent structural damage sensors. Smart Mater. Struct. 2001, № 10, pp. 332–337.
8. **Fontenot R.S., Bhat K.N., Hollerman W.A., and Aggarwal M.D.** Triboluminescent materials for smart sensors. Materials today, 2011, Vol. 14, No 6, pp. 292–293.
9. **Tatmyshevsky K.V., Makarova N.Yu., Pavlov D.D.** *Matematicheskoye modelirovaniye mekhanolyuminescentnogo sensora davleniya* [Mathematical modeling of mechanoluminescent pressure sensor]. Automation in industry, 2010, No 10, pp. 56–60 (in Russian)
10. **Gribov A.F., Shakhtarin B.I.** *Obosnovaniye obobshchennogo metoda kvazigarmonicheskoy linearizatsii* [The justification of the generalized method of quasiharmonic linearization]. Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Natural Science, 2014, No 1 (52), pp. 3–16. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Natalya Yu. Makarova, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, Associate Professor of the Autonomous Information and Control Systems Chair of the Bauman Moscow State Technical University, mak-nat@inbox.ru.

Boris I. Shakhtarin, Doctor of Technical Sciences, Professor, Professor of the Autonomous Information and Control Systems Department of the Bauman Moscow State Technical University, shakhtarin@mail.ru.

Поступила в редакцию 01.09.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 01.09.2017
Accepted for publication 20.09.2017

ИНФОРМАТИКА, ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ ТЕХНИКА И УПРАВЛЕНИЕ

УДК 004.75

DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-5-161-170

**МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ПОСТРОЕНИЯ ПОДСИСТЕМЫ
ОБЕСПЕЧЕНИЯ СОХРАННОСТИ ИНФОРМАЦИИ
В РАСПРЕДЕЛЕННЫХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ**

Д.О. ЕСИКОВ¹, Р.Н. АКИНШИН², П.И. АБРАМОВ³, Л.Э. ЛУТИНА⁴

¹Тульский государственный университет, г. Тула, Россия,

²Секция прикладных проблем РАН, г. Москва, Россия,

³Научно-исследовательский институт «Полюс» им. М.Ф. Стельмаха,
г. Москва, Россия,

⁴Московский государственный технический университет гражданской авиации,
г. Москва, Россия

Практическая реализация концепции распределенной информационной системы требует реализации целого комплекса научно-технических задач, связанных с выбором состава и порядка использования средств хранения и обработки информации, созданием и использованием общих информационных массивов, обеспечением информационной безопасности и др. В основе современных распределённых информационных систем находится система связи и передачи информации, а также система хранения и обработки данных. Система хранения и обработки данных предназначена для организации надежного, а также отказоустойчивого хранения данных, высокопроизводительного доступа серверов к устройствам хранения и обработки информации. Предложен показатель качества функционирования системы хранения и обработки данных. Рассмотрены задачи, которые необходимо решить при построении и эксплуатации системы хранения и обработки данных с учётом требований высоконадёжного хранения данных, а также их конфигураций в следующем составе: определения количества и местоположения центров хранения и обработки данных в распределённых информационных системах; выбора состава комплекса средств хранения данных в центрах хранения и обработки информации с учетом организации подсистемы резервного копирования, архивирования и восстановления данных. Сформулирована задача оптимизации состава средств хранения по критерию максимума значения коэффициента готовности системы хранения данных. Данная задача сведена к виду задач целочисленного линейного программирования с булевыми переменными, что позволяет для её решения применять существующие методы. Разработана методика для определения рационального уровня расходов на формирование комплекса средств хранения данных в системе хранения и обработки данных, основанная на применении элементов теории вероятностей и теории благосостояния (принцип оптимальности по Парето). Получено решение данной задачи путём оптимизации линейной свёртки.

Ключевые слова: математические модели, распределённые информационные системы, сохранность информации, система хранения и обработки данных.

ВВЕДЕНИЕ

Практическая реализация концепции распределенной информационной системы (РИС) требует реализации целого комплекса научно-технических задач, связанных с выбором состава и порядка использования средств хранения и обработки информации, созданием и использованием общих информационных массивов, обеспечением информационной безопасности и др. Создание РИС связано с широким внедрением сетей ЭВМ, распределённых баз данных, электронных архивов информации, систем передачи информации. В основе современных РИС находится система связи и передачи информации, а также система хранения и обработки данных (СХОД).

Система хранения и обработки данных предназначена для организации надежного, а также отказоустойчивого хранения данных, высокопроизводительного доступа серверов к устройствам хранения и обработки информации [1].

Система хранения и обработки данных обычно включает в себя следующие подсистемы и компоненты [2, 3]: устройства хранения данных, обеспечивающие как долговременное хране-

ние данных, так и оперативный доступ к информации; средства организации доступа и обработки данных; систему резервного копирования, архивирования и восстановления данных; систему управления, обеспечивающую мониторинг и управление уровнем качества сервисов хранения и обработки данных.

В качестве показателя качества, а в ряде случаев и показателя устойчивости функционирования СХОД в условиях воздействия дестабилизирующих факторов, обычно используют коэффициент устойчивости [4, 5]:

$$K_y = \prod_{i=1}^I K_{y_{ci}},$$

где $K_{y_{ci}}$ – коэффициент готовности вычислительной системы в условиях воздействия i -го дестабилизирующего фактора ($i = 1, 2, \dots, I$)

$$K_{y_{ci}} = 1 - \frac{|K_{mp} - K_{\partial fi}|}{K_{mp}},$$

где K_{mp} – требуемое значение показателя качества функционирования системы; $K_{\partial fi}$ – значение показателя качества функционирования системы в условиях воздействия i -го дестабилизирующего фактора.

Обеспечение сохранности информации в СХОД производится путём применения специальных мер организации хранения, восстановления (регенерации) информации, специальных устройств архивирования и резервирования информации. Качество обеспечения сохранности информации зависит от её целостности (точности, полноты) и готовности к постоянному использованию [6, 7].

Резервные хранилища информации в СХОД по типу устройств резервирования делятся на [3]: хранилища на базе жестких дисков (RAID-массивы); хранилища на магнитных лентах; хранилища на базе оптических дисков.

При большом количестве разновидностей систем и средств высоконадежного хранения данных, а также их конфигураций, разнообразия решаемых в РИС задач, при построении и эксплуатации СХОД стоят следующие задачи [8–11]: определения количества и местоположения центра хранения и обработки данных (ЦХОД) в РИС; выбора состава комплекса средств хранения данных в ЦХОД, с учетом организации подсистемы резервного копирования, архивирования и восстановления данных.

Вследствие большого разнообразия существующих средств хранения данных, вариантов организации СХОД, определение конкретного перечня используемых технических средств и их распределения по структурным элементам СХОД в условиях жестких ограничений на совокупную стоимость построения системы, временные параметры доступа и обработки данных целесообразно осуществлять решением комплекса оптимизационных задач [4].

Вычислительная сеть, лежащая в основе построения РИС, может быть представлена в виде графа G [10], множеством вершин которого $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ являются узлы сети (вычислительные комплексы), а множеством дуг $A = \{a_1, a_2, \dots, a_m\}$ (ребер) – каналы связи. Каждая вершина графа имеет вес, соответствующий ее важности (важности решаемых в данном узле задач). Каждая дуга (ребро) графа имеет вес, соответствующий заданной характеристике канала связи (пропускной способности, среднему времени передачи эталонного сообщения и т. п.).

Пусть, необходимо решить задачу распределения ЦХОД в количестве равном p по узлам сети РИС, исходя из ограничений на обобщенную стоимость ЦХОД.

Физический смысл задачи распределения p ЦХОД в сети вычислительного комплекса состоит в том, чтобы сумма кратчайших расстояний от них до вершин графа была минимально возможной. Оптимальное в указанном смысле место расположения пунктов называется медианами графа [10]. Сопоставив каждой вершине x_j графа некоторый вес v_j (представляющий ее важность), получим зависимости для определения передаточных чисел графа в следующем виде [9]:

$$\left. \begin{aligned} \sigma_0(x_i) &= \sum_{x_j \in X} v_j d(x_i, x_j), \\ \sigma_t(x_i) &= \sum_{x_j \in X} v_j d(x_j, x_i), \end{aligned} \right\} x_i \in X, \quad (1)$$

где $d(x_i, x_j)$ – кратчайшее расстояние от вершины x_i до вершины x_j , числа $\sigma_0(x_i)$ и $\sigma_t(x_i)$ – внешнее и внутреннее передаточное число вершины x_i .

Вершина $\bar{x}_0$, для которой $\sigma_0(\bar{x}_0) = \min_{x_i \in X} [\sigma_0(x_i)]$, является внешней медианой графа G , а вершина $\bar{x}_t$, для которой $\sigma_t(\bar{x}_t) = \min_{x_i \in X} [\sigma_t(x_i)]$, внутренней медианой графа.

Пусть X_p – подмножество вершин X графа G , тогда введем следующие обозначения:

$$d(X_p, x_j) = \min_{x_i \in X_p} [d(x_i, x_j)], \quad (2)$$

$$d(x_j, X_p) = \min_{x_i \in X_p} [d(x_j, x_i)], \quad (3)$$

Если x_i^* – вершина из X_p , на которой достигается минимум в (2) или (3), говорят, что вершина x_j прикреплена к x_i^* . Тогда (1) будет иметь вид

$$\left. \begin{aligned} \sigma_0(X_p) &= \sum_{x_j \in X} v_j d(X_p, x_j), \\ \sigma_t(X_p) &= \sum_{x_j \in X} v_j d(x_j, X_p), \end{aligned} \right\}$$

где $\sigma_0(X_p)$ и $\sigma_t(X_p)$ – внешнее и внутреннее передаточные числа.

Множество $\bar{X}_p^0$, для которого $\sigma_0(\bar{X}_p^0) = \min_{X_p \subseteq X} [\sigma_0(X_p)]$ называют внешней p -медианой графа G ; аналогично определяется внутренняя p -медиана.

Исходя из выше сказанного, задача распределения ЦХОД по узлам сети может быть сформулирована в следующем виде.

Определить такие значения y_{ij} , такие что

$$z = \min \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n d_{ij} y_{ij} \quad (4)$$

при ограничениях

$$\sum_{j=1}^n y_{ij} = 1, j = 1, 2, \dots, n, \quad (5)$$

$$\sum_{i=1}^n y_{ii} = p, \quad (6)$$

$$y_{ij} \leq y_{ii}, j = 1, 2, \dots, n, \quad (7)$$

$$y_{ij} = \{0, 1\}, i = 1, 2, \dots, n, j = 1, 2, \dots, n, \quad (8)$$

где $y_{ij} = 1$, если вершина x_j прикреплена к вершине x_i , $y_{ij} = 0$ в противном случае, и $y_{ii} = 1$, если вершина x_i – медиана, $y_{ii} = 0$ – в противном случае.

Если $\|y_{ij}^*\|$ – решение задачи (4)–(8), то p -медиана имеет вид

$$\overline{X}_p = \{x_i \mid y_{ii}^* = 1\}.$$

Задача (4)–(8) относится к классу задач целочисленного линейного программирования. Для ее решения может использоваться метод ветвей и границ [7, 9, 10].

Пусть все средства хранения данных, претенденты на включение в состав комплекса технических средств ЦХОД делятся на I групп. В каждую i -ю группу средств хранения входит Z_i средств хранения, имеющих номера с I по Z_i . Задана стоимость, время восстановления и объем информационного пространства каждого средства хранения данных.

Тогда по критерию максимума значения коэффициента готовности системы хранения данных в целом задача оптимизации состава средств хранения может быть сформулирована следующим образом [9, 11]. Найти значения переменных z_i ($i = 1, 2, \dots, I$), такие что

$$\prod_{i=1}^I K_{\Gamma_i}(z_i) \rightarrow \max,$$

при ограничениях:

на стоимость системы резервирования:

$$\sum_{i=1}^I C_i(z_i) \leq C^{\text{Don}}, \quad (9)$$

на время восстановления системы резервирования:

$$\sum_{i=1}^I T_i^B(z_i) \leq T^{\text{B Don}}, \quad (10)$$

на общий объем средств хранения:

$$\sum_{i=1}^I V_i(z_i) \geq V_i^{\text{Don}}, \quad (11)$$

на значения переменных

$$z_i = 0, 1, 2, \dots, Z_i. \quad (12)$$

где C^{Don} – максимально допустимая стоимость системы хранения и резервирования;
 $T^{B\ Don}$ – максимально допустимое время восстановления системы хранения и резервирования;
 V_i^{Don} – максимально допустимый информационный объем системы хранения и резервирования данных, I – число видов средств хранения информации.

Задача (9)–(12) относится к классу задач выбора комплекса технических средств, и для её решения применяются методы динамического программирования [7, 10].

Однако задача (9)–(12) путем логарифмирования целевой функции может быть преобразована к следующему виду:

$$\sum_{i=1}^{I_{Общ}} x_i \ln K_{\Gamma_i} \rightarrow \max. \quad (13)$$

При ограничениях:
на стоимость системы хранения:

$$\sum_{i=1}^{I_{Общ}} C_i x_i \leq C^{don}, \quad (14)$$

на время восстановления системы резервирования:

$$\sum_{i=1}^{I_{Общ}} T_i^B x_i \leq T^{B\ Don}, \quad (15)$$

на общий объем средств хранения:

$$\sum_{i=1}^{I_{Общ}} V_i x_i \geq V_i^{Don}, \quad (16)$$

на значения переменных:

$$x_i = \{0, 1\}, \sum_{i \in L_j} x_i \leq 1, j = 1, 2, \dots, \sum_{k=1}^I Z_k, \quad (17)$$

где x_i – значения переменных в целевой функции, $x_i = 1$ если i -ое средство включено в комплекс и 0 – в противном случае; I – общее число видов средств хранения информации, L_j – множество номеров средств хранения информации j -го вида.

Задача (13)–(17) относится к классу задач целочисленного линейного программирования с булевыми переменными, и для её решения может быть использован метод ветвей и границ [7, 12–14].

Предлагается для определения рационального уровня расходов на формирование комплекса средств хранения данных в ЦХОД использовать методику, основанную на применении элементов теории вероятностей и теории благосостояния (принцип оптимальности по Парето) [8–10, 15], суть которой состоит в следующем.

Обозначим через $q \in [0,1]$ параметр, характеризующий уровень сохранности информации в РИС. При этом потери от нарушения сохранности информации Z_ϕ (разрушения, искажения) зависят непосредственно от величины q . При $q = 0$, то есть отсутствии в РИС системы ОСИ величина Z_ϕ будет иметь максимальное значение, и минимальное значение (в идеальном случае равное 0) при $q = 1$. Последний случай соответствует «абсолютно» эффективной системе ОСИ.

$$Z_\phi = Z_\phi(q), q \in [0,1]$$

Обозначим через C_1 максимальный уровень потерь от разрушения или искажения информации в РИС.

Будем считать, что с ростом величины q значение потерь Z_ϕ уменьшается по экспоненциальному закону в соответствии с функцией

$$Z_\phi(q) = C_1 e^{-\alpha q}, \quad (18)$$

где значение α определяется из выражения $\alpha = \ln\left(\frac{C_1}{\varepsilon}\right)$, ε – параметр, учитывающий степень важности информации, обращающейся в РИС.

Создание системы ОСИ в РИС связано с существенными затратами.

Обозначим через Z_c затраты на создание системы ОСИ.

$$Z_c = Z_c(q), q \in [0,1].$$

По аналогии с (18)

$$Z_c(q) = C_2 e^{-b(1-q)}, \quad (19)$$

где C_2 – объем затрат на создание «абсолютной» системы ОСИ, при которой уровень сохранности информации $q = 1$,

$$b = \ln\left(\frac{C_2}{\varepsilon}\right).$$

При разработке системы ОСИ путем выбора значения $q \in [0,1]$ минимизируют затраты на создание системы ОСИ Z_ϕ и потери от нарушения сохранности информации Z_c .

$$Z_\phi(q) \rightarrow \min_{0 < q < 1}, \quad Z_c(q) \rightarrow \min_{0 < q < 1}.$$

В связи с тем, что с ростом q значение Z_ϕ убывает, а Z_c – возрастает, решение данной задачи лежит в области компромисса между (18) и (19), при этом формулируется двухкритериальная задача

$$(Z_\phi, Z_c) \rightarrow \min_{0 < q < 1}. \quad (20)$$

Парето-оптимальное решение (20) получается путём минимизации линейной свёртки (18) и (19):

$$L(q, \lambda) = \lambda Z_{\phi}(q) + (1 - \lambda) Z_c(q) \rightarrow \min_{0 < q < 1}, \quad (21)$$

где $\lambda \in (0, 1)$ – параметр свёртки критериев.

Условием наличия экстремума $L(q, \lambda)$ будет $\frac{\partial L}{\partial q} = 0$. С учетом (21), (18) и (19) получим

$$-\lambda \alpha C_1 e^{-\alpha q} + (1 - \lambda) C_2 b e^{-b(1-q)} = 0.$$

Тогда, решая данное уравнение, получим

$$q(\lambda) = \frac{-\ln\left(\frac{C_2 b(1-\lambda)}{\lambda C_1 \alpha}\right) + b}{\alpha + b}, \quad \lambda \in (0, 1).$$

Пусть определен минимально допустимый с точки зрения ОСИ уровень q^* , то есть

$$q^* \leq q(\lambda) \leq 1.$$

Исходя из этого, можно определить границы значений параметра свертки $\lambda_{\min}$ и $\lambda_{\max}$.

$$\lambda_{\min} = \frac{C_2 b e^{-b(1-q^*)}}{C_2 b e^{-b(1-q^*)} + C_1 \alpha e^{-\alpha q^*}},$$
$$\lambda_{\max} = \frac{C_2 b}{C_2 b + C_1 \alpha e^{-\alpha}}.$$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, множество значений вероятности ОСИ в РИС и соответствующие им значения потерь от потери или искажения информации и затрат на создание системы ОСИ возможно определить путём варьирования значений параметра свертки λ в интервале $[\lambda_{\min}, \lambda_{\max}]$, что позволит выбрать значение требуемой вероятности обеспечения сохранности информации из полученного множества. При этом в качестве исходных данных для получения вышеуказанного множества выступает незначительный набор данных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бройдо В.Л. Вычислительные системы, сети и телекоммуникации: учебник для вузов. СПб.: Питер, 2006. 703 с.
2. Кореев В.В. Вычислительные системы. М.: Гелиос АРВ, 2004. 512 с.
3. Найк Д. Системы хранения данных в Windows. М.: Вильямс, 2005. 419 с.
4. Николаев В.И. Системотехника: методы и приложения / В.И. Николаев, В.М. Брук. Л.: Машиностроение, Ленингр. отд-ние, 1985. 199 с.

5. Воронин А.А., Морозов Б.И. Надежность информационных систем: учебное пособие. СПб.: Изд-во СПбГТУ, 2001.

6. Есиков Д.О. Обеспечение устойчивого функционирования вычислительных систем за счет обеспечения высоконадежного хранения данных // Сборник статей пятнадцатой международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные исследования, разработка и применение высоких технологий в промышленности», Санкт-Петербург. СПб: Политехн. универ-т, 2013.

7. Киселев В.Д., Есиков О.В., Кислицын А.С. Теоретические основы оптимизации информационно-вычислительного процесса и состава комплексов средств защиты информации в вычислительных сетях / под ред. профессора Е.М. Сухарева. М.: Полиграфсервис XXI век, 2003. 198 с.

8. Yesikov D.O. Increase of level of stability of functioning of systems of storage and data processing at the expense of realization of actions for ensuring safety of information. Third International Conference "High Performance Computing" HPC-UA 2013, Ukraine, Kyiv, October 7–11, 2013. С. 416–420.

9. Математические модели, методики и алгоритмы обеспечения устойчивости функционирования современных систем хранения и обработки данных / О.В. Есиков, С.С. Саватеев, Д.О. Есиков, А.В. Струков, Е.М. Сухарев // Нелинейный мир. 2013. № 9. С. 621–631.

10. Есиков Д.О. Задачи обеспечения устойчивости функционирования распределенных информационных систем // Программные продукты и системы. 2015. № 4 (112).

11. Ivutin A., Yesikov D. Complex of Mathematical Models to Ensuring Sustainability of the Distributed Information Systems. 4rd Mediterranean Conference on Embedded Computing (MECO) June 14–18 2015. Budva, Montenegro, 2015, pp. 106–109. DOI: 10.1109/MECO.2015.7181878 (Scopus и Web of Science)

12. Yesikov D.O., Ivutin A.N., Larkin E.V., Kotov V.V. (2017). Multi-agent Approach for Distributed Information Systems Reliability Prediction. Procedia Computer Science, 2017, Vol. 103. pp. 416–420.

13. Yesikov D.O., Ivutin A.N. Rational values of parameters of island genetic algorithms for the effective solution of problems of ensuring stability of functioning of the distributed information systems. 12–16 June 2016, 2016 5th Mediterranean Conference on Embedded Computing (MECO) 2016, pp. 309–312. DOI: 10.1109/MECO.2016.7525769 (SCOPUS, Web of Science)

14. Карпенко А.П. Современные алгоритмы поисковой оптимизации. Алгоритмы, вдохновленные природой: учебное пособие / А.П. Карпенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 446 с.

15. Тутубалин П.И., Моисеев В.С. Вероятностные модели обеспечения информационной безопасности автоматизированных систем обработки информации и управления. Казань: Школа, 2008. 138 с.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

Есиков Дмитрий Олегович, аспирант Тульского государственного университета, mcgeen4@gmail.com.

Акиншин Руслан Николаевич, доктор технических наук, доцент, ведущий научный сотрудник Секции прикладных проблем при Президиуме Российской академии наук, rakinshin@yandex.ru.

Абрамов Павел Иванович, кандидат технических наук, доцент, заместитель генерального директора по инновациям и гражданской продукции АО «НИИ "Полюс им. М.Ф. Стальмаха», api-03@yandex.ru.

Лутина Лилия Эмильевна, кандидат технических наук, доцент кафедры организации перевозок на воздушном транспорте, loutin@yandex.ru.

MATHEMATICAL MODELS OF CREATION OF A SUBSYSTEM OF ENSURING SAFETY OF INFORMATION IN THE DISTRIBUTED INFORMATION SYSTEMS

Dmitry O. Esikov¹, Ruslan N. Akinshin², Pavel I. Abramov³, Lily E. Loutina⁴

¹Tula State University, Tula, Russia

²SPP RAN, Moscow, Russia

³Joint Stock Company "Scientific research Institute "Polyus them M.F. Stelmakh",
Moscow, Russia

⁴Moscow State University of Civil Aviation, Moscow, Russia

ABSTRACT

Practical implementation of the concept of a distributed information system requires the implementation of a complex scientific-technical problems related to the choice of composition and use of storage and processing of information, creation and use of common data arrays, information security, etc. Fundamentally, a modern distributed information system is a system of communication and information transmission as well as a storage and data processing system. Storage and data processing system is designed for organization of reliable and fault-tolerant data storage, high-performance servers to access storage devices and information processing. The measure of quality, and in some cases indicator of functioning of data storage and processing system is proposed. The tasks that need to be tackled when constructing and operating the storage and processing requirements of highly reliable data storage, as well as their following configurations: determination of the number and location of centers of data storage and processing in distributed information systems; choice of the composition of the complex used for storage in the storage centers and data processing, with the organization of a backup subsystem, the backup and restore data. The task of storage structure optimization according to the criterion of maximum values of the readiness factor of the storage system is formed. This problem is reduced to the kind of problems of integer linear programming with Boolean variables, this fact allows to apply the existing methods for its solution. A method for determining the rational level of expenditure on the formation of the complex used for storage in the storage and data processing system based on the use of elements of probability theory and the theory of well-being (the principle of Pareto optimality) is developed. The optimal solution of the problem by optimizing a linear convolution is obtained.

Key words: mathematical models, distributed information systems, information security, data storage and processing system.

REFERENCES

1. Broydo V.L. *Vychislitel'nye sistemy, seti i telekommunikatsii* [Computing systems, networks and telecommunications]. Textbook for universities. SPb., Peter, 2006, 703 p. (in Russian)
2. Kireev V.V. *Vychislitel'nye sistemy* [Computing systems]. M., Gelios ARV, 2004, 512 p. (in Russian)
3. Nike D. *Sistemy khraneniya dannykh v Windows* [Storage in Windows]. M., Williams, 2005, 419 p. (in Russian)
4. Nikolaev V.I., Brooke V.M. *Sistemotekhnika: metody i prilozheniya* [Systems Engineering: methods and applications]. L., Engineering, 1985, 199 p. (in Russian)
5. Voronin A.A., Morozov I.B. *Nadezhnost' informatsionnykh sistem* [Reliability of information systems]. Textbook. SPb., SPbSTU, 2001. (in Russian)
6. Esikov D.O. *Obespechenie ustoychivogo funktsionirovaniya vychislitel'nykh sistem za schet obespecheniya vysokonadezhnogo khraneniya dannykh* [Towards sustainable computing systems by providing viscondessa storage]. Papers of the fifteenth international scientific-practical conference "Fundamental and applied research, development and application of high technologies in industry", Saint-Petersburg. Spb., Publishing house Polytechnic. the unit, 2013. (in Russian)
7. Kiselev D.V., Esikov O.V., Kislitsyn A.S. *Teoreticheskie osnovy optimizatsii informatsionno-vychislitel'nogo protsessa i sostava kompleksov sredstv zashchity informatsii v vychislitel'nykh setyakh* [Theoretical bases of optimization of computing process and structure of complexes of protec-

tion of information in computer networks]. Ed. by E. Sukhareva. M., Poligrafservis twenty-first century, 2003, 198 p. (in Russian)

8. Yesikov D.O. Increase of level of stability of functioning of systems of storage and data processing at the expense of realization of actions for ensuring safety of information. Third International Conference "High Performance Computing" HPC-UA 2013 (Ukraine, Kyiv, October 7–11, 2013). Kyiv. 2013, pp. 416–420.

9. Esikov O.V., Savateev S.S., Esikov D.O., Strukov A.V., Sukharev E.M. *Matematicheskie modeli, metodiki i algoritmy obespecheniya ustoychivosti funktsionirovaniya sovremennykh sistem khraneniya i obrabotki dannykh* [Mathematical models, methods and algorithms of maintenance of stable functioning of modern systems of storing and processing data]. Nonlinear world, 2013, No. 9, pp. 621–631. (in Russian)

10. Esikov D.O. *Zadachi obespecheniya ustoychivosti funktsionirovaniya raspredelennykh informatsionnykh sistem* [The problem of ensuring stability of functioning of distributed information systems]. Journal Software and systems, 2015, No. 4 (112). (in Russian)

11. Ivutin A., Yesikov D. Complex of Mathematical Models to Ensuring Sustainability of the Distributed Information Systems. 4rd Mediterranean Conference on Embedded Computing (MECO) – 2015 June 14–18 2015, Budva. Montenegro, 2015, pp. 106–109. DOI: 10.1109/MECO.2015.7181878 (Scopus и Web of Science)

12. Yesikov D.O., Ivutin A.N., Larkin E.V., Kotov V.V. Multi-agent Approach for Distributed Information Systems Reliability Prediction. Procedia Computer Science, 2017, Vol. 103. pp. 416–420.

13. Yesikov D.O., Ivutin A.N. Rational values of parameters of island genetic algorithms for the effective solution of problems of ensuring stability of functioning of the distributed information systems. 12–16 June 2016, 5th Mediterranean Conference on Embedded Computing (MECO). 2016, pp. 309–312. DOI: 10.1109/MECO.2016.7525769 (SCOPUS, Web of Science)

14. Karpenko A.P. *Sovremennye algoritmy poiskovoy optimizatsii. Algoritmy, vdokhnovlennyye prirodoy* [Modern algorithms of search engine optimization. Algorithms inspired by nature]. Textbook. M., Publishing house of MGTU im. N.E. Bauman, 2014, 446 p. (in Russian)

15. Tutubalin P.I., Moiseev V.S. *Veroyatnostnye modeli obespecheniya informatsionnoy bezopasnosti avtomatizirovannykh sistem obrabotki informatsii i upravleniya* [Probabilistic models of information security in automated systems information processing and management]. Kazan, School, 2008, 138 p. (in Russian)

INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Dmitry O. Esikov, Postgraduate student of the Tula State University, mcgeen4@gmail.com.

Ruslan N. Akinshin, Doctor of Technical Sciences, Associate Professor, Leading Researcher of Section of Applied Problems under the Presidium of the Russian Academy of Sciences, rakinshin@yandex.ru.

Pavel I. Abramov, candidate of technical Sciences, associate Professor, Deputy Director General for innovation and civil products of JSC "research Institute "Polyus them.M.F.Stelmakh", api-03@yandex.ru.

Lily E. Loutina, Candidate of Technical Sciences, Assistant Professor of Organization of business processes in aviation industry Chair, Moscow State Technical University of Civil Aviation loutin@yandex.ru.

Поступила в редакцию 06.07.2017
Принята в печать 20.09.2017

Received 06.07.2017
Accepted for publication 20.09.2017

ББК 05
Н 34
Св. план 2017

Научный Вестник МГТУ ГА
Том 20, № 05, 2017
Civil Aviation High TECHNOLOGIES
Vol. 20, No. 05, 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 23.10.17 г.

Печать цифровая

Формат 60×90/8

15,1 уч.-изд. л.

21,5 усл. печ. л.

Заказ № 229 / 150

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 Респечати 84254
© Московский государственный
технический университет ГА, 2017