

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
(РОСАВИАЦИЯ)
ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ**

**ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)**

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

СБОРНИК ТРУДОВ

**XIV Международной научно-практической конференции
«Актуальные проблемы и перспективы развития
гражданской авиации»**

8-10 октября 2025 г.

Том 1

**Иркутск
2025**

ББК 39.5
УДК 629.7
А 437

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

Ответственный редактор –	Горбачев О. А., директор Иркутского филиала МГТУ ГА, д-р техн. наук, профессор
Редактор –	Какаулина С. Т.
Члены редколлегии –	Лежанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО, канд. техн. наук, доцент Котлов Ю. В., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, канд. техн. наук, доцент Сафарбаков А. М., заведующий кафедрой ЛА и АД, канд. техн. наук, доцент Шаблов А. В., заместитель директора по УМР, канд. пед. наук Волосов Е. Н., декан факультета СТ, д-р истор. наук, доцент Кузнецова Н. Б., старший преподаватель кафедры ЕГД Иванова Л. А., заместитель директора по НР, канд. пед. наук, доцент

А 437 Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов XIV Международной научно-практической конференции. Том 1. 8-10 октября 2025 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2025. – 292 с.

ISBN 978-5-6051708-6-0

В сборнике представлены материалы XIV Международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации».

В данном издании освещены вопросы, касающиеся проблем организации и управления воздушными судами и движением, контроля качества и повышения надежности радиоэлектронного оборудования и авионики, проектирования и испытания узлов и механизмов летательных аппаратов, развития беспилотных авиационных систем, подготовки авиационных кадров.

Сборник предназначен для специалистов, занимающихся проблемами разработки и эксплуатации авиационных систем, радиосвязи и радионавигации, летательных аппаратов и авиационных двигателей, преподавателей технических вузов, а также для широкого круга лиц, интересующихся современными проблемами гражданской авиации.

Сборник издается в авторской редакции.

ISBN 978-5-6051708-6-0

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2025

ПАМЯТИ УЧЕНОГО



8 октября 2025 года безвременно ушел из жизни Муслим Амирович Межетов, талантливый педагог, теоретик и практик радиотехники, автор множества научных и методических работ, опытный администратор. Всю свою жизнь без остатка отдал преданному служению в вооруженных силах и работе в авиационной отрасли на благо Родины.

Уход человека и ученого в самом расцвете сил – большая потеря для Иркутского филиала МГТУ ГА, в котором Муслим Амирович долгое время трудился. Эта утрата тяжела для семьи, студентов, выпускников, друзей, коллег по университету. Муслима Амировича ценили как талантливого организатора высшего образования, прошедшего путь от доцента кафедры авиационного радиоэлектронного оборудования до декана факультета авиационных систем и комплексов. Его особая заслуга связана с созданием такой творческой и демократичной атмосферы в коллективе, которая привлекала и продолжает привлекать в него всех новых ученых и преподавателей, предоставляя им условия для свободной научно-исследовательской работы и методических поисков. Муслим Амирович был в профессии более 25 лет. Эти годы были посвящены многогранной научно-исследовательской деятельности, а также активной образовательной и административной работе.

Свои идеи и методы Муслим Амирович изложил в более чем 50 научных и учебно-методических публикациях, которые стали основой для читавшихся им лекционных курсов. Он много лет руководил выпускными квалификационными работами, а также кандидатскими диссертациями.

Заслуги Муслима Амировича перед высшим профессиональным образованием страны неоднократно отмечались руководителями системы образования и администрацией региона. Коллеги и студенты всегда отмечали его личные качества – доброжелательная требовательность, тактичность при общении с коллегами, умение дать совет в самых сложных ситуациях жизни и работы.

Иркутский филиал МГТУ ГА навсегда вписал Муслима Амировича Межетова в летопись своего жизненного пути.

Память о нем останется в наших сердцах.

СОДЕРЖАНИЕ

СЕКЦИЯ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ, АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

Агиуллина Эмилия Азатовна

Человеческий фактор как ключевая причина авиационных происшествий:
проблемы и современные пути их предотвращения 9

Верещиков Дмитрий Викторович, Макаров Илья Константинович

К вопросу обеспечения безопасного взлета самолета с несимметричной
тягой силовой установки 14

Галков Александр Владимирович

Программное обеспечение расчета динамики движения двухдвигательного
самолета по ВПП с неполной и несимметричной тягой 18

Даниленко Николай Владимирович, Киренчев Антон Геннадьевич

Рабочий процесс вихревых тел градиентного и дифференциального типа
атмосферных сред земли 22

Костин Павел Сергеевич, Хатунцев Ярослав Григорьевич

Математическая модель объемного насоса переменной
производительности 28

Кузнецов Сергей Николаевич, Фрязинов Александр Викторович,

Кондратьева Марина Александровна

К вопросу о терминологии понятий «сохранение и поддержание летной
годности воздушного судна» 33

Любимов Максим Николаевич, Костин Павел Сергеевич

Влияние компенсации перекрестных связей в комплексной системе
управления на пространственное движение самолета-истребителя 43

Назаров Денис Викторович

Расчетная коррекция визуальных замеров при контроле герметичности
авиационных агрегатов пузырьковым методом 50

Нацубидзе Сергей Александрович Технологии неразрушающего контроля деталей и агрегатов силовой установки воздушного судна, выполненных из полимерных композиционных материалов.....	56
Неверов Станислав Олегович, Галков Павел Александрович Подход к методике расчета элерона крыла воздушного судна с целью определения допустимых нагрузок	62
Отетлеев Кажымукан Куанышбайулы, Гарипова Ляйсан Ильдусовна, Батраков Андрей Сергеевич Исследование авиационного двигателя на экспериментальном стенде	67
Сафарбаков Андрей Мирсасимович, Ходацкий Сергей Альбертович Оценка теплового состояния элементов камеры сгорания двигателя SAM-146 в эксплуатационных условиях	73
Скоробогатов Сергей Викторович, Ходацкий Сергей Альбертович, Саранина Елена Васильевна Оценка напряженного состояния рабочих лопаток газовой турбины двухконтурного двигателя с учетом эксплуатационных повреждений	80
Хайрулин Тахир Наильевич, Хайрулин Вадим Тахирович Научно-технические проблемы конверсии авиационных двигателей в промышленные газотурбинные установки	88
СЕКЦИЯ «АВИОНИКА, АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»	
Кареев Матвей Александрович, Клюхин Александр Сергеевич, Неретин Евгений Сергеевич Процесс обеспечения аэронавигационной информацией самолетов семейства МС-21	100
Кивокурцев Александр Леонидович Особенности разработки макетного учебно-лабораторного стенда для исследования элементов и узлов цифровых устройств.....	110

Мишин Сергей Владимирович Особенности расчета элементов конструкции трансформаторов с вращающимся магнитным полем	118
Попов Владимир Михайлович, Турчановский Вячеслав Сергеевич Использование технологии дополненной реальности AR при подготовке авиационного инженерно-технического персонала	125
Разумов Виктор Владимирович, Устинов Владимир Валентинович Методика построения прогнозной модели эксплуатации изделий путем назначения упреждающих допусков на параметр	129
Удовиченко Владислав Михайлович Математическое моделирование поведения воздушного судна в нестационарных условиях полета.....	138
Устинов Владимир Валентинович, Назаров Сергей Павлович Методика, алгоритм и программное обеспечение оценки уровня натуренированности пилотов для целей построения оптимальных программ летной подготовки	147
СЕКЦИЯ «СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ, РАДИОЛОКАЦИИ, РАДИОНАВИГАЦИИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ» «СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ И ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ»	
Батенков Кирилл Александрович Классификация сетевых приложений и их требований к качеству обслуживания в современных телекоммуникационных системах	157
Ерохин Вячеслав Владимирович, Малисов Николай Павлович Методы и алгоритмы оценки параметров траекторного движения воздушных судов и беспилотных авиационных систем в едином воздушном пространстве при аномальных условиях навигационных определений	163
Ерохин Вячеслав Владимирович, Урбанский Дмитрий Юрьевич Многопозиционная система наблюдения на основе адаптивной обработки информации для повышения точности определения местоположения воздушных судов при воздействии шумов и помех	173

Ерохин Вячеслав Владимирович, Шалаев Алексей Александрович Радиомониторинг сигнально-помеховой обстановки в районе аэродрома для обеспечения эффективного функционирования средств аэронавигационного обеспечения полетов	180
Коняшкин Георгий Викторович, Полевода Юрий Александрович, Куликов Геннадий Валентинович Адаптивный метод борьбы с нефлуктуационными помехами в авиационных каналах связи.....	188
Матанцев Алексей Олегович, Лукашевич Ольга Александровна Воздействие авиационной радиолокационной инфраструктуры на природные территории тюменского региона (на примере сектора 6 РДЦ ЕС ОРВД «Тюмень»).....	195
Межетов Муслим Амирович, Хачатуян Таисия Павловна Нелинейная радиолокация (как система) в задачах мониторинга и выявления несанкционированных радиосредств	201
Сайдумаров Илхомжан Мирамирович, Ботиров Асилбек А. Повышения экономической эффективности взлетно-посадочной полосы за счет эффективного использования скоростной рулежной дорожки	208
Стукалов Сергей Борисович, Костенков Владимир Александрович Возможности и перспективы использования ИИ-технологий для автоматизации процесса посадки летательных аппаратов вертолетного типа	213
Частухин Кирилл Романович Способ демодуляции сигналов с двоичной относительной фазовой манипуляцией	220
СЕКЦИЯ «ПРОБЛЕМЫ, ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ»	
Асалханова Татьяна Николаевна, Осколков Андрей Александрович, Улыбин Тимофей Тимофеевич Автоматизация расшифровки данных с беспилотных авиационных систем при мониторинге опасных участков железнодорожного пути.....	225

Вашукевич Юрий Евгеньевич, Вашукевич Евгений Юрьевич, Григорьев Александр Викторович, Сыроватский Александр Александрович, Шаблов Александр Васильевич О системе учёта и распознавания диких животных с использованием БАС	231
 Грибанова Ирина Владимировна, Дурманова Кристина Юрьевна Применение беспилотных авиационных систем в школах Белгородской области.....	239
 Иваньо Ярослав Михайлович, Шаблов Александр Васильевич, Петрова Софья Андреевна Мониторинг данных по получению урожая сельскохозяйственных культур с применением беспилотных авиационных систем	246
 Небелов Евгений Васильевич, Половников Виталий Афанасьевич Повышение летно-технических характеристик малоразмерных беспилотных летательных аппаратов.....	256
 Низамов Даниил Айратович Проблема автономности современных беспилотных авиационных систем	264
 Николаев Яков Валентинович, Лазин Иван Юрьевич, Андреев Виктор Андреевич Перспективы использования беспилотных воздушных судов в мониторинге численности животных озера Байкал	270
 Пономаренко Елена Александровна, Дуванова Анастасия Ивановна, Перфильев Даниил Андреевич, Портнов Михаил Анатольевич Использование беспилотных авиационных систем для мониторинга и оценки состояния залежных земель (на примере УНПУ «Оёкский» Иркутского района)	277
 Салморбекова Рита Бобуевна Беспилотные авиационные системы как приоритетное направление развития авиации в Кыргызстане	282

СЕКЦИЯ
«ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ, АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ
И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

Председатель – Сафарбаков А. М., заведующий кафедрой ЛА и Д, канд. техн. наук, доцент

УДК 656.7.085.7

**ЧЕЛОВЕЧЕСКИЙ ФАКТОР КАК КЛЮЧЕВАЯ ПРИЧИНА
АВИАЦИОННЫХ ПРОИСШЕСТВИЙ: ПРОБЛЕМЫ И СОВРЕМЕННЫЕ
ПУТИ ИХ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ**

Аглиуллина Эмилия Азатовна
aea23022003@gmail.com

*Казанский национальный исследовательский технический
университет им. А.Н. Туполева – КАИ
(г. Казань)*

Аннотация. В статье рассматривается человеческий фактор как ключевая причина авиационных происшествий. Проведен анализ научных публикаций, официальных отчетов Международного авиационного комитета (МАК) и материалов по управлению безопасностью полетов. На основе исследования сформированы таблицы, которые наглядно иллюстрируют основные аспекты влияния человеческого фактора на авиационную безопасность. В частности, выделяются ключевые элементы человеческого фактора, наиболее часто встречающиеся ошибки, а также современные методы их предотвращения.

Ключевые слова: человеческий фактор, авиация, авиационные происшествия, безопасность.

**HUMAN FACTOR AS A KEY CAUSE OF AVIATION ACCIDENTS:
PROBLEMS AND MODERN PREVENTION METHODS**

Agliullina Emilia A.

*Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev – KAI
(Kazan)*

Abstract. The article considers the human factor as a key cause of aviation accidents. The analysis of scientific publications, official reports of the International Aviation Committee (IAC) and materials on flight safety management was conducted. Based on the study, tables were formed to clearly illustrate the main aspects of the human factor's influence on aviation safety. In particular, the study highlights the key elements of the human factor, the most common errors, and modern methods of their prevention.

Keywords: human factor, aviation, aviation accidents, safety.

Безопасность полетов остается приоритетной задачей современной авиации. Несмотря на технологический прогресс и усовершенствование систем управления, человеческий фактор продолжает оставаться одной из доминирующих причин авиационных происшествий и инцидентов [1-2].

Недавний обзор крупных авиакатастроф показал, что 48% авиакатастроф были вызваны ошибками пилотов, и примерно 17% этих ошибок были связаны с их усталостью [3-6]. Это подтверждает необходимость изучения роли человека в обеспечении безопасности полетов. Понимание и предотвращение ошибки пилота остается главной проблемой в авиационной безопасности. Развитие гражданской авиации невозможно без внедрения новых технологий, повышающих безопасность, эффективность и комфорт полётов. В то же время важно учитывать, что даже самые совершенные технические системы не исключают участия человека, и именно взаимодействие «человек-машина» во многом определяет надёжность авиационного процесса.

Актуальность исследования обусловлена тем, что обеспечение безопасности полётов невозможно рассматривать исключительно через призму технического прогресса. Даже самые современные системы управления и контроля не исключают участия человека, а значит, именно человеческий фактор остаётся решающим в предотвращении авиационных происшествий. Поэтому поиск эффективных методов предупреждения ошибок, связанных с деятельностью человека, является приоритетной задачей для развития гражданской авиации.

Целью работы является анализ влияния человеческого фактора на безопасность полётов, рассмотрение современных подходов к его минимизации и нахождение оптимальных решений.

Человеческий фактор – это наука о людях в той обстановке, в которой они живут и трудятся, о их взаимодействии с машинами, процедурами и окружающей обстановкой, а также о взаимодействии людей между собой [7]. Человеческий фактор в авиации представляет собой совокупность психологических, физиологических и социальных характеристик человека, оказывающих влияние на его поведение и принимаемые решения в процессе управления воздушным судном. Он охватывает широкий спектр взаимодействий: с самолётом и его системами, с авиадиспетчерами, техническим персоналом, а также с другими участниками полёта.

Ошибка пилотирования является частью человеческого фактора. Она проявляется в условиях стресса, усталости, перегрузки информацией или недостаточной квалификации и может выражаться в неверных решениях экипажа, способных привести к инциденту или аварийной ситуации.

Для того, чтобы акцентировать внимание на конкретных действиях экипажа и точнее оценить их вклад в риски полёта, в статистических классификациях, таких как диаграмма Данна, ошибки пилотов могут выделять в отдельную категорию. Однако, для упрощения в своей работе будем считать ошибки пилотирования неотъемлемой частью человеческого фактора.

Ошибки человека чаще всего являются результатом сочетания нескольких факторов, таких как усталость, недостаток опыта, нарушение процедур и перегрузка информацией. Именно поэтому снижение роли человеческого фактора невозможно ограничить только технологическим совершенствованием самолёта или внедрением новых автоматизированных систем. Необходима интеграция методов обучения персонала, улучшение организационных

процессов, а также внедрение интеллектуальных систем поддержки принятия решений, способных минимизировать риски, связанные с человеческими ошибками, часть из которых будет рассмотрена в этой статье.

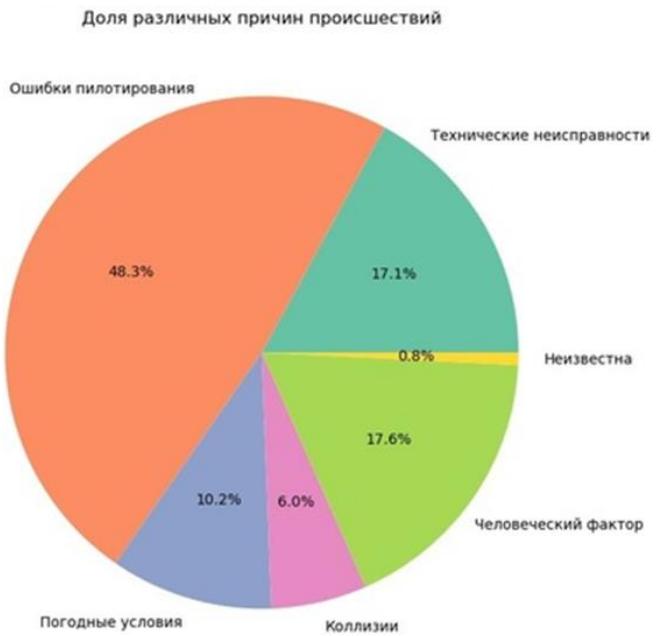


Рисунок 1 – Доля различных авиапроисшествий по данным МАК,
Источник: <https://habr.com/ru/articles/896790>

В результате анализа авиапроисшествий, расследованных МАК за период с 2014 по 2024 г., ошибки пилотирования и человеческий фактор остаются главными причинами авиапроисшествий. Решающую роль играет человеческий фактор, особенно в инцидентах, связанных с частными воздушными судами и вертолётами.

В ходе исследования были сформированы таблицы и рисунок на основе анализа научных публикаций, официальных отчетов МАК и материалов по управлению безопасностью полетов. Рисунок 2 и Таблица 1 наглядно демонстрируют, что обычно подразумевается под термином «Человеческий фактор». Таблица 2 выделяет современные решения, которые могут оказаться действенными для снижения влияния человеческого фактора на безопасность полетов.



Рисунок 2 – Классификация человеческого фактора

Таблица 1 – Расширенная классификация человеческого фактора

Человеческий фактор				
Ошибки пилотирования	Ошибки наземного персонала	Ошибки диспетчеров	Организационные и психологические факторы	Коммуникационные ошибки
1. Нарушение стандартных процедур (SOP); 2. Потеря контроля над самолётом (LOC); 3. Ошибки управления системами; 4. Недостаточная реакция на погодные условия и предупреждения систем	1. Неправильная подготовка самолёта к вылету; 2. Ошибки в заправке и загрузке; 3. Нарушение процедур технического обслуживания	1. Неверные указания экипажу; 2. Ошибки координации между диспетчерами; 3. Нарушение процедур технического обслуживания	1. Стресс; 2. Усталость; 3. Перенапряжение; 4. Нарушение графика работы и отдыха; 5. Слабая культура безопасности в компании	1. Непонимание инструкций; 2. Ошибки при передаче сообщений

Таблица 2 – Современные методы предотвращения ошибок, связанных с человеческим фактором

Категории	Современные подходы	Преимущества	Ссылка на литературу
Ошибки пилотирования	AI-ассистенты («виртуальный второй пилот»)	Поддержка принятия решений, снижение нагрузки	[8]
	Системы мониторинга усталости (eye-tracking, CV)	Раннее предупреждение усталости, снижение риска ошибок	[9]
	SVS/EVS с интеграцией ИИ	Улучшение обзора при плохой видимости	[10]
Ошибки наземного персонала	Дроны и CV для осмотра ВС	Быстрее и точнее, чем визуальный осмотр человеком	[11]
Ошибки диспетчеров	Автоматический анализ радиопереговоров	Сокращение ошибок восприятия информации	[12]
Организационные и психологические факторы	AI-системы мониторинга психоэмоционального состояния экипажа	Раннее выявление стресса	[13]
Коммуникационные ошибки (в экипаже и с диспетчерами)	Система распознавания и синтеза речи в кабине гражданской авиации	Фиксация переговоров с возможностью предупреждения недопонимания	[14]

Проведённый анализ показал, что на сегодняшний день несмотря на широкое использование традиционных методов – таких как CRM, тренажёрная подготовка, стандартизованные чек-листы и культура отчётности – ошибки человека продолжают составлять значительную часть всех авиационных происшествий. И для возможности их минимизации необходимо начинать исследовать и внедрять современные подходы, некоторые из них рассмотрены в таблице выше.

Современная практика безопасности должна постепенно смещаться от «реактивного» подхода (когда ошибки разбирают постфактум) к «проактивному» и даже «предиктивному» (когда ошибки предвидятся и их появление может быть исключено до их наступления).

На примере пилотирования видно, что классическая подготовка и CRM создают базу для безопасной работы, но именно новые технологии позволяют в реальном времени снизить когнитивную нагрузку и предотвратить ошибки до их проявления. Аналогичная ситуация наблюдается и в работе диспетчеров: стандартизованные протоколы остаются необходимым фундаментом, но именно ИИ способен предсказывать конфликты траекторий и минимизировать человеческий фактор в условиях перегрузки.

Особое внимание заслуживают организационные факторы. Здесь сочетание традиционной системы SMS и современных методов предиктивной аналитики создаёт наиболее устойчивую модель безопасности, когда риски не только фиксируются, но и прогнозируются заранее.

Таким образом, для достижения максимального уровня безопасности необходимо не противопоставлять классические и инновационные подходы, а выстраивать их комплексное взаимодействие. Только так можно минимизировать риск инцидентов, связанных с человеческим фактором.

Библиографический список

1. *Овчаров В. Е. "Человеческий фактор" в авиационных происшествиях : (метод. материалы) / В. Е. Овчаров ; В. Е. Овчаров ; Межгос. авиац. ком., Междунар. акад. проблем человека в авиации и космонавтике. – Москва : Энергия, 2005. – 79 с. – EDN QNSRBJ.*
2. *Левин А. Д. Проблема человеческого фактора в авиации на примере диаграммы Исиавы / А. Д. Левин // Международный журнал гуманитарных и естественных наук. – 2024. – № 2-2(89). – С. 132-136. – DOI 10.24412/2500-1000-2024-2-2-132-136. – EDN XNXGOU.*
3. *Oster, C.V.; Strong, J.S.; Zorn, C.K. Analyzing aviation safety: Problems, challenges, opportunities. Res. Transp. Econ. 2013*
4. *Bourgeois-Bougrine, Samira et al. Perceived fatigue for short- and long-haul flights: a survey of 739 airline pilots// Aviation, space, and environmental medicine vol. 74,10 (2003): 1072-7.*
5. *Сагитов Д. И. Анализ человеческого фактора в авиации. Ошибки членов летных экипажей / Д. И. Сагитов, А. В. Корякин, П. П. Косульников // Столыпинский вестник. – 2023. – Т. 5, № 11. – EDN QQHLLE.*
6. *Анализ авиапроисшествий, расследованных МАК за 2014–2024 г // [Электронный ресурс]. – 2024. URL: <https://habr.com/ru/articles/896790> (дата обращения: 08.09.2025)*
7. *Tiц С. Н. Человеческий фактор [Электронный ресурс]. – URL: tic-s.n-chelovecheskii-faktor.pdf (дата обращения: 08.09.2025)*

8. Virtual Co-Pilot: Multimodal Large Language Model-enabled Quick-access Procedures for Single Pilot Operations [Электронный ресурс]-2024. – URL: <https://arxiv.org/abs/2403.16645> (дата обращения: 08.09.2025)
9. Li, Yongkai et al. “A CNN-Based Wearable System for Driver Drowsiness Detection.” Sensors (Basel, Switzerland) vol. 23,7 3475. 26 Mar. 2023. [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.ncbi.nlm.nih.gov/pmc/articles/PMC10099375> (дата обращения: 08.09.2025)
10. Xu M., Guo Y., Yang B., Chen W., Lv P., Fan L., Zhou B. Improving Aviation Safety using Synthetic Vision System integrated with Eye-tracking Devices // IEEE Transactions on Systems, Man, and Cybernetics: Systems. – 2018. – Vol. XX, No. X.
11. LRATD: a lightweight real-time abnormal trajectory detection approach for road traffic surveillance [Электронный ресурс]. – URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00521-022-07626-2#citeas> (дата обращения: 08.09.2025)
12. Автоматизация радиосвязи в авиации [Электронный ресурс]. – URL: <https://na-journal.ru/9-2023-elektrotehnika/6406-avtomatizaciya-radiosvyazi-v-aviacii> (дата обращения: 08.09.2025)
13. A CNN-Based Wearable System for Driver Drowsiness Detection [Электронный ресурс]. – URL: <https://pmc.ncbi.nlm.nih.gov/articles/PMC10099375/> (дата обращения: 08.09.2025)
14. Application of speech recognition and synthesis in the general aviation cockpit [Электронный ресурс]. – URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19840056495> (дата обращения: 08.09.2025)

УДК 629.735

К ВОПРОСУ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОГО ВЗЛЕТА САМОЛЕТА С НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ

Верещиков Дмитрий Викторович, канд. техн. наук
 Макаров Илья Константинович, канд. техн. наук
 Киселев Владислав Игоревич
vkiselev2015@gmail.com

*ВУНЦ BBC «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
 (г. Воронеж)*

Аннотация. В статье изложена методика обеспечения безопасного взлета самолета в случае отказа одного из двигателей за счет дополнительной информационной поддержки летчика о возможности органов управления к парированию последствий несимметричной тяги.

Ключевые слова: авиасимулятор, взлет, самолет, двигатель, летчик.

ON THE ISSUE OF ENSURING A SAFE TAKEOFF FOR AN AIRCRAFT WITH AN ASYMMETRICAL PROPULSION SYSTEM

Vereshchikov Dmitry V., Candidate of Technical Sciences
 Makarov Ilya K., Candidate of Technical Sciences
 Kiselev Vladislav I.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
 (Voronezh)*

Abstract. The article describes a method for ensuring the safe takeoff of an aircraft in the event of a single engine failure, through additional information support for the pilot regarding the ability of the control surfaces to counteract the effects of asymmetric thrust.

Keywords: glight simulator, takeoff, aircraft, engine, pilot.

Силовые установки современных самолетов часто имеют в своем составе два двигателя. Применение такого решения связано с обеспечением необходимой тяговооруженности и безопасности полета при отказе какого-либо из них. Компоновка размещения двигателей на самолете такова, что при отказе одного из них возникает значительный момент рыскания. Кроме того, происходит существенная потеря тяги. Такое развитие ситуации наиболее опасно при взлете, когда требуется значительная тяга и двигатели работают на максимальных режимах. Кроме того, при малых скоростях аэродинамические силы и моменты, создаваемые органами управления самолетом малы и недостаточны для парирования возникающих возмущений. Часто при этом необходимо увеличивать угол атаки для компенсации потери скорости, что негативно сказывается на эффективности управляющих поверхностей, а также приводит к еще большему возрастанию силы лобового сопротивления.

Исследование этого направления в летных экспериментах не представляется возможным ввиду высокого риска потери летательного аппарата и летного состава, поэтому актуальна разработка и применение Simulink-модели динамики движения самолета с отказавшим двигателем для оценки возможности его безопасного взлета. В свою очередь применение данной модели для достижения положительного результата, направленного на повышение пилотажных навыков летчика, возможно только при взаимосвязи с системой имитации полета (авиасимулятор).

Теоретическое рассмотрение проблемы балансировки самолета с несимметричной тягой силовой установки основано на выборе таких кинематических параметров, которые удовлетворяли бы условию равенства нулю результирующих, инерционных, гравитационных моментов и сил, действующих на самолет. Такую балансировку можно назвать балансировкой по силам и моментам. Наиболее важным оказывается сбалансировать самолет по моментам крена, рыскания и боковой силе, то есть обеспечить боковую балансировку. Для этого в общем случае необходимо использовать органы управления самолетом в каналах крена, рыскания и создавать крен. При этом традиционно рассматриваются три способа боковой балансировки: без крена, без скольжения и с не отклоненным рулем направления [1, 2]. Каждый из этих способов имеет свои преимущества и недостатки, которые и предопределяют их использование в конкретном случае полета.

На практике, как правило, реализуется некоторый промежуточный способ балансировки, обусловленный действием внешних факторов и психофизиологическими особенностями летчика. Кроме того, как будет показано в дальнейшем, некоторое отступление от классических способов балансировки может дать преимущества. Рассмотрим способ балансировки без скольжения. При этом момент рыскания, создаваемый работающим двигателем,

парируется отклонением руля направления. Боковая сила, возникающая при отклонении руля направления, компенсируется составляющей веса самолета при создании крена на работающий двигатель. Потребное отклонение органов управления по крену невелико и используется для парирования момента, создаваемого рулем направления. Самолет совершает прямолинейный полет. Такой способ балансировки наиболее приемлем при малых скоростях, когда органы управления по крену теряют свою эффективность из-за малых скоростных напоров и срыва потока с концевых сечений крыла при больших углах атаки. При этом проблематичной становится компенсация момента крена, возникающего при наличии скольжения за счет поперечной устойчивости самолета. Таким образом, условием балансировки самолета без скольжения является парирование момента рыскания рулем направления [3].

Рассмотрим другой случай. Полет происходит без скольжения и крена (Рисунок 1).

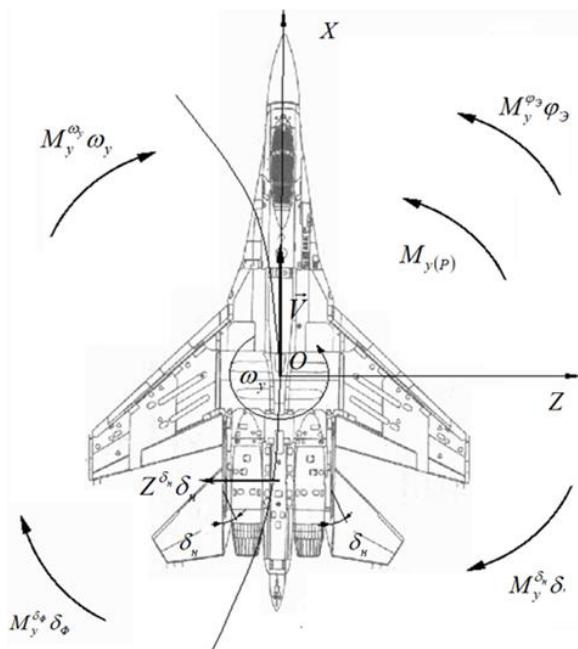


Рисунок 1 – Схема сил и моментов, действующих на самолет при полете в установившемся развороте с отказавшим левым двигателем без скольжения и крена

В этом случае имеет место несбалансированная боковая сила, созданная отклоненным рулем направления. Эта сила заставляет самолет искривлять траекторию в горизонтальной плоскости. Так как скольжение отсутствует, то самолет сбалансируется в установившемся развороте под действием боковой перегрузки. Кроме того, в таком режиме полета происходит искривление траектории с угловой скоростью ω_y , а значит появляются демпфирующий $M_y^{\omega_y} \omega_y$ и спиральный $M_x^{\omega_y} \omega_y$ моменты, причем демпфирующий момент направлен в сторону, противоположную моменту от работающего двигателя. Потребное для компенсации момента рыскания отклонение руля направления уменьшается, а, следовательно, данный способ балансировки более предпочтителен.

Таким образом, используя выражение (1), можно определить располагаемый аэродинамический момент рыскания при заданном отклонении руля направления для различных скоростей полета, углов атаки и масс самолета в установившемся развороте без скольжения и крена.

$$M_y = \left[\left(m_y \bar{\omega}_y \frac{C_z^{\delta_h}}{\mu_B} + m_y^{\delta_h} \right) - \left(m_y^{\delta_\phi} + km_y^{\phi_3} \right) \frac{m_x \bar{\omega}_y \frac{C_z^{\delta_h}}{\mu_B} + m_x^{\delta_h}}{m_x^{\delta_\phi} + km_x^{\phi_3}} \right] q S l \delta_h. \quad (1)$$

Сравнивая этот момент с моментом, создаваемым работающим двигателем можно сделать вывод о возможности балансировки самолета в данных условиях.

Кроме непосредственно балансировки самолета при взлете с несимметричной тягой силовой установки необходимо обеспечить еще и его разгон. Только в этом случае можно считать, что взлет безопасен.

Информация о необходимых отклонениях рулевых поверхностей и потенциальной возможности летательного аппарата к разгону отображается с помощью специальной шкалы индикатора на лобовом стекле (энергетические маркеры) авиасимулятора (Рисунок 2), что в свою очередь обеспечивает дополнительную информационную поддержку летчику о возможностях летательного аппарата к парированию последствий несимметричной тяги.

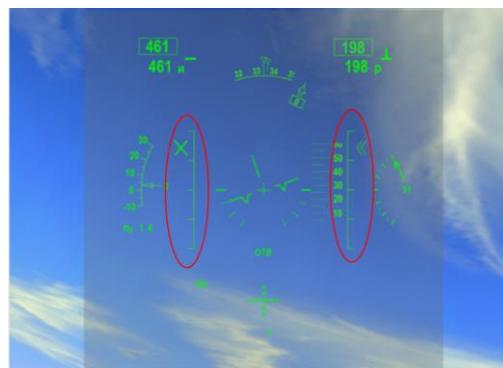


Рисунок 2 – Энергетические маркеры индикатора на лобовом стекле

Предполагается, что применение авиасимулятора с подобной информационной поддержкой при подготовке летного состава значительно повысит безопасность взлета самолетов в случае отказа одного из двигателей.

Библиографический список

1. Тарасенков А. М. Динамика полетов и боевого маневрирования ЛА / А. М. Тарасенков, В. Г. Брага, В. Т. Тараненко. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. – 186 с.
2. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. ГОСТ 20058-89. – М.: Госстандарт, 1978.
3. Левицкий С. В. Динамика полета / С. В. Левицкий, Н. А. Свиридов. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2008. – 527 с.

УДК 629.7

ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАСЧЕТА ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ ДВУХДВИГАТЕЛЬНОГО САМОЛЕТА ПО ВПП С НЕПОЛНОЙ И НЕСИММЕТРИЧНОЙ ТЯГОЙ

Галков Александр Владимирович, канд. техн. наук
galkov_38@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Для расчета параметров движения самолета по ВПП с неполной и несимметричной тягой разработано программное обеспечение для оценки безопасности взлета пассажирского самолета с двухдвигательной силовой установкой (СУ) с неполной и несимметричной тягой (на этапе компенсации отказа). Для написания программы использовался язык программирования C++ с возможностью создания графических интерфейсов. Самолет Boeing 777 взят за объект исследования по причине высокой аварийности на этапе взлета за последние пять лет.

Ключевые слова: программное обеспечение, исходные данные, безопасность взлета, асимметрия тяги, номограммы для определения глубины дросселирования неисправного двигателя.

SOFTWARE FOR CALCULATION OF THE DYNAMICS OF MOVEMENT OF A TWIN-ENGINE AIRCRAFT ON A RUNWAY WITH REDUCED AND ASYMMETRICAL THRUST

Galkov Alexander V., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. To calculate parameters of aircraft movement on the runway with reduced and asymmetrical thrust, software is developed for evaluation of passenger aircraft takeoff safety with twin-engine power plant with reduced and asymmetrical thrust (at the stage of failure compensation). To write the program, the C++ programming language was used with the ability to create graphical interfaces. The Boeing 777 aircraft was taken as an object of research due to the high accident rate at the takeoff stage over the past five years.

Keywords: software, initial data, takeoff safety, thrust asymmetry, nomograms for determination of throttling depth of faulty engine.

Введение

Из статистики известны случаи частичных отказов силовой установки (СУ) во время разбега самолета по взлетно-посадочной полосе (ВПП). Данные отказы связаны с выходом отдельных параметров за предельные значения (температура газов за турбиной, частота вращения ротора, уровень вибрации и др.). Данные отказы необходимо компенсировать путем дросселирования

неисправного двигателя для снижения: повышенных механических нагрузок на опоры ротора; температурных напряжений, снижающих предел длительной прочности элементов горячей части двигателя. Но снижение тяги силовой установки на этапе разбега может привести к авиационному происшествию, поскольку не всегда будет обеспечена безопасная высота и скорость полета при взлете (на этапе компенсации отказа).

Самолет Boeing 777 взят за объект исследования по причине высокой аварийности на этапе взлета за последние пять лет. Для оценки возможности безопасного взлета самолета Boeing 777 с двухдвигательной силовой установкой (СУ) на этапе компенсации отказа создано программное обеспечение с использованием языка программирования C++ с возможностью создания графических интерфейсов.

Результаты исследования

При запуске программы задаются следующие исходные данные: размеры и состояние взлетно-посадочной полосы (ВПП), геометрические данные самолета (база шасси, расстояние от оси самолета до оси двигателей и др.), скорость движения самолета при отказе, тяга СУ (при минимаксно-оптимальной стратегии управления), скорость отрыва переднего колеса, внешние условия (температура, давление воздуха, скорость бокового ветра), углы отклонения руля направления и переднего колеса (рисунок 1).

$L_{\text{ВПП}}$	2500
$L_{\text{ОТК}}$	700
m	2
$V_{\text{ОТК}}$	27.7
G	9.81
C_y	1.4
ρ	1.2
S_{sp}	420
j_{cp}	1.514
Z_{tp}	50
ψ_{cp}	40
L_2	2500
$L_{\text{БИМ}}$	2500
\bar{z}	4
Z_{tp}	7.9

Рисунок 1 – Часть исходных данных программного обеспечения

После задания исходных данных блок алгоритма расчета сил и моментов, действующих на самолет, рассчитывает правые части дифференциальных уравнений 4-го порядка по методу Рунге-Кутта с шагом интегрирования 0,01 сек (который считается достаточным для определения динамики движения ЛА).

Результаты расчета показывают координаты точки отрыва самолета от ВПП (рисунок 2) при рассчитанной глубине дросселирования исправного и неисправного двигателя, а также асимметрии тяги. Расчет снижения частот вращения ротора силовой установки осуществляется бортовым цифровым вычислительным комплексом, после чего система автоматического управления снижает расход топлива в основную камеру сгорания по заданному закону.

$L_{\text{ПАСП}}$	1800
$L_{\text{ТОРМ}}$	7193.55
$V_{\text{ОТР}}^2$	4676.92
L_1	1544.56
L_3	759.588
L_1	0.617823
L_2	1
L_3	0.303835
ξ_1	2022.28
ξ_2	17.0403

Рисунок 2 – Расчет координат точек отрыва самолета от ВПП

Результаты расчета координат точки отрыва самолета находятся на приемлемом расстоянии от границ ВПП (длина ВПП – 2500 м; ширина ВПП – 50 м): продольная координата – 2022, 28 м; боковая координата – 17,04 м.

По данным расчетов можно построить номограммы (рисунок 3) для определения глубины дросселирования неисправного двигателя в зависимости от внешних условий, располагаемых размеров ВПП, взлетной массы самолета.

Из рисунка видно, что для ВПП с длиной 3200 м, атмосферными условиями (температура воздуха – $+30^{\circ}\text{C}$, давление воздуха – 0,095 МПа), взлетной массой самолета – 220 тонн, скоростью отказа – 115 км/час, глубина дросселирования неисправного двигателя составит 5% частоты вращения ротора высокого давления.

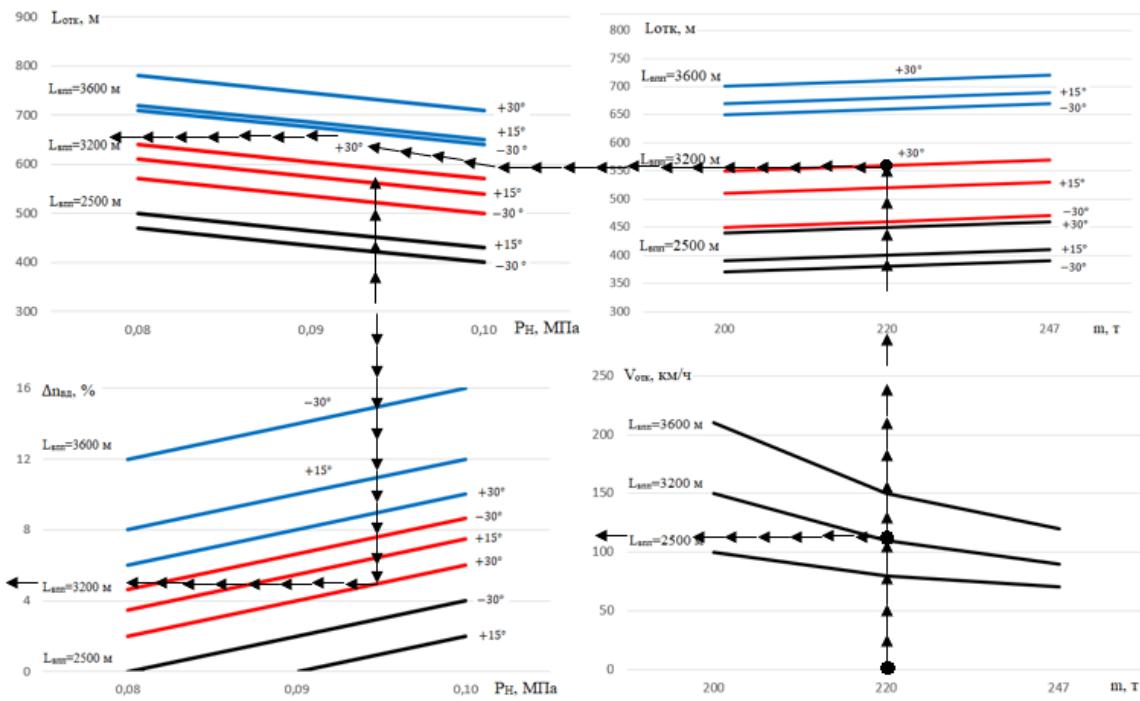


Рисунок 3 – Номограмма для определения глубины дросселирования неисправного двигателя

Заключение

Разработанное программное обеспечение для расчета параметров движения двухдвигательного самолета по ВПП предназначено:

- для исследования параметров движения самолета Boeing-777 по ВПП на этапе компенсации отказа силовой установки;
- для оценки влияния внешних факторов, скорости отказа, состояния и размеров ВПП, отклонения рулей на параметры движения Boeing-777 по ВПП при компенсации отказов силовой установки;
- для использования в учебном процессе по дисциплине «Основы автоматики и системы управления».

Результаты расчетов могут быть использованы при проведении тренажеров с летными экипажами по действиям при возникновении особой ситуации на взлете.

Библиографический список

1. Кубланов М. С. Математическое моделирование задач летной эксплуатации воздушных судов на взлете и посадке: Монография / М. С. Кубланов. – Москва: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2013. – 270 с.
2. Вайцель К. В. Реализация алгоритма компенсации частичных отказов двухдвигательной силовой установки самолета Boeing 777 на этапе взлета / К. В. Вайцель, С. Д. Уколов, А. В. Галков. // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации: сборник трудов XVII Всероссийской научно-практической конференции аспирантов и студентов, Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2024. – Т.1, С. 11-15. – EDN RDGJAS.
3. Котик М. Г. Динамика взлета и посадки самолетов / М. Г. Котик. – Москва : Машиностроение, 2007. – 77 с.

РАБОЧИЙ ПРОЦЕСС ВИХРЕВЫХ ТЕЛ ГРАДИЕНТНОГО И ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОГО ТИПА АТМОСФЕРНЫХ СРЕД ЗЕМЛИ

Даниленко Николай Владимирович, канд. техн. наук

Киренчев Антон Геннадьевич, канд. техн. наук

antonkirenchev25@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Аннотация. В статье рассмотрен рабочий процесс вихреобразования атмосферных сред Земли, включая вихревые тела градиентного и дифференциального типа. Дано его математическое обоснование на базе уравнения Стокса и основных уравнений аэродинамики. Рассмотрены определения естественного и техногенного вихреобразования по их рабочему процессу, а также даны новые определения для вихрей градиентного и дифференциального типа. На основании полученных данных сформулирована теорема об интерференции градиентных и генерации дифференциальных вихрей контактных тел вращения. Приведенные в статье данные являются дополнением к общей теории вихрей и могут быть полезны при моделировании и исследовании явления вихреобразования.

Ключевые слова: газотурбинные двигатели, вихри воздухозаборников, вихреобразование, пограничный слой, вихри градиентно-дифференциального типа.

OPERATIONAL PROCESS OF VORTEX BODIES OF GRADIENT AND DIFFERENTIAL TYPES IN THE EARTH'S ATMOSPHERIC ENVIRONMENT

Danilenko Nikolay V., Candidate of Technical Sciences

Kirenchev Anton G., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. The article considers the operational process of vortex formation in Earth's atmospheric environments, including vortex bodies of the gradient and differential types. Its mathematical justification is given based on Stokes' equation and the basic equations of aerodynamics. Definitions of natural and technogenic vortex formation based on their operational process are considered, and new definitions for gradient and differential type vortices are given. Based on the data obtained, a theorem on the interference of gradient and generation of differential vortices of contact rotating bodies is formulated. The data presented in the article are an addition to the general vortex theory and can be useful in modeling and research of vortex formation phenomena.

Keywords: gas turbine engines, air intake vortices, vortex formation, boundary layer, gradient-differential type vortices.

Введение

Явление вихреобразования (ВО) в атмосферной среде Земли оказывает серьезное влияние на деятельность современной авиации вне зависимости от природы его возникновения. Естественные атмосферные вихри, такие как циклоны и торнадо, влияют на метеорологическую обстановку местности и могут косвенно усложнить как техническую, так и летную эксплуатацию воздушного судна (ВС). Техногенные атмосферные вихри, образующиеся перед воздухозаборниками (ВЗ) силовых установок ВС, представляют непосредственную опасность для самих двигателей вследствие риска засасывания ими посторонних предметов в газовоздушный тракт с последующим его повреждением и снятием с эксплуатации.

Всё это обуславливает актуальность проблемы вихреобразования и интереса к изучению данного явления учеными с целью поиска новых методов борьбы с его негативным влиянием. На сегодняшний день изучены основные факторы вихреобразования и сформирована базовая классификация вихрей [1, 2, 3]. Результаты данных работ позволяют четко понимать рабочий процесс явления вихреобразования при экспериментальном и математическом моделировании [4, 5], но этому препятствует тот факт, что пока детально изучены не все типы вихрей, как ранее было отмечено в работе авторов статьи [6]. Целью данной статьи является детальное рассмотрение вихрей градиентного и дифференциального типа с последующим формированием их определений по рабочему процессу.

Рабочий процесс вихреобразования атмосферных сред Земли

Вначале рассмотрим явление вихреобразования в атмосфере Земли на примере её глобальных циркуляций. Глобальные циркуляции атмосферы Земли включают в себя:

– осреднённую дневную конвективно-тепловую циркуляцию B [2] в поле действия нормальной силы Архимеда $P_{\text{Арх}}$ в основном на воздушную среду экваториальных и средних широт, подогретую теплотой Q_λ притока солнечной радиации $Q_{\text{с.р.}}$, зависимой от географической широты λ :

$$Q_\lambda = Q_{\text{с.р.}} \cos \lambda = f(Q_{\text{с.р.}} \text{ и } \lambda); \quad (1)$$

– циркуляцию C постоянно действующей центробежной силы:

$$P_{\text{ц.б.}} = -m\Omega_3^2 R_3 (1 \pm \bar{H}) \cos \lambda = f(\bar{H}, \lambda), \quad (2)$$

где Q_3 и R_3 – угловая скорость и средний радиус Земли;

$H = h / R_3$ – относительная высота расположения исследуемой массы её сред;

– циркуляцию A скорости Γ суточного вращения Земли по NS.

Вихревая активность атмосферы Земли

Завихрённость атмосферы Земли – следствие конвективно-теплового, центробежного и вихревого полей и их глобальных циркуляций (рисунок 1).

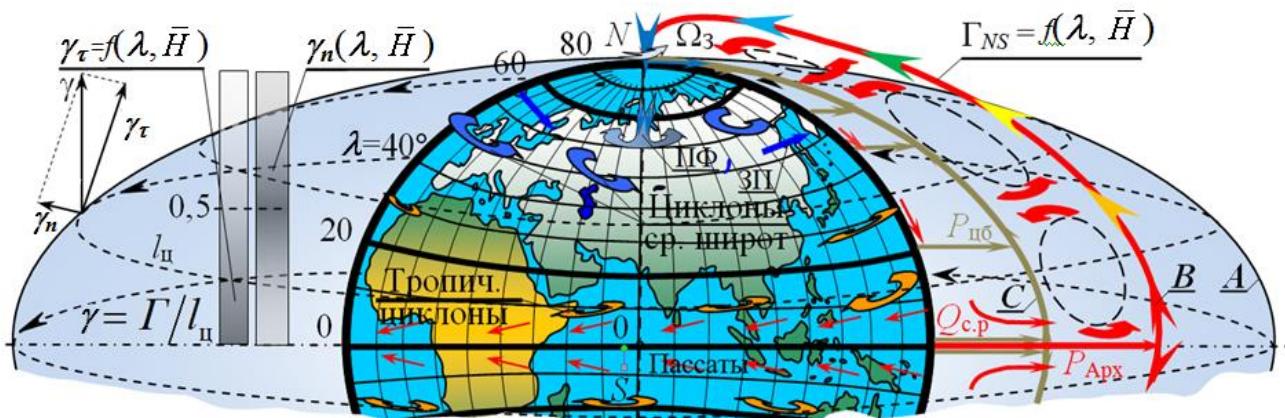


Рисунок 1 – Схема глобальных циркуляций Земли: A – суточного вращения; B – притока солнечной радиации; C – центробежной силы

Рабочий процесс вихреобразования атмосферных сред Земли отражен в определении данного явления.

Вихреобразование – процесс преобразования потенциального течения среды в течение вихревое посредством внешней механической работы и (или) теплоты, перепада внутренней и (или) кинетической энергии, сил трения, сбора внешней завихрённости и других факторов его генерации.

Определяющим фактором вихреобразования является удельная завихрённость. Она активно проявляется себя при прохождении атмосферных фронтов, циклонов, ураганов, штормов, шквалов и подобных им вихревых явлений, а также малогабаритных техногенных вихрей стокового и иного типа. В основе угловой скорости вращения газовой (жидкой) среды лежат градиенты скорости. Они источники образования атмосферных фронтов, по флангам которых возникают вихри дифференциального типа. Взаимосвязь угловой скорости вращения с градиентами линейной скорости в прямолинейной системе координат [7] отражена в уравнении:

$$\omega_x = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial c_z}{\partial y} - \frac{\partial c_y}{\partial z} \right), \quad \omega_y = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial c_x}{\partial z} - \frac{\partial c_z}{\partial x} \right), \quad \omega_z = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial c_y}{\partial x} - \frac{\partial c_x}{\partial y} \right). \quad (3)$$

$$\omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2}, \text{рад/с.} \quad (4)$$

Математическое обоснование взаимосвязи циркуляции скорости I и напряжения Γ с градиентами линейной и угловой скоростей при их разрыве можно обосновать формулой:

$$I = \iint_l c_\tau dl = \Gamma = 2 \iint_s \omega \cdot dS = f(c_\tau, \omega, l). \quad (5)$$

Тогда по теореме Стокса [7] о взаимосвязи напряжения вихря Γ и циркуляции скорости I устанавливается функциональная зависимость вихревой активности исследуемой газовой (жидкой) среды посредством очевидных закономерностей:

$$I = \Gamma = f(c_\tau \neq 0 \text{ и } \omega \neq 0). \quad (6)$$

Разрыв скоростей c_τ и ω ведёт к разрыву I и напряжения Γ в вихревых узлах. На чём будет основано определение техногенного вихреобразования.

Техногенное вихреобразование – процесс перехода потенциального ($\omega = 0$) состояния потока в вихревое ($\omega \neq 0$) в поле силового воздействия на неё аэродинамических тел (крыла, механизации и др.) на потенциальный поток ρV с последующим его преобразованием в вихревое течение, интенсивность которого определена циркуляцией скорости ($\Gamma \neq 0$).

Предлагаемое определение однозначно указывает на один из источников энергии ВО – работу крыла и других тел по созданию подъёмной силы Y посредством циркуляции скорости Γ . Именно **силовое воздействие** крыла на набегающий потенциальный ($\omega = 0$) поток переводит его в вихревую категорию ($\omega \neq 0$). Оно зависит от множества других факторов (источников энергии). Выявим их из уравнения сохранения энергии в развернутом виде [7], содержащем кинетическую энергию $r^2 \omega^2 / 2$ вращения его частиц ($\omega \neq 0$) [7]. В удельных параметрах:

$$i_1 + \frac{c_1^2}{2} + \frac{r_1^2 \omega_1^2}{2} \pm L_{\text{вн}} \pm Q_{\text{вн}} = i_2 + \frac{c_2^2}{2} + \frac{r_2^2 \omega_2^2}{2}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}. \quad (7)$$

Преобразуем его (7) к следующему функциональному виду:

$$\frac{r_2^2 \omega_2^2}{2} = f(i_1 - i_2, \frac{c_1^2 - c_2^2}{2}, L_{\text{вн}}, Q_{\text{вн}}, \frac{r_1^2 \omega_1^2}{2}). \quad (8)$$

Из зависимости (8) находим, что факторами генерации кинетической энергии вращения являются:

- избыток внутренней (Δi);
- избыток кинетической энергии $\Delta c^2 / 2$;
- энергообмен исследуемого рабочего тела с окружающей средой в виде внешней механической работы $\pm L_{\text{внеш}}$ и теплоты $\pm Q_{\text{внеш}}$;
- предварительная завихрённость в виде кинетической энергии вращательного движения внешней среды $r_1^2 \omega_1^2 / 2$.

При существенном изменении энергии положения (высоты h_{1-2}) следует добавить потенциальную энергию положения gh .

Следовательно, рабочий процесс вихревых тел градиентного и дифференциального типа атмосферной среды при соблюдении критерия вихревой активности $\omega \neq 0$ в поле $\Delta c_\tau \neq 0$ можно описать как:

– закрутка вязких сред на градиентном разрыве тангенциальной скорости вязких контактных потоков в поле пограничного слоя;

– закрутка вязких вихревых сред в поле максимума их циркуляции (вращения $\omega \neq 0$) с образованием вихревых узлов и генерацией свободных к развитию дифференциальных вихрей на разрыве циркуляции фланговых вихревых тел в виде свободных вихрей, как продукта их интерференции.

На основании вышеописанного можно дать определения вихрям градиентного и дифференциального типа.

Вихрь градиентного типа – продукт процесса накопления вихревой активности путём преобразования разрыва тангенциальной скорости c_τ с формированием на его базе вихря градиентного типа, соответствующего

$$\frac{r_2^2 \omega_2^2}{2} \neq 0 = f(\Delta c_\tau).$$

закону

Вихрь дифференциального типа – продукт образования и накопления вихревой активности (вихрей) путём использования закона сохранения вихревой энергии на разрыве циркуляции по длине исследуемого вихревого шнуря $\omega \neq \text{const} = f(\Delta \omega)$, продуктом которого является новый вихрь (вихри) дифференциального типа.

Наглядные примеры отличия процесса формирования градиентных и дифференциальных вихрей показаны на рисунке 2.

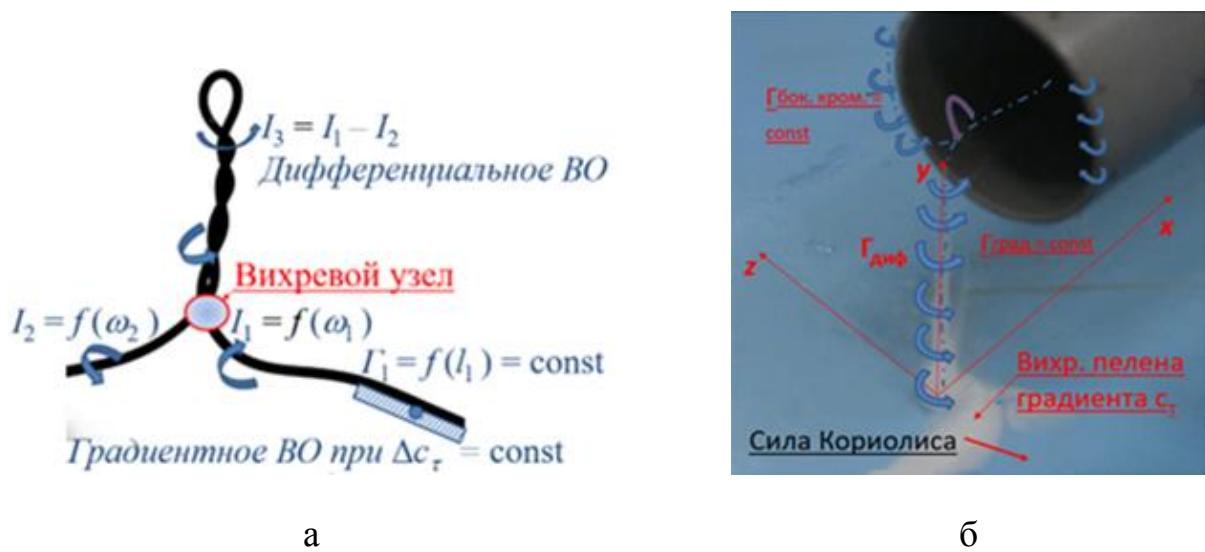


Рисунок 2 – Формирование вихрей градиентного и дифференциального типа:
а – на примере вихревого шнуря; б – от боковых кромок входного устройства цилиндрического типа

Полученные данные позволяют сформулировать **теорему** об интерференции градиентных и генерации дифференциальных вихрей контактных тел вращения.

В поле градиентного ВО при обмене энергией вихревого движения возникает дисбаланс в теле исходного градиентного вихря, компенсируемый законом сохранения энергии вихревого движения в виде вихря дифференциального типа, обеспечивающего равенство нулю циркуляции всех вихрей в точке вихревого узла, включая вихрь

дифференциального типа по закону $\sum_{i=1}^n \Gamma_i = 0$.

Заключение

Понимание особенностей рабочего процесса вихрей градиентного и дифференциального типа атмосферы Земли позволяет с большей эффективностью находить оптимальные условия и способы борьбы с активным вихреобразованием стокового типа у экрана и снизить вероятность засасывания посторонних предметов с сохранением безаварийной эксплуатации авиационных двигателей на земле.

Библиографический список

1. *Пахомов С. В.* Влияние ветровых факторов на течения в воздухозаборник воздушного судна / С. В. Пахомов, О. С. Мейер // Транспортная инфраструктура Сибирского региона. – 2019. – Т. 2. – С. 271-275. – EDN BHFLE.
2. *Даниленко Н. В.* Теория вихрей перед воздухозаборниками самолётов при работе газотурбинных двигателей на аэродроме / Н. В. Даниленко, П. М. Кривель, С. В. Пахомов. ИрГТУ. 2-е изд., доп. – Иркутск, 2011. – 348 с. – ISBN 978-5-8038-0685-1. – EDN VAAANF
3. *Киренчев А. Г.* Особенности обслуживания воздушных судов в поле стоковых вихрей силы Кориолиса: монография / А. Г. Киренчев, Н. В. Даниленко. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2022. – 140 с. – ISBN 978-5-6047924-3-8.
4. *Белоцерковский С. М.* Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 351 с.
5. *Пахомов С. В.* Моделирование пространственных вихревых течений воздушного потока на входе в воздухозаборник самолета / С. В. Пахомов // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2013. – № 2(38). – С. 91-98. – EDN QCLXSJ.
6. *Даниленко Н. В.* Особенности формирования вихрей под воздухозаборниками ГТД с учётом градиентно-дифференциального фактора влияния / Н. В. Даниленко, А. Г. Киренчев // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : материалы XIII Международной научно-практической конференции, Иркутск, 10–11 октября 2024 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 12-17. – EDN JLQLMI.
7. *Ништ М. И.* Аэродинамика боевых летательных аппаратов и гидравлика их систем. – М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1994. – 570 с.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ОБЪЕМНОГО НАСОСА ПЕРЕМЕННОЙ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ

Костин Павел Сергеевич, канд. техн. наук

texnnik@mail.ru

Хатунцев Ярослав Григорьевич

hatuntseff.yaroslav@yandex.ru

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского
и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В статье изложена методика построения математической модели объемного насоса переменной производительности гидравлических систем летательных аппаратов, ее реализация в программном комплексе Matlab&Simulink. Проведено моделирование перемещения поршня рулевого привода с учетом модели насоса и источника постоянного давления. Определена разница во времени переходного процесса. Таким образом показана необходимость учитывать работу насоса при исследовании динамических характеристик рулевых приводов.

Ключевые слова: объемный насос, модель, моделирование, динамика, рулевой привод.

MATH MODEL OF A VARIABLE CAPACITY VOLUMETRIC PUMP

Kostin Pavel S., Candidate of Technical Sciences

Khatuntsev Yaroslav G.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article describes a method for constructing a mathematical model of a volumetric pump with variable capacity of hydraulic systems of aircraft, its implementation in the Matlab&Simulink software package. The motion of the steering piston is simulated with consideration of the pump model and a constant - pressure source. The difference in the transient response time has been identified. Thus, it is shown that it is necessary to take into account the operation of the pump when studying the dynamic characteristics of steering actuators.

Keywords: volumetric pump, model, simulation, dynamics, steering actuator.

Введение

К современным системам управления летательными аппаратами (СУЛА) предъявляются высокие требования к точности, надежности и быстродействию. Ключевую роль в них играют гидравлические приводы, отвечающие за перемещение рулевых поверхностей. Достоверное математическое моделирование является важным этапом для таких систем и должно позволять

избегать ошибок на ранних стадиях проектирования. Зачастую, при оценке динамических характеристик рулевых приводов, перед золотниковым распределителем устанавливают идеальный источник постоянного давления и расхода [1, 2]. Подобный подход не учитывает влияние характеристик насоса на контур питания, а методик построения моделей объемного насоса для гидравлических систем летательных аппаратов в программном комплексе Matlab&Simulink не встречалось. В этой связи **актуальной** целью работы является разработка математической модели насоса переменной производительности и оценка влияния динамического изменения расхода и давления нагнетания на переходный процесс исполнительных механизмов. **Практическая значимость** заключается в использовании модели в комплексном моделировании гидравлических контуров систем управления летательными аппаратами. Полученные результаты отражают необходимость учитывать влияние насоса на переходный процесс исполнительных механизмов.

Для достижения данной цели необходимо решить ряд частных **задач**:

1. Выделение подсистем модели насоса.
2. Математическая формализация физической структуры насоса.
3. Реализация модели в среде математического моделирования.
4. Анализ влияния изменения давления в линии нагнетания на переходный процесс рулевых приводов.

Методы. Решение полученной модели выполнялось на ЭВМ с использованием программного комплекса Matlab&Simulink. Достоверность исследований подтверждается решением систем уравнений обратным методом Эйлера $ode1be$ с шагом моделирования $t = 0.01\text{ с}$.

Математическая модель состоит из кинематической, гидравлической части и момента на валу насоса, а также блока исходных данных.

Кинематическая подмодель описывает, как объем рабочей камеры изменяется в зависимости от угла поворота вала [3].

Исходные данные:

n – количество поршней;

ω – угловая скорость вала насоса, рад/с;

$\varphi = \omega \cdot t$ – угол поворота вала, рад;

R – радиус расположения поршней (радиус ротора), м;

α – угол наклона шайбы, рад;

S_n – площадь поперечного сечения поршня, м^2 .

Ход поршня x относительно мертвоточки:

$$x(\varphi) = R \cdot \operatorname{tg}(\alpha) \cdot (1 - \cos(\varphi)) \quad (1)$$

Для аксиального насоса ход поршня является функцией угла. Объем одной рабочей камеры V_i :

$$V_i(\varphi) = V_{\min} + S_n \cdot x(\varphi) = V_{\min} + S_n \cdot R \cdot \operatorname{tg}(\alpha) \cdot (1 - \cos(\varphi_i)), \quad (2)$$

где $\varphi_i = \varphi + \frac{2\pi}{n} \cdot (i-1)$ – угол для i -го поршня, V_{\min} – мертвый объем камеры.

Скорость изменения объема i -й камеры (производная по времени):

$$\frac{dV_i}{dt} = \frac{dV_i}{d\varphi} \cdot \frac{d\varphi}{dt} = S_n \cdot R \cdot \operatorname{tg}(\alpha) \cdot (1 - \cos(\varphi_i)). \quad (3)$$

Гидравлическая часть модели описывает, как изменение объема приводит к созданию потока и давления:

а) Идеальный теоретический расход

Теоретический мгновенный расход насоса равен сумме скоростей изменения объемов всех камер, которые в данный момент подключены к напорной магистрали. Поршень работает на нагнетание только тогда, когда $\frac{dV_i}{dt} > 0$.

$$Q_{\text{теор}}^\varphi = \sum_{i=1}^n \max\left(\frac{dV_i}{dt}, 0\right). \quad (4)$$

б) Реальный расход меньше теоретического из-за утечек. Модель утечек обычно линейна относительно перепада давления:

$$Q_{\text{ут}}^\varphi = K_{\text{л}} \cdot \frac{(P_{\text{вн}} - P_{\text{н}})}{\mu} + K_{\text{т}} \cdot \sqrt{|P_{\text{вн}} - P_{\text{н}}|}, \quad (5)$$

где $Q_{\text{ут}}^\varphi$ – суммарный поток утечек, $\text{м}^3/\text{с}$; $P_{\text{вн}}$ – давление внутри рабочей камеры, Па; $P_{\text{н}}$ – давление в линии нагнетания, Па; μ – динамическая вязкость жидкости, $\text{Па} \cdot \text{с}$; $K_{\text{л}}$, $K_{\text{т}}$ – коэффициенты ламинарных и турбулентных утечек.

Реальный расход насоса:

$$Q(\varphi) = Q_{\text{теор}}^\varphi - Q_{\text{ут}}^\varphi. \quad (6)$$

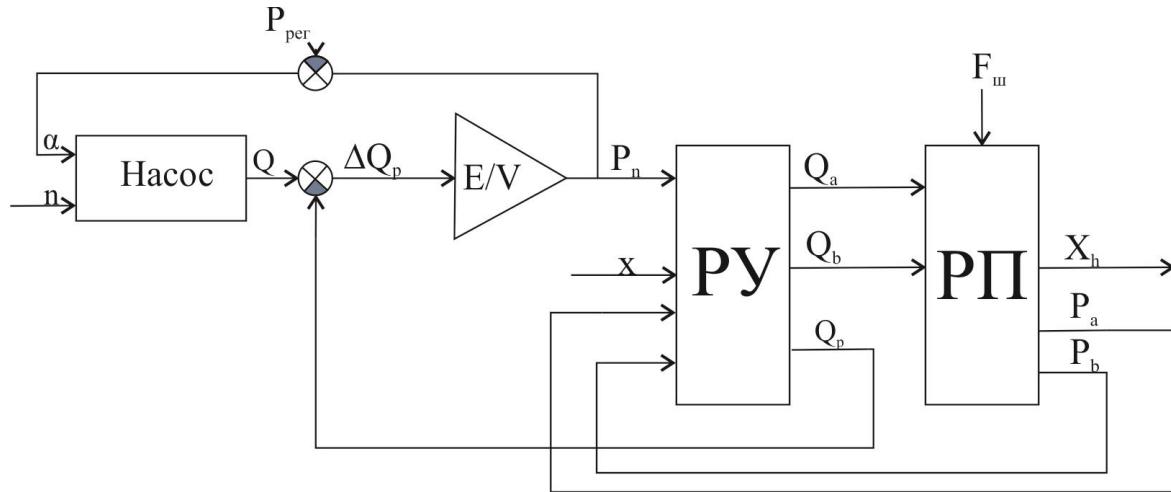
Скорость изменения давления в линии нагнетания определяется:

$$\frac{dP_{\text{н}}}{dt} = \frac{E}{n_n V_i} (Q_{\text{н}} - Q_{\text{п}}), \quad (7)$$

где n_n – количество плунжеров в насосе, $Q_{\text{п}}$ – расход в распределителе, $\text{м}^3/\text{с}$.

Модель рулевого привода изложена в [4, 5] и состоит из уравнения движения поршня (второй закон Ньютона), давление в полостях цилиндра с учетом сжимаемости жидкости, модели идеального четырехпозиционного гидравлического распределителя.

Структурная схема модели насоса с рулевым приводом представлена на рисунке 1.



α – угол наклона шайбы, град; n – частота вращения вала, рад/с; E – модуль упругости жидкости, МПа; V – суммарный объем плунжеров, м^3 ; Q_a – расход масла в камере a ; Q_b – расход жидкости в камере b ; Q_p – расход в распределителе; РУ – распределительное устройство; РП – рулевой привод; x – входной сигнал; X_h – ход штока, м; $F_{ш}$ – нагрузка, Н.

Рисунок 1 – Структурная схема модели гидравлической системы

Проведено моделирование переходного процесса в рулевом приводе с учетом модели насоса и без нее при различных входных ступенчатых сигналах x и нагрузках на поршень $F_{ш}$ с целью определения влияния модели насоса на время регулирования выходного звена X_h .

Исходные данные представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Зависимость погрешности времени регулирования от величины входного сигнала и внешней нагрузки

Входной сигнал	Внешняя нагрузка $F_{ш}$, кгс				
	1000	3000	5000	8000	9000
0,3	0,04	0,08	0,1	0,21	0,32
0,6	0,12	0,18	0,18	0,34	0,44
0,9	0,15	0,21	0,25	0,41	0,52

По данным моделирования получили график зависимости, представленный на рисунке 2.

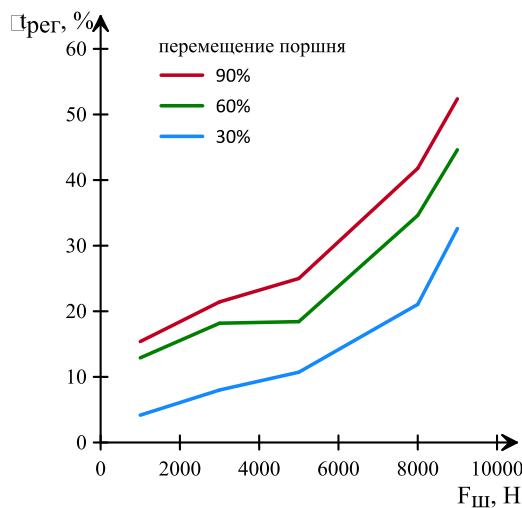


Рисунок 2 – Зависимость погрешности времени регулирования величины выходного сигнала от нагрузки при различных значениях входного сигнала

Согласно результатам моделирования, представленным на рисунке 3, видно, что наличие насоса в модели системы управления является критически важным. Чем больше величина входного сигнала и выше значение нагрузки, тем сильнее оказывает влияние насос на время регулирования. Максимальная погрешность составляет 52 %.

Результат исследований амплитудно-частотной характеристики представлен на рисунке 3.

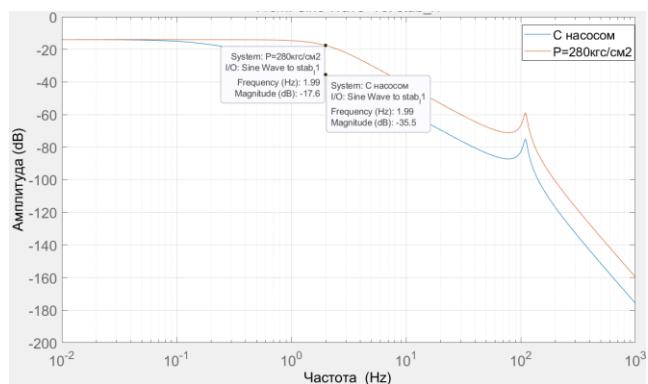


Рисунок 3 – Амплитудно-частотная характеристика рулевого привода с насосом и источником постоянного давления

На графике видно ощутимое расхождение в амплитудах выходного сигнала рулевого привода на уровне 49,6 %.

Вывод

В работе представлена модель объемного насоса переменной производительности. Проведено моделирование работы гидравлической системы (насос-распределитель-рулевой привод) с учетом работы модели насоса и источника постоянного давления. Исследовано изменение влияния входного

сигнала и нагрузки. Получены результаты величины времени регулирования выходного сигнала, амплитудно-частотная характеристика рулевого привода. Определена разница между значениями времени регулирования с учетом работы насоса и без него. Таким образом, при исследовании динамических характеристик рулевых приводов необходимо учитывать влияние работы гидравлического насоса.

Библиографический список

1. Чулков М. В. Разработка новых конструктивных решений для повышения энергетической эффективности электрогидравлических рулевых приводов и гидросистем летательных аппаратов: дис. канд. тех. наук: 2.5.13 / Чулков Максим Викторович, 2024. – 162 с.
2. Нгуен Д. Х. Разработка алгоритмов управления многоканального рулевого привода : диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Нгуен Динь Хань, 2023. – 177 с. – EDN LJMGEW.
3. Башта Т. М. Объемные насосы и гидравлические двигатели гидросистем. – М.: Машиностроение, 1974. – 609 с.
4. Гамынин Н. С. Гидравлический привод систем управления. – М.: Машиностроение, 1972. – 376 с.
5. Костин С. В. Рулевые приводы / С. В. Костин, Б. И. Петров, Н. С. Гамынин. – М.: Машиностроение, 1973. – 205 с.

УДК 629.7.083

К ВОПРОСУ О ТЕРМИНОЛОГИИ ПОНЯТИЙ «СОХРАНЕНИЕ И ПОДДЕРЖАНИЕ ЛЕТНОЙ ГОДНОСТИ ВОЗДУШНОГО СУДНА»

Кузнецов Сергей Николаевич, канд. техн. наук
Фрязинов Александр Викторович, канд. техн. наук
Кондратьева Марина Александровна
marina_mgtu@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Сохранение и поддержание летной годности воздушного судна являются фундаментальными понятиями, обеспечивающими безопасность полетов гражданской авиации. Это два связанных, но различных понятия в области эксплуатации ВС, которые не всегда верно понимаются и трактуются. Для улучшения понимания данных терминов, как среди профессионалов, так и среди студентов и аспирантов, в статье рассматривается сущность и содержание данных понятий с использованием качественного метода контент-анализа. На основе проведенного анализа определены основные характерные отличия между этими понятиями, представлен процесс сохранения и поддержания летной годности в период жизненного цикла ВС в графическом виде. Рассмотрена взаимосвязь данных понятий со стратегиями эксплуатации и методами технического обслуживания воздушных судов.

Ключевые слова: летная годность, безопасность, полет, термин, определение, способность, соответствие, поддержание, сохранение, техническое обслуживание, стратегии, методы, эксплуатация.

ON THE TERMINOLOGY OF THE CONCEPTS «PRESERVATION AND MAINTENANCE OF AIRWORTHINESS»

Kuznetsov Sergei N., Candidate of Technical Sciences
Fryazinov Alexander V., Candidate of Technical Sciences
Kondratyeva Marina A.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk branch
(Irkutsk)*

Abstract. Preservation and maintenance of airworthiness are fundamental concepts ensuring flight safety in civil aviation. These two interrelated but distinct terms in the field of aircraft operation are not always correctly understood or interpreted. To improve clarity for professionals as well as students and postgraduate researchers, this article examines the essence and scope of these concepts using a qualitative content-analysis approach. Based on the conducted analysis, key differences between these concepts have been identified, and the process of preservation and maintenance of airworthiness throughout an aircraft's life cycle is presented graphically. The relationship between these concepts with operational strategies, as well as methods of aircraft technical servicing, is also discussed.

Keywords: airworthiness, safety, flight, terminology, definition, capability, compliance, maintenance, preservation, technical servicing, strategies, methods, operations.

Введение

Термин «летная годность» появился в полном объеме вместе с развитием авиации и необходимостью строгого контроля над безопасностью полетов – это не просто термин, а целое понятие, в которое вложены важные аспекты обеспечения безопасности и технической исправности воздушных судов (ВС) [1].

Летную годность ВС можно охарактеризовать как состояние, при котором воздушное судно соответствует утвержденной конструкции и действующим нормам летной годности, что обеспечивает его способность к безопасному выполнению полетов в условиях, для которых оно было спроектировано.

Филологический анализ показывает, что сам термин не только вырос из технических требований, но и стал частью профессиональной терминологии, отражающей специфические нормы и стандарты [2].

Требования к летной годности устанавливаются нормами летной годности и обязательны для лиц, участвующими в разработке, испытаниях, серийном производстве, приемке, эксплуатации, ремонте и техническом обслуживании (Статья 35. Воздушный кодекс Российской Федерации от 19.03.1997).

«Сохранение летной годности» и «поддержание летной годности» воздушного судна – это два связанных, но различных понятия в области эксплуатации ВС. Таким образом, возникает вопрос «сохранять» или «поддерживать» летную годность в течение всего периода эксплуатации ВС.

Целесообразно разобраться в данных понятиях с точки зрения трактовок, существующих в международной и отечественной практике с использованием качественного метода контент-анализа (анализа содержания), данный подход

связан с качественными методами исследования, так как он фокусируется на глубоком понимании содержания и значений слов и терминов в определенных условиях, т.е. он применяется на основе совокупности операций отбора и оценки документов, восприятия и интерпретации их содержания без формализации и «текстуального кодирования» (Троцук И. В. Контент-анализ).

1. Контент-анализ термина «сохранение летной годности».

Термин «сохранение летной годности» обладает многоаспектной семантической структурой (строение лексического значения слова), это понятие обозначает действие, направленное на удержание или защиту чего-либо от утраты, повреждения или ухудшения, в рассматриваемом случае это летная годность ВС.

Согласно «Словарю русского языка» Сергея Ивановича Ожегова: сохранить – не нарушить чего-нибудь; сохранить – не утратить, оставить в силе, в действии; охранить – сберечь, не дать кому-чему-нибудь пропасть, утратиться или потерпеть ущерб.

В соответствии с «Толковым словарем русского языка» под редакцией Дмитрия Николаевича Ушакова: сохранять – удержать в силе, не лишить (или не лишиться) чего-нибудь, оставить в чьем-нибудь обладании (или оставаться обладателем чего-нибудь).

Структурно «сохранение летной годности» представляет собой предикативную группу, где первое слово (сохранение) является действием, а второе (летная годность) – объектом этого действия.

С точки зрения филологии, «сохранение летной годности ВС» акцентирует важность превентивных мер и постоянного контроля, что отражает pragmatичный подход к управлению безопасностью в авиации.

В руководстве по сохранению летной годности ICAO, Doc. 9642 давалась трактовка понятия *сохранение летной годности* как результат применения комплекса мероприятий, которые гарантируют, что в любой момент своего срока службы ВС соответствуют действующим требованиям к летной годности и их состояние обеспечивает безопасную эксплуатацию. Однако данное руководство утратило свою силу с введением руководства по летной годности ICAO, Doc. 9760, в котором уже отсутствует определение данного понятия.

В отечественной законодательной базе отсутствует определение термина *сохранение летной годности*, однако данный термин широко используется в научной и учебной литературе. Ведущими учеными в области технической эксплуатации Смирновым Н. Н., Чинючиным Ю. М. была предложена такая трактовка понятия: «.... под «*сохранением летной годности*» понимаются все мероприятия, которые гарантируют, что в любой момент своего срока службы ВС соответствуют действующим требованиям к летной годности и их состояние обеспечивает безопасную эксплуатацию» (Основы теории технической эксплуатации летательных аппаратов, Н. Н. Смирнов, Ю. М. Чинючин).

В таблице 1 представлен качественный сравнительный контент-анализ представленных определений термина «сохранение летной годности».

Таблица 1 – Контент-анализ определений термина «сохранение летной годности»

Первое определение (ИКАО)	Второе определение (Россия)
В первом определении подчеркивается, что сохранение летной годности является результатом применения комплекса мероприятий. Это акцентирует внимание на системном подходе и последовательности действий, которые должны выполняться в рамках поддержания летной годности	Во втором определении акцент сделан на самих мероприятиях, которые необходимы для обеспечения соответствия ВС действующим требованиям и его безопасной эксплуатации. Здесь акцент больше на процессе и содержании работ, обеспечивающих летную годность
Первое определение более подчеркивает важность комплексного подхода	Второе определение акцентирует внимание на содержание и актуальность проводимых мероприятий
Оба определения согласуются в том, что сохранение летной годности включает мероприятия, направленные на соответствие ВС установленным требованиям	

Исходя из представленных формулировок *сохранение летной годности* можно охарактеризовать как состояние воздушного судна, которое должно соответствовать всем необходимым стандартам (нормам летной годности) и требованиям безопасности на протяжении всего периода его эксплуатации в ожидаемых условиях, с учетом выполнения комплекса мероприятий и процедур, направленных на поддержание исправности, безопасности эксплуатации и соответствия установленным стандартам и требованиям в течение всего срока службы ВС.

2. Контент-анализ термина «поддержание летной годности».

Термин «поддержание летной годности» несет в себе сложную семантическую структуру, обозначает процесс или действие, направленное на сохранение или обеспечение чего-либо в определенном состоянии. Структура термина достаточно проста. Он состоит из двух главных частей: понятия «поддержание», обозначающего действие, и существительного «летная годность», указывающего на объект этого действия. Это создает ясный и понятный оборот, который легко может восприниматься специалистами в области авиации.

В соответствии с «Толковым словарем русского языка» под редакцией Дмитрия Николаевича Ушакова: поддержание – поддержания, мн. нет, ср. (книжн.). Действие по гл. поддержать в 3 знач. поддерживать. Для поддержания порядка. Поддержание здоровья.

Слово «поддержание» по «Словарю русского языка» Сергея Ивановича Ожегова означает процесс или действие, связанное с сохранением, удержанием чего-либо в определенном состоянии или состоянии существования. Это может касаться как физических объектов, так и различных систем или условий. Поддержание подразумевает активные действия, направленные на предотвращение утраты, ухудшения или исчезновения чего-либо.

Поддержание – обслуживание, уход за оборудованием, техническое обслуживание и ремонт (такая трактовка определения предлагается в англо-русском глоссарии терминов).

С точки зрения филологии, термин «поддержание летной годности» не просто набор слов, а сложное понятие, которое охватывает аспекты производства, эксплуатации и безопасности в авиастроении и эксплуатации воздушных судов. Он передает необходимость активных действий и постоянного контроля, что является критически важным для успешной эксплуатации воздушных судов, подчеркивает специфику языка, который формируется в профессиональной среде и имеет свои особенности, связанные с профессиональным жаргоном и технической терминологией.

Международный стандарт ИКАО Приложение 8 к Чикагской конвенции «Летная годность воздушных судов» трактует понятие *поддержание летной годности* как совокупность процессов, обеспечивающих соответствие воздушного судна, двигателя, воздушного винта или составной части действующим требованиям к летной годности и поддержание в состоянии, соответствующем условиям безопасной эксплуатации, на протяжении срока их службы.

В соответствии с отечественным стандартом (ГОСТ Р 54080-2010: Воздушный транспорт) понятие *поддержание летной годности ВС* формулируется как совокупность процессов и мероприятий, своевременное и качественное выполнение которых гарантирует, что в любой момент своего жизненного цикла ВС соответствует действующим требованиям (нормам) летной годности, и его состояние обеспечивает безопасную эксплуатацию.

При сравнении приведенных выше понятий «поддержание летной годности» можно выделить следующие важные аспекты, представленные в таблице 2.

Таблица 2 – Контент-анализ определений термина «поддержание летной годности»

Первое определение (ИКАО)	Второе определение (ГОСТ Р)
Первое определение трактует поддержание летной годности как совокупность процессов, обеспечивающих соответствие ВС действующим требованиям, а его состояние должно соответствовать условиям безопасной эксплуатации на протяжении всего срока службы	Второе определение также охватывает процесс поддержания летной годности как совокупность мероприятий, но подчеркивает значимость своевременного и качественного выполнения этих процессов, гарантируя, что ВС в любой момент соответствует действующим требованиям
В первом определении акцент делается на совокупности процессов и состоянии воздушного судна, что подразумевает комплексный подход к его конструкции и эксплуатации	Во втором определении акцентируется внимание на конкретных мероприятиях и их выполнении, что подразумевает не только наличие процессов, но и их четкое исполнение
Первое определение подразумевает поддержание состояния, соответствующего требованиям, а также акцентирует внимание на долгосрочности поддержания	Второе определение более конкретно указывает на то, что ВС должно быть в соответствии с нормами летной годности в любой момент времени, что добавляет элемента ответственности за текущее состояние

Можно сделать вывод о том, что оба определения сосредоточены на поддержании летной годности, но первое делает акцент на целостности процесса и долгосрочных требованиях, тогда как второе – на систематическом обеспечении соблюдения норм через своевременное выполнение мероприятий.

3. Анализ отличий между терминами.

Необходимо отметить, что системные процессы сохранения и поддержания летной годности ВС, являясь взаимосвязанными компонентами, формируют единую систему, направленную на обеспечение безопасности и надежности эксплуатации воздушного судна на всем протяжении всего его жизненного цикла.

В таблице 3 представлены ключевые отличия между системами сохранения и поддержания летной годности ВС с точки зрения поставленных целей, основных задач и методов обслуживания.

Таблица 3 – Основные ключевые отличия между системами сохранения и поддержания летной годности

	Система сохранения летной годности	Система поддержания летной годности
Цель:	Обеспечение сохранности текущего состояния летной годности воздушного судна	Активное поддержание и восстановление летной годности воздушного судна
Основные задачи:	Проведение регулярных осмотров и проверок для выявления потенциальных проблем	Проведение технического обслуживания, ремонтов и замен изношенных деталей
	Применение профилактических мер для предотвращения ухудшения состояния воздушного судна	Восстановление работоспособности систем и оборудования
	Контроль за соблюдением нормативных требований и стандартов безопасности	Тестирование и верификация после проведенных работ для подтверждения восстановления летной годности
Методы:	Регулярные технические осмотры	Техническое обслуживание и ремонтные работы согласно технической документации
	Мониторинг состояния оборудования и систем самолета	Замена компонентов, достигших предельного срока службы
	Ведение документации по состоянию летной годности	Функциональные проверки и испытания после технического обслуживания и ремонта
Ключевые различия:	Система ориентирована на предотвращение возникновения проблем	Система ориентирована на устранение уже возникших проблем
	Фокусируется на профилактических мерах	Фокусируется на ремонтных и восстановительных действиях
	Включает постоянный мониторинг состояния ВС	Применяется после выявления возникших проблем

Термин «сохранение» подразумевает более активную позицию в поддержании лётной годности воздушного судна по сравнению с простым «поддержанием», включая как профилактические меры, так и действия, направленные на устранение потенциальных проблем. Обе системы являются неотъемлемыми частями комплексного подхода к обеспечению безопасности и надежности воздушного судна, дополняя друг друга для поддержания высокого уровня летной годности.

Ключевое различие между этими понятиями заключается в том, что *сохранение летной годности* охватывает более широкий спектр действий и процессов, направленных на долгосрочную безопасность и эксплуатацию воздушного судна, фокусируется на обеспечении непрерывного соответствия авиационным стандартам и требованиям, в то время как *поддержание летной годности* сосредоточено на конкретных, текущих действиях и мероприятиях, направленных на сохранение и восстановление технического состояния воздушного судна, необходимых для обеспечения этого состояния. Тем не менее, в практическом использовании оба термина могут пересекаться и не всегда строго различаться.

На взгляд ведущих ученых в области технической эксплуатации, вариант использования термина «поддержание» летной годности более полно отражает существо дела, поскольку в силу объективных причин (например, физический износ и старение ВС) летная годность ВС имеет тенденцию к ухудшению и поэтому летную годность ВС необходимо не только сохранить (сберечь), сколько поддержать (т.е. оказать помощь ВС). Кроме того, слово «поддержание» подразумевает более активную позицию Эксплуатанта, чем слово «сохранить».

Данное высказывание не противоречит проведенному выше анализу понятий и акцентирует внимание на словах «поддержание» и «сохранение» в контексте летной годности воздушного судна, подчеркивая активный подход к эксплуатации техники. Основной смысл высказывания – «поддержание» как активный процесс: осуществление поддержки летной годности подразумевает постоянную оценку, вмешательство и меры по улучшению состояния ВС, что является более реалистичным подходом, учитывающим реальность физического износа и старения. При этом «сохранение» может восприниматься как стагнация, тогда как «поддержание» – как динамический процесс.

В целом, высказанная мысль о необходимости использования термина «поддержание» летной годности является актуальной и важной для улучшения безопасности и надежности эксплуатации ВС [2, 3]. Однако для более полной картины необходимо учитывать и другие компоненты, влияющие на летную годность, включая элементы управления, внешние факторы и экономические условия. Таким образом, подход к управлению летной годностью должен быть интегрированным и учитывать разнообразные аспекты, способствуя более устойчивому и безопасному функционированию авиационной отрасли.

Подход к сохранению и поддержанию летной годности как к системе предоставляет возможность рассмотреть все элементы, процессы и

взаимодействия в едином контексте. Это, в свою очередь, обеспечивает более глубокое понимание механизмов, влияющих на безопасность и надежность ВС, и способствует созданию эффективных программ управления качеством эксплуатации в авиационной отрасли [4].

Период эксплуатации ВС представляет собой циклическость операций по сохранению летной годности путем ее поддержания, данный процесс можно представить в виде колебательного процесса (Герасимова, Е. Д. Эксплуатационная надежность и режимы технического обслуживания ЛА и АД; Ицкович, А. А. Надежность летательных аппаратов и двигателей), при котором происходит изменение характеристик ВС X_i за период t_i под воздействием внешних факторов ожидаемых условий эксплуатации (условия применения, качество эксплуатации, условия эксплуатации) от максимально допустимых параметров $X_{i\max}$ до минимально допустимых $X_{i\min}$, соответствующих нормам летной годности ВС, и проведением периодических работ по техническому обслуживанию и ремонту по приведению характеристик ВС в нормативное устойчивое состояние через определенные периоды эксплуатации $t_{\vartheta i}$, t_{pi} [5, 6] (рисунок 1).

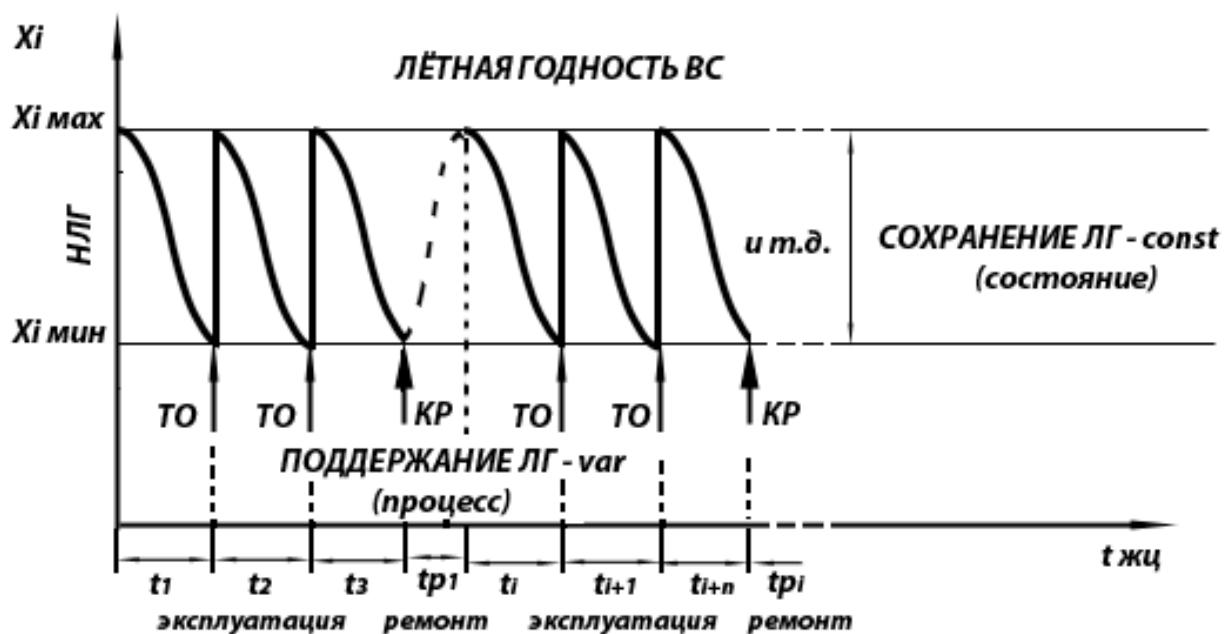


Рисунок 1 – Процесс сохранения и поддержания летной годности за период жизненного цикла ВС

С практической точки зрения разумно проанализировать связь между действующими стратегиями эксплуатации и методами технического обслуживания воздушных судов в контексте сохранения и поддержания их летной годности.

Стратегии эксплуатации и методы технического обслуживания воздушных судов представляют собой ключевые аспекты обеспечения их надежности и безопасности, однако необходимо учесть, что они фокусируются на разных моментах [7, 8].

Стратегия эксплуатации воздушных судов – это комплексный план, который охватывает все аспекты использования авиационной техники с целью обеспечения эффективного, безопасного и экономически оправданного выполнения полетов. Основная цель стратегии эксплуатации – максимизировать эффективность использования воздушного судна при минимизации затрат и повышении уровня безопасности полетов.

Методы технического обслуживания воздушных судов – это системы и подходы, используемые для обеспечения надлежащего функционирования и безопасности воздушных судов в процессе их эксплуатации, т.е. конкретные подходы и процедуры, применяемые для обслуживания и ремонта ВС. Основная цель методов технического обслуживания – обеспечение исправности и работоспособности оборудования за счет выполнения регулярных проверок, обслуживания и ремонта [8].

В соответствии с руководством по процедурам эксплуатационной инспекции, сертификации и постоянного надзора (Doc 8335 ICAO) понятие техническое обслуживание трактуется как проведение работ, необходимых для обеспечения сохранения летной годности воздушного судна, включая контрольно-восстановительные работы, проверки, замены, устранение дефектов, выполняемые как в отдельности, так и в сочетании, а также практическое осуществление модификации или ремонта.

Методы технического обслуживания сосредоточены на поддержании работоспособности, тогда как стратегии эксплуатации направлены на эффективное использование ВС. Эффективные методы технического обслуживания могут улучшить результаты стратегий эксплуатации. Методы обслуживания часто имеют более краткосрочные временные рамки, в то время как стратегии эксплуатации охватывают долгосрочные планы и тенденции.

Опираясь на представленные аргументы, можно заключить, что стратегии эксплуатации воздушных судов (эксплуатация до выработки ресурса, эксплуатация до предотказного состояния и эксплуатация до отказа) имеют прямое воздействие на сохранение летной годности. В то же время методы технического обслуживания (техническое обслуживание по наработке, техническое обслуживание с контролем параметров, техническое обслуживание с контролем уровня надежности) способствуют поддержанию текущего состояния летной годности воздушных судов через активные меры по ее обеспечению.

Заключение

Летная годность закладывается и обеспечивается на этапах разработки и производства воздушного судна в соответствии с действующими авиационными правилами (нормами летной годности). На протяжении всего срока эксплуатации летная годность должна сохраняться соблюдением установленных правил эксплуатации и поддерживаться за счет технического обслуживания и ремонта. Таким образом, термин «сохранение летной годности» можно рассматривать как общий процесс обеспечения соответствия воздушного судна установленным стандартам и требованиям безопасности,

долгосрочное, стратегическое поддержание состояния воздушного судна в соответствии с нормами, в то время как термин «поддержание летной годности» представляет собой совокупность конкретных действий и процедур, направленных на достижение этого соответствия, обеспечивая исправное состояние и функционирование воздушного судна, т.е. оперативные, текущие меры для обеспечения безопасности полетов.

Библиографический список

1. Анализ понятия термина «Летная годность» воздушного судна как одного из основных факторов обеспечения безопасности полетов / С. Н. Кузнецов, А. М. Сафарбаков, М. А. Кондратьева, С. В. Снимщиков // *Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык.* – 2025. – № 3(46). – С. 178-194. – DOI 10.51955/2312-1327_2025_3_178. – EDN ICYPRHH.
2. *Петров А. Н.* Методология поддержания летной годности воздушного судна на основе управления эффективностью системы его технического обслуживания и ремонта / А. Н. Петров // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации.* – 2008. – № 130. – С. 33-41. – EDN KVVGZV.
3. *Кузнецов С. В.* Инженерно-авиационная служба гражданской авиации: от технической эксплуатации до поддержания летной годности (часть 1) / С. В. Кузнецов, Д. В. Ядров // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации.* – 2025. – Т. 28, № 4. – С. 8-25. – DOI 10.26467/2079-0619-2025-28-4-8-25. – EDN FHJTMJ.
4. *Дашков И. Д.* Методы оценки соответствия требованиям норм летной годности функциональных систем воздушных судов на этапе эксплуатации: специальность 05.22.14 «Эксплуатация воздушного транспорта»: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук / Дашков Иван Дмитриевич. – Москва, 2017. – 164 с. – EDN CFQYNO.
5. *Агеев А. С.* Методика оценки летной годности воздушных судов в авиапредприятии / А. С. Агеев, М. В. Бычkin // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации.* – 2008. – № 135. – С. 157-165. – EDN KVVFVV.
6. *Большеворский Г. А.* Оценка пороговых состояний летной годности воздушных судов в авиапредприятии / Г. А. Большеворский // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации.* – 2005. – № 86. – С. 22-26. – EDN KGDCRV. Статья представлена доктором технических наук, профессором Зубковым Б. В.
7. *Файнбург И. А.* Управление процессами поддержания летной годности воздушных судов в центрах технического обслуживания и ремонта авиационной техники / И. А. Файнбург // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации.* – 2006. – № 100. – С. 29-36. – EDN KWPOGR.
8. *Далецкий С. В.* Терминологическое обеспечение технической эксплуатации гражданской авиационной техники / С. В. Далецкий, С. С. Далецкий, А. И. Плешаков // *Научный вестник ГосНИИ ГА.* – 2016. – № 15(326). – С. 40-47. – EDN XQVMRF.

**ВЛИЯНИЕ КОМПЕНСАЦИИ ПЕРЕКРЕСТНЫХ СВЯЗЕЙ В
КОМПЛЕКСНОЙ СИСТЕМЕ УПРАВЛЕНИЯ НА
ПРОСТРАНСТВЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ САМОЛЕТА-ИСТРЕБИТЕЛЯ**

Любимов Максим Николаевич

MaksimL1998@mail.ru

Костин Павел Сергеевич, канд. техн. наук

texnnik@mail.ru

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. Статья посвящена исследованию перекрестных связей, возникающих в пространственном движении самолета. Исследование проводилось с применением имитационного моделирования. В процессе работы была разработана модель пространственного движения сверхзвукового маневренного истребителя в среде Matlab&Simulink. В имитационную модель включена комплексная система управления, предусматривающая компенсацию перекрестных связей. Задана программа полета, выполняющая полет по которой возможно изучить взаимное влияние каналов крена и рыскания друг на друга. Разработан алгоритм автоматического управления самолетом, основанный на работе PID-регуляторов. На основании результатов моделирования был представлен сравнительный анализ кинематических параметров самолета с учетом и без учета компенсации перекрестных связей. Сделан вывод о необходимости дальнейших исследований, направленных на снижение влияния перекрестных связей на пространственное движение самолета.

Ключевые слова: перекрестные связи, комплексное управление, пространственное движение, имитационная модель, PID-регулятор.

**EFFECT OF CROSS-COUPLING COMPENSATION IN AN INTEGRATED
CONTROL SYSTEM ON THE SPATIAL MOTION OF A FIGHTER
AIRCRAFT**

Lyubimov Maxim N.

Kostin Pavel S., Candidate of Technical Sciences

*Military Training and Research Center Air force «The Air Force Academy named after
Professor N.E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The article is devoted to the study of cross-coupling arising in the spatial motion of the aircraft. The study was carried out using simulation modeling. In the course of the work, a model of the spatial movement of a supersonic maneuverable fighter in the Matlab&Simulink environment was developed. The simulation model includes a complex control system that provides cross-coupling compensation. A flight program is set, performing a flight on which it is possible to study the mutual influence of the roll and yaw channels on each other. An automatic flight control algorithm based on PID controllers was developed. Based on the simulation results, a comparative

analysis of the aircraft's kinematic parameters was presented, taking into account and excluding the compensation of cross-links. It was concluded that further research is necessary to reduce the influence of cross-coupling effect on the aircraft's spatial movement.

Keywords: cross-coupling, integrated control system, spatial motion, simulation model, PID controller.

Введение

Несмотря на высокие достижения в авиастроении, существуют проблемы, которые снижают эффективность самолета. Одной из таких проблем является взаимное влияние канала крена и канала рыскания. При возникновении возмущения или управляющего воздействия, приводящего к изменению угла крена γ появляется составляющая силы тяжести, являющаяся для центра масс самолета боковой силой Z_a . Рост боковой силы приводит к боковому скольжению β . При изменении угла скольжения подъемная сила, распределяется не симметрично на консолях крыла.

Современные системы управления летательных аппаратов (СУЛА) требуют учета сложных динамических эффектов, контроль которых осуществляется в комплексных системах управления (КСУ). Это позволяет исключать такое нежелательное явление, как перекрестные связи. Традиционные системы, основанные на принципе раздельного управления, оказываются недостаточно эффективными для исключения данных взаимовлияний. К негативным факторам перекрестных связей относятся:

- снижение точности и устойчивости управления, так как выполнение маневра в одном канале требует от летчика или системы автоматического управления (САУ) ответных воздействий в других каналах;
- возникновение непреднамеренных режимов полета (голландский шаг);
- ограничение эксплуатационных возможностей;
- снижение эффективности органов управления и рост затрат энергии на управление.

Несмотря на то, что на современных сверхзвуковых маневренных истребителях уже применяются комбинированные системы управления, их модернизация остается актуальной задачей.

В авиастроении, как и во многих других сферах, активно используют стремительное развитие цифровых технологий. Сейчас, используя математическое и полунатурное моделирование, представляется возможным, в относительно короткие сроки и с высокой точностью, определять летные характеристики самолета [1]. Перед началом моделирования была поставлена цель – исследование влияния блока компенсации перекрестных связей встроенного в КСУ сверхзвукового маневренного истребителя на характеристики его пространственного движения.

В качестве объекта исследования рассматривается нелинейная математическая модель динамики пространственного движения сверхзвукового маневренного истребителя, реализованная в среде Matlab&Simulink [2, 3].

Уравнения пространственного движения самолета:

$$\begin{aligned}
 R_x &= X_a \cos \alpha + Y_a \sin \alpha + P_{CY} \cos \varphi_P; \\
 R_y &= -X_a \sin \alpha + Y_a \cos \alpha + P_{CY} \sin \varphi_P; \\
 R_z &= Z; \\
 \frac{dV_x}{dt} &= \omega_z V_y - \omega_y V_z + \frac{1}{m} (R_x - mg * \sin \vartheta); \\
 \frac{dV_y}{dt} &= \omega_x V_z - \omega_z V_x + \frac{1}{m} (R_y - mg * \cos \vartheta \cos \gamma); \\
 \frac{dV_z}{dt} &= \omega_y V_x - \omega_x V_y + \frac{1}{m} (R_z + mg * \cos \vartheta \sin \gamma); \\
 \frac{d\omega_x}{dt} &= \frac{1}{I_x} \left[I_{xy} \frac{d\omega_y}{dt} + (I_y - I_z) \omega_z \omega_y - I_{xy} \omega_y \omega_z + M_{R_x} \right]; \\
 \frac{d\omega_y}{dt} &= \frac{1}{I_y} \left[I_{xy} \frac{d\omega_x}{dt} + (I_z + I_x) \omega_x \omega_z + I_{xy} \omega_y \omega_z + M_{R_y} \right]; \\
 \frac{d\omega_z}{dt} &= \frac{1}{I_z} \left[(I_x - I_y) \omega_y \omega_x + I_{xy} (\omega_y^2 - \omega_x^2) + M_{R_z} \right],
 \end{aligned}$$

где R_x, R_y, R_z – продольная, нормальная, поперечная силы соответственно, I_x, I_y, I_z – моменты инерции летательного аппарата относительно соответствующих осей, X_a, Y_a – сила лобового сопротивления и подъемная сила, $M_{R_x}, M_{R_y}, M_{R_z}$ – моменты крена, рыскания, тангажа, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – скорости крена, рыскания, тангажа, V_x, V_y, V_z – составляющие скорости по осям связанной системы координат, m – масса самолета, g – ускорение свободного падения, t – время [4].

КСУ истребителя в боковом канале корректирует отклонение рулевых поверхностей самолета в зависимости от следующих параметров:

- перемещения ручки управления самолетом (РУС) в канале крена X_3 ;
- числа M , атмосферного давления P , скоростного напора q ;
- угловых скоростей ω_x, ω_y (наиболее интересны и важны для нас в контексте рассмотрения перекрестных связей);
- угла скольжения β ;
- перемещения педалей X_h ;
- поперечной перегрузки n_z ;
- положения шасси;
- пилотажных ограничений ($n_{ymax}, \alpha_{max}, M_{dop}$).

Различные комбинации вышеперечисленных параметров и определяют величину и направление отклонения органов управления, и это позволяет компенсировать нежелательное наличие перекрестных связей в процессе движения самолета.

Процесс моделирования полета был разделен на две части. В первой части управляющие сигналы для рулевых поверхностей формировались КСУ, учитывая взаимное влияние двух разных каналов. Во второй части – это влияние не учитывалось.

В рамках эксперимента проводился анализ изменения параметров самолета при выполнении им заданной программы пилотирования. Для поддержания высокой точности этой программы перемещение РУС и педалей осуществлялось по заданному закону, реализованному при помощи PID-регуляторов:

- поддержание заданной высоты полета

$$X_{\text{в}} = k_X^H(H - H_{\text{зад}}) + k_X^{\dot{H}}\dot{H} + k_X^{\int H}(H - H_{\text{зад}})dt;$$

- поддержание заданного угла крена

$$X_{\gamma} = k_X^{\gamma}(\gamma - \gamma_{\text{зад}}) + k_X^{\dot{\gamma}}\dot{\gamma} + k_X^{\int \gamma}(\gamma - \gamma_{\text{зад}})dt;$$

- поддержание заданного угла скольжения

$$X_{\beta} = k_X^{\beta}(\beta - \beta_{\text{зад}}) + k_X^{\dot{\beta}}\dot{\beta} + k_X^{\int \beta}(\beta - \beta_{\text{зад}})dt,$$

где $k_X^H, k_X^{\gamma}, k_X^{\beta}$ – коэффициенты усиления пропорциональных членов, $k_X^{\dot{H}}, k_X^{\dot{\gamma}}, k_X^{\dot{\beta}}$ – коэффициенты усиления дифференциальных членов, $k_X^{\int H}, k_X^{\int \gamma}, k_X^{\int \beta}$ – коэффициенты усиления интегральных членов, $H, H_{\text{зад}}$ – высота и заданная высота полета, $\beta, \beta_{\text{зад}}$ – угол скольжения и заданный угол скольжения, $\gamma, \gamma_{\text{зад}}$ – угол крена и заданный угол крена.

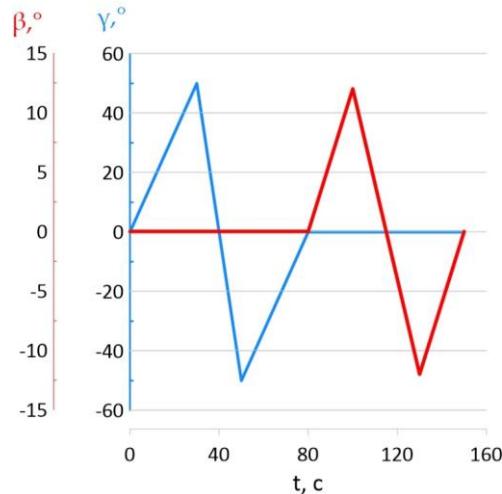


Рисунок 1 – Программа пилотирования

На рисунке 1 представлен закон изменения заданных значений β и γ .

Коэффициенты для регуляторов были подобраны эвристическим методом Циглера-Николоса.

Данная программа пилотирования позволяет проанализировать то, как изменяются кинематические параметры самолета, когда требуется изменить только крен, при этом изменение рыскания нежелательно, затем, когда требуется изменить угол скольжения, а изменение крена нежелательно.

Результаты моделирования представлены на рисунке 2.

$t=[0:10]$ $t=[10:30]$ $t=[30:50]$ $t=[50:80]$ $t=[80:100]$ $t=[100:130]$ $t=[130:150]$
 $\gamma=0^\circ$ $\gamma=50^\circ$ $\gamma=-50^\circ$ $\gamma=0^\circ$ $\gamma=0^\circ$ $\gamma=0^\circ$ $\gamma=0^\circ$
 $\beta=0^\circ$ $\beta=0^\circ$ $\beta=0^\circ$ $\beta=0^\circ$ $\beta=12^\circ$ $\beta=-12^\circ$ $\beta=0^\circ$

Заданные значения PID - регуляторов по временным периодам

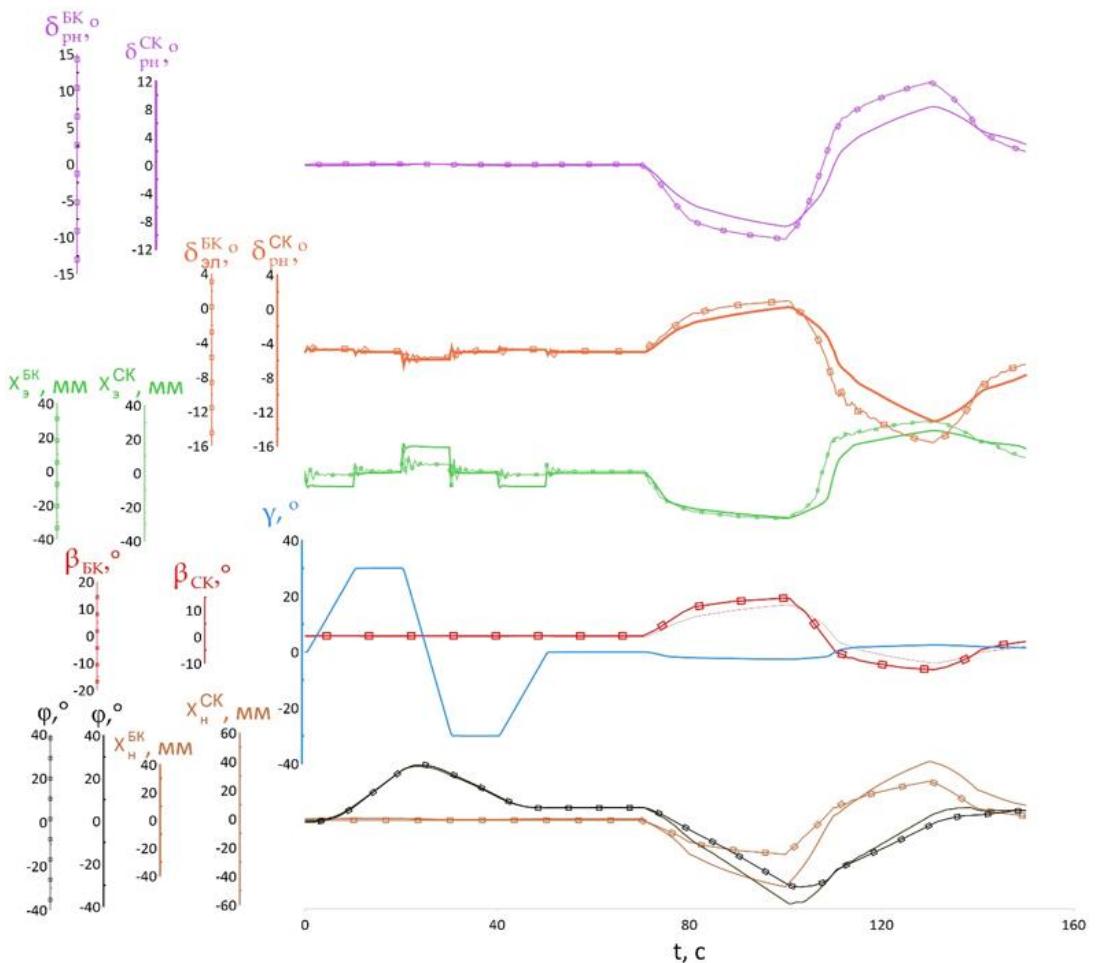


Рисунок 2 – Результат имитационного моделирования при $H=10000$ м,
 $V=900$ км/ч, $m=16000$ кг

На рисунке 2 представлены результаты имитационного моделирования, где $\delta_{\text{рн}}$ – угол отклонения руля направления, $\delta_{\text{эл}}$ – угол отклонения элеронов, $X_{\text{з}}$ – перемещение РУС по крену, $X_{\text{н}}$ – перемещение педалей, β – угол скольжения, γ – угол крена, φ – углы рыскания.

Для каждого параметра представлено два графика, демонстрирующие результаты в эксперименте с учетом (СК) и без учета (БК) компенсации перекрёстных связей.

Анализируя результаты моделирования, представленные в графическом виде, можно сделать ряд выводов:

1. При использовании компенсации существенно снижаются колебания угла поворота элеронов.

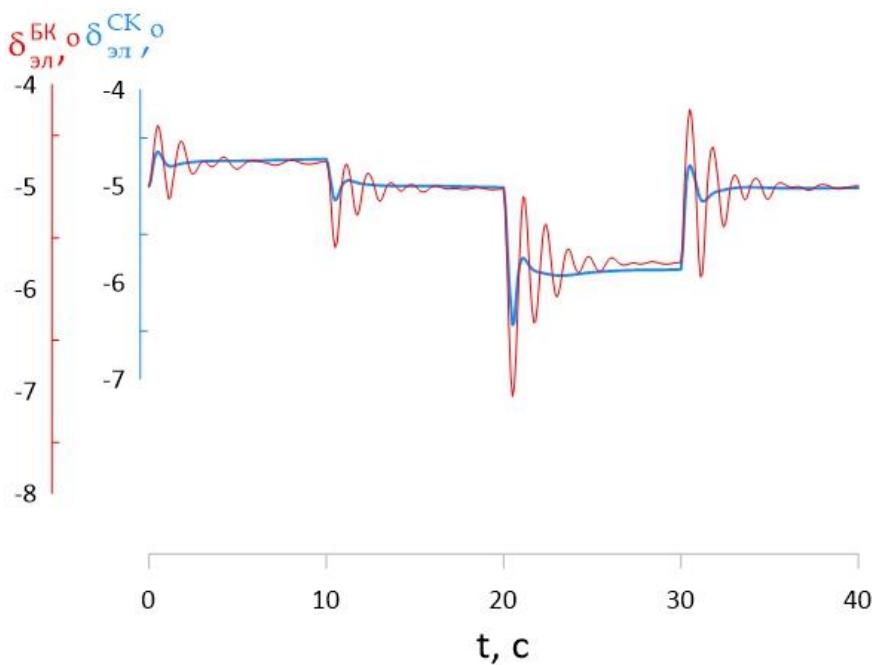


Рисунок 3 – Изменение угла поворота элеронов

2. На рисунке 3, при изменении крена с использованием компенсации перекрестных связей, снизилось время получения установившегося значения угла поворота элеронов с 8 до 2 секунд (и это с использованием PID-регулятора, без которого разница, как правило, больше), а также снизилась величина перерегулирования.

3. При изменении скольжения, для сохранения требуемого угла крена, необходимо большее изменение угла поворота элеронов и отклонение РУС, следовательно, большая вовлеченность летчика.

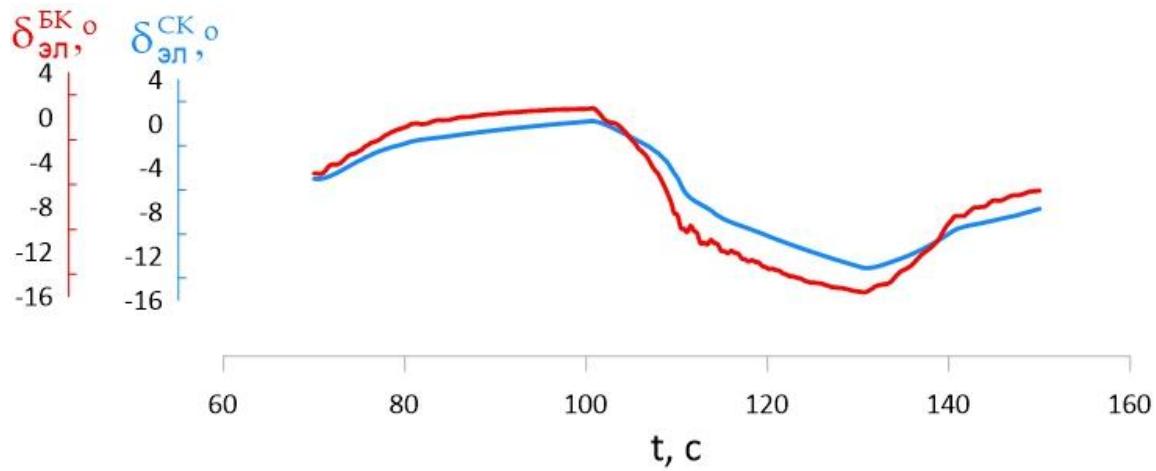


Рисунок 4 – Изменение угла поворота элеронов при компенсации скольжения

4. При использовании компенсации перекрестных связей самолет выходит на установившийся режим полета с более низкими колебаниями и быстрее на 3 секунды.

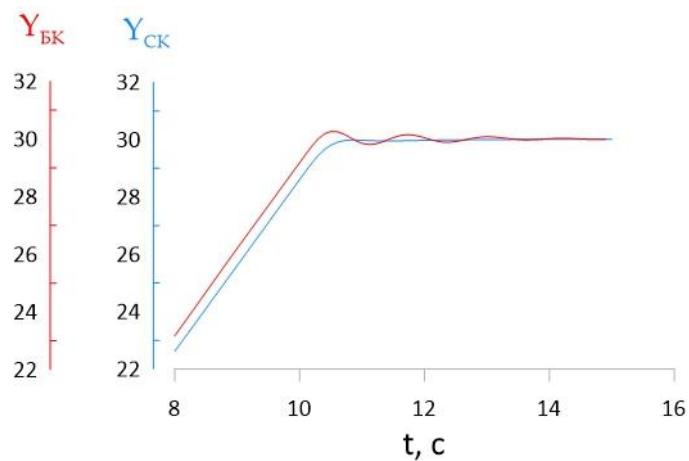


Рисунок 5 – Изменение угла крена

Заключение

Таким образом, по результатам исследований получены следующие результаты: рассмотрена имитационная модель динамики пространственного движения сверхзвукового маневренного истребителя с блоком комплексной системы управления, который позволяет компенсировать перекрестные связи.

Данная модель позволяет анализировать, как изменяются кинематические параметры самолета на разных режимах полета в зависимости от того, используется компенсация перекрестных связей или нет. Разработанный подход демонстрирует, что при использовании незначительного количества перекрестных коэффициентов в КСУ самолета, оптимизируются ее алгоритмы для формирования управляющих сигналов на органы управления в процессе пространственного маневрирования. И все же, потенциал современных систем управления ограничен использованием предусмотренных в бортовых цифровых вычислительных машинах экспериментальных данных. Перспективным направлением является разработка самонастраивающейся системы, выполняющей в реальном времени идентификацию актуальных характеристик самолета. Непрерывная адаптация к изменяющимся массово-инерционным и аэродинамическим свойствам, вызванным, в том числе, применением авиационных средств поражения, позволит достичь комплексного подавления перекрестных связей и максимальной автоматизации процесса пространственного движения.

Библиографический список

1. Мышкин Л. В. Прогнозирование развития авиационной техники: теория и практика. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2006. – 304 с.
2. Верещиков Д. В. Оценка качества управления движением маневренного самолета / Д. В. Верещиков, К. А. Журавский, П. С. Костин // Вестник Московского авиационного института. – 2021. – Т. 28, № 2. – С. 191-205. – DOI 10.34759/vst-2021-2-191-205. – EDN SRWNBU.
3. Бейлин В. П. Пространственная модель полёта самолёта при ручном автоматизированном управлении / В. П. Бейлин, М. К. Нараленков // Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского. – 2015. – № 3. – С. 85-89. – EDN TPUUAPP.

4. Журавский К. А. Создание модели динамики продольного движения самолёта в программно-моделирующем комплексе Matlab@Simulink / К. А. Журавский, В. К. Филатов // Гагаринские чтения – 2020 : Сборник тезисов докладов, Москва, 27 декабря 2019 года – 17 декабря 2020 года. – Москва: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2020. – С. 117. – EDN EUFHFJ.

УДК 620.165.29.05

РАСЧЕТНАЯ КОРРЕКЦИЯ ВИЗУАЛЬНЫХ ЗАМЕРОВ ПРИ КОНТРОЛЕ ГЕРМЕТИЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ АГРЕГАТОВ ПУЗЫРЬКОВЫМ МЕТОДОМ

Назаров Денис Викторович, канд. техн. наук
den_63_79@mail.ru

*Самарский государственный технический университет
(г. Самара, Россия)*

Аннотация. Метод контроля герметичности погружением в воду широко применяется в авиационной промышленности РФ благодаря простоте и доступности. Ключевым недостатком является высокая субъективность и погрешность визуальной оценки размеров воздушных пузырьков с помощью линейки. В статье предложен расчетный метод коррекции визуально измеренного диаметра пузырька, учитывающий оптические искажения (преломление на границе вода-воздух) и расширение пузырька при всплытии. Приведены вывод и верификация расчетных формул. Разработаны практические номограммы и таблицы поправочных коэффициентов для типовых условий испытаний. Экспериментально показано, что применение расчетной коррекции снижает погрешность определения истинного диаметра пузырька с 22,3% до 8,7% по сравнению с прямым визуальным замером. Метод не требует дополнительного оборудования и может быть оперативно внедрен в существующие технологические процессы.

Ключевые слова: герметичность авиационных агрегатов, пузырьковый метод, визуальный контроль, расчетный способ.

COMPUTATIONAL CORRECTION OF VISUAL MEASUREMENTS IN BUBBLE-METHOD LEAK TESTING OF AIRCRAFT COMPONENTS

Nazarov Denis V., Candidate of Technical Sciences

*Samara State Technical University
(Samara)*

Abstract. The water immersion leak testing method is widely used in the Russian aviation industry due to its simplicity and accessibility. Its key limitation is the high subjectivity and inaccuracy of visual bubble size assessment using a ruler. This paper proposes a computational correction method for visually measured bubble diameters, accounting for optical distortion (water-air interface refraction) and bubble expansion during ascent. The derivation and verification of the computational formulas are presented. Practical nomograms and correction coefficient tables for standard test conditions have been developed. Experimental results demonstrate that the applied

computational correction reduces the error in determining true bubble diameter from 22.3% to 8.7% compared to direct visual measurement. The method requires no additional equipment and can be promptly integrated into existing technological processes.

Keywords: leak tightness of aircraft components, bubble method, visual inspection, computational approach.

Введение

Обеспечение герметичности агрегатов топливных, гидравлических и пневматических систем летательных аппаратов (ЛА) является критически важной задачей для безопасности полетов. Несмотря на развитие современных методов (гелиевое течеискание, акустическая эмиссия), метод погружения в воду остается основным на многих отечественных предприятиях благодаря простоте, наглядности и отсутствию потребности в дорогостоящем оборудовании [1-3].

Основные проблемы при визуальном контроле:

1. Оптические искажения: преломление света на границе вода-воздух приводит к увеличению видимого размера пузырька ($D_{\text{вид}}$) по сравнению с его истинным размером под водой ($D_{\text{ист}}$).

2. Расширение пузырька: при всплытии пузырек расширяется (закон Бойля-Мариотта), поэтому его размер у поверхности ($D_{\text{пов}}$) существенно больше размера в момент отрыва от места дефекта ($D_{\text{отрыв}}$) на глубине h .

3. Субъективность: оценка размера линейкой слесарем-испытателем имеет высокую погрешность, особенно для пузырьков $\emptyset < 2$ мм.

4. Целью работы является разработка и экспериментальная апробация расчетного метода определения истинного диаметра пузырька в зоне его образования ($D_{\text{отрыв}}$) на основе визуально измеренных параметров ($D_{\text{вид}}$ или $D_{\text{пов}}$) с учетом глубины образования h и расстояния до глаз испытателя H .

Научная новизна заключается в адаптации физических моделей преломления и газовых законов для коррекции визуальных замеров линейкой. Экспериментальная оценка погрешности стандартного визуального метода и предложенного расчетного подхода. Разработка практических номограмм поправочных коэффициентов для инженерного применения в условиях производства.

Расчетная методика и эксперимент

1. Физические основы коррекции. Коррекция видимого диаметра под водой ($D_{\text{вид}} \rightarrow D_{\text{ист}}$) учитывает преломление света. Истинный диаметр пузырька под водой:

$$D_{\text{ист}} = D_{\text{вид}} * \frac{H+h}{H+\frac{h}{n}}, \quad (1)$$

где $D_{\text{вид}}$ – диаметр, визуально измеренный испытателем под водой (линейкой); H – расстояние от глаз испытателя до поверхности воды (м); h – глубина

нахождения пузырька под поверхностью (м); $n = 1,33$ – показатель преломления воды. При $H \gg h$: $D_{\text{ист}} \approx D_{\text{вид}} * n$ (упрощенная формула).

Коррекция диаметра у поверхности ($D_{\text{пов}} \rightarrow D_{\text{отрыв}}$) учитывает расширение пузырька при всплывтии (закон Бойля-Мариотта, $T=\text{const}$):

$$D_{\text{отрыв}} = D_{\text{пов}} * \sqrt[3]{\frac{P_{\text{атм}}}{P_{\text{атм}} + \rho g h}}, \quad (2)$$

где $D_{\text{пов}}$ – диаметр пузырька, измеренный у поверхности воды; $D_{\text{отрыв}}$ – диаметр пузырька в момент отрыва от дефекта на глубине h ; $P_{\text{атм}}$ – атмосферное давление ($\sim 0,1$ МПа); ρ – плотность воды (~ 1000 кг/м³); g – ускорение свободного падения (9,81 м/с²); h – глубина образования пузырька (м).

Формула (2) устанавливает условие, при котором происходит разрушение материала, находящегося под действием: комбинированной механической нагрузки (вызывающей как отрыв $D_{\text{отрыв}}$, так и сдвиг $D_{\text{пов}}$) и внешнего гидростатического давления (зависящего от глубины h).

2. Экспериментальная установка (рисунок 1) и методика. Ванна 0,6 x 0,5 x 0,4 м. Вода, $t = (25 \pm 2)$ °С. Образцы/эталоны с известными размерами:

- калиброванные стальные шарики ($\varnothing 1,0; 2,0; 3,0$ мм – ГОСТ 3722-81).
- капилляры с калиброванными утечками ($\varnothing 0,1; 0,2$ мм – РТМ 1513-69).



Рисунок 1 – Фотография экспериментальной установки с замерами линейкой

Измерения. Эталоны/образцы размещались на заданной глубине h (0,2; 0,4; 0,6 м). Три испытателя независимо измеряли $D_{\text{вид}}$ шариков и пузырьков под водой и $D_{\text{пов}}$ всплывших пузырьков с помощью металлической линейки с ценой деления 0,5 мм. Расстояние $H = 0,5$ м. Регистрировались результаты прямых замеров и рассчитывались $D_{\text{ист}}$ (1) и $D_{\text{отрыв}}$ (2). Оценивалась погрешность: $\delta = |D_{\text{измер}} - D_{\text{этал}}| / D_{\text{этал}} * 100\%$.

3. Оценка точности. Средняя абсолютная погрешность и стандартное отклонение для каждого испытателя и метода. Коэффициент вариации (CV) между испытателями.

Результаты и обсуждение

Прямой визуальный замер $D_{\text{вид}}$ линейкой (табл. 1) имеет высокую погрешность (δ) и разброс (CV). Для всех эталонных размеров (1,0; 2,0; 3,0 мм) измеренный $D_{\text{вид}}$ стабильно превышает истинный диаметр под водой ($D_{\text{ист}}$). Это прямое следствие оптического преломления на границе раздела вода-воздух, как и предсказывает физическая модель. Наблюдается четкая тенденция: относительная погрешность δ возрастает с уменьшением диаметра пузырька (40,0% для $\varnothing 1,0$ мм против 26,7% для $\varnothing 3,0$ мм). Это критически важно, так как мелкие пузырьки часто соответствуют малым, но потенциально опасным дефектам. Большой коэффициент вариации (CV) между испытателями (до 21,4%) недвусмысленно указывает на существенное влияние человеческого фактора в стандартной методике. Разброс особенно велик для мелких пузырьков, где точность позиционирования линейки и визуальная оценка дробных делений наиболее затруднены.

Таблица 1 – Погрешность визуального измерения линейкой

Эталон \varnothing , мм	Средний $D_{\text{вид}}$, мм	δ , %	CV между испытателями, %
1,0	$1,4 \pm 0,3$	40,0	21,4
2,0	$2,7 \pm 0,4$	35,0	14,8
3,0	$3,8 \pm 0,4$	26,7	10,5

Применение формулы (1) коррекции $D_{\text{вид}} \rightarrow D_{\text{ист}}$ существенно снижает δ и разброс (в табл. 2 пример для $h = 0,4$ м; $H = 0,5$ м).

Таблица 2 – Эффективность расчетной коррекции

Эталон \varnothing , мм	Средний $D_{\text{ист}}(\text{расч.})$, мм	δ , %	Улучшение, %
1,0	$1,05 \pm 0,15$	5,0	35,0
2,0	$1,97 \pm 0,28$	1,5	33,5
3,0	$2,92 \pm 0,30$	2,7	24,0

Коррекция расширения ($D_{\text{пов}} \rightarrow D_{\text{отрыв}}$). Для пузырька от капилляра $\varnothing 0,2$ мм на $h = 0,6$ м:

$D_{\text{пов}}$ (измеренный) = $1,8 \pm 0,3$ мм (δ относительно $D_{\text{этал}}$ отрыва $\sim 50\%$).

$D_{\text{отрыв}}$ по формуле (2) = $1,1 \pm 0,2$ мм ($\delta \sim 10\%$).

Ключевой вывод: измерение размера пузырька у поверхности ($D_{\text{пов}}$) без учета расширения приводит к грубым ошибкам в оценке параметров дефекта. Формула (2) критически важна.

Построены nomограммы (рисунки 2 и 3) для определения:

- поправочного коэффициента $K_{\text{кор}} = D_{\text{ист}} / D_{\text{вид}}$ в зависимости от H и h ;
- коэффициента расширения $K_{\text{расш}} = D_{\text{отрыв}} / D_{\text{пов}}$ в зависимости от h .

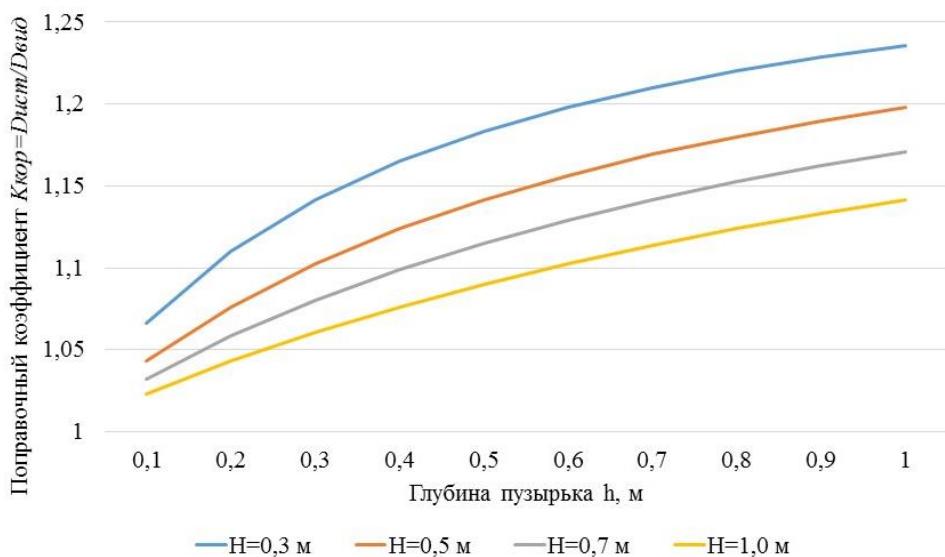


Рисунок 2 – Номограмма для коррекции оптического искажения $D_{вид} \rightarrow D_{ист}$

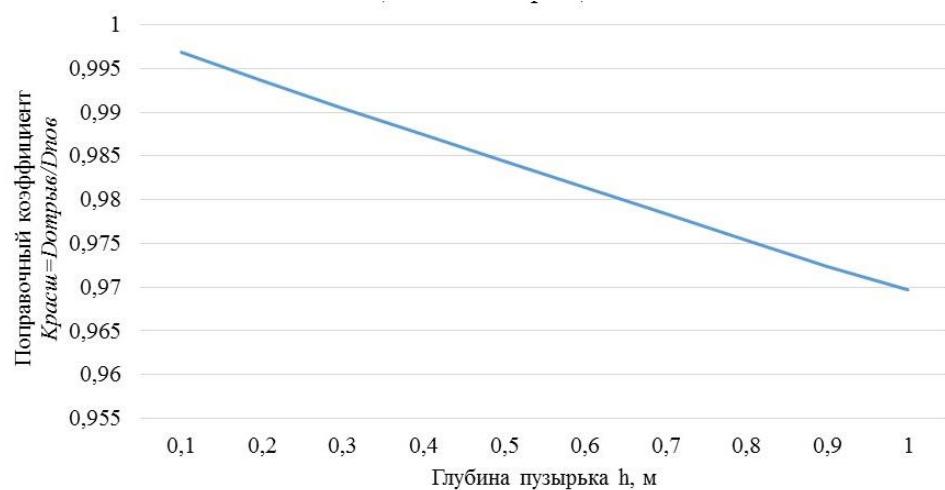


Рисунок 3 – Номограмма для коррекции расширения пузырька $D_{поп} \rightarrow D_{отрыв}$

Номограммы устраняют необходимость ручных расчетов по формулам (1) и (2) в условиях производства, минимизируют риск вычислительных ошибок испытателя и значительно ускоряют процесс контроля. Совокупное применение коррекции по обоим факторам (оптическое искажение + расширение) на основе номограмм или формул позволяет достичь заявленного снижения средней погрешности определения $D_{отрыв}$ до 8,7%, что подтверждается экспериментальными данными по всем типам эталонов. Пример: для $h=0,4$ м; $H=0,5$ м: $K_{кор} \approx 1,124$; $K_{расш} \approx 0,987$.

Практические рекомендации

1. Измерять глубину h : обязательно замерять глубину точки утечки рулеткой.
2. Фиксировать H : слесарь-испытатель должен находиться на фиксированном расстоянии ($\sim 0,5$ м) и использовать подставку для линейки.

3. Приоритет замера под водой: по возможности измерять $D_{\text{вид}}$ непосредственно под водой в зоне образования пузырьков и применять формулу (1) или номограмму.

4. Коррекция замера у поверхности: если измеряется $D_{\text{пов}}$, обязательно применять формулу (2) или номограмму для пересчета в $D_{\text{отрыв}}$.

5. Усреднение: проводить не менее трех замеров одного пузырька разными испытателями.

6. Обучение испытателей: включить формулы/номограммы в инструкции (РЭ, ТИ), проводить тренировки на эталонах.

7. Нормирование: использовать $D_{\text{отрыв}}$ (а не $D_{\text{вид}}$ или $D_{\text{пов}}$) при сравнении с критериями браковки (ТУ изделия).

8. Ограничения метода: основная погрешность – неточность визуального замера линейкой. Метод наиболее эффективен для пузырьков $\varnothing > 1,5$ мм. Для ответственных агрегатов рекомендовать переход на инструментальные методы.

Заключение

1. Визуальный замер диаметра пузырьков линейкой без коррекции имеет высокую погрешность (δ до 40%) и субъективность (СВ до 21%).

2. Предложенные расчетные формулы коррекции видимого диаметра на оптические искажения (1) и расширение при всплытии (2) позволяют снизить погрешность определения истинного размера пузырька в зоне образования ($D_{\text{отрыв}}$) до 8-10%.

3. Разработанные номограммы поправочных коэффициентов обеспечивают простоту применения метода в условиях производства.

4. Метод не требует дополнительного оборудования и может быть оперативно внедрен в действующие технологические процессы контроля герметичности погружением в воду на авиационных предприятиях РФ.

В дальнейшем предполагается разработка мобильного калькулятора поправок, исследование влияния температуры воды на n и вязкость, стандартизация методики в отраслевых РТМ.

Библиографический список

1. Морозова С. В. Основные методы контроля герметичности изделий авиационной техники / С. В. Морозова, В. Г. Михайлик, П. П. Куцыков // Актуальные проблемы гуманитарных и социально-экономических наук. – 2016. – Т. 10, № S1. – С. 106-107. – EDN YIXHEN.

2. Султанов Н. З. Автоматизированный способ контроля герметичности авиационных и ракетно-космических изделий / Н. З. Султанов, О. Н. Ильин, А. П. Ильина // Автоматизация в промышленности. – 2018. – № 7. – С. 56-58. – EDN XWHFJJ.

3. Оборудование, обеспечивающее циркуляцию контрольной газовой смеси при контроле герметичности топливных баков ЛА / Р. Г. Тимиркеев, А. А. Миненков, А. В. Павлов, С. В. Франков // Авиационная промышленность. – 2016. – № 4. – С. 48-50. – EDN XWPVXF.

ТЕХНОЛОГИИ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ДЕТАЛЕЙ И АГРЕГАТОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВОЗДУШНОГО СУДНА, ВЫПОЛНЕННЫХ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Нацубидзе Сергей Александрович, канд. тех. наук
nacubidze07@rambler.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Рассмотрены основные тенденции применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) в силовых установках гражданской авиационной техники, которые позволяет снизить их массу и повысить абсолютные и удельные параметры авиационных двигателей. Такие материалы обладают высокой удельной прочностью и жесткостью, но в их многослойной структуре могут появляться подповерхностные трещины и расслоения. Поэтому в ПКМ существует трудная задача обнаружения таких дефектов и повреждений, возникающих в процессе производства и эксплуатации.

Проанализированы методы неразрушающего контроля деталей и агрегатов силовой установки, выполненных из композиционных материалов. Для выявления дефектов и повреждений нашли применение практически все методы и способы, применяемые в условиях производства и эксплуатации авиационной техники.

Ключевые слова: силовые установки воздушных судов, детали и агрегаты силовой установки из полимерных композиционных материалов, методы неразрушающего контроля.

OF NON-DESTRUCTIVE TESTING TECHNOLOGIES FOR AIRCRAFT POWER PLANT PARTS AND ASSEMBLIES MADE OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS

Natsubidze Sergey A., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. This paper examines the main trends in the use of polymer composite materials (PCM) in civil aviation power plants, which can reduce weight and increase the absolute and specific parameters of aircraft engines.

Such materials have high specific strength and rigidity, but subsurface cracks and delaminations can develop in their multilayer structure. Therefore, there is a difficult task in the PCM to detect such damages that occur during production and operation.

Methods of non-destructive testing of power plant parts and assemblies made of composite materials are analyzed. Almost all methods and techniques used in the production and operation of aviation equipment have been used to identify defects and damages.

Keywords: aircraft power plants, power plant parts and assemblies made of polymer composite materials, non-destructive testing methods.

Введение

В конструкциях современных воздушных судов (ВС) и их силовых установок широко используют алюминиевые, магниевые, титановые сплавы и стали, а также полимерные композиционные материалы (ПКМ).

Специфическая структура композитов ставит задачи для обеспечения качества и надежности изделий авиационной техники. Для композиционных материалов наиболее важным фактором является их сплошность. Такие материалы обладают высокой удельной прочностью и жесткостью, но в их многослойной структуре могут появляться подповерхностные трещины и расслоения. Поэтому для ПКМ существует трудная задача обнаружения таких повреждений, возникающих в процессе производства и эксплуатации авиационной техники [5].

Цель исследования. Выполнение анализа технологий применения современных методов неразрушающего контроля (МНК), обеспечивающих точное определение дефектов и повреждений в конструкциях силовой установки ВС, выполненных из ПКМ в условиях эксплуатации.

К современным методам неразрушающего контроля предъявляются высокие требования к его достоверности. Это обусловлено тем, что оценка достоверности при неразрушающем контроле деталей и агрегатов авиационной техники в процессе их изготовления и эксплуатации является важной составляющей в расчете ресурса и времени между техническим обслуживанием (ГОСТ Р 58989-2020).

Многослойность и анизотропия композиционных материалов существенно усложняет применение традиционных методов неразрушающего контроля, что требует особых подходов и специального оборудования для их проведения [3].

Решаемые задачи. Неразрушающий контроль композиционных материалов представляет собой совокупность методов, позволяющих оценить качество изделий без нарушения их целостности. Для контроля полимерных композитов рекомендуется применение визуально-измерительных, ультразвуковых, радиационных, тепловизионных и шерографических методов. Каждый из этих методов имеет свои особенности применения к композитным материалам (ГОСТ Р 56787-2015).

Ультразвуковой контроль (УЗК).

Предназначен для обнаружения подповерхностных дефектов или несплошностей. Существует два основных метода: эхо-импульсный метод для контроля с одной стороны объекта контроля и теневой метод для контроля с доступом к двум сторонам детали или агрегата.

Обнаружение подповерхностных дефектов или несплошностей, в том числе пористости, включений и расслоений. Тип материала может влиять на возможность контроля.

При ультразвуковом контроле из-за значительного затухания колебаний в ПКМ необходимо использовать значение возбуждаемых колебаний ниже 1 МГц. Для объектов с толщинами более 100 мм частотный диапазон может быть от 55 до 500 кГц. Однако снижение частоты снижает разрешающую

способность и чувствительность ультразвукового контроля, а увеличение частоты уменьшает диапазон контролируемых толщин [6].

Для обеспечения стабильного акустического контакта используется контактная жидкость, например, гель или масло. Перед проведением неразрушающего контроля поверхность объекта контроля должна быть очищена от грязи и других инородных частиц. Дефекты монолитных деталей хорошо выявляются ультразвуковым эхо-импульсным методом, в том числе с применением технологии фазированных решеток и технологии сквозного прозвучивания.

Фазированные решетки представляют собой многоэлементные преобразователи, позволяющие управлять характеристиками ультразвукового луча программным способом за счет управляемого непрерывного сканирования и автофокусировки, обеспечивая высокую вероятность обнаружения дефектов.

При контроле углепластиковой панели толщиной 8 мм фазированной решеткой с частотой 5 МГц удается обнаружить расслоения размером от 3 мм на глубине до 6 мм. Разворотка на экране позволяет точно определить размеры и глубину залегания дефектов.

Трехслойные сотовые конструкции хорошо контролируются теневым низкочастотным методом и акустическим импедансным.

Наибольшую трудность представляет контроль пяти- и семислойных сотовых конструкций. Основными дефектами при производстве и эксплуатации трех-, пяти- и семислойных деталей и элементов конструкции мотогондолы двигателя с сотовым заполнителем являются: инородные включения; расслоения (непроклеи) в обшивках, а также между обшивкой и сотовым заполнителем; пористость в обшивках; потеря устойчивости (смятие) сотового заполнителя; затеки связующего в соты; не растянутые соты и т.д. [4].

К преимуществам УЗК можно отнести то, что такой контроль отработан, недорог и позволяет определить глубину дефекта.

Акустические методы, благодаря своей мобильности, составляют более 60 % по отношению к другим методам неразрушающего контроля.

Визуально-измерительный метод контроля конструкций из ПКМ.

Визуально-измерительный метод неразрушающего контроля является недорогим, универсальным способом подтверждения соответствия контролируемых деталей и элементов конструкций производственным и эксплуатационным параметрам и отсутствия на них механических и иных повреждений.

Визуально-измерительный метод обеспечивает оперативный контроль конструкций из ПКМ в условиях эксплуатации для подтверждения их соответствия предъявляемым требованиям. Данный метод определяет наличие или отсутствие механических повреждений. Этот метод неразрушающего контроля дополняют другими МНК с целью лучшего понимания характера выявленных дефектов.

Визуально-измерительный метод необходимо применять в процессе эксплуатации для деталей и элементов конструкций из ПКМ, подверженных воздействию климатических факторов, тепловых и ударных повреждений. Эти

воздействия могут привести к образованию расслоений, растрескиваний и т. д. После визуально-измерительного контроля необходимо использование других методов неразрушающего контроля.

Вихретоковый метод неразрушающего контроля деталей и агрегатов из ПКМ.

Метод опирается на использование свойства слабой электропроводности углеродных материалов и углепластиков.

Преимущество использования вихретокового дефектоскопа в рассматриваемой задаче заключается в том, что он работает с тонкостенными объектами эффективнее по сравнению с традиционным ультразвуковым методом [2].

Проведение неразрушающего контроля вихретоковым методом позволяет выявить следующие виды дефектов: расслоение, непроклеи, пористость, посторонние включения.

Методика анализа вихретокового сигнала может быть также применена к прогнозу ресурса деталей, используемых в силовых установках, в том числе и деталей из полимерных композитов при циклическом нагружении.

Термографический контроль деталей из ПКМ.

Термографический метод неразрушающего контроля основан на анализе тепловых полей контролируемого объекта. Для композиционных материалов этот метод особенно эффективен благодаря различию теплофизических характеристик дефектных и бездефектных областей. Активный тепловой неразрушающий контроль, при котором поверхность изделия нагревается внешним источником тепла, показывает высокую эффективность при выявлении дефектов типа расслоений, пор и включений.

Тепловое возбуждение поверхности создает градиент температур, и тепловой поток распространяется вглубь объекта контроля. Наличие внутренних дефектов создает барьер для распространения тепловой волны, формируя локальные неоднородности температурного поля на поверхности.

Источниками теплового возбуждения могут служить галогенные лампы, импульсные лампы, ультразвуковые волны или другие источники тепловой энергии. Выбор источника зависит от типа контролируемого материала, толщины изделия и требуемой глубины контроля.

При контроле углепластиковых панелей толщиной 5 мм с помощью импульсных ламп удается выявить расслоения площадью от 10 мм^2 на глубине до 3 мм. Температуропроводность дефектных областей может отличаться от бездефектных на 4...24 % в зависимости от характера повреждения.

Активный тепловой неразрушающий контроль ударных повреждений конструкций из ПКМ является достаточно результивным методом.

Рентгеновский контроль композиционных конструкций.

Рентгеновский контроль композиционных материалов имеет специфические особенности, связанные с низким атомным номером элементов, входящих в состав композитов. Углерод, кислород, азот и водород слабо поглощают рентгеновские лучи, что снижает естественную контрастность изображений. Однако современные цифровые рентгеновские системы и

специальные методики обработки изображений позволяют эффективно выявлять дефекты в композитных конструкциях.

Одним из перспективных МНК является рентгеновская компьютерная томография. При помощи высокоэнергетического компьютерного томографа можно определить наличие внутренних дефектов в рабочих лопатках вентилятора из ПКМ. Метод рентгеновской томографии эффективен при контроле составных конструкций сложной формы [1].

Основные преимущества рентгеновского контроля композитов включают возможность определения результатов, выявление внутренних дефектов по всей толщине изделия и высокую чувствительность к инородным включениям. Метод особенно эффективен для обнаружения металлических включений, влаги, плотностных неоднородностей и крупных пор.

Особенности рентгеновского контроля композитов требуют использование мягкого рентгеновского излучения (20...80 кВ) для обеспечения достаточной контрастности. Время экспозиции увеличивается в 2...5 раз по сравнению с металлами аналогичной толщины.

Современные цифровые детекторы и системы обработки изображений значительно расширяют возможности рентгеновского контроля композитов. Использование алгоритмов повышения контрастности, фильтрации шумов и автоматического выявления дефектов позволяет обнаруживать дефекты, которые не видны на традиционных пленочных снимках.

При контроле композитных лопаток вентилятора силовой установки рентгеновским методом удается выявить включения размером от 0,1 мм, поры диаметром от 0,2 мм и оценить равномерность распределения армирующих волокон. Однако, большинство композитных материалов почти прозрачны для рентгеновских лучей, поэтому необходимы рентгеновские лучи низкой энергии.

Из соображений радиационной безопасности, использования операторами свинцовой защиты и соблюдения безопасного расстояния от источников рентгеновского излучения применение рентгеновского контроля может быть реализовано только в стационарных условиях.

Заключение

Выбор оптимального метода неразрушающего контроля агрегатов планера и силовой установки из композиционных материалов зависит от множества факторов, включая тип материала, геометрию изделия, требуемую чувствительность, производительность контроля и доступность оборудования. Каждый из рассмотренных методов имеет свои сильные и слабые стороны при применении к композитам.

Термографический контроль показывает наилучшие результаты при выявлении расслоений в тонкостенных композиционных конструкциях. Метод обеспечивает высокую производительность и позволяет контролировать изделия сложной формы без механического контакта. Однако эффективность метода снижается с увеличением толщины изделия и зависит от условий окружающей среды.

Ультразвуковой контроль с применением фазированных решеток обеспечивает наивысшую чувствительность к внутренним дефектам и позволяет точно определить их размеры и местоположение. Метод эффективен для контроля изделий значительной толщины, но требует хорошего акустического контакта и может давать ложные сигналы в сильно анизотропных материалах.

Рентгеновский контроль обеспечивает объективную документацию результатов и высокую чувствительность к плотностным неоднородностям. Метод незаменим для выявления инородных включений и контроля внутренней структуры композитов. Основные ограничения связаны с низкой производительностью, требованиями радиационной безопасности и ограниченной мобильностью оборудования.

Рассмотренные МНК контроля могут применяться при следующих толщинах изделий: термография до 10 мм, ультразвуковой контроль до 100 мм, рентгеновский контроль без ограничений.

Тип определяемых МНК дефектов: расслоения – все методы, трещины и несплошности – ультразвуковой контроль и рентгеновский контроль, включения – рентгеновский контроль.

Производительность МНК: термография – высокая, ультразвуковой контроль – средняя, рентгеновский контроль – низкая.

Библиографический список

1. Вайнберг Э. И. Универсальные компьютерные томографы для отработки технологии и сертификации отечественных промышленных изделий. Критерии выбора / Э. И. Вайнберг, И. А. Вайнберг // Двигатель. – 2011. – № 4 (76). – С. 22-27
2. Федосенко Ю. К. Вихревоковый контроль : / Ю. К. Федосенко, П. Н. Шкатов, А. Г. Ефимов ; Российское общество по неразрушающему контролю и технической диагностике. – Москва : Издательский дом «Спектр», 2011. – 224 с. – (Диагностика безопасности). – ISBN 978-5-904270-64-3. – EDN QMHEEL.
3. Каблов Е. Н. Инновационные разработки ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» / Е. Н. Каблов // Авиационные материалы и технологии. – 2015. – № 1(34). – С. 3-33. – EDN TJEMOB.
4. Выявление расслоений и непроклеев в 5- и 7-слойных сотовых деталях и элементах конструкции из ПКМ акустическим методом / А. С. Генералов, А. С. Бойчук, В. Ю. Чертищев [и др.] // Клей. Герметики. Технологии. – 2017. – № 3. – С. 23-26. – EDN YFSXFT.
5. Фейгенбаум Ю. М. Влияние случайных эксплуатационных повреждений на прочность и ресурс конструкции воздушных судов / Ю. М. Фейгенбаум, С. В. Дубинский // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2013. – № 187. – С. 83-91. – EDN PXQKIH.
6. Мурашов В. В. Контроль изделий из ПКМ и многослойных kleевых конструкций ультразвуковыми методами отражения / В. В. Мурашов, А. С. Генералов // Авиационные материалы и технологии. – 2017. – № 1(46). – С. 69-74. – DOI 10.18577/2071-9140-2017-0-1-69-74. – EDN XRYAFF.

ПОДХОД К МЕТОДИКЕ РАСЧЕТА ЭЛЕРОНА КРЫЛА ВОЗДУШНОГО СУДНА С ЦЕЛЬЮ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДОПУСТИМЫХ НАГРУЗОК

Неверов Станислав Олегович¹, канд. воен. наук
Галков Павел Александрович²

¹*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

²*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
(г. Москва)*

Аннотация. Поверхность управления воздушного судна – элемент конструкции, предназначенный для создания сил и моментов, необходимых для управления траекторией и угловым положением летательного аппарата. В статье рассматривается методика расчета элемента поверхности управления крыла воздушного судна – элерона. Конструктивно элерон воздушного судна представляет собой отклоняющуюся часть поверхности крыла, прикрепленную к нему несколькими шарнирными узлами и связанную с тягой управления. Количество узлов навески определяется геометрическими параметрами элерона и не может быть менее двух.

Ключевые слова: нагрузки, силы реакции, внутренние силовые факторы, изгибающий момент, поперечные силы.

APPROACH TO CALCULATING AN AIRCRAFT WING AILERON FOR DETERMINING PERMISSIBLE LOADS

Neverov S.O.¹, Candidate of Military Sciences
Galkov Pavel A.²

¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk branch
(Irkutsk)*

²*Moscow Aviation Institute (National Research University)
(Moscow)*

Abstract. An aircraft control surface is a structural element designed to generate the forces and moments necessary to control the trajectory and attitude of the aircraft. This article examines the calculation methodology for an aircraft wing control surface element—the aileron. Structurally, an aircraft aileron is a deflecting portion of the wing surface, attached to it by several hinge assemblies and connected to a control rod. The number of hinge assemblies is determined by the aileron's geometric parameters and cannot be less than two.

Keywords: loads, reaction forces, internal force factors, bending moment, shear forces.

Введение

Поверхность управления воздушного судна – элемент конструкции, предназначенный для создания сил и моментов, необходимых для управления траекторией и угловым положением летательного аппарата.

В статье рассматривается методика расчета элемента поверхности управления крыла воздушного судна – элерона.

Конструктивно элерон воздушного судна представляет собой отклоняющуюся часть поверхности крыла, прикрепленную к нему несколькими шарнирными узлами и связанную тягой управления. Количество узлов навески определяется геометрическими параметрами элерона и не может быть менее двух, при этом часть из них может позволять перемещение всей конструкции в направлении оси вращения.

Результаты расчета

Нагружается элерон распределенной воздушной нагрузкой, реакциями R опор в узлах навески и нагрузкой в районе крепления тяги проводки управления T . Массовые силы конструкции элерона, как правило, небольшие и ими, как правило, пренебрегают (рис. 1).

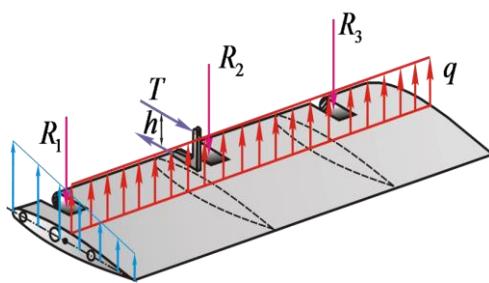


Рисунок 1 – Нагрузки, действующие на элерон

Расчетная аэродинамическая нагрузка на элероне пропорциональна его площади и скоростному напору:

$$P_{\mathcal{E}}^{расч} = k f S_{\mathcal{E}} q \quad (1)$$

В выражении (1): k – коэффициент, зависящий от случая нагружения и определяемый Нормами прочности, коэффициент безопасности – f для элеронов (принимается равным двум). При расчетах на прочность элерон проверяется для всех случаев нагружения крыла как в отклоненном на максимальные углы, так и в не отклоненном положениях. Распределение воздушной нагрузки по размаху принимается пропорциональным хордам и подчиняется правилу трапеции:

$$q^{расч} = \frac{P_{\mathcal{E}}^{расч}}{S_{\mathcal{E}}} b_i \quad (2)$$

Для того, чтобы определить максимальные реакции в узлах навески элерона, тяги системы управления (рис. 2), определить максимальный изгибающий момент, а также максимальную поперечную силу, примем следующие условные характеристики (рис. 2, 3) : $b = 0,5$ м, $x_{\text{л}} = 0,1b$, $x_{\text{ж}} = 0,2b$, $h = 0,25b$, $a = 0,1$ м, $l_1 = 0,6$ м, $l_2 = 0,5$ м, $e = 0,2$ м, $q_{\text{max}} = 14000$ Па .

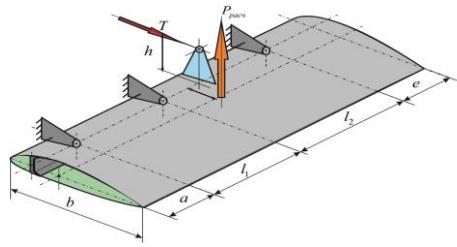


Рисунок 2 – Геометрические характеристики элерона

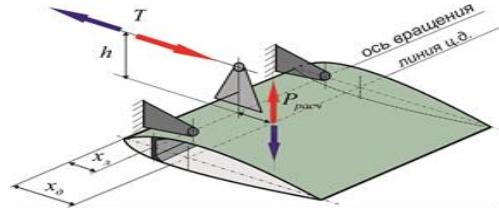


Рисунок 3 – Нагрузки, действующие в тяге управления элероном

Вначале определяем расчетную аэродинамическую нагрузку по выражению:

$$P_{\text{расч}} = f \cdot P_{\text{в}}, \quad (3)$$

где коэффициент безопасности $f = 2$, воздушная нагрузка $P_{\text{в}} = q_{\text{в}} l_{\text{руля}}$.

Величина погонной воздушной нагрузки $q_{\text{в}}$, распределенная по хорде (рис. 2), определяется выражением:

$$q_{\text{в}} = \frac{p_1 + p_2}{2} b. \quad (4)$$

Значения p_1 и p_2 рассчитываются по рекомендациям Норм прочности:

$$p_1 = 0,64 \cdot q_{\text{max}} = 0,64 \cdot 14000 = 8960 \text{ Па}, \quad p_2 = \frac{1}{3} \cdot p_1 = \frac{1}{3} \cdot 8960 = 2986 \text{ Па}.$$

Тогда:

$$q_{\text{в}} = \frac{p_1 + p_2}{2} b = \frac{8960 + 2986}{2} \cdot 0,5 = 2986,5 \frac{\text{Н}}{\text{м}}.$$

Воздушная нагрузка будет соответственно равна:

$$P_{\text{в}} = q_{\text{в}} l_{\text{руля}} = 2986,5 \cdot 1,4 = 4181,1 \text{ Н}.$$

Расчетная аэродинамическая нагрузка $P_{\text{расч}}$ будет равна:

$$P_{\text{расч}} = f \cdot P_{\text{в}} = 2 \cdot 4181,1 = 8362,2 \text{ Н.}$$

Точка приложения аэродинамической расчётной силы x_d на проекции вдоль хорды руля определится из выражения:

$$x_d = \frac{b}{3} \cdot \frac{p_1 + 2p_2}{p_1 + p_2} = \frac{0,5}{3} \cdot \frac{8960 + 2 \cdot 2986}{8960 + 2986} = 0,2.$$

Из условия равенства моментов, создаваемых расчетной нагрузкой $P_{\text{расч}}$ и реакцией T относительно оси вращения руля (рис. 3), вычисляется реакция в тяге управления:

$$T = \frac{P_{\text{расч}}(x_d - x_n)}{h} = \frac{8362,2(0,2 - 0,1 \cdot 0,5)}{0,25 \cdot 0,5} = \frac{1254,3}{0,125} = 10034,4 \text{ Н.}$$

Лонжерон элерона представляет собой неразрезную трехопорную балку, работающую на поперечный изгиб под действием распределенной нагрузки. Опорами лонжерона являются узлы навески лонжерона к крылу.

Величина погонной нагрузки на лонжерон определяется:

$$q_n = \frac{q_b x_d}{x_n} = \frac{2986,5 \cdot 0,2}{0,1 \cdot 0,5} = 11946 \frac{\text{Н}}{\text{м}}.$$

Неизвестные значения реакций в узлах навески и значения изгибающих моментов можно определить с использованием уравнения трех моментов:

$$M_1 l_1 + 2M_2(l_1 + l_2) + M_3 l_2 = 0,25(q_n l_1^3 + q_n l_2^3).$$

Момент на первой опоре равен:

$$M_1 = \frac{q_n a^2}{2} = \frac{11946 \cdot 0,1^2}{2} = 59,7 \text{ Нм.}$$

Момент на третьей опоре равен:

$$M_3 = \frac{q_n e^2}{2} = \frac{11946 \cdot 0,2^2}{2} = 239 \text{ Нм.}$$

Момент во второй опоре определяется из уравнения трех моментов:

$$\begin{aligned} M_2 &= \frac{0,25q_n(l_1^3 + l_2^3) - M_1 l_1 - M_3 l_2}{2(l_1 + l_2)}, \\ M_2 &= \frac{0,25 \cdot 11946(0,6^3 + 0,5^3) - 59,7 \cdot 0,6 - 239 \cdot 0,5}{2(0,6 + 0,5)} = \\ &= \frac{0,25 \cdot 11946(0,6^3 + 0,5^3) - 59,7 \cdot 0,6 - 239 \cdot 0,5}{2(0,6 + 0,5)} = 377 \text{ Нм.} \end{aligned}$$

Реакции в узлах навески определяются согласно рис. 4.

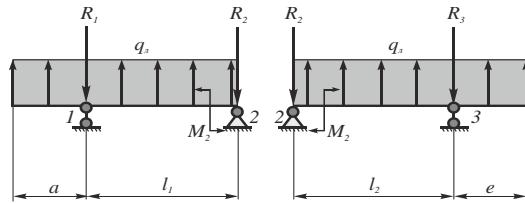


Рисунок 4 – Реакции в опорах многопролетной балки

$$\sum M_2 = 0, \frac{q_z(a+l_1)^2}{2} - R_1 l_1 - M_2 = 0,$$

$$R_1 = \frac{\frac{q_z(a+l_1)^2}{2} - M_2}{l_1} = \frac{0,5 \cdot 11946(0,1+0,6) - 377}{0,6} = 4249 \text{ H},$$

$$\sum M_2 = 0, -\frac{q_z(e+l_2)^2}{2} + R_3 l_2 + M_2 = 0,$$

$$R_3 = \frac{\frac{q_z(e+l_2)^2}{2} - M_2}{l_2} = \frac{0,5 \cdot 11946(0,2+0,5)^2 - 377}{0,5} = 5099,5 \text{ H}.$$

Реакция R_2 во второй опоре вычисляется из условия равновесия балки относительно вертикальной оси:

$$q_z l_{\text{руля}} = R_1 + R_2 + R_3,$$

$$R_2 = q_z(a + l_1 + l_2 + e) - R_1 - R_3 =$$

$$= 11946(0,1 + 0,6 + 0,5 + 0,2) - 4249 - 5099,5 = 7375,9 \text{ H}.$$

Полученные значения вертикальных сил и изгибающего момента представлены на рисунке 5.

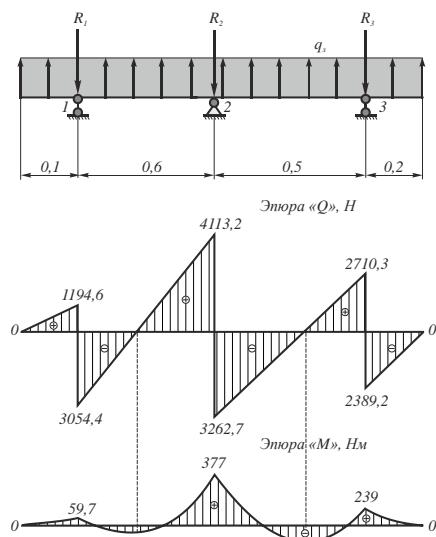


Рисунок 5 – Эпюры внутренних силовых факторов

Заключение

Полученные результаты расчетов показывают, что максимальные значения перерезывающей силы и изгибающего момента находятся на второй опоре.

Для уменьшения нагрузки на вторую опору предлагается увеличить h (высоту кронштейна тяги управления) на 5-10%, что позволит снизить эту нагрузку на 15-20%. На всех трех опорах крепления элерона предлагается увеличить величину X_l (расстояние от носка элерона до лонжерона) на 3-5%, что позволит уменьшить нагрузки на опоры на 7-10%.

Библиографический список

1. Сажин А. Н. Конструкция и прочность летательных аппаратов: пособие по дисциплине «Конструкция и прочность летательных аппаратов» / А. Н Сажин, В. Г. Разбойников, А. А. Аверин. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2018. – 149 с.
2. Приказ министерства транспорта Российской Федерации от 30 июля 2020 года № 273 «Об утверждении ФАП «Правила допуска к эксплуатации пилотируемых гражданских воздушных судов на основании акта оценки воздушного судна на его соответствие требованиям к летной годности и к охране окружающей среды».
3. Конструкция и прочность самолетов. / Под ред. В.Н. Зайцева. – Киев, 1978. – 168 с.
4. Конструкция и прочность летательных аппаратов. Части 1, 2 / Под ред. К. Д. Туркина. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1985. – 277 с.

УДК 629.7.038

ИССЛЕДОВАНИЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОМ СТЕНДЕ

Отетлеев Кажымукан Куанышбайулы

kagiko2016@mail.com

Гарипова Ляйсан Ильдусовна, канд. техн. наук

lyaysan_garpova@mail.ru

Батраков Андрей Сергеевич, канд. техн. наук

batrakov_a.c@mail.ru

*Казанский национальный исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева – КАИ
(г. Казань)*

Аннотация. В данной статье представлены результаты испытаний на экспериментальном стенде малого двухтактного двигателя DLE 35 RA, применяемого в авиамоделировании и малой авиации. Основной целью работы являлось изучение влияния эксплуатационных параметров на мощностные характеристики силовой установки.

Ключевые слова: экспериментальный стенд, двухтактный двигатель, мощностные характеристики, крутящий момент, частота вращения.

STUDY OF AN AIRCRAFT ENGINE ON A TEST STAND

Otetleev Kazhymukan K.
Garipova Lyaysan I., Candidate of Technical Sciences
Batrakov Andrey S., Candidate of Technical Sciences

*Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI
(Kazan)*

Abstract. This article presents the results of tests of a test stand for the study of the small two-stroke engine DLE 35 RA, used in aircraft modeling and small aviation. The main objective of the work was to study the influence of operational parameters on the power and dynamic characteristics of the power plant.

Keywords: test stand, two-stroke engine, dynamic characteristics, torque, rotational speed.

Введение

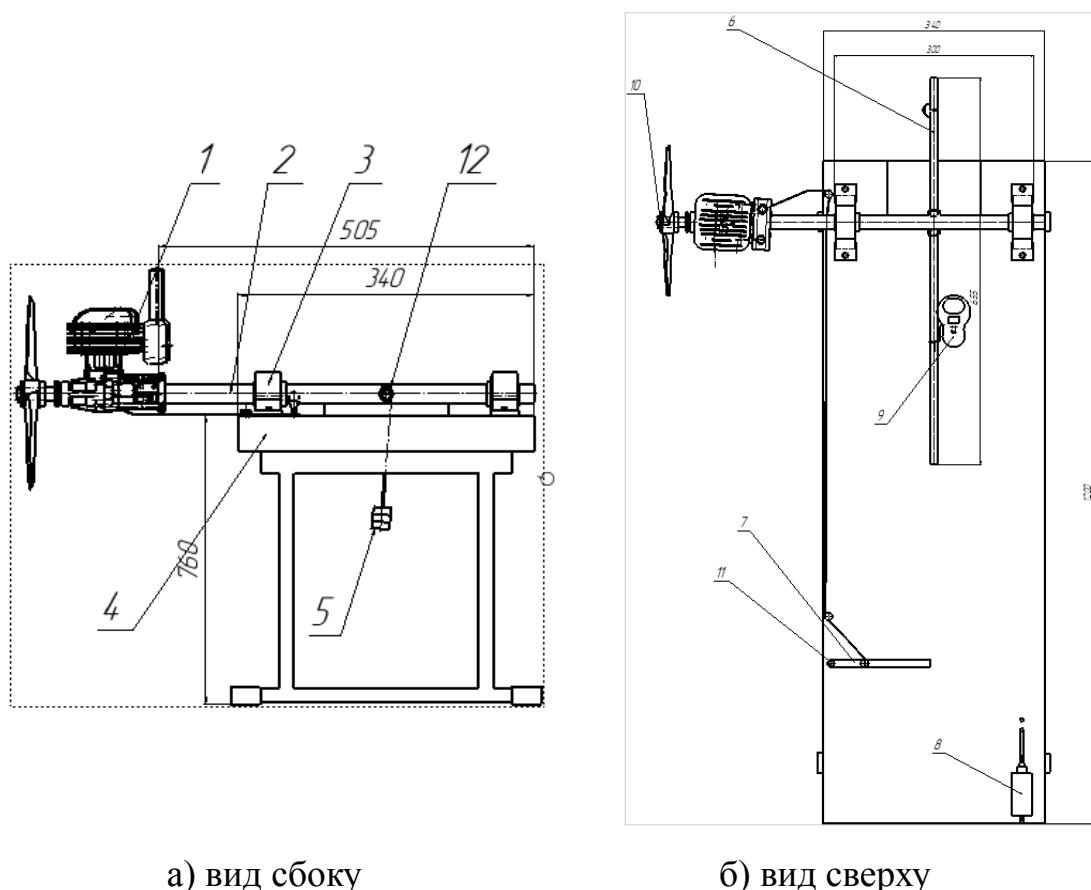
В настоящее время крайне актуальной темой является разработка новых беспилотных летательных аппаратов. Одним из распространенных вариантов движителей на таких летательных аппаратах является компоновка двигателя внутреннего сгорания и воздушного винта. Зачастую разработчики беспилотной авиационной техники ориентируются на малые двухтактные двигатели, которые широко представлены на рынке. Однако опыт эксплуатации подобных двигателей показал, что их реальные мощностные характеристики могут отличаться от характеристик, заявленных производителем. Поэтому актуальной задачей является экспериментальное определение реальных мощностных характеристик двигателя с различными воздушными винтами. С этой целью разрабатываются специализированные экспериментальные стенды [1, 2].

Экспериментальный стенд

В настоящей работе проводится исследование характеристик двухтактного двигателя внутреннего сгорания при его работе с различными воздушными винтами на экспериментальном стенде.

Экспериментальный стенд был реализован следующим образом. Двигатель внутреннего сгорания закрепляется на консоли вала. Вал установлен в подшипниковых опорах, обеспечивающих одну степень свободы – поворот относительно оси вала. Вал предназначен для передачи крутящего момента на рычаг. Рычаг выполнен регулируемым по длине. С одной стороны рычага установлен груз противовеса, что позволяет снизить уровень вибраций во время работы двигателя. Другой стороной рычаг передает усилие на тензодатчик. Перемножением показания тензодатчика на расстояние до оси вала оценивается крутящий момент двигателя. Измерения частоты вращения осуществляются с помощью лазерного тахометра, либо с помощью цифрового тахометра подключаемого к датчику холла.

Компоновка стенда представлена на рисунке 1.



а) вид сбоку

б) вид сверху

Рисунок 1 – Компоновка экспериментального стенда

Стенд включает в себя: 1. двигатель; 2. вал; 3. подшипниковые опоры; 4. стол; 5. груз; 6. рычаг; 7. ручка дросселя; 8. блок питания; 9. цифровой динамометр, 10. воздушный винт.

Объект исследования

В качестве объекта исследования рассматривается двухтактный двигатель DLE 35 RA [3]. Основные технические данные, предоставленные производителем, приведены в таблице 1.

Таблица 1 – Заявленные характеристики двигателя

	Макс. мощность двигателя, кВт (л.с.)	Макс. частота вращения, об/мин	Объем, см ³	Масса двигателя, кг	Рекомендованные винты
DLE 35 RA	3.01 (4.1)	8500	34.5	0.95	18x10, 19x8, 20x8, 20x10

В настоящей работе выполнены измерения крутящего момента и мощности двигателя в зависимости от частоты вращения вала. Изменение частоты вращения вала осуществлялось за счет регулировки степени дросселирования двигателя. Работа двигателя рассматривалась в компоновке с различными воздушными винтами из рекомендованного ряда. Методика выполнения исследования была разработана на базе работ [4, 5].

Результаты

Методика проведения исследования при разном уровне дросселирования:

1. Запуск и прогрев двигателя.
2. Вывод двигателя на режим холостого хода, с фиксированием параметров двигателя.
3. Постепенное увеличение подачи газа с регистрацией данных при различной степени открытия дроссельной заслонки: 40%, 60%, 80%, 100%.
4. Выключение двигателя.

В соответствии с представленной методикой получены характеристики работы двигателя с воздушным винтом 20x10 (табл. 2).

Таблица 2 – Дроссельные характеристики двигателя

М_{кр}, Н·м	N, кВт	n, об/мин
0,29	0,052	1700
0,45	0,108	2300
0,69	0,225	3120
0,96	0,405	4050
1,18	0,634	5100

В графическом виде полученные результаты представлены на рисунке 2.

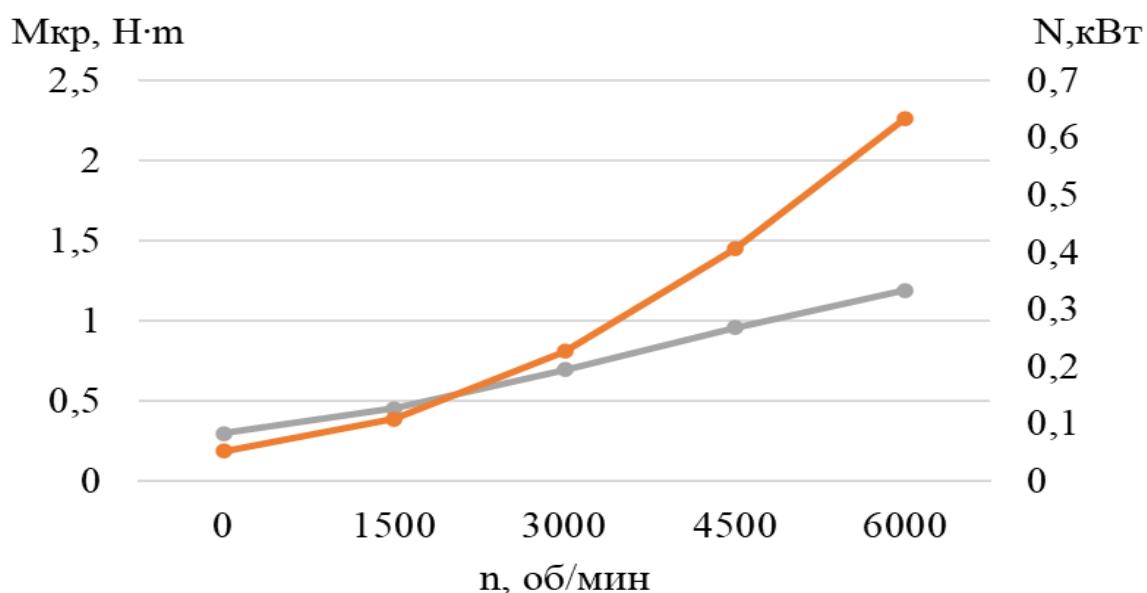


Рисунок 2 – График зависимости крутящего момента и мощности двигателя от частоты вращения винта

Для последующего тестирования двигателя добавляются винты 20x8, 19x10, 19x8. Задача исследования заключается в проверке работы двигателя при разном уровне нагрузления.

Методика проведения исследования при разной загрузке двигателя:

1. Запуск двигателя.
2. Доведение двигателя до полного раскрытия дроссельной заслонки со снятием характеристик.
3. Выключение двигателя.

Для получения более точных параметров замеры характеристик выполнены с трехкратным повторением. Результаты эксперимента представлены в таблице 3 и на рисунке 3.

Таблица 3 – Зависимость характеристик двигателя от вида нагрузки

Винты	№	Мкр, Н*м	N, кВт	n, об/мин
20x10	1	1.08	0.533	4700
	2	1.12	0.561	4800
	3	1.18	0.633	5100
20x8	1	1.47	0,893	5800
	2	1.57	0,953	5800
	3	1.84	1,212	6500
19x10	1	2,08	1,462	6700
	2	2,47	1,789	6900
	3	2,5	1,823	7000
19x8	1	1,23	0,706	5500
	2	1,47	0,897	5800
	3	1,57	0,953	5800

Результаты эксперимента показали, что заявленные значения мощности и частоты вращения винта на режиме работы на месте для рассматриваемого двигателя не были достигнуты с рекомендованными винтами.

Максимальная достигнутая мощность двигателя составила $N=1.823$ кВт (60,5% от заявленной производителем мощности). При этом максимальная частота вращения составила 7000 об/мин.

Из анализа рисунка 3 следует, что с увеличением максимальной частоты вращения винта нелинейно увеличивается развиваемая мощность двигателя. Данное обстоятельство приводит к предположению, что двигатель может развить заявленную мощность при увеличении частоты вращения. Частота вращения винта может быть увеличена за счет увеличения скорости летательного аппарата (режим осевой обдувки), или за счет уменьшения шага винта на режиме работы на месте.

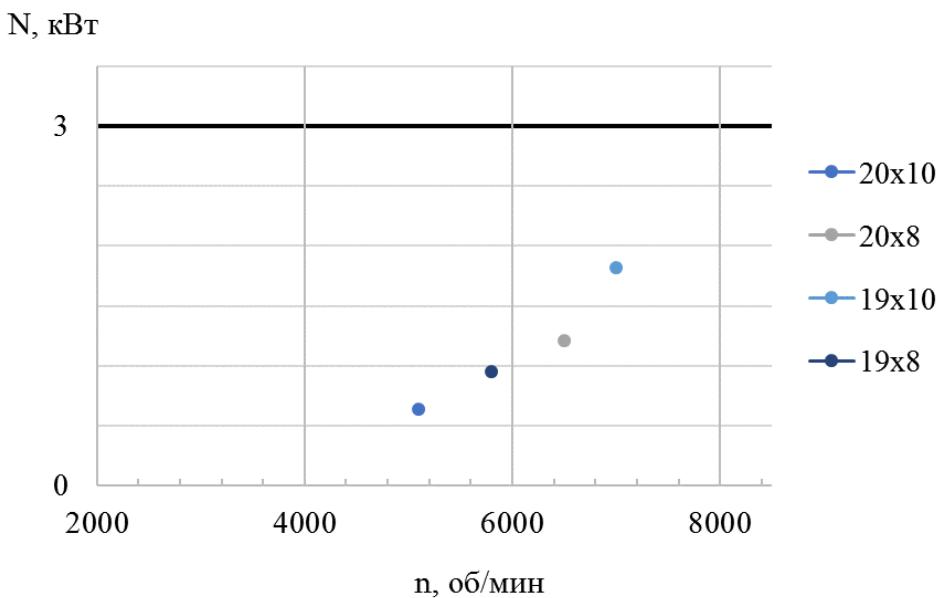


Рисунок 3 – Сравнение сравнения результатов эксперимента с заявленными характеристиками

Заключение

Для выполнения настоящей работы был спроектирован и построен экспериментальный стенд для исследования характеристики малого двухтактного авиационного двигателя DLE35 RA.

Экспериментальные исследования показали, что реальные характеристики двигателя на режиме работы на месте существенно отличаются от характеристик, заявленных руководителем.

Выдвинуто предположение о том, что максимальные заявленные производителем значения мощности и частоты вращения с рекомендованным винтом могут быть достигнуты при горизонтальном полете ввиду разгрузки воздушного винта.

Библиографический список

1. Гу П. Экспериментальное исследование вибраций винтомоторной группы агродрона / П. Гу, В. Н. Рыльков, А. А. Лобатый // Наука и техника. – 2023. – Т. 22, № 6. – С. 445-449. – DOI 10.21122/2227-1031-2023-22-6-445-449. – EDN NLMTVU.
2. Негинский Р. И. промышленный испытательный стенд силовых установок беспилотных авиационных систем / Р. И. Негинский, Н. Я. Тарасов, В. А. Князев // Цифровые, компьютерные и информационные технологии в науке и образовании : Сборник статей II Межрегиональной научно-практической конференции с международным участием, Брянск, 14–15 ноября 2024 года. – Брянск: Брянский государственный университет им. акад. И.Г. Петровского, 2025. – С. 28-33. – EDN VKQFLD.
3. Руководство по эксплуатации DLE35RA двухтактный бензиновый двигатель, 2014. – URL: <https://www.dlengine.com/en/rcengine/dle35ra> (дата обращения: 08.09.2025)
4. Ковылов Ю. Л. Основные характеристики ДВС и их получение на экспериментальном стенде: метод. указания // Ю. Л. Ковылов, М. С. Крепляк, М. Д. Филимонов. – Самара: Изд-во. Самар., гос. аэрокосм, ун-та, 2007. – 76 с.: ил.

5. Бирюк В. В. Разработка методики расчёта рабочего процесса и мощностных характеристик малоразмерного двухтактного двигателя внутреннего сгорания / В. В. Бирюк, А. А. Горшаков, М. О. Захаров, В. Л. Ларин // Проблемы и перспективы развития двигателестроения. – Сборник международной научно-технической конференции, 23-25 июня 2021 года. Самара, Самарский ун-т., 2021. – EDN: GSJRNA.

УДК 629.7.036.34

ОЦЕНКА ТЕПЛОВОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДВИГАТЕЛЯ SAM-146 В ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ УСЛОВИЯХ

Сафарбаков Андрей Мирсасимович, канд. техн. наук
safarbakov@yandex.ru

Ходацкий Сергей Альбертович, канд. техн. наук
sergeixodatski.kafedra@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Камера сгорания авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) предназначена для нагрева рабочего тела (воздуха, газа) за счет сжигания топлива. Компоненты камеры сгорания работают в следующих условиях:

- высокие температуры газа (в зоне горения $T = 1700\ldots2100$ К);
- большие перепады давления (до 40-10 Па);
- высокие скорости потока (скорость на выходе из компрессора до 120…140 м/с).

Такие условия нагружения возникают при значительных статических и динамических нагрузках. Это связано со значительными изменениями диапазона высот и скоростей полета воздушного судна, а также со значительными изменениями режимов работы двигателя. При указанных выше условиях эксплуатации в компонентах камеры сгорания возникают термические напряжения из-за различной степени нагрева компонентов камеры сгорания и жаровой трубы. Эти термические напряжения могут привести к термическим деформациям, образованию трещин и их дальнейшему росту в процессе эксплуатации. Целью данной статьи является оценка повреждений и теплового состояния камеры сгорания.

Ключевые слова: авиационный двигатель, камера сгорания, неисправности, трещины, температура, модель.

ASSESSMENT OF THE THERMAL CONDITION OF COMBUSTION CHAMBER ELEMENTS OF THE SAM-146 ENGINE UNDER OPERATING CONDITIONS

Safarbakov Andrey M., Candidate of Technical Sciences
Khodatsky y Sergey A., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. The combustion chamber of an aircraft gas turbine engine (GTE) is designed to heat the working fluid (air or gas) by burning fuel.

Combustion chamber components operate under the following conditions:

- high gas temperatures (in the combustion zone, $T = 1700\ldots2100$ K);
- large pressure drops (up to 4×10^4 Pa);
- high flow velocities (compressor outlet velocity up to 120…140 m/s).

These conditions generate significant static and dynamic mechanical loads due to variations in aircraft altitude, flight speed, and engine operating modes. Under such operating conditions, thermal stresses arise in the combustion chamber components due to different heating levels of the combustion chamber components and the flame tube. These thermal stresses may lead to thermal deformations, crack formation, and their further growth during operation. The purpose of this article is to assess the damage and thermal state of the combustion chamber components of the SaM 146 engine.

Keywords: aircraft engine, combustion chamber, faults, cracks, temperature, model.

Введение

При работе двигателя в процессе эксплуатации наиболее характерными неисправностями камеры сгорания являются коробления жаровой трубы, прогары, появление и дальнейшее развитие трещин.

Коробление элементов корпуса камер сгорания и жаровых труб возникает из-за неравномерного прогрева. Причинами этому может быть нарушение подачи вторичного воздуха при осуществлении охлаждения жаровых труб, изменение угла конуса распыла топливных форсунок, особенно на режимах приемистости. При этом на отдельных участках жаровой трубы в результате неравномерного местного нагрева происходит коробление, прогар. Возможное появление трещин также происходит вследствие неравномерного прогрева элементов жаровой трубы.

При попадании капель топлива на стенки жаровой трубы возникает точечное сгорание топлива и местный нагрев. Это также способствует появлению трещин элементов жаровой трубы. При нарушении работы топливных форсунок происходит неполное сгорание топлива и отложение кокса на внутренней поверхности жаровой трубы. Это ухудшает охлаждение элементов жаровой трубы. Появление трещин элементов жаровой трубы может быть связано и с термоусталостью. Появление больших температурных напряжений приводит к пластическим деформациям и появлению трещин [2, 3].

Двигатель SaM 146 производился компанией PowerJet, которая являлась совместным предприятием российского НПО «Сатурн» и французской компании «Snecma» («Snecma» отвечает за «горячую часть» двигателя – газогенератор, «Сатурн» изготавливал «холодную» часть двигателя (вентилятор и турбину низкого давления) и выполнял общую сборку). Двигатель предназначен для региональных самолётов и в настоящее время устанавливается на Sukhoi Superjet 100 [4].

Камера сгорания двигателя состоит из корпуса диффузора, наружных и внутренних корпусов и жаровой трубы (рисунок 1).

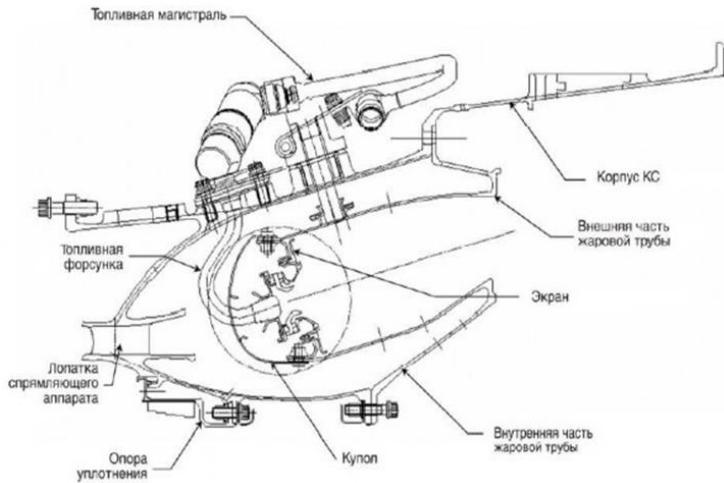


Рисунок 1 – Камера сгорания двигателя SaM 146

Следует отметить, что эксплуатационная надежность двигателей SaM 146 в последнее время снизилась. При этом средний налет самолета Sukhoi Superjet-100 в России примерно в три раза ниже среднего налета лайнеров Airbus 320/321 и Boeing 737 [5, 6].

Малый налет российских самолетов Sukhoi Superjet 100 вызван проблемами с «горячей частью» газотурбинного двигателя SaM-146. При этом основные проблемы двигателя SaM-146 проявляются в камере сгорания.

Они связаны с возникновением и ростом трещин в жаровой трубе в районе топливных форсунок, отверстий для подвода вторичного потока в зоне горения топливовоздушной смеси и газосборника. Причем трещины начинают появляться уже после тысячи часов налета самолета (практически на втором году эксплуатации воздушного судна).

Методы и результаты исследования

Бороскопический осмотр камеры сгорания проводился эксплуатирующей организацией. На рисунке 2 показаны трещины жаровой трубы в районе отверстий подвода вторичного воздуха.



Рисунок 2 – Трещины жаровой трубы

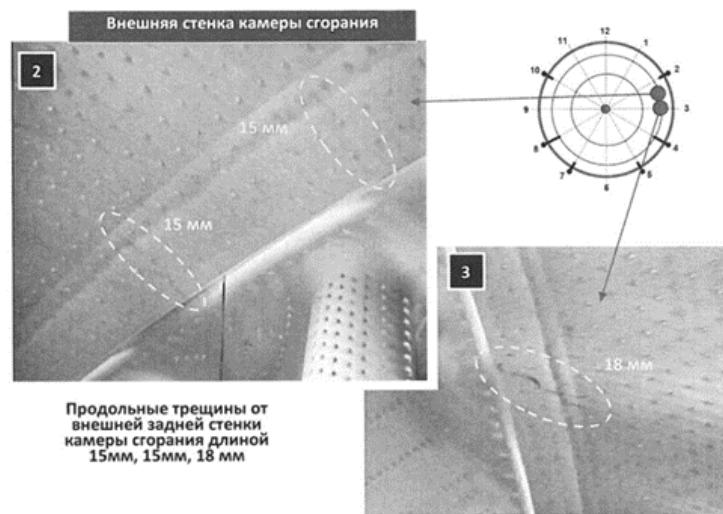


Рисунок 3 – Трещины внешней стенки камеры сгорания

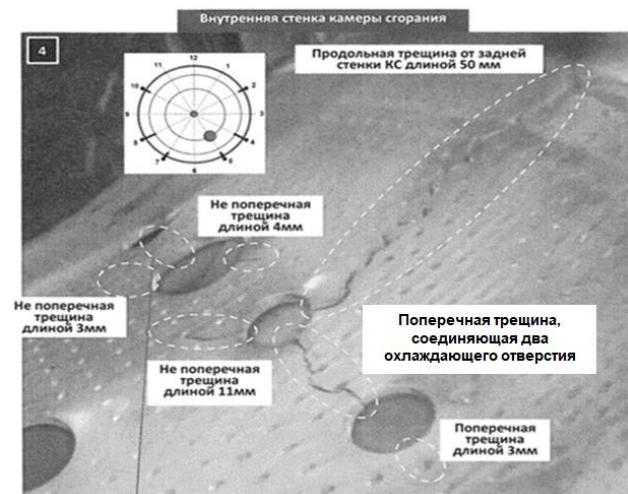


Рисунок 4 – Продольные трещины в районе подвода вторичного воздуха

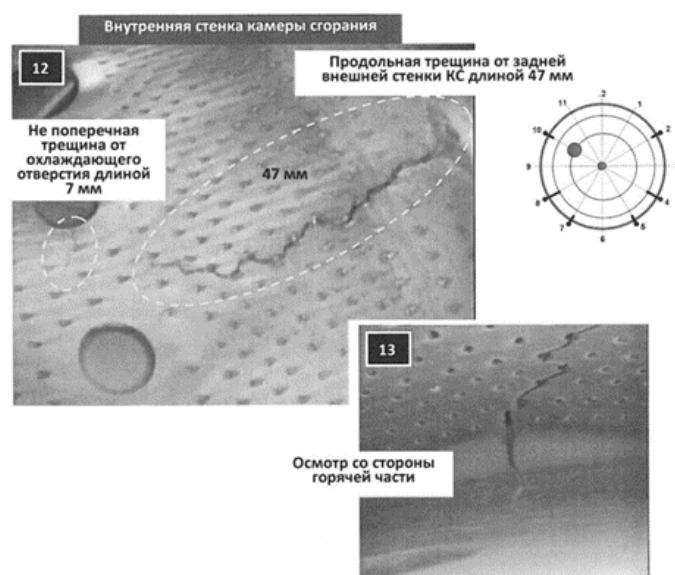


Рисунок 5 – Поперечные трещины в районе отверстий

На рисунке 6 представлены повреждения жаровой трубы камеры сгорания двигателя.

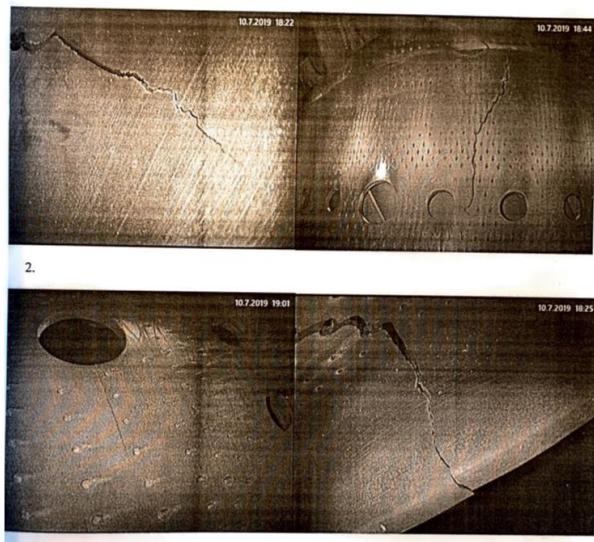


Рисунок 6 – Трешины жаровой трубы в районе форсунок

В данном случае трещины в жаровой трубе камеры сгорания появляются из-за нарушения режима работы топливных форсунок.

Повреждение камеры сгорания в районе топливной форсунки вызвано нарушением режима их работы. При работе камеры сгорания форсунками создаются определенные конуса распыла топлива, различные на разных режимах работы двигателя. Работа топливных форсунок непосредственно связана с впрыском топлива, его смешиванием с воздухом в зоне обратных токов, нахождением и размещением факела пламени.

Нарушение работы топливных форсунок, проявляющееся в ухудшении их распыливающей способности, связано с тем, что на выходном сопле форсунки образуется отложение частиц кокса (продуктов неполного сгорания топлива). При работе топливных форсунок образовавшиеся и оторвавшиеся от сопла частицы кокса перемешиваясь с топливом, выходящим из форсунки, попадают на элементы камеры сгорания. Частицы кокса как более горячие являются локальным источником температурного нагрева жаровой трубы. Это приводит к перегреву элементов жаровой трубы и появлению температурных трещин.

Коксование топливных форсунок происходит в районе выходного сопла форсунки. При этом площадь выходного сечения сопла уменьшается, что вызывает изменение угла конуса распыла, ухудшения смесеобразования и попадания несгоревших капель топлива на стенки жаровой трубы. Это также приводит к появлению трещин.

Для оценки теплового состояния было проведено моделирование камеры сгорания двухконтурного двигателя SaM 146 [1].

Расчёты проводились с использованием вычислительного комплекса Ansys 18.2. В качестве объекта исследования использовалась 3D модель камеры сгорания, созданная в CAD программе.

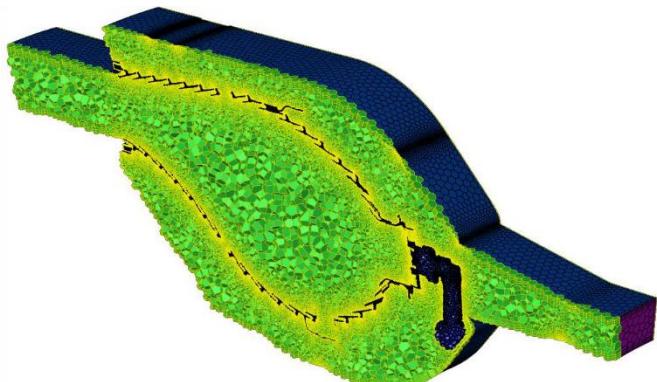


Рисунок 7 – Модель камеры сгорания

Для выявления возможных причин появления трещин жаровой трубы камеры сгорания было проведен расчет теплового состояния жаровой трубы.

Для решения задачи расчета совместно использовались модули Ansys Static Structural и Thermal Steady State. В последнем модуле задавались температурные условия.

На рисунке 8 представлено тепловое состояние элементов жаровой трубы камеры сгорания.

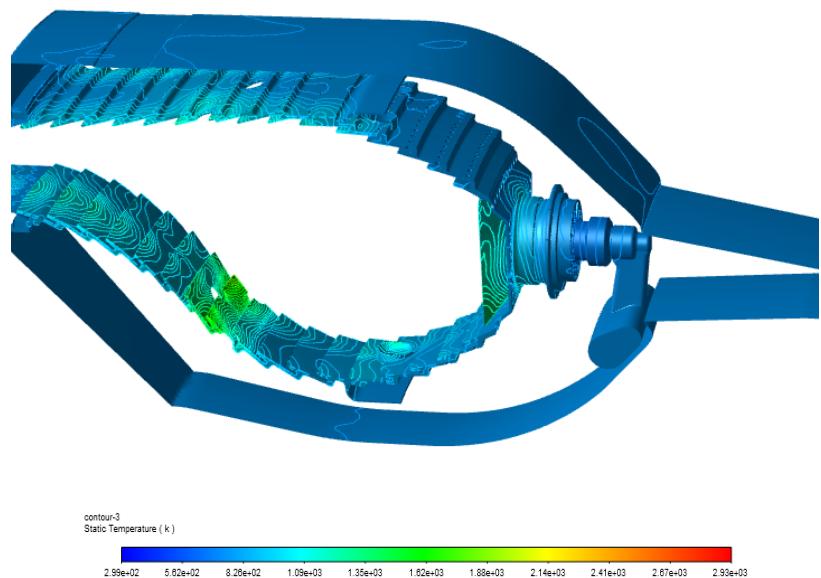


Рисунок 8 – Температурное поле камеры сгорания

В районе топливных форсунок и отверстий подвода охлаждающего воздуха температура стенки жаровой трубы составила 1800К. Этим и можно объяснить появление трещин в районе форсунок и отверстий подвода вторичного воздуха.

Таким образом, комплекс мероприятий, направленных на повышение надежности камер сгорания, включает конструктивные мероприятия, обеспечиваемые заводом-изготовителем и эксплуатационные, обеспечиваемые эксплуатирующей организацией.

Конструктивные мероприятия должны обеспечить требуемый запас прочности основных элементов камеры сгорания, малый уровень термических напряжений в жаровой трубе за счет повышения эффективности охлаждения элементов жаровой трубы, применения усовершенствованных завихрителей в головке жаровой трубы, уменьшения концентраторов напряжений.

Важным фактором является применение новых конструкционных материалов с высокими значениями пределов длительной прочности.

К мероприятиям, которые необходимо обеспечить эксплуатирующей организацией, относится:

- оптимизация полетного цикла эксплуатации ЛА, уменьшение доли высоких режимов (взлетного, максимального) в полетном цикле;
- оптимизация загрузки ЛА с учетом эксплуатационных факторов Иркутского региона;
- исключение помпажных явлений в авиационных ГТД при нарушении правил летной эксплуатации. Соблюдение правил летной эксплуатации является важным фактором в вопросе обеспечения не только надежности камеры сгорания, но и двигателя в целом;
- периодический контроль технического состояния элементов камеры сгорания с помощью авиаскопов или других средств контроля.

Заключение

Расчет температурного поля позволяет внести конструктивные изменения в элементах камеры сгорания, определить области с наибольшей вероятностью появления трещин, разработать мероприятия по повышению надежности камер сгорания ГТД.

Библиографический список

1. *Korach, A., & Lanza, M. (2018). Stress Analysis Techniques for Turbine Blades: A Practical Guide. Mechanical Engineering Magazine, 140(6), 54-61.* <https://doi.org/10.1115/1.4039506>.
2. Караваев Ю. А. Совершенствование методики оценки остаточного ресурса ТРДД / Ю. А. Караваев, С. А. Ходацкий // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2019. – № 2. – С. 10-24. – EDN LVWSUT.
3. Долговечность газотурбинной установки при работе с изменяющейся по времени температурой газа перед турбиной / Ю. А. Антипов, И. К. Шаталов, Е. В. Собенников, Е. В. Белова // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. – 2013. – № 3. – С. 16-20. – EDN RBCOUF.
4. Двигатель SaM-146 – Sukhoi Superjet 100 // [Электронный ресурс]. – superjet.wikidot.com (дата обращения 07.10.2025).
5. SSJ100 мало летает из-за дефектов двигателя // [Электронный ресурс]. – vedomosti.ru/articles/2018/11/21.ssj100-malo (дата обращения 25.09.2025).
6. Производитель SSJ 100 зафиксировал снижение надежности самолета // [Электронный ресурс]. – <https://www.rbc.ru/business/15/08/2017/598dacb29a7947c0cb85a1d6> (дата обращения 25.09.2025).

ОЦЕНКА НАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ РАБОЧИХ ЛОПАТОК ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С УЧЕТОМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ПОВРЕЖДЕНИЙ

Скоробогатов Сергей Викторович, канд. техн. наук
Ходацкий Сергей Альбертович, канд. техн. наук
sergeixodatski.kafedra@mail.ru
Саранина Елена Васильевна

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Газовая турбина является одним из наиболее нагруженных узлов двигателя. Лопатки газовой турбины подвергаются воздействию высоких температур, давлений и скоростей газового потока. При изменении режимов работы возникают термомеханические напряжения, которые могут привести к усталости материала, образованию трещин и деформациям профиля лопатки. Поэтому для обеспечения высокой надежности лопаток необходимы глубокие прочностные исследования с использованием различных экспериментальных и численных методов.

В настоящее время современные методы численного моделирования, такие как программный комплекс ANSYS и другие, позволяют с высокой достоверностью исследовать напряженно-деформированное состояние лопаток турбины. Этот метод позволяет проводить комплексное исследование выбранного объекта, задавать различные эксплуатационные нагрузки, анализировать различные конструктивные решения и выявлять наиболее оптимальные для достижения требуемых запасов прочности и ресурса. Целью данной статьи является оценка напряженного состояния лопаток газовой турбины двухконтурного газотурбинного двигателя с учетом эксплуатационных повреждений с использованием программного комплекса ANSYS и разработка рекомендаций по повышению их надежности.

Ключевые слова: авиационный двигатель, напряжение, лопатка, нагрузки, сетка, расчет, температура, деформация, забоина.

ASSESSMENT OF THE STRESS STATE OF WORKING BLADES OF A GAS TURBINE OF A BYPASS ENGINE ACCOUNTING FOR OPERATIONAL DAMAGE

Skorobogatov Sergey V., Candidate of Technical Sciences
Khodatsky Sergey A., Candidate of Technical Sciences
Saranina Elena V.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. A gas turbine is one of the most heavily loaded engine components. Gas turbine blades are exposed to high gas flow temperatures, pressures, and flow velocities. When operating modes change, thermomechanical stresses occur, which can lead to material fatigue, cracks, and blade profile deformations. Therefore, to ensure high blade reliability, in-depth strength studies are required using various experimental and numerical methods.

Currently, modern numerical modeling methods, such as ANSYS software and others, enable highly reliable investigation of the stress-strain state of turbine blades. This method allows for a comprehensive study of a selected object, the assignment of various operational loads, the

analysis of various design solutions, and the identification of the most appropriate ones for achieving the required safety margins and service life.

The article aims is to evaluate the stress state of the gas turbine blades of a bypass gas turbine engine, accounting for operational damage, using ANSYS software, and to develop recommendations for improving their reliability.

Keywords: aircraft engine, stress, blade, loads, mesh, calculation, temperature, deformation, notch.

Введение

Газовая турбина предназначена для преобразования потенциальной энергии сжатого и нагретого газа в механическую энергию на валу, используемую для привода компрессора, агрегатов, винтов. Газовая турбина характеризуется большой мощностью и экономичностью, умеренными габаритами и массами, относительной простотой конструкции. Эти качества газовых турбин обусловили их широкое применение.

Основными частями ступени турбины является статор и ротор. Статор включает в себя сопловой аппарат, представляющий собой неподвижный лопаточный венец, установленный перед ротором. В суживающихся межлопаточных каналах соплового аппарата происходит разгон газа и изменение его направления движения. При этом давление и температура газа понижается. Ротор включает в себя рабочие лопатки, в которых газ может продолжать разгоняться и обязательно изменяет направление своего движения. При этом на вогнутой поверхности лопаток формируется повышенное давление, а на выпуклой – понижается. Равнодействующие силы давления, действующие на поверхностях рабочих лопаток, создают крутящий момент, который приводит ротор во вращение.

Рабочие лопатки газовых турбин подвергаются воздействию высоких температур газового потока, высоких скоростей потока, циклических температурных нагрузений, вибрационных нагрузок [3].

Тяжелые эксплуатационные условия работы предъявляют особые требования к конструкционным материалам, из которых изготавливаются рабочие лопатки газовой турбины. Многократные циклы нагрева и последующего охлаждения приводят к повреждениям рабочих лопаток, усталостным деформациям и локальным разрушениям [2].

На рисунке 1 представлена рабочая лопатка турбины после термического воздействия. Видны нарушения геометрической формы по перу лопатки.



Рисунок 1 – Рабочая лопатка турбины после воздействия высокой температуры

Как правило, рабочие лопатки газовой турбины последних ступеней бандажированы по внешней кромке. На бандажных полках также возникают дефекты под воздействием температур (рисунок 2).



Рисунок 2 – Бандажная полка лопатки после воздействия температуры

После воздействия высоких температур на пере лопатки наблюдаются зоны с различными цветовыми оттенками, что свидетельствует о возможном нарушении внутренней структуры материала (рисунок 3).



Рисунок 3 – Пере лопатки с различными цветовыми зонами

Также для лопаток газовой турбины характерными дефектами являются оплавление кромок, сколы и забоины на пере лопатки и бандажной полке.

Методы и результаты исследований

Для оценки напряженного состояния было проведено моделирование неохлаждаемой литой бандажированной рабочей лопатки турбины двухконтурного двигателя [1].

Расчёты проводились с использованием вычислительного комплекса Ansys 18.2. В качестве объекта исследования использовалась 3D модель лопатки турбины, созданная в CAD программе. Модель лопатки представлена на рисунке 4.

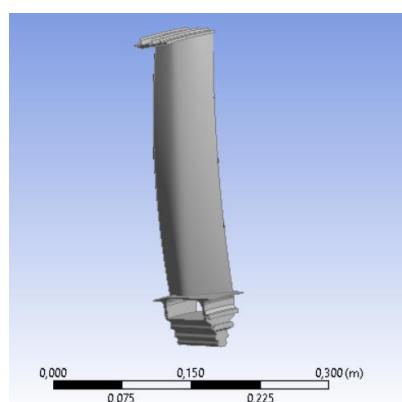


Рисунок 4 – Модель лопатки турбины

В качестве материала был задан жаропрочный конструкционный сплав. Программа Ansys позволяет задать необходимые свойства материала. Затем в модуле Ansys mesher строилась конечно-элементная сетка. На рисунке 5 показана модель лопатки с конечно-элементной сеткой.

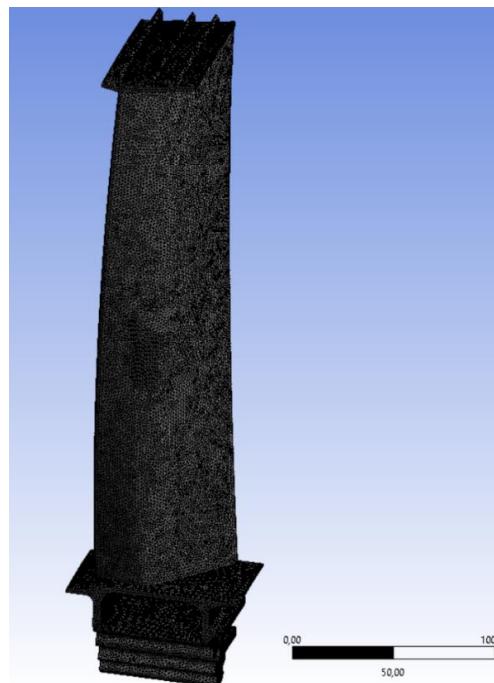


Рисунок 5 – Конечно-элементная сетка рабочей лопатки

В рабочей лопатке моделировалась забоина на входной кромке пера в корневой части и срединной части длиной 7 мм и глубиной 1,5 мм (рис. 6, 7). При этом при построении расчётной сетки добавлялась функция sizing, позволяющая определить размер сеточных элементов, используемых при разбиении. В зоне расположения забоины проводилось увеличение числа ячеек сетки. Это позволило более корректно оценивать действующие деформации и напряжения.

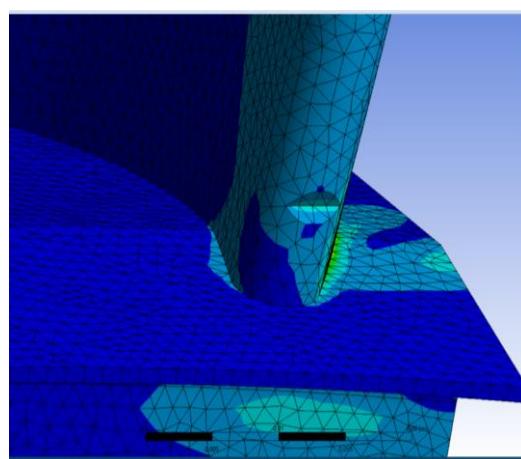


Рисунок 6 – Расчётная сетка при корневом расположении забоины

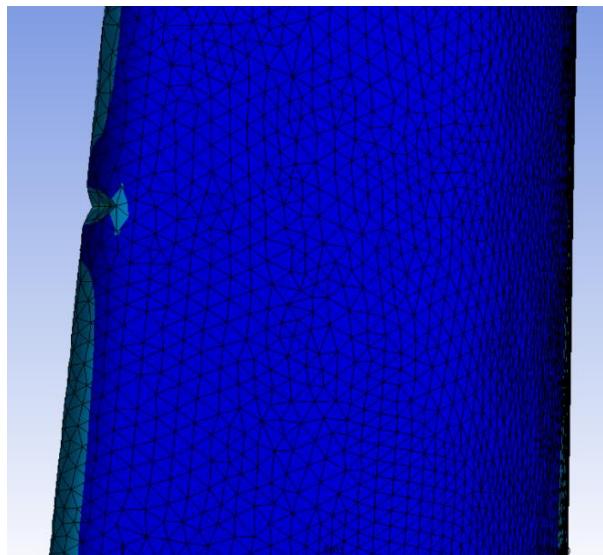


Рисунок 7 – Расчётная сетка при расположении забоины посередине пера

После создания расчётной сетки для расчётной области задавались граничные условия. Для реализации допущений было принято, что лопатка турбины имеет ограничение свободы перемещений в теле диска, что реализовывалось путем задания контактирующих поверхностей.

Для решения задачи расчета совместно использовались модули Ansys Static Structural и Thermal Steady State. В последнем модуле задавались температурные условия.

Изменение температуры задавалось линейно по длине лопатки. В корневом сечении температура лопатки составила 1020 К, а в концевом 1400 К. Данная температура соответствует распределению температур в турбине низкого давления двухконтурного двигателя.

При обеспечении надежной работы лопаток газовой турбины в течение всего ресурса поле температур перед рабочими лопатками профирируется таким образом, что максимум температур приходится на среднюю часть лопатки или в сечении, расположенным на расстоянии $2/3$ от корневого сечения. При этом концевая часть рабочей лопатки и корневая нагреваются в меньшей степени.

Данные по распределению температуры по поверхности лопатки передавались в расчётный модуль Ansys Static Structural, в котором осуществлялся прочностной расчёт. При проведении расчетов задавались граничные условия по частоте вращения рабочего колеса турбины в 500 рад./с, что и определяло центробежную нагрузку на лопатку. Кроме того, при проведении расчетов в расчетный модуль импортировались данные о распределении температуры из модуля Thermal Steady State. Результаты расчета лопатки с забоиной у корня лопатки представлены на рисунке 8.

При наличии забоины максимальные напряжения наблюдаются в корневой части лопатки и составляют 350 МПа. Напряжения на входной кромке в районе забоины составили 120 МПа. Следует отметить, что увеличение напряжений наблюдается и на полке лопатки до величины 140-160 МПа.

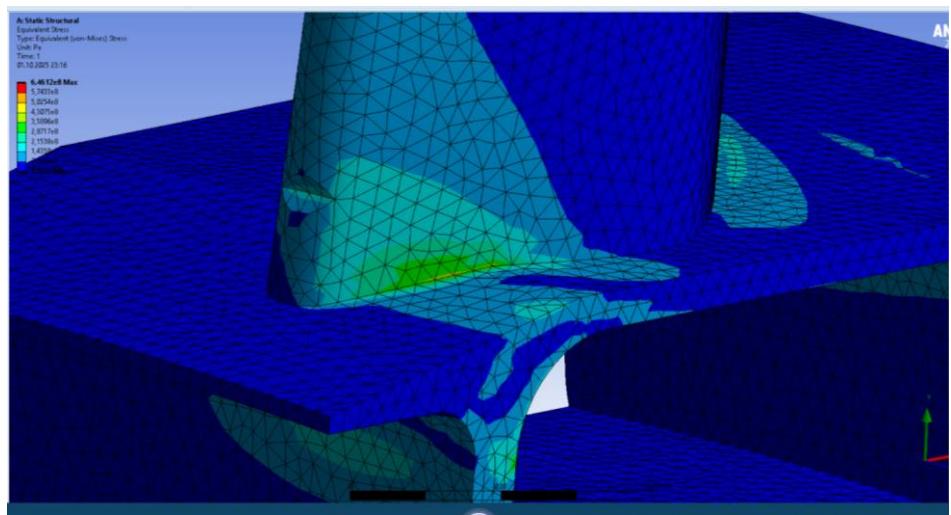


Рисунок 8 – Изменение напряжений по длине лопатки

Распределение напряжений в лопатке при расположении забоины посередине пера приведено на рисунках 9, 10, 11.

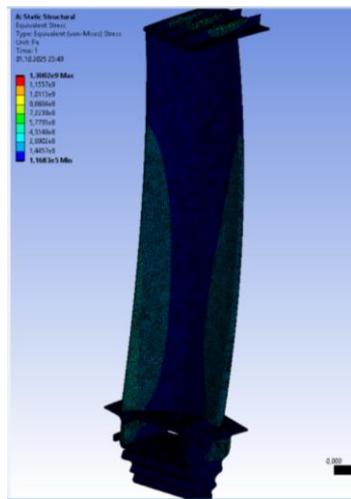


Рисунок 9 – Изменение напряжений в лопатке

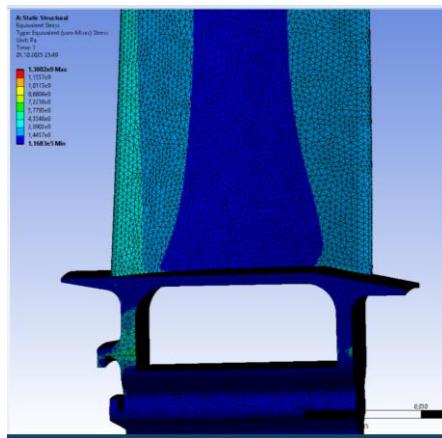


Рисунок 10 – Изменение напряжений в пере лопатки

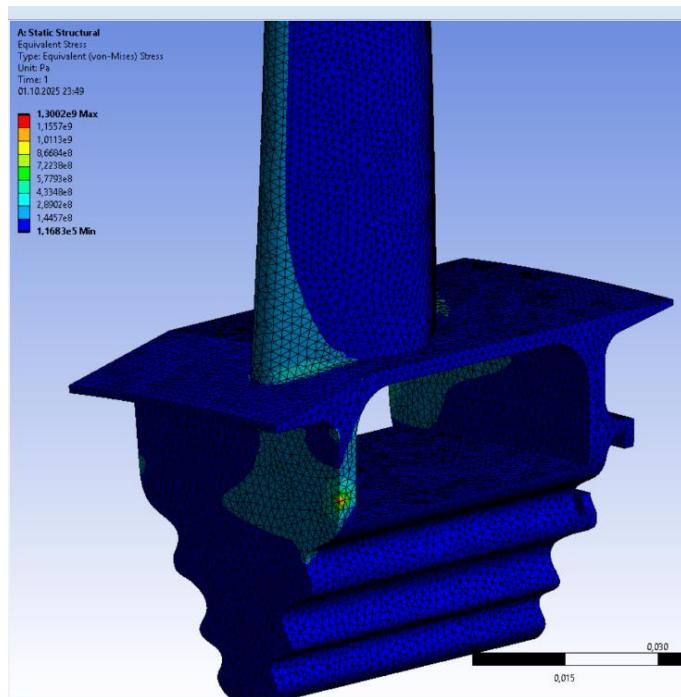


Рисунок 11 – Изменение напряжений в корневой части лопатки

Результаты расчетов показывают, что максимальные напряжения возникают на входной кромке лопатки и равны 280 МПа. Зона напряжений возрастает к корневой части лопатки. В рядом лежащих зонах напряжения равны 140 МПа.

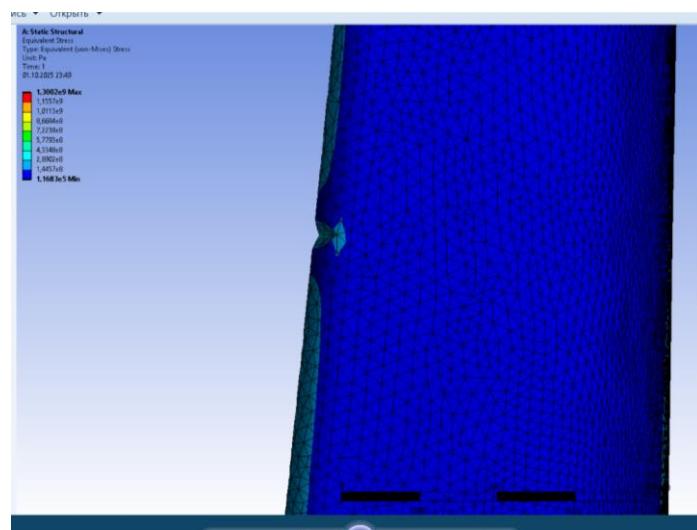


Рисунок 12 – Изменение напряжений в районе забоины

В районе входной кромки у забоины (рисунок 12, 13) напряжения составили 280 МПа, а в слоях, лежащих рядом – 140 МПа. Это свидетельствует о том, что наличие забоины увеличивает напряжения в два раза.

Наличие забоины в районе корневых сечений лопатки более опасно, так как корневое сечение более нагружено при работе двигателя.

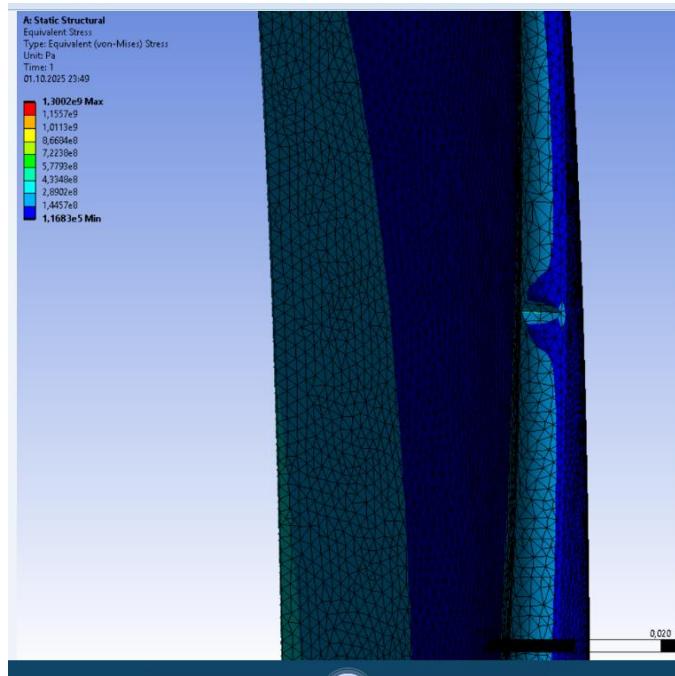


Рисунок 13 – Изменение напряжений по перу лопатки с забоиной

Ввиду того, что напряжения при наличии забоины возрастают в два раза и могут превысить предел прочности, в процессе эксплуатации нельзя допускать работу двигателя при наличии данных забоин.

Следует отметить, что результаты расчетов удовлетворительно согласуются с работами других авторов.

Заключение

Расчет напряженного состояния рабочей лопатки позволяет обосновать конструктивные изменения в элементах конструкции, определить зоны с максимальной величиной напряжений. Данный анализ позволяет разработать мероприятия по повышению надежности лопаток авиационных ГТД.

Библиографический список

1 *Скоробогатов С. В.* Оценка напряженного состояния лопаток газовой турбины двухконтурного двигателя с помощью программного обеспечения ANSYS / С. В. Скоробогатов, С. А. Ходацкий // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : материалы XIII Международной научно-практической конференции, Иркутск, 10–11 октября 2024 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 50-57. – EDN FOHJSI.

2 *Караваев Ю. А.* Совершенствование методики оценки остаточного ресурса ТРДД / Ю. А. Караваев, С. А. Ходацкий // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2019. – № 2. – С. 10-24. – EDN LVWSUT.

3 Долговечность газотурбинной установки при работе с изменяющейся по времени температурой газа перед турбиной / Ю. А. Антипов, И. К. Шаталов, Е. В. Собенников, Е. В. Белова // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. – 2013. – № 3. – С. 16-20. – EDN RBCOUF.

НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ КОНВЕРСИИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В ПРОМЫШЛЕННЫЕ ГАЗОТУРБИННЫЕ УСТАНОВКИ

Хайрулин Тахир Наильевич¹

office@avid.ru

Хайрулин Вадим Тахирович²

pmz@pmz.ru

¹АО «ОДК-Авиадвигатель»

(г. Пермь)

²АО «ОДК-ПМ»

(г. Пермь)

Аннотация. В работе представлен обзор научно-технических решений, реализованных при конверсии авиационных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) в промышленные газотурбинные установки (ГТУ). Рассмотрены принципы адаптации двигателей Д-30 III серии, Д-30КУ/КП и ПС-90А под задачи энергетики и транспортировки газа, а также перспективные проекты на базе газогенераторов ПД-14 и ПД-35. Особое внимание уделено вопросам повышения эффективности, надёжности, ресурса и экологичности ГТУ, а также программе импортозамещения комплектующих.

Ключевые слова: конверсия авиационных двигателей, промышленные газотурбинные установки, газогенератор, малоэмиссионная камера сгорания, ресурс, импортозамещение.

SCIENTIFIC AND TECHNICAL CHALLENGES OF CONVERTING AVIATION ENGINES INTO INDUSTRIAL GAS TURBINE UNITS

Khairulin Tahir N.¹

Khairulin Vadim T.²

¹*United Engine Corporation – Aviadvigatel*
(Perm)

²*United Engine Corporation – Perm Motor*
(Perm)

Abstract. This paper presents an overview of scientific and technical solutions involved in converting aviation turbofan engines (TFE) into industrial gas turbine units (GTU). The principles of adapting D-30 Series III, D-30KU/KP, and PS-90A engines for power generation and gas transportation applications are examined, along with prospective projects based on PD-14 and PD-35 gas generators. Particular attention is given to improving GTU efficiency, reliability, service life, and environmental performance, as well as to programs for component import substitution.

Keywords: aviation engine conversion, industrial gas turbine units, gas generator, low-emission combustor, service life, import substitution.

Введение

В современных условиях опыт конверсии авиационных разработок в промышленные решения приобретает стратегическое значение. Это обусловлено необходимостью наращивания технологического суверенитета

страны и стоящими задачами импортозамещения существующей техники на высокоэффективные, надёжные и экологически чистые отечественные газотурбинные установки в секторах транспортировки газа и распределённой генерации электроэнергии.

Цель настоящей работы – систематизировать опыт, накопленный при решении научно-технических проблем конверсии, и обозначить ключевые направления развития промышленных ГТУ нового поколения.

Работы по конверсии авиационных двигателей в промышленные ГТУ в АО «ОДК-Авиадвигатель» были развернуты в 1992 году и с тех пор стали системной программой, охватывающей серийные установки в диапазоне мощностей от 2,5 до 25 МВт, а также ряд перспективных проектов в различном классе мощности. За это время разработано и освоено в серийном производстве 14 типов ГТУ, базирующихся на двигателях Д-30 III серии, Д-30КУ/КП и ПС-90А в классе тяги 7...16 тс. В настоящее время реализуются перспективные проекты на базе газогенераторов ПД-14 и ПД-35.

Разработка ГТУ на базе семейства ТРДД Д-30

Конверсия авиационных двигателей в промышленные установки позволяет:

- сократить сроки и стоимость разработки за счет использования существующих технологических решений, деталей и сборочных единиц;
- обеспечить повышенные ресурсные показатели по сравнению с авиационным прототипом;
- обеспечить заданные технические, эксплуатационные и экологические характеристики.

Первым опытом предприятия в области разработки ГТУ на базе авиационных ТРДД стало создание семейства ГТУ в малом классе мощности 2,5...6 МВт на базе ТРДД 3-го поколения: Д-30 III серии и Д-30КУ/КП. Эти двигатели, обладающие умеренными параметрами термодинамического цикла, послужили основой для создания надежных и доступных промышленных установок.

Ключевым принципом при адаптации двигателей семейства Д-30 стало максимальное сохранение базовой материальной части авиационных газогенераторов и турбин низкого давления (ТНД) при минимальном объеме доработок. Это позволило существенно сократить затраты и сроки разработки. Основные конструктивные решения включали:

- организацию привода нагрузки со стороны компрессора, что является типичным решением для промышленных ГТУ;
- применение редукторов и мультипликаторов для обеспечения совместимости с различными типами нагрузок, работающих как с постоянной, так и с переменной частотой вращения;
- прогнозирование ресурса основных деталей двигателей, ранее эксплуатировавшихся в авиации, для их дальнейшего использования в составе ГТУ.

На рисунке 1 представлена общая компоновочная схема ГТУ, созданной на базе двигателя Д-30 III серии.

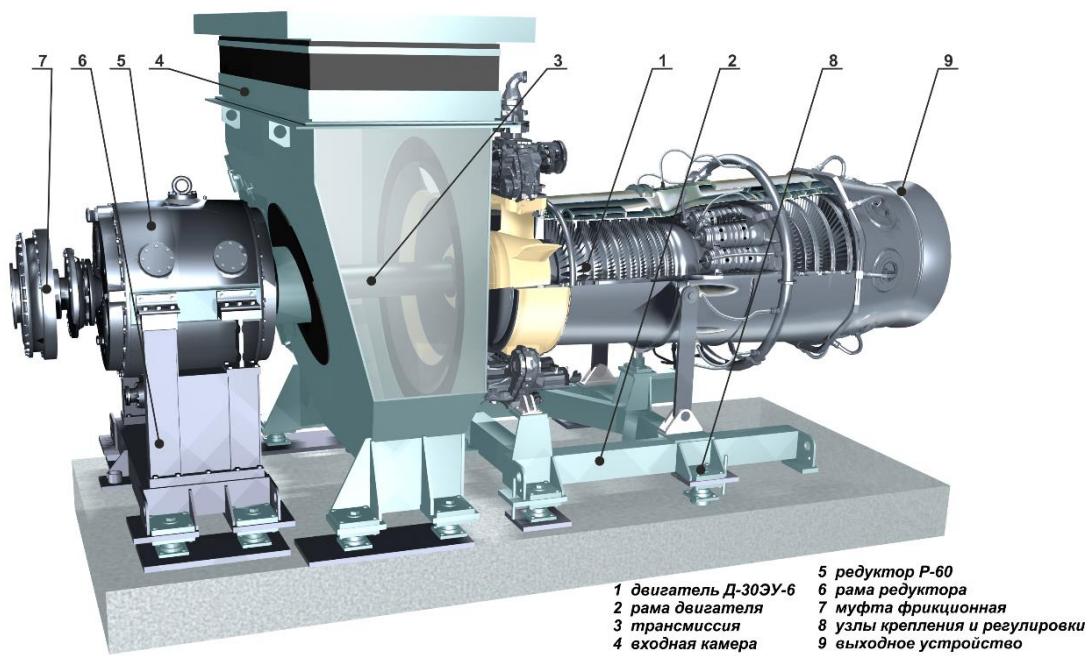


Рисунок 1 – Компоновочная схема ГТУ на базе ТРДД Д-30 III серии

На базе авиационного двигателя Д-30 III серии был создан широкий модельный ряд промышленных установок, нашедших применение в составе газоперекачивающих агрегатов (ГПА) и газотурбинных электростанций (ГТЭС).

Номенклатура и основные объекты внедрения ГТУ на базе двигателя Д-30 III серии представлены на рисунке 2.

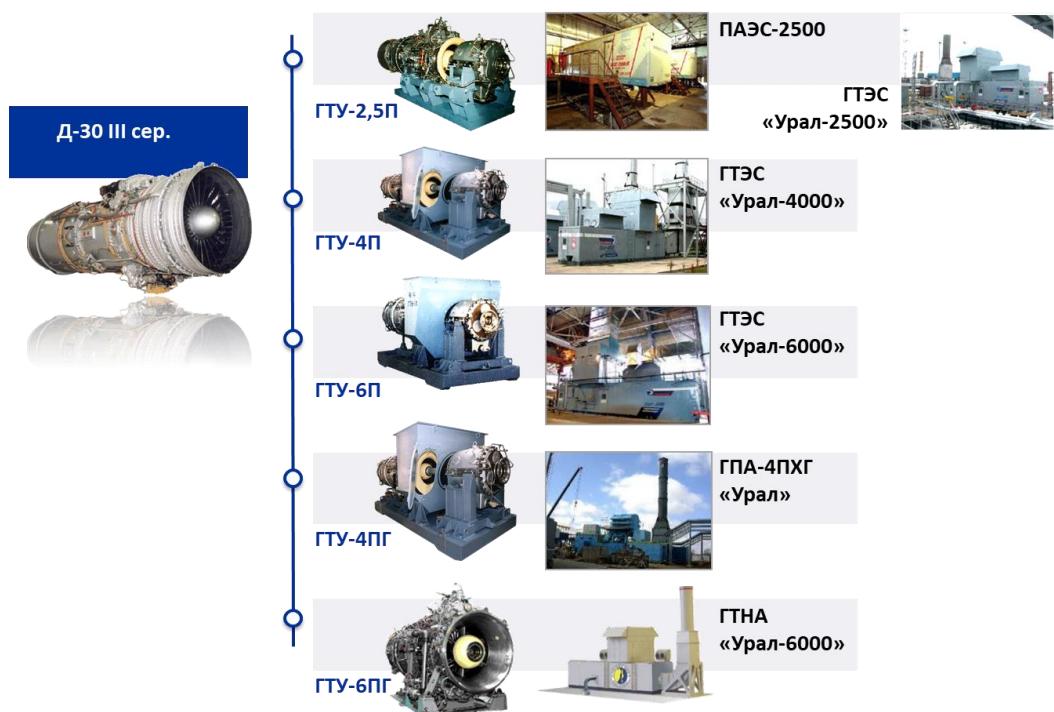


Рисунок 2 – Модельный ряд ГТУ на базе двигателя Д-30 III серии

Разработка ГТУ на базе семейства ТРДД ПС-90А

Следующим этапом стало создание семейства более мощных и эффективных ГТУ в диапазоне мощности 10...25 МВт на основе газогенератора авиационного двигателя 4-го поколения ПС-90А.

Базовый двигатель ПС-90А – серийный российский двигатель для магистральной авиации, имеющий сертификат типа и полностью удовлетворяющий международным экологическим нормам, является одним из самых экономичных в своем классе тяги. Высокая экономичность ПС-90А достигнута во многом благодаря высокопараметричному газогенератору, включающему в себя не имеющий аналогов в России высоконапорный компрессор высокого давления (ВД) со степенью сжатия в одном каскаде $\pi^*_k=16$ и высокотемпературную турбину с максимальной рабочей температурой $T^*_{ca}=1640$ К.

Уникальные параметры базового газогенератора, простота и надежность одновальной конструкции, а также изначальное проектирование двигателя на высокий ресурс и циклическую долговечность стали объективной основой для успешной конвертации базового авиационного двигателя в наземные ГТУ с мировым уровнем параметров и позволили достичь КПД промышленных установок на уровне 33–39 %.

Конвертированный газогенератор двигателя ПС-90А сохранил высокую аэродинамическую эффективность и параметрический потенциал авиационного прототипа, при этом ключевыми технологическими решениями по узлам газогенератора стали:

- усиление базовых корпусов, опор и подшипниковых узлов;
- оптимизированная конструкция ротора и статора;
- использование материалов, соответствующих промышленным условиям эксплуатации.

Другой особенностью ГТУ на базе двигателя ПС-90А стала разработка семейства силовых турбин, с приводом нагрузки с «горячей» стороны, спроектированных на частоту и направление вращения, заданные потребителями.

При разработке первой установки этого ряда – ГТУ-12П в классе мощности 12 МВт – использовался базовый конвертированный газогенератор. Для создания ГТУ-16П в классе мощности 16 МВт базовый газогенератор был модифицирован подстановкой дополнительной ступени на входе в компрессор для повышения расхода воздуха и степени сжатия. При разработке наиболее мощной и экономичной ГТУ-25П мощностью 25,6 МВт с КПД 39,2 % газогенератор был надстроен каскадом низкого давления с использованием деталей базового авиадвигателя.

На рисунке 3 представлен общий вид газотурбинной установки, разработанной на базе двигателя ПС-90А на примере ГТУ-16П.

Номенклатура и основные объекты внедрения ГТУ на базе двигателя ПС-90А представлены на рисунке 4.

Основные параметры ГТУ на базе ТРДД ПС-90А приведены в таблице 1.

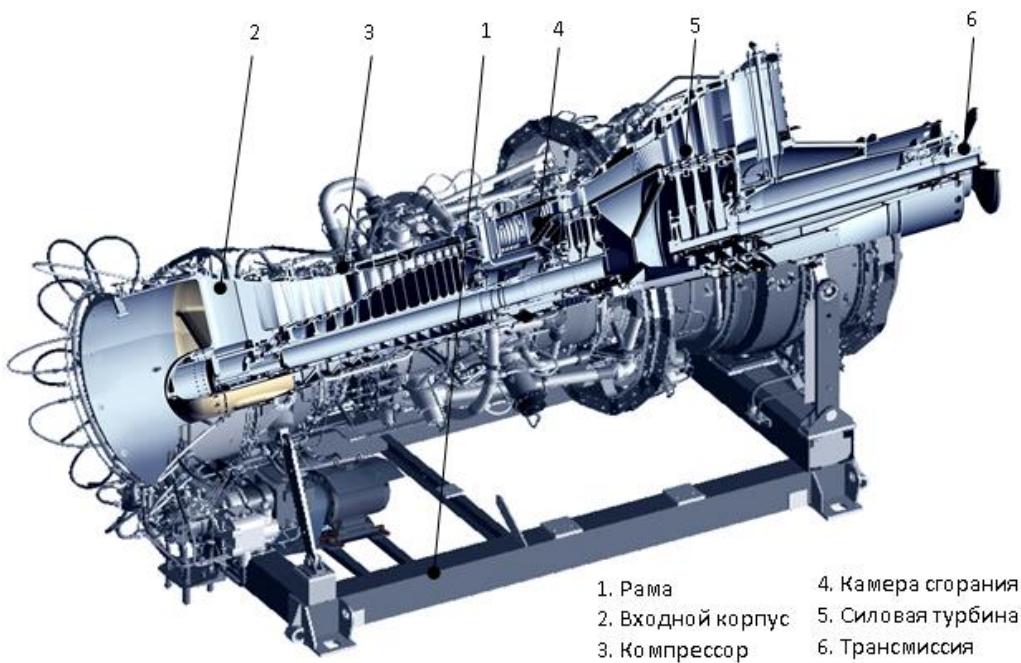


Рисунок 3 – Общий вид ГТУ-16П на базе ТРДД ПС-90А

ТРАНСПОРТИРОВКА ГАЗА



ЭНЕРГЕТИКА



Рисунок 4 – Модельный ряд ГТУ на базе двигателя ПС-90А

Таблица 1 – Основные данные семейства ГТУ на базе ТРДД ПС-90А

Показатели	ГТУ-10П	ГТУ-12П	ГТУ-16П	ГТУ-25П
Мощность на валу, МВт	10,3	12,4	16,5	25,6
КПД на валу, %	33,1	34,6	37,0	39,2
Расход воздуха, кг/с	44,6	47,0	57,1	81,7
Степень сжатия	14,3	15,8	19,6	27,8
Температура на выхлопе, °С	463	470	540	488
Частота вращения силовой турбины, об/мин	9000	6500	5300	5000

Технологические решения при конверсии авиационных двигателей в промышленные ГТУ

1. Модификация существующих и разработка новых компрессоров.

При разработке промышленных ГТУ потребовалась серьезная адаптация компрессоров авиационных ТРДД. Основные мероприятия включали:

– замену титановых сплавов на стальные в нескольких ступенях, замену материалов дисков при работе на попутном газе;

– оптимизацию для работы в промышленных условиях применяемых материалов, радиальных зазоров, программ управления механизацией.

В 1998 году на базе 13-ступенчатого компрессора двигателя ПС-90А был создан уникальный для России специализированный 14-ступенчатый компрессор со степенью сжатия 22:1 для использования в составе ГТУ-16П, который может служить моделью для разработки промышленных ГТУ большой мощности.

2. Модификация существующих камер сгорания и разработка малоэмиссионных камер сгорания (МЭКС).

Ключевой задачей разработки промышленных ГТУ являлась адаптация существующих и разработка новых камер сгорания для реализации сжигания газообразного топлива, включая попутный газ. С этой целью в ГТУ на базе Д-30 III потребовалась доработка топливных форсунок, а в ГТУ на базе ПС-90А, помимо форсунок, была изменена конструкция жаровой трубы.

Для соответствия современным экологическим нормам и с целью повышения конкурентоспособности наиболее востребованных рынком ГТУ в классах мощности 16 и 25 МВт разработаны и внедрены модификации базовых ГТУ-16П и ГТУ-25П с сухими малоэмиссионными камерами сгорания с целевыми показателями эмиссии $NO_x < 50 \text{ мг/м}^3$, $CO < 100 \text{ мг/м}^3$ на режимах 70...100 % номинального.

Создание МЭКС потребовало развития существующей экспериментальной базы и дальнейшего совершенствования методик численного моделирования и экспериментальной доводки процессов богатобедного горения, сжигания предварительно обедненных топливно-воздушных смесей.

Облик МЭКС для ГТУ-16П и ГТУ-25П включает:

– противоточную камеру сгорания с 12-ю выносными жаровыми трубами;

– одномодульное (ГТУ-16П) или многомодульное (ГТУ-25П) фронтовое устройство со стабилизацией пламени плохообтекаемым телом;

– импактно-конвективную систему охлаждения;

– 2 диффузионных коллектора и 2 гомогенных коллектора.

В настоящее время наработка МЭКС в ходе опытной эксплуатации в составе ГТУ-16П на КС «Чайковская» составляет более 11000 ч., в составе ГТУ-25П на КС «Игринская» более 3000 ч.

3. Конверсия турбин высокого давления (ТВД) авиационных ТРДД и разработка семейства свободных силовых турбин.

Адаптация авиационных ТВД для работы в составе промышленных ГТУ была направлена на обеспечение работоспособности с учетом промышленных циклов эксплуатации и включала комплекс работ по оптимизации системы охлаждения, а также использование материалов и покрытий, обеспечивающих высокие наработки при повышенных параметрах.

Уникальной задачей при разработке промышленных ГТУ, решенной специалистами АО «ОДК-Авиадвигатель» в сжатые сроки, стала разработка семейства силовых турбин (СТ), оптимизированных для различного применения с учетом стоимости жизненного цикла.

Ключевыми критериями при разработке семейства СТ стали:

- максимальное использование опыта по разработке авиационных турбин низкого давления;
- полномасштабное применение трехмерных аэродинамических моделей;
- проектирование на повышенное (по отношению к авиационной практике) КПД турбины на часто используемых в реальной эксплуатации режимах частичной мощности;
- конструктивная оптимизация в интересах потенциальных заказчиков с целью минимизации прямых эксплуатационных расходов.

4. Успешно были решены задачи по разработке новой системы управления, которые включали:

- разработку системы автоматического управления (САУ) с новой архитектурой, основанной на управлении двигателем по закону поддержания постоянной частоты вращения силовой турбины ($n_{СТ}=\text{const}$);
- адаптацию топливо-регулирующей аппаратуры под использование газообразного топлива и обеспечение вопросов безопасности;
- модификацию управления механизацией, связанной с переходом к использованию в узлах регулирования масла вместо топлива;
- обеспечение ресурсных показателей САУ в соответствии с требованиями к промышленным ГТУ;
- переход к использованию на промышленном двигателе более надежного электрозапуска.

Положительными факторами по сравнению с авиационными двигателями при этом стали:

- перенос комплектующих САУ с двигателя в отдельный блок управления со сниженным уровнем температур и вибраций;
- менее жесткие требования к весу комплектующих;
- широкое использование в САУ универсальных общепромышленных комплектующих для снижения стоимости и повышения надежности.

5. Адаптация авиационных ТРДД в наземные ГТУ также потребовала решения следующих дополнительных задач:

- разработки методологии прогнозирования ресурса основных деталей двигателя семейства Д-30, используемых в ГТУ-2,5П/-4П/-6П после отработки на крыле;

- проектирования и освоения в серийном производстве выхлопных систем для ГТУ в различном классе мощности;
- разработки новой трубопроводной и электропроводной обвязки двигателя;
- разработки новых входных корпусов с обогреваемыми маслом элементами воздушного тракта и упрощенным центральным приводом;
- изменения схемы маслосистемы для улучшения теплового состояния опор трансмиссионных валов и применения подшипников с повышенным ресурсом.

Реализация Программы жизненного цикла

С целью определения возможности увеличения ресурсов двигателей ПС-90ГП-1, работающих в составе ЭГЭС-12С, был проведен комплекс исследований деталей и узлов, отработавших 100 000 часов, включая работы по металлургическим и прочностным исследованиям.

Результаты исследований подтвердили возможность увеличения назначенного ресурса основных деталей и по итогам работ принято решение:

– увеличить назначенный ресурс до 150 000 часов двигателям ПС-90ГП-1, новым и ремонтным, участвующим в Программе обеспечения жизненного цикла ЭГЭС-12С;

– увеличить межремонтный ресурс двигателям ПС-90ГП-1, участвующим в Программе обеспечения жизненного цикла ЭГЭС-12С по техническому состоянию.

– примером успешной реализации Программы жизненного цикла стали этапы эксплуатации энергоагрегатов ЭГЭС-12С на Ватьеганском месторождении ООО «ЛУКОЙЛ-Западная Сибирь»:

– в 2008 году была введена в промышленную эксплуатацию ГТЭС-72 на базе шести энергоагрегатов ЭГЭС-12С;

– в 2010 году был заключен договор на сервисное обслуживание оборудования ГТЭС-72 по программе фирменного ремонтно-технического обслуживания с оплатой за машиночас;

– в 2020 году энергоагрегаты ЭГЭС-12С в составе ГТЭС-72 выработали назначенный ресурс 100 тыс. часов.

Внедрение в настоящее время Программы жизненного цикла обеспечило надежную эксплуатацию энергоагрегатов и выработку назначенного ресурса, что позволило продлить действие договора до 200 тыс. часов.

Газотурбинные установки нового поколения

1. Семейство промышленных ГТУ на базе газогенератора ПД-14

Технологический задел, созданный в рамках программы по разработке перспективного авиационного ТРДД ПД-14 для ближне-среднемагистрального самолета МС-21-310, может в перспективе стать основой для формирования нового семейства промышленных газотурбинных установок. Используя унифицированный газогенератор этого двигателя и отработанные в рамках программы ПД-14 технологии, возможно создание линейки ГТУ мощностью от

6 до 16 МВт. Данные установки будут иметь КПД на уровне 33–39 % и улучшенные технико-экономические и экологические показатели. Рассматривается применение данных установок в качестве привода механического оборудования и электрогенераторов.

Общий вид и параметры семейства ГТУ на базе авиационного двигателя ПД-14 приведены на рисунке 5.

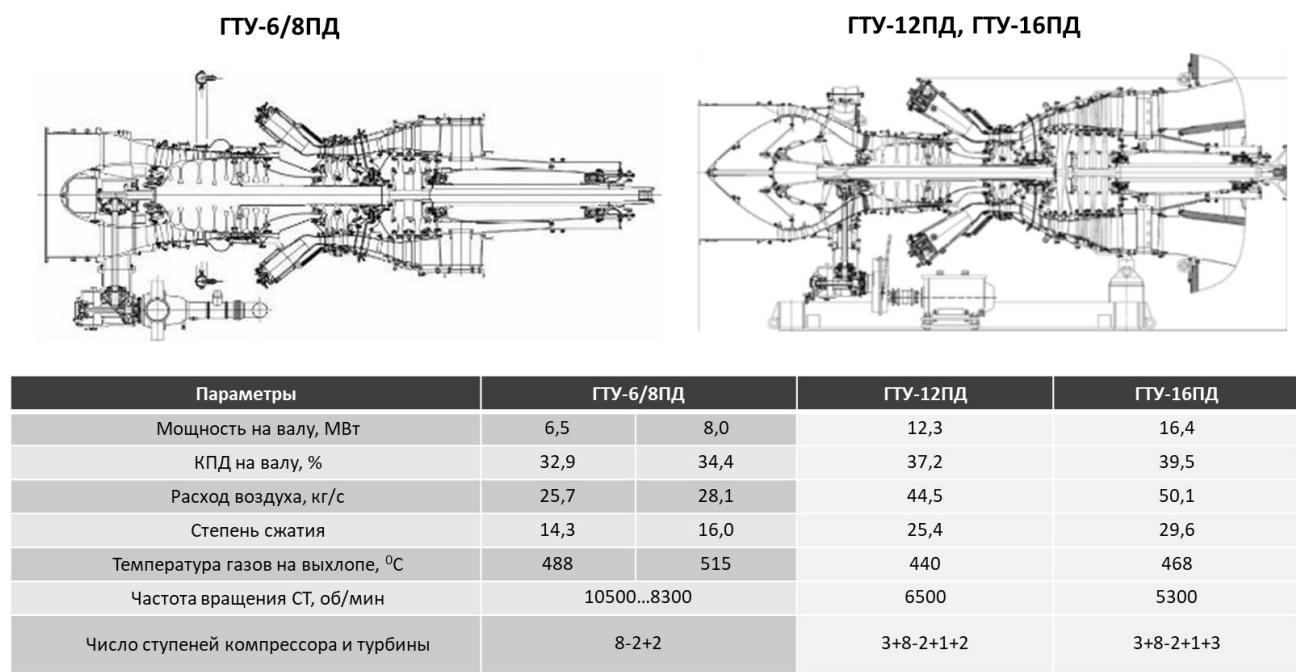


Рисунок 5 – Общий вид и основные параметры семейства ГТУ на базе ТРДД ПД-14

2. Семейство промышленных ГТУ на базе газогенератора ПД-35

В рамках программы создания двигателей большой тяги ПД-35 для дальнемагистральных пассажирских и транспортных воздушных судов, реализуемой в настоящее время в АО «ОДК» и «ОДК-Авиадвигатель», ведется разработка уникальных для отечественной промышленности ключевых технологий и унифицированного газогенератора. Стратегической задачей программы ПД-35 являются формирование в России новой технологической компетенции и выход отечественного гражданского авиадвигателестроения на передовой позиции.

На текущем этапе программы проводятся стендовые испытания двигателя-демонстратора технологий, демонстрационного газогенератора, а также отдельных экспериментальных узлов. Цель этих испытаний – подтвердить готовность и работоспособность принятых конструктивных и технологических решений.

При реализации программы ПД-35 планируется, в том числе, создание семейства промышленных ГТУ нового поколения. Основные параметры и размерность базового газогенератора позволяют спроектировать на его базе линейку промышленных ГТУ мощностью от 20 до 32 МВт для привода

механического оборудования и электрогенераторов. Целевой КПД данных установок находится на уровне, превышающем показатели лучших зарубежных аналогов.

Общий вид и параметры семейства ГТУ на базе авиационного двигателя ПД-35 приведены на рисунке 6.

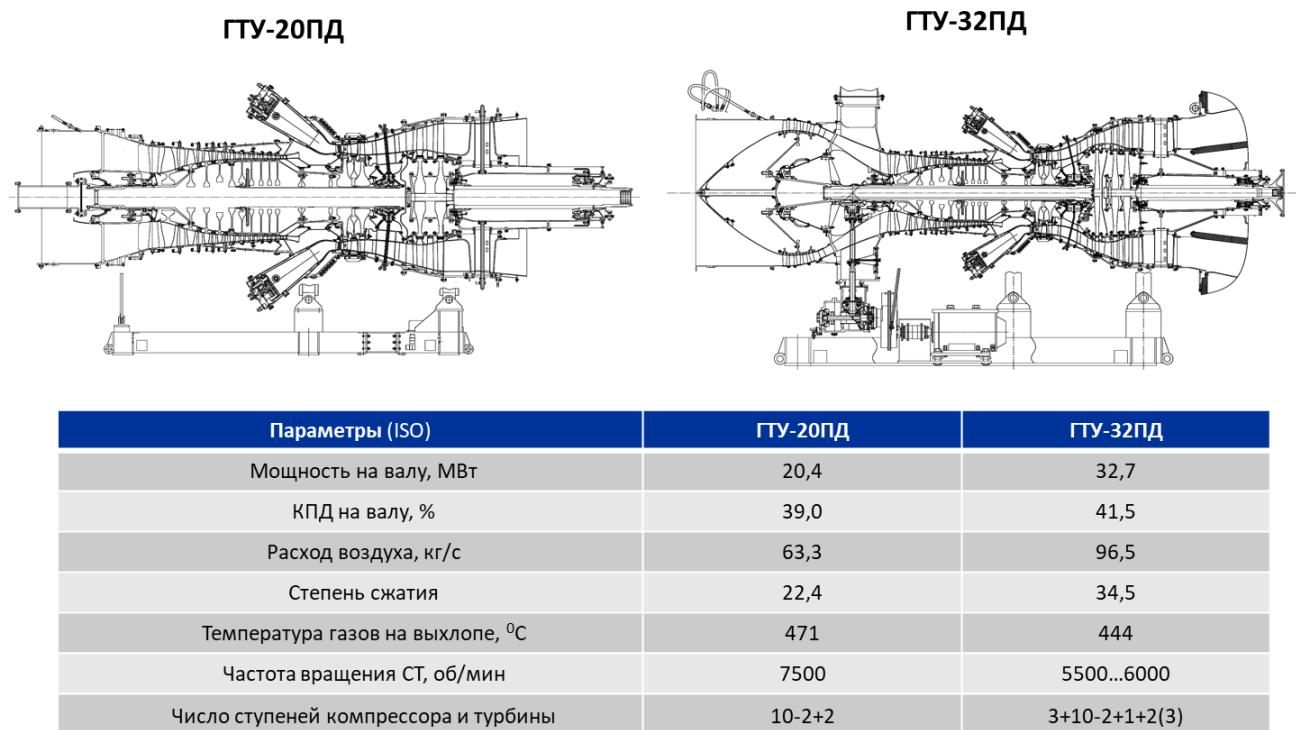


Рисунок 6 – Общий вид и основные параметры семейства ГТУ на базе ТРДД ПД-35

3. Перспективные проекты ГТУ средней и большой мощности

Для расширения мощностной линейки промышленных газотурбинных установок АО «ОДК-Авиадвигатель» рассматривает стратегию создания новых двигателей. Эта стратегия базируется на масштабировании аэродинамики базовых узлов, проверенных конструктивных решениях и технологиях, заимствованных у прототипов меньшей мощности.

В зависимости от целевого назначения, в проектируемых ГТУ могут:

- использоваться схемы со свободной силовой турбиной, что обеспечивает гибкость при подключении нагрузки (механической или электрической) как напрямую, так и через редуктор;
- использоваться одновальные безредукторные схемы (для энергетических ГТУ в большом классе мощности), а также с редукторным приводом генератора, гарантирующие высокую стабильность частоты вырабатываемого тока.

Данные двигатели могут выпускаться как в авиационном, так и в стационарном исполнении.

Реализация данных проектов опирается на следующие ключевые подходы:

- аэродинамическое моделирование базовых компрессоров ГТУ-16П и ПД-35 для достижения степени сжатия 20...23;
- интеграция в «горячую» часть ГТУ перспективных материалов и технологий, отработанных в двигателях ПД-14 и ПД-35;
- применение технологий малоэмиссионного горения (МЭКС);
- технологический обмен и кооперация с ведущими предприятиями энергомашиностроения и профильными институтами.

Применение коэффициента масштабирования для базовых компрессоров АО «ОДК-Авиадвигатель» в диапазоне $K_{\text{мод}}=1,3\dots2,0$ позволит создать установки мощностью 40...100 МВт с электрическим КПД 38...40 % (с редукторным приводом генератора).

Масштабирование с коэффициентом $K_{\text{мод}}=3,5\dots3,7$ открывает возможность для разработки ГТУ в диапазоне 250...400 МВт с электрическим КПД 39...41 % (с прямым приводом генератора).

Программа импортозамещения

Введение санкций против РФ зарубежными странами привело к изменению макроэкономической ситуации в мире, а также взаимоотношений с поставщиками оборудования импортного производства.

Учитывая введенные ограничения на поставку, ремонт и обслуживание импортного оборудования, в АО «ОДК-Авиадвигатель» разработана Программа импортозамещения комплектующих, узлов и агрегатов из состава энергоагрегатов. Данная Программа предназначена для перехода на аналогичное оборудование отечественного производства и из «дружественных» стран.

Для реализации Программы импортозамещения выполнен анализ всех покупных изделий из состава энергоагрегатов, который показал:

- двигатели ГТУ на базе ГТД Д-30 – на 100% состоят из комплектующих российского производства;
- агрегаты ГТУ на базе ГТД Д-30 – на 100% состоят из комплектующих российского производства.
- двигатели газотурбинных электростанций на базе ГТД ПС-90А/А2 – на 100% состоят из комплектующих российского производства;
- агрегаты газотурбинных электростанций на базе ГТД ПС-90А/А2 – на ~95% состоят из комплектующих российского производства, на ~5% состоят из комплектующих «дружественных» стран.

Успешная реализация Программы импортозамещения позволит обеспечить поставку новых ЭГЭС и продолжить эксплуатацию ранее поставленных ЭГЭС.

Заключение

Программа конверсии авиационных ТРДД в промышленные ГТУ, реализованная в АО «ОДК-Авиадвигатель», доказала свою эффективность как

стратегия развития, направленная на широкое использование научноемких авиационных технологий в области транспортировки газа и энергетики.

В основе технической политики предприятия лежит несколько фундаментальных принципов, которые и определяют признание и востребованность промышленных ГТУ разработки АО «ОДК-Авиадвигатель»:

- использование авиационной основы в качестве надежной и высокоресурсной базы;
- экономически целесообразные инновации и адаптация материальной части базовых двигателей;
- установка в качестве основного приоритета требований заказчика в части надежности и эффективности оборудования;
- максимальная эффективность и гибкость для заказчика, достигаемая за счет новейших форм послепродажного обслуживания, включая оплату по факту отработки (за машино-час);
- ставка на сотрудничество с российскими разработчиками и поставщиками, позволяющая исключить санкционные риски.

Богатый опыт пермской конструкторской школы, накопленный десятилетиями, позволяет нам реализовывать самые сложные проекты в области авиационной и наземной газотурбинной техники и дает уверенность в дальнейшем устойчивом развитии предприятия и отечественной промышленности.

Библиографический список

1. *Иноземцев А. А.* Энергетические и промышленные газотурбинные установки на базе авиационных ТРДД ОАО "Авиадвигатель". Принципы конвертации / А. А. Иноземцев // Тяжелое машиностроение. – 2009. – № 9. – С. 2-6. – EDN KVJXLF.
2. *Иноземцев А. А.* Двухконтурные газотурбинные установки мощностью 30-40 МВт для нового поколения магистральных газопроводов / А. А. Иноземцев // Газовая промышленность. – 2010. – № 4(645). – С. 81-83. – EDN LKQDVN.
3. *Медведев С. Д.* Использование конвертированных авиационных газотурбинных двигателей и технологий / С. Д. Медведев, В. Б. Балыкин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва. – 2009. – № 3-3(19). – С. 292-298. – EDN LLWSZR.
4. Конвертирование авиационных ГТД в газотурбинные установки наземного применения / Гриценко Е. А. [и др.]. – Самара : СНЦ РАН, 2004. – 266 с. – ISBN 5-93424-139-7. – EDN QMINEB.

СЕКЦИЯ
«АВИОНИКА, АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРОСИСТЕМЫ И ПИЛОТАЖНО-НАВИГАЦИОННЫЕ КОМПЛЕКСЫ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»

Председатель – Котлов Ю. В., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, канд. техн. наук, доцент

УДК 004.658

**ПРОЦЕСС ОБЕСПЕЧЕНИЯ АЭРОНАВИГАЦИОННОЙ
ИНФОРМАЦИЕЙ САМОЛЕТОВ СЕМЕЙСТВА МС-21**

Кареев Матвей Александрович^{1,2}

Matvey.Kareev@ic.yakovlev.ru

Клюхин Александр Сергеевич¹

Aleksandr.Kluhin@ic.yakovlev.ru

Неретин Евгений Сергеевич^{1,2}, канд. техн. наук

Evgenny.Neretin@ic.yakovlev.ru

¹*Филиал ПАО «Яковлев» – Центр комплексирования*

²*Московский авиационный институт (национальный исследовательский
университет)
(г. Москва)*

Аннотация. В статье представлено программно-алгоритмическое обеспечение, разработанное для реализации этапов преобразования, отбора и форматирования процесса обеспечения аэронавигационной информацией самолетов семейства МС-21, а также для проведения валидации и верификации результатов этих этапов. Особенностью разработанного программно-алгоритмического обеспечения является его уникальность для системы самолетовождения самолетов семейства МС-21 и наличие удобного графического интерфейса.

Ключевые слова: обеспечение аэронавигационной информацией, аэронавигационная база данных, система самолетовождения, самолеты семейства МС-21, программно-алгоритмическое обеспечение.

**PROCESS OF PROVIDING AERONAUTICAL INFORMATION
FOR MS-21 FAMILY AIRCRAFT**

Kareev Matvei A.^{1,2}

Kluhin Aleksandr S.¹

Neretin Evgeny S.^{1,2}, Candidate of Technical Sciences

¹*Branch of PJSC Yakovlev – Integration Center*

²*Moscow Aviation Institute (National Research University)
(Moscow)*

Abstract. The software is proposed and developed for implementing the stages of transformation, selection and formatting of aeronautical information in the process of providing it to MS-21 family aircraft. The software also supports validation and verification of the results of these stages. The software is unique for the flight management system of MS-21 family aircraft and the presence of a convenient graphical interface.

Keywords: provision of aeronautical information, aeronautical database, flight management system, MS-21 family aircraft, software.

Введение

Современное авиастроение характеризуется высокой сложностью бортовых систем. Разработка их отечественных аналогов, например, для самолетов семейства МС-21, приобретает особую актуальность в условиях необходимости обеспечения технологической независимости нашей страны от западных партнеров. Одной из наиболее критичных бортовых систем является система самолетовождения, обеспечивающая основное наведение, планирование полета и ведение по маршруту для гражданских воздушных судов. Система самолетовождения использует аeronавигационную информацию для реализации следующих функций [1, 2]:

1. Коррекции текущих координат местоположения самолета за счет автоматического установления связи с наземными радионавигационными системами на основе информации о данных системах, в том числе об их местоположении, частоте, дальности действия и типе.

2. Построения плана полета на основе информации об аэропортах, стандартных процедурах вылета, прибытия и захода на посадку, воздушных трассах и промежуточных точках маршрута.

Эти функции являются ключевыми функциями, выполняемыми системой самолетовождения, что делает обеспечение самолета аeronавигационной информацией критически важной задачей [3].

Цель и задачи работы

Цель данной работы – разработка процесса обеспечения аeronавигационной информацией семейства самолетов МС-21 в части конвертации аeronавигационной информации в бортовой формат.

Для достижения поставленной цели в работе поставлены и решены следующие задачи:

1. Проанализировать существующие стандартные форматы аeronавигационной информации для ВС;

2. Рассмотреть этапы обеспечения аeronавигационной информации согласно КТ-200А;

3. Разработать программное обеспечение для конвертации аeronавигационной информации из формата ARINC424-20 в бортовой формат системы самолетовождения самолетов семейства МС-21;

4. Проанализировать способы валидации и верификации аeronавигационной информации согласно КТ-200А;

5. Разработать инструмент для валидации и верификации бортовых баз данных бортового формата системы самолетовождения самолетов семейства МС-21.

Процесс обеспечения аeronавигационной информацией

Аeronавигационную информацию получают из официальных данных, публикуемых авиационными властями государств. Затем ее приводят к виду, пригодному для использования на воздушных судах. Аeronавигационная информация относится к статическим данным, то есть данным, неизменным на протяжении всего полета, поэтому она загружается на борт заранее и хранится в навигационной базе данных [1].

Процесс обеспечения аeronавигационной информацией регламентируется КТ-200А, согласно которому стандартным форматом представления этой информации является ARINC 424. Формат имеет следующие особенности:

- строковое представление данных;
- большое количество различных типов аeronавигационных объектов;
- подробное наполнение информацией каждого типа аeronавигационных объектов.

Из этих особенностей вытекают основные недостатки формата ARINC 424:

- большой объем файлов;
- медленная обработка файлов и долгий поиск необходимой информации.

В то же время, ограниченные возможности бортовых вычислителей предъявляют к загружаемой на борт навигационной базе данных строгие требования к занимаемому объему загружаемого файла и высокой скорости обработки.

Для загрузки аeronавигационной информации на борт воздушного судна необходимо преобразовать данные из стандартного формата ARINC 424 в специальный бортовой формат, лишенный перечисленных выше недостатков. [4]

Таким образом, процесс подготовки аeronавигационной информации делится на два подпроцесса:

1. Подготовка аeronавигационных данных в стандартном формате в соответствии с ARINC 424;
2. Подготовка аeronавигационных данных в бортовом формате.

Оба подпроцесса выполняются в соответствии с квалификационными требованиями КТ-200А, предполагающими следующие этапы подготовки аeronавигационных данных:

1. Этап сбора аeronавигационной информации, заключающийся в сборе входных данных;
2. Этап преобразования аeronавигационной информации, заключающийся в представлении ее в виде, удобном для дальнейшей обработки;
3. Этап отбора необходимой аeronавигационной информации, заключающийся в отборе конкретных элементов из собранных аeronавигационных данных;
4. Этап форматирования аeronавигационной информации, заключающийся в конвертировании данных в формат, согласованный с участником процесса, который будет использовать полученные в результате процесса данные.

Кроме того, согласно квалификационным требованиям КТ-200А, результаты каждого этапа должны проходить валидацию и верификацию.

В работе рассматривается процесс подготовки аeronавигационных данных в бортовом формате для поставки аeronавигационной информации на самолеты семейства МС-21.

В рамках этого процесса этап сбора аeronавигационной информации реализован за счет взаимодействия с поставщиками, предоставляющими навигационные базы данных в формате в соответствии с ARINC 424. Для реализации этапов преобразования, отбора и формирования аeronавигационной информации разработано специализированное программно-алгоритмическое обеспечение «Конвертер навигационного формата».

Программное обеспечение «Конвертер навигационного формата»

Ключевыми задачами программного обеспечения «Конвертер навигационного формата» являются:

1. Создание бортового формата файла, применимого для системы самолетовождения самолетов семейства МС-21;
2. Уменьшение объема файла;
3. Исключение информации о навигационных объектах, не используемой системой самолетовождения;
4. Предоставление пользователю возможности выбора требуемых регионов ИКАО для создаваемого файла.

Выполнение этих задач позволяет преобразовывать файлы из стандартного формата в соответствии с ARINC 424 в файлы бортового формата, обработка которых системой самолетовождения самолетов семейства МС-21 эффективнее и выполняется в сотни раз быстрее.

Алгоритм работы программного обеспечения «Конвертер навигационного формата» состоит из следующих шагов:

1. Проверка целостности и синтаксической корректности входного файла.
2. Идентификация и фильтрация навигационных объектов.
3. Проверка всех типов аeronавигационных объектов на соответствие спецификации ARINC 424.
4. Формирование результирующей навигационной базы данных в бортовом формате и создание отчета о конвертации.

При загрузке входного файла выполняется проверка длины его строк и корректность заголовка, в том числе контрольной суммы.

После запуска программы файл считывается построчно. Каждая запись идентифицируется по типу навигационного объекта и региону ИКАО. На этом этапе применяются заданные пользователем критерии фильтрации. Из общего массива данных исключаются:

а. Навигационные объекты, типы которых не поддерживаются системой самолетовождения самолетов семейства МС-21 (такие, как TACAN (Tactical Air Navigation System) – система, используемая воздушными судами военного назначения);

б. Объекты, не принадлежащие к выбранным для конвертации регионам ИКАО.

Затем все необходимые для системы самолетовождения самолетов семейства МС-21 данные о фильтрованных навигационных объектах проверяются на соответствие спецификации ARINC 424.

На завершающем этапе генерируется файл навигационной базы данных в бортовом формате, а также создается детальный отчет о проведенной конвертации, содержащий информацию о количестве обработанных записей и примененных фильтрах.

Файл бортового формата представляет собой бинарный файл, объем которого в три раза меньше объема аналогичного файла в формате в соответствии с ARINC 424, а навигационные объекты в нем хранятся таким образом, чтобы обеспечить наиболее эффективный поиск по файлу. Эти особенности являются критически важными при использовании файлов на борту воздушных судов.

Интерфейс программного обеспечения (рисунок 1) разработан для решения трех основных подзадач: управления входными данными, определения конфигурации выходного файла и контроля процесса преобразования и состоит из трех основных блоков:

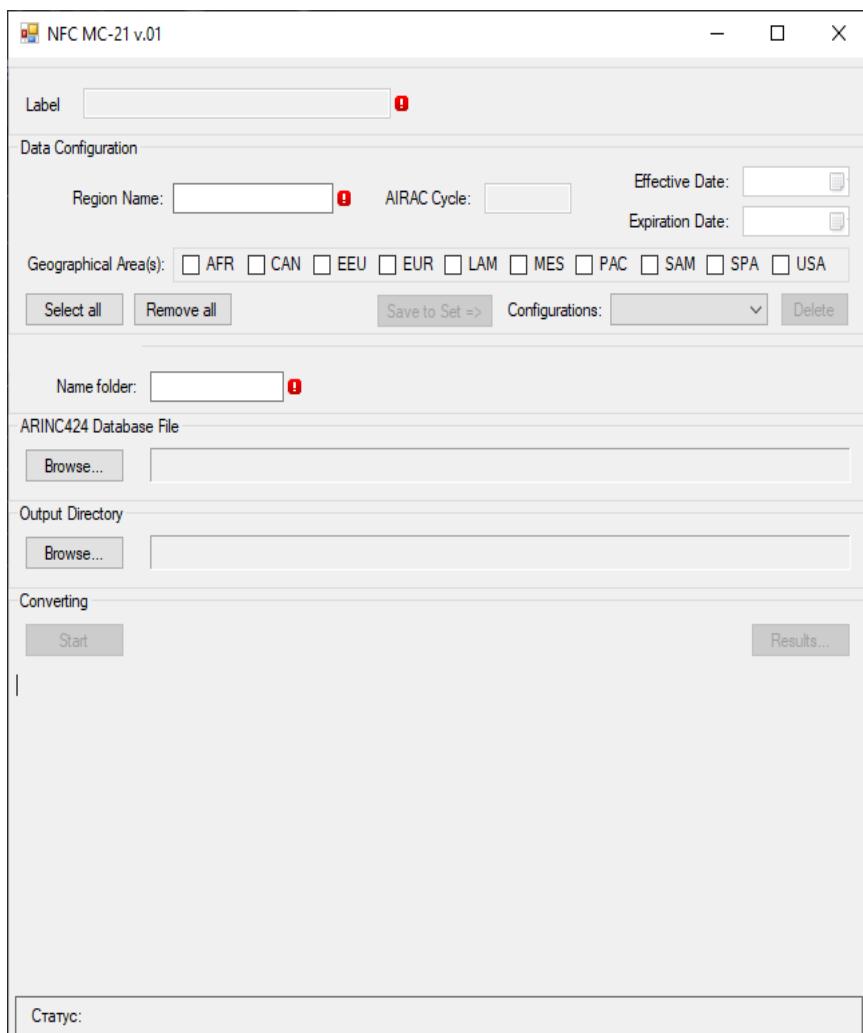


Рисунок 1 – Интерфейс программного обеспечения
«Конвертер навигационных баз данных»

1. Блок управления и проверки входных данных:

а. Выбор исходного файла («ARINC424 Database File»). Позволяет пользователю выбрать исходный файл для конвертации.

б. Проверка корректности исходного файла. Поля «AIRAC Cycle» (цикл AIRAC), «Effective Date» (дата начала цикла) и «Expiration Date» (дата окончания цикла) автоматически отображают ключевые данные из заголовка выбранного файла, позволяя пользователю визуально убедиться в его актуальности и корректности до начала обработки.

2. Блок конфигурации выходного файла и фильтрации данных:

а. Выбор географических зон («Geographical Area(s)»). В данном разделе реализован выбор регионов ИКАО (например, EEU – Восточная Европа, EUR – Европа) для включения в бортовую навигационную базу данных только тех данных, которые необходимы для полетов в выбранных регионах.

б. Управление конфигурациями регионов. Кнопки «Select all» для выбора всех регионов в конфигурацию, «Remove all» – для отмены выбора всех регионов из конфигурации, кнопка сохранения конфигурации («Save to Set»), выпадающий список сохраненных конфигураций «Configurations», а также кнопка «Delete» – для удаления конфигурации из памяти программы обеспечивают эффективную работу с частыми сценариями фильтрации.

с. Формирование имени выходного файла. Поле «Label», где отображается автоматически генерируемое наименование выходного файла на основе исходного файла в формате ARINC 424 и заполненного поля «Region name», обеспечивает стандартизированное, но гибкое именование выходного файла в соответствии с требованиями системы самолетовождения.

3. Блок управления процессом конвертации:

а. Запуск и мониторинг. Кнопки «Start» и «Results...» в области «Converting» инициируют процесс и предоставляют доступ к результатам. Поле «Статус» информирует пользователя о ходе выполнения операций.

б. Структурирование выходных данных. Поля «Output Directory» и «Name folder» позволяют задать путь к папке с выходными файлами и ее имя.

Таким образом, с помощью программного обеспечения «Конвертер навигационного формата» покрывается большая часть процесса обеспечения самолетов семейства МС-21 аeronавигационной информацией, а именно, реализуются этапы сбора, преобразования и отбора аeronавигационной информации.

Определение метода проведения процесса валидации и верификации аeronавигационной информации

Согласно КТ-200А, необходимо проводить валидацию и верификацию результатов каждого из этапов подготовки аeronавигационной информации, однако, так как представленное программное обеспечение реализует 3 из них, является допустимым провести валидацию и верификацию результатов только последнего этапа.

Этот процесс включает в себя доказательство того, что полученная навигационная база данных применима для использования на целевой машине (бортовой центральной вычислительной машине самолетов семейства МС-21) и что данные не были повреждены при конвертации. То есть, необходимо подтвердить, что данные в навигационной базе данных действительно представлены в бортовом формате и при этом соответствуют данным во входном файле в формате в соответствии с ARINC 424.

В соответствии с функционалом разработанного программного обеспечения и требований КТ-200А, верификация и валидация результатов этапов сбора, преобразования и отбора аeronавигационной информации в рамках процесса обеспечения аeronавигационной информацией самолетов семейства МС-21 может быть обеспечена тремя способами:

1. Верификация программного обеспечения «Конвертер навигационного формата» путем его модульного и интеграционного тестирования;
2. Ручная валидация и верификация аeronавигационной информации;
3. Валидация и верификация аeronавигационной информации приложением.

Так как «Конвертер навигационного формата» создает файлы, загружаемые на борт воздушного судна, требования к его верификации являются достаточно строгими. Этот способ потребовал бы разработку большого объема дополнительной программной документации, а также выполнение модульного и интеграционного тестирования, которые являются крайне трудозатратными. Однако, этот способ имеет важное преимущество: верификация программного обеспечения гарантировала бы, что все его выходные данные являются корректными. То есть, валидация и верификация выходных данных конвертера была бы необязательной, что удобно для конечного пользователя.

При ручной валидации и верификации аeronавигационной информации не требуется разрабатывать дополнительную программную документацию и отсутствуют затраты на разработку программного обеспечения, но способ имеет существенные недостатки, а именно:

1. Ресурсозатратность (требует много времени и труда);
2. Высокая вероятность человеческих ошибок при анализе больших объемов данных;
3. Необходимость повторного проведения валидации и верификации для каждого нового набора данных;
4. Требование высокой квалификации специалистов, реализующих этот процесс.

Перечисленные недостатки делают ручную реализацию процесса валидации и верификации аeronавигационной информации крайне неэффективной и затратной.

В свою очередь, создание инструмента для валидации и верификации выходных данных процесса разработки аeronавигационной информации позволило бы устраниТЬ большинство недостатков ручного способа – процесс

был бы автоматизирован и лишен риска ошибок из-за человеческого фактора, а использование инструмента не потребовало бы от пользователя каких-либо специализированных знаний. Более того, квалификация такого инструмента требует значительно меньше времени и ресурсов, чем верификация программного обеспечения «Конвертер навигационного формата», так как задача этого инструмента – проверка выходных и исходных файлов на соответствие, и требования к его квалификации значительно ниже, чем к верификации программного обеспечения «Конвертер навигационного формата». Из недостатков этого метода можно выделить тот факт, что, как и при ручном способе, валидацию и верификацию необходимо было бы повторять для каждого набора данных.

Инструмент «Валидация и верификация навигационных баз данных»

В результате анализа преимуществ и недостатков каждого из способов валидации и верификации аeronавигационной информации был выбран способ валидации и верификации приложением. Разработано соответствующее программное обеспечение Инструмент «Верификация и валидация навигационных баз данных бортового формата».

Основная задача данного инструмента – проведение валидации и верификации навигационной базы данных. В рамках валидации файл навигационной базы данных проверяется на соответствие требованиям к системе самолетовождения, то есть, проверяется, что использование файла на бортовом вычислителе самолетов семейства МС-21 допустимо, а в рамках верификации проверяется, что все данные о навигационных объектах, содержащиеся в файле бортового формата, соответствуют данным в исходном файле формата ARINC 424, то есть выполняется проверка на искажение данных при конвертации.

Алгоритм работы инструмента включает следующие основные шаги:

1. Проверка входных данных на соответствие своим форматам;
2. Проверка соответствия бортовой навигационной базы данных и навигационной базы данных стандартного формата в соответствии с ARINC 424 (соответствие информации, хранящейся в их заголовках);
3. Валидация бортовой навигационной базы данных;
4. Конвертация данных в унифицированный формат, отличный от бортового формата и ARINC 424;
5. Верификация бортовой навигационной базы данных;
6. Формирование детального отчета о проведенной валидации и верификации бортовой навигационной базы данных, в котором фиксируются все обнаруженные несоответствия с указанием их характера и местоположения в исходных данных.

Интерфейс инструмента «Валидация и верификация навигационных баз данных» (рисунок 2) организован в виде четырех разделов, созданных для максимизации эффективности взаимодействия пользователя с описанным алгоритмом:

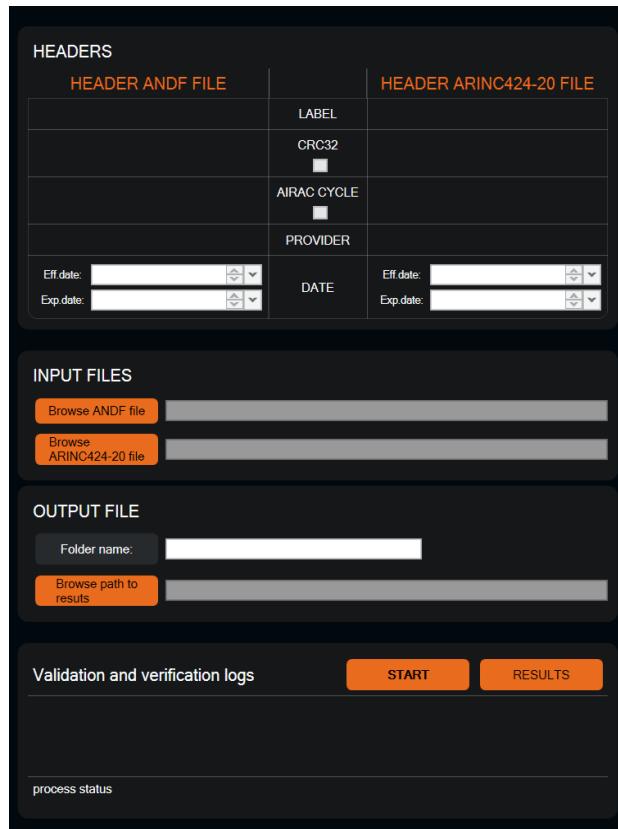


Рисунок 2 – Интерфейс инструмента «Валидация и верификация навигационных баз данных бортового формата»

1. Раздел верификации заголовков («HEADERS»).

Данная секция выполняет критически важную функцию первичного контроля. После загрузки файлов инструмент автоматически извлекает и сравнивает их служебные заголовки. В случае, если у загруженных файлов не соответствуют значения какого-либо из параметров, отображенных в данном разделе интерфейса, запуск процесса верификации и валидации будет невозможен. В разделе отображаются:

- Идентификаторы («LABEL») и поставщик данных («PROVIDER»).
- Совпадения цикла AIRAC («AIRAC CYCLE») и контрольной суммы («CRC32») между файлами подтверждаются отдельными флагами.
- Период действия: Даты начала и окончания действия набора данных («Eff. date», «Exp. date»).

2. Раздел управления исходными файлами («INPUT FILES»).

Для выбора исходных данных предназначены кнопки «Browse ANDF file» (для файла бортового формата) и «Browse ARINC424-20 file». Это обеспечивает простой и интуитивно понятный механизм загрузки.

3. Раздел настройки выходных данных («OUTPUT FILE»).

Пользователь может указать директорию для сохранения результатов проверки. Поле «Folder name» позволяет задать имя папки, а кнопка «Browse path to results» – выбрать её расположение в файловой системе, что обеспечивает гибкость и порядок при работе.

4. Раздел управления процессом и логирования («Validation and verification logs»).

Это – центральный узел управления. Кнопка «START» инициирует процесс валидации и верификации. Ход его выполнения и итоговый статус отображаются в строке состояния («Process status») и области информационных сообщений, обеспечивая обратную связь с пользователем. После завершения проверки кнопка «RESULTS» предоставляет прямой доступ к сгенерированным отчетам («Excel»-файлам с данными и логам с описанием несоответствий).

Таким образом, с помощью разработанного программного обеспечения «Инструмент валидации и верификации навигационных баз данных» выполняются процессы валидации и верификации результатов всего процесса обеспечения аeronавигационными данными самолетов семейства МС-21.

Заключение

Научная значимость работы заключается в разработке процесса обеспечения самолетов семейства МС-21 аeronавигационной информацией.

Практическая значимость работы заключается в создании двух ключевых программных продуктов: «Конвертер навигационного формата», предназначенный для преобразования, отбора и форматирования аeronавигационной информации, и инструмент «Валидация и верификация навигационных баз данных», валидирующий и верифицирующий выходные данные процесса подготовки аeronавигационной информации для загрузки на борт.

Решаемой в настоящий момент задачей является подтверждение соответствия разработанного процесса на соответствие квалификационным требованиям КТ-200А и получение соответствующего сертификата летной годности. Успешное завершение этого этапа позволит внедрить данный процесс для использования в самолетах семейства МС-21.

Библиографический список

1. *Spitzer C. R., Ferrel U., Ferrel T.* Digital Avionics Handbook. Third edition // CRC Press. – 2015. P. 24-1 – 24-10.
2. *Moir I., Seabridge A., Jukes M.* Civil Avionics Systems. Second edition // WILEY. – 2013. P. 420-427.
3. U.S. Department of Transportation. Advanced Avionics Handbook // Federal Aviation Administration. – 2009. P. 3-1 – 3-7.
4. *Albert A. Herndon, Michael Cramer, Kevin Sprong.* Analysis of advanced Flight Management Systems (FMS), flight management computer (FMC) field observations trials, radius-to-fix path terminators. // Integrated modular avionics: 2008 IEEE/AIAA 27th Digital avionics systems conference. P. 2-8.

**ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ МАКЕТНОГО
УЧЕБНО-ЛАБОРАТОРНОГО СТЕНДА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ
ЭЛЕМЕНТОВ И УЗЛОВ ЦИФРОВЫХ УСТРОЙСТВ**

Кивокурцев Александр Леонидович, канд. техн. наук
kivokurtsev_al@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье рассматривается учебно-лабораторный стенд в виде аппаратной платформы, предназначенной для изучения и исследования комбинационных и последовательных схем цифровых устройств, используемых для построения наземных и бортовых цифровых вычислительных машин. Отличительной особенностью разрабатываемого стендса является макетное поле, которое позволяет размещать для исследования практически любую интегральную микросхему малой и средней степени интеграции, а также подключать в нужной точке логические переменные, а для фиксирования результатов использовать светодиодный регистр индикации, осциллограф или другой контрольно-измерительный прибор. В статье анализируются основные подходы к изучению цифровой техники, делается вывод, что виртуальные эксперименты на компьютере и созданные на их базе стенды ограничивают изучение реальной элементной базы современной цифровой электроники, получение навыков работы со штатной контрольно-измерительной аппаратурой и, как следствие, снижают практическую направленность при подготовке авиационных специалистов в вузе.

Ключевые слова: учебно-лабораторный стенд, комбинационные и последовательные схемы, цифровые устройства, макетное поле, интегральные микросхемы, виртуальные стенды, подготовка авиационных специалистов.

**FEATURES OF DEVELOPING A PROTOTYPE EDUCATIONAL AND
LABORATORY STAND FOR INVESTIGATING DIGITAL DEVICE
COMPONENTS AND UNITS**

Kivokurtsev Alexander L., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk branch
(Irkutsk)*

Abstract. The article discusses an educational and laboratory stand designed as a hardware platform for studying and investigating combinational and sequential circuits of digital devices used in ground-based and onboard digital computing systems. A distinctive feature of the developed stand is the prototype field, which allows for the placement of virtually any integrated circuit of low and medium integration for research, and also connect logical variables at the desired point, and use an LED indicator register, oscilloscope or other measuring device to record the results. The article analyzes the main approaches to the study of digital technology, and concludes that virtual experiments on a computer and the stands created on their basis limit the study of the real element base of modern digital electronics, acquiring skills in working with standard control and measuring equipment and, as a result, reducing the practical focus in the aviation specialists training at the university.

Keywords: educational and laboratory stand, combinational and sequential circuits, digital devices, breadboard field, integrated circuits, virtual stands, aviation specialists training.

Введение

Изучение цифровой техники в авиационных высших учебных заведениях является основой для освоения таких специальных дисциплин, как «Бортовые цифровые вычислительные устройства», «Авиационные информационно-измерительные системы», «Электронные и приборные системы», «Пилотажно-навигационные комплексы», «Авионика самолетов» и других. Все это обеспечивает подготовку современных, высококачественных авиационных специалистов – электромехаников и авиоников (Документ ИКАО Doc 7192 «Руководство по обучению», часть D-1 «Техническое обслуживание воздушных судов (техник/инженер/механик)» (второе издание, 2003)).

Здесь существуют различные подходы, которые в конечном итоге после изучения теоретического курса предполагают проведение практических занятий и лабораторных работ. Для проведения лабораторных работ по техническим дисциплинам требуется специальное учебно-лабораторное оборудование, процедурные тренажеры воздушных судов, персональные компьютеры со специализированным программно-математическим обеспечением [1, 2, 3].

Для изучения цифровой техники, обучения технологии программирования микропроцессоров и микроконтроллеров сегодня используют специализированные учебно-лабораторные стенды, компьютерные программы-эмуляторы, все эти средства обучения имеют свои преимущества и недостатки [4].

В рамках данной статьи проанализируем основные подходы, рассмотрим вариант построения современного макетного учебно-лабораторного стенда для исследования и проверки работоспособности элементов и узлов цифровых устройств. Новизной данного технического решения является использование макетного поля для размещения любых интегральных микросхем малой или средней степени интеграции с целью анализа их работы. В подобных стендах вместо наборного поля размещают ограниченный набор цифровых элементов и узлов. Данный материал может быть полезен для обучающихся в авиационных вузах, для предприятий, выполняющих разработку и выпуск цифрового бортового оборудования, а также организаций по техническому обслуживанию и ремонту авиационной техники.

1 Основные подходы к изучению цифровой схемотехники

При освоении цифровой техники после изучения математических и логических основ построения цифровых устройств переходят к циклу практических занятий и выполнению лабораторного практикума. При практическом изучении цифровой схемотехники используют разные подходы: использование учебно-лабораторных стендов для исследования реальных цифровых интегральных микросхем и эмуляция их работы в специальных компьютерных программах.

При реализации первого подхода используют учебно-лабораторные стенды с нанесенными на лицевую часть обозначениями органов управления, индикации и условного графического изображения некоторых интегральных микросхем. На рисунке 1 представлен внешний вид учебно-лабораторного стенда «Основы цифровой техники».

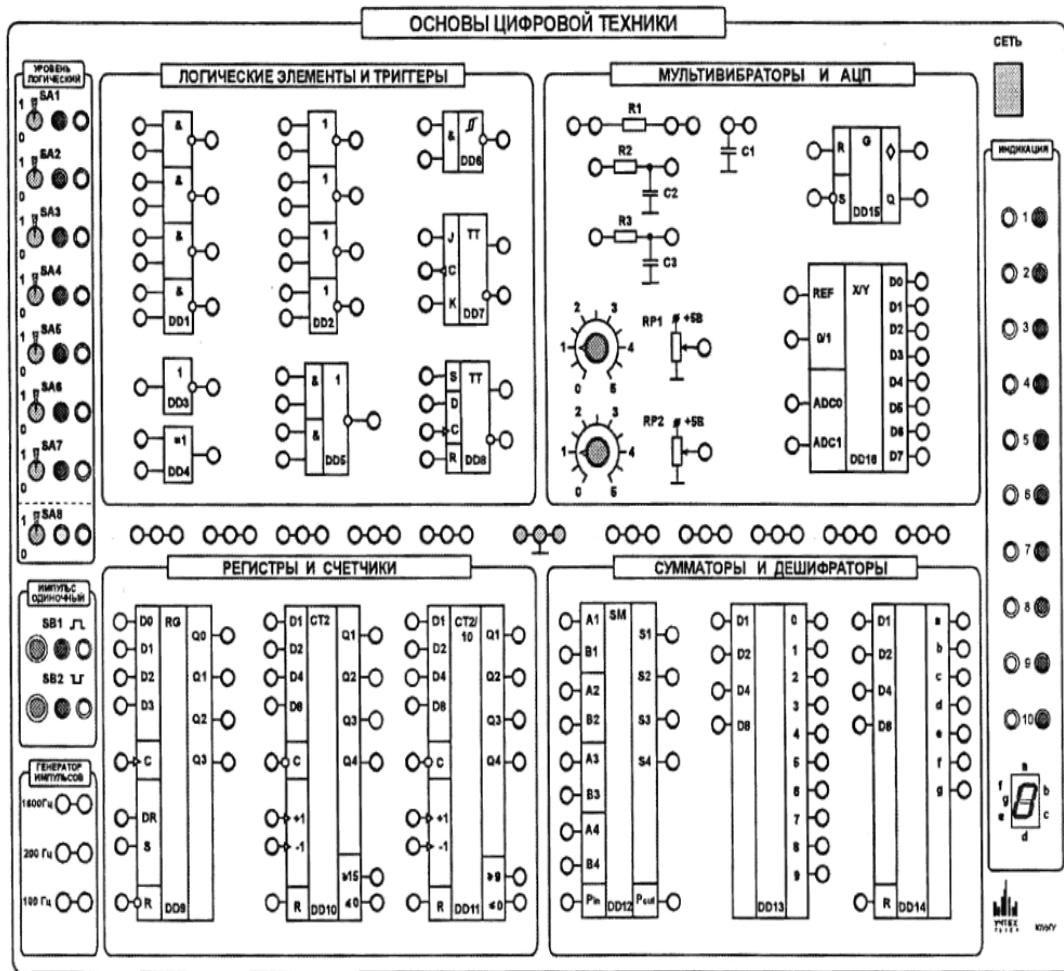


Рисунок 1 – Внешний вид учебно-лабораторного стенда
«Основы цифровой техники»

Основными модулями учебно-лабораторного стенда являются:

- 1) Расположенное слева вверху поле установки уровней логических переменных (0 или 1).
- 2) Расположенное слева внизу поле запуска одиночных импульсов и генератор тактовых импульсов частот от 100 до 1600 Гц.
- 3) Расположенные по центру поля «Логические элементы и триггеры», «Мультивибраторы и АЦП», «Регистры и счетчики» и «Сумматоры и дешифраторы», сборка схем осуществляется с помощью комплекта электрических проводов.
- 4) Расположенные справа переключатель «Сеть», десять светодиодов, отражающих текущее состояние выходов логических элементов и узлов, а также семисегментный индикатор.

Преимуществом данного подхода является наглядность представления исследуемых реальных элементов, а недостаток – ограниченность заданной элементной базы.

При втором подходе используются специальные программы-эмуляторы, например, «Electronics Workbench» (EWB), представленной на рисунке 2. Программно можно симулировать любой элемент из библиотеки программы или на основе базовых логических элементов и триггеров построить узел ЦУ.

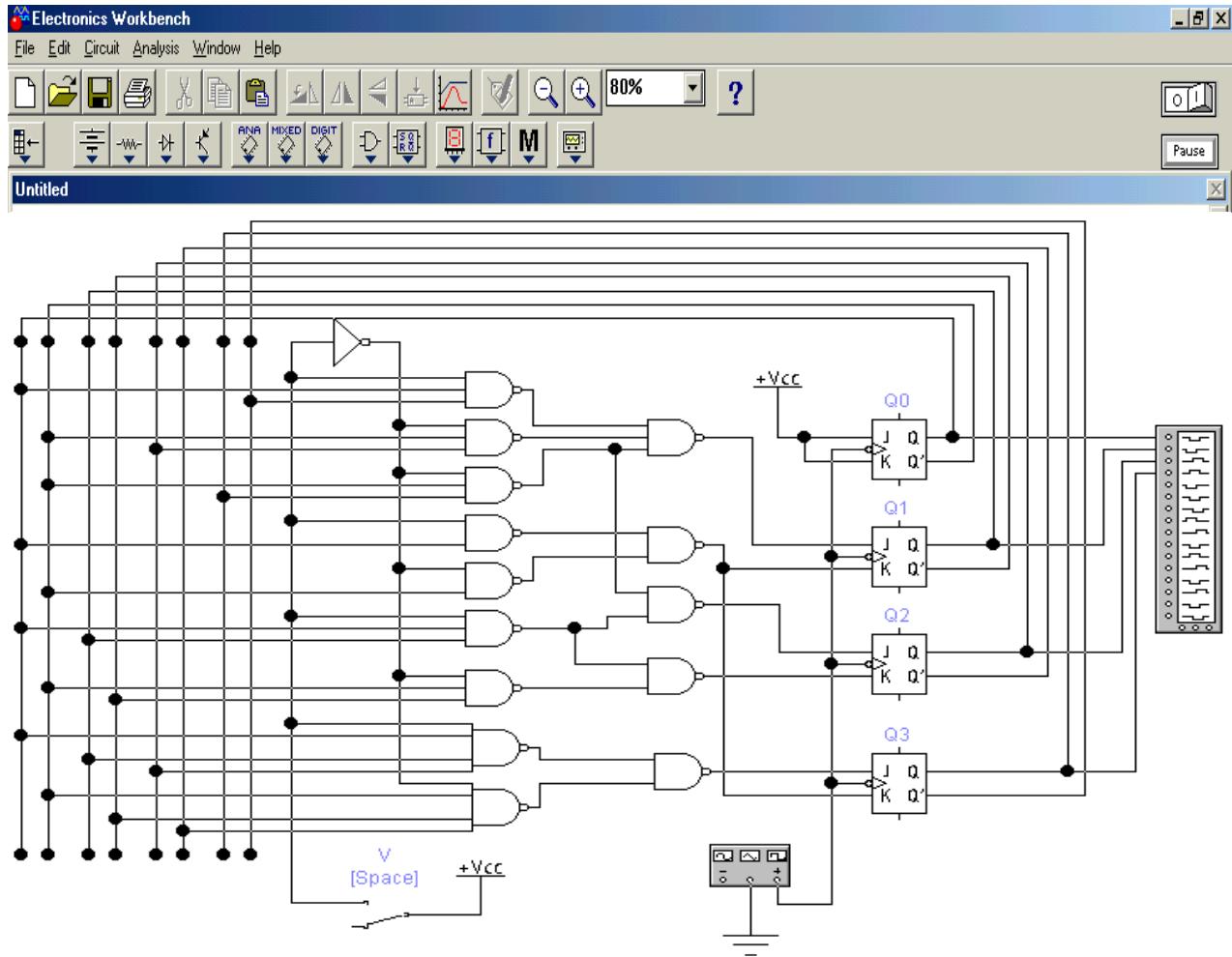


Рисунок 2 – Рабочее окно программы «Electronics Workbench» с реализацией логической схемы реверсивного десятичного счетчика

Преимуществом программы является виртуальная реализация практически любой схемы, на выбор наличие логического анализатора (временной диаграммы) или логического пробника с таблицей истинности. Недостатком является нереализованность российского ГОСТ 2.743-91 изображения элементов цифровой техники (условное графическое изображение, выполненное с использованием стандарта США), ограниченность изучения реальной элементной базы, а также получения навыков работы со штатной контрольно-измерительной аппаратурой.

2 Особенности разработки современного макетного учебно-лабораторного стенда для исследования и проверки работоспособности элементов и узлов цифровых устройств

Создание учебно-лабораторного стенда для исследования цифровых устройств предполагает решение ряда проблем. Во-первых, разработка его структуры, выбор базовых элементов, а также элементной базы для его реализации. Во-вторых, использование и модернизация существующего или разработка нового лабораторного практикума. В-третьих, реализация его минимальной стоимости, широкой области практического применения и возможности дальнейшей модернизации. Все эти особенности были учтены при разработке стенда [4, 5].

Данный учебно-лабораторный стенд разрабатывается для повышения практической направленности изучения элементов и узлов бортовых и наземных цифровых вычислительных устройств за счет использования большого количества вариантов реальных интегральных микросхем. При изучении описанных выше учебных дисциплин перечень планируемых результатов обучения включает в себя следующие знания, умения и навыки:

- знания назначения, принципа действия, устройства и работы бортовых цифровых вычислительных устройств как объектов процессов эксплуатации;
- знания алгоритмов поиска и устранения отказов и неисправностей бортовых цифровых вычислительных устройств;
- знания методов и средства контроля, диагностирования и прогнозирования технического состояния бортовых цифровых вычислительных устройств;
- знания устройства бортовых, наземно-бортовых и наземных средств контроля бортовых цифровых вычислительных устройств;
- умения осуществлять контроль, диагностирование и прогнозирование технического состояния бортовых цифровых вычислительных устройств;
- навыки способности к анализу работы бортовых цифровых вычислительных устройств в целях проведения контроля, диагностирования технического состояния бортовых цифровых вычислительных устройств;
- навыки способности к поиску и устранению отказов и неисправностей бортовых цифровых вычислительных устройств.

В учебно-лабораторном стенде предполагается разместить следующие конструктивно-функциональные модули:

- блок питания, выполняющий преобразование электропитания номиналом 220 В 50 Гц в источник постоянного тока напряжением 12 В и далее в источник питания макетной платы напряжением постоянного тока номиналом 5 В;
- макетную плату с комплектом электрических проводов, предназначенную для выполнения коммутационных соединений микросхем изучаемых цифровых устройств;
- генератор одиночных импульсов для формирования сигналов управления входами синхронизации цифровых автоматов;
- восьмиразрядный регистр ввода данных с индикацией состояния по выходам для формирования управляющих и информационных сигналов;

– двенадцатиразрядный регистр индикации на светодиодах для определения состояния выходов исследуемых элементов.

На рисунке 3 представлен проект внешнего вида разрабатываемого макетного учебно-лабораторного стенда «Основы цифровой техники».

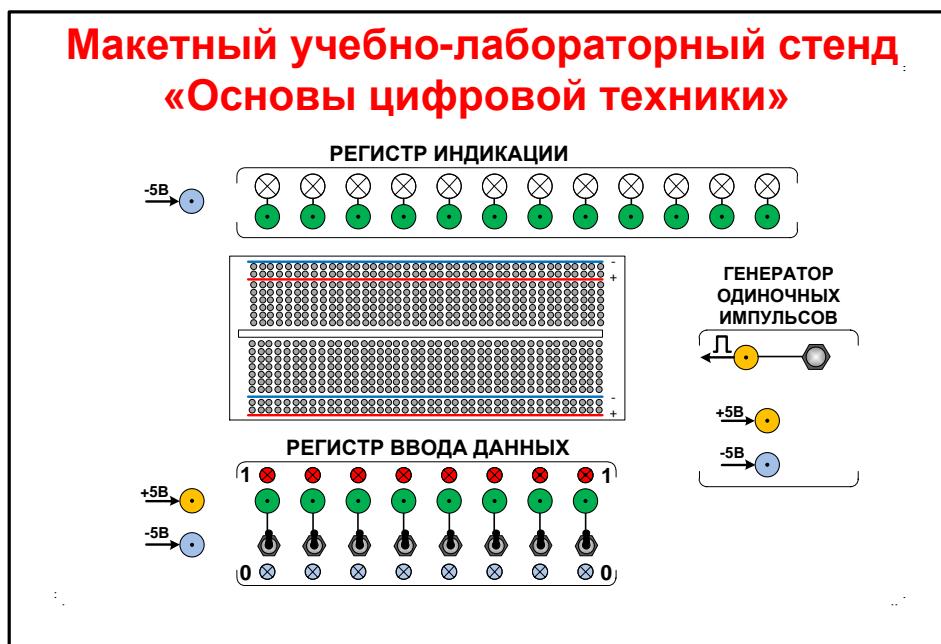


Рисунок 3 – Проект внешнего вида разрабатываемого макетного учебно-лабораторного стенда «Основы цифровой техники»

Учебно-лабораторный стенд разрабатывается для самостоятельной коммутации обучающимися интегральных микросхем элементов и узлов цифровых устройств за счет соединения с помощью комплекта электрических проводов цепей питания, их входов, выходов с информационными, управляющими сигналами регистров ввода данных, а также индикации состояния объектов исследования с помощью регистра индикации. Данный стенд планируется использовать для изучения, исследования и при необходимости контроля работоспособности базовых логических элементов (схемы «2И-НЕ», «2ИЛИ-НЕ»), триггеров, либо построение на их основе любых цифровых логических схем и устройств. Также есть возможность изучения логики работы типовых узлов цифровых устройств (регистров, счетчиков, сумматоров, дешифраторов, коммутаторов, преобразователей кодов, схем контроля и других). Исследование цифровых автоматов обеспечивается за счет применения схемы генератора одиночных прямоугольных импульсов.

3 Пример методики анализа работы и исследования элементов и узлов цифровых устройств с помощью разрабатываемого учебно-лабораторного стенд

Анализ работы логических элементов заключается в сборке электрических схем подключения микросхем логических элементов, подаче входных сигналов и получении на выходе значений логических функций в

соответствии с функциональным предназначением исследуемой интегральной микросхемы.

Пример 1: Собрать логические схемы, представленные на рис. 4 а, б. Подавая информационные сигналы X_1 и X_2 с тумблерного регистра ввода данных, проанализировать работу логических элементов «2И-НЕ», «2ИЛИ-НЕ». Заполнить таблицу отчета в рабочей тетради, аналогичную таблице 1.

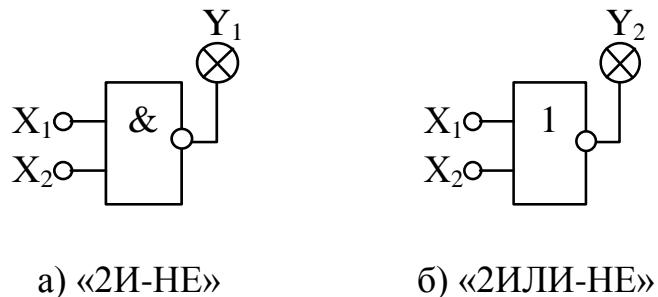
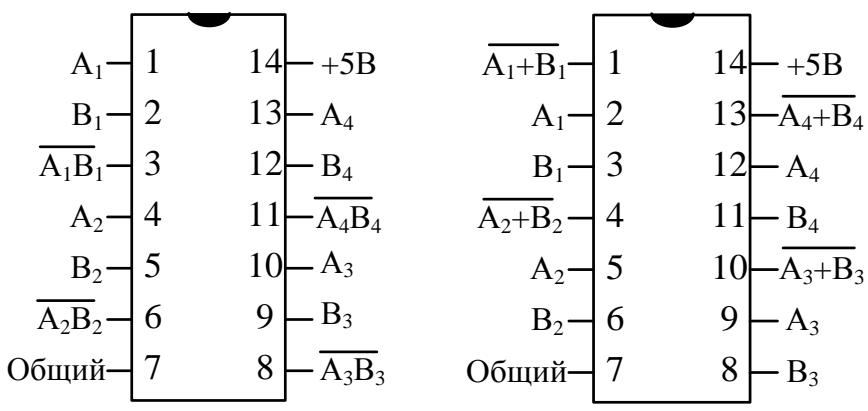


Рисунок 4 – Схемы сборки логических элементов

Назначение выводов микросхем представлено на рисунке 5 а, б.



а) $4 \times 2\text{И-НЕ}$ (155ЛА3) б) $4 \times 2\text{ИЛИ-НЕ}$ (155ЛЕ1)

Рисунок 5 – Назначение выводов интегральных микросхем логических элементов

Практические рекомендации:

1) Нумерация выводов микросхем, как правило, выполняется по периметру корпуса, начиная слева, против часовой стрелки. Для обозначения начала отсчета нумерации выводов на корпусе микросхемы наносится метка. Меткой может быть углубление в корпусе в форме окружности или полуовала, как показано на рисунке 4 а, б.

2) Для обеспечения работы микросхем требуется подключение питающего напряжения по входу «+5V», а также заземление микросхемы выводом «Общий».

Таблица 1 – Таблицы истинности базовых элементов цифровых устройств

X₁	X₂	2И-НЕ	2ИЛИ-НЕ
		Y₁(рис. 4а)	Y₂(рис. 4б)
0	0		
0	1		
1	0		
1	1		

Аналогично рассмотренной выше методике можно реализовать исследование узлов цифровых устройств, например, последовательно-параллельных регистров или счетчиков. Особенностью методики является использование генератора одиночных импульсов для реализации дискретных моментов времени и фиксирования состояния элементов схемы [6, 7].

Заключение

Анализ основных подходов к изучению цифровой схемотехники показал, что виртуальные эмуляторы и созданные на их базе стенды ограничивают изучение реальной элементной базы современной цифровой электроники, получение навыков работы со штатной контрольно-измерительной аппаратурой, что приводит к снижению практической направленности при подготовке авиационных специалистов в вузе.

Предлагаемая при разработке учебно-лабораторного стенда по исследованию элементов и узлов идея использования макетного поля для размещения любых интегральных микросхем малой или средней степени интеграции является перспективной, расширяющей его практическое использование.

Библиографический список

1. Алексеенко А. В. Педагогические условия формирования профессиональной компетентности будущих инженеров в условиях лабораторного практикума / А. В. Алексеенко, А. Е. Алексеенко, И. В. Костин // Преподаватель XXI век. – 2019. – № 1-1. – С. 159-170. – EDN LXQLFQ.
2. Ширшова Т. А. Лабораторные работы как средство мотивации и активизации учебной деятельности учащихся / Т. А. Ширшова, Т. А. Полякова // Омский научный вестник. – 2015. – № 4(141). – С. 188-190. – EDN UKTXZH.
3. Кивокурцев А. Л. Проблемы и перспективы применения интегральной модульной авионики в комплексах бортового оборудования / А. Л. Кивокурцев // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : Сборник трудов VIII Всероссийской с международным участием научно-практической конференции, Иркутск, 14–16 октября 2019 года. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2019. – С. 62-67. – EDN SCZJSD.
4. Фомин Е. Н. Обзор учебно-лабораторных стендов для выполнения лабораторных работ на основе микропроцессоров и микроконтроллеров / Е. Н. Фомин // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : сборник материалов VIII Международной научно-практической конференции, посвященной Дню космонавтики : в 3 т., Красноярск, 11–15

апреля 2022 года. Том 2. – Красноярск: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования "Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева", 2022. – С. 235-238. – EDN НТНРДИ.

5. Болбуков Д. Е. Аппаратная платформа для изучения цифровой схемотехники на основе световодов / Д. Е. Болбуков, А. Е. Карелин // Доклады Томского государственного университета систем управления и радиоэлектроники. – 2025. – Т. 28, № 2. – С. 160-165. – DOI 10.21293/1818-0442-2025-28-2-160-165. – EDN CKVPCE.

6. Пухальский Г. И. Проектирование дискретных устройств на интегральных микросхемах: Справочник / Г. И. Пухальский, Т. Я. Новосельцева – М.: Радио и связь, 1990. – 303 с.

7. Пухальский Г. И. Цифровые устройства / Г. И. Пухальский, Т. Я. Новосельцева. – СПб. : Политехника, 1996. – 885 с.

УДК 620.9

ОСОБЕННОСТИ РАСЧЕТА ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ТРАНСФОРМАТОРОВ С ВРАЩАЮЩИМСЯ МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ

Мишин Сергей Владимирович, канд. техн. наук
sv_mishin@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Экспериментально обоснованы особенности расчета элементов конструкции трансформаторов с вращающимся магнитным полем. На основе выявленных закономерностей сформулированы рекомендации, необходимые для учета при расчете элементов конструкции таких трансформаторов, предназначенных для регулирования либо стабилизации выходного напряжения.

Ключевые слова: магнитопровод, ярмо, магнитный шунт, торoidalная обмотка, барабанная обмотка, трансформатор с вращающимся магнитным полем.

FEATURES OF CALCULATING STRUCTURAL ELEMENTS OF TRANSFORMERS WITH A ROTATING MAGNETIC FIELD

Mishin Sergei V., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. The features of calculating the structural elements of transformers with a rotating magnetic field have been experimentally validated. Based on the identified regularities, recommendations are formulated that must be taken into account when designing and calculating the structural components of such transformers intended for output voltage regulation or stabilization.

Keywords: magnetic core, yoke, magnetic shunt, toroidal winding, drum winding, transformer with a rotating magnetic field.

Введение

В научно-технической литературе известны новые конструкции трансформаторов с вращающимся магнитным полем [1, 2, 3]. В данной работе экспериментально обоснованы основные закономерности, а также даны рекомендации, которые необходимо учитывать при расчете элементов конструкции таких трансформаторов, предназначенных для регулирования либо стабилизации выходного напряжения.

Основная часть

На рис. 1 изображен разрез конструкции регулируемого трансформатора с первичной W_1 и вторичной W_2 трехфазными обмотками. Обе они барабанные и размещены в пазах первичного 1 и вторичного 3 ярма цилиндрического магнитопровода [1]. В пазах средней части ярма магнитопровода 2 размещены витки тороидальной обмотки подмагничивания W_{on} . Эта обмотка предназначена для подмагничивания средней части ярма магнитопровода, выполняющего функцию магнитного шунта.

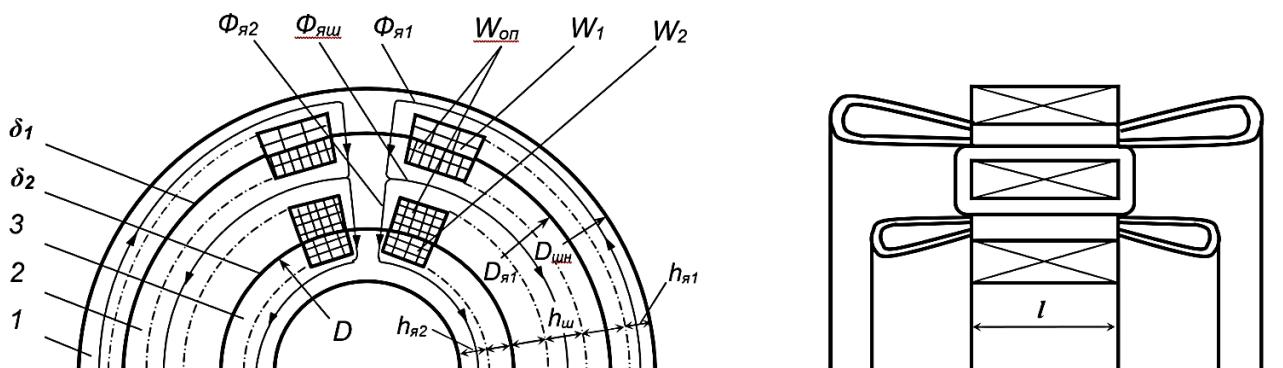


Рисунок 1 – Конструкция с промежуточным магнитным шунтом

Как и у обычной электрической машины, здесь расчетными размерами магнитопровода являются диаметр D и толщина шихтованного пакета l . На рис. 1 показаны средние линии магнитного потока в наружном ярме $\Phi_{я1}$, в промежуточном магнитном шунте $\Phi_{яш}$ и во внутреннем ярме магнитопровода $\Phi_{я2}$. Для уменьшения основных размеров и массы магнитопровода трансформатора его первичная и вторичная обмотки могут выполняться двухполюсными.

Экспериментально установлено, что для обеспечения достаточно широкого диапазона регулирования вторичного напряжения изменением магнитного потока $\Phi_{я2}$, сцепленного с вторичной обмоткой при минимальном токе подмагничивания шунта, зазор между зубцами внутренней и промежуточной частью магнитопровода δ_2 должен быть в 3-4 раза больше, чем небольшой технологический зазор $\delta_1=0,03-0,05$ мм между зубцами внешней и промежуточной частей. В этом случае при очень малом токе в обмотке подмагничивания шунта и одинаковых радиальных размерах внутреннего ярма

$h_{я2}$ и шунта $h_{ш}$ около 80% магнитного потока внешнего ярма $\Phi_{я1}$ замыкается через шунт и только около 20% – через внутреннее ярмо. Поэтому индуцируемые в фазах вторичной обмотки ЭДС составляют около 20% своих максимальных значений, т.к. $\Phi_{ш\ макс} \approx 0,8 \Phi_{я1}$, а $\Phi_{я2\ мин} \approx 0,2 \Phi_{я1}$.

При максимальном токе в обмотке подмагничивания шунта его магнитное сопротивление вследствие сильного насыщения постоянным током очень велико, поэтому $\Phi_{ш\ мин} \approx 0,04 \Phi_{я1}$, а $\Phi_{я2\ макс} \approx 0,96 \Phi_{я1}$.

Величина магнитного потока $\Phi_1 = 2\Phi_{я1}$, сцепленного с первичной обмоткой, при неизменной величине напряжения на зажимах первичной обмотки U_1 , практически постоянна, если не учитывать изменения небольшой величины потери напряжения в сопротивлениях обмотки. Из этого следует, что диапазон изменения магнитного потока, сцепленного со вторичной обмоткой барабанного типа $\Phi_2 = 2\Phi_{я2}$, и индуцируемых им ЭДС в фазах вторичной обмотки $E_{ф2}$ в рассматриваемом случае равен:

$$D = \frac{E_2\ макс}{E_2\ мин} = \frac{\Phi_2\ макс}{\Phi_2\ мин} = 4,8.$$

Для более точного определения диапазона изменения магнитного потока Φ_2 и ЭДС E_2 надо использовать равенство намагничающих сил (НС), действующих одновременно на магнитный шунт и на цепь, по которой замыкается поток Φ_2 , сцепленный с вторичной обмоткой трансформатора:

$$L_{ш}H_{ш} = 2h_{3ш}H_{ш} + 1,6\delta_2B_{32}10^4 + 2h_{32}H_{32} + L_{я2}H_{я2}.$$

Расчет диапазона регулирования вторичного напряжения производится по методу последовательного приближения. Задавшись требуемым отношением магнитных потоков $\frac{\Phi_{ш\ макс}}{\Phi_{я2\ мин}}$, при известных размерах участков магнитных цепей вычислим величины магнитных индукций $B_{ш}$, $B_{3ш}$, B_{32} , $B_{я2}$ и найдем соответствующие значения $H_{ш}$, $H_{3ш}$, H_{32} , $H_{я2}$ по таблицам для выбранного сорта трансформаторной стали. Если после подстановки значений H_i равенство не выполняется, то на втором этапе расчета изменяем в соответствующую сторону отношение $\frac{\Phi_{ш\ макс}}{\Phi_{я2\ мин}}$.

Увеличение зазора между зубцами внутренней и промежуточной частей магнитопровода δ_2 до 0,1-0,15 мм вызывает некоторое увеличение реактивного тока и уменьшение $\cos\varphi_1$, поэтому вместо увеличения зазора δ_2 , как показано ниже, можно применять на вторичном ярме магнитопровода тороидальную обмотку для подмагничивания ярма выпрямленным током с целью большего вытеснения врачающегося магнитного потока $\Phi_{я2}$. Для этого требуется сравнительно небольшая НС обмотки подмагничивания, в 6-8 раз меньшая НС обмотки подмагничивания шунта, поэтому для размещения ее витков в общих пазах вместе со вторичной обмоткой требуется небольшая площадь сечения пазов.

Для расчета основных размеров магнитопровода регулируемого трансформатора (D и l), его магнитной цепи, а также первичной и вторичной обмоток барабанного типа с укороченным шагом можно использовать достаточно хорошо отработанную методику расчета асинхронной машины с трехфазной обмоткой на роторе.

Более сложными являются расчет индуктивных сопротивлений рассеяния первичной и вторичной обмоток с учетом влияния магнитного шунта, а также расчет необходимой максимальной НС $F_{\text{оп}}$ для достаточно полного вытеснения вращающегося магнитного потока из шунта.

В ходе работы была изготовлена и экспериментально исследована действующая модель регулируемого трансформатора с шихтованным магнитопроводом. Ее внешний вид представлен на рис. 2.



Рисунок 2 – Внешний вид разработанной модели

Установлено, что для достаточного вытеснения вращающегося магнитного потока из шунта максимальная напряженность поля, создаваемая выпрямленным током обмотки подмагничивания шунта $H_{\text{ш макс}}$, должна быть приблизительно на 20-30% больше максимальной линейной нагрузки тока первичной обмотки A_1 :

$$H_{\text{ш макс}} \approx 1,3A_{1 \text{ макс}} = \frac{2,6m_1 W_{\phi 1} I_{\phi 1 \text{ макс}}}{3,14D_{\text{ш сп}}}$$

или

$$F_{\text{оп макс}} \approx 3,14D_{\text{ш сп}} H_{\text{ш макс}} = 2,6m_1 W_{\phi 1} I_{\phi 1 \text{ макс}}.$$

Задавшись величиной тока в обмотке подмагничивания шунта $I_{\text{оп макс}}$, найдем число витков тороидальной обмотки подмагничивания шунта $W_{\text{оп}} = \frac{F_{\text{оп макс}}}{F_{\text{оп мин}}}$ и число витков в одной секции

$$W_c = \frac{W_{\text{оп}}}{z}.$$

Числа витков во всех секциях тороидальной обмотки подмагничивания должны быть одинаковыми, а число пазов в магнитопроводе трансформатора z должно удовлетворять условиям выполнения симметричной первичной трехфазной и вторичной многофазной или трехфазной обмоток. Если $p=1$, то $z=2m_1q_1=2m_2q_2$, где q_1 и q_2 – целые числа.

При расчете индуктивных сопротивлений рассеяния первичной и вторичной обмоток барабанного типа проводимость лобового рассеяния можно вычислять по формулам, применяемым при расчете асинхронных машин. Проводимостью дифференциального рассеяния можно пренебречь, т.к. зубцы внешней части магнитопровода совпадают с зубцами магнитного шунта, которые также совпадают с зубцами внутренней части магнитопровода. Для расчета пазовой проводимости можно использовать упрощенную формулу:

$$\lambda_{\text{п1}} = \frac{h_{\text{п1}}}{3b_{\text{п1 ср}}} + \frac{h_{\text{пш}}}{3b_{\text{пш ср}}},$$

где $h_{\text{п1}}$ и $h_{\text{пш}}$ – глубина пазов, а $b_{\text{п1 ср}}$ и $b_{\text{пш ср}}$ – средняя ширина пазов соответственно на внешней части составного магнитопровода и на внешней поверхности промежуточного магнитного шунта. Пазовая проводимость для вторичной обмотки вычисляется по аналогичной формуле:

$$\lambda_{\text{п2}} = \frac{h_{\text{п2}}}{3b_{\text{п2 ср}}} + \frac{h_{\text{пш}}}{3b_{\text{пш ср}}}.$$

Основным потоком рассеяния в регулируемом трансформаторе с магнитным шунтом является вращающийся магнитный поток, замыкающийся через шунт $\Phi_{\text{ш}}$. Величина этого потока зависит от степени насыщения шунта постоянным потоком тока обмотки подмагничивания шунта, т.е. от напряженности поля $H_{\text{ш}}$. Влияние магнитного потока $\Phi_{\text{ш}}$ учитывается отдельно одновременно с расчетом рабочего магнитного потока $\Phi_2=\Phi_2-\Phi_{\text{ш}}$, сцепленного со вторичной обмоткой.

В трансформаторе с промежуточным магнитным шунтом (см. рис. 1) первичная трехфазная обмотка, размещаемая в пазах внешней части магнитопровода, должна выполняться обязательно в виде обычной барабанной двухслойной или однослойной обмотки. Большой недостаток такого решения состоит в том, что при двухполюсной первичной обмотке длина ее лобовых частей, пропорциональная диаметру окружности, получается относительно большой. Как результат – увеличиваются осевой размер конструкции и расход меди на первичную обмотку.

Еще один недостаток такой конструкции – то, что рабочий магнитный поток $\Phi_2=2\Phi_{\text{я2}}$ должен проходить через насыщенный постоянным потоком

магнитный шунт. Из-за этого существенно увеличивается реактивная составляющая потребляемого тока, а $\cos\varphi_1$ снижается до 0,8-0,83.

Для устранения указанных недостатков разработан вариант трансформатора с внешним размещением магнитного шунта. В этом случае первичная обмотка W_1 может выполняться тороидальной и размещаться во внешних и внутренних пазах средней части магнитопровода [2]. Вторичная обмотка W_2 размещается в пазах внутренней части составного магнитопровода и может быть как тороидальной, так и барабанной (рис. 3).

Тороидальная первичная трехфазная обмотка W_1 сцеплена с магнитным потоком ярма $\Phi_{я1}$, который вдвое меньше магнитного потока Φ_1 , сцепленного с первичной обмоткой барабанного типа (см. рис. 1), поэтому число витков в фазе тороидальной обмотки должно быть вдвое большим, чем в барабанной обмотке. Вследствие этого тороидальная обмотка имеет большее индуктивное сопротивление, чем барабанная обмотка при одинаковых основных размерах магнитопровода. Однако тороидальная обмотка имеет значительно меньший вылет лобовых частей в осевом направлении, не превышающий глубины паза, а общая длина витков тороидальной обмотки при $l \leq D$ меньше длины одного витка барабанной обмотки [3], поэтому расход меди на тороидальную обмотку меньше, чем на барабанную.

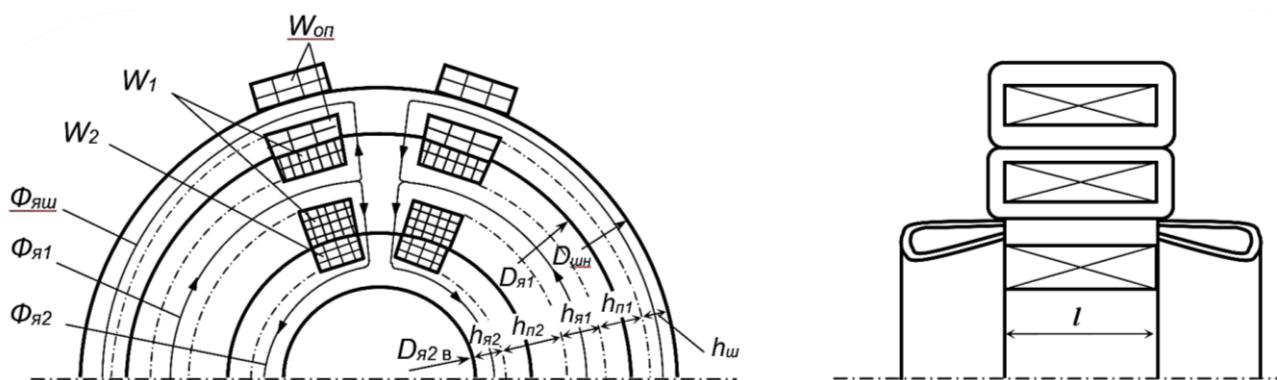


Рисунок 3 – Конструкция с внешним магнитным шунтом

Выполнение регулируемого трансформатора с внешним магнитным шунтом (см. рис. 3) и барабанной первичной трехфазной обмоткой на средней части невозможно, т.к. в этом случае внешний магнитный шунт превращается в дополнительное ярмо для магнитного потока. Подмагничивание дополнительного (параллельного) ярма вызывает лишь увеличение реактивной составляющей тока в первичной обмотке, а величины магнитных потоков Φ_1 и Φ_2 почти не изменяются, если не учитываются изменения относительно небольшой потери напряжения в первичной обмотке.

Эффект уменьшения влияния высших гармоник ЭДС, достигаемый в двухслойной обмотке барабанного типа с укороченным шагом, может быть получен и в тороидальной обмотке, если выполнить ее фазы из двух одинаковых частей, смещенных по окружности на 1-2 пазовых шага, и соединить последовательно.

На рис. 4 изображены векторные диаграммы регулируемого трансформатора с магнитным шунтом и обмоткой подмагничивания шунта. Здесь в случаях а) и б) имеет место холостой ход, а на рис. 4, в – номинальная нагрузка. Значение напряженности в магнитном шунте указано в рамке под каждым рисунком.

Общая масса активных металлов опытного образца регулируемого трансформатора, выполненного из обычной трансформаторной стали, мощностью 3 кВА равна 4,5 кг.

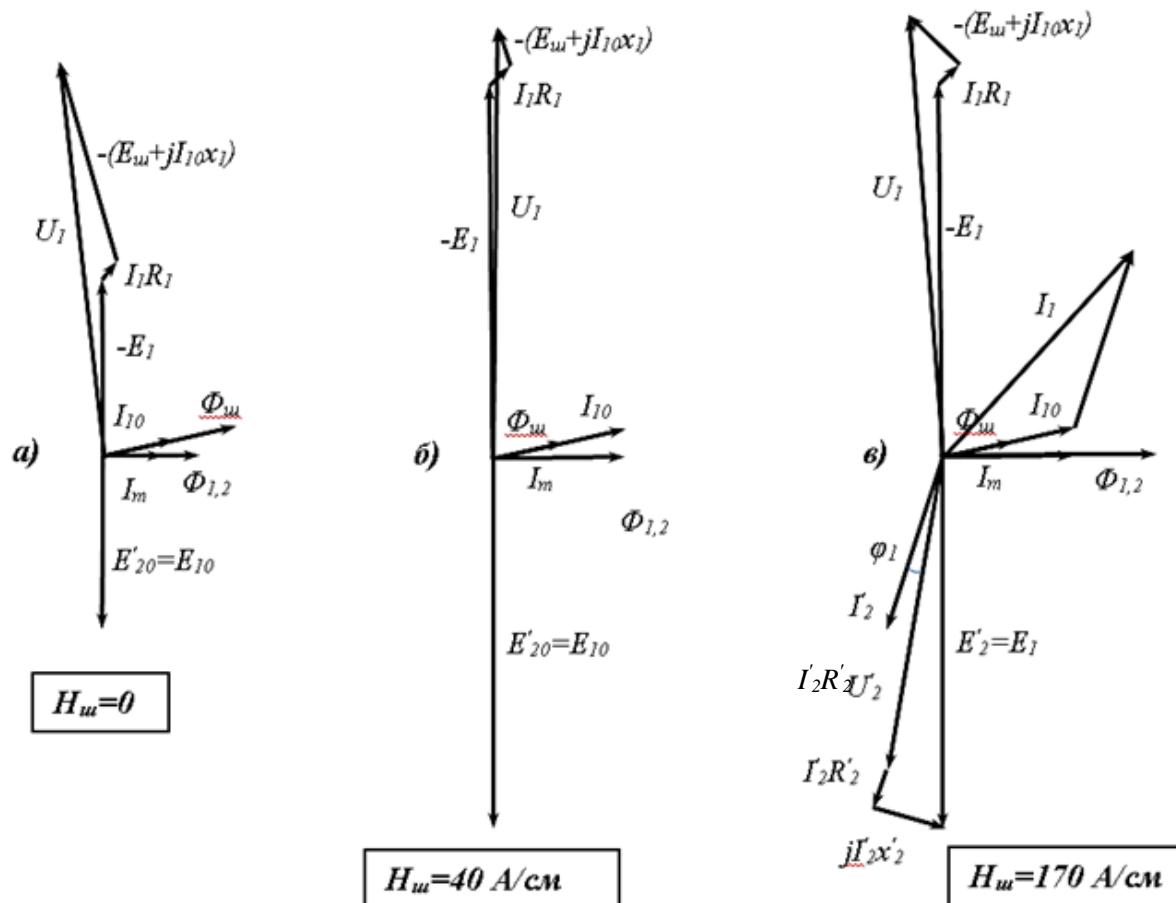


Рисунок 4 – Векторные диаграммы регулируемого трансформатора с магнитным шунтом

Выводы

1. Вариант регулируемого трансформатора с внешним магнитным шунтом имеет более высокие энергетические характеристики, так как имеет КПД и $\cos\varphi_1$ на 2-3% больше, чем у трансформатора с промежуточным магнитным шунтом.
2. Технология производства регулируемых трансформаторов с магнитопроводом из круглых штампованных листов с пазами и сравнительно небольшим центральным круглым отверстием сложнее и предполагает повышенный расход трансформаторной стали. Так при штамповке круглых листов с пазами и внутренним отверстием более 30% трансформаторной стали

превращается в отходы. Поэтому следует отдать предпочтение конструкциям трансформаторов, выполненным на витых ленточных магнитопроводах, с использованием современного высокотехнологичного оборудования [4, 5].

Библиографический список

1. Авторское свидетельство № 1070615 А1 СССР, МПК H01F 29/14. Регулируемый трансформатор с вращающимся магнитным полем : № 3290496 : заявл. 20.05.1981 : опубл. 30.01.1984 / М. М. Красношапка, Г. А. Коваленко, Д. М. Красношапка ; заявитель ИНСТИТУТ ЭЛЕКТРОДИНАМИКИ АН УССР. – EDN PRPAXQ.
2. Авторское свидетельство № 1179488 А1 СССР, МПК H02K 17/30. Регулируемый асинхронный двигатель : № 3725909 : заявл. 12.04.1984 : опубл. 15.09.1985 / М. М. Красношапка, Г. А. Коваленко, Д. М. Красношапка ; заявитель ИНСТИТУТ ЭЛЕКТРОДИНАМИКИ АН УССР, КИЕВСКОЕ ВЫСШЕЕ ВОЕННОЕ АВИАЦИОННОЕ ИНЖЕНЕРНОЕ УЧИЛИЩЕ. – EDN GZTXMR.
3. Патент № 2324993 С1 Российская Федерация, МПК H01F 38/18, H01F 29/14. Регулируемый трансформатор с вращающимся магнитным полем : № 2007100488/09 : заявл. 09.01.2007 : опубл. 20.05.2008 / С. В. Мишин, А. П. Солонников, И. В. Мишина ; заявитель Иркутское высшее военное авиационное инженерное училище (военный институт). – EDN MJBCQM.
4. Фураев В. В. Способы изготовления магнитопроводов электрических машин / В. В. Фураев // Вестник науки. – 2023. – Т. 4, № 6(63). – С. 981-989. – EDN LHTJHM.
5. Авторское свидетельство RU 2 345 433 С1, МПК H01F 41/02 (2006.01). «Регулируемый трансформатор с вращающимся магнитным полем». А. С. Шевчук : опубл. 27.01.2009, бюл. №3.

УДК 378.162.33

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ ДОПОЛНЕННОЙ РЕАЛЬНОСТИ AR ПРИ ПОДГОТОВКЕ АВИАЦИОННОГО ИНЖЕНЕРНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ПЕРСОНАЛА

Попов Владимир Михайлович¹, канд. техн. наук
povlamix@mail.ru

Турчановский Вячеслав Сергеевич²

¹*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

²*Иркутский государственный университет путей сообщений
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье рассматриваются понятие, принципы работы, преимущества и основные направления применения технологии дополненной реальности AR при подготовке авиационного инженерно-технического персонала и повышении квалификации авиационных специалистов.

Ключевые слова: дополненная реальность, виртуальная реальность, авиационный симулятор, виртуальный тренажер, технология AR.

USE OF AUGMENTED REALITY (AR) TECHNOLOGY IN THE TRAINING OF AVIATION ENGINEERING AND TECHNICAL PERSONNEL

Popov Vladimir M.¹, Candidate of Technical Sciences
Turchanovsky Vyacheslav S.²

¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

²*Irkutsk State University of Railway Engineering
(Irkutsk)*

Abstract. The article examines the concept, operating principles, advantages, and the key application areas of augmented reality (AR) technology in the training of aviation engineering and technical personnel, as well as in the professional development of aviation specialists.

Keywords: augmented reality, virtual reality, aviation simulator, virtual trainer, AR technology.

Введение

Для обеспечения безопасности полетов от авиационного инженерно-технического персонала требуется высокая квалификация, от которой зависит выполнение сложных задач в условиях быстро меняющихся технологий.

С целью лучшего восприятия информации и развития практических навыков используют технологию дополненной реальности AR, которая дает возможность не только изучать бортовые системы самолета, но и многократно повторять практические операции по их эксплуатации и проверке работоспособности для их лучшего усвоения.

1. Структура и алгоритмы технологии дополненной реальности

Технология AR представляет собой способ воспроизведения виртуальной картинки на участке реального изображения, задаваемого специальным маркером, который соответствует виртуальной картинке. Выбор маркера осуществляется пользователем. В качестве виртуальной картинки используются текст, анимация и звук. Необходимым условием совмещения реального изображения и виртуальной картинки является знание пространственного положения наблюдателя, что позволяет формировать изображения виртуальной картинки с необходимыми ракурсом и масштабом, а затем накладывать их на участке реального изображения, задаваемого специальным маркером [1].

Технология AR обеспечивается за счет использования и применения:

- очков и шлемов AR, например Microsoft HoloLens, Magic Leap (рисунок 1), которые служат для захвата окружающей среды и определения положения пользователя;
- планшетов и смартфонов с установленными приложениями;
- алгоритмов обработки изображений для создания виртуальных объектов и их интеграции в реальный мир;

– интерфейсов взаимодействия пользователей с виртуальными элементами через жесты, голосовые команды или сенсорные экраны, например, Unity3D, Vuforia [2, 3].



Рисунок 1 – AR-очки

Принципы работы технологии дополненной реальности заключаются в следующем (рисунок 2). Изображение с очков или шлема AR после их инициализации передается на экран смартфона или планшета. Приложение «обработки изображения» ищет в каждом кадре маркер, который заранее задал пользователь. В случае его обнаружения происходит проверка в приложении «база маркеров» и при положительном решении происходит определение его положения в кадре на участке изображения. На основе этих данных приложение «виртуальная камера» вычисляет свое положение и ориентацию относительно маркера. В приложении «виртуальный объект» выбирается виртуальный объект, соответствующий маркеру, который воспроизводится приложением «визуализация» на участке изображения, помеченного маркером с учетом ориентации камеры в очках или шлеме пользователя. Пользователь через приложение «интерфейс» может изменять параметры виртуального объекта и визуализации.

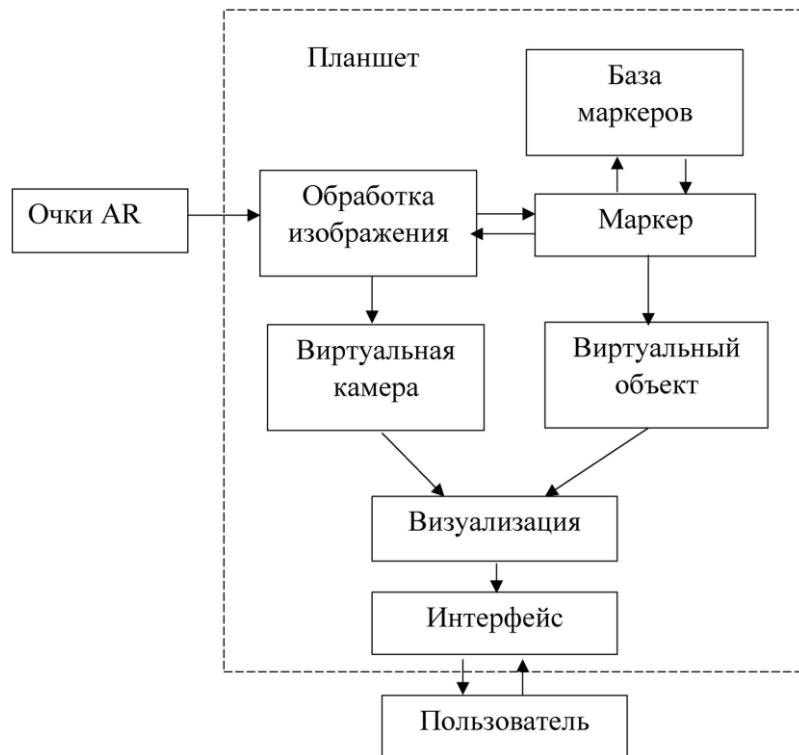


Рисунок 2 – Структура приложения дополненной реальности

2. Основные направления использования AR в подготовке авиационных специалистов

Технологию дополненной реальности AR на основе распознавания маркеров можно применять при подготовке авиационного инженерно-технического персонала. С учетом её возможностей можно повысить эффективность обучения, сократить затраты и улучшить качество подготовки.

Разработка обучающих симуляторов на базе AR позволяет обучаемым отрабатывать навыки работы с различными системами самолетов [4]. Например, использование AR для демонстрации работы системы управления полетом помогает студентам лучше понять взаимодействие различных систем самолета. Это дает возможность будущим инженерам получить опыт работы с новейшими технологиями еще на стадии обучения.

Технология AR может быть использована при создания виртуальных тренажеров самолетов и вертолетов, с помощью которых студенты могут изучать различные авиационные системы и приборы, не выходя из класса. Это особенно полезно для обучения работе с новыми моделями самолетов, которые могут быть недоступны для физического осмотра [4].

Использование AR для создания интерактивных инструкций по эксплуатации и ремонту авиационной техники позволяет обучаемым видеть пошаговые процессы прямо на планшете или в очках AR [3]. Многократное повторение операций интерактивных инструкций сформирует у обучаемых необходимые навыки их выполнения на реальной авиационной технике и минимизирует риск ошибок.

Технология AR уже нашла применение и активно используется при подготовке сотрудников компаний Boeing и Airbus. В рамках программы "Boeing Augmented Reality" инженеры могут визуализировать сложные системы самолетов и взаимодействовать с ними в виртуальной среде. Использование компанией Airbus AR-приложения в виде пошагового руководства по разборке кабелей и систем электропитания позволило сократить время на обучение и повысить качество выполняемых работ.

Заключение

Технология дополненной реальности AR позволяет повысить эффективность обучения и снизить затраты на подготовку авиационного инженерно-технического состава, минимизировать ошибки при выполнении работ и улучшить качество обслуживания авиационной техники.

Библиографический список

1. Горбунов А. Л. Дополненная реальность в авиации / А. Л. Горбунов, Е. Е. Нечаев, Г. Теренци // Прикладная информатика. – 2012. – № 4(40). – С. 67-80. – EDN PBQKGV.
2. Турчановский В. С. Концепция разработки виртуального симулятора вертолёта МИ-8Т с использованием технологии VR / В. С. Турчановский, А. Ю. Колмаков, В. М. Попов // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2023 : Материалы XVI Всероссийской научно-практической конференции студентов и

аспирантов, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 07–08 декабря 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 139-143. – EDN KXQGUO.

3. *Попов В. М.* Применение виртуального симулятора вертолёта Ми-8Т на основе технологии VR при проведении учебных занятий / В. М. Попов, В. С. Турчановский, А. Ю. Колмаков // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : материалы XIII Международной научно-практической конференции, Иркутск, 10–11 октября 2024 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2024. – С. 96-104. – EDN ATVGW.

4. Разработка и применение виртуального тренажера вертолёта ми-8Т на основе технологии VR / В. М. Попов, С. В. Снимщиков, В. С. Турчановский, А. Ю. Колмаков // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2025. – № 2. – С. 26-42. – DOI 10.51955/2312-1327_2025_2_26. – EDN AWXSUD.

УДК 62-192(075.8)

МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ ПРОГНОЗНОЙ МОДЕЛИ ЭКСПЛУАТАЦИИ ИЗДЕЛИЙ ПУТЕМ НАЗНАЧЕНИЯ УПРЕЖДАЮЩИХ ДОПУСКОВ НА ПАРАМЕТР

Разумов Виктор Владимирович, канд. техн. наук

v-razum@mail.ru

Устинов Владимир Валентинович

ustinov_1956@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. При решении задач, связанных с прогнозом технического состояния изделий бортовых технических систем, как правило, назначают определенные равные промежутки времени поверок. Если при очередной проверке прогноз технического состояния показывает, что допустимое значение определяющего параметра оценивания выйдет за правую границу интервала, изделие снимается с эксплуатации для ремонта или замены.

Статистический анализ проверок работоспособности для большинства изделий показывает, что даже при назначении одинаковых интервалов времени для проведения проверок, скорость изменения параметра оценивания различна, что затрудняет процесс определения времени для замены изделия, поэтому при эксплуатации необходимо определять не только допустимые значения параметров, но и назначать упреждающие допуски, при достижении которых объект снимается с эксплуатации.

В данной работе предложен один из возможных вариантов прогнозирования, а именно метод прогноза по одному измерению. Как видно из проведенных исследований, для метода прогноза по одному измерению характерно сохранение достоверности контроля при заданных условиях для любого закона распределения плотности наработки до отказа.

Ключевые слова: надежность изделий, допустимые значения параметров оценивания, упреждающие допуски на параметр, законы распределения значений параметров оценивания, прогнозирование состояний изделий эксплуатации.

METHODOLOGY FOR DEVELOPING A PREDICTIVE OPERATIONAL MODEL THROUGH THE ASSIGNMENT OF PREVENTIVE PARAMETER TOLERANCES

Razumov Viktor V., Candidate of Technical Sciences
Ustinov Vladimir V.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. When solving problems related to predicting the technical condition of onboard systems, it is customary to assign certain equal intervals for inspections. If, during the next inspection, the prediction value of the key evaluation parameter is expected to exceed the upper allowable limit, the product is withdrawn from service for repair or replacement. Statistical analysis of performance checks for most products shows that even when the same time intervals are assigned for conducting checks, the rate of change of the evaluation parameter is different, which makes it difficult to determine the time for replacing the product. Therefore, during operation it is necessary not only to define permissible parameter limits, but also to establish preventive tolerances, upon reaching which the object is removed from service.

This work proposes one of the possible forecasting approaches—namely, the single-measurement prediction method. As can be seen from the conducted research, the single-measurement forecasting method is characterized by maintaining the reliability of control under given conditions for any distribution law of the time-to-failure density.

Keywords: product reliability, acceptable values of estimation parameters, proactive tolerances for parameters, distribution laws for estimation parameters, forecasting of product operating conditions.

Введение

В настоящее время применяются методы прогнозирования наработки изделий эксплуатации и определения времени замены изделия при достижении параметра допустимых значений. Примером таких методов является прогнозирование технического состояния (износ угольных щеток в электрических машинах (генераторы, электромашинные преобразователи, электрические двигатели).

Для этих целей назначаются равные промежутки времени проведения очередных проверок, например наработка воздушного судна (ВС) между выполнением периодических (регламентных) работ), а также может определяться время (налет ВС), достаточное для возвращения ВС на базовый аэродром посадки до достижения параметром предельного состояния.

Кроме того, можно предложить методику прогнозирования путем достоверного определения вида закона распределения значений параметров оценивания и проведением расчетов вероятности выхода параметра за пределы допусков [1]. Также можно путем обработки статистики использовать методы математического статистического моделирования и предложить методику назначения оптимального достоверного ресурса для изделия и далее отслеживать запас времени до достижения параметром предельного значения,

например, запасом времени до прилета воздушного судна на базовый аэродром посадки [2, 3].

Как правило, в этом случае применяются методы линейной интерполяции, например, даже простейший и известный метод наименьших квадратов (МНК) первой степени. Однако данные методики могут быть применимы только в случаях равномерной скорости изменения параметра $\dot{x}(t)$ на каждом интервале контроля.

Пример такого подхода можно пояснить рисунком 1.

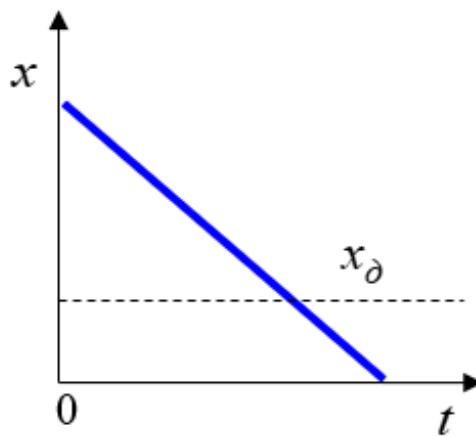


Рисунок 1 – Процесс наблюдения значений параметра оценивания при одинаковой скорости его изменения

Методы и средства достижения цели

Рассмотрим один из подходов к прогнозированию технического состояния объекта эксплуатации и определения момента времени для его замены до достижения параметром допустимого значения методами статистического моделирования [5].

Промежутки времени (интервалы) наблюдений целесообразно назначать равными. Допустимые значения или границы времени эксплуатации x_d , как правило, известны и определены ресурсами или наработками изделий до отказа [4, 5].

Обозначим время интервала проведения проверок через τ_k . Очевидно, что при достижении параметром допустимого значения изделие снимается с эксплуатации для замены или ремонта, т.е. выполняется условие $x_d > x(t)$.

Однако может быть случай, когда в период между следующими последовательными проверками параметра оценивания $x(t)$ его значение может превысить допуск и возникает необходимость введения дополнительного ограничения, которое предполагает снятие изделия с эксплуатации $x_y > x(t)$, где x_y – упреждающее допустимое значение контролируемого параметра.

Допустим, что проведен замер значения параметра в конкретный момент времени t_v . На практике наиболее часто встречаются случаи, когда скорость

изменения параметра на каждом интервале различна и заранее неизвестна, поэтому в работе предлагается проводить ее вычисление по двум крайним измерениям и расчетной формуле:

$$\dot{x} = \frac{x(t_v) - x(t_{v-1})}{\tau_k},$$

где $x(t_{v-1})$ – измерение определяющего параметра $x(t)$, сделанное в момент времени t_{v-1} и предшествующее измерению $x(t_v)$;

$\tau_k = (t_v - t_{v-1})$ – периодичность контроля определяющего параметра $x(t)$.

Кроме вышеописанного целесообразно также по границам интервала оценивания предложить вычислить прогнозируемое значение параметра оценивания $x_{\text{пр.о.}}(t_{\text{пр.о.}})$ для времени проведения прогнозного контроля $t_{\text{пр.о.}}$, при котором прогнозируемое значение параметра $x_{\text{пр.о.}}(t_{\text{пр.о.}})$ станет меньше $x_{\text{д.}}$:

$$t_{\text{пр.о.}} = \frac{\tau_k |x_{\text{д.}} - x(t_v)|}{|x(t_v) - x(t_{v-1})|} = \frac{|x_{\text{д.}} - x(t_v)|}{|\dot{x}|}.$$

Применение данного подхода можно пояснить графиком, как показано на рисунке 2.

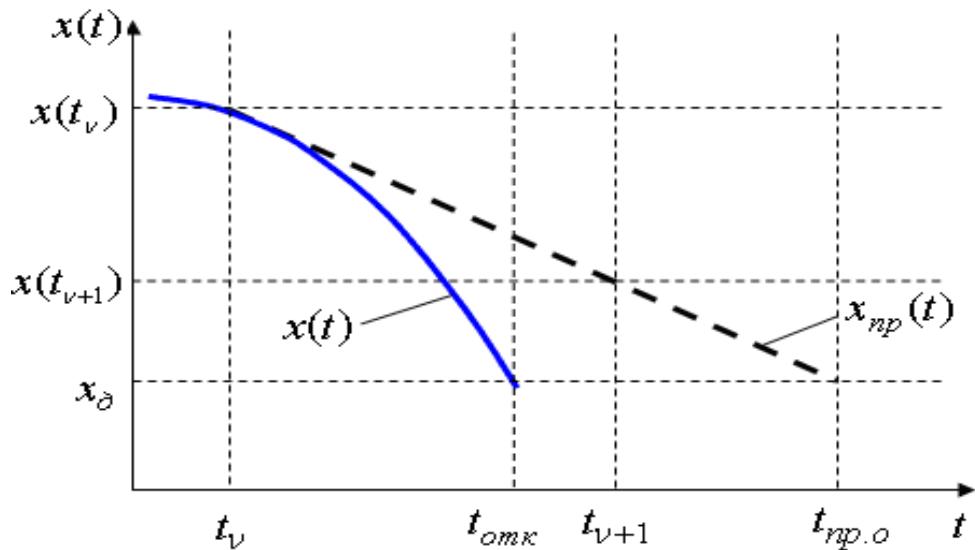


Рисунок 2 – Модель прогнозирования технического состояния контролируемого изделия

Таким образом, можно предположить, что изделие может находиться в эксплуатации до очередного времени проверки при выполнении условия $t_{\text{пр.о.}} > t_{v+1}$ без проведения каких-либо дополнительных работ по выполнению

ремонта или других методов восстановления работоспособности эксплуатируемого изделия или объекта эксплуатации.

При выполнении другого условия $t_{np.o} \leq t_{v+1}$ изделие снимается с эксплуатации для замены или ремонта. Такой метод применяется при использовании линейной интерполяции проведения прогноза по двум измерениям.

Реально на практике значительно логичнее проводить контроль технического состояния объекта эксплуатации не по времени проведения прогнозного контроля $t_{np.o}$, а путем сравнения текущего значения параметра с упреждающим допуском x_y .

Так как при прогнозировании технического состояния изделия по двум измерениям необходимо проводить замеры скорости изменения значения параметра \dot{x} на каждом шаге, то назначать значения упреждающих допусков x_y на каждом шаге практически невозможно.

В действительности величина $\dot{x}(t)$ имеет, как правило, случайный характер. По этой причине задача прогноза переходит из области алгебраических задач в область математической статистики. Для ее решения необходимо выбрать одну из следующих гипотез:

- $H_0: x(t_{v+1}) \leq x_\delta$ при условии – объект контроля можно эксплуатировать дальше;
- $H_1: x(t_{v+1}) > x_\delta$ – объект контроля необходимо снимать с эксплуатации для выполнения ремонтных работ или замены.

Для выбора гипотезы необходимо знать пороговое значение t_{np} , которое бы давало следующее решение:

$$t_{np.o} \leq t_{v+1} \rightarrow \text{наиболее вероятна гипотеза } H_0;$$

$$t_{np.o} > t_{v+1} \rightarrow \text{наиболее вероятна гипотеза } H_1.$$

При решении такой задачи всегда необходимо исходить из того, что может быть выполнено ошибочное решение, т.е. принята гипотеза H_0 , хотя на самом деле верна гипотеза H_1 .

Описанную выше ошибку будем называть как «ложная тревога» или ошибка первого рода и введем для простоты изложения следующие обозначения:

- P_l – вероятность «ложной тревоги»;
- P_n – вероятность пропуска отказа или ошибки второго рода.

Пропуск отказа или ошибка второго рода, т.е. принята гипотеза H_0 , хотя на самом деле верна гипотеза H_1 .

Во многих практических случаях ошибки второго рода, т.е. пропуск отказа, приводит к событиям нарушения безопасности полетов, поэтому считается более опасной, чем ошибка первого рода, приводящая только к экономическим потерям (снятие исправного изделия с эксплуатации). В связи с этим в данной работе достоверность контроля мы будем рассматривать как вероятность:

$$P_{00} = 1 - P_h.$$

Для уменьшения числа ошибок второго рода и, соответственно, увеличения достоверности контроля P_{00} необходимо уменьшить периодичность контроля τ_k . Случаями возникновения ложной тревоги или ошибками первого рода далее будем пренебрегать.

Для оценки достоверности контроля, достигаемой методом прогноза по двум измерениям при различных законах плотности распределения наработки до отказа, была исследована статистическая модель процесса эксплуатации невосстанавливаемого изделия стареющего типа до предотказного состояния [3, 4].

В качестве исходной была взята классическая плотность распределения наработки до отказа (рисунок 3). Из результатов моделирования очевидно, что интенсивность отказов при любых значениях τ_k достаточно велика, а достоверный прогноз возможен только при постоянном контроле определяющего параметра.



Рисунок 3 – Плотность распределения наработки изделий при эксплуатации до отказа

В результате моделирования построена зависимость значения вероятности достоверного прогноза выхода определяющего параметра за допустимое значение от периодичности контроля τ_k , полученная методом прогноза по двум измерениям, при типовом законе распределения (рисунок 4), а на рисунке 5 представлена плотность распределения наработки до отказа технического устройства, описанная экспоненциальным законом при малой выборке.

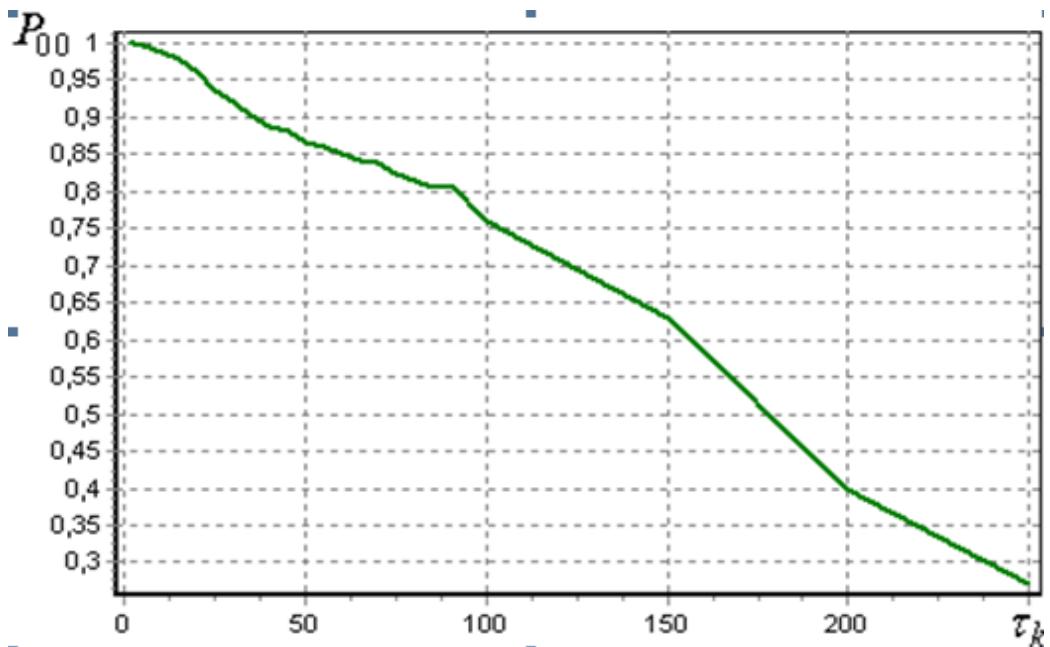


Рисунок 4 – График изменения вероятности достоверного прогноза



Рисунок 5 – Плотность распределения наработки до отказа

Как видно из результатов моделирования, интенсивность отказов резко возрастает даже при незначительном отклонении вероятности достоверного прогноза от единицы.

На рисунке 6 показано изменение значения вероятности достоверного прогноза выхода определяющего параметра за допустимое значение в зависимости от периодичности контроля τ_k , полученное методом прогноза по двум измерениям при экспоненциальном законе распределения, а на рисунке 7 – плотность распределения наработки до отказа технического устройства, описанная законом Эрланга при средней выборке.

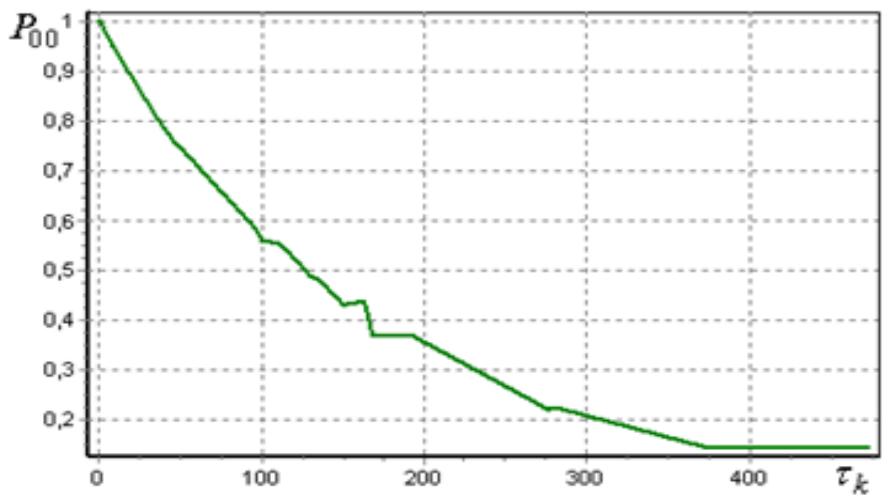


Рисунок 6 – Изменение значения вероятности достоверного прогноза выхода определяющего параметра за допустимое значение



Рисунок 7 – Плотность распределения наработки до отказа технического устройства, описанная законом Эрланга при средней выборке

На основании выполненных исследований можно сделать очевидный вывод, что даже незначительное уменьшение P_{00} существенно увеличивает интенсивность отказов.

Полученную в результате методику можно назвать методикой прогноза определяющего параметра методом линейной интерполяции по одному измерению. Сокращенно: метод прогноза по одному измерению.

Такой прогноз возможен только в том случае, если статистически известно математическое ожидание скорости монотонного изменения определяющего параметра $M[\dot{x}]$. В этом случае, по крайнему измерению контролируемого параметра $x(t_v)$ можно вычислить прогноз значения определяющего параметра в момент следующего контроля t_{v+1} :

$$x(t_{v+1}) = x(t_v) - M[\dot{x}]\tau_k.$$

Соответственно, время прогноза $t_{np.o}$ будет равно $t_{np.o} = \frac{|x_o - x(t_v)|}{|M[\dot{x}]|}$.

Как и в случае с интерполяцией по двум измерениям, если $t_{np.o} \leq t_{v+1}$, то можно предположить, что за промежуток времени до очередного контроля равный τ_k параметр $x_{np.o}(t)$ выйдет за границу x_o . При таком неблагоприятном прогнозе данное изделие необходимо снимать с эксплуатации для замены или ремонта.

Заключение

По проведенным исследованиям можно сделать следующие выводы по работе:

1. При использовании методов построения прогнозной модели для определения сроков окончания эксплуатации изделий для замены или ремонта по значениям определяющего параметра оценивания можно применять любой вид законов распределения и при этом можно утверждать о сохранении достоверности полученных результатов при выполнении заданных условий эксплуатации.
2. Также, при известном времени контроля τ_k реальным является решение задачи определения упреждающих допусков на значения параметров x_y , для принятия решения о замене или ремонте изделия.
3. Для выбора гипотезы об исправности изделия необходимо знать пороговое значение $x(t_v)$, которое бы давало следующее решения:
 $x_y \leq x(t_v) \rightarrow$ наиболее вероятна гипотеза H_0 ;
 $x_y > x(t_v) \rightarrow$ наиболее вероятна гипотеза H_1 .
4. Для минимизации эксплуатационных затрат целесообразно найти максимальное значение τ_k , при котором сохраняется приемлемое значение достоверности контроля.

Библиографический список

1. Ерзиков А. С. Разработка методики и программного модуля для оценки показателей надежности изделий путем выбора закона распределения параметров оценивания / А. С. Ерзиков, В. В. Разумов // СБОРНИК ТРУДОВ XVII Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2024» 5-6 декабря 2024 г. Том 2, С. 120-126.
2. Ерзиков А. С. Методика повышения достоверности расчетов назначенного ресурса изделий с использованием программных комплексов статистического моделирования. / А. С. Ерзиков, В. В. Разумов // СБОРНИК ТРУДОВ XVII Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2024» 5-6 декабря 2024 г. Том 2, С. 112-122.
3. Кашковский В. В. Оценка характеристик надежности невосстанавливаемых изделий при эксплуатации по ресурсу / В. В. Кашковский, В. В. Разумов, И. И. Тихий // Известия Иркутской государственной экономической академии. – 2007. – № 1. – С. 28-30. – EDN JJZFVP.

4. Кашковский В. В. Управление техническим состоянием авиационной техники с контролем уровня надежности / В. В. Кашковский, И. И. Тихий, В. В. Разумов // Науч. Тр. Иркут. ВВАИУ (ВИ): сб. ст. сотр. уч-ща. Вып. VI. / ИВВАИУ (ВИ). – Иркутск, 2006. – С. 91-95.
5. Кашковский В. В. Применение метода статистического моделирования для оценки эффективности процесса технической эксплуатации АТ по состоянию / В. В. Кашковский, В. В. Разумов, В. В. Кравченко // Материалы XIV Всероссийской научно-технической конференции. Проблемы повышения боевой готовности, боевого применения, технической эксплуатации и обеспечения безопасности полётов ЛА. Часть II / ИВВАИУ (ВИ). – Иркутск, 2006. – С. 64-68.

УДК 629.735.33.015

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПОВЕДЕНИЯ
ВОЗДУШНОГО СУДНА В НЕСТАЦИОНАРНЫХ УСЛОВИЯХ ПОЛЕТА**

Удовиченко Владислав Михайлович
udovichenkovm98@gmail.com

*Белгородский государственный технологический университет им. В.Г. Шухова
(г. Белгород)*

Аннотация. В статье рассматривается поведение воздушного судна в нестационарных условиях полета. Основное внимание уделяется разработке и исследованию математических моделей, способных адекватно описывать динамику летательного аппарата во время разбега. Также приводятся результаты расчетов кинематических и динамических показателей летательного аппарата в процессе разбега, анализируются полученные данные и строятся графики зависимостей кинематических характеристик от аэродинамических коэффициентов и массово-тяговых характеристик. В заключение приводятся результаты работы математической модели.

Ключевые слова: математическая модель, зависимость, воздушное судно, аэродинамический коэффициент, загрузка.

**MATHEMATICAL MODELING OF AIRCRAFT BEHAVIOR UNDER
NON-STATIONARY FLIGHT CONDITIONS**

Udovichenko Vladislav M.

*Belgorod State Technological University named after V.G. Shukhov
(Belgorod)*

Abstract. The article examines the behavior of an aircraft under non-stationary flight conditions. The main focus is on the development and research of mathematical models capable of adequately describing the dynamics of an aircraft during takeoff. The results of calculations of the kinematic and dynamic parameters of the aircraft during takeoff are also presented, the data obtained are also analyzed and graphs of the dependences of kinematic characteristics on aerodynamic coefficients and mass-traction characteristics are constructed. Finally, the results produced by the mathematical model are summarized.

Keywords: mathematical model, dependence, aircraft, aerodynamic coefficient, loading.

Введение

В современной авиации особое внимание уделяется изучению характеристик движения воздушных судов в условиях нестационарного режима полёта (взлёт и посадка), что позволяет разрабатывать более эффективные алгоритмы управления и существенно повышать безопасность авиаперевозок за счёт точного прогнозирования реакций летательного аппарата.

Для обеспечения безопасной эксплуатации самолетов и при проведении их летных испытаний важной задачей является надежное определение параметров полета. С точки зрения предупреждения приближения к режимам сваливания и штопора особенно важно определение истинных углов атаки и скорости полета [1].

Целью научной статьи является исследование зависимости кинематических характеристик воздушного судна от ключевых эксплуатационных параметров в процессе разбега.

Исследование направлено на разработку методики определения оптимальной скорости отрыва с учетом изменяющихся условий полета, установление закономерностей влияния угла атаки и загрузки на характеристики разбега, обусловлено это необходимостью совершенствования существующих методик расчета взлетных характеристик и повышения точности прогнозирования поведения воздушного судна на этапе разбега.

В качестве объекта исследования был выбран пассажирский самолет Boeing 737-800, который на сегодняшний день является одним из наиболее распространенных среднемагистральных лайнеров в мировой гражданской авиации.

Выбор данной модели самолета обусловлен рядом факторов, такими, как типичность аэродинамических и массогабаритных характеристик для современных среднемагистральных лайнеров и доступность технической документации и летных данных в открытом доступе.

Методы и результаты исследования

Физика полета летательного аппарата базируется на фундаментальных законах аэродинамики, определяющих взаимодействие летательного аппарата с воздушной средой. Ключевую роль в процессе полета воздушного судна играют аэродинамические силы. В процессе разбега на воздушное судно действует нагрузка, состоящая из тяги двигателей, силы сопротивления воздушного потока, и силы трения, их равнодействующая получила название аэродинамической силы R_a , действующей на крыло самолета. В процессе увеличения скорости возрастает и сила аэродинамического сопротивления. Уравнение (1) показывает функциональную взаимосвязь между подъемной силой и скоростью движения воздушного потока.

$$F = k \cdot V^2 \quad (1)$$

В приведенном уравнении F – аэродинамическая сила, H ; k – есть коэффициент пропорциональности между усилием и скоростью воздушного

потока, который включает в себя аэродинамические константы, такие как плотность воздуха, площадь крыла воздушного судна и аэродинамический коэффициент.

Чтобы поднять самолет в воздух, авиалайнеру необходимо компенсировать силу тяжести за счёт подъемной, противопоставив ее сопротивлению воздуха. Условие выполнимо, потому что аэродинамический коэффициент сопротивления крыла современного самолета много меньше коэффициента подъемной силы. На рисунке 1 показана модель распределения аэродинамических усилий, действующих на самолет в процессе разбега.

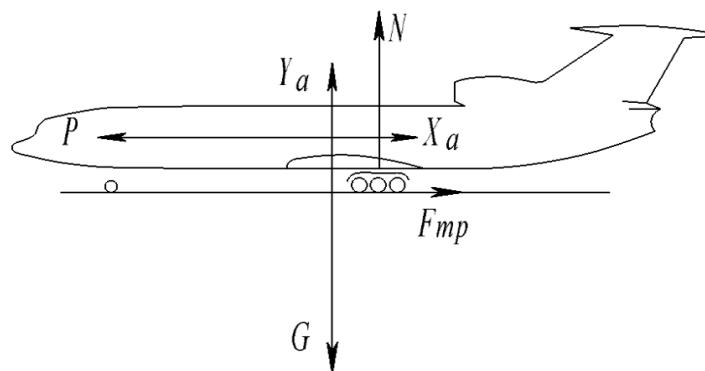


Рисунок 1 – Распределение аэродинамических усилий, действующих на самолет в процессе разбега

Среди аэродинамических сил особое место занимает подъёмная сила, которая обеспечивает возможность взлёта летательного аппарата. Эта сила действует на крыло самолета и возникает из-за того, что верхняя часть профиля крыла «выпуклая», получается так, что воздух огибает верхнюю часть крыла с большей скоростью нежели нижнюю. Из-за этого явления создается разность давлений, которая и приводит к подъемной силе, уравновешивающей в полете вес судна [2]. Распределение сил, действующих на крыло, показано на рисунке 2.

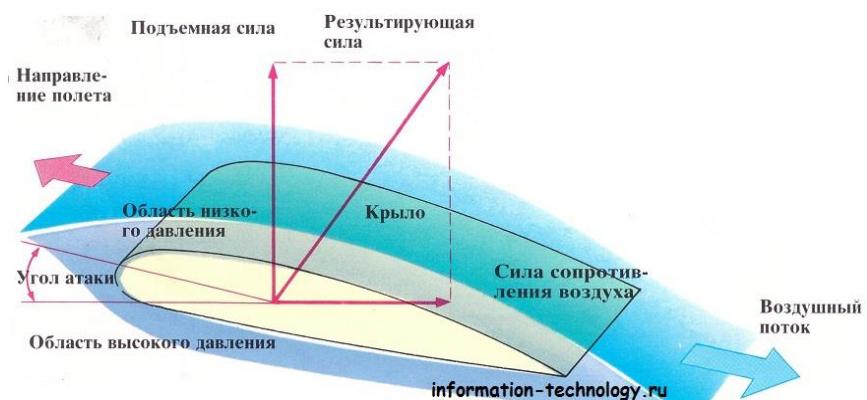


Рисунок 2 – Действие механических сил на крыло авиалайнера

Именно изучением влияния аэродинамического коэффициента подъёмной силы ($C_{y\text{a}}\text{max}$) на значение подъемной силы мы будем заниматься далее.

Для того чтобы определить минимальную скорость, необходимую для отрыва, обратимся к выражению (2), которое полностью вытекает из зависимости (1).

$$V = \sqrt{\frac{2 \cdot Y_{min}}{C_{ua_max} \cdot \rho \cdot S_{kp}}} \quad (2)$$

Для того чтобы самолет оторвался от взлетной полосы, подъемная сила, действующая на крыло, должна уравновешивать силу тяжести, поэтому $Y_{min} = M * g$, где M – фактическая взлетная масса; g – ускорение свободного падения [3]. Поэтому скорость отрыва напрямую зависит от коэффициента подъемной силы. Ниже, на рисунке 3, приведен график, показывающий зависимость скорости отрыва от коэффициента подъемной силы. Значения коэффициента C_{ua_max} взяты для максимально возможных углов атаки 15-20 градусов и максимальной взлетной массы воздушного судна.

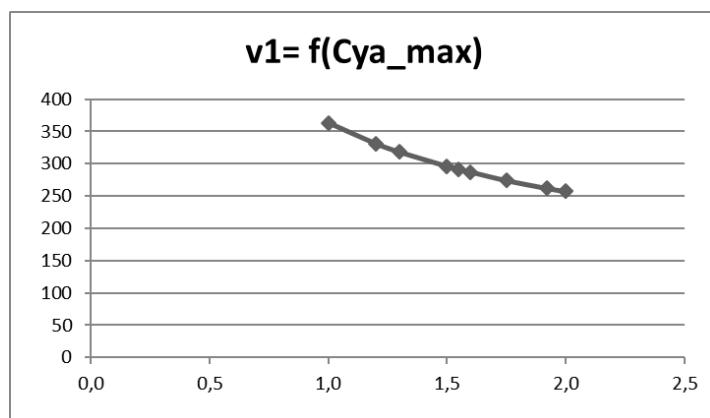


Рисунок 3 – Изменение скорости отрыва в зависимости от C_{ua_max}

По графику видно, что чем выше C_{ua_max} , тем меньшая скорость отрыва. В таблице 1 представлены значения скоростей отрыва от значения коэффициента Суа max и загрузки воздушного судна (указана доля в процентном соотношении относительно максимальной взлетной массы).

Таблица 1 – Зависимость скорости отрыва от загрузки ВС и угла атаки

C_{ua}	1,0	1,25	1,5	1,75	2,0	Загрузка (%) от m_{max})
Скорость v_1 , км/ч	257	234	210	194	182	50
	281	257	230	213	199	60
	304	277	248	230	215	70
	324	296	265	245	230	80
	344	314	281	260	243	90
	363	331	296	274	257	100

На рисунке 4 представлен график усредненных параметров разбега воздушного от значения аэродинамического коэффициента.

По методу оценки статических ошибок было определено наиболее оптимальное значение для аэродинамического коэффициента Суа C_{xa} $\max=1.5$. Также было установлено, что в процессе разгона по взлетной полосе ускорение воздушного судна не является постоянной величиной и зависит по большей части от сопротивления воздушного потока. Опираясь на расчетное выражение для силы сопротивления воздуха (3), можно утверждать, что аэродинамическое сопротивление прямо пропорционально квадрату скорости встречного воздушного потока.

$$X = C_{xa} \cdot \frac{\rho \cdot S_{kp}}{2} \cdot V^2 \quad (3)$$

График зависимости изменения ускорения воздушного судна от времени при максимальной загрузке приведён на рисунке 4.

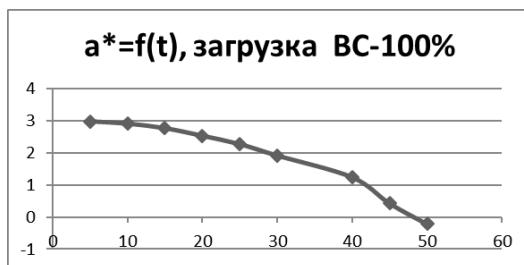


Рисунок 4 – Зависимость ускорения от времени разбега

По графику видно, что в начале разбега на самолет действует максимально возможное ускорение, которое определяется тяго-массовой характеристикой воздушного судна, представленной в выражении 4.

$$a_{max} = \frac{G}{M} \quad (4)$$

где G – суммарная взлетная тяга двигателей, кН; M – фактическая масса загрузки воздушного судна, кг.

График зависимости максимального ускорения воздушного судна от загрузки приведен на рисунке 5.

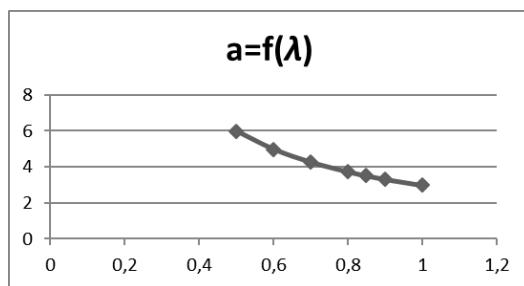


Рисунок 5 – Зависимость максимального ускорения от массы воздушного судна

На рисунке 5 обозначение λ – процент загрузки воздушного судна.

Согласно приведённым зависимостям можно сказать, что в начале разбега на пассажиров воздушного судна действует максимальная перегрузка, поскольку ускорение определяется только лишь тяго-массовыми характеристиками воздушного судна. В процессе набора скорости перегрузка начинает постепенно снижаться за счет воздействия силы аэродинамического сопротивления воздуха.

На основании созданной математической модели были определены наиболее точные значения скоростей отрыва в зависимости от взлетной массы для наиболее популярных типов воздушных судов.

Таблица 2 – Зависимость скорости отрыва от ВПП от загрузки воздушного судна

Загрузка, % Тип ВС	0.6 М	0.7 М	0.75М	0.8 М	0.9 М	1.0 М	Среднее, км/ч
Boeing-737-800	210	230	240	250	260	280	245
Airbus A-320	210	230	240	250	260	270	243,333
Boeing-737-8-MAX	220	240	240	250	270	280	250
Airbus A-320-NEO	210	230	240	250	260	270	243,333
Airbus A-321	230	250	270	280	290	300	270
Airbus A-321-LR	240	260	270	270	290	310	273,333
Boeing-757-200	240	260	270	280	290	310	275
Boeing-767-300/ER	250	260	270	280	300	320	280
Boeing-777-300	260	280	290	300	320	340	298,333
Boeing-777-300ER	280	310	320	330	350	360	325
Boeing-747-400	310	330	340	350	370	390	348,333
Airbus A-350-900	250	270	280	290	300	320	285
Airbus A-380-800	310	330	340	350	370	390	348,333
Boeing-787-900	240	260	270	290	300	310	278,333
ATR-72-500	150	160	170	180	190	200	175
CRJ-100/200	150	160	170	180	190	200	175
Суперджет-100 (SU95)	200	220	230	240	250	260	233,333

В курсе физики целесообразно исследовать задачи, связанные с этими процессами, с позиций современного знания [4]. Для создания математической модели исследовались функциональные зависимости между значением подъемной силы и аэродинамическими коэффициентами и зависимость скорости отрыва воздушного судна от коэффициента подъемной силы и загрузки воздушного судна.

Результат исследования отражает соотношение возрастания значений сопротивления воздуха и подъемной силы в процессе увеличения скорости.

Таким образом с увеличением скорости 0 до 100 км/ч соотношение X/Y=3-5%, поэтому в начале разбега ускорение самолета максимальное и пассажиры ощущают максимальную перегрузку приблизительно 1.35-1.5G в зависимости от фактической загрузки воздушного судна. При движении на взлетной скорости процентное соотношение силы сопротивления и подъемной силы составляет

приблизительно 80-85%, что приводит к практически равномерному движению, исходя из чего можно сделать вывод о том, что разбег самолета процесс нелинейный.

В процессе разработки новых моделей летательных аппаратов возникает необходимость проведения компьютерных математических имитационных расчетов аэродинамических характеристик [5].

На базе созданной математической модели разработано программное обеспечение, которое рассчитывает кинематические параметры, необходимые для отрыва воздушного судна от взлетной полосы, и производит качественную и количественную оценку рассчитанных показателей.

Пример работы приложения приведен ниже, в качестве входных параметров возьмем максимальную взлетную массу рассматриваемого нами воздушного судна Boeing-737-800, площадь крыла и время разбега, измеренное по секундомеру. Выходные показатели представлены на рисунке 6.

приложение

STDIN

79000
125
118000
0
35
20500

Output:

масса, 79000 кг
площадь крыла, 125 кв.м.
взлетная тяга двигателей, 118000 кН
скорость ветра, 0 м/с
время разбега, 35 с
скорость отрыва 295.731 km/h
ускорение 2.34707 м/с²
дистанция разбега 1437.58
разгон до 100 км/ч 11.8351 с
 $G(a) = 23.9253 \%$
 $m\theta =$
 $G(F) = 117.352 \%$

разделение скорости

3	25.3484
6	50.6967
9	76.0451
12	101.393
15	126.742
18	152.09
21	177.439
24	202.787
27	228.135
30	253.484
33	278.832

Yand

Рисунок 6 – Снимок экрана работы программы по определению характеристик разбега

Результаты работы математической модели приведены на рисунке 7.

```
fuct v_takeoff=F(Cya_Max):= 190 180 180 170 160 160

matrix_speed_takeoff:=
310 300 300 290 270 260
320 310 300 290 270 260
320 310 300 290 270 270
320 310 300 290 270 260

350 330 320 310 290 290
320 310 300 290 270 260
290 280 270 260 250 240
320 310 300 290 270 270

330 320 310 300 280 280
350 340 330 320 300 300
350 330 320 310 290 290
310 300 290 280 260 250

320 310 300 290 270 270
330 320 310 300 280 280
260 250 240 240 220 220
280 270 260 250 240 230

310 300 290 280 260 250

summ_matrix:=

Speed_takeoff_for_model 1: 288.333
Speed_takeoff_for_model 2: 291.667
Speed_takeoff_for_model 3: 293.333
Speed_takeoff_for_model 4: 291.667
Speed_takeoff_for_model 5: 315
Speed_takeoff_for_model 6: 291.667
Speed_takeoff_for_model 7: 265
Speed_takeoff_for_model 8: 293.333
Speed_takeoff_for_model 9: 303.333
Speed_takeoff_for_model 10: 323.333
Speed_takeoff_for_model 11: 315
```

Рисунок 7 – Результат работы математической модели

Проведенные исследования обладают значительной научной ценностью, так как позволяют количественно оценить и формализовать нелинейную зависимость между мгновенным ускорением и мгновенной скоростью воздушного судна в процессе разбега. Данная зависимость представляет собой фундаментальное физическое явление, которое, несмотря на свою очевидность, редко подвергается детальному анализу в практических расчетах. Однако именно этот фактор оказывает существенное влияние на динамику разбега и определяет фактическую длину разбега воздушного судна.

Заключение

Целью научной статьи являлось исследование зависимости кинематических характеристик воздушного судна от ключевых эксплуатационных параметров в процессе разбега. В результате проведенного исследования поставленные в начале работы цели были полностью реализованы.

В рамках достижения целевых показателей были успешно решены следующие задачи: определения оптимальной скорости отрыва с учетом изменяющихся условий полета путем аналитического анализа кинематических характеристик воздушного судна, полученных в зависимостях от взлетной массы и угла атаки; установлена закономерность влияния угла атаки и загрузки на характеристики разбега путем сравнения данных, полученных при различных условиях загрузки и аэродинамических коэффициентов. Разработано программное обеспечение, которое позволяет в реальном времени осуществлять моделирование аэродинамического поведения летательных аппаратов.

Библиографический список

1. Аэродинамика дозвуковых самолетов на больших углах атаки и в штопоре. Отработка перспективной системы измерения параметров полета / Е. С. Вождаев, И. С. Васин, В. С. Вождаев [и др.] // Аэродинамика летательных аппаратов : материалы X Школы-семинара, п. Володарского, 17–19 февраля 1999 года. – п. Володарского: Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, 1999. – С. 17-18. – EDN VUIYGP.
2. Бирюк В. В. «Аэродинамика и самолетостроение». – Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. – 180 с.: ил.
3. Удовиченко В. М. Физика полета пассажирского авиалайнера / В. М. Удовиченко // Наука. Образование. Инновации : сборник научных трудов по материалам XXXIX Международной научно-практической конференции, Анапа, 12 февраля 2022 года. – Анапа: Общество с ограниченной ответственностью «Научно-исследовательский центр экономических и социальных процессов» в Южном Федеральном округе, 2022. – С. 58-64. – EDN MFSVUM.
4. Олейникова А. А. Физические основы авиационных достижений / А. А. Олейникова // Инновационные подходы к обучению физике, математике, информатике: материалы Международной студенческой научно-практической конференции, Минск, 2023 – с. 73-78
5. Сильвестров П. В. О развитии интерактивной информационно-расчетной системы для задач газовой динамики и междисциплинарных исследований / П. В. Сильвестров, О. А. Бессонов, А. Н. Рыбаков // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. – 2021. – Т. 22, № 4. – С. 73-87. – DOI 10.33257/PhChGD.22.4.948. – EDN UCJWPH.

**МЕТОДИКА, АЛГОРИТМ И ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ
ОЦЕНКИ УРОВНЯ НАТРЕНИРОВАННОСТИ ПИЛОТОВ ДЛЯ ЦЕЛЕЙ
ПОСТРОЕНИЯ ОПТИМАЛЬНЫХ ПРОГРАММ ЛЕТНОЙ
ПОДГОТОВКИ**

Устинов Владимир Валентинович

Ustinov_1956@mail.ru

Назаров Сергей Павлович, канд. техн. наук

nazarov_1953@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Работа посвящена разработке программных модулей, позволяющих автоматизировать процесс принятия решения по планированию летной подготовки для начинающих летчиков, например, курсантов летных училищ. Кроме того, предлагаемые методики могут быть применены для пилотов при переучивании на новый тип авиационной техники, а также при отслеживании планов подготовки на курсах повышения квалификации.

Основной задачей является исключение субъективизма при оценивании качества выполнения полетных заданий и ошибок при планировании подготовки в соответствии с существующими нормативными документами, определяющими полноту и последовательность выполнения заданных летных упражнений.

В работе проведён глубокий анализ существующих методик, показаны их недостатки и обоснованы достоинства предлагаемых решений. Авторами предложены два основных подхода к разработке методик оценки уровня натренированности, по которым разработаны соответствующие программные комплексы по их реализации. Предложенные решения могут быть реализованы в качестве отдельных программных модулей для наземных устройств обработки полётной информации и внедрены в эксплуатацию.

Ключевые слова: безопасность полётов, статистика, техника пилотирования, натренированность, программы подготовки, критерии оценивания, планирование лётной подготовки.

**METHODOLOGY, ALGORITHM AND SOFTWARE FOR
ASSESSING PILOT TRAINING LEVEL FOR THE PURPOSE OF
BUILDING OPTIMAL FLIGHT TRAINING PROGRAMS**

Ustinov Vladimir V.

Nazarov Sergey P., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. The work focuses on the development of software modules that allow to automate the decision-making process in planning flight training for novice pilots, such as cadets at flight schools. The proposed methods can also be applied to pilots undergoing retraining for a new aircraft type or for monitoring training plans in advanced courses.

The main objective is to eliminate subjectivity in assessing the quality of flight tasks and reduce errors in training planning in accordance with regulatory documents that define the completeness and sequence of required flight exercises.

The paper presents an in-depth analysis of existing methods, highlighting their drawbacks and justifying the advantages of the proposed solutions. The authors propose two main approaches to developing methods for assessing training levels, which are implemented in software packages. These solutions can be implemented as separate software modules for ground-based flight information processing devices and put into operation.

Keywords: flight safety, statistics, piloting techniques, training, training programs, evaluation criteria, flight training planning.

Введение

В настоящее время подготовка летного состава проводится строго в соответствии с планами и программами подготовки, которые являются обязательными регламентирующими документами, определяющими объем, задачи и качество подготовки пилотов.

Составление плановых таблиц для подготовки начинающих летчиков (курсантов летных училищ, летчиков, проходящих переучивание на новую авиационную технику, подготовки пилотов для присвоения классной квалификации и т.д.) в основном проводится только с частичным применением автоматизированных систем, а отслеживание уровня подготовки или оценки натренированности осуществляется инструкторским составом, как правило вручную, что может привести к ошибкам в планировании и выпуску в полет неподготовленного летчика [1].

В авиакомпаниях для сбора и обработки записей полетной информации бортовых регистраторов активно используются наземные устройства обработки полетной информации (НУОПИ), в которых применены программные модули, позволяющие выводить результаты обработки в виде: бланков экспресс-анализа; сигналограмм (графического представления результатов обработки); показаний приборов на приборной доске пилотов и т.д., т.е. процесс обработки полностью автоматизирован. Однако данные решения не позволяют детально, например, в виде балльных оценок, определить качество выполнения элементов полетного задания и полета (упражнения) в целом [1, 2].

Как показали проведенные исследования, при планировании летной подготовки инструкторский состав следит за последовательностью выполнения полетных упражнений, качеством их выполнения и количеством повторов. Однако процесс планирования, как правило, проводится вручную без применения каких-либо программных средств, что в конечном итоге может привести к серьезным ошибкам в планировании и выпуску в очередной полет летчика с недостаточным уровнем подготовки по заданному упражнению. Поэтому в работе ставится задача разработки отдельного программного модуля для оценивания уровня натренированности летчиков с учетом балльных оценок за технику пилотирования при выполнении отдельных маневров или фигур пилотажа, а также полетного упражнения в целом, т.е. оценивания качества профессиональной подготовленности летного состава и полноты освоения ими учебной программы [3].

Объективных критериев оценки профессионализма пилота не существует. Однако выход есть. Он заключается в разработке автоматизированных количественных оценок навыков пилотирования.

Анализ существующих методик оценки уровня натренированности летного состава

Как было показано выше, процесс обучения основан на соблюдении основных нормативных требований по выполнению полетных заданий (упражнений) в соответствии с программами подготовки, в которых предусмотрены последовательность и качество их выполнения, допустимые перерывы в подготовке, а также количество повторов в зависимости от указанных выше требований. Решение о дальнейшем ходе выполнения программы целиком возлагается на инструктора. Поэтому разработка автоматизированной оценки уровня натренированности достаточно упростит процесс составления планов подготовки и позволит снизить ошибки в планировании.

Пример программы прохождения летной подготовки представлен на рисунке 1, а пример отработки летных упражнений по заданной программе показан на рисунке 2 [1, 2, 3].

Для курсантов летных училищ время допустимых перерывов определено программами подготовки для конкретного типа ВС.

После окончания заданного перерыва пилот обязан либо повторить упражнение в полете, либо освоить навыки на тренажере и, также, повторить полет.

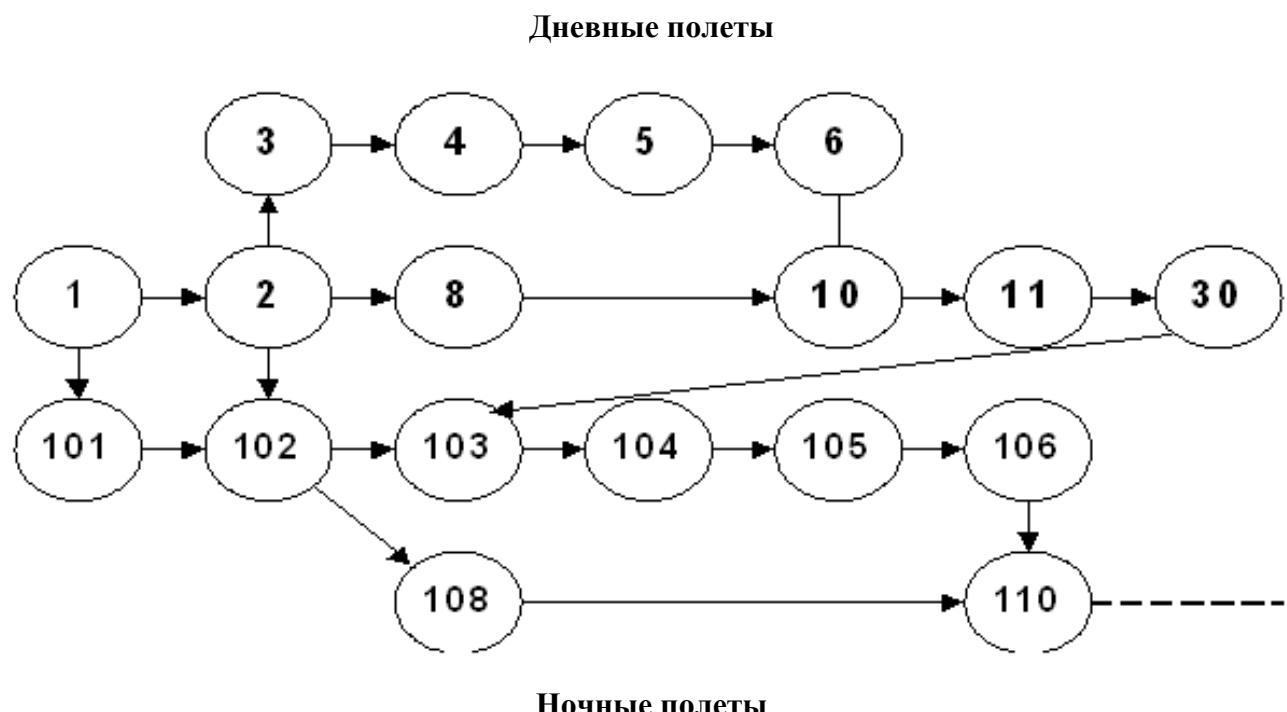


Рисунок 1 – Пример программы прохождения летных упражнений

№ упражнения	Наименование упражнения	Количество полетов	Время полета, ч.мин
Дневные полеты			
Техника пилотирования и навигация			
1.	Вывозной (контрольный) полет по кругу	10	0.20
2.	Вывозной (контрольный) полет в зону на средней и большой высоте	7	0.50
3.	Полет по кругу	8	0.20
4.	Полет в зону на средней и большой высоте	5	0.50
5.	Вывозной (контрольный) полет в зону на малой высоте	3	0.50

Рисунок 2 – Пример отработки летных упражнений

Методы и средства достижения цели

При разработке программного модуля по оценке уровня натренированности летчиков необходимо отметить ряд обстоятельств, которые должны быть учтены при разработке такой методики [4]:

- в разрабатываемых программных модулях (комплексах) в обязательном порядке должны быть применены методики, соответствующие основным нормативным документам по летной подготовке;
- основные положения программных модулей должны учитывать требования по количеству повторов упражнений, перерывов в подготовке и, главное, качество выполнения элементов полета и упражнения в целом;
- в качестве исходных данных для оценки техники пилотирования должны быть использованы достоверные данные по параметрам полета, полученные в результате обработки записей бортовых регистраторов полетной информации на современных наземных устройствах дешифрирования;
- методика должна предусматривать возможность корректировки при изменениях или дополнениях в руководящих документах по подготовке и обеспечить возможность ее дальнейшего развития и совершенствования;
- выходная информация должна по форме соответствовать документам, существующим в настоящее время и не создавать сложностей при переходе с одной методики на другую;
- должны быть разработаны соответствующие методические рекомендации или руководства по использованию предложенного программного модуля, которые необходимы для того, чтобы не требовались специальные знания по обработке;

- алгоритмы обработки информации должны быть быстродействующими с той целью, чтобы обеспечить высокую оперативность в работе с ЭВМ.

Алгоритмы и программное обеспечение отслеживания уровня натренированности летного состава

Материалы по рассмотрению изменения уровня обученности показывают, что этот показатель применим для показательного закона распределения случайных величин в виде функции распределения, которая определяется по формуле:

$$F(x) = 1 - e^{-\tau x},$$

где τ – количественный показатель качества;

x – значение измеряемого параметра.

Графическое отображение функции распределения показано на рисунке 3.

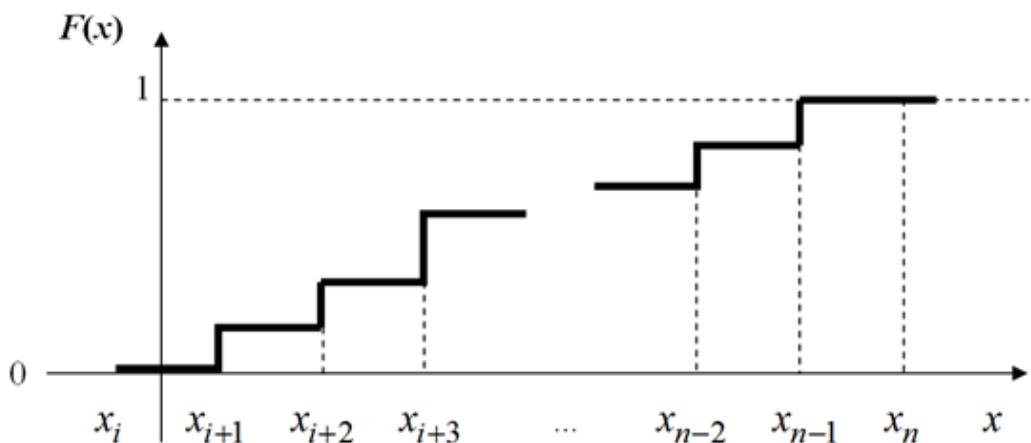


Рисунок 3 – Графическое отображение функции распределения

Таким образом, данный подход можно применять и для расчетов коэффициента уровня натренированности летного состава путем некоторой корректировки, как показано в формуле [5, 6, 7]:

$$KN = N_0 + (1 - e^{-kqn}),$$

где N_0 – начальное значение коэффициента натренированности на момент начала подготовки (после окончания летного училища, опыта полетов на других типах ВС, длительных перерывах в подготовке);

KN – коэффициент натренированности;

n – число повторов выполнения заданного упражнения, определенное программой обучения;

q – балльная оценка за полет;

k – коэффициент, учитывающий количество повторений (циклов) летного упражнения, выполненных с заданным качеством [8].

Исходя из анализа задач летной подготовки, можно сделать вывод о возможности описания изменения коэффициента KN .

Уменьшение $KN(t)$ является лишь функцией времени перерыва в тренировке и определяется выражением [8]:

$$KN(t) = KN(t_0) \times e^{-b(t-t_0)},$$

где $N(t_0)$ – натренированность на момент времени t_0 ;

b – коэффициент, определяемый для каждого летчика экспериментально;

t – текущий (заданный) момент времени.

На рисунке 4 представлен фрагмент работы программы по расчету оценки уровня натренированности летчиков, а на рисунке 5 – графическое представление результатов расчета.

Натренированность		Редактор		Упр											
№ П/П	Воинское звание	Фамилия Имя Отчество	Классность летчика	Номер упражнения	Время перерыва	Ко	Вылетов по упражнению	Оценка упражнения	коэф. А	коэф. Р	коэф. Кн				
2	пилот	Шишкин Ю.Н.	1	10	4	0,8	8	4							0,8
1	пилот	Ганжа О.О.	1	1	4	0,85	9	5							0,85
3	пилот	Замазов Х.Р.	1	2	6	0,6	4	4							0,79
4	пилот	Петров К.Р.	2	2	3	0,6	4	4							0,6
5	пилот	Зубанов Н.П.	2	2	7	0,55	4	4							0,57
6	пилот	Иванов А.В.	3	11	4	0,45	3	3,5							0,5
7	пилот	Вавлюченко Д.Л.	3	2	7	0,45	3	4							0,52
11	пилот	Карпеня Д.Ю.	б/к	1	2	0,3	1	3							0,25
9	пилот	Жигин В.П.	б/к	1	5	0,3	1	3							0,3
9	пилот	Щербенок В.Н.	б/к	3	2	0,3	2	4							0,4
10	пилот	Черепанов Ю.И.	б/к	2	5	0,3	2	3							0,3

Рисунок 4 – Фрагмент результатов оценивания уровня натренированности

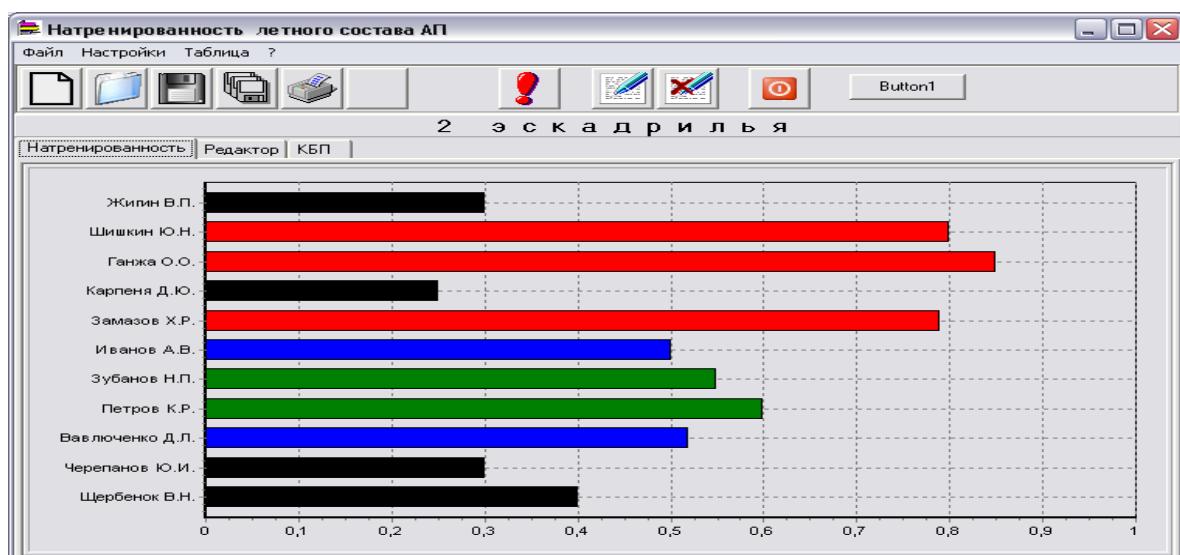


Рисунок 5 – Графическое представление результатов оценивания уровня натренированности

Второй подход заключается в том, что иногда удобнее рассматривать количественные значения натренированности не в относительных, а в абсолютных единицах измерений, например, если 5 полетных упражнений, заданных в программе по летной подготовке, выполнены на оценку «4», общий результат натренированности будет равен 20 баллам (при условии отсутствия допустимых перерывов в летной подготовке), а в случае выполнения всех упражнений, заданных программой подготовки, на оценку «5», этот балл будет равен 25.

В этом случае легче решается задача о назначении дополнительных полетов или тренировок на авиационном тренажере по конкретным полетным заданиям или упражнениям.

Разработанная авторами программа натренированности «NATR» на основании всех исходных данных выставляет интегрированную оценку, которая в свою очередь зависит от количества полётов, оценок за полёты, перерывов полётов по упражнению и начальной натренированности [7, 8].

В программном модуле предлагается применить расчетную формулу, которая будет учитывать все основные факторы для количественного оценивания уровня подготовки пилотов [9]:

$$KN = KN(t_0) + \sum_{i=1}^n (a * Q_{B_i} * e^{\frac{t_i}{T}} + b * Q_{B_i} + R),$$

где KN – оценка изменения коэффициента уровня натренированности летного состава;

$Q_{\text{нн}}$ – начальный коэффициент уровня натренированности;

a – значение весового коэффициента уровня натренированности, который определяется инструктором и характеризует сохранение кратковременной памяти за время перерыва в летной подготовке;

Q_{B_i} – оценка за выполнение i -го полёта;

t_i – рассматриваемый (текущий) период времени;

T – постоянная времени падения натренированности, дней – можно ставить любое количество дней, на своё усмотрение. Для данного количества дней, восемь суток, лётчик теряет половину кратковременной памяти. За 32 дня навыки будут утрачены;

b – весовой коэффициент остатка натренированности за один балл оценки – это долговременная память, хранит длительное время информацию;

R – не расходуемый остаток натренированности – для лётчиков, которые проходят переподготовку и у которых имеется опыт полётов.

После расчётов заполняется колонка «Натренированность» в виде количественных значений натренированности с учетом времен перерывов между вылетами и появляется график прохождения программы летной подготовки.

Пример построения графика оценки натренированности для 4-х пилотов показан на рисунке 6, а на рисунке 7 показаны значения балльных оценок за технику пилотирования при перерывах в летной подготовке.

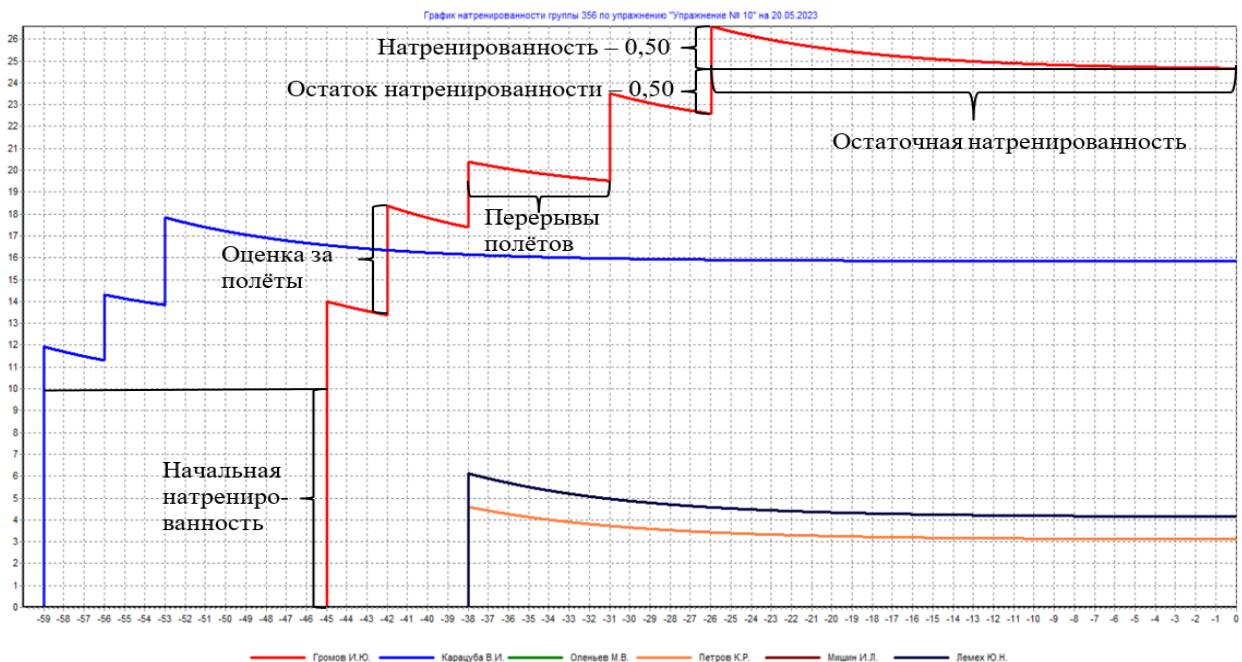


Рисунок 6 – График расчетных значений показателя натренированности

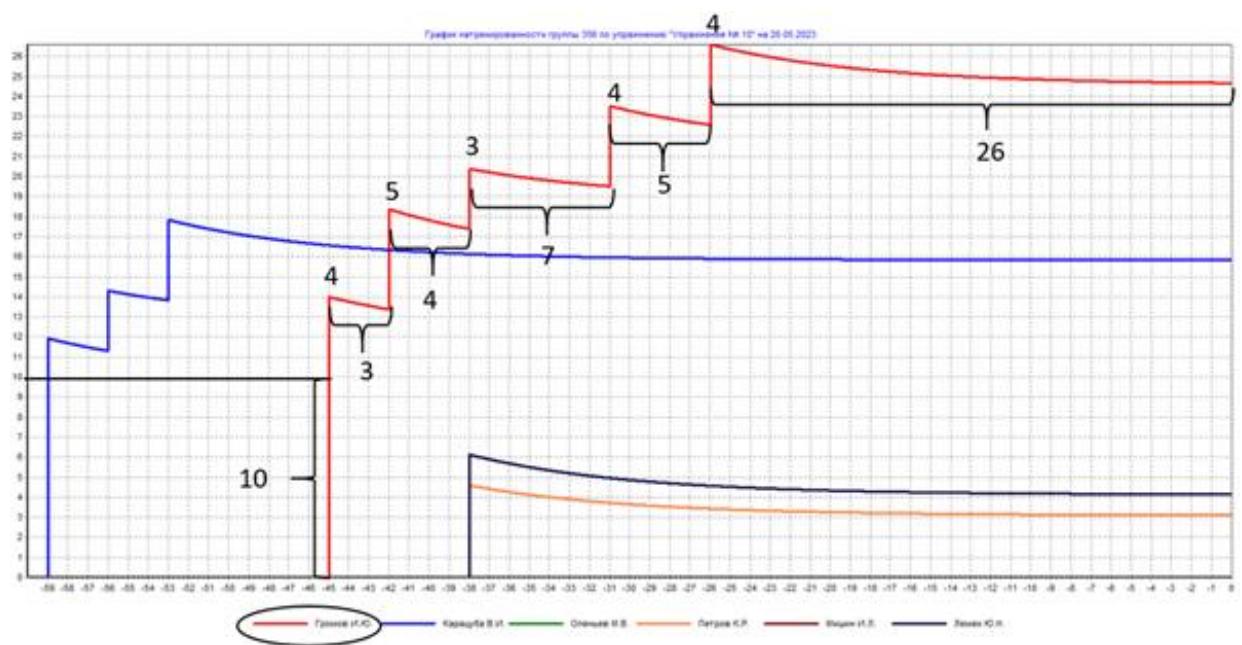


Рисунок 7 – График изменения коэффициента натренированности с учетом балльных оценок за технику пилотирования и перерывов в летной подготовке

Единственной информацией о качественных характеристиках полета являются оценки, выставляемые за полет [10, 11, 12].

Методики, алгоритмы и критерии оценивания качества техники пилотирования при выполнении отдельных элементов полетных заданий и, в частности, при анализе результатов оценивания на примере захода на посадку и посадки среднемагистрального ВС, описаны в работах авторов [11, 12].

Заключение

Методика учёта натренированности лётного состава реализована в программе «NATR».

Программа натренированности на основании всех исходных данных выставляет интегрированную оценку, которая в свою очередь зависит от количества полётов, оценок за полёты, перерывов полётов по упражнению и начальной натренированности. В программном комплексе предусмотрено решение о влиянии значения коэффициента натренированности в зависимости от качества выполнения элементов полета и упражнения в целом [8, 9, 10].

Данная программа может быть использована также для отслеживания уровня натренированности, например, военных пилотов, при прохождении программы от летчика, не имеющего классную квалификацию, до уровня 3 класса и т.д.

Кроме того, можно провести апробацию использования данной методики, например, для отслеживания динамики изменения манеры пилотирования пилотов авиакомпаний и изменения их натренированности за определенный период налета и поддержания их натренированности.

Библиографический список

1. *Картамышев П. В. Методика летного обучения / П. В. Картамышев, С. К. Оркин. – М.: Транспорт, 1987. – 279 с.*
2. *Устинов В. В. Методика объективного оценивания уровня обученности курсантов лётных училищ и планирования их лётной подготовки / В. В. Устинов, Ю. Н. Шишкин, А. С. Желтухин // Межвузовской сборник «Актуальные проблемы вузов ВВС», вып. 23. – М.: МО РФ, ВВС, 2007. – С. 75-77.*
3. *Шишкин Ю. Н. Методика и алгоритм объективного оценивания уровня натренированности летного состава (депонированная рукопись) // В. В. Устинов, Ю. Н. Шишкин, С. П. Полуэктов. Сборник рефератов деп. рукописей, вып. 82, серия Б, инф. Б. – М.: ЦВНИ МО РФ, 2008. – 38 с.*
4. *Устинов В. В. Один из подходов к планированию подготовки курсантов летных училищ с учетом уровня натренированности и качества выполнения полетного задания / В. В. Устинов, П. С. Назаров // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2020. – № 1. – С. 74-88. – EDN KLYEYH.*
5. *Устинов В. В. Методика построения программ летной подготовки с учетом количественных показателей оценки уровня натренированности / В. В. Устинов, В. В. Кашковский // Актуальные вопросы обеспечения комплексной безопасности на транспорте : Сборник статей Международной научно-практической конференции, Санкт-Петербург, 12–15 ноября 2024 года. – Санкт-Петербург: Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации им. главного маршала авиации А. А. Новикова, 2025. – С. 127-132. – EDN MZGAME.*
6. *Устинов В. В. Методика отслеживания уровня подготовки курсантов летных училищ с учетом балльного оценивания техники пилотирования / В. В. Устинов, С. А. Вставский, А. В. Гайсенок // Гражданская авиация: XXI век : Сборник материалов XVII Международной молодежной научной конференции, посвященной 80-летию Победы в Великой Отечественной Войне, 90-летию Ульяновского института гражданской авиации имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева. В 2-х частях, Ульяновск, 17–18 апреля 2025 года. – Ульяновск: Ульяновский институт гражданской авиации им. Главного маршала авиации Б. П. Бугаева, 2025. – С. 194-196. – EDN TZHKF.*

7. *Кашковский В. В.* Методика оценки натренированности пилотов с учетом показателей качества техники пилотирования / В. В. Кашковский, В. В. Устинов // Вестник кибернетики. – 2025. – Т. 24, № 2. – С. 30-37. – DOI 10.35266/1999-7604-2025-2-4. – EDN ALQYDQ.

8. *Назаров П. С.* Методики расчета весовых коэффициентов при реализации алгоритмов оценки уровня натренированности курсантов летных училищ / П. С. Назаров, В. В. Устинов // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2020. – № 4. – С. 80-92. – EDN QHTZQJ.

9. *Вставский С. А.* Методика автоматизации процесса разработки планов подготовки летного состава с учетом количественных показателей уровня натренированности и балльного оценивания качества техники пилотирования / С. А. Вставский, А. В. Гайсенок, В. В. Кашковский // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации - 2024 : сборник трудов XVII Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов, Иркутск, 05–06 декабря 2024 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2025. – С. 127-134. – EDN RNEJGT.

10. *Кашковский В. В.* Методика расчета балльных оценок за технику пилотирования по результатам записей бортовых регистраторов / В. В. Кашковский, В. В. Устинов // Вестник кибернетики. – 2025. – Т. 24, № 3. – С. 55-62. – DOI 10.35266/1999-7604-2025-3-6. – EDN QDXWRS.

11. *Устинов В. В.* Методика, алгоритм и критерий количественного оценивания качества выполнения манёвра захода на посадку и посадки среднемагистрального воздушного судна по данным средств объективного контроля / В. В. Устинов, В. В. Кашковский, Л. Г. Чобанян // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2022. – № 1. – С. 51-72. – DOI 10.51955/23121327_2022_1_51. – EDN XUARQR.

12. *Кашковский В. В.* Программный комплекс для оценки качества пилотирования летчика по данным бортовых устройств регистрации полетной информации / В. В. Кашковский, В. В. Устинов // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2025. – № 1(85). – С. 142-151. – DOI 10.26731/1813-9108.2025.1(85).142-151. – EDN BCLSUM.

СЕКЦИЯ
**«СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ, РАДИОЛОКАЦИИ,
РАДИОНАВИГАЦИИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»**
«СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ И ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ»

Председатель – Лежсанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО, канд. техн. наук, доцент

УДК 004.722

**КЛАССИФИКАЦИЯ СЕТЕВЫХ ПРИЛОЖЕНИЙ И ИХ ТРЕБОВАНИЙ
К КАЧЕСТВУ ОБСЛУЖИВАНИЯ В СОВРЕМЕННЫХ
ТЕЛЕКОММУНИКАЦИОННЫХ СИСТЕМАХ**

Батенков Кирилл Александрович, д-р техн. наук
pustur@yandex.ru

*Московский технический университет связи и информатики
(г. Москва)*

Аннотация. Представлен комплексный анализ классификации сетевых приложений по критериям временной зависимости и симметричности. Исследуются особенности требований к качеству обслуживания для различных типов приложений: реального времени, не в реальном времени, симметричных и несимметричных. Особое внимание уделено анализу ключевых параметров QoS (задержка, джиттер, потери данных) для аудио-, видео- и других типов приложений. Приводятся математические модели оценки качества обслуживания и практические рекомендации по обеспечению требуемых характеристик для разных категорий приложений.

Ключевые слова: качество обслуживания, сетевые приложения, задержка передачи, джиттер, классификация приложений.

**CLASSIFICATION OF NETWORK APPLICATIONS AND THEIR
QUALITY OF SERVICE REQUIREMENTS IN MODERN
TELECOMMUNICATION SYSTEMS**

Batenkov Kirill A., doctor of technical sciences

*Moscow Technical University of Communications and Informatics
(Moscow)*

Abstract. A comprehensive analysis of the classification of network applications according to the criteria of time dependence and symmetry is presented. The features of the quality of service requirements for various types of applications are investigated: real-time, non-real-time, symmetric and non-symmetric. Special attention is paid to the analysis of key QoS parameters (latency, jitter, data loss) for audio, video and other types of applications. Mathematical models of service quality assessment and practical recommendations for providing the required characteristics for different categories of applications are presented.

Keywords: quality of service, network applications, transmission delay, jitter, classification of applications.

Введение

Современные телекоммуникационные сети предоставляют широкий спектр услуг, каждая из которых предъявляет уникальные требования к качеству обслуживания. В данной работе рассматривается классификация сетевых приложений по двум ключевым критериям: временной зависимости (приложения реального времени и не в реальном времени) и симметричности (симметричные и несимметричные приложения).

Приложения реального времени, такие как VoIP и видеоконференцсвязь, требуют строгого соблюдения временных параметров передачи данных, в то время как приложения не в реальном времени (например, электронная почта или файловые передачи) более терпимы к задержкам. Симметричные приложения характеризуются сопоставимым объемом передаваемых данных в обоих направлениях, тогда как несимметричные (например, видеопотоки) имеют существенную разницу в объемах входящего и исходящего трафика.

Актуальность исследования обусловлена необходимостью разработки дифференцированных подходов к обеспечению качества обслуживания для различных категорий приложений. В работе анализируются основные параметры QoS (задержка передачи, вариация задержки, потери данных) и их влияние на пользовательский опыт при работе с разными типами приложений. Особое внимание уделяется проблеме стандартизации методов измерения и оценки параметров качества обслуживания.

Виды приложений

Различные приложения могут характеризоваться определенными признаками, основными из которых являются временная зависимость и симметричность [1, 2].

С точки зрения временной зависимости приложения разделяются на приложения реального времени (real time) и приложения не в реальном масштабе времени (non real time – не критичные к временным параметрам, требующие гарантий доставки).

Для приложения реального времени оказывается существенным время, при котором переданные данные поступают на терминал пользователя. При этом приемлемой своевременностью является достаточно малое время передачи данных приложения. Также различают гибкие приложения реального времени и жесткие (негибкие), последние из которых при неудовлетворительном качестве обслуживания приводят к отказу в обслуживании [3]. Здесь и далее оба вида приложений будем рассматривать в рамках единой группы приложений реального времени.

В приложениях реального времени передаваемая прикладным процессом информация должна передаваться приемнику с сохранением исходных временных свойств, присущих именно данному процессу. Для удовлетворительного обслуживания пользователей в этом случае требуется соблюдение жестких требований к задержке и джиттеру (вариации задержки) передаваемых данных: ограничение задержки позволяет обеспечить

синхронность работы источника и приемника, а джиттер – равномерность поступающей информации.

Приложения не в реальном масштабе времени не имеют строгих требований с точки зрения сохранения временных свойств передаваемой информации. Подобные приложения не вызывают отказ в обслуживании в случае неудовлетворительного качества временных параметров, в том числе и не обладают большой чувствительностью ни к задержке передачи, ни к джиттеру.

С точки зрения симметричности приложения разделяются на симметричные (symmetric) и несимметричные (asymmetric) приложения.

Симметричные приложения характеризуются сопоставимостью потребляемых ресурсов как прямого (запросов от источника к получателю), так и обратного (ответов получателя источнику) потоков передачи.

Несимметричные приложения предполагают использование значительно меньших потребляемых ресурсов прямым потоком передачи по сравнению с обратным.

Градации степени симметричности приложений приводят к возникновению различных уровней их интерактивности (диалоговости), что предопределяет наличие дифференцированных требований к задержке и времени отклика на запросы.

Существующие основные приложения разделяют на четыре группы: аудиоприложения, видеоприложения, приложения передачи данных и фоновые приложения (рисунок 1).

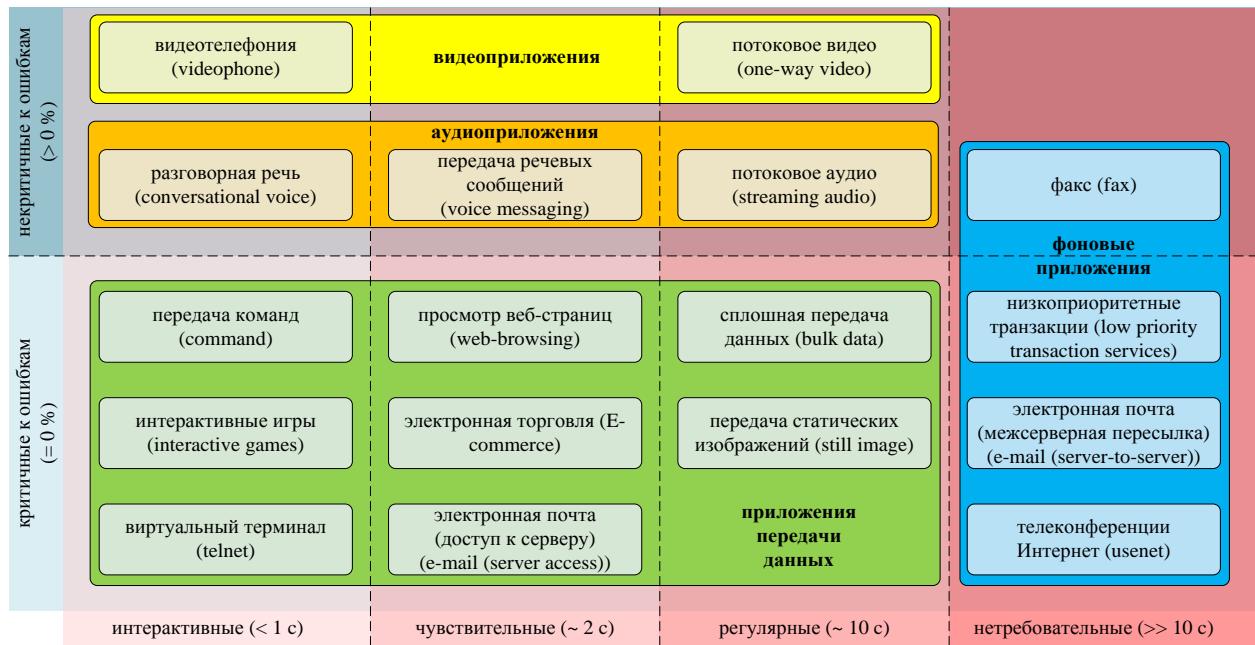


Рисунок 1 – Классификация приложений

Наиболее распространенными *аудиоприложениями* являются следующие: разговорная речь (conversational voice), передача речевых сообщений (voice messaging) и потоковое аудио (streaming audio).

Требования к *разговорной речи*, в основном, определяются односторонней задержкой распространения. При этом существует два четко выраженных эффекта, вызываемых задержкой передачи. Первый – это возникновение эхо в сочетании с переходом от двухпроводной к четырехпроводной схеме или даже акустической связи в терминале. Данное явление вызывают деградацию качества разговорной речи при увеличении задержки до величины порядка десятков миллисекунд. В результате возникает необходимость обеспечения специальных мер эхокомпенсации. Второе явление возникает при приближении задержки передачи к значению, когда проявляются эффекты, связанные с динамикой разговора, то есть, когда задержка становится заметной для абонентов. Порогом чувствительности при этом являются величины задержки порядка нескольких сотен миллисекунд.

В то же время человеческих слух не чувствителен к краткосрочной вариации задержки. С практической точки зрения для большинства речевых услуг вариация задержки, вызываемая стохастичностью времен поступления пакетов (кадров, ячеек), достаточно хорошо нивелируется специальным буфером компенсации джиттера.

Требования к потере информации обуславливаются низкой чувствительностью человеческого слуха к незначительным искажениям речевого сигнала. Так, в системах цифровой передачи речи основным источником снижения качества разговорной речи является использование низкоскоростного кодирования и деградация результирующих характеристик в условиях потери части передаваемых данных, например, пакетов.

Параметры качества

К основным параметрам качества обслуживания относят задержку передачи, вариацию задержки и потери информации (ошибки) [1]. Кроме того, при одновременной передаче аудио- и видеосигналов рассматривают также синхронность потоков. Отметим, что, к сожалению, четких определений параметров качества в рекомендации G.1010 [1] не приводится – существуют лишь общие их описания с указанием границ. В результате введенные границы, в отличие от границ качества функционирования сети, носят скорее даже не рекомендательный характер, а обзорный. Кроме того, появляется значительная вольность в вычислении показателей качества обслуживания, что особенно ярко проявляется при расчете джиттера.

Задержка передачи τ (наиболее часто используется так называемая односторонняя задержка) может, в зависимости от типа рассматриваемого приложения, быть представлена в различных формах, например, временем между моментом запроса пользователя информации и моментом получения соответствующего ответа, или временем между моментами посылки речевого кадра источником и приемом этого кадра получателем.

Вследствие стохастической природы процесса передачи информации посредством пакетной сети обычно задержку передачи рассматривают на уровне первых моментов распределения, то есть качество обслуживания характеризуют *средней задержкой передачи*:

$$m_\tau = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \tau_i,$$

где τ_i – задержка передачи порции данных (пакета, кадра, сегмента и т. д.); n – объем исследуемой выборки.

Задержка передачи оказывает непосредственное влияние на удовлетворенность пользователя предоставляемой услугой и включает в себя задержки в терминалах, сети или других устройствах, находящихся на пути следования потоков данных. Отметим также, что с точки зрения пользовательского восприятия задержка передачи учитывает также и ряд вспомогательных сетевых параметров (например, пропускную способность), в том числе и параметров качества функционирования сети.

Вариация задержки передачи v вычисляется на основе статистических данных о задержке. Будем предполагать, что рассматриваемая статистика вариации задержки соответствует *амплитуде вариации задержки передачи*:

$$v_\tau = \max_i |\tau_i - m_\tau|, i = 1, 2, \dots, n.$$

Отметим, что иногда также рассматривается и размах амплитуды

$$v_\tau = \max_i \tau_i - \min_i \tau_i, i = 1, 2, \dots, n,$$

или даже среднеквадратическое отклонение

$$v_\tau = \sqrt{\sum_{i=1}^n (\tau_i - m_\tau)^2}, i = 1, 2, \dots, n.$$

Кроме того, по аналогии с параметрами качества функционирования сети, могут использоваться и различные квантили распределения задержки.

Вариация задержки передачи обычно рассматривается как показатель качества обслуживания вследствие значительного влияния на параметры потоков транспортного уровня неопределенности длительностей передачи отдельных порций данных нижележащих уровней (кадров, пакетов, ячеек). Тем не менее, услуги (приложения), чувствительные к вариации задержки, как правило, предпринимают определенные усилия для устранения, или, по крайней мере, для существенного снижения негативных последствий стохастичности времен прибытия данных путем использования буфера, снижающего вариацию задержки на уровне пользователя (приложений).

Потери информации оказывают непосредственное влияние на качество информации, доставляемой пользователю, будь то речь, изображения, видео или данные. В данном контексте потери информации не ограничиваются эффектами

битовых ошибок или потери пакетов (кадров, ячеек) во время передачи, а также включают другие деградационные факторы, например, вызванные низкоскоростным кодированием речи.

Для видео- и аудиоприложений обычно используется *коэффициент потери порций данных* (пакетов, кадров, сегментов и т. д.):

$$p_l = \frac{n_l}{n + n_l},$$

где n – число правильно переданных порций, n_l – число потерянных порций.

Для приложений передачи данных и фоновых применяют *коэффициент ошибочных битов*:

$$p_b = \frac{n_e}{n_b},$$

где n_e – число бит, принятых с ошибками; n_b – число доставленных бит.

Синхронность аудио- и видеопотоков целесообразно оценивать на основе *максимального значения рассинхронизации*:

$$s_\tau = \max_i |\tau_{a,i} - \tau_{v,i}|, i = 1, 2, \dots, n.$$

где $\tau_{a,i}$ – задержка передачи порции данных аудиопотока; $\tau_{v,i}$ – задержка передачи порции данных видеопотока; n – объем исследуемой выборки.

Заключение

Проведенное исследование позволило систематизировать требования к качеству обслуживания для различных категорий сетевых приложений. Установлено, что приложения реального времени (особенно «жесткие») наиболее критичны к задержке передачи и джиттеру, в то время как приложения не в реальном времени более чувствительны к потерям данных.

Для аудиоприложений ключевым параметром является односторонняя задержка, при этом человеческий слух демонстрирует различную чувствительность к разным уровням задержки: от десятков миллисекунд (эффект эха) до сотен миллисекунд (нарушение динамики разговора). Вариация задержки успешно компенсируется буферизацией, что делает этот параметр менее критичным для речевых приложений.

Разработанные математические модели оценки параметров QoS (средняя задержка, вариация задержки, коэффициент потерь) позволяют более точно оценивать качество обслуживания для разных типов приложений. Однако отсутствие единых стандартов измерения этих параметров остается существенной проблемой.

Перспективным направлением дальнейших исследований является разработка адаптивных алгоритмов управления QoS, способных автоматически

подстраивать параметры сети под требования конкретных приложений и текущие условия работы сети. Это позволит оптимизировать использование сетевых ресурсов при обеспечении требуемого качества обслуживания.

Библиографический список

1. Rec. G.1010. End-user multimedia QoS categories. – 2001–11. – Geneva : ITU-T, 2002. – 18 p.
2. *Chen Ya. QoS Requirements of network applications on the Internet / Yan Chen, Toni Farley and Nong Ye // Information. Knowledge. Systems Management. – No 4. – 2004. – P. 55-76.*
3. *Батенков А. А. Вероятность связности телекоммуникационной сети на основе приведения нескольких событий несвязности к объединению независимых событий / А. А. Батенков, К. А. Батенков, А. Б. Фокин // Информационно-управляющие системы. – 2021. – № 6(115). – С. 53-63. – DOI 10.31799/1684-8853-2021-6-53-63. – EDN AOUANJ.*

УДК 621.396

МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ТРАЕКТОРНОГО ДВИЖЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ И БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ В ЕДИНОМ ВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ ПРИ АНОМАЛЬНЫХ УСЛОВИЯХ НАВИГАЦИОННЫХ ОПРЕДЕЛЕНИЙ

Ерохин Вячеслав Владимирович д-р техн. наук

Ww_erohin@mail.ru

Малисов Николай Павлович

malisovnik@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Аннотация. Высокоточное определение параметров траекторного движения воздушных судов (ВС) и беспилотных авиационных систем (БАС) в едином воздушном пространстве возможно обеспечить благодаря глобальным навигационным спутниковым системам (ГНСС). Однако, в последние годы проявляется проблема недостаточной помехозащищенности и точности навигационно-временных определений по данным ГНСС. Один из способов повышения точности позиционирования и выдерживания заданной траектории является применение интегрированных инерциально-спутниковых систем навигации, реализующих алгоритмы комплексной обработки информации на основе Калмановской теории фильтрации. Погрешности оценки координат в аномальных условиях измерений приводят к отклонению траектории полета от заданной. Эффективно управлять траекторией можно лишь, когда достаточно точно известны навигационные параметры. Поэтому, в работе предлагается использовать алгоритм идентификации параметров информационно-управляющей системы. Приведены результаты моделирования алгоритма идентификации и исследования его точностных характеристик.

Ключевые слова: интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации, идентификации, система управления, информационно-управляющая система, алгоритм Летова-Калмана, аномальные условия навигационных определений.

METHODS AND ALGORITHMS FOR ESTIMATING TRAJECTORY PARAMETERS OF AIRCRAFT AND UNMANNED AERIAL SYSTEMS IN A SINGLE AIRSPACE UNDER ABNORMAL CONDITIONS OF NAVIGATION DEFINITIONS

Erokhin Vyacheslav V., Doctor of Technical Sciences
Malisov Nikolay P.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. Highly accurate determination of aircraft and unmanned aerial systems (UAS) trajectory parameters in a single airspace is achieved through global navigation satellite systems (GNSS). However, in recent years, the problem of insufficient noise immunity and accuracy of navigation and timing determinations based on GNSS data has become evident. One approach to improve positioning accuracy and maintain a predetermined trajectory is to use integrated inertial-satellite navigation systems implementing complex data processing algorithms based on Kalman filtering theory. Errors in estimating navigation parameters lead to deviations in the flight path from the predetermined one. Effective trajectory control is only possible when the navigation parameters are known with sufficient accuracy. Therefore, this paper proposes using an algorithm for identifying the parameters of an information and control system. The results of modeling the identification algorithm and analyzing its accuracy characteristics are presented.

Keywords: integrated inertial-satellite navigation systems, identification, control system, information and control system, Letov-Kalman algorithm, anomalous conditions of navigational definitions.

Введение

Аэронавигационная система (АНС) России представляет собой единую систему организации использования воздушного пространства Российской Федерации и аэронавигационного обслуживания. В соответствии с концепцией для устойчивого развития АНС России, требуется переход аэронавигационного обеспечения с традиционного, основанного на наземных радиомаячных устройствах, на спутниковые и цифровые технологии, обеспечивающие более высокую точность и устойчивость управления воздушным движением. Высокоточное определение параметров траекторного движения воздушных судов (ВС) и беспилотных авиационных систем (БАС) в едином воздушном пространстве возможно обеспечить благодаря глобальным навигационным спутниковым системам (ГНСС), которые выдают координатно-временную информацию в систему траекторного управления полетом [1]. Однако, в реальных условиях эксплуатации применение ГНСС в качестве основного средства навигации ограничивают проблемы, связанные с обеспечением целостности, доступности и непрерывности навигационно-временных определений. Подавление ГНСС и спуфинг стали неотъемлемой частью кризисных ситуаций в различных регионах мира. Данные обстоятельства снижают эффективность применения систем траекторного управления полетом, зависящую от погрешности определения координат ВС и БАС [2]. Все вышеперечисленные факторы актуализируют необходимость применения

технологий автономной навигации. Внимание к инерциальным навигационным системам обусловлено растущей уязвимостью спутниковых технологий, при этом автономные датчики дополняют ГНСС в составе интегрированных навигационных систем [3]. Современные и перспективные пилотажно-навигационные комплексы ПНК для определения навигационных параметров полета включают в свой состав бортовой приемник ГНСС и бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), образуя интегрированную инерциально-спутниковую систему навигации (ИИССН). Для комплексирования БИНС и ГНСС на практике широкое распространение получили различные варианты фильтра Калмана (ФК), которые позволяют получить оценку переменных вектора состояния на основе априорной информации о динамике погрешностей навигационных измерителей, интенсивности шумов измерений [4]. При этом актуальными являются исследования особенностей функционирования алгоритмов в аномальных условиях навигационных определений.

В статье под аномальными условиями навигационных определений понимаются – условия отсутствия достоверной статистической информации о входных шумах и минимально необходимого количества навигационных спутников для решения навигационной задачи.

Цель статьи – разработка методов и алгоритмов оценки параметров траекторного движения воздушных судов и беспилотных авиационных систем в едином воздушном пространстве при аномальных условиях навигационных определений на основе интегрированных навигационных комплексов.

Материалы и методы решения задачи и принятые допущения

В последнее время предъявляются высокие требования к системам управления, так как от них зависит точность выдерживания заданного маршрута полета ВС. Задача управления не несет в себе полную информацию, так управление ВС происходит под действием большого числа непредсказуемых факторов, которые носят случайный характер. Кроме того, результаты измерений по данным источников навигационной информации (ИНИ) зачастую оказываются аномальными. Таким образом в условиях неполной априорной информации о внешних воздействиях и о параметрах самого объекта задача управления усложняется [5].

В системах оптимального управления важным является построение адекватных моделей, отличие моделей от реальной системы приводит к существенному снижению качества управления. В связи с этим актуальной задачей становится возможность уточнения модели за счет решения задачи идентификации, которая в [6] сформулирована следующим образом: необходимо построить оптимальную в некотором смысле модель системы по результатам наблюдений за входными и выходными переменными. Система при этом функционирует в нормальном режиме, т. е. в обстановке случайных возмущений и помех.

Алгоритм и модель идентификации

Сформулируем задачу синтеза оптимального управления следующим образом. Пусть имеется вектор требуемых координат ВС или БАС \mathbf{x}_T , который представляет собой требуемую траекторию полета [5, 7]. Динамика переменных вектора \mathbf{x}_T записывается в виде:

$$\mathbf{x}_{T,v} = \Phi_{T,v} \mathbf{x}_{T,v-1} + \mathbf{G}_{T,v} \mathbf{n}_{T,v-1}, \quad (1)$$

где $v = \overline{0, N-1}$ – временной индекс; N – число отсчетов, $\Phi_{T,v}, \mathbf{G}_{T,v}$ – матрицы размерности $n \times n$ и $n \times l$; $\mathbf{n}_{T,v}$ – l -мерный вектор дискретных белых гауссовских шумов (ДБГШ) с известными вероятностными характеристиками.

Выражение для управляемой траектории полета \mathbf{x}_y представим в виде:

$$\mathbf{x}_{y,v} = \Phi_{y,v} \mathbf{x}_{y,v-1} + \mathbf{B}_{y,v-1} \mathbf{u}_{v-1} + \mathbf{G}_{y,v} \mathbf{n}_{y,v-1}, \quad (2)$$

где \mathbf{u}_{v-1} – p -мерный вектор управляющих сигналов; $\mathbf{u}_v \in \mathbf{U}$ – множество допустимых значений управлений; $\mathbf{n}_{y,v-1}$ – q -мерный вектор ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционной матрицей Ψ_y .

Вектор измерений ξ представим в виде:

$$\xi_v = \mathbf{H}_v \mathbf{x}_v + \mathbf{n}_v, \quad (3)$$

где $\xi_v = [\xi_{1,v} \dots \xi_{m,v}]^T$ – m – количество ИНИ; \mathbf{n}_v – m -мерный вектор ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционной матрицей \mathbf{V} ; полагаем, что шумы $\mathbf{n}_{T,v}$, $\mathbf{n}_{y,v}$ и \mathbf{n}_v независимы; \mathbf{H}_v – матрица наблюдений размерности $m \times n$.

Вводится обобщенный вектор $\mathbf{x} = [\mathbf{x}_T^T, \mathbf{x}_y^T]^T$, который позволяет представить модель состояния в виде:

$$\begin{aligned} \mathbf{x}(k) &= \Phi(k, k-1) \mathbf{x}(k-1) + \mathbf{B}(k-1) \mathbf{u}(k-1) + \xi_x(k-1), \\ \mathbf{x}(k) &= \begin{bmatrix} \mathbf{x}_T(k) \\ \mathbf{x}_y(k) \end{bmatrix} \quad \Phi(k, k-1) = \begin{bmatrix} \Phi_T(k, k-1) & \mathbf{O}_1 \\ \mathbf{O}_2 & \Phi_y(k, k-1) \end{bmatrix}, \\ \mathbf{B}(k-1) &= \begin{bmatrix} \mathbf{O}_3 \\ \mathbf{B}_y(k-1) \end{bmatrix} \quad \xi_x(k-1) = \begin{bmatrix} \xi_T(k-1) \\ \xi_y(k-1) \end{bmatrix} \end{aligned}$$

Для формирования сигналов управления необходима информация о фазовых координатах вектора состояния \mathbf{x} ВС и БАС в едином воздушном пространстве, получение которых возможно путем применения алгоритмом оптимальной оценки $\hat{\mathbf{x}}$ процесса \mathbf{x} в реальном масштабе времени. Для

формирования сигналов траекторного управления предлагается использовать методы статистической теории оптимального управления.

Оценка $\hat{\mathbf{x}}$ процесса \mathbf{X} будет тем точнее, чем больше априорных сведений о параметрах систем и процессов. В нашем случае, применительно к моделям (1) – (3) такими параметрами являются элементы матриц Φ_T , \mathbf{G}_T , Φ_y , \mathbf{G}_y , \mathbf{B}_y , \mathbf{B}_y , \mathbf{H} , \mathbf{V} . Применительно к нестационарным системам и процессам в аномальных условиях навигационных определений, свойственным инерциально-спутниковым системам навигации, точность сведений об этих параметрах приобретает особое значение ввиду того, что элементы перечисленных матриц являются функциями времени.

Алгоритм локально-оптимального дискретного управления траекторией полета, полученный на основе методов статистической теории оптимального управления в постановке Летова-Калмана, имеет вид [5, 7, 8, 9]:

$$\mathbf{u}_{v-1} = -\mathbf{L}_{v-1}\tilde{\mathbf{x}}_{v-1}, \quad (4)$$

где $\mathbf{L}_{v-1} = [\mathbf{P}_v + \mathbf{B}_{v-1}^T \mathbf{Q}_v \mathbf{B}_{v-1}]^{-1} \mathbf{B}_{v-1}^T \mathbf{Q}_v \Phi_{v/v-1}$ – коэффициент усиления; $\tilde{\mathbf{x}}_v = \Phi_{v/v-1} \hat{\mathbf{x}}_{v-1} + \mathbf{B}_{v-1} \hat{\mathbf{u}}_{v-1}$ – экстраполированная оценка вектора состояния.

Апостериорная оценка переменных вектора состояния формируется на основе уравнений фильтра Калмана [5, 7, 8, 9]:

$$\hat{\mathbf{x}}_v = \tilde{\mathbf{x}}_v + \mathbf{K}_v [\xi_v - \mathbf{H}_v \tilde{\mathbf{x}}_v]; \quad (5)$$

$$\mathbf{K}_v = \mathbf{P}_{v/v-1} \mathbf{H}_v^T [\mathbf{H}_v \mathbf{P}_{v/v-1} \mathbf{H}_v^T + \mathbf{V}_v]^{-1}, \quad (6)$$

$$\mathbf{P}_{v/v-1} = \Phi_v \mathbf{P}_{v-1} \Phi_v^T + \mathbf{G}_v \mathbf{Q}_{v-1} \mathbf{G}_v^T, \quad (7)$$

$$\mathbf{P}_v = [\mathbf{I} - \mathbf{K}_v \mathbf{H}_v] \mathbf{P}_{v/v-1}. \quad (8)$$

Выражения (4) - (8) определяют алгоритм управления траекторией полета на основе формирования оптимальной оценки вектора состояния. Система формирования оптимального управления должна включать в свой состав следующие подсистемы: оптимальный фильтр, формирующий для оценки $\hat{\mathbf{x}}$ фазовых координат, и оптимальный регулятор, формирующий управление (4).

Конкретизируем уравнение (4) применительно к полету БАС по заданному маршруту в виде:

$$\mathbf{u}_v = l_v (\Psi_{T,v-1} - \hat{\Psi}_{y,v-1}).$$

При реализации путевого метода маршрутного полета формирование управляющего сигнала осуществляется следующим образом [10]:

– вычисляется заданный курс $\Psi_{\text{зад}}$ до промежуточного пункта маршрута (ППМ) по формуле:

$$\Psi_{\text{зад}} = \arctg \left(\frac{y_{\text{ППМ}} - y}{x_{\text{ППМ}} - x} \right),$$

где $x_{\text{ППМ}}, y_{\text{ППМ}}$ – координаты ППМ;

– формируется сигнал заданного крена по закону

$$\gamma_{\text{зад}} = K_{\gamma}^{\Psi} (\Psi_{\text{зад}} - \Psi),$$

где K_{γ}^{Ψ} – передаточный коэффициент.

Следует отметить, что при зональной навигации могут задаваться координаты виртуальной ППМ без привязки к физически существующей точке на местности.

В условиях отсутствия достоверных сведений о параметрах системы и процессов применяются алгоритмы идентификации, позволяющие формировать оценки, оптимальные по критерию минимума среднеквадратического отклонения (СКО):

$$\hat{\mathbf{H}} = M \{ \mathbf{H} | \xi \}, \hat{\Phi} = M \{ \Phi | \xi \}, \hat{\mathbf{B}} = M \{ \mathbf{B} | \xi \}, \hat{\mathbf{G}} = M \{ \mathbf{G} | \xi \}.$$

Полученные оценки затем используются в алгоритмах фильтрации и управления, при этом в общую структуру добавляется подсистема, представляющая собой оптимальный идентификатор, для оценки параметров $\Phi_t, \mathbf{G}_t, \Phi_y, \mathbf{G}_y, \mathbf{B}_y, \mathbf{B}_y, \mathbf{H}, \mathbf{V}$ в условиях, когда априорные сведения о значениях их элементов известны не точно.

В данной статье наиболее подробно рассматривается идентификация параметров информационно-управляющей системы (ИУС), когда отсутствует достоверная априорная информация о возмущениях и помехах, а измерению доступен только выходной сигнал. В [6] предложена модификация метода идентификации State-Variable Filter (SVF) с использованием подхода, позволяющего выбрать параметры системы на основе экспериментальных данных при отсутствии априорной информации о помехах и возмущениях.

Составив линейную регрессионную модель вида [6],

$$r\xi(t) = \lambda^T(t) \Theta + v_f(t),$$

где $\lambda(t)$ – вектор измеряемых величин; Θ – вектор неизвестных параметров; $v(t)$ – помеха измерений или результат действия на объект возмущений; r – настраиваемый параметр; $\xi(t)$ – выходной сигнал системы.

В процессе обработки экспериментальных данных, содержащих N отсчетов, формируется вектор измерений $\xi = [r\xi_1(t) r\xi_2(t) \dots r\xi_N(t)]^T$, вектор известных сигналов λ и производится оценка неизвестных параметров в соответствии с методом наименьших квадратов [6]:

$$\hat{\Theta} = \arg \min_{\Theta} ((\xi - \lambda \Theta)^T (\xi - \lambda \Theta)), \quad (9)$$

$$\hat{\Theta} = (\lambda^T \lambda)^{-1} \lambda^T \xi. \quad (10)$$

В зависимости от выбора регулируемого параметра r в фильтре состояний, он может использоваться для фильтрации возмущений и помех, действующих на ИУС. В таком случае, выбор подходящего значения параметра r основывается на знании априорной информации о статистических характеристиках возмущающих воздействий и помех, которые в реальных условиях эксплуатации неизвестны. Поэтому необходимо реализовать процесс наилучшей в некотором смысле идентификации параметров сигналов и системы. Алгоритм идентификации основывается только на экспериментальных данных при условии отсутствия априорной информацией о свойствах возмущающей и помех.

Выражение для нахождения оценки вектора неизвестных параметров в соответствии с (9) можно записать в виде:

$$\hat{\Theta}^* = \hat{\Theta}(r^*). \quad (11)$$

Невязку выходных сигналов модели и реально измеренных значений можно представить в виде:

$$\mathbf{e}_m^*(t) = \xi(t) - \xi_m^*(t). \quad (12)$$

Анализ полученных выражений показывает, что вектор λ будет содержать информацию о действовавших на систему помехах и возмущениях, а сигнал $\xi_m^*(t)$ – как ИУС с полученными при идентификации (11) параметрами будет реагировать на задающее воздействие $\mathbf{g}(t)$ в отсутствие помех и возмущений [6].

Для нахождения оптимального значения параметра используется критерий качества идентификации, предложенный в [6], позволяющий найти r , который обеспечит этому критерию наилучшее значение:

$$J(r^*, \xi(t), \mathbf{g}(t)) = \|\mathbf{e}_m^*(t)\|.$$

Данный критерий показывает, насколько выходная информация, полученная при идентификации модели ИУС, будет совпадать с реальными измерениями на выходе системы. Данний критерий позволяет решить задачу идентификации путем реализации алгоритма оптимизации:

$$r_{opt} = \arg \min_{r^*} J(\Theta^*(r^*), \xi(t), \mathbf{g}(t)),$$

На практике алгоритм оптимизации реализуется следующим образом. Проводятся псевдодальномерные измерения приемником спутниковой навигации по сигналам навигационных спутников ГНСС в точке, координаты

которой известны с геодезистской точностью. В этой точке проводятся измерения реальные дальности до спутников с помощью лазерного дальномера. На основе невязки дальномерных измерений определяется значение регулируемого коэффициента r следующим образом. В широком диапазоне значений выполняется перебор r с заданным шагом, для каждого вычисляется критерий (9) и строится функциональная зависимость $J(r)$. Потом значение r , которое обеспечивает минимум критерия, используется как начальное условие для алгоритма оптимизации, в частности, модифицированного метода Хука-Дживса, блок-схема которого представлена на рисунке 1.

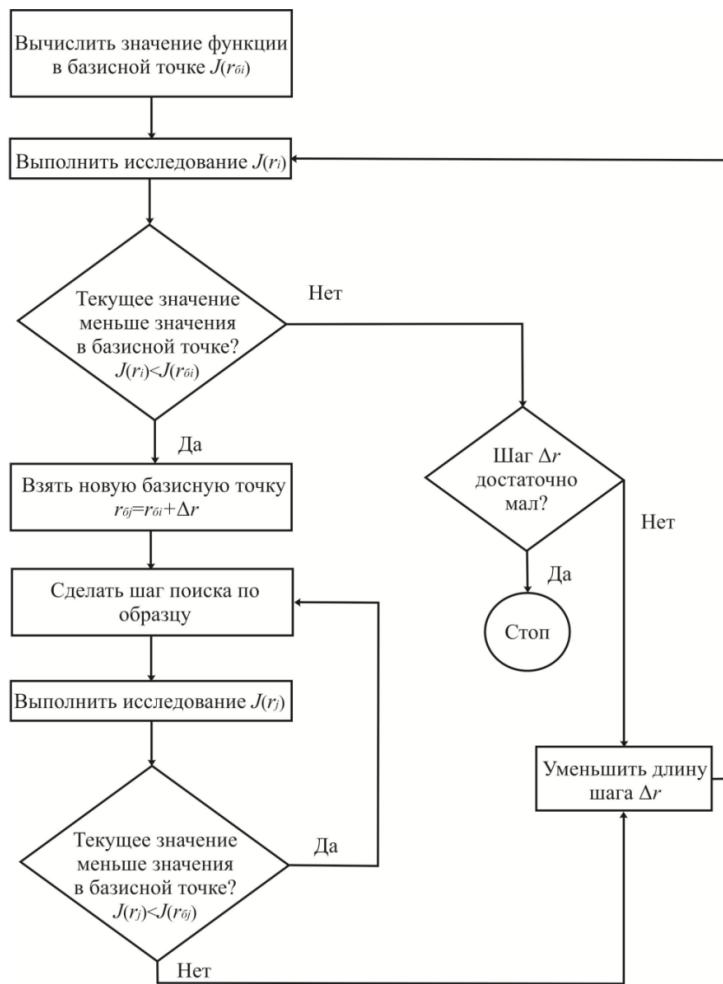


Рисунок 1 – Блок-схема алгоритма оптимизации на основе модифицированного метода Хука-Дживса

Практическая реализация показала, что метод Хука-Дживса хорошо себя зарекомендовал и эффективно применим для широкого числа приложений.

Моделирование и исследование

В этом разделе представлены результаты моделирования алгоритма комплексной обработки навигационной информации с реализацией процедуры идентификации. Статистические характеристики оценок горизонтальных координат представлены на рисунках 2-3.

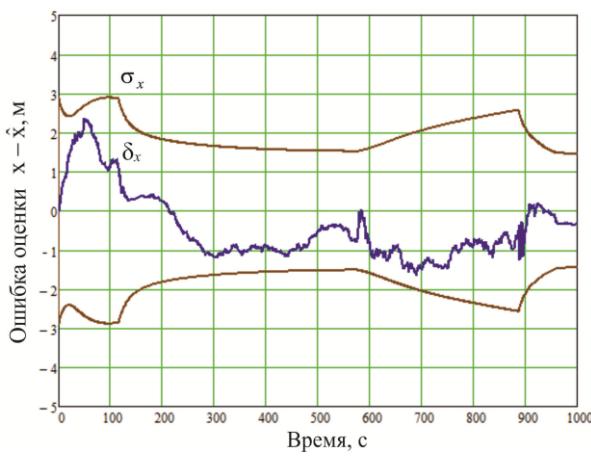


Рисунок 2 – СКО и ошибка оценки координаты x

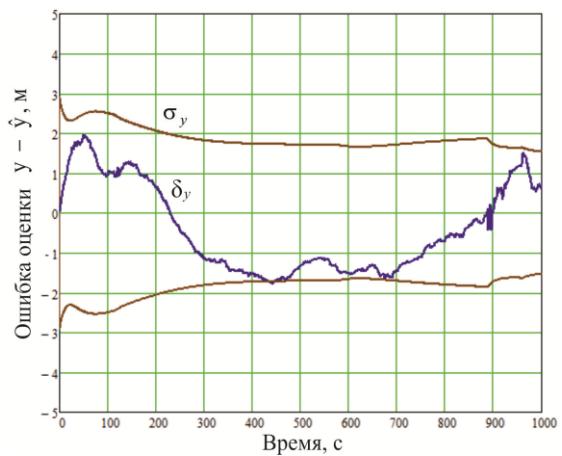


Рисунок 3 – СКО и ошибка оценки координаты y

На рисунке 4 представлен сигнал управления траекторией полета ВС при выдерживании требуемого маршрута полета.

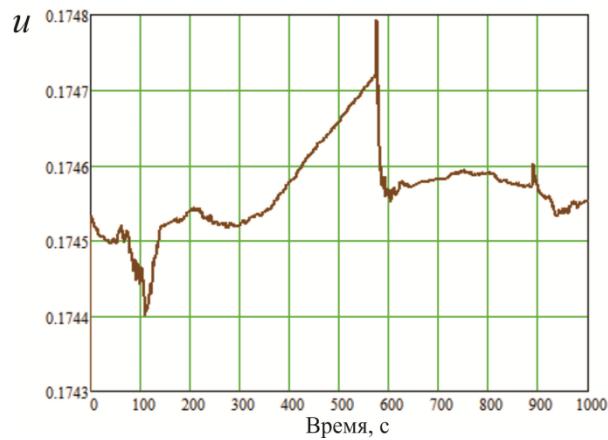


Рисунок 4 – Сигнал управления траекторией полета

Анализ представленных результатов исследований показывает высокую точность оценки параметров траекторного движения и формирования закона управления представленным алгоритмом в аномальных условиях навигационных определений.

Заключение

В работе предложен алгоритм комплексной обработки навигационной информации в интегрированной инерциально-спутниковой системе навигации с реализацией процедуры идентификации.

Предложенный алгоритм отличается от известных ранее реализацией процедуры идентификации параметров ИУС, когда реализация алгоритмов комплексной обработки информации и управления траекторией полета осуществляется в условиях априорной неопределенности информации о действующих возмущениях и помехах. Добавление процедуры идентификации

позволяет повысить точность выдерживания заданного маршрута полета в аномальных условиях навигационных определений.

Методами имитационного статистического моделирования проведено исследование характеристик предложенного алгоритма. Анализ полученных результатов показал, что погрешность определения горизонтальных координат не превышает 3 м, что позволяет получить минимальное отклонение управляемой траектории полета от требуемой. Результаты демонстрируют эффективность алгоритма идентификации, применение которого позволит повысить точность выдерживания заданного маршрута полета в аномальных условиях навигационных определений.

Библиографический список

1. Бортовой пилотажно-навигационный комплекс / Э. А. Болелов, Е. Б. Биктеева, И. О. Прокофьев. – М. : ИД Академии Жуковского, 2018. – 48 с.
2. Ерохин В. В. Исследование погрешностей определения координат беспилотных авиационных систем на основе натурных экспериментов / В. В. Ерохин, Н. П. Малисов // Научный альманах. – 2025. – № 6-2(128). – С. 18-23. – EDN EUGAYJ.
3. Ерохин В. В. Анализ влияния траектории движения динамического управляемого объекта на точность определения навигационных параметров / В. В. Ерохин, В. А. Каракенцев, Н. П. Малисов // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2021. – № 2(70). – С. 145-153. – DOI 10.26731/1813-9108.2021.2(70).145-153. – EDN CBVHNEO.
4. Лежанкин Б. В. Управление траекторией полета беспилотного летательного аппарата при различной конфигурации источников навигационной информации / Б. В. Лежанкин, В. В. Ерохин, Н. П. Малисов // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2024. – № 1. – С. 113-127. – DOI 10.51955/2312-1327_2024_1_113. – EDN NSRDTA.
5. Воронов А. А. Теория автоматического управления / А. А. Воронов, Д. П. Ким, В. М. Лохин и др.; под ред. А. А. Воронова. – В 2 ч. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1986. Ч. 2. Теория нелинейных и специальных систем автоматического управления. – 504 с.
6. Арановский С. В. Метод оптимальной идентификации параметров линейного динамического объекта в условиях возмущения / С. В. Арановский, В. М. Бардов // Проблемы управления. – 2012. – № 3. – С. 35-40. – EDN OXTYQN.
7. Комплексы с беспилотными летательными аппаратами. В 2-х кн.: Кн. 1. Принципы построения и особенности применения комплексов с БЛА. Монография / Под ред. В. С. Вербы, Б. Г. Татарского. – М.: Радиотехника, 2016. – 512 с.
8. Алешечкин А. М. Оптимизация траекторий динамических управляемых объектов в интегрированной системе навигации на основе инерциальных и спутниковых технологий / А. М. Алешечкин, В. В. Ерохин // Гирроскопия и навигация. – 2016. – Т. 24, № 2(93). – С. 3-19. – DOI 10.17285/0869-7035.2016.24.2.003-019. – EDN WFBWNL.
9. Aleshechkin A. M. Trajectory optimization of dynamically controlled objects in INS/GNSS integrated navigation system / A. M. Aleshechkin, V. V. Erokhin // Gyroscopy and Navigation. – 2017. – Vol. 8, No. 1. – P. 15-23. – DOI 10.1134/S2075108716040027. – EDN YVIROP.
10. Ерохин В. В. Управление траекторией летательного аппарата при полете по заданному маршруту на основе глобальной навигационной спутниковой системы / В. В. Ерохин // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2018. – № 3. – С. 49-56. – EDN YCKLYT.

МНОГОПОЗИЦИОННАЯ СИСТЕМА НАБЛЮДЕНИЯ НА ОСНОВЕ АДАПТИВНОЙ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ МЕСТОПОЛОЖЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ ШУМОВ И ПОМЕХ

Ерохин Вячеслав Владимирович¹, д-р техн. наук

Ww_erohin@mail.ru

Урбанский Дмитрий Юрьевич²

¹*Иркутский филиал МГТУ ГА*

(г. Иркутск)

²*Филиал Аэронавигация Восточной Сибири ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»*

(г. Иркутск)

Аннотация. В настоящее время системы мультилатерации являются возможным вариантом для использования в технологических инфраструктурах управления воздушным движением (УВД). Наблюдается стремительное развитие средств наблюдения аэродромной зоны на основе технологий мультилатерации, а также развивается направление их интеграции в существующую систему Организации воздушного движения (ОрВД). В статье приведены результаты разработки и исследования алгоритма навигационных определений в МПСН, синтезированного на основе методов теории адаптивной фильтрации. Показано, что применение адаптивного фильтра Калмана (АФК) позволяет повысить точность оценки МП ВС в условиях априорной параметрической неопределенности шумов и помех. Предложенный подход может быть применен для проектирования, развертывания и эксплуатации МПСН для наблюдения за поверхностью аэропорта, а также для управления взлетом-посадкой, заходом на посадку и полетом по маршруту.

Ключевые слова: аэродромная многопозиционная система наблюдения, адаптивный алгоритм, воздушное судно, местоположение, фильтр Калмана.

A MULTILUTERATION SURVEILLANCE SYSTEM BASED ON ADAPTIVE DATA PROCESSING TO IMPROVE THE ACCURACY OF AIRCRAFT POSITIONING WHEN EXPOSED TO NOISE AND INTERFERENCE

Erokhin Vyacheslav V.¹, Doctor of Technical Sciences

Urbansky Dmitry Y.²

¹*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch*
(Irkutsk)

²*Eastern Siberia Air Navigation Branch of the Federal State Unitary Enterprise*
"State ATM Corporation"
(Irkutsk)

Abstract. Multilateration systems are increasingly recognized as a viable solution for air traffic management (ATM) infrastructures. There is a rapid development of airfield surveillance systems based on multilateration technologies, and their integration into the existing air traffic management (ATM) system is also evolving. This article presents the results of the development and study of an algorithm for navigation definitions in a multilateration system synthesized based on adaptive filtering theory methods. It is shown that the use of an adaptive Kalman filter (AKF) allows for improving the accuracy of aircraft navigation estimation under conditions of a priori parametric uncertainty of noise and interference. The proposed approach can be applied to the design, deployment, and operation of multilateration systems for airport surface surveillance, as well as for takeoff, landing, approach, and en-route flight control.

Keywords: airfield multilateration surveillance system, adaptive algorithm, aircraft, location, Kalman filter.

Введение

В настоящее время системы мультилатерации являются возможным вариантом для использования в технологических инфраструктурах управления воздушным движением (УВД). Эти системы широко развернуты во многих аэропортах по всему миру для наблюдения и управления воздушными судами на всех этапах полета, и во многих случаях они заменяют классические вторичные обзорные радиолокаторы. В настоящее время наблюдается стремительное развитие средств наблюдения аэродромной зоны на основе технологий мультилатерации, а также развивается направление их интеграции в существующую систему Организации воздушного движения (ОрВД) [1].

Отмечается, что применение аэродромной АМПСН (АМПСН) позволяет повысить ситуационную осведомленность диспетчеров о МП ВС и технических средств (ТС) на территории аэродрома. Таким образом, обеспечивается надежный контроль за наземным движением ВС и ТС в любых погодных условиях. Фрагмент АМПСН в аэропорту «Пулково» представлен на рис. 1.



Рисунок 1 – Элементы АМПСН в аэропорту «Пулково»

Степень соответствия текущих характеристик МПСН заявленным производителем зависит от качества обработки информации в условиях непрерывного воздействия шумов и помех. При этом согласно указанным исследованиям целесообразно применять рискориентированный подход при синтезе алгоритмов навигационных определений в условиях априорной неопределенности шумов и помех [2].

Цель статьи – разработка и исследование алгоритмов навигационных определений в многопозиционной системе наблюдения на основе адаптивной обработки информации для повышения точности определения МП ВС и ТС при воздействии шумов и помех.

Принцип работы МПСН

В этих системах ряд наземных приёмных станций, с возможностью измерения некоторых физических характеристик сигналов, излучаемых транспондерами, таких как время прибытия, размещаются в стратегических точках по всей зоне покрытия и подключаются к центральной подсистеме обработки для вычисления местоположения цели (т. е. воздушного судна или транспортного средства), как показано на рис. 2 [1, 3].

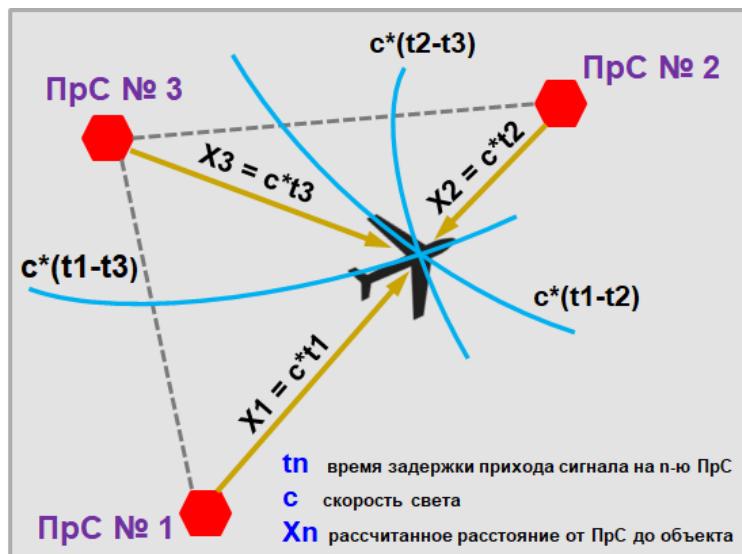


Рисунок 2 – Принцип определения МП ВС в МПСН

Преимущества средств наблюдения на основе технологий мультилатерации заключаются прежде всего в высокой точности определения координат воздушных и наземных объектов.

Материалы и методы решения задачи и принятые допущения

В классической теории оптимальной фильтрации считается, что вероятностные характеристики случайных процессов, в частности ковариационная матрица шумов наблюдений, известны априорно точно. В МПСН, чтобы получить правильную ковариационную матрицу, необходимо сначала определить отдельные обозначения для всех встречающихся

переменных, т. е. положений, расстояний, моментов времени и разностей во времени. Наконец, используя определения ожидаемого значения и ковариации, выводится выражение правильной ковариационной матрицы для указанного уравнения измерения, которое указывает, как коррелируют отдельные измерения. Её обратная матрица должна использоваться в качестве весовой матрицы при решении системы уравнений для целевых положений.

Алгоритм и модель решения задачи адаптивной фильтрации

В рамках исследования методов адаптивной фильтрации рассмотрим алгоритм адаптивной фильтрации применительно задаче определения МП ВС в МПСН [5, 6]. Уравнения прогноза вектора состояния и ковариационной матрицы имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}\hat{\mathbf{x}}_{k+1}^- &= \Phi_k \hat{\mathbf{x}}_k, \\ \mathbf{P}_{k+1}^- &= \Phi_k \mathbf{P}_k \Phi_k^T + \mathbf{Q}_k\end{aligned}$$

где $\mathbf{x}_k = [x, y, z]^T$ – вектор состояния системы.

Уравнения алгоритма запишем в виде:

$$\begin{aligned}\mathbf{K}_k &= \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k]^{-1}, \\ \hat{\mathbf{x}}_k &= \hat{\mathbf{x}}_k^- + \mathbf{K}_k [\xi_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k^-], \\ \mathbf{P}_k &= [\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k] \mathbf{P}_k^-\end{aligned}$$

При модификации алгоритма используются методы адаптивной фильтрации [7, 8, 9], основная цель которых состоит в том, чтобы привести в соответствие фактические значения параметров их теоретическим значениям. Ковариационная матрица ошибок оценивания \mathbf{P}_k определяется выражением:

$$\mathbf{P}_k = \mathbf{M}[(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k)(\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k)^T].$$

На основании входного наблюдения ξ_k и прогноза $\hat{\mathbf{x}}_k^-$, значения инновационного процесса определяются по формуле:

$$\mathbf{u}_k = \xi_k - \hat{\xi}_k^-.$$

Далее запишем выражение для невязки ФК в виде:

$$\mathbf{u}_k = \mathbf{H}_k \mathbf{x}_k + \mathbf{v}_k - \mathbf{H}_k \hat{\mathbf{x}}_k^- = \mathbf{H}_k (\mathbf{x}_k - \hat{\mathbf{x}}_k^-) + \mathbf{v}_k.$$

Получим ковариационную матрицу для инновационного процесса [7, 8]:

$$\mathbf{C}_{\mathbf{u}_k} = \mathbf{M}[\mathbf{u}_k \mathbf{u}_k^T] = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{R}_k.$$

Матрица $\hat{\mathbf{C}}_{\mathbf{u}_k}$, являющаяся оценкой статистической выборочной дисперсии $\mathbf{C}_{\mathbf{u}_k}$, может быть вычислена по формуле [7, 8]:

$$\hat{\mathbf{C}}_{\mathbf{u}_k} = \frac{1}{N} \sum_{j=j_0}^m \mathbf{u}_j \mathbf{u}_j^T,$$

где $j_0 = m - N + 1$ – первая выборка внутри окна, N – размер скользящего окна.

После преобразований получаем оценку ковариационной матрицы шумов измерений \mathbf{R}_k :

$$\hat{\mathbf{R}}_k = \hat{\mathbf{C}}_{\mathbf{u}_k} - \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T.$$

Для учета в алгоритме фильтрации неопределенности относительно интенсивности шумов измерений, ковариационная матрица обновляется путем внесения вектора адаптации \mathbf{A}_k в матричный коэффициент усиления ФК:

$$\mathbf{K}_k = \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T [\mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{A}_k \mathbf{R}_k]^{-1}.$$

Тогда выражение для ковариационной матрицы инновационного процесса с учётом вектора адаптации \mathbf{A}_k запишем в виде:

$$\mathbf{C}_{\mathbf{u}_k} = \mathbf{H}_k \mathbf{P}_k^- \mathbf{H}_k^T + \mathbf{A}_k \mathbf{R}_k.$$

Вектор адаптации \mathbf{A}_k вычисляется как отношение фактической ковариационной матрицы к теоретической ковариационной матрице инновационного процесса [7, 8]:

$$\mathbf{A}_j = (\mathbf{A}_R)_{jj} = \frac{\text{tr}(\hat{\mathbf{C}}_{\mathbf{u}_k})}{\text{tr}(\mathbf{C}_{\mathbf{u}_k})}, j = 1, 2, \dots, n.$$

Обновлённую ковариационную матрицу шумов наблюдений представим в виде:

$$\bar{\mathbf{R}}_k = \mathbf{A}_k \mathbf{R}_k.$$

Следует отметить, что вектор адаптации \mathbf{A}_R используется в алгоритме для уменьшения несоответствия между $\mathbf{C}_{\mathbf{u}_k}$ и \mathbf{R}_v .

Моделирование и исследование

В этом разделе представлены результаты моделирования в среде МАТЛБАД адаптивного алгоритма навигационных определений в МПСН. Статистические характеристики оценок горизонтальных координат представлены на рисунках 3-4.

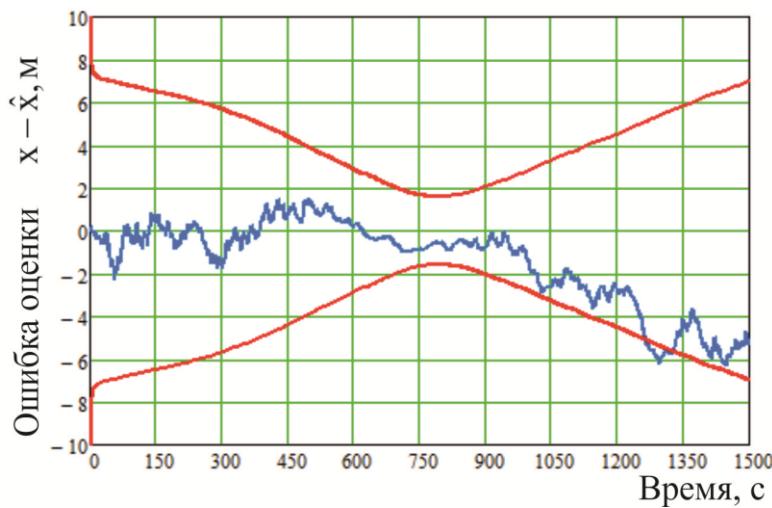


Рисунок 3 – Ошибка оценки координаты x на выходе адаптивного ФК

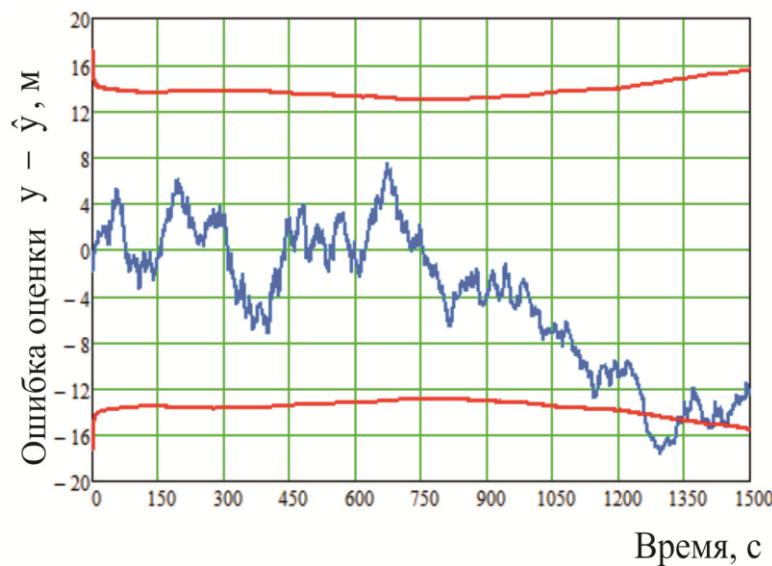


Рисунок 4 – Ошибка оценки координаты y на выходе адаптивного ФК

Системный анализ представленных зависимостей показал, что применение адаптивных методов обработки навигационной информации в МПСН обеспечивает повышение точности оценки горизонтальных координат ВС и ТС в условиях априорной параметрической неопределенности относительно шумов наблюдений. Таким образом, применение предложенного алгоритма позволяет повысить точность оценки МП ВС и ТС в ожидаемых условиях эксплуатации.

Заключение

Многопозиционные системы наблюдения являются эффективным средством наблюдения в операциях управления воздушным движением. Предложенный в статье подход к оцениванию параметров МПСН на основе методов теории адаптивной фильтрации сигналов позволяет повысить точность оценки координат ВС и ТС при воздействии случайных возмущений и помех.

Системный анализ продемонстрированных результатов исследований показывает, что применение адаптивного алгоритма повысит точность оценки МП ВС и ТС в МПСН. Вариации элементов вектора адаптации обеспечивают изменение настроек ФК и высокую точность оценивания координат в условиях априорной параметрической неопределенности шумов и помех. Предложенный подход может быть применен для проектирования, развертывания и эксплуатации многопозиционных систем наблюдения для наблюдения за поверхностью аэропорта, а также для управления взлетом-посадкой, заходом на посадку и полетом по маршруту.

Библиографический список

1. Системы наблюдения на воздушном транспорте. Конкретные средства наблюдения. Многопозиционные системы наблюдения / Э. А. Болелов, Н. В. Гевак, В. В. Ерохин [и др.]. – Москва: ИД Академии Жуковского : ИД Академии Жуковского, 2023. – 80 с. – ISBN 978-5-907699-28-1. – EDN UPSCGQ.
2. Исследование точностных характеристик широкозонной многопозиционной системы наблюдения Иркутского регионального центра организации воздушного движения / Э. А. Болелов, Б. В. Лежанкин, М. А. Межетов, В. В. Ерохин // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2023. – № 3(40). – С. 89-101. – EDN LKMF MX.
3. Определение местоположения воздушного судна в многопозиционной системе наблюдения на основе мультилатерационной технологии / В. В. Ерохин, Б. В. Лежанкин, Т. Ю. Портнова, Н. В. Поваренкин // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов X Международной научно-практической конференции, Иркутск, 14–15 октября 2021 года. Том 2. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2021. – С. 92-105. – EDN QPUUJP.
4. Тихонов В. И. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем : пособие для студентов вузов радиотехн. специальностей / В. И. Тихонов, В. Н. Харисов – 2-е изд., испр. – Москва: Радио и связь, 2004. – 608 с.
5. Алгоритм оценки координат воздушного судна в многопозиционной системе наблюдения на основе методов адаптивной фильтрации сигналов / Б. В. Лежанкин, В. В. Ерохин, А. В. Федоров, Д. Ю. Урбанский // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2024. – № 2(43). – С. 114-122. – EDN FBHRYV.
6. Оценка параметров многопозиционной системы наблюдения на основе адаптивного фильтра Калмана / В. В. Ерохин, Б. В. Лежанкин, Э. А. Болелов, Д. Ю. Урбанский // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2024. – № 46. – С. 9-19. – EDN MXQBRJ.
7. Ding, W.; Wang, J. & Rizos, C. (2007). Improving Adaptive Kalman Estimation in GPS/INS Integration, The Journal of Navigation, 60, 517-529.
8. El-Mowafy, A. and Mohamed, A. 2005. Attitude determination from GNSS using adaptive Kalman filtering. Journal of Navigation. 58 (1): pp. 135-148.
9. Jwo, D.-J. & Huang, C. M. (2009). A Fuzzy Adaptive Sensor Fusion Method for Integrated Navigation Systems, Advances in Systems Science and Applications, 8(4), pp. 590-604.

**РАДИОМОНИТОРИНГ СИГНАЛЬНО-ПОМЕХОВОЙ ОБСТАНОВКИ В
РАЙОНЕ АЭРОДРОМА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОГО
ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СРЕДСТВ АЭРОНАВИГАЦИОННОГО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ**

Ерохин Вячеслав Владимирович, д-р техн. наук
Ww_erohin@mail.ru
Шалаев Алексей Александрович

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Для обеспечения выполнения требований по безопасности и регулярности, предъявляемых к современным авиаперевозкам, необходимо осуществлять непрерывный радиомониторинг авиационных радиотехнических систем. Для обеспечения эффективного функционирования средств аэронавигационного обеспечения полетов необходимо выполнять радиомониторинг сигнально-помеховой обстановки в районе аэродрома. Ввиду того, что в настоящее время наибольшему влиянию шумов и помех подвержены глобальные навигационные спутниковые системы (ГНСС), проведены теоретические и экспериментальные исследования отношения сигнал/шум (ОСШ) в данных системах. В статье рассмотрен алгоритм расчета ОСШ на основе квадратурных составляющих сигнала, полученных в результате исследования процессов и параметров функционирования приёмников спутниковой навигации (ПСН). Представлены результаты экспериментальных исследований флуктуаций ОСШ в процессе функционирования ГНСС по данным многочисленных наблюдений. Результаты системного анализа представленных результатов свидетельствует о наличии значительных флуктуаций ОСШ в ГНСС-приемниках, вплоть до 20 дБ, причем наиболее сильные флуктуации наблюдаются при нахождении спутников на границах зоны радиовидимости. В алгоритмах функционирования ПСН рекомендовано применять адаптацию параметров фильтра специализированного навигационного вычислителя под внешние изменяющиеся условия.

Ключевые слова: радиомониторинг, отношение сигнал/шум, приемник спутниковой навигации, флуктуации, глобальная навигационная спутниковая система, квадратурные составляющие.

**RADIO MONITORING OF THE SIGNAL AND INTERFERENCE
ENVIRONMENT IN THE AIRFIELD AREA TO ENSURE THE EFFECTIVE
OPERATION OF AIR NAVIGATION FLIGHT SUPPORT FACILITIES**

Erokhin Vyacheslav V., Doctor of Technical Sciences
Shalaev Alexey A.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. To meet the safety and regularity requirements of modern air travel, continuous radio monitoring of aviation radio systems is essential. Ensuring the effective operation of air navigation support systems requires monitoring the signal-to-interference environment in the aerodrome area. Given that global navigation satellite systems (GNSS) are currently most

susceptible to noise and interference, theoretical and experimental studies of the signal-to-noise ratio (SNR) in these systems have been conducted. This article discusses an SNR calculation algorithm based on quadrature signal components obtained by studying the processes and operating parameters of satellite navigation receivers (SNRs). The results of experimental studies of SNR fluctuations during GNSS operation are presented, based on numerous observations. A system analysis of the presented results indicates significant SNR fluctuations in GNSS receivers, up to 20 dB, with the strongest fluctuations observed when satellites are at the edges of their radio visibility range. It is recommended that the PSN operating algorithms adapt the filter parameters of the specialized navigation computer to changing external conditions.

Keywords: radio monitoring, signal-to-noise ratio, satellite navigation receiver, fluctuations, global navigation satellite system, quadrature components.

Введение

Для обеспечения эффективного функционирования транспортной отрасли к авиаперевозкам предъявляются жесткие требования по безопасности и регулярности, которые невозможно выполнить без организации процесса управления воздушным движением (УВД) на должном уровне, в основе которого лежит взаимодействие между диспетчерской службой и экипажами воздушных судов (ВС) [1, 2]. Одной из составляющих решения проблемы обеспечения бесперебойной работы средств аeronавигационного обеспечения полетов является осуществление непрерывного радиомониторинга [3, 4]. Меры, направленные на достижение требуемого уровня эффективности функционирования средств аeronавигационного обеспечения полетов, включают в свой состав радиоконтроль, который реализуется путём автоматизированного анализа электромагнитной обстановки в районе аэродрома. Радиомониторинг также подразумевает классификацию радиоизлучений и определение наиболее вероятного источника. Следует отметить, что наиболее информативной характеристикой радиосигнала, качественно определяющей радиотехническую систему, является тип модуляции [5].

При этом существует необходимость повышения точности координатно-временных определений бортовых и наземных систем навигации и посадки в сложной помеховой остановке [6, 7, 8].

На текущий момент осуществление периодичности радиомониторинга на позициях РТС службы организации воздушного движения (ОрВД) регламентируется приказом 207п от 20.05.2022 “О введении в действие «Методики контроля за электромагнитной обстановкой на объектах ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»», в котором, в частности, описаны РТС, на частотах которых осуществляется контроль, и сами средства осуществления этого контроля. Так, в пункте 4 методики указано, что радиоконтроль осуществляется спектроанализатором с направленной антенной либо радиопеленгатором. При этом указанные средства не приспособлены для оценки и анализа радиосигналов в автоматическом режиме и не позволяют детально анализировать помеховые сигналы ввиду отсутствия специализированной программной части.

Цель статьи – разработка подходов к организации процесса радиомониторинга сигнально-помеховой обстановки в районе аэродрома и экспериментальные исследования отношения сигнал//шум в приемниках спутниковой навигации.

Материалы и методы решения задачи

Автоматизированный радиомониторинг (АРМ) является широко распространенной технологией решения задач контроля использования радиочастотного спектра, контроля радиообстановки и контроля сигнально-помеховой обстановки. Средства АРМ вместе с системами передачи информации по радиоканалам находят широкое применение в различных областях науки и техники. Функционал АРМ отличает многозадачность: непрерывный контроль эксплуатационных параметров радиооборудования на соответствие допустимым значениям, обнаружение непреднамеренных помех и измерение их уровня, определение зон покрытия при оценке качества функционирования средств аeronавигационного обеспечения полетов [9, 10].

Одним из направлений радиомониторинга является определение сигнально-помеховой обстановки. В этом случае система представляет собой радиоприёмник, включающий в свой состав активные и пассивные элементы. Линейная часть радиоприёмника характеризуется коэффициентом шума F , который показывает, во сколько раз отношение мощностей входного сигнала и шума $P_C / P_{Ш}$ больше отношения мощностей выходного сигнала и шума $P_{Свых} / P_{Швых}$ [9, 10]:

$$F = \frac{P_C / P_{Ш}}{P_{Свых} / P_{Швых}}.$$

На практике F выражается в децибелах, прием в бесшумном радиоприёмнике $F=1$ (0 дБ). В реальных радиоприёмных устройствах F увеличивается из-за внутренних шумов, что приводит к уменьшению ОСШ. На выходе линейного тракта радиоприемника отношение мощности сигнала к мощности шума характеризует ОСШ, которое называют коэффициентом дискриминации:

$$q = P_{Свых} / P_{Швых}.$$

Эффективность применения радиоприемных устройств в системах радиомониторинга определяется амплитудно-частотной характеристикой, диапазоном рабочих частот, чувствительностью приёмника, избирательностью, уровнем фазовых шумов синтезатора частот, шириной эффективной полосы пропускания [9, 10].

Алгоритм определения отношения сигнал/шум

С учётом случайного характера помех эффективность радиомониторинга можно существенно повысить, если производить процесс непрерывно. В то же время, реализовать процесс радиомониторинга непрерывно без средств автоматизации силами служб ОрВД невозможно.

Измеритель ОСШ является важным элементом приемного устройства спутниковой радионавигационной системы. Величина ОСШ показывает надежность приема сигнала и может использоваться для формирования весовой матрицы при решении навигационной задачи. Значение ОСШ используется также для оценки уровня ошибок измерений псевдодальностей в локальных контрольно-корректирующих станциях дифференциальной подсистемы ГНСС и алгоритмах компенсации многолучевости распространения сигналов [11]. Во многих случаях представляет интерес оценка точности измерения ОСШ.

Помимо возможности определения типов модуляции, разложение сигнала на квадратурные составляющие также позволяет реализовать и оценку соотношения сигнал/шум, что актуально при оценке уровня ошибок измерений псевдодальности в локальных контрольно-корректирующих станциях. Формирование квадратурных сигналов осуществляется в корреляторном устройстве приёмника [11]:

$$I_P(k) = \frac{A(k)}{2} d(k) \cos(\phi_0) + \frac{1}{2} n_I(k),$$
$$Q_P(k) = \frac{A(k)}{2} d(k) \sin(\phi_0) + \frac{1}{2} n_Q(k),$$

где $A(k)$ – амплитуда сигнала на выходе коррелятора, $n_I(k)$ и $n_Q(k)$ – взаимно некоррелированные отсчёты нормального белого шума.

Тогда по полученным квадратурным сигналам можно сформировать широкополосную X_1 и узкополосную Y_1 суммы, где M – число отчётов квадратурных компонент [7]:

$$X_1 = \sum_{k=1}^M (I_P^2(k) + Q_P^2(k))$$
$$Y_1 = \left(\sum_{k=1}^M I_P(k) \right)^2 + \left(\sum_{k=1}^M Q_P(k) \right)^2$$

Используя вышеописанные суммы, вычисляется ОСШ по следующему выражению:

$$\hat{q} = \frac{Y_1 - X_1}{MX_1 - Y_1}.$$

Числитель в указанном выражении даёт оценку мощности сигнала, а знаменатель представляет собой удвоенную оценку мощности шума.

Моделирование и исследование

Для автоматизации процессов обработки информации в процессе радиомониторинга была разработана программа автоматического определения типа модуляции на основе анализа I/Q компонент радиосигналов. На основе анализа синфазной и квадратурной компонент сигналов программа позволяет производить их классификацию по четырём подгруппам: амплитудно-модулированные сигналы, балансно-модулированные сигналы, сигналы с перемодуляцией, сигналы с угловой модуляцией и сигналы с неклассифицируемым типом модуляции.

Программа предназначена для использования в автоматизированных системах радиоконтроля при проведении исследования электромагнитной обстановки и позволяет производить анализ и классификацию обнаруженных радиосигналов на основе анализа их синфазной и квадратурной компонент.

В программе применяются разработанные специально для неё блоки: IQ_det.vi и transient_remove.vi. Листинг подпрограммы IQ_det.vi приведён на рисунке 1. Данный блок осуществляет получение I/Q компонент из подаваемого на него сигнала во временной области.

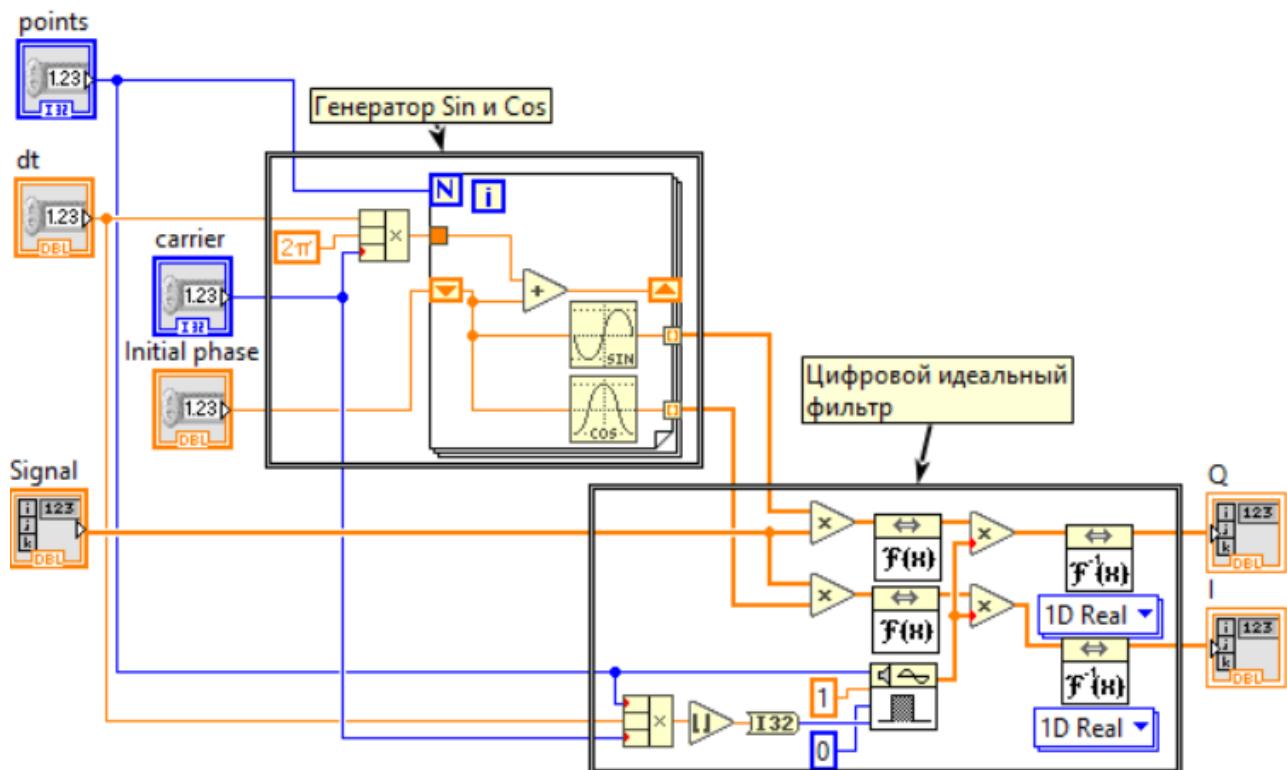


Рисунок 1 – Листинг подпрограммы IQ_det.vi

Экспериментальные исследования ОСШ проводились на основе двухсистемного приемника спутниковой навигации «Геос-1» и программы его сопряжения с ПЭВМ. Программа GeosDemo (рис. 2) позволяет наблюдать процесс решения навигационной задачи по двум системам GPS/ ГЛОНАСС, а также состав отображаемой информации.

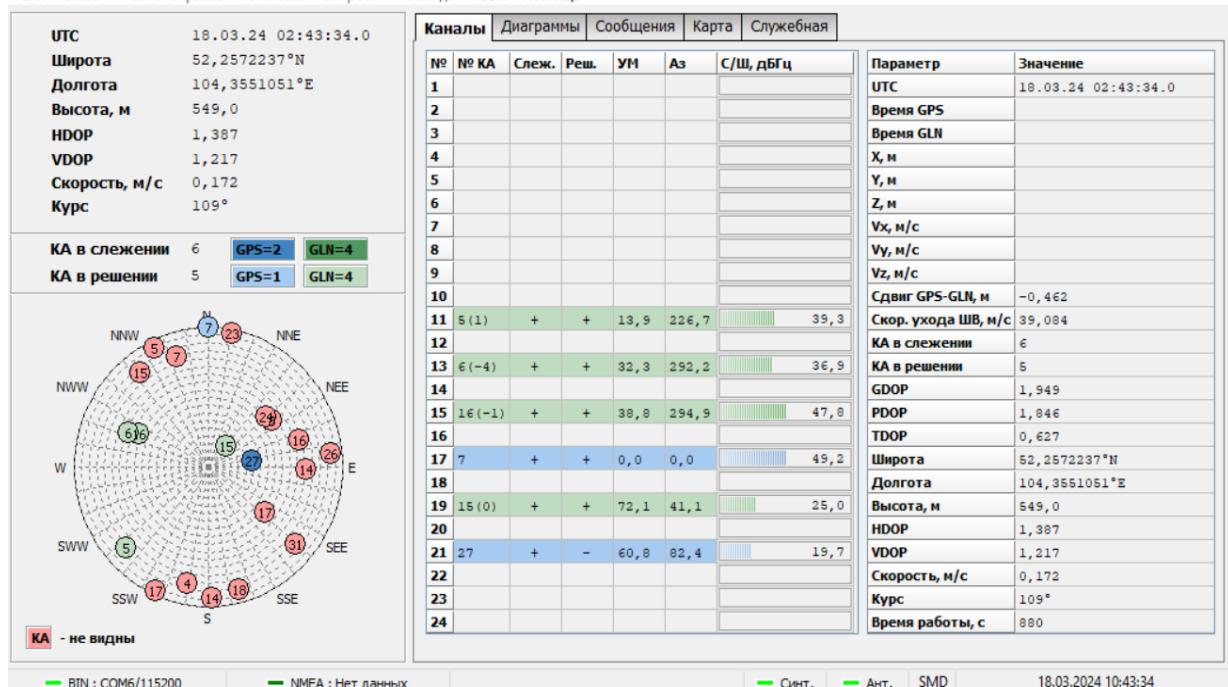


Рисунок 2 – Интерфейс и состав отображаемой информации программы GeosDemo

Анализ представленной на рисунке 2 информации показывает, что отношение сигнал/шум, измеряемое в дБГц для разных спутников ГНСС принимает различное значение.

По результатам экспериментальных исследований в процессе радиомониторинга функционирования ГНСС были получены графики вариаций отношения сигнал/шум во времени для спутников с номерами 2, 11, 12, которые представлены на рисунках 3-5, соответственно.

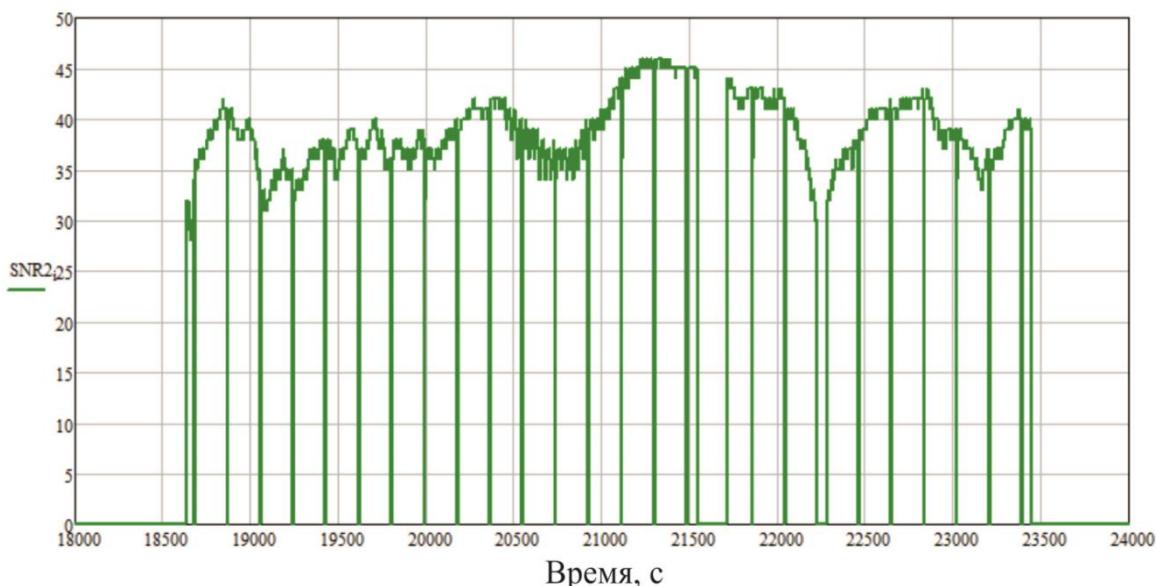


Рисунок 3 – Флуктуации ОСШ на интервале наблюдения спутника №2

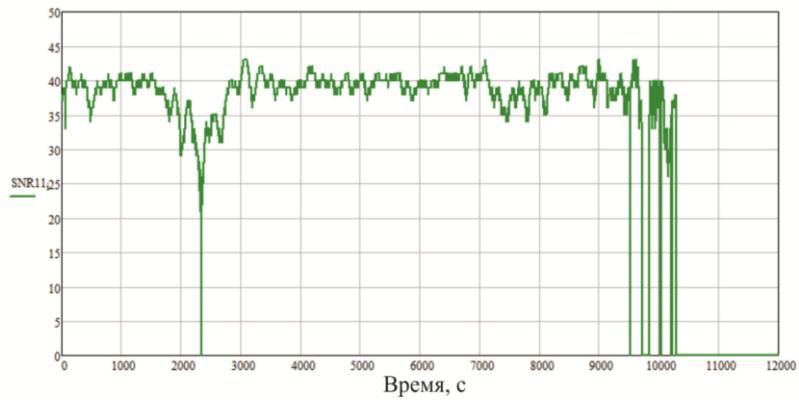


Рисунок 4 – Флюктуации ОСШ на интервале наблюдения спутника №11

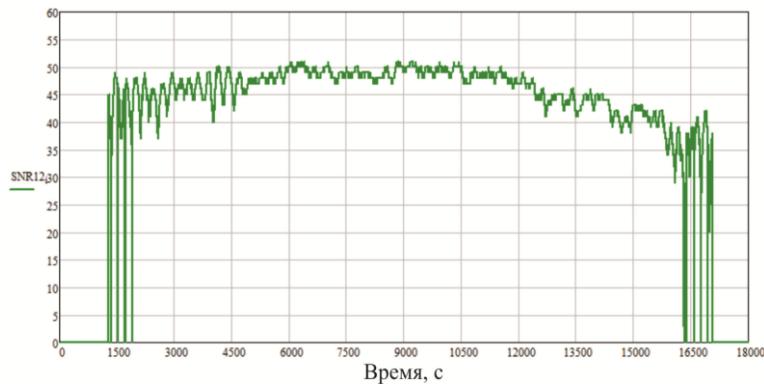


Рисунок 5 – Флюктуации ОСШ на интервале наблюдения спутника №12

На основе системного анализа представленных графиков можно сделать вывод о значительных флюктуациях ОСШ в ГНСС во времени до 20 дБ. Наиболее сильные флюктуации наблюдаются при нахождении спутников на границах зоны радиовидимости.

Известно, что ОСШ непосредственно влияет на погрешность псевдодальномерных ГНСС-измерений, то в алгоритмах функционирования приемников спутниковой навигации необходимо реализовывать процедуру адаптации параметров фильтра под внешние изменяющиеся условия, что позволит повысить точность навигационно-временных определений по данным ГНСС.

Заключение

Радиомониторинг сигнально-помеховой обстановки в районе аэродрома является эффективным средством контроля качества функционирования средств аeronавигационного обеспечения полетов. В настоящее время известно, что из всех радионавигационных систем наибольшему влиянию шумов и помех подвержены глобальные навигационные спутниковые системы. В статье рассмотрен подход по определению отношения сигнал/шум на основе квадратурных составляющих сигнала, полученных по данным радиомониторинга сигнально-помеховой обстановки в районе аэродрома.

В работе представлены результаты экспериментальных исследований отношения сигнал/шум в процессе радиомониторинга функционирования ГНСС.

Результаты системного анализа представленных графиков свидетельствует о наличии значительных флюктуаций отношения сигнал/шум во времени в ГНСС-приемниках, вплоть до 20 дБ. При этом наиболее сильные флюктуации наблюдаются при нахождении спутников на границах зоны радиовидимости.

Ввиду того, что значение ОСШ непосредственно влияет на погрешность псевдодальномерных ГНСС-измерений, то в алгоритмах функционирования приемников спутниковой навигации рекомендуется применять процедуру адаптации параметров фильтра специализированного навигационного вычислителя под внешние изменяющиеся условия, что позволит повысить точность навигационно-временных определений потребителей по данным ГНСС.

Библиографический список

1. Ерохин В. В. Оптимизация навигационного обеспечения воздушных судов при свободной маршрутизации полетов: специальность 05.22.13 «Навигация и управление воздушным движением»: диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук / Ерохин Вячеслав Владимирович, 2019. – 287 с. – EDN BZSGAB.
2. Межетов М. А. Перспективная схема автоматизированной системы радиомониторинга в задачах организации воздушного движения / М. А. Межетов, А. А. Шалаев, А. В. Федоров // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2023. – № 4(41). – С. 74-85. – EDN CLTAPD.
3. Межетов М. А. Алгоритм селекции сигналов для решения задач радиоконтроля авиационных линий связи / М. А. Межетов, А. А. Шалаев, Э. А. Болелов // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2023. – № 45. – С. 121-132. – EDN JIHWUH.
4. Межетов М. А. Обнаружение и демодуляция сигналов с коэффициентами модуляции более единицы в задачах радиомониторинга авиационных линий связи / М. А. Межетов, А. А. Шалаев, В. П. Чурбаков // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2024. – № 2. – С. 119-133. – DOI 10.51955/2312-1327_2024_2_119. – EDN IZSQGM.
5. Шалаев А. А. Мониторинг радиосредств в районе аэропорта / А. А. Шалаев // Актуальные вопросы обеспечения комплексной безопасности на транспорте : Сборник статей Международной научно-практической конференции, Санкт-Петербург, 12–15 ноября 2024 года. – Санкт-Петербург: Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации им. главного маршала авиации А.А. Новикова, 2025. – С. 143-147. – EDN IODRTA.
6. Траекторная фильтрация в задаче слежения за радионавигационными параметрами приемника спутниковой навигации на основе адаптивных методов обработки информации / В. В. Ерохин, Б. В. Лежанкин, А. А. Шалаев [и др.] // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2025. – № 50. – С. 9-19. – EDN XHKLEW.
7. Арефьев Р. О. Исследование помехоустойчивости мультисистемного GNSS приемника / Р. О. Арефьев, О. Н. Скрыпник, М. А. Межетов // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2023а. № 2. С. 28-43. DOI 10.51955/2312-1327_2023_2_28. EDN WNHEEA.
8. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 4-е изд., перераб. и доп. – М.: Радиотехника, 2010. – 800 с.
9. Davies, J., and Carr, J.J., Newnes Radio and RF Engineer's Pocket Book. 2nd Edition, Butterworth-Heinemann, 2000, 594pp.
10. Rembovsky A. et al., Radio Monitoring, Lecture Notes in Electrical Engineering 43, DOI 10.1007/978-0-387-98100-0_BM2, Springer Science+Business Media, LLC 2009, 508.
11. Соколов А. А. Оценка точности измерения отношения сигнал-шум в приемном устройстве спутниковой радионавигационной системы / А. А. Соколов, Ю. С. Юрченко // Радиотехника. – 2010. – № 11. – С. 11-15. – EDN NXVZWZ.

АДАПТИВНЫЙ МЕТОД БОРЬБЫ С НЕФЛУКТУАЦИОННЫМИ ПОМЕХАМИ В АВИАЦИОННЫХ КАНАЛАХ СВЯЗИ

Коняшкин Георгий Викторович

konyashkin@mirea.ru

Полевода Юрий Александрович

polevoda@mirea.ru

Куликов Геннадий Валентинович, д-р техн. наук

kulikov@mirea.ru

МИРЭА – Российский технологический университет
(г. Москва)

Аннотация. Современные и перспективные технологии организации авиационной связи сталкиваются с ухудшением качества радиоканала из-за наличия нефлуктуационных помех разного происхождения, включая узкополосные помехи и многолучевое распространение радиоволн. Цель работы – разработка и исследование метода компенсации помех, обеспечивающего высокую помехоустойчивость при минимальных информационных затратах. Предложен адаптивный метод на основе LMS-алгоритма, обеспечивающий непрерывную оценку характеристик канала в реальном времени и последующую коррекцию сигнала с помощью компенсатора в виде фильтра с инверсной импульсной характеристикой или регулируемого КИХ-фильтра. Компьютерное моделирование подтвердило эффективность метода при относительной интенсивности помех до 0,4 для случая дискретной многолучевости (до 5 лучей) и свыше 0,3 – для гармонических помех (до 4 помех). Энергетический выигрыш от применения метода может составлять от долей до десятка децибел в зависимости от количества помех.

Ключевые слова: канал связи, узкополосные помехи, дискретная многолучевость, импульсная характеристика, адаптивный алгоритм, вероятность битовой ошибки.

ADAPTIVE METHOD FOR MITIGATING NON-FLUCTUATION INTERFERENCE IN AVIATION COMMUNICATION CHANNELS

Konyashkin Georgy V.

Polevoda Yuri A.

Kulikov Gennady V., Doctor of Technical Sciences

MIREA – Russian Technological University
(Moscow)

Abstract. Modern and advanced technologies for organizing aviation communications face degradation of radio channel quality due to the presence of non-fluctuation interference of various origins, including narrowband interference and multipath propagation of radio waves. The purpose of this work is to develop and study an interference-compensation method that provides high noise immunity with minimal information overhead. An adaptive method based on the LMS algorithm is proposed, providing continuous assessment of channel characteristics in real time and subsequent signal correction using a compensator in the form of an inverse impulse response filter or an adjustable FIR filter. Computer simulation confirmed the effectiveness of the method with a relative

interference intensity of up to 0.4 in the case of discrete multipath (up to 5 beams) and above 0.3 for harmonic interference (up to 4 interference). The energy gain from using the method can range from fractions to tens of decibels, depending on the amount of interference.

Keywords: communication channel, narrow-band interference, discrete multipath, impulse response, adaptive algorithm, bit error probability.

Введение

В условиях значительного роста плотности воздушного движения и внедрения новых технологий, таких как интеграция беспилотных летательных аппаратов, цифровые бортовые сети, системы управления воздушным движением нового поколения (NextGen, SESAR) и организация высокоскоростных каналов передачи данных «воздух–земля», особую значимость приобретают надежные и устойчивые системы радиосвязи. Современные и перспективные технологии организации связи сталкиваются с ухудшением качества радиоканала из-за наличия нефлуктуационных помех разного происхождения, включая узкополосные помехи и многолучевое распространение радиоволн [1-4]. Так, например, в условиях аэродромной зоны на этапах взлета, посадки, городской застройки, сложного рельефа и при полетах на малых высотах радиоволны претерпевают многократные отражения от земной поверхности, зданий, крупных объектов инфраструктуры и других воздушных судов, что приводит к возникновению ретранслированных (задержанных) копий сигнала. Эти дополнительные лучи, взаимодействуя с прямым сигналом, вызывают межсимвольную интерференцию, существенно ухудшая достоверность приема.

Традиционные методы борьбы с узкополосными помехами и дискретной многолучевостью, такие как эквалайзеры с фиксированными коэффициентами зачастую оказываются недостаточно эффективными в быстро изменяющейся электромагнитной обстановке, характерной для авиационных каналов.

В этой связи новизна настоящего исследования заключается в применении адаптивного LMS-алгоритма (Least Mean Squares) [5] для компенсации узкополосных помех и дискретной многолучевости в авиационных каналах связи без использования обучающих последовательностей, что позволяет сохранить пропускную способность канала. Предлагаемый подход обеспечивает непрерывную оценку характеристик канала в реальном времени и последующую коррекцию сигнала с помощью компенсатора в виде фильтра с инверсной импульсной характеристикой (ИХ) [6] или регулируемого КИХ-фильтра, адаптируясь к изменениям условий распространения радиоволн, вызванным движением воздушного судна.

Цель работы – разработка и исследование метода компенсации нефлуктуационных помех в каналах связи гражданской авиации, обеспечивающего высокую помехоустойчивость при минимальных информационных затратах. Задачи работы включают разработку алгоритма адаптивной оценки характеристик канала на основе LMS-метода и разработку алгоритма адаптивной компенсации помех.

Теоретическое описание метода

Основные принципы работы метода демонстрируются схемой, представленной на рисунке 1. Она состоит из двух основных частей: алгоритма формирования оценки импульсной характеристики канала на основе адаптивного фильтра (АФ) LMS и алгоритма обработки принимаемого сигнала на основе фильтра с инверсной ИХ для подавления дискретной многолучевости или же на основе КИХ-фильтра для подавления узкополосных помех.

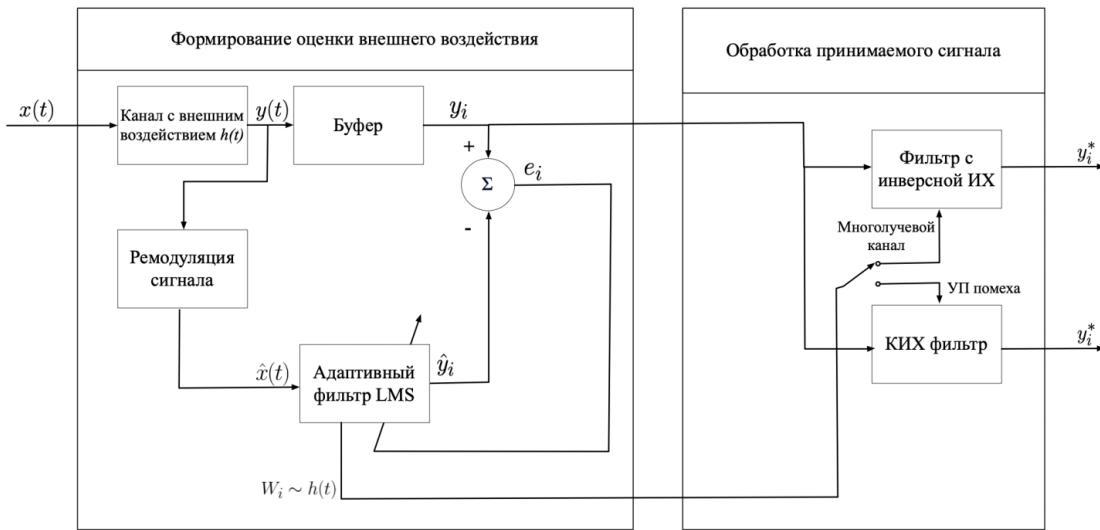


Рисунок 1 – Функциональная схема адаптивного метода компенсации дискретной многолучевости и узкополосных помех

Первый алгоритм включает в себя два параллельных канала: реальный дискретный канал связи с внешним воздействием помех и вспомогательный канал, содержащий блок ремодуляции сигнала и адаптивный фильтр. Рассмотрим алгоритм более подробно.

Информационный сигнал $x(t)$ с известным типом модуляции проходит через канал связи с неизвестной ИХ $h(t)$, где подвергается внешнему воздействию помех, после чего поступает в буфер для синхронизации потоков и на блок ремодуляции сигнала. В результате ремодуляции из исходных, искаженных воздействием помех информационных символов, получается сигнал $\hat{x}(t)$ – копия сигнала $x(t)$, но также с возможными ошибками. Далее сигналы $\hat{x}(t)$ и $y(t)$ попадают на адаптивный фильтр LMS, где происходит вычисление вектора весовых коэффициентов W_i , отражающих неизвестную ИХ канала связи $h(t)$, после чего, в зависимости от поставленной задачи происходит дальнейшая обработка:

1. В случае с дискретной многолучевостью вектор весовых коэффициентов передается в фильтр с инверсной ИХ для подавления отраженных лучей по вычисленным временным задержкам и интенсивностям лучей.
2. В случае с воздействием узкополосных помех вектор весовых коэффициентов передается в КИХ-фильтр для фильтрации.

Результаты моделирования

Компьютерная модель для исследования эффективности предложенного адаптивного метода компенсации помех на основе оценки ИХ канала связи применительно к сигналу с квадратурной амплитудной модуляцией (16-КАМ) реализована в программной среде Matlab/Simulink. Результаты исследования могут быть легко распространены на другие виды сигналов.

Компенсация дискретной многолучевости

Для оценки работы адаптивного метода компенсации ретранслированных помех проведено моделирование канала связи в присутствии разного количества лучей. Полученные графики зависимости вероятности битовой ошибки BER от отношения сигнал/шум ОСШ представлены на рисунке 2. Здесь штриховыми линиями изображены зависимости без применения метода компенсации, а сплошными линиями – с использованием адаптивного метода компенсации ретранслированных помех.

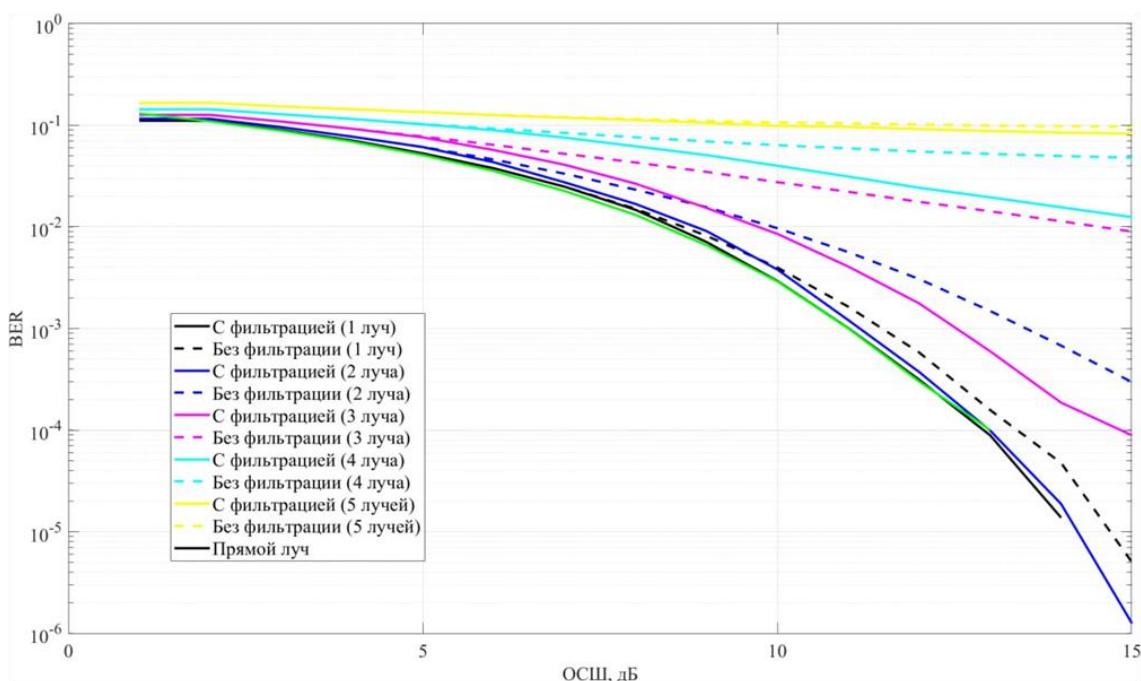


Рисунок 2 – Графики зависимости BER от ОСШ для сигнала 16-КАМ в присутствии нескольких ретранслированных лучей небольшой относительной интенсивности ($\mu \leq 0,2$)

Видно, что при небольших относительных интенсивностях ретранслированных лучей адаптивный алгоритм хорошо справляется с задачей компенсации многолучевости, энергетический выигрыш при его использовании для $BER = 10^{-3}$ в зависимости от количества лучей составляет от долей дБ (1 луч) до десятка дБ (3 луча и более).

Установлено, что при увеличении относительных интенсивностей ретранслированных лучей ($\mu > 0,4$) происходит снижение эффективности работы алгоритма.

Фильтрация узкополосных помех

Для оценки работы адаптивного метода фильтрации узкополосных помех проведено моделирование канала связи в присутствии гармонических помех с разной относительной интенсивностью μ . Полученные графики зависимости вероятности битовой ошибки BER от отношения сигнал/шум ОСШ для сигнала 16-КАМ в присутствии одной гармонической помехи с частотой, равной несущей частоте сигнала, с разной относительной интенсивностью μ представлены на рисунке 3. Здесь и на рисунках 4 и 5 штриховыми линиями изображены зависимости без применения фильтрации, а сплошными линиями – с использованием адаптивного метода фильтрации узкополосных помех.

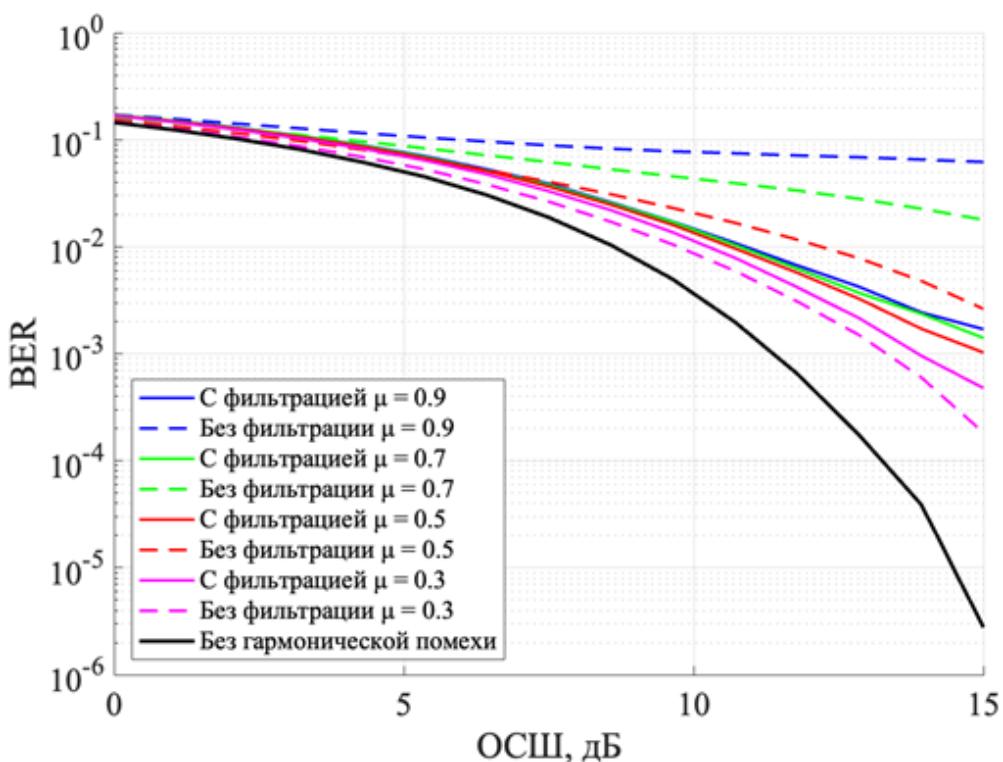


Рисунок 3 – График зависимости BER от ОСШ для сигнала 16-КАМ в присутствии одной гармонической помехи

Видно, что при относительной интенсивности гармонической помехи $\mu > 0,3$ адаптивный алгоритм хорошо справляется с задачей фильтрации, энергетический выигрыш при его использовании для $BER = 10^{-3}$ составляет несколько децибел.

Установлено, что при малых относительных интенсивностях помехи ($\mu \leq 0,3$) алгоритм неэффективен, так как частичной режекции подвергаются частотные компоненты полезного сигнала.

На рисунке 4 показаны графики зависимости BER от ОСШ для сигнала 16-КАМ в присутствии разного количества гармонических помех N , действующих в пределах главного лепестка спектра сигнала. Видно, что эффективность фильтрации снижается при увеличении их количества, но сохраняется до $N = 4$.

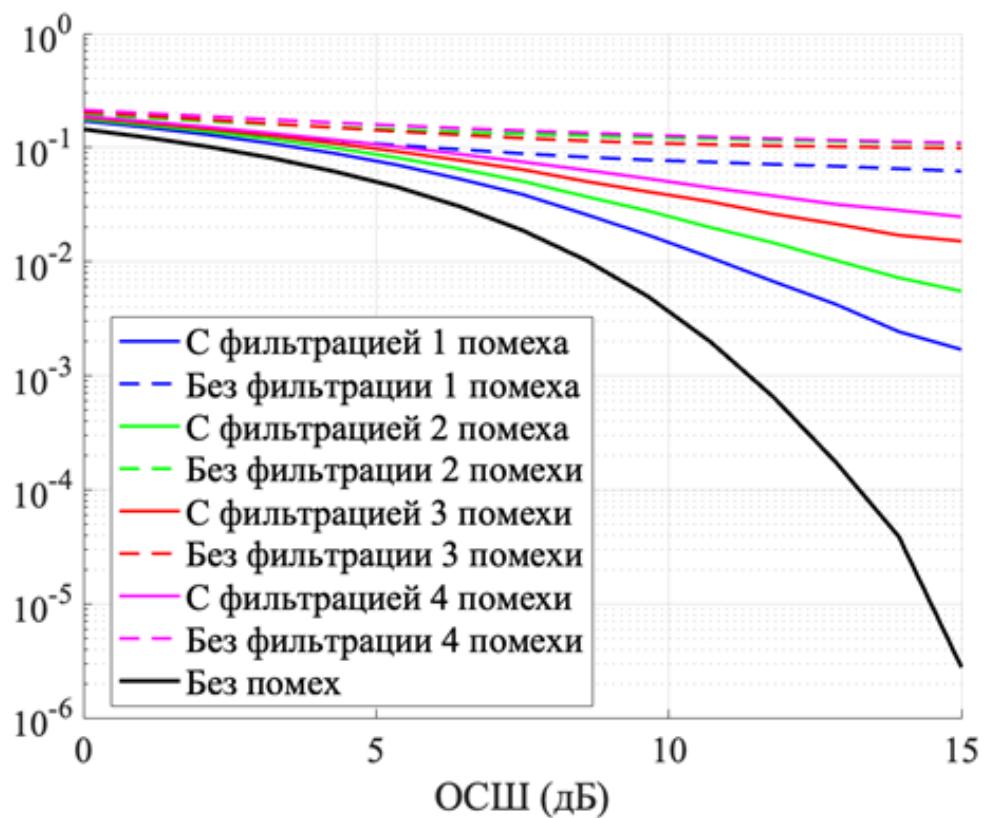


Рисунок 4 – График зависимости BER от ОСШ для сигнала 16-КАМ в присутствии разного количества гармонических помех

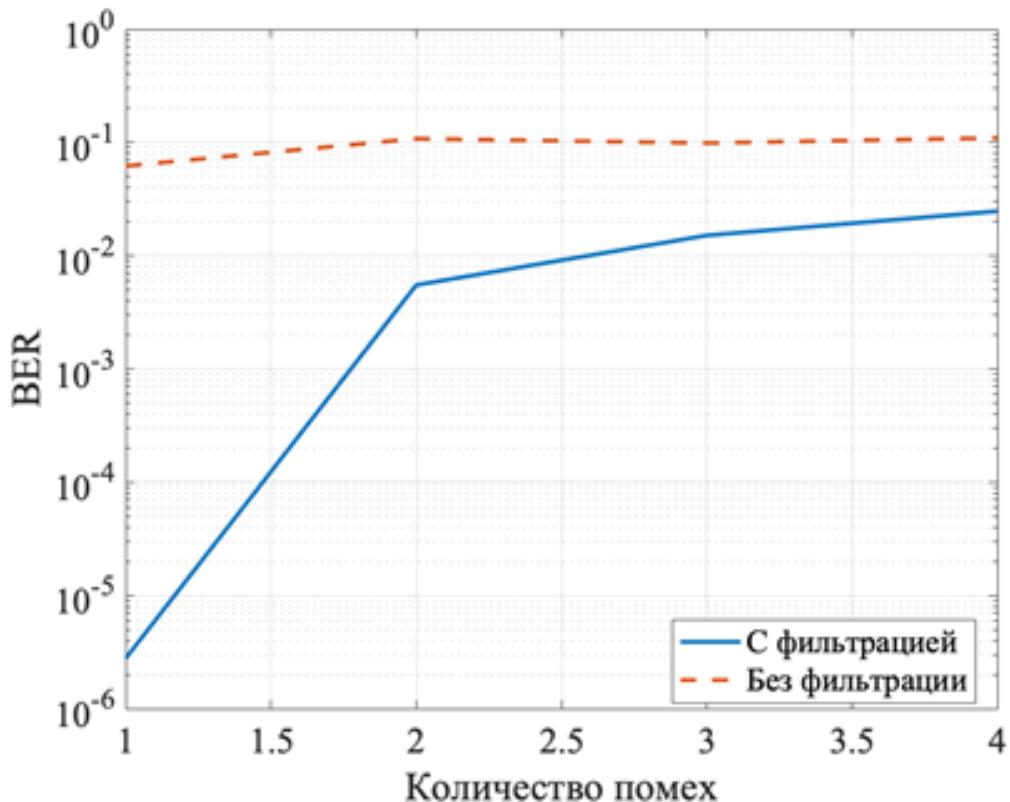


Рисунок 5 – График зависимости BER от количества гармонических помех

Заключение

Разработанный адаптивный метод для борьбы с нефлуктуационными помехами в авиационных системах связи, основанный на использовании ремодуляции принимаемого сигнала, адаптивного LMS-фильтра и компенсатора помех, показал свою эффективность при относительной интенсивности ретранслированных лучей $\mu < 0,4$ и при относительной интенсивности гармонических помех $\mu > 0,3$.

Как показывает анализ результатов, основной причиной ограниченного диапазона применимости предложенного метода компенсации нефлуктуационных помех является невысокое качество формирования копии сигнала в блоке ремодуляции. Дальнейшие исследования в этом направлении позволят повысить качество обработки сигнала.

Библиографический список

1. Платонов И. Д. Влияние системных помех на качество приема сигналов в авиационной спутниковой системе связи / И. Д. Платонов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2007. – № 112. – С. 139-142. – EDN JSZWYR.
2. Межетов М. А. Мониторинг радиопомех в авиационных линиях связи / М. А. Межетов, А. И. Шлык // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : Сборник трудов Всероссийской научно-практической конференции, Иркутск, 19 октября 2018 года. – Иркутск: Иркутский филиал ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2018. – С. 27-31. – EDN ZBUMDB.
3. Метелев С. А. Исследование возможности компенсации помех в каналах авиационной радиосвязи в условиях локальной многолучевости помехи и сигнала / С. А. Метелев, А. В. Львов, В. И. Еремин // Радиотехника. – 2016. – № 3. – С. 55-61. – EDN VSZTBP.
4. Пищин О. Н. Исследование эффективности помехозащищенности радиоканала авиационной радиосвязи / О. Н. Пищин, К. П. Воронина // Вестник Астраханского государственного технического университета. Серия: Управление, вычислительная техника и информатика. – 2022. – № 4. – С. 48-53. – DOI 10.24143/2073-5529-2022-4-48-53. – EDN LSPIRI.
5. Уидроу Б., Стирнз С. Адаптивная обработка сигналов: пер. с англ. – М.: Радио и связь, 1989. – 404 с.: ил.
6. Полевода Ю. А. Компенсация многолучевости в канале связи с КАМ сигналом / Ю. А. Полевода, Г. В. Куликов, Е. А. Чистяков // Успехи современной радиоэлектроники. – 2025. – Т. 79, № 6. – С. 51-56. – DOI 10.18127/j20700784-202506-06. – EDN JVFRHRR.

**ВОЗДЕЙСТВИЕ АВИАЦИОННОЙ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ
ИНФРАСТРУКТУРЫ НА ПРИРОДНЫЕ ТЕРРИТОРИИ ТЮМЕНСКОГО
РЕГИОНА (НА ПРИМЕРЕ СЕКТОРА 6 РДЦ ЕС ОРВД «ТЮМЕНЬ»)**

Матанцев Алексей Олегович

amatantsev03@mail.ru

Лукашевич Ольга Александровна

lukashevich2903@mail.ru

*Ульяновский институт гражданской авиации
имени Главного маршала авиации Б.П. Бугаева
(г. Ульяновск)*

Аннотация. Статья рассматривает экологические аспекты размещения и эксплуатации радиолокационных комплексов (РЛК) и вспомогательных объектов связи, обеспечивающих работу шестого сектора районного диспетчерского центра (РДЦ) ЕС ОрВД «Тюмень». Анализируются площади охвата, конфигурация трасс вторичного наблюдения и спектр потенциальных воздействий – электромагнитное излучение, физическая трансформация ландшафтов, барьерный эффект для фауны, акустическое и световое загрязнение. Показано, что биотические и абиотические компоненты тайги и заболоченных участков средней Обь-Иртышской низменности являются наиболее уязвимыми при строительстве и модернизации РЛК. Предложены организационно-технические меры, позволяющие снизить нагрузку без ухудшения показателей безопасности полётов.

Ключевые слова: авиационная радиолокация, шестой сектор, Тюменская область, электромагнитное воздействие, экологическая безопасность, особо охраняемые природные территории, воздушное движение.

**IMPACT OF AVIATION RADAR INFRASTRUCTURE ON NATURAL
AREAS OF THE TYUMEN REGION
(A CASE STUDY OF SECTOR 6 OF THE TYUMEN REGIONAL AIR
TRAFFIC CONTROL CENTER, UNIFIED AIR TRAFFIC MANAGEMENT
SYSTEM)**

Matantsev Aleksei O.

Lukashevich Olga A.

Ulyanovsk Civil Aviation Institute named after Chief Marshal of Aviation

B.P. Bugaev

(Ulyanovsk)

Abstract. The paper examines the environmental aspects of siting and operating radar complexes (RCs) and auxiliary communications facilities that support Sector 6 of the Tyumen Regional Air Traffic Control Center (ATCC) of the Unified Air Traffic Management System. The study analyzes surveillance coverage areas, secondary-radar flight paths configuration, and the full range of potential impacts—including electromagnetic emissions, physical landscape transformation, barrier effects on wildlife, as well as acoustic and light pollution. The results show that both biotic and abiotic components of the taiga and wetland ecosystems of the central Ob-

Irtysh lowlands are the most vulnerable during construction and modernization of RCs. A set of organizational and technical measures is proposed to reduce environmental pressures while maintaining required flight-safety performance.

Keywords: aviation radar, Sector 6, Tyumen Region, electromagnetic impact, environmental safety, protected natural areas, air traffic.

Введение

В данной работе рассматривается комплексное экологическое воздействие авиационной радиолокационной инфраструктуры – многофункционального вторичного радиолокатора «Аврора-2» и сопутствующих объектов связи – на природные территории сектора 6 районного диспетчерского центра ЕС ОрВД «Тюмень».

Цель работы – оценить масштабы и характер влияния радиолокационных объектов на биотические и абиотические компоненты тайга-болотных экосистем центральной Обь-Иртышской низменности и разработать организационно-технические мероприятия, минимизирующие экологическую нагрузку без снижения уровня авиационной безопасности.

Исследование выполнено с применением следующих научных методов:

- 1) Дистанционное зондирование (анализ SRTM GL1, Sentinel-2 L2A).
- 2) Математическое моделирование электромагнитных полей в ПО EMR Map-Radar (модуль RBS).
- 3) Геоинформационный анализ в QGIS 3.36 (оцифровка границ ООПТ, буферизация маршрутов облёта).
- 4) Полевые натурные наблюдения (орнитологический учёт «fixed-radius point count»).
- 5) Экспертное ранжирование факторов по шкале значимости Минприроды РФ.

Актуальность исследования обусловлена тем, что при модернизации сети РЛК (программа Госкорпорации «Росавиация-2030») планируется увеличение мощности передатчиков и строительство дополнительных ретрансляторов в районах с высокой природоохранной ценностью [1], при этом действующие нормативы СанПиН 1.2.2581-10 и методические указания 2021 г. не учитывают интегрального влияния сразу нескольких факторов: электромагнитного поля, акустического и светового воздействия.

Теоретическую основу работы составили: концепция регионального экологического нормирования (В. Ф. Яковлев, 2018) [2]; модель кумулятивного влияния точечных источников ЭМП (Smith & Müller, 2023) [3]; принципы ландшафтно-функционального зонирования ООПТ [4]; а также требования ICAO Doc 9824 к оценке оперативных изменений в АТМ [5].

Практическая значимость работы определяется возможностью внедрения предложенных мер (экран-фильтр RAM-04-Т, оптимизация схемы затемнения Low-Intensity Type A, перенос ДГУ-площадки) в проект модернизации РЛК «Аврора-2», что снизит удельный показатель воздействия до 0,12 о.е./га и позволит согласовать строительство без прохождения государственной экологической экспертизы полной формы.

Современная система обслуживания воздушного движения (ОвД) немыслима без развитой сети радиолокационных станций. При проектировании РЛК традиционно превалируют требования безопасности полётов и пропускной способности, однако Федеральный закон «Об охране окружающей среды» обязывает одновременно учитывать риск для природных территорий. В Тюменском укрупнённом центре (ТУЦ) функционируют девять секторов, из которых сектор 6 обслуживает ключевые восточные потоки и характеризуется сложной конфигурацией, включающей малонарушенные участки таёжно-болотных экосистем [6].

Методы и результаты исследования

1. Сектор 6: пространственные и технические параметры

Границы сектора заданы координатами $60^{\circ}57' \text{ N}$ – $63^{\circ}21' \text{ N}$ и $75^{\circ}50' \text{ E}$ – $84^{\circ}35' \text{ E}$; нижняя граница – 1500 м AMSL, верхняя – FL 530 [6]. Схема ТУЦ (Тюменский укрупненный центр) представлена ниже (рис. 1).

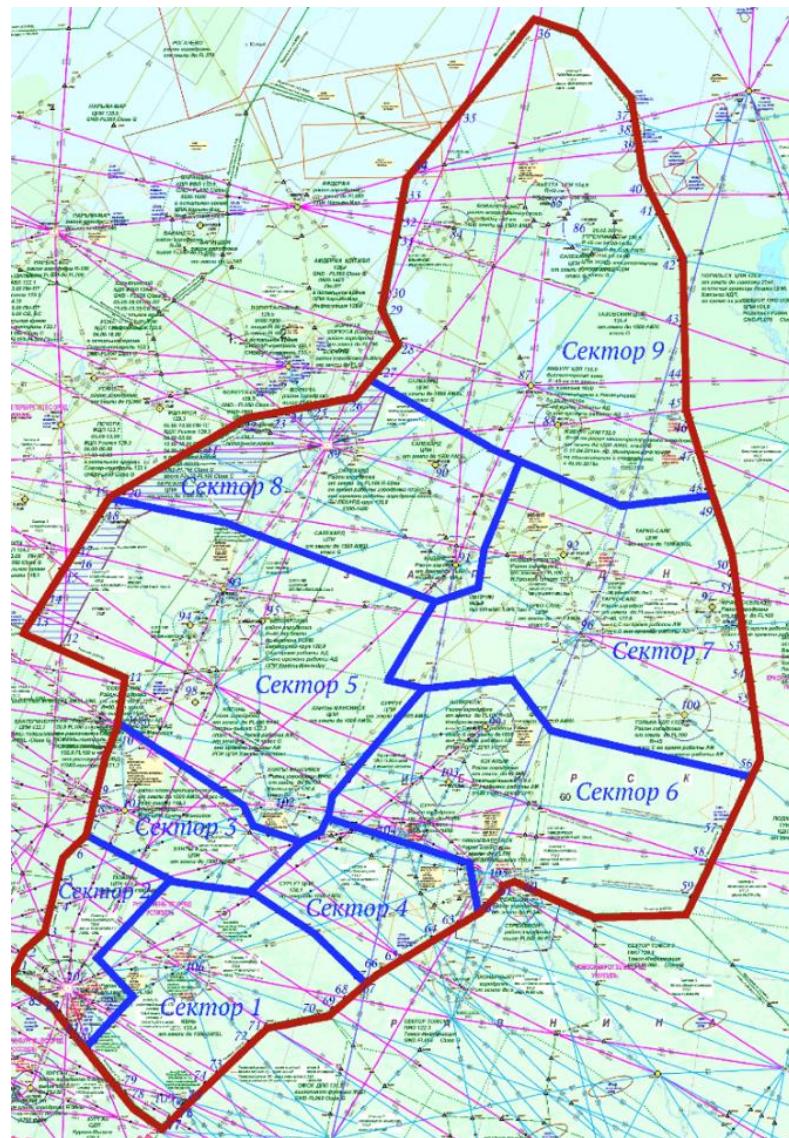


Рисунок 1 – Структура воздушного пространства ТУЦ [6]

Основу наблюдения формирует всережимная МВРЛ «Аврора-2» (режимы A/C/S, ADS-B 1090 ES) в комбинации с АОРЛ-1АМ и АРП-75 [6]. Данные поступают на КСА УВД «Альфа-5» с резервированием BY-PASS. Рабочая частота сектора – 132,2 МГц, позывной «Тюмень-Контроль». Для устойчивого приёма применяются транзитные ретрансляторы, в том числе мачтовые сооружения высотой 60-80 м.

2. Природные территории в зоне влияния авиационной радиолокационной сети сектора 6

По государственному кадастру ООПТ в контуре сектора располагаются:

- 1) Юго-западная оконечность государственного природного заповедника «Малая Сосьва».
- 2) Самотлорский водно-болотный комплекс.
- 3) Охранная зона нерестилищ «Верхняя Вах» [7].

Эти объекты в сумме занимают ≈ 320 тыс. га, что накладывает ограничения на виды хозяйственной деятельности, прокладку ЛЭП и подъездных дорог.

3. Потенциальные экологические воздействия

Перед оценкой конкретных значений воздействующих факторов целесообразно свести их в обобщённую матрицу «фактор – механизм – последствия – норматив», что позволяет наглядно сопоставить технические характеристики радиолокационной инфраструктуры с экологическими рисками (табл. 1). В приведенной таблице агрегированы ключевые виды нагрузок, характерные для современного авиационного РЛК и сопутствующих объектов связи, функционирующих в пределах сектора 6. Для каждого фактора приведены типовой механизм влияния, наиболее вероятные негативные эффекты для природных комплексов Тюменской области и актуальные нормативно-правовые документы, регламентирующие допустимые уровни воздействия.

Таблица 1 – Потенциальные экологические воздействия

Фактор	Механизм воздействия	Возможные последствия	Регламентирующие нормы
Электромагнитное поле (ЭМП) РЛК (1–3 кВт, 2,7–3,1 ГГц; импульс $\approx 1 \mu\text{s}$, PRF 900 Гц)	Нагрев биологических тканей, дезориентация птиц, воздействие на флору при $E > 200 \text{ В/м}$	Изменение миграционных коридоров журавлеобразных; рост электростатических пигментаций на сфагновых мхах	СанПиН 1.2.2581-10; ПП РФ №109-2024
Занятие земель (фундаменты антенн, подъездные пути)	Снятие плодородного слоя, осушение болот	Фрагментация местообитаний выдр и лосей; нарушение гидрологии	ФЗ №7-ФЗ; ФЗ №174-ФЗ

Акустическое воздействие (силовые установки дизель-генераторов, ротационные излучатели)	Уровень шума до 75 дБ А на 50 м	Нарушение брачных токов глухарей и цапель	СП 51.13330-2019; Nechaeva O. A. [8]
Световое загрязнение (сигнальные огни, маяки)	Привлечение/дезориентация ночных насекомых и птиц	Снижение численности редких видов чешуекрылых	Баранов И.В., 2022 [9]

Расчёты плоских сечений ЭМП, выполненные в программе EMR Radar (модуль RBS, высота антенны 37 м, мощность 2 кВт), показывают (рис. 2), что плотность потока энергии на границе заказника «Самотлорский» не превышает 0,32 Вт/м² при допустимых 2 Вт/м², однако для орнитофауны критичен не тепловой, а информационный эффект модуляции.

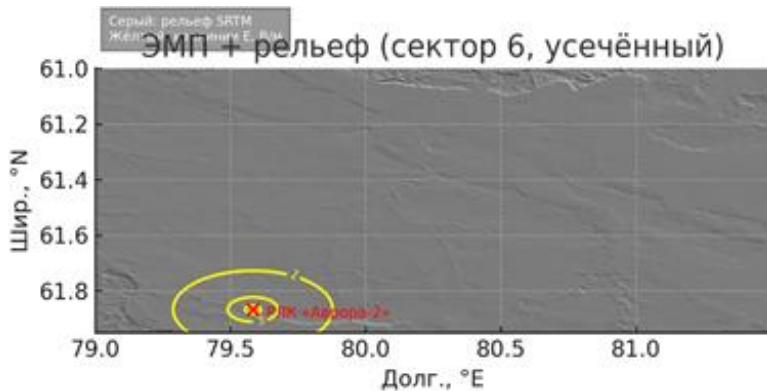


Рисунок 2 – Распределение напряжённости ЭМП от РЛК «Аврора-2» с учётом рельефа сектора 6, *Источник: рассчитано и визуализировано автором на основе DEM SRTM 1 Arc-Second Global (NASA/USGS) [10, 11]*

4. Меры по снижению воздействия:

1) Оптимизация схемы размещения. При модернизации 2026 г. предусмотреть перенос запасной дизель-генераторной площадки на существующую нефтегазовую просеку вне ООПТ, сократив вырубку тайги на 1,8 га.

2) Экран-фильтр ЭМП. Применение аэродромного покрытия RAM-04-Т (толщина 4 мм) на металлических ограждениях мачт снижает паразитные боковые лепестки диаграммы на – 6 дБ.

3) Схема затемнения. Переход на авиационные прожекторы категории «Low Intensity Type A», импульсная модуляция 30 fl (ICAO Annex 14) уменьшает световой шлейф на 63 %.

4) Мониторинг биоразнообразия. Совместно с департаментом экологии области раз в 3 года проводить орнитологический учёт по методике «Fixed radius point count» в радиусе 1,5 км от РЛК.

Заключение

Экологическая нагрузка авиационной радиолокационной инфраструктуры в секторе 6 остаётся контролируемой, если соблюдать нормы ЭМП и исключить необоснованное расширение площадей под объектами связи. Предлагаемые мероприятия позволяют снизить удельный показатель воздействия до 0,12 о.е./га (условных экологических единиц на гектар), что соответствует «допустимому» уровню по шкале Минприроды РФ. При внедрении современных МВРЛ (многофункциональных вторичного радиолокаторов) с цифровым формированием диаграммы направленности возможно дополнительное сокращение зон санитарной охраны без ущерба для безопасности полётов.

Библиографический список

1. ФГУП «Госкорпорация по организации воздушного движения в Российской Федерации». Долгосрочная программа развития на 2020–2030 гг. / утв. протоколом Росавиации № 63 от 10.02.2020. – М.: ФГУП «Госкорпорация по ОрВД», 2020. – 112 с.
2. Яковлев В. Ф. Региональное экологическое нормирование: теория, методология и практика / В. Ф. Яковлев. – М.: Научный мир, 2018. – 256 с.
3. Smith A., Müller K. Cumulative electromagnetic exposure from point radar installations: a predictive model / A. Smith, K. Müller // Journal of Environmental Radiofrequency. – 2023. – Vol. 15, № 2. – P. 101-112.
4. Быков К. Н. Ландшафтно-функциональное зонирование особо охраняемых природных территорий / К. Н. Быков. – Екатеринбург: УрО РАН, 2020. – 180 с.
5. ICAO. Doc 9824: Guidance on the Environmental Assessment of Proposed Air Traffic Management Operational Changes. – Montréal: International Civil Aviation Organization, 2018. – 132 p.
6. Покинсоха А. И., Зальнов А. А. Разработка рекомендаций по организации воздушного пространства в зоне ответственности Тюменского регионального центра ЕС ОрВД (комплексная): дипломная работа. – Санкт-Петербург: СПбГУГА, 2023. – 121 с.
7. Департамент недропользования и экологии Тюменской области. Государственный кадастр объектов размещения ООПТ. – Тюмень, 2024.
8. Nechoeva, O. A. Impact of supersonic aircraft flights on the environment / O. A. Nechoeva, N. A. Tuchkov, I. Ya. Potapov // Modern Science. – 2019. – No. 12-2. – P. 41-47. – EDN XFGRJS.
9. Баранов И. В. Влияние радиолокационных станций на биоразнообразие северных территорий / И.В. Баранов // Экологический вестник. – 2022. – № 4. – С. 55-63.
10. Shuttle Radar Topography Mission (SRTM) 1 Arc-Second Global. 2023. NASA Jet Propulsion Laboratory; U.S. Geological Survey. // [Электронный ресурс]. – URL: <https://lpdaac.usgs.gov/products/srtmgl1v003/> (дата обращения: 30.05.2025).
11. К вопросу о влиянии гражданской авиации на окружающую среду / О. А. Лукашевич, М. Р. Гасымов, К. Э. Забинякс, А. В. Шефер // Россия и мировое сообщество: проблемы демографии, экологии и здоровья населения : Сборник статей V Международной научно-практической конференции, Пенза, 11–12 июля 2022 года / Под научной редакцией С. Д. Морозова, В. Б. Жиромской. – Пенза: Пензенский государственный аграрный университет, 2022. – С. 94-97. – EDN GYMLRI.

**НЕЛИНЕЙНАЯ РАДИОЛОКАЦИЯ (КАК СИСТЕМА) В ЗАДАЧАХ
МОНИТОРИНГА И ВЫЯВЛЕНИЯ НЕСАНКЦИОНИРОВАННЫХ
РАДИОСРЕДСТВ**

Межетов Муслим Амирович, канд. физ.-мат. наук
milsumka@mail.ru

Хачатуян Таисия Павловна

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Посвящается моему
научному руководителю –
Межетову Муслиму Амировичу

Аннотация. Композитные материалы в настоящее время находят широкое применение во всех отраслях народного хозяйства, тем самым заменяя металлические элементы, которые широко использовались в прошлом столетии в большинстве выпускаемых изделий. Обнаружить металлическое изделие не составляло труда, поскольку использовалось свойство классической радиолокации отражать падающую на него радиоволну. В 21 веке развиваются новые технологии, на базе которых происходит замена металлических элементов на композитные, с широким использованием пластмасс. Такие материалы абсолютно не обладают отражательной способностью, что делает их «невидимыми» для средств линейной радиолокации. Как правило, большинство изделий внутри содержат электронные компоненты, часть из которых обладают нелинейными свойствами. А это позволяет использовать принципы нелинейной радиолокации, которая обеспечит обнаружение объектов недоступных линейной.

Ключевые слова: нелинейные явления, нелинейная радиолокация, излучение, гармоника, линейно-частотная модуляция.

**NON-LINEAR RADAR (AS A SYSTEM) FOR MONITORING AND
DETECTION UNAUTHORIZED RADIO DEVICES**

Mezhetov Muslim A., Candidate of Physical and Mathematical Sciences
Khachaturian Taisiya P.

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. Composite materials are currently widely used in all sectors of the national economy, thereby replacing the metal elements that were widely used in the last century in most manufactured products. It was easy to detect a metal product, as it used the property of classical radar to reflect the radio wave that was falling on it. In the 21st century, new technologies have led to the replacement of metal elements with composite materials many of which are based on plastics. Such materials have absolutely no reflectivity, which makes them “invisible” for linear radar. As a rule, most products contain electronic components inside, some of which have nonlinear properties.

This enables the application of nonlinear radar principles, allowing the detection of objects that are undetectable by conventional linear radar.

Keywords: nonlinear phenomena, nonlinear radar, radiation, harmonic, linear frequency modulation.

Введение

Нелинейные явления в природе появились еще задолго до того, как изобрели усилительные приборы. Так к концу 1939 года обнаружили необычное влияние на судовой приёмник, работающий в диапазоне ОВЧ, проявляющееся в виде аддитивных помех случайного характера. Причём интенсивность этих помех возрастила с увеличением времени эксплуатации судна. В дальнейшем пришли к выводу, что причиной этого стали контактирующие металлические поверхности, разделённые слоем ржавчины, которые при определенных условиях могут выполнять роль простейших полупроводниковых элементов. Такой эффект получил название «Ржавого болта» [1].

Материалы и методы решения задачи и принятые допущения

Развитие систем радиосвязи шло по пути оптимизации масса-габаритных и технических характеристик, что безусловно требовало инновационного подхода к разработке и проектированию новой элементной базы, которое привело к открытию полупроводников, нашедших широкое применение в различных областях науки и техники. Безусловно, выпуск таких систем облегчает нашу повседневную жизнь, но в то же время потребует контроля их использования в случае несанкционированного применения. Например, создание помех системам радиосвязи, навигации и локации; совершение террористических актов; прослушивание конфиденциальной информации и многое другое [2, 3].

Это может применяться во всех видах авиационной связи, являющихся стратегическим направлением в деятельности государства: подвижной, фиксированной и радиовещательной. Где подвижная представляет собой связь между пунктами управления воздушным движением (УВД) и экипажем воздушного судна, а также экипажей воздушных судов между собой. Фиксированная связь осуществляет бесперебойное взаимодействие всех служб авиапредприятия. Авиационное радиовещание используется для информирования экипажей при оперативном полетно-информационном обслуживании.

Множество полупроводниковых элементов, в составе системы, позволяют получить отклик на дополнительных гармониках при их облучении зондирующими импульсом. Также можно использовать это свойство в системах диагностики РЭО, анализируя спектральную картину принятого сигнала, а также в перспективных системах исследования и обнаружения нелинейных (ионизированных) сред. Такой подход получил широкое применение в нелинейной радиолокации.

В отличие от классической радиолокации, суть которой заключается в переизлучении объектом наблюдения зондирующих радиоимпульсов на той же частоте, нелинейная же радиолокация основана на переизлучении

зондирующему сигнала от полупроводниковых элементов на кратных гармониках (рис. 1). В этом случае полупроводник выполняет роль элементарного нелинейного излучателя, получающего питание от зондирующего радиоимпульса, что превращает его в простейшую систему с полуактивным ответом [4].

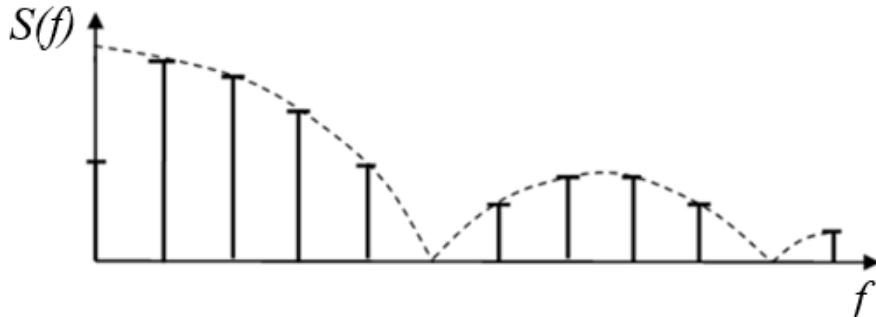


Рисунок 1 – Кратные гармоники в спектре сигнала

Как правило, переизлучение на кратных гармониках имеет значительно меньшую амплитуду, чем переизлучение на основной гармонике. Поэтому применять простые импульсные радиосигналы не имеет смысла, поскольку отражения на второй и последующих гармониках имеют малую амплитуду. Выходом из такой ситуации является применение широкополосных шумоподобных сигналов. Например, использование фазоманипулированных (ФМн) сигналов в нелинейной радиолокации позволит получить отклик сигнала на второй гармонике, которая представляет собой несущую с меньшей амплитудой (рис. 2). Но применение таких сигналов в РЛС затруднено ввиду сложности схемотехнической реализации в СВЧ диапазоне фазовых видов модуляции.

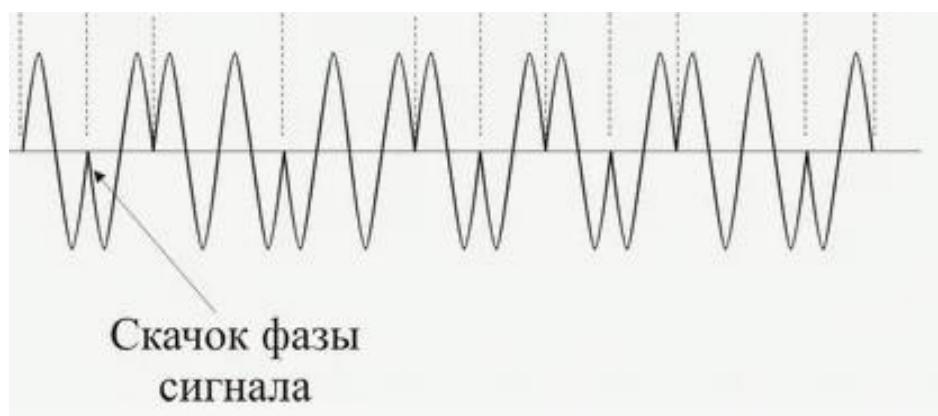


Рисунок 2 – Фазоманипулированный сигнал

В радиолокационной технике нашли широкое применение сигналы, частота которых изменяется по линейному закону. Такие сигналы получили название линейно-частотные модулированные сигналы (ЛЧМ) [5] (рис. 3). Применение таких сигналов позволило решить основное противоречие в построении радиолокаторов, которое связано с длительностью импульса и

импульсной мощностью излучаемого сигнала. При формировании сигнала большой длительности ухудшается разрешающая способность по дальности системы. А при малой длительности увеличивается разрешающая способность, но возрастают требования к СВЧ тракту, так как необходимо сформировать сигнал с большой импульсной мощностью.

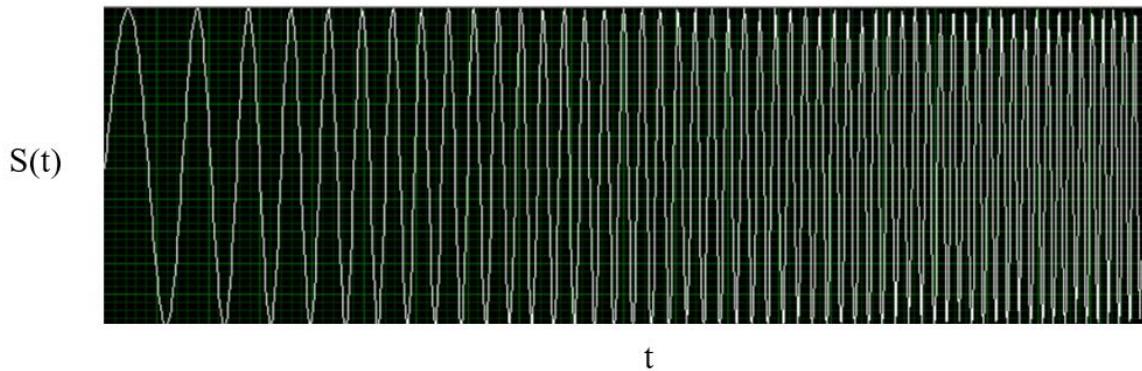


Рисунок 3 – Внешний вид ЛЧМ сигнала

При использовании ЛЧМ сигналов в радиолокации излучается сигнал большой длительности, в котором энергия распределена во времени, что снижает требования к СВЧ тракту, а увеличение разрешающей способности обеспечивается за счет «сжатия» в тракте приема отраженного от цели сигнала. При этом показатели «сжатия» определяются базой сигнала:

$$B = \Delta F * \tau,$$

где: ΔF – девиация частоты; τ – длительность импульса.

Предпочтительно, чтобы база была больше единицы, чтобы достичь лучшего разрешения по дальности.

В нелинейном элементе радиолокации прием отраженного ЛЧМ сигнала ведется как на основной, так и на кратных гармониках, спектр которого представлен на рисунке 4, на рисунках 5-7 кратные гармоники.

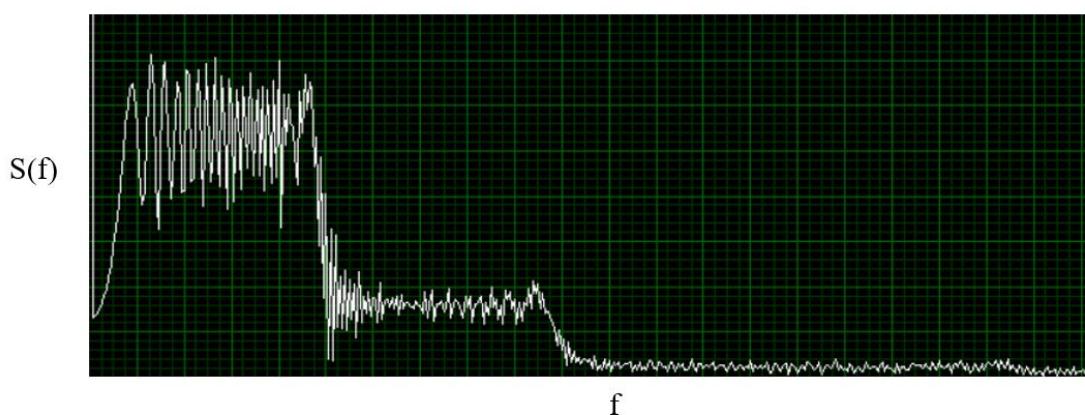


Рисунок 4 – Спектр ЛЧМ сигнала от НЭ

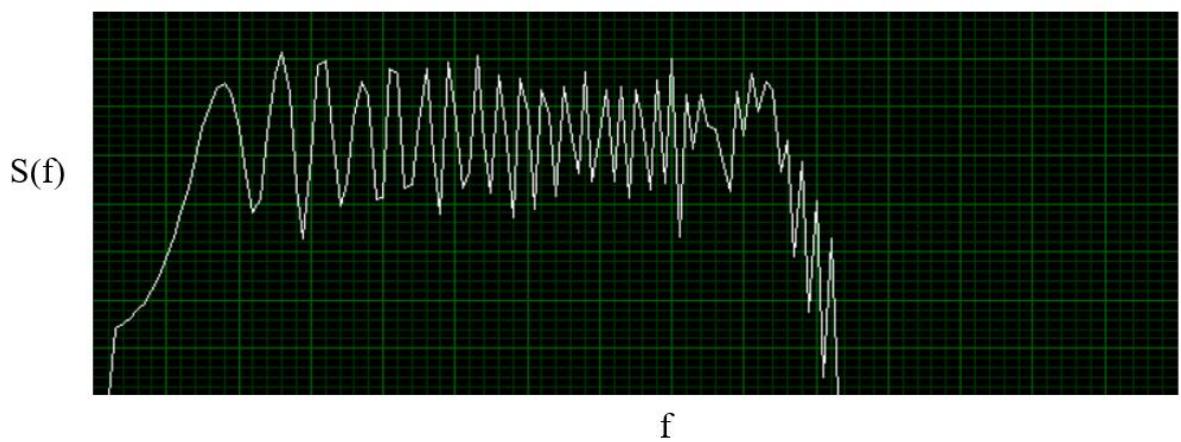


Рисунок 5 – Первая (основная) гармоника спектра

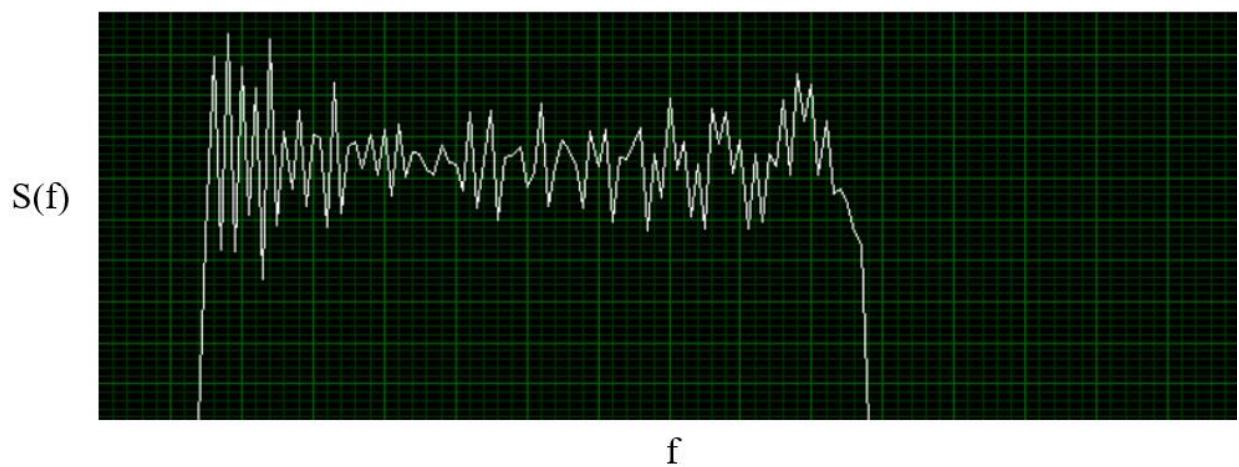


Рисунок 6 – Вторая гармоника спектра

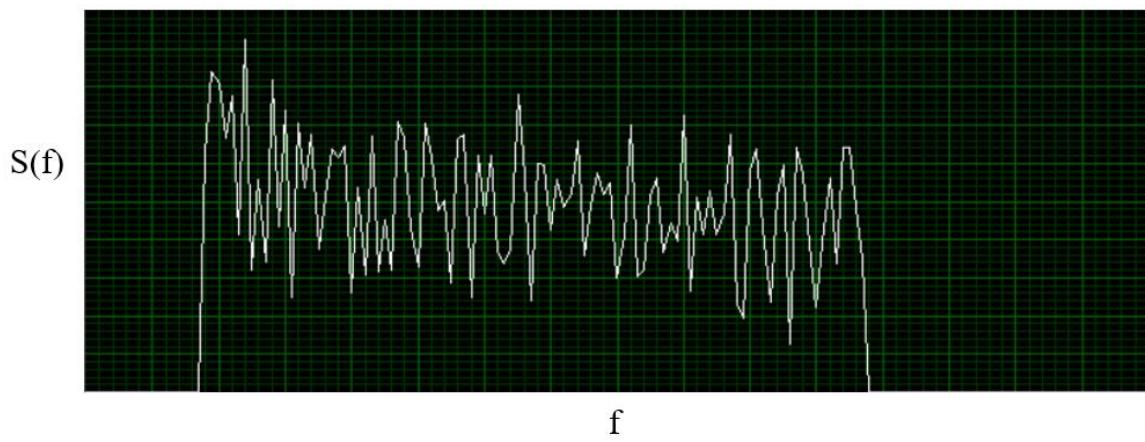


Рисунок 7 – Третья гармоника спектра

Наличие отклика на второй и третьей гармонике является признаком присутствия в отраженном сигнале нелинейных искажений, которые возникают вследствие переизлучения от полупроводниковых элементов [6].

Алгоритм и модель решения задачи обнаружения

В рамках исследования методов нелинейной радиолокации требуется разработать модель, представляющую собой структурную реализацию схемы анализа ЛЧМ сигнала. Такая модель позволит эффективно исследовать особенности взаимодействия ЛЧМ сигнала с нелинейными объектами, что является ключевым этапом для повышения точности и надежности систем радиолокационного обнаружения.

Модель системы нелинейного переизлучения от объекта исследования представлена на рисунке 8.

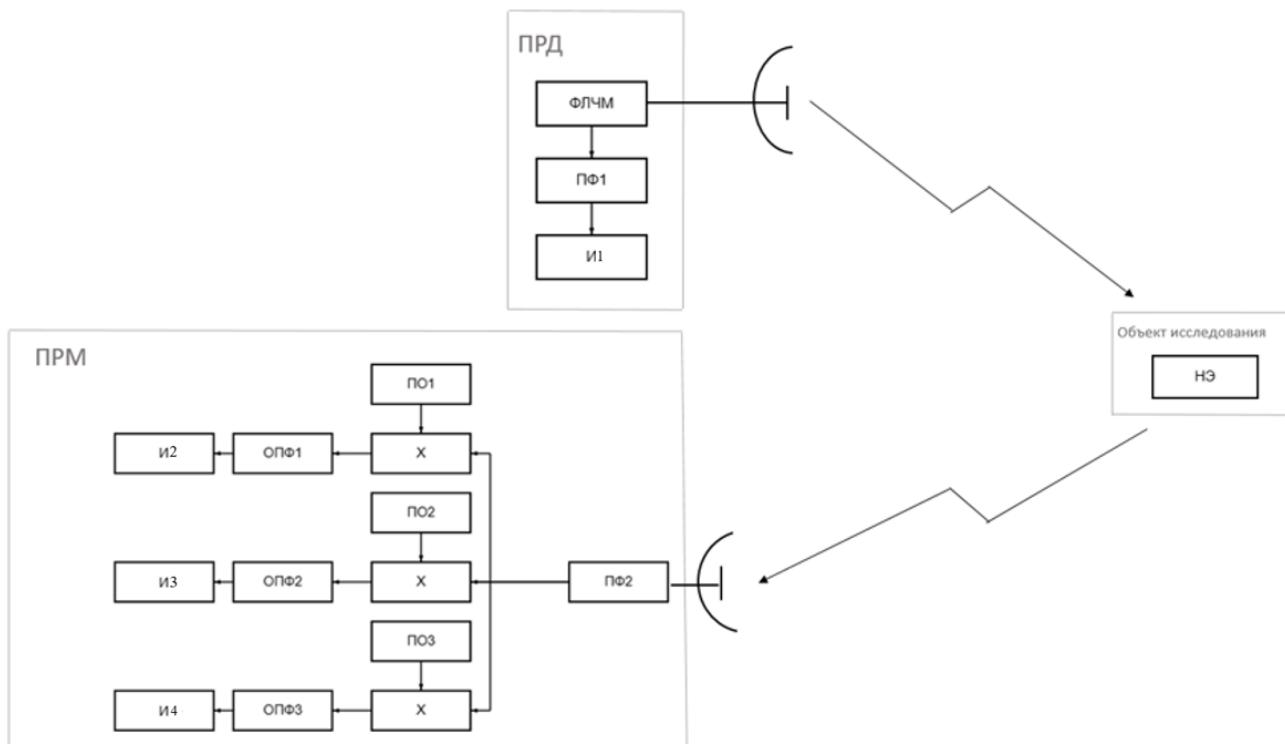


Рисунок 8 – Модель системы нелинейного переизлучения
от объекта исследования

Модель состоит из передатчика (ПРД), приемника (ПРМ) и объекта исследования (ОИ), в состав которых входят:

- формирователь линейно частотно модулированного сигнала (ФЛЧМ);
- модули реализации функции прямого преобразования Фурье (ППФ1 и ППФ2), в составе приемника и передатчика;
- индикаторы (И1, И2, И3, И4);
- нелинейный элемент (НЭ);
- модули реализации функции обратного преобразования Фурье (ОПФ1, ОПФ2 и ОПФ3);
- модуль формирователя функции «прямоугольного окна» (ПО1, ПО2, ПО3) [7, 8].

Передатчик формирует ЛЧМ сигнал и с помощью антенны облучает объект исследования, в состав которого входят нелинейные элементы, которые

при переизлучении формируют кратные гармоники, принимаемые антенной приёмника.

Для выделения дополнительных гармоник используется фильтр в виде прямоугольного окна, обеспечивающий фильтрацию в частотной области. Далее этот сигнал подвергается обратному преобразованию Фурье для перехода из частотной области во временную. Реализация функционирования представленной модели для второй гармоники изображена на рисунке 9.

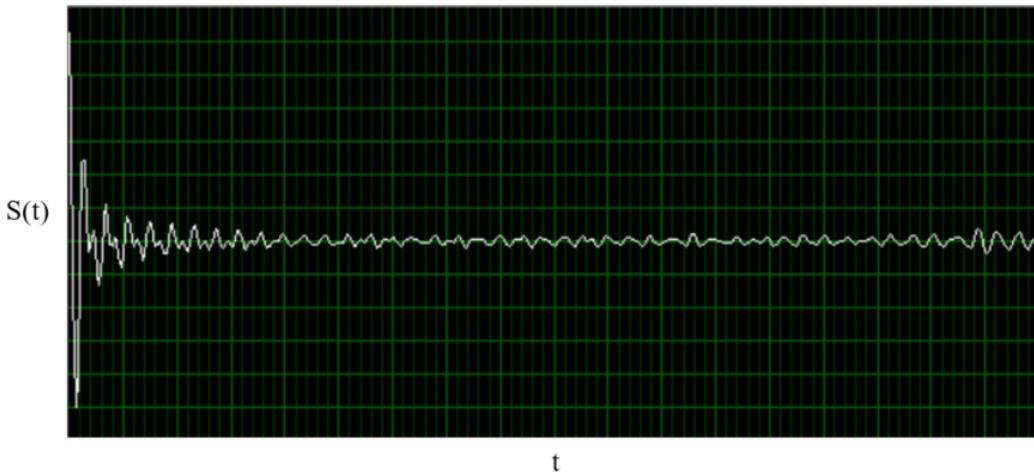


Рисунок 9 – Сигнал второй гармоники после ОПФ

Заключение

Таким образом, применение простых импульсных сигналов в нелинейной радиолокации нецелесообразно ввиду маленькой энергии переизлучения на второй и третьей гармониках. Поэтому целесообразно использовать широкополосные сигналы с большой базой. Это позволит увеличить дальность действия такого локатора, что даст возможность применить его в задачах обнаружения беспилотных летательных систем, поскольку большинство из них изготовлены из композитных материалов и признаком их наличия в воздушном пространстве является наличие электронных схем навигации, связи и управления, в состав которых входят полупроводниковые элементы [9].

Библиографический список

1. Игумнова А. А. Функциональная модель нелинейного локатора при одночастотном воздействии / А. А. Игумнова, Н. А. Игумнова // Шарыгинские чтения: Международная научная конференция ведущих научных школ в области радиолокации, радионавигации и радиоэлектронных систем передачи информации. – 2021. – Т. 1, № 1. – С. 126-131. – EDN DSSCWY.
2. Исследование точностных характеристик широкозонной многопозиционной системы наблюдения Иркутского регионального центра организации воздушного движения / Э. А. Болелов, Б. В. Лежанкин, М. А. Межетов, В. В. Ерохин // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2023. – № 3(40). – С. 89-101. – EDN LKMF MX.
3. Определение местоположения воздушного судна в многопозиционной системе наблюдения на основе мультилатерационной технологии / В. В. Ерохин, Б. В. Лежанкин,

Т. Ю. Портнова, Н. В. Поваренкин // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : сборник трудов X Международной научно-практической конференции, Иркутск, 14–15 октября 2021 года. Том 2. – Иркутск: Иркутский филиал федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», 2021. – С. 92-105. – EDN QPUUJP.

4. Кичкидов А. А. Обнаружение целей на основе линейно-частотной модуляции / А. А. Кичкидов, А. А. Добреля, Д. А. Семенов // Труды международного симпозиума "Надежность и качество". – 2006. – Т. 2. – С. 182-183. – EDN NDWQSH.

5. Межетов М. А. Алгоритм селекции сигналов для решения задач радиоконтроля авиационных линий связи / М. А. Межетов, А. А. Шалаев, Э. А. Болелов // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2023. – № 45. – С. 121-132. – EDN JIHWUH.

6. Серебренников Е. А. Программная модель линии цифровой связи VDL режима 2 / Е. А. Серебренников, С. В. Туринцев // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2017. – Т. 2, № 13. – С. 119-121. – EDN YQWFIF.

7. Туринцев С. В. Разработка процедурного тренажера на базе авиационного симулятора X-plane / С. В. Туринцев, А. В. Федоров, А. А. Федоров // Проблемы летной эксплуатации и безопасность полетов. – 2019. – № 13. – С. 98-101. – EDN GHCDDV.

8. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2016617951 Российская Федерация. Расчет характеристик навигационного сеанса системы ГЛОНАСС : № 2016615402 : заявл. 26.05.2016 : опубл. 19.07.2016 / О. Н. Скрыпник, Р. О. Арефьев, Н. Г. Арефьева. – EDN JODKFV.

9. Арефьев Р. О. Экспериментальная оценка точности пространственной стабилизации квадрокоптера dji air 2s / Р. О. Арефьев, О. Н. Скрыпник, Н. Г. Арефьева Астраханцева // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2024. – № 1. – С. 128-145. – DOI 10.51955/2312-1327_2024_1_128. – EDN UQDIOE.

УДК 351.814.331

ПОВЫШЕНИЯ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЫ ЗА СЧЕТ ЭФФЕКТИВНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СКОРОСТНОЙ РУЛЕЖНОЙ ДОРОЖКИ

Сайдумаров Илхомжан Мирамирович, канд. физ.-мат. наук

saidilh@mail.ru

Ботиров Асилбек А.

*Ташкентский государственный транспортный университет
(г. Ташкент, Узбекистан)*

Аннотация. В работе рассмотрена проблема повышения регулярности и эффективности полетов воздушных судов за счет повышения пропускной способности аэропортовой зоны. Технология организации воздушного движения на территории аэродрома предполагает увеличение интенсивности движения воздушных судов за счет применения быстрых рулежных дорожек. Представлена методика применения на основе структуры аэродромной сети в виде взлетно-посадочной полосы и рулежных дорожек в условиях сезонного роста потока воздушных судов.

Ключевые слова: аэродром, пропускная способность, рулежные дорожки.

IMPROVING THE ECONOMIC EFFICIENCY OF A RUNWAY THROUGH THE EFFECTIVE USE OF A HIGH-SPEED TAXIWAY

Saydumarov Ilkhomzhan M., Candidate of Physical and Mathematical Sciences
Botirov Asilbek A.

*Tashkent State Transport University
(Tashkent, Uzbekistan)*

Abstract. The paper considers the problem of improving the regularity and efficiency of aircraft operations by increasing the capacity of the airport area. Air traffic management technology within the aerodrome involves increasing the intensity of aircraft traffic by using high-speed taxiways. The paper presents a methodology for using the airport network structure, including runways and taxiways, under conditions of seasonal increases in aircraft traffic flow.

Keywords: aerodrome, throughput capacity, taxiways.

Введение

С каждым годом перевозка пассажиров воздушным транспортом стремительно растет. В связи с этим в последние годы зарубежные ученые активно изучают аэропорты мира с большим пассажиропотоком с целью анализа возможностей повышения пропускной способности.

Взлетно-посадочная полоса – это полоса для воздушных судов, предназначенная, с одной стороны, для ускорения самолета до скорости взлета и последующего взлета, а с другой стороны – для замедления после посадки. Для взлетно-посадочной полосы требуется большая длина, чем для пути замедления, по сравнению с путем ускорения. Основная часть элементов, определяющих потенциал аэропорта, – это взлетно-посадочные полосы.

В работе [1] представлена модель для прогнозирования конфигурации взлетно-посадочных полос с высокой почасовой загрузкой в течение дня в аэропортах. Преимущество предлагаемой в [2] модели перед другими предложениями заключается в том, что она направлена на имитацию фактического движения воздушных судов и соответствующего вспомогательного транспорта, используемого в их эксплуатации. В [3] представлены результаты анализа динамики пассажиропотока в аэропортах Вильнюса, Риги, Таллина и Кракова за десятилетний период. В данном исследовании [4] оценены требования к расстоянию до взлетно-посадочной полосы для различных моделей воздушных судов, и эти требования сопоставлены с существующим расстоянием до взлетно-посадочной полосы в группе аэропортов. Аэродромные вспомогательные средства важны для визуальной и инструментальной посадки, в [5] все изменения в фотометрических характеристиках системы освещения представлены в статье в графическом виде. В данной работе [6] используется оценка нагрузок, которые могут возникать в различных конфигурациях самолета во время быстрых разворотов, и сравнение результатов с первоначальными требованиями. Предлагаемый в [7] подход может помочь операторам аэропортов в прогнозировании загруженности аэропорта и выборе наилучшей стратегии увеличения пропускной способности в непредвиденных обстоятельствах.

Методы и результаты исследования

В воздушном пространстве Республики Узбекистан (РУз) в целом, а также возможно в отдельных его областях реализация функции аэронавигационного обеспечения полетов, касающаяся использования воздушного пространства, может быть ограничена или полностью запрещена путем определения зон ограничения полетов, а также путем введения временных режимов полетов или кратковременных ограничений на них.

Пропускная способность зон (районов) ОрВД зависит от структуры воздушного пространства РУз, оснащенности диспетчерских пунктов УВД, навигационной оснащенности воздушного пространства, метеоусловий и рабочей нагрузки на диспетчера органа ОрВД.

Пропускная способность зон (районов) ОрВД выражается максимальным количеством воздушных судов (ВС), которые могут быть обслужены за единицу времени в данном воздушном пространстве и/или на данном аэродроме. Количество обслуживаемых ВС, находящихся под управлением службы движения органа ОрВД, определяется нормами по безопасности, регулярности и эффективности полетов и не должно превышать заданные критериальные показатели пропускной способности зон (районов) ОрВД.

Значение критериальных показателей пропускной способности при обеспечении заданной безопасности полетов определяется согласно «Методике расчета пропускной способности зон (районов) ответственности диспетчерских пунктов ОрВД».

Согласно приведенной методике критериальные показатели формируются на основе следующих факторов:

- а) вид обслуживания воздушного движения (диспетчерское обслуживание, полетно-информационное обслуживание, аварийное оповещение);
- б) построение структуры воздушного пространства (зоны, сектора) или аэродрома;
- в) интенсивность воздушного движения, количество диспетчеров и, как следствие, их загруженность;
- г) наличие средств радиотехнического обеспечения полетов воздушных судов и авиационной электросвязи.

Для реализации высоких значений критериальных показателей пропускной способности предлагается применять скоростные рулежные дорожки как метод повышения эффективности использования взлетно-посадочной полосы (ВПП). Правило, обеспечивающее повышение пропускной способности при движении ВС по земле, имеет вид:

$$(L_n + C_i) \leq L_{tk} \leq L_{VPP}, \quad (1)$$

где L_n – длина траектории движения ВС от начала ВПП до рулежных дорожек, L_{tk} – длина траектории движения ВС от начала взлетно-посадочной полосы до точки касания ВС на ВПП, L_{VPP} – тормозной путь ВС.

Структура метода повышения пропускной способности за счет применения скоростных рулежных дорожек ВПП представлена на рисунке 1.



Рисунок 1 – Структура метода повышения пропускной способности

Основными структурными элементами являются: $L_{\text{ВПП}}$ – длина ВПП соответствующего аэродрома; $L_{\text{СРД1}}$ – длина участка от начала ВПП до точки приземления для ВС массой более 100 тонн (800 метров); $L_{\text{СРД2}}$ – длина участка от начала ВПП до точки приземления для ВС массой 45...100 тонн (600 метров); $L_{\text{СРД3}}$ – длина участка от начала ВПП до точки приземления для ВС массой менее 45 тонн (400 метров); C_1 – тормозной путь ВС, массой более 100 тонн; C_2 – тормозной путь ВС, массой 45...100 тонн; C_3 – тормозной путь ВС, массой менее 45 тонн; L_{TK1} – длина траектории движения ВС массой более 100 тонн от начала ВПП до скоростной рулежной дорожки; L_{TK2} – длина траектории движения ВС массой 45-100 тонн от начала ВПП до скоростной рулежной дорожки; L_{TK3} – длина траектории движения ВС массой менее 45 тонн от начала ВПП до скоростной рулежной дорожки.

Реализация метода повышения пропускной способности представленной структурой для трех типов ВС, отличающихся массой, позволит существенно увеличить интенсивность полетов, особенно во время сезонного роста воздушного трафика, а также во время сложных метеорологических условий, когда регулярность воздушного движения нарушена. Выполнение правила согласно выражению (1) позволит обеспечить обслуживание большего количества ВС, в заданных временных интервалах, за счет сокращения траекторий движения на территории аэродрома от момента посадки на ВПП до момента времени ее покидания.

Возможность повышения пропускной способности взлетно-посадочных полос международных аэропортов Республики Узбекистан была рассмотрена путем экспериментирования в программе ЭВМ.

Результаты использования и неиспользования быстрых выходных рулежных дорожек по типам воздушных судов, в заданных временных интервалах, для различных соотношений их массы показаны на рис. 2.

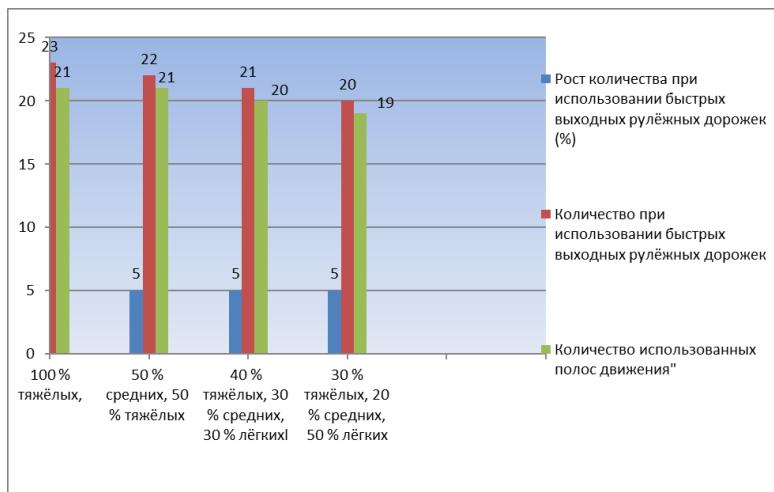


Рисунок 2 – Результаты использования и неиспользования быстрых выходных рулёжных дорожек по типам воздушных судов

Результаты для случая использования метода повышения эффективности пропускной способности скоростных РД в разрезе типов ВС, осуществляющих посадку на взлетно-посадочную полосу аэродрома приведены в таблице 1.

Таблица 1

П/н	Типы ВС	Время, затрачиваемое при использовании обычного РД (сек)	Время, затрачиваемое при использовании скоростных РД (сек)	Экономия времени при использовании скоростных РД (%)
1.	Тяжелый	128	47	63
2.	Средний	137	39	72
3.	Легкий	113	15	87

Заключение

В работе представлен метод повышения пропускной способности аэродрома (на основе решающего правила) и его структура возможности реализации для трех разных типов ВС, отличающихся массо-габаритными показателями, для учета условий увеличения интенсивности воздушного движения в зоне аэродрома.

В результате моделирования процесса реализации предлагаемого метода применения скоростных рулежных дорожек при условии использования ВС массой более 100 тонн, в международном аэропорту г. Ташкента достигнуто увеличение эффективности организации воздушного движения на 10%, что в пересчете на стоимость одного часа для данного типа ВС составляет 9 153 238 сум, а за годовой период позволит получить выгоду в объеме 878 710 848 сум.

Библиографический список

1. *Rahul Dhal, Sandip Roy, Shin-Lai Tien, Christine Taylor, and Craig Wanke. Operationally Structured Model for Strategic Runway Configuration Predictions. Journal of Air Transportation 2019 27:2, 96-108.*

2. *Sznajderman, L., Coppa, M., Martiarena, J. F., & Díaz Olariaga, O.* (2022). Quantification model of airport ground support equipment emissions. *Aviation*, 26(4), 195-208. <https://doi.org/10.3846/aviation.2022.17967>.
3. *Christauskas, J., & Stanaitis, J.* (2008). Dynamics of passenger traffic flow at Vilnius, Riga, Tallinn and Krakow airports. *Aviation*, 12(1), 28-32. <https://doi.org/10.3846/1648-7788.2008.12.28-32>.
4. *Narcizo R; Alves CJ; Caetano M* (2020) The Aircraft Choice Based on the Aircraft Take-Off Runway Length Requirement. *J Aerosp Technol Manag*, 12: e3120. <https://doi.org/10.5028/jatm.v12.1167>.
5. *R. Bloudicek, S. Perina, S. Rydlo and P. Makula* "Degradation of Photometric Characteristics of Phosphor Layers in LED Based Airfield Lights," 2024 AIAA DATC/IEEE 43rd Digital Avionics Systems Conference (DASC), San Diego, CA, USA, 2024, pp. 1-7, doi: 10.1109/DASC62030.2024.10748720.
6. *Etienne Coetzee, Bernd Krauskopf, and Mark Lowenberg* Continuation Analysis of Aircraft Ground Loads During High-Speed Turns, *Journal of Aircraft* 2013 50:1, 217-231.
7. *Dönmez, K.; Aydoğan, E.; Çetek, C.; Maraş, E.E.* The Impact of Taxiway System Development Stages on Runway Capacity and Delay under Demand Volatility. *Aerospace* 2023, 10, 6. <https://doi.org/10.3390/aerospace10010006>.

УДК 629.7.058

ВОЗМОЖНОСТИ И ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИИ-ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ АВТОМАТИЗАЦИИ ПРОЦЕССА ПОСАДКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ВЕРТОЛЕТНОГО ТИПА

Стукалов Сергей Борисович, канд. техн. наук
s.stukalov@mstuca.ru

Костенков Владимир Александрович, канд. техн. наук

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

Аннотация. Рассматриваются возможности применения технологии искусственного интеллекта (ИИ-технологии) для автоматизации и совершенствования этапов посадки ЛА вертолетного типа.

Выделена роль искусственного интеллекта в системах навигации и посадки. Показано, что искусственный интеллект целесообразно использовать в качестве анализирующего и связывающего звена, которое автоматически выделяет существенные признаки из видеопотока (посадочные огни, края взлётно-посадочной площадки, контуры препятствий).

Показано, что компьютерное зрение, как элемент ИИ-технологий, даёт возможность: распознавать специальные посадочные маяки и маркеры, выявлять свободные участки для посадки. Приведены результаты экспериментальных исследований применения компьютерного зрения на этапах посадки БПЛА. Рассмотрены практические применения и преимущества ИИ-технологий при посадке.

Ключевые слова: ИИ-технологии, визуальная информация, автоматизация посадки ЛА вертолетного типа, посадочные огни, анализ визуального потока, алгоритмы компьютерного зрения.

OPPORTUNITIES AND PROSPECTS OF USING AI TECHNOLOGIES FOR AUTOMATING THE LANDING PROCESS OF HELICOPTER-TYPE AIRCRAFT

Stukalov Sergei B., Candidate of Technical Sciences
Kostenkov Vladimir A., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation
(Moscow)*

Abstract. The paper explores the possibilities of using artificial intelligence (AI) technology to automate and enhance the landing phases of helicopter-type aircraft.

The role of artificial intelligence in navigation and landing systems is highlighted. It is shown that artificial intelligence can be used as an analytical and linking component that automatically extracts significant features from the video stream such as landing lights, edges of the runway, and obstacle contours.

It is shown that computer vision, as an element of AI technologies, makes it possible to: recognize special landing beacons and markers, identify free areas for landing. The results of experimental studies on the application of computer vision at the stages of landing UAVs are given. The practical applications and advantages of AI technologies in the landing process are considered.

Keywords: AI technologies, visual information, automation of helicopter-type aircraft landing, landing lights, visual flow analysis, computer vision algorithms.

Введение

Летательные аппараты (ЛА) вертолетного типа (вертолеты, конвертопланы, автожиры, мультикоптеры (БПЛА)) прочно вошли в обиход различных отраслей: от сельского хозяйства, логистики до картографии и спасательных операций. Одним из самых ответственных этапов в эксплуатации таких ЛА остается их посадка. Ошибки на заключительном этапе полёта могут привести к повреждению аппарата, груза или даже представлять угрозу для людей и объектов, находящихся в зоне приземления.

Для устранения данных проблем целесообразно применить принципиально новые подходы и технические решения. В частности, высокие результаты ИИ-технологий помогут решить существующие проблемные задачи, которые выполняются на этапах посадки летательных аппаратов вертолетного типа.

Роль ИИ-технологий в системах навигации и посадки Интеллектуальная обработка сенсорных данных

Современные системы автоматизации посадки ЛА вертолетного типа предлагается оснащать целым рядом датчиков – от камер (RGB, инфракрасных или глубинных) до лидаров, радаров и ультразвуковых дальномеров [1, 2]. Задача систем управления сводится к тому, чтобы максимально эффективно совмещать все источники информации и формировать точные решения по положению аппарата в пространстве.

Искусственный интеллект здесь выступает в роли анализирующего и связывающего звена, которое:

- Автоматически выделяет существенные признаки из видеопотока (например, посадочные маяки, края взлётно-посадочной площадки, контуры препятствий).
- Адаптивно сочетает информацию из разных каналов в зависимости от условий: слабый сигнал спутниковых систем навигации (ГНСС, англ. *Global Navigation Satellite System, GNSS*), плохое освещение, наличие помех.
- Позволяет обнаруживать аномалии в показаниях датчиков (например, внезапные скачки высоты или подозрительное изменение ориентации), распознавать их как сбои и корректировать траекторию полёта.

Машинное обучение и прогнозирование траектории

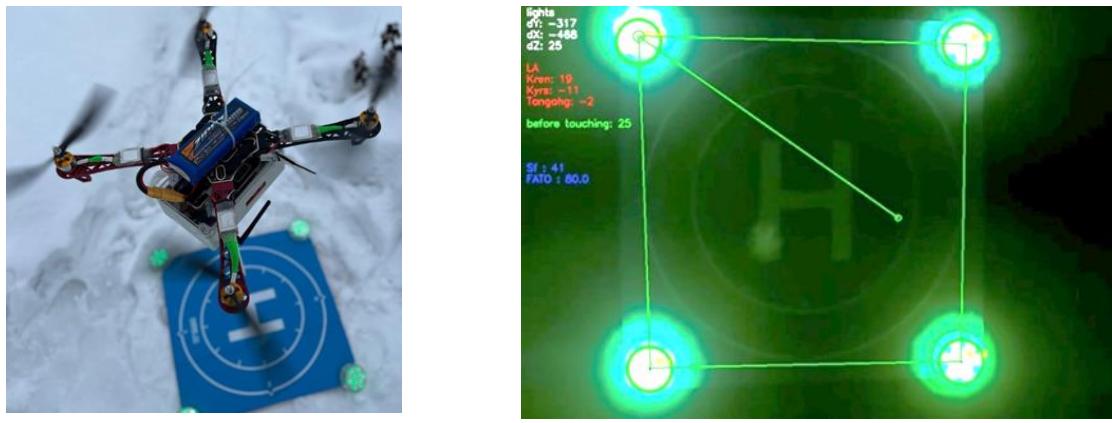
В классических системах автопилота для управления ЛА используются жёстко запрограммированные алгоритмы, основанные на математических моделях аэродинамики и навигации. Однако методы машинного обучения расширяют эти возможности:

- Обучение с учителем (*Supervised Learning*) даёт устройствам управления ЛА возможность «учиться» на больших объёмах данных, собранных в симуляциях и реальных полётах, выявляя закономерности оптимальной траектории.
- Обучение с подкреплением (*Reinforcement Learning*) позволяет аппарату в тренировочной среде (иногда в симуляции) «пробовать» различные манёвры приземления, получая «награду» за успешную и точную посадку. В результате формируется стратегия управления, способная гибко подстраиваться под внешние факторы, такие как ветер или неправильную оценку высоты.

Распознавание объектов при помощи компьютерного зрения

Точная посадка, особенно на небольшие площадки или движущиеся платформы, часто требует от систем посадки ЛА вертолетного типа способности «видеть» окружающую обстановку [3, 4]. Компьютерное зрение, как элемент ИИ-технологий, даёт возможность:

- Распознавать специальные посадочные маяки (рис. 1) и маркеры (*QR*-коды, *ArUco*-метки, контрастные фигуры).
- Выявлять свободные участки для посадки в случае отсутствия заранее размеченной площадки: устройство технического зрения анализирует текстуру поверхности при помощи компьютеров, выявляет ямы, камни, препятствия.
- Оценивать расстояние и углы относительно посадочной зоны в реальном времени, чтобы корректировать поступательную и вертикальную скорость.



а

б

Рисунок 1 – Автоматизация этапов посадки БПЛА: *а* – этап снижения на посадочную площадку с сигнальными маяками, *б* – бортовая обработка изображения сигнальных посадочных маяков пакетом прикладных программ технического зрения *Open CV* (по результатам экспериментов в МГТУ ГА)

Результаты исследований в МГТУ ГА подтверждают [2], что компьютерное зрение, как элемент ИИ-технологий, позволяет выполнять посадку в сложных метеоусловиях, работать даже там, где сигналы *GNSS* нестабильны или отсутствуют, а посадочные визуальные ориентиры сложны для ручной посадки.

Практические применения и преимущества ИИ при посадке Автоматизация и снижение влияния человеческого фактора

Традиционно пилоты (операторы) ручным способом корректируют траекторию ЛА вертолетного типа при посадке. Но человеческий фактор нередко приводит к ошибкам в условиях стресса, плохой видимости или недостатка опыта. Алгоритмы ИИ, интегрированные в систему управления, способны выполнять посадку полностью автономно или с минимальным участием оператора. Это существенно сокращает:

- Вероятность «жёсткой» посадки из-за неверных действий пилота.
- Время реакции на изменения внешних условий (порывы ветра, появившиеся препятствия).
- Риск аварий, связанных с человеческими ошибками.

Адаптивность к динамической среде

В реальных условиях посадочная площадка или окружение могут меняться: появляться люди, техника, животные, внезапные преграды. Алгоритмы ИИ (особенно с элементами обучения в реальном времени) способны быстро перенастраивать траекторию и принимать решения, учитывая [5, 6]:

- Анализ визуального потока (распознавание динамических объектов).
- Прогнозирование движения препятствий (если необходимо посадить ЛА на подвижную платформу или корабль).

- Изменения ветровой обстановки, оценённые по вектору движения ЛА и данным от бортовых датчиков.

Устойчивость к частичным сбоям и помехам

Большой плюс алгоритмов на основе ИИ-технологий – это их устойчивость к шумам и «умение» работать с неполными данными. Если, например, один из сенсоров временно выдаёт искажённую информацию или произошло кратковременное ослабление спутникового сигнала:

- Система «понимает», что отдельные входные данные выглядят нетипично, и перераспределяет «вес» между другими источниками информации.

– В некоторых продвинутых реализациях используется механизм «конфигурируемых нейронных сетей», когда отключение одного канала данных (например, видеокамеры при плохом освещении) не ломает всю систему, а лишь уменьшает точность, но позволяет продолжить посадку.

Работа с элементами ИИ-технологий при посадке может быть выполнена в следующем порядке (рис. 2). Датчики (видеокамера, лидар, *GNSS*) передают информацию о положении, высоте и визуальных характеристиках площадки. Предобработка отсеивает шумы и несогласованности между разными источниками данных. Нейронная сеть или другой *ML*-алгоритм определяет точное положение ЛА вертолетного типа в пространстве, компенсирует возможные погрешности (например, при сильном ветре) и планирует дальнейшие действия.

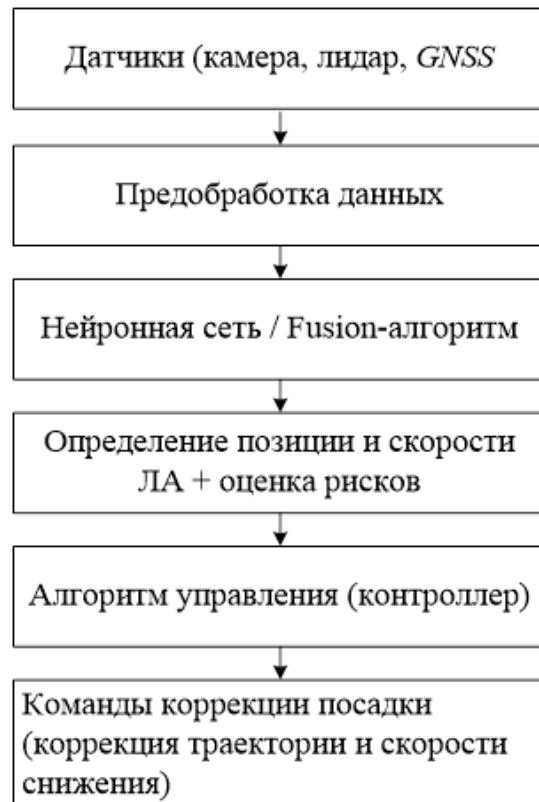


Рисунок 2 – Этапы работы с элементами ИИ-технологий при посадке ЛА

Система оценивает риски столкновения или обнаружения новых препятствий. Контроллер формирует команды для корректировки курса и скорости. ЛА вертолетного типа плавно снижается и осуществляет точную посадку.

Примеры мировых исследований и разработок

NASA

В проектах, связанных с беспилотными летающими аппаратами, *NASA* активно использует методы компьютерного зрения и машинного обучения для точной посадки. Разработки по *Terrain-Relative Navigation* на базе нейронных сетей позволяют аппарату сопоставлять фактическое изображение поверхности с эталонной картой и корректировать траекторию, сводя к минимуму риск столкновений.

MIT и ETH Zurich

Исследовательские группы разрабатывают системы *Deep Reinforcement Learning* (глубокого обучения с подкреплением) для обучения посадки ЛА сложным манёврам. Эти системы многократно «тренируются» в виртуальных средах, чтобы в реальных условиях ЛА имел устойчивый «опыт» безопасной посадки в различных сценариях: ветер, ограниченные площадки, динамические препятствия.

Коммерческие компании (*DJI, Amazon Prime Air, Wing, и др.*)

- *DJI* внедряет в свои продукты системы оптического позиционирования, которые с помощью алгоритмов ИИ способны определять текстуру поверхности, местоположение посадочной площадки и корректировать финальный этап снижения.
- *Amazon Prime Air* применяет машинное зрение и планирование траекторий с учётом данных о городской среде, чтобы БПЛА могли безопасно приземляться в жилых районах.
- *Wing (Alphabet)* разрабатывает интеллектуальные модули, позволяющие распознавать окружающую среду и безопасно садиться на обозначенных зонах, даже если сигналы *GNSS* нестабильны.

Тенденции и перспективы развития

1. Усовершенствование алгоритмов обучения.

Развитие искусственных нейронных сетей направлено на уменьшение «объёма данных», необходимого для качественного обучения. Появляются алгоритмы, способные учиться на относительно небольших выборках, что сокращает время подготовки новых моделей для конкретных условий.

2. Интеграция в сетевую инфраструктуру 5G/6G.

Быстрые каналы связи повышают возможности «облачного ИИ». ЛА вертолетного типа смогут получать вычислительно сложные обновления своих «моделей посадки» в реальном времени или обрабатывать часть данных на удалённом сервере.

3. Упрощение и удешевление датчиков.

Благодаря массовому производству камер, лидаров и других сенсоров стоимость оборудования снижается, а размеры уменьшаются. Это позволит даже относительно недорогим ЛА вертолетного типа иметь высокоинтеллектуальные функции посадки.

4. Широкомасштабное внедрение в логистике.

Автоматическая доставка грузов требует высокоточных посадок на небольшие площадки (в том числе в городской среде). Развитие ИИ-технологий позволит компаниям (таким как *Amazon*, *Alibaba*, *UPS*) более массово внедрять беспилотную логистику.

5. Повышение степени автономности.

В перспективе устройства ИИ-технологий смогут полностью самостоятельно выполнять весь полёт: от планирования маршрута до выбора подходящего места для приземления, учитывая динамические изменения среды (погода, преграды, перемещения людей и транспорта).

Заключение

Искусственный интеллект уже сейчас существенно меняет подход к точной посадке ЛА, позволяя автоматизировать и обезопасить заключительный этап полёта даже в сложных и непредсказуемых условиях. Алгоритмы компьютерного зрения, обучение с подкреплением и гибридные системы обработки сенсорных данных дают возможность ЛА вертолетного типа самостоятельно ориентироваться в пространстве, реагировать на изменения среды и сводить к минимуму риск ошибки.

В ближайшем будущем ожидается ещё более широкое применение ИИ-технологий в сфере полета ЛА вертолетного типа – от групповых полётов и посадок на мобильные платформы до полноценной автономной службы доставки в крупных городах.

Библиографический список

1. Стукалов С. Б. Автоматизированное оптико-электронное позиционирование в зоне посадки БПЛА / С. Б. Стукалов, В. А. Костенков // К. Э. Циолковский: ключевые идеи и современные достижения космонавтики : Материалы 59-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского, Калуга, 17–19 сентября 2024 года. – Калуга: Эйдос, 2024. – С. 358-362. – EDN ENRSVX.
2. Shin E.-H., El-Sheimy, N. (2016). Integrated GPS/INS System for Drones. *Journal of Navigation*, 69(2), 365–378.
3. Стукалов С. Б. Оптико-электронное позиционирование для систем посадки вертолетного типа / С. Б. Стукалов, В. А. Костенков // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации : Сборник трудов XII Международной научно-практической конференции, посвященной празднованию 100-летия отечественной гражданской авиации, Иркутск, 12–13 октября 2023 года. – Иркутск: Московский государственный технический университет гражданской авиации, 2023. – С. 120-125. – EDN YKDKZY.
4. Стукалов С. Б., Стукалов Д. С., Кондриков В. И. Возможности практического применения оптико-электронных систем визуализации на воздушных судах. *Научный вестник МГТУ ГА*. Том 20, № 4. 2017. – С. 135-143. DOI 10.26467/2079-0619-2017-20-4-135-145. – EDN ZDQYFL.

5. Gao F., Shen S. (2021). Optimization-based Trajectory Planning, Generation and Control for Agile Drones. Proceedings of the IEEE, 109(4), 491–505.
6. Zhu L., Yuan W., Li, Y. (2020). Deep Reinforcement Learning for Autonomous Drone Landing. IEEE Transactions on Industrial Informatics, 16(7), 4500-4509.

УДК 621.396

СПОСОБ ДЕМОДУЛЯЦИИ СИГНАЛОВ С ДВОИЧНОЙ ОТНОСИТЕЛЬНОЙ ФАЗОВОЙ МАНИПУЛЯЦИЕЙ

Частухин Кирилл Романович
k.chastukhin@mail.ru

*ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и
Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Аннотация. В работе рассмотрена задача обеспечения высокого качества связи за счет повышения достоверности информации, заключающейся в применении двоичной относительной фазовой манипуляции. Разработан и представлен способ демодуляции сигналов с двоичной относительной фазовой манипуляцией, а также структурная схема демодулятора, реализующего данный метод. Проведена оценка помехоустойчивости предложенного способа посредством статистического имитационного моделирования, а также проведено сравнение полученных характеристик помехоустойчивости с характеристиками способа демодуляции сигналов с двоичной фазовой манипуляцией.

Ключевые слова: цифровая обработка сигналов, дифференциальное кодирование, аналого-цифровое преобразование, эффект «обратной работы», двоичная относительная фазовая манипуляция.

METHOD FOR DEMODULATING SIGNALS WITH BINARY DIFFERENTIAL PHASE-SHIFT KEYING

Chastukhin Kirill R.

*Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy after
Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin»
(Voronezh)*

Abstract. The paper considers the task of ensuring high-quality communication by improving the information reliability through the use of differential binary phase-shift keying. A method for demodulating signals with differential binary phase-shift keying is developed and presented along with a block diagram of a demodulator implementing this method. The noise immunity of the proposed method was evaluated by statistical simulation, and the obtained noise immunity characteristics were compared with the characteristics of the binary phase-shift keying signal demodulation method.

Keywords: digital signal processing, differential coding, analog-to-digital conversion, reverse operation effect, binary relative phase-shift keying.

Введение

Одной из актуальных задач современных устройств приёма и обработки сигналов является обеспечение высокого качества связи между абонентами. Среди показателей качества цифровой связи достоверность несет одну из ключевых ролей и характеризуется помехоустойчивостью приёмных устройств.

Двоичная фазовая манипуляция является одним из наиболее помехоустойчивых видов манипуляции, превосходя по этому показателю двоичные частотную и амплитудную манипуляции при работе в канале с гауссовским шумом [1-3], однако данному виду манипуляции присущ один немаловажный недостаток – явление «обратной работы» [4].

Согласно классическим подходам [4], данный недостаток может быть снявирован применением относительной (дифференциальной) фазовой манипуляции (ОФМ).

Структурная схема канала передачи данных с ОФМ приведена на рисунке 1.

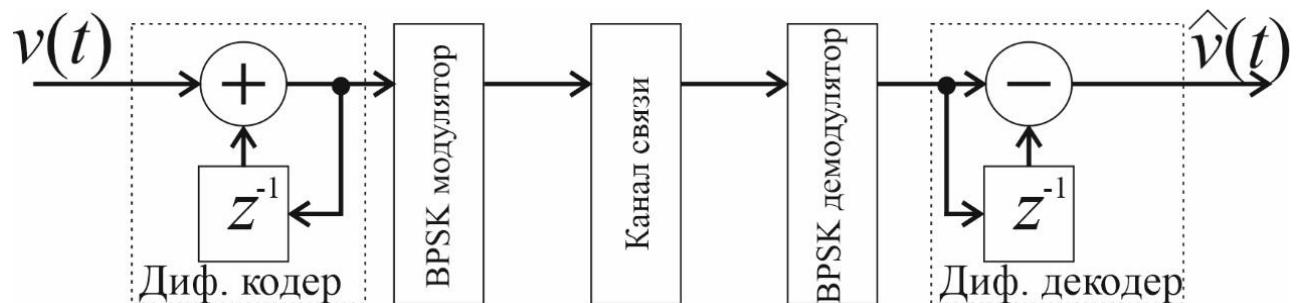


Рисунок 1 – Канал передачи данных с ОФМ

На данной схеме введены следующие обозначения: $v(t)$ – исходный битовый поток информации, z^{-1} – элемент задержки.

Временное представление ОФМ сигнала для двоичной ФМ представлена на рисунке 2.

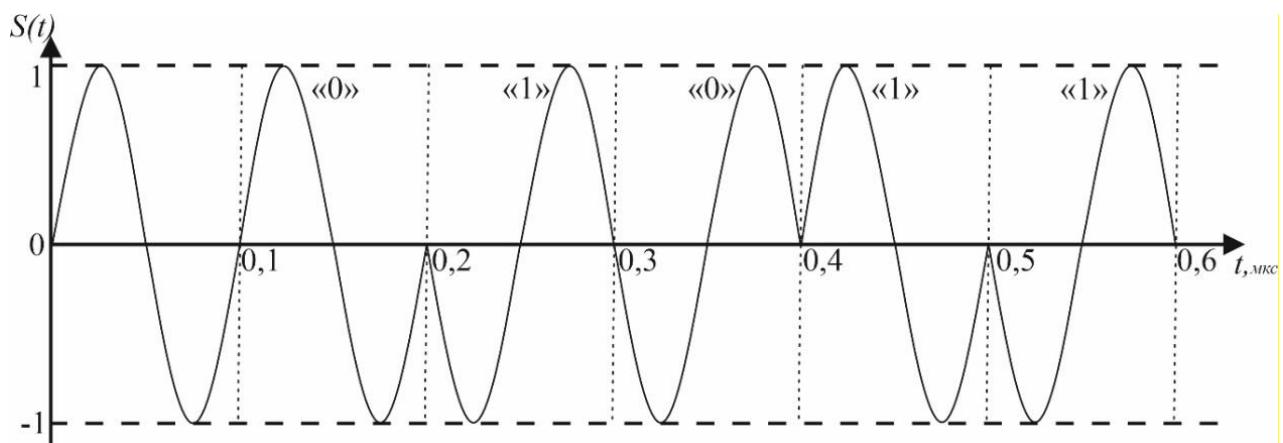


Рисунок 2 – Временное представление сигнала с ОФМ

Таким образом, целью данной работы является разработка и исследование помехоустойчивости способа демодуляции сигналов с двоичной относительной фазовой манипуляцией.

Методы и результаты исследования

Математическое представление информационного сигнала имеет следующий вид [1]:

$$S(t) = A \times \sin(2\pi f_0 t + b(t)\varphi_0), \quad (1)$$

где A – значение амплитуды колебаний, f_0 – частота несущего колебания, $b(t)$ – модулирующий двоичный сигнал, принимающий значения 1 или -1 , определяющий скачки фазы, φ_0 – начальная фаза сигнала.

Так как для демодуляции ОФМ сигналов необходим BPSK демодулятор, за основу способа был взят ранее разработанный способ демодуляции ФМ сигналов, описанный в [5], с добавлением в состав устройства блока линии задержки и вычислительного устройства, осуществляющего дифференциальное декодирование. На рисунке 3 показана структурная схема разработанного устройства.

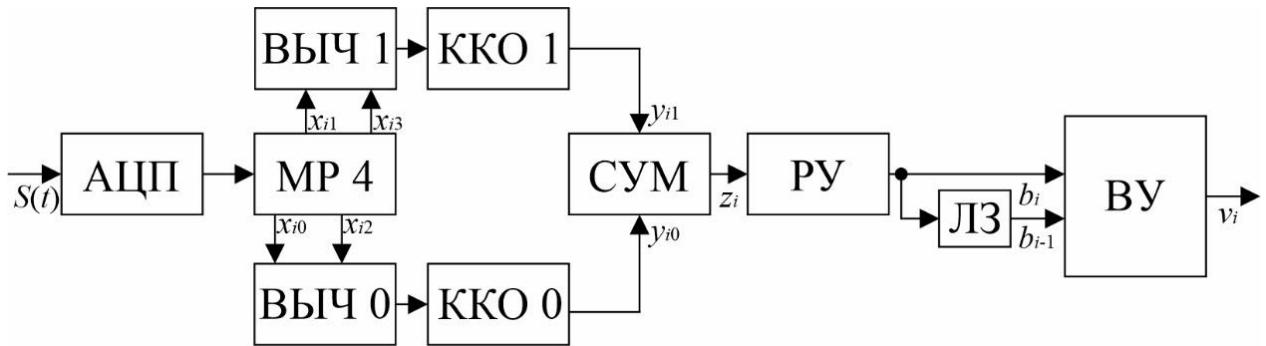


Рисунок 3 – Структурная схема устройства демодуляции сигналов с двоичной ОФМ

Структурная схема устройства состоит из следующих компонентов:

- аналого-цифрового преобразователя (АЦП);
- многоразрядного регистра сдвига на четыре отсчета (МР4);
- вычитателей (ВЫЧ 0 и ВЫЧ 1);
- каналов квадратурной обработки (ККО 0 и ККО 1);
- сумматора (СУМ);
- решающего устройства (РУ);
- линии задержки (ЛЗ);
- вычислительного устройства (ВУ).

Устройство работает идентично описанному ранее способу [5], за исключением добавления операции дифференциального декодирования после вынесенного решения о принятом информационном символе в РУ:

$$\begin{cases} v_i = 1 & \text{если } b_i \neq b_{i-1}, \\ v_i = 0 & \text{если } b_i = b_{i-1}. \end{cases} \quad (2)$$

Верификация помехоустойчивости предложенного способа демодуляции выполнена с помощью статистического имитационного моделирования в среде Matlab [6]. Результатом моделирования является полученная зависимость битовой ошибки P_b от отношения сигнал/шум E_b/N_0 .

Также, в ходе исследования было проведено сравнение полученных характеристик помехоустойчивости с разработанным способом демодуляции двоичных ФМ сигналов [5].

Полученные характеристики помехоустойчивости приведены на рисунке 4, где под цифрой 1 представлены значения помехоустойчивости способа демодуляции ФМ сигналов, а под цифрой 2 приведены результаты, полученные в ходе статистического имитационного моделирования.

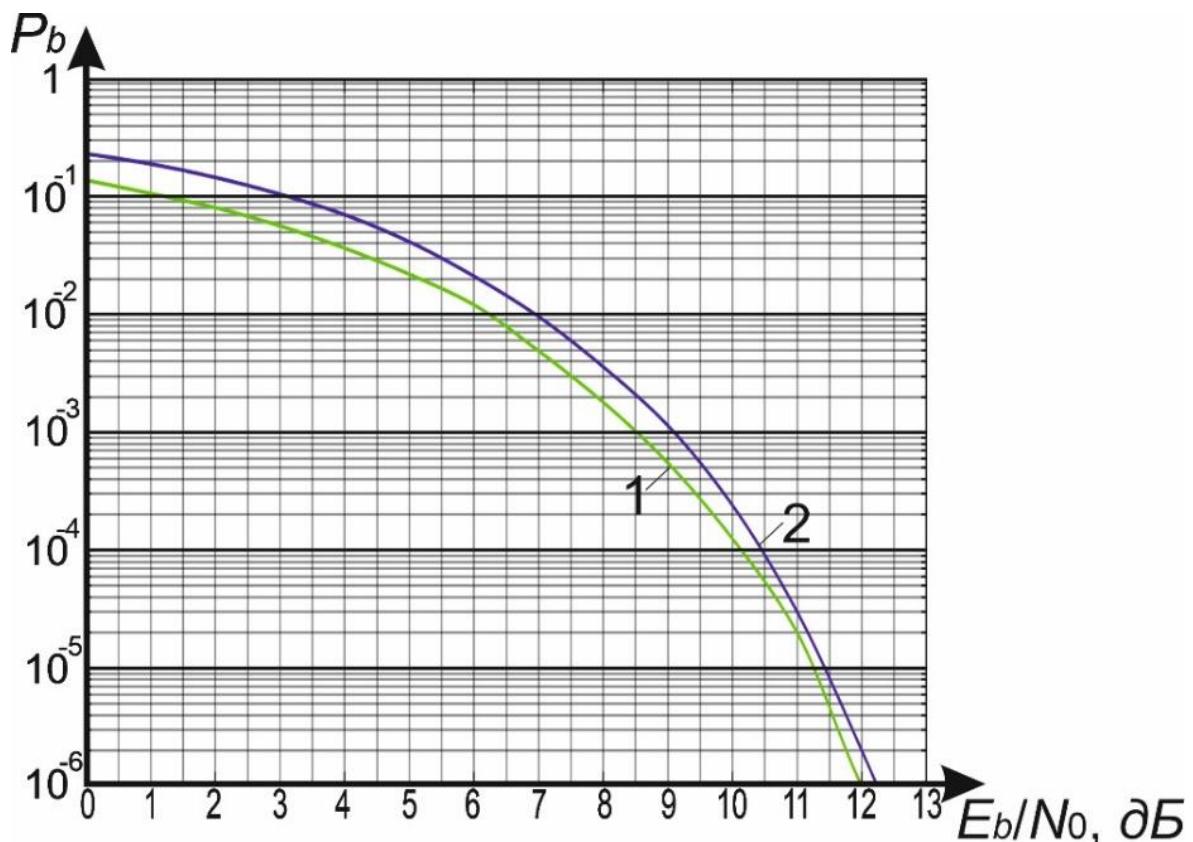


Рисунок 4 – Характеристики помехоустойчивости способов демодуляции ФМ сигналов

Зависимости подтверждают, что предложенный способ обеспечивает близкую к оптимальной вероятность битовой ошибки, уступая лишь когерентному приёму, а также позволяет нивелировать эффект «обратной работы».

Заключение

Таким образом, в работе разработан и предложен новый способ демодуляции сигналов с двоичной ОФМ, синтезирована структурная схема устройства, реализующего данный способ, проведено статистическое имитационное моделирование, подтвердившее эффективность и помехоустойчивость разработанного способа при воздействии АБГШ, а также проведено сравнение полученных характеристик с характеристиками помехоустойчивости способа демодуляции сигналов с двоичной фазовой манипуляцией.

Библиографический список

1. *Meyr H. Digital Communication Receivers: Synchronization, Channel Estimation, and Signal Processing / H. Meyr, M. Moeneclaey, S.A. Fechtel.* – New York: John Wiley & Sons, Inc, 1998. – 843 р.
2. *Скляр Б. Цифровая связь.* – М.: Вильямс, 2003. – 1104 с.
3. *Окунев Ю. Б. Цифровая передача информации фазомодулированными сигналами.* – М.: Радио и связь, 1991. – 296 с.
4. *Окунев Ю. Б. Теория фазоразностной модуляции.* – М.: Связь, 1979. – 216 с.
5. Способ демодуляции сигналов с двоичной фазовой манипуляцией / А. Н. Глушков, К. Р. Частухин, Ю. В. Литвиненко, Д. Г. Пантенков // Вестник Воронежского государственного технического университета. – 2025. – Т. 21, № 2. – С. 144-148. – DOI 10.36622/1729-6501.2025.21.2.021. – EDN SZZSVA.
6. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2025614551 Российской Федерации. «Модель демодулятора сигналов с двоичной фазовой манипуляцией» : заявл. 20.01.2025 : опубл. 24.02.2025 / К. Р. Частухин. – EDN OXNJRI.

СЕКЦИЯ
«ПРОБЛЕМЫ, ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ
БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ»

Председатель – Шаблов А. В., заместитель директора по УМР, канд. пед. наук

УДК 625.1, 519.862.6

**АВТОМАТИЗАЦИЯ РАСШИФРОВКИ ДАННЫХ С БЕСПИЛОТНЫХ
АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ ПРИ МОНИТОРИНГЕ
ОПАСНЫХ УЧАСТКОВ ЖЕЛЕЗНОДОРОЖНОГО ПУТИ**

Асалханова Татьяна Николаевна, канд. экон. наук

asalk-tatyana@yandex.ru

Осколков Андрей Александрович

welbr@yandex.ru

Улыбин Тимофей Тимофеевич

timoxasem@mail.ru

*Иркутский государственный университет путей сообщения
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье рассматриваются вопросы разработки автоматизированной системы расшифровки данных с беспилотных авиационных систем при мониторинге опасных участков, расположенных вдоль железнодорожного пути, объектов инфраструктуры. В настоящее время отечественных специализированных программных продуктов по определению опасных природных явлений для железнодорожного транспорта практически нет, а те программы, которые предлагаются на рынке, достаточно сложно проверить на правильность математического аппарата определения опасных явлений, что может приводить к разногласию между структурными подразделениями при принятии решений об устранении выявленных природных опасных явлений и негативных последствий при сравнении данных с разными средствами диагностики и мониторинга и БАС. Использование нескольких программ для расшифровки данных, построения ортофотопланов, цифровых моделей местности усложняет работу специалистов предприятий. Поэтому разработка программного комплекса для расшифровки данных с БАС является актуальной.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы, диагностика и мониторинг, опасные участки, железнодорожный путь, объекты инфраструктуры.

**AUTOMATION OF DATA DECODING FROM UNMANNED AERIAL
SYSTEMS FOR MONITORING
DANGEROUS RAILWAY TRACKS**

Asalkhanova Tatiana N., Candidate of Economic Sciences

Oskolkov Andrey A.

Ulybin Timofey T.

*Irkutsk State Transport University
(Irkutsk)*

Abstract. The article discusses the development of an automated system for decoding data from unmanned aerial systems used in the monitoring of dangerous areas along railway tracks and infrastructure facilities. Currently, there are almost no domestic specialized software products for identifying hazardous natural phenomena for railway transport, and the programs that are available on the market are difficult to verify for the correctness of the mathematical apparatus for identifying hazardous phenomena, leading to disagreements between structural units when making decisions on eliminating identified natural hazards and negative consequences when comparing data from different diagnostic and monitoring tools and BAS. The use of multiple programs for data decoding, orthophotos generation, and digital terrain models complicates the workflow for enterprise specialists. Therefore, the development of a software package for decoding data from UAVs is relevant.

Keywords: unmanned aerial systems, diagnostics and monitoring, dangerous areas, railway tracks, infrastructure facilities.

Введение

Беспилотные авиационные системы (БАС) начали эксплуатироваться на железнодорожном транспорте относительно недавно. Одно из направлений использования БАС – это диагностика и мониторинг опасных участков, которые расположены вдоль железнодорожного полотна или на территориях, прилегающих к железной дороге [1].

Под опасными участками понимаются территории и объекты инфраструктуры, которые могут быть подвергнуты негативному воздействию или разрушениям в результате природных явлений или при проведении строительных работ – это сели, камнепад, паводки, обвалы, землетрясения, эрозия почвы, изменения русел рек [2].

Исследованиями причин возникновения таких явлений занимаются специалисты из разных отраслей: геологи, гидрологи, метеорологи, Министерства чрезвычайных ситуаций (МЧС) [3]. Поэтому при определении закономерностей и факторов, влияющих на появление негативных природных опасностей, специалистам железнодорожного транспорта приходится обращаться к органам, которые занимаются анализом и прогнозом данных явлений, что может привести к потере времени и не позволит принять срочных мер для предотвращения серьезных последствий, а также это может привести к нарушению безопасности движения, огромным финансовым потерям и к гибели людей.

Мониторинг опасных участков вдоль железнодорожного полотна проводится при помощи различных средств – диагностических комплексов, вагон-лабораторий, которые оснащены самым современным оборудованием (тепловизоры, лазерные и инфракрасные сканеры, видеокамеры с машинным зрением), мобильных средств диагностики, визуальным осмотром специалистов различных структурных подразделений (рисунок 1). При этом, полную картину получить не удавалось до тех пор, пока не началось внедрение БАС.

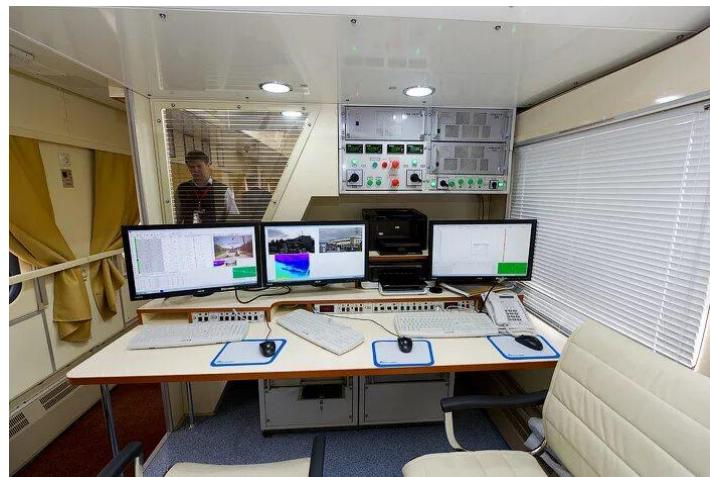


Рисунок 1 – Рабочие места в вагоне диагностического комплекса

Данные, получаемые с беспилотных авиационных систем, позволили дополнить общую картину по объектам инфраструктуры, по состоянию территорий вдоль железнодорожного пути. Но возникли проблемы, связанные с автоматизацией расшифровки данных с БАС, анализом фото- и видеосъемок, построением отрофотопланов и цифровых моделей именно тех мест, которые могут нарушить целостность железнодорожного полотна.

Актуальность темы исследования обусловлена тем, что для определения дефектов, рисков, прогноза возникновения того или иного природного явления необходимы отечественные программные продукты, которые основаны на алгоритмах и математических моделях, учитывающих изменения состояния не только участков, прилегающих к железнодорожному пути, но и поездную обстановку, т.к. движение подвижного состава также может дополнительно повлиять на ускорение негативного воздействия природных опасностей.

В настоящее время для анализа ситуаций по возникновению опасных природных явлений специалисты железнодорожного транспорта получают и расшифровывают данные с вышеуказанных средств диагностики и мониторинга, а также ежедневно получают сводки метеорологов, гидрологов, МЧС. При этом приходится работать в разных автоматизированных системах и часто корректность анализа и прогноза зависит от квалификации специалиста, который занимается расшифровкой данных с разных источников, сопоставления информации, полученной от других специалистов.

Проблемы расшифровки данных с беспилотных авиационных систем

Для расшифровки данных с БАС, получения облака точек, очищения от растительности, т.е. для фотограмметрической обработки данных, анализа и построения цифровой модели местности специалисты структурных подразделений железнодорожного транспорта используют программный продукт – Agisoft Metashape Professional, далее данные передаются в топографическое приложение Pythagoras – для формирования плана и профиля железнодорожного пути, сверки данных с реперами, выявления деформации железнодорожного полотна, контроля и проведения расчётов производства

ремонтных работ. После анализа, построения ортофотоплана, фотограмметрии в вышеуказанных приложениях полученные модели используют для построения цифрового двойника участка дороги и прилегающей к ней территории в системе NanoCAD или AutoCAD.

Такой длительный путь анализа достаточно трудоемок и, как сказано выше, во многом зависит от квалификации специалистов, занимающихся расшифровкой данных и построением цифровых моделей, а также прогнозов.

При этом для мониторинга опасных участков, прилегающих к железнодорожному полотну, также применяют те же программные продукты, что и для фотограмметрической обработки данных, что не позволяет в полной мере оценить опасность природных явлений, предсказать их и принимать быстрые решения для недопущения катастроф.

В России компанией ТерраТех (Российские космические системы) разработаны программные приложения в составе системы «Цифровая земля», которые по анализу космических съемок позволяют получать информацию о паводках, наводнениях, экологических катастрофах [3-5], но есть некоторые нюансы, которые не позволяют использовать данный программный продукт на железнодорожном транспорте.

Одной из задач использования БАС на железнодорожном транспорте является контроль и обнаружение отклонений параметров исследуемых участков от начальных значений, что также касается и опасных участков.

В соответствии с нормативными документами ОАО «РЖД», сводом правил по инженерным участкам для определения опасных природных явлений, мониторинга железнодорожного пути и территорий, прилегающих к железнодорожному полотну, необходимо применять математические модели и алгоритмы, разработанные для определения таких явлений [6-9]. В настоящее время такого универсального отечественного программного обеспечения для железнодорожного транспорта нет.

Предложения

В контексте обеспечения безопасности движения подвижного состава, предотвращения или снижение последствий возникновения опасных природных явлений требуется разработка нового подхода к моделированию и обработке данных, полученных с БАС при мониторинге объектов инфраструктуры и территорий, прилегающих к железной дороге [10, 11]. Этот подход должен быть направлен на автоматизацию анализа текущего состояния железнодорожного пути и участков территорий, которые могут быть подвергнуты природным опасным явлениям, выявление факторов, которые влияют на возникновение опасностей, планирование мероприятий по содержанию и прогнозированию будущих изменений в состоянии его элементов при возникновении природных явлений. В частности, необходимо учитывать состояние полосы отвода, выявлять потенциально опасные экзогенные геологические и гидрологические процессы, а также осуществлять мониторинг лавиноопасных склонов, селевых и лавиноопасных участков, а также предусматривать появление дефектов земляного полотна.

Кроме того, следует акцентировать внимание на мониторинге состояния инженерных сооружений железной дороги и оценке рисков, связанных с потенциально опасными геологическими проявлениями в районах распространения многолетнемерзлых пород. Это требует интеграции данных, полученных с БАС, с геоинформационными системами (ГИС), что позволит создавать комплексные модели, учитывающие как пространственные, так и временные аспекты изменений в инфраструктуре, построить ситуационные карты территорий, которые позволяют своевременно принимать решения по недопущению возникновения опасных природных и техногенных негативных явлений.

Учитывая, что такой комплексный подход к мониторингу опасных участков, прилегающих к железнодорожному пути, будет являться сложным, то предлагаем применить модульный принцип разрабатываемого программного комплекса (для каждого опасного явления должен быть свой модуль, содержащий математический аппарат) (рисунок 2).

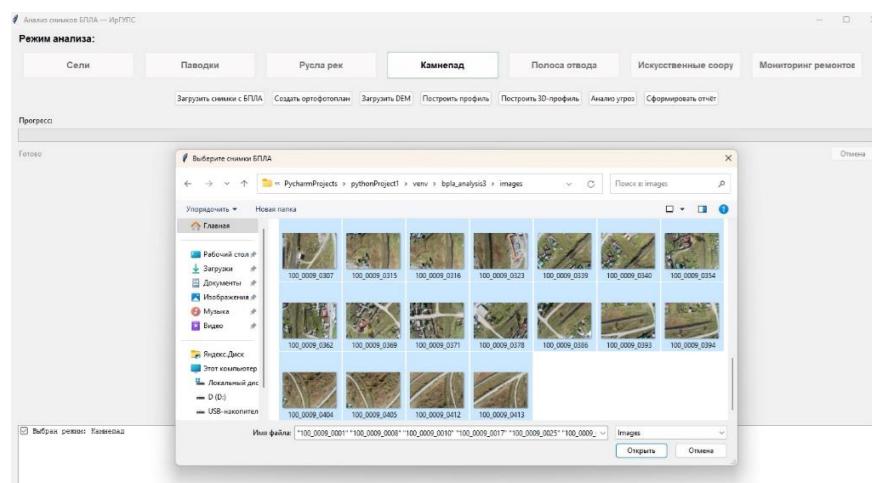


Рисунок 2 – Интерфейс разрабатываемого программного комплекса

В дальнейшем предусмотреть разработку нейросети, распознающей по изображениям с БАС территории и изменений, которые могли произойти при негативных природных явлениях, а в дальнейшем применять искусственный интеллект и машинное обучение, чтобы оперативно работать с большими объемами данных и снизить влияние человеческого фактора на анализ данных и принимаемые оперативные решения.

Заключение

Таким образом, разработка отечественного программного комплекса, который будет помогать специалистам в расшифровке данных с БАС по каждому виду опасных участков является актуальной задачей. В предлагаемом комплексе необходимо использовать разработанные математические модели, которые позволяют выявлять опасные явления и участки, подверженные природным негативным явлениям, планировать и организовывать мероприятия по предотвращению опасностей, прогнозировать состояние потенциально опасных территорий.

Библиографический список

1. Постановление Правительства РФ от 1 декабря 2021 г. № 2148 «Об утверждении государственной программы Российской Федерации «Национальная система пространственных данных»» (с изменениями и дополнениями) // [Электронный ресурс]. – 2025. URL: <https://base.garant.ru/403170285/?ysclid=mfendefyru162206635/> (дата обращения: 01.09.2025).
2. СП 238.1326000.2015 Железнодорожный путь // [Электронный ресурс]. – 2025. URL: <https://www.tdesant.ru/info/item/168> (дата обращения: 01.09.2025).
3. Слободян Е. Классификация стихийных бедствий. Справка // [Электронный ресурс]. – 2017. URL: https://aif.ru/dontknows/file/klassifikaciya_stihiynh_bedstviy_spravka (дата обращения: 28.08.2025).
4. СП 420.1325800.2018 Инженерные изыскания для строительства в районах развития оползневых процессов // [Электронный ресурс]. – 2019. URL: <https://meganorm.ru/Data2/1/4293730/4293730842.pdf> (дата обращения: 20.08.2025).
5. Инструкция по оценке состояния рельсовой колеи путеизмерительными средствами и мерам по обеспечению безопасности движения поездов : утв. распоряжение ОАО «РЖД» от 28 февраля 2020 г. № 436/р (ред. 23.06.2023) // [Электронный ресурс]. Доступ из справ.-прав. системы «КонсультантПлюс» в локал. сети (дата обращения: 02.10.2023).
6. Концепция внедрения геоинформационных технологий, в том числе высокоточных методов координатно-временного обеспечения, в производственные процессы строительства, эксплуатации, ремонта и диагностики инфраструктуры, организации движения, управления тяговыми ресурсами : утв. распоряжением ОАО «РЖД» от 30.12.2020 г. № 2976/р // [Электронный ресурс]. Доступ из справ.-прав. системы «КонсультантПлюс» в локал. сети (дата обращения: 01.10.2023).
7. Инструкция по текущему содержанию железнодорожного пути : утв. распоряжением ОАО «РЖД» от 14 ноября 2016 г. № 2288р (с изменениями и дополнениями). // [Электронный ресурс]. Доступ из справ.-прав. системы «КонсультантПлюс» в локал. сети (дата обращения: 20.08.2025).
8. Положение о порядке верификации программных средств компьютерного моделирования в ОАО «РЖД» : утв. распоряжением ОАО «РЖД» от 02.06.2023 г. № 1326/р // [Электронный ресурс]. Доступ из справ.-прав. системы «Консультант-Плюс» в локал. сети (дата обращения: 30.09.2023).
9. Правила технической эксплуатации железных дорог Российской Федерации : утв. приказом Минтранса России № 250 от 23.06.2022 (ред. 2023). // [Электронный ресурс]. Доступ из справ.-прав. системы «КонсультантПлюс» в локал. сети. (дата обращения 30.09.2023).
10. Павловский А. А. Применение беспилотных авиационных систем при решении задач железнодорожного транспорта / А. А. Павловский, А. И. Карелов, М. А. Щеглов // Труды АО «НИИАС» : Сборник статей. Том 1. Выпуск 11. – Москва : Типография АО «Т 8 Издательские Технологии», 2021. – С. 125-149. – EDN JUBTLD.
11. Давтян А. М. Использование беспилотных авиационных систем на железнодорожном транспорте / А. М. Давтян, Т. Н. Асалханова // Молодая наука Сибири. – 2023. – № 1(19). – С. 24-32. – EDN AQYRXX.

О СИСТЕМЕ УЧЁТА И РАСПОЗНАВАНИЯ ДИКИХ ЖИВОТНЫХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ БАС

Вашукевич Юрий Евгеньевич¹, канд. экон. наук

rector1@igsha.ru

Вашукевич Евгений Юрьевич²

stevenorton2610@gmail.com

Григорьев Александр Викторович³

a.grigorev338@gmail.com

Сыроватский Александр Александрович⁴

79025770806@yandex.ru

Шаблов Александр Васильевич⁴, канд. пед. наук

avshablov@mail.ru

¹*Иркутский государственный аграрный университет имени А.А. Ежевского
(г. Иркутск)*

²*Университет ИТМО*

(г. Санкт-Петербург)

³*ООО «Остров»*

(о. Подъеланский, Усть-Илимский район, Иркутская обл.)

⁴*Иркутский филиал МГТУ ГА*

(г. Иркутск)

Аннотация. Применение беспилотных авиационных систем в сборе материалов по численности, территориальному распределению и половозрастной структуре популяций охотничьих видов животных – перспективное направление исследований. При достаточном количестве полученных с беспилотного воздушного судна изображений зверей есть возможность обучить нейросеть распознаванию их по виду, полу и возрасту. Эта информация является базовой для управления популяциями диких животных, их охраны и рационального использования. Применение беспилотных воздушных судов и искусственного интеллекта существенно снижают трудозатраты исследователей и специалистов по сбору и обработке данных о сообществах крупных млекопитающих в сравнении с традиционными методами. В работе описаны предварительные результаты применения беспилотной авиации и нейросетей для целей получения и обработки информации о группировках диких парнокопытных животных в охотничьих хозяйствах Приангарья, даны практические рекомендации.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы, управление популяциями диких животных, парнокопытные, охотниче хозяйство, система распознавания диких животных, нейросеть.

ON A SYSTEM OF MONITORING AND RECOGNIZING OF WILD ANIMALS USING UAS

Vashukevich Yury E.¹, Candidate of Economics Sciences

Vashukevich Evgeny Yu.²

Grigoryev Alexander V.³

Syrovatsky Alexander A.⁴

Shablov Alexander V.⁴, Candidate of Pedagogical Sciences

¹*Irkutsk State Agricultural University named after A.A. Ezhevsky
(Irkutsk)*

²*ITMO University
(Saint Petersburg)*

³*LLC Ostrov*

(Podyelansky Island, Ust-Ilimsky District, Irkutsk Region)

⁴*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk branch
(Irkutsk)*

Abstract. The use of unmanned aerial systems (UAS) for collecting data on the abundance, territorial distribution, and age - sex structure of game animal populations is a promising area of research. With a sufficient number of images of animals obtained from unmanned aerial vehicles, it is possible to train a neural network to recognize species, sex, and age. This information is essential for managing wild animal populations, their conservation, and sustainable use. The use of unmanned aerial vehicles and artificial intelligence significantly reduces the labor costs of researchers and specialists in collecting and processing data on large mammal communities compared to traditional methods. The paper describes preliminary results of using unmanned aviation and neural networks to obtain and process information about groups of wild ungulates in the hunting farms of the Priangara region, and provides practical recommendations.

Keywords: unmanned aerial systems, wildlife population management, artiodactyls, hunting grounds, wildlife recognition system, neural network.

Введение

Управление популяциями диких животных базируется на знании их количественных и качественных характеристик. Располагая данными о численности, пространственной, половой и возрастной структуре сообществ свободноживущих зверей и птиц, исследователи и практики способны разрабатывать и применять комплекс научно-обоснованных мер, направленных на сохранение и рациональное использование животных ресурсов. На практике получение такой информации традиционными методами мониторинга сопряжено со значительными трудозатратами исследователей, длительным периодом получения и обработки необходимых материалов. Значительную помощь в сборе полевого материала о параметрах отдельных группировок крупных млекопитающих, в частности диких копытных и хищников, могут оказать технические средства наблюдения, в том числе, беспилотные авиационные системы. Наиболее подробно использование БАС в вышеназванных целях описано в отношении учёта численности охотничьих животных в публикациях отечественных учёных [1-7]. Практическим результатом исследовательских работ по учёту численности отдельных видов зверей с помощью беспилотных и/или пилотируемых воздушных судов стала Методика учета численности охотничьих ресурсов методом авиаучета, утверждённая Приказом ФГБУ «ФНИЦ Охота» от «22» ноября 2023 года № 49. В этом документе, кроме рекомендаций по авиаучётам численности лося и косули, отмечена возможность обработки фотоснимков, полученных с воздушных судов, с использованием специализированных программ, позволяющих идентифицировать на фотоснимках копытных животных учитываемого вида и формировать результативные фотоснимки. Таким образом, мониторинг популяций охотничьих

видов животных с использованием БАС развивается как в направлении совершенствования методов учёта численности животных, так и создания специальных систем, позволяющих идентифицировать отснятых зверей цифровыми информационными инструментами. Поскольку указанные НИР находятся в начальной стадии своего развития, авторами данной публикации предпринята попытка дальнейшего совершенствования системы учёта и распознавания диких охотничьих животных с использованием БАС на территории Иркутской области.

Целью данного исследования является создание системы подсчёта и сортировки изображений диких животных, полученных с беспилотных воздушных судов, на основе визуального анализа с использованием нейросетей.

Полученный информационный продукт может быть использован учёными и практиками сферы охраны и рационального использования диких животных в целях управления их сообществами.

Методы и результаты исследования

Исследования осуществлялись межвузовской группой авторов в период с марта по сентябрь 2025 года (рис. 1). В состав группы вошли сотрудники и аспиранты Иркутского филиала МГТУ ГА, Иркутского ГАУ, ИТМО и ООО «Остров». В качестве опытных, были выбраны два участка:

– территория, прилегающая к учебной базе «Мольты» учебно-опытного охотничьего хозяйства «Голоустное» Иркутского государственного аграрного университета (Иркутский район). Данное угодье было взято для изучения в качестве естественного места обитания оленевых;

– охотниче угодье ООО «Остров», расположенное на острове Подъеланский (Усть-Илимский район). Этот участок представляет собой огороженную территорию, где изучаемые виды зверей содержатся в полувольных условиях.



Рисунок 1 – Посадка мультироторного БВС в охотхозяйстве «Остров», о. Подъеланский, Усть-Илимский район, 10 апреля 2025 г.

Характеристики беспилотных воздушных судов, применяющиеся для аэрофотосъемки, следующие.

1. Самолетный тип БВС Геоскан 101, государственный учетный номер 01r0924, взлетная масса 3,1 кг. БВС оборудовано цифровой фотокамерой Sony A6000 и объективом с 2,8/20. Режим автофокуса заблокирован. Размер матрицы 23,5x15,5мм, количество эффективных пикселей 24,3Мп, формат фото снимка RAW/ RAW+JPEG, максимальный размер снимка 6000x3376 точек, диапазон регулирования диафрагмы 2.8-15,6, фокусное расстояние фиксировано на отметке ∞ , диапазон ISO для фото 100-51200, выдержка от 30 с до 1/4000с, режимы фотосъемки с приоритетами диафрагмы (A), выдержки (S), ручной режим (P) с независимым регулированием диафрагмы и выдержки. Высота полета 200 метров, получаемое разрешение ортофотоплана 3,9 см/пиксель (рис. 2).



Рисунок 2 – Запуск БВС самолётного типа на территории учебной базы «Мольты» УООХ Голоустное Иркутского ГАУ, Иркутский район, 11 марта 2025 г.

2. Мультироторный тип БВС DJI Air 2S, государственный учетный номер 0340v36, взлетная масса 0,595 кг. БВС оборудовано 3-осевым стабилизатором, на котором установлена оптическая камера (матрица 1" CMOS, число эффективных пикселей 20 Мп, объектив угол обзора: 88°, 35 мм (эквивалент формата 22 мм), диафрагма: f/2.8, фокусное расстояние: от 0.6 м до ∞ , ISO видео: 100–6400 (авто), 100–12800 (ручной). 10-битное видео Dlog-M: 100–1600 (авто), 100–3200 (ручной), фото: 100–6400 (авто), 100–12800 (ручной), размер изображения 3:2: 5472x3648, 16:9: 5472x3078, режимы фотосъемки одиночная съемка, интервальная съемка, SmartPhoto, HDR панорамная съемка (вертикальная, широкая, 180%, сферическая), максимальный битрейт видео 150 Мбит/с, поддерживаемые форматы файлов MP4/MOV (H.264/MPEG-4 AVC, H.265/HEVC), разрешение видео 5.4K: 5472x3078 @ 25/25/30p, 4K Ultra HD: 3840x2160 @ 24/25/30/48/50/60p, 2.7K: 2688x1512 @ 24/25/30/48/50/60p, FHD: 1920x1080 @ 24/25/30/48/50/60/120p). Высота полетов от 3 до 450 метров.

3. Мультироторный тип БВС, название DJI Mavic 2 Enterprise, государственный учетный номер 03u4042, взлетная масса 1,1 кг. БВС оборудовано 3-осевым стабилизатором, на котором установлено 2 камеры – термальная камера (матрица с неохлаждаемым VOx-микроболометром, объектив

с фокусным расстоянием около 9 мм, с разрешением матрицы 640×512 @30 Гц, шаг пикселя 12 $\mu\text{м}$, спектральный диапазон 8-14 $\mu\text{м}$, формат видео MP4, формат фото R-JPEG, цифровой зум 16 \times) и оптическая камера (матрица 1/2 дюймов, CMOS, эффективные пиксели 48 Мп, объектив FOV 84 $^{\circ}$, диафрагма f/2.8, фокусное расстояние: от 1 м до ∞ , диапазон ISO для видео 100-12800 (auto), для фото 100-1600 (auto), макс. разрешение изображения 8000 \times 6000, разрешение видео 3840 \times 2160@30fps, 1920 \times 1080@30fps, цифровой зум 32 \times , режимы фотосъемки одиночная съемка, интервальная съемка: 2/3/5/7/10/15/20/30/60 с, панорамная съемка). Высота полетов от 3 до 450 метров.

4. Мультироторный тип БВС Autel Robotics EVO II Pro 6K, государственный учетный номер 034v047, взлетная масса 1,2 кг. БВС оборудовано 3-осевым стабилизатором, на котором установлена камера: матрица 1" CMOS; 20 мп; диафрагма f/2.8 - f/11; диапазон ISO видео 100-6400, фото 100-12800; зум1-16x (макс. 3x без потери качества); разрешение фото 5472 x 3648; разрешение видео 5472 x 3648; форматы видео MP4 / MOV.

В результате работы были получены аэроснимки восьми видов парнокопытных: благородный олень *Cervus elaphus* Linnaeus, 1758; сибирская косуля *Capreolus pygargus* Pallas, 1771; кабан *Sus scrofa* Linnaeus, 1758; лань *Dama dama* Linnaeus, 1758; белохвостый олень *Odocoileus virginianus* Zimmermann, 1780; бизон *Bison bison* Linnaeus, 1758; лось *Alces alces* Linnaeus, 1758; пятнистый олень *Cervus nippon* Temminck, 1838.

Отснятый объём фото и видеоматериалов составил 280 Гб.

Рабочие высоты полёта БВС при съёмках животных – от 50 до 70 м. Ширина захвата камер – 81x42 и 112x62 соответственно.

Распознавание и сортировки цифровых изображений представителей отряда парнокопытных по видам проводилось с использованием нейросети YOLO (you only look once), обучение которой осуществлялось методом градиентного спуска (рис. 3).



Рисунок 3 – Фрагмент экрана монитора с выделенным для обучения нейросети изображением лося, сделанным на камеру БВС

Поскольку в настоящее время работа по сбору и обработке материалов исследования продолжается, можно подвести предварительные итоги работы.

Параметры используемых летательных аппаратов, как и площадь охвата территории исследования в целях получения данных о размещении, численности, половой и возрастной структуре группировок животных, зависят от задач, которые ставят перед собой охот пользователи. Рекомендации авторов по используемым для мониторинга животных испытываемым БАС сводятся к следующему:

- получаемый с БВС Геоскан 101 ортофотоплан (с заданной полезной нагрузкой) может быть оптимально использован для оценки состояния мест обитания, подготовки карт-схем местности, предварительной оценки качественных характеристик среды обитания (состояние кормовых и защитных условий) охотничьих животных;

- мультироторный тип БВС DJI Air 2S для определения численности диких животных в таежных условиях и оценки их распространения малоэффективен. Получаемые фото и видеоданные могут быть полезны для документирования и оценки качественных характеристик среды обитания зверей;

- БВС DJI Mavic 2 Enterprise наиболее пригоден для определения численности и идентификации видовой принадлежности диких животных в таежных условиях и оценки их распространения, в том числе, благодаря тепловизионной камере.

Одной из особенностей съёмки животных на БВС является их тревожная реакция на шум, издаваемый аппаратом. Все виды животных без исключения при появлении летательного аппарата проявляли беспокойство и, как правило, начинали двигаться. Реакция убегания ранее затаившихся парнокопытных от воздушного судна имеет полезный для учётовиков эффект, поскольку позволяет увидеть большее количество зверей на видео, которое впоследствии может быть разбито на кадры.

При учёте охотничьих животных с использованием беспилотных воздушных судов в дневное время возможно достоверно определить не только вид, но и половозрастную группу диких копытных животных. Для этого целесообразно делать снимки молодых и взрослых зверей, а также самок и самцов с разных высот, что позволяет постепенно обучить нейросеть определению половозрастных особенностей животных на изображениях, сделанных с высот, на которых человек распознавать зверей не способен.

Применение на автономном летательном аппарате тепловизионных оптических устройств полезно для обнаружения животных в лесу и получения данных об их общей численности, без разделения по видам. Такая задача часто стоит у охотоведов, работающих на огороженных территориях значительной площади. Съёмки на термальные камеры эффективней проводить в ночное и утреннее время, до восхода солнца, когда температура неживых объектов, нагретых солнцем, минимальна. В этот период контрастность изображений теплокровных животных максимальна. Поскольку участки полувольного содержания охотничьих видов животных в России редко превышают несколько

тысяч гектаров,очной съёмкой с БПЛА возможно охватить всю огороженную территорию за 1-2 суток.

Целесообразно осуществлять параллельную съёмку на традиционную и тепловизионную камеры для целей дальнейшего обучения нейросетей распознаванию животных в ночное время суток по их тепловой сигнатуре (рис. 4).



Рисунок 4 – Параллельная съёмка самки благородного оленя на термальную камеру и камеру видимого спектра

Отметим, что нейросеть способна распознать вид животного по изображениям отдельных частей его тела, в случае если животное частично скрыто элементами растительности или рельефа.

Промежуточные результаты определения нейросетью вида животного (на примере кабана), снятого на камеру воздушного судна показывают, что:

- вероятность верного определения вида – 88,5%;
- вероятность нахождения вида на фотографии – 92,5%;
- средняя точность модели при пороге $IoU \geq 0.5$, корректность детекции – 92,8% (рис. 5).

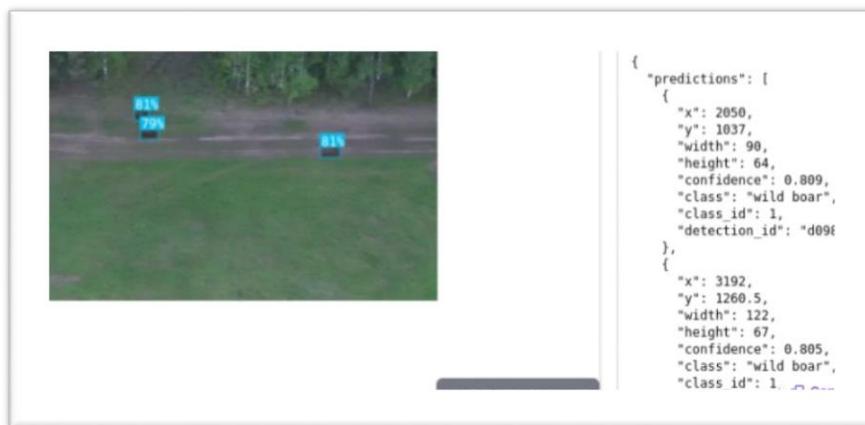


Рисунок 5 – Фрагмент скриншота экрана с полученными после обучения нейросети показателями вероятности определения ю на фотографиях изображений кабана

Заключение

Исследования по применению БАС для получения информации о численности, территориальном распределении и половозрастной структуре группировок диких копытных животных в настоящий период должны быть направлены на совершенствование системы обнаружения диких животных.

Расшифровка отснятого материала, особенно полученного в естественной среде обитания, без применения ИИ малоэффективна и трудозатратна. Использование искусственного интеллекта для распознавания диких животных значительно повышает вероятность их обнаружения и многократно сокращает время обработки отснятого материала по сравнению с традиционными методами определения и сортировки изображений.

Система подсчёта и сортировки изображений диких животных, полученных с использованием БВС, на основе визуального анализа с использованием нейросетей является перспективным инструментом, повышающим эффективность управления популяциями свободноживущих зверей и птиц.

Библиографический список

1. Греков О. А. Мониторинг состояния группировок охотничьих копытных животных при помощи современных аэрокосмических средств / О. А. Греков, Е. К. Еськов // Трансформация экосистем под воздействием природных и антропогенных факторов : Материалы международной научной конференции, Киров, 16–18 апреля 2019 года. – Киров: Вятский государственный университет, 2019. – С. 192-195. – EDN WMHUTO.
2. Давыдов А. В. Совершенствование методики учёта тундрового дикого северного оленя (*Rangifer tarandus*) на примере авиаобследования таймырской популяции / А. В. Давыдов, Н. А. Моргунов, К. И. Осипов // Вестник охотоведения. – 2024. – Т. 21, № 1. – С. 58-65. – EDN BEAPDT.
3. Еськов Е. К. Организация авиаучета охотничьих животных с использованием пилотируемых и беспилотных авиационных комплексов / Е. К. Еськов, О. А. Греков // Вестник охотоведения. – 2018. – Т. 15, № 4. – С. 238-241. – EDN YPWXBZ.
4. Моргунов Н. А. Осуществление государственного мониторинга численности охотничьих ресурсов в Российской Федерации / Н. А. Моргунов, Н. В. Ломанова // Вестник Российского государственного аграрного заочного университета. – 2015. – № 19(24). – С. 24-27. – EDN WCICNR.
5. Опыт применения беспилотных летательных аппаратов для учета диких копытных животных / Н. А. Моргунов, А. А. Кульпин, Н. В. Ломанова [и др.] // Вестник охотоведения. – 2015. – Т. 12, № 1. – С. 88-93. – EDN VBJMTN.
6. Опыт использования комплекса аэросъёмочной системы на пилотируемом летательном аппарате с целью учета охотничьих ресурсов / А. В. Масленников, А. А. Кульпин, Н. А. Моргунов, С. Л. Пономаренко // Вестник охотоведения. – 2015. – Т. 12, № 2. – С. 199-202. – EDN WEZVCF.
7. Перспективы применения БПЛА в учете охотничьих животных / А. Ю. Просеков, А. П. Каледин, С. В. Бекетов [и др.] // Современные проблемы природопользования, охотоведения и звероводства России и ближнего зарубежья : Материалы I Всероссийской научно-практической конференции с международным участием, Киров, 29 июня 2023 года. – Киров: Вятский государственный агротехнологический университет, 2023. – С. 182-187. – EDN CHFKHK.

ПРИМЕНЕНИЕ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ В ШКОЛАХ БЕЛГОРОДСКОЙ ОБЛАСТИ

Грибанова Ирина Владимировна

gribanova_iv@beliro.ru

Дурманова Кристина Юрьевна

durmanova_ku@beliro.ru

*Областное государственное автономное образовательное учреждение
дополнительного профессионального образования «Белгородский институт
развития образования»
(г. Белгород)*

Аннотация. В статье рассматривается вопрос внедрения беспилотных авиационных систем (далее – БАС) в образовательный процесс школ Белгородской области. Обосновывается актуальность использования дронов как инструмента формирования цифровых и инженерных компетенций у школьников в условиях реализации национальных проектов и развития технологического образования. На основе анализа региональной практики, включая создание специализированных классов, подготовку педагогов и участие обучающихся в соревнованиях по гонкам дронов, выявляются ключевые направления и вызовы интеграции БАС в школах.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы, технологическое образование, цифровая грамотность, инженерное мышление, проектная деятельность, национальный проект «Беспилотные авиационные системы».

USE OF UNMANNED AERIAL SYSTEMS IN SCHOOLS OF THE BELGOROD REGION

Gribanova Irina V.

Durmanova Kristina Yu.

*Belgorod Institute of Education Development, Regional State Autonomous
Educational Institution of Additional Professional Education
(Belgorod)*

Abstract. The article discusses the integration of unmanned aerial systems (UAS) into the educational process of schools in the Belgorod region. It substantiates the relevance of using drones as a tool for developing digital and engineering competencies among schoolchildren in the context of implementing national projects and developing technological education. Based on an analysis of regional practices, including the establishment of specialized classes, teacher training initiatives, and student participation in drone racing competitions, the article identifies key areas and challenges of integrating UAS in schools.

Keywords: unmanned aerial systems, technological education, digital literacy, engineering thinking, project-based learning, national project «Unmanned aerial systems».

В условиях стремительного развития цифровых технологий и внедрения элементов робототехники, искусственного интеллекта и беспилотных авиационных систем в различные сферы жизни особое значение приобретает техническое и технологическое образование в стенах школы. Применение БАС в образовательной среде не только позволяет повысить мотивацию учащихся к изучению точных наук, но и формирует у них навыки программирования, пространственного мышления, инженерного проектирования и безопасного обращения с современными технологиями. В Белгородской области, активно развивающей инновационные образовательные проекты, опорные и флагманские школы, внедрение БАС в учебный процесс становится важным шагом в подготовке школьников к профессиям будущего [1]. Однако на сегодняшний день использование дронов в школах региона носит фрагментарный и инициативный характер, что подчёркивает необходимость системного подхода к изучению и внедрению этой технологии в образовательную практику.

Новизна работы заключается в комплексном анализе применения БАС в школах конкретного субъекта Российской Федерации – Белгородской области, с учётом региональных особенностей: уровня цифровой инфраструктуры, кадрового потенциала, нормативно-правового сопровождения и педагогических практик. В статье предлагается модель интеграции БАС в школьную программу, ориентированная на профильные и внеурочные занятия по физике, информатике, ОБЖ и технологиям.

Практическая значимость исследования состоит в том, что его результаты могут быть непосредственно использованы образовательными учреждениями Белгородской области по следующим направлениям:

- организация факультативов и кружков по робототехнике и работе с БАС;
- разработка учебных программ и методических пособий;
- подготовка учителей к работе с БАС;
- создание региональной сети школ-лидеров в области технологического образования.

Целью работы является обоснование и разработка модели применения БАС в образовательном процессе школ Белгородской области с целью повышения качества технологического и естественно-научного образования.

Исходя из цели исследования были определены задачи:

1. Проанализировать теоретические и нормативные основы использования БАС в образовании.
2. Изучить опыт внедрения дронов в школах Белгородской области (опросы, интервью с педагогами, анализ практик).
3. Выявить основные барьеры и риски (технические, правовые, педагогические, финансовые) при использовании БАС в школах.
4. Разработать учебно-методические модули по применению дронов в рамках школьных предметов.
5. Заложить основы для будущих рекомендаций по безопасному и эффективному использованию БАС в образовательной среде региона и формулирования дорожной карты по масштабированию практики в других муниципалитетах области.

Для достижения цели и решения поставленных задач в исследовании использовались следующие методы.

Анализ нормативно-правовых и программных документов. Мы изучили материалы национального проекта «Беспилотные авиационные системы», федеральных и региональных образовательных программ, включая документы Министерства просвещения РФ и Министерства образования Белгородской области.

Контент-анализ публикаций и отчётных материалов. Мы обобщили информацию из открытых источников (официальные сайты, СМИ, отчёты учреждений), касающихся внедрения БАС в школах нашего региона.

А также мы использовали анкетирование, опрос и беседу с обучающимися и преподавателями, которые принимают участие в работе по внедрению дронов в школах Белгородской области, с целью выявления уровня подготовки, технической оснащённости и педагогических практик.

С развитием технологий беспилотные авиационные системы (БАС) становятся всё более распространёнными в различных сферах жизни. БАС уже активно используются в энергетике, сельском хозяйстве, транспортной отрасли, логистике и даже в образовании.

БАС становятся инструментом для обучения программированию, физике, математике и другим точным наукам. Обучающиеся учатся проектировать маршруты, настраивать автономные полёты и анализировать данные, что способствует развитию критического мышления и творческих способностей. Помимо этого, БАС позволяют продемонстрировать связь между теорией и практикой. Например, на уроках географии дроны используют для аэрофотосъёмки местности для создания 3D-карт, а в экологии обучающиеся с удовольствием выполняют проекты с БАС для мониторинга состояния экосистем и наблюдения за изменениями в природе.

В рамках инициативы национального проекта «Беспилотные авиационные системы», направленного на внедрение современных технологий в образовательный процесс, в Белгородской области реализуется федеральный проект «Стимулирование спроса на отечественные беспилотные авиационные системы» [2].

Реализация программы в рамках национального проекта «Беспилотные авиационные системы» (БАС) началась с 2024/2025 учебного года и на данный момент ведётся в восемнадцати муниципалитетах Белгородской области, являющейся одним из пилотных регионов.

В рамках данного курса обучающиеся изучают следующие вопросы:

- основы использования беспилотных летательных аппаратов (далее – БПЛА);
- диагностика и ремонт БПЛА, настройка оборудования;
- предполётная подготовка БПЛА на виртуальном симуляторе;
- управление беспилотниками и выполнение различных задач, таких как прохождение лабиринтов, трассы, перевозка груза;
- навыки конструирования БПЛА.

Курс обучения БАС рассчитан на 268 академических часов. Специализированные учебные пространства в школе оснащены современным оборудованием, которое позволяет получить практические навыки в области разработки, производства и эксплуатации беспилотных авиационных систем: симуляторы полётов, программное обеспечение для моделирования и управления БПЛА, а также учебные комплекты для проведения практических занятий. На занятиях обучающиеся учатся управлять дронами, собирать и ремонтировать квадрокоптеры, а также работать с 3D-принтерами.

Неотъемлемой частью обучения является 3D-моделирование. Школьники учатся самостоятельно конструировать детали для дронов или находить готовые решения в Интернете, а затем распечатывать их на 3D-принтере. Кроме того, они получают навыки программирования пилотирования, осваивая не только ручное управление, но и создают алгоритмы программ. В процессе обучения используются не только FPV-камеры, но и камеры машинного зрения.

Курс «БАС» также является частью патриотического воспитания. Например, участники всех смен военно-исторических сборов «Армата» в Ольшанке осваивали навыки управления БПЛА.

Несмотря на короткие сроки обучения по данному курсу, мы уже можем отметить положительные результаты и большой потенциал наших обучающихся. Они участвуют в различных Международных и Всероссийских конкурсах и фестивалях, занимая призовые места. Например, на Международном фестивале гонок дронов Rostec Drone Festival наши обучающиеся Кирилл Лобань и Данил Грязнов смогли победить, обогнав соперников из семи команд из России, Турции, Франции, Беларуси, Казахстана и Сербии [3].

При этом, есть и некоторые сложности, с которыми столкнулись преподаватели при внедрении БПЛА в школы:

- приобретение современных дронов, специализированного программного обеспечения и обеспечение сервисного обслуживания требуют значительных финансовых затрат;
- использование БПЛА требует строгого соблюдения правил безопасности, особенно в городских школьных дворах. Неправильная эксплуатация может привести к травмам, а съёмка за школьной территорией может затронуть личную собственность;
- нехватка специалистов, готовых вести уроки с использованием БПЛА. Необходимость в дополнительном обучении педагогов является серьёзной проблемой [4].

На основе этого материала нами разработана модель интеграции БАС в школьную программу.

Цель нашей модели – формирование у обучающихся технологических, инженерных и цифровых компетенций через практическое освоение БАС в рамках учебного и внеурочного процесса.

Ниже представлена таблица 1, в которой определены уровни интеграции БАС в школьную программу, а также формы их реализации.

Таблица 1 – Интеграция БАС в школьную программу

Уровень	Форма реализации	Примеры деятельности
Урочная деятельность	Включение элементов БАС в рабочие программы	Физика: законы движения, аэродинамика; Информатика: программирование полёта; Технология: сборка дрона; ОБЖ: безопасность полётов
Внеклассическая деятельность	Элективные курсы, кружки, проекты	Курс «Программирование дронов», «Авиамоделирование», «Дроны в решении задач»
Проектная и исследовательская деятельность	Учебные проекты, участие в соревнованиях	Создание дрона для мониторинга школьного двора, участие в «Играх будущего», олимпиадах по БАС
Межшкольное и региональное взаимодействие	Стажировки, фестивали, обмен опытом	Региональный фестиваль «Дроны в школе», мастер-классы для педагогов

Для более качественного применения дронов важно внедрить их в школьные предметы. В таблице 2 представлены возможные варианты использования БАС на уроках в школе.

Таблица 2 – Интеграция БАС в школьные предметы

Урок	Теоретический блок	Практический блок
Физика	<ol style="list-style-type: none"> Механическое движение: расчёт скорости, ускорения, траектории дрона. Силы, действующие на дрон: тяга, сопротивление воздуха, сила тяжести. Законы Ньютона в действии. Сила Архимеда. Энергия и мощность: расчёт времени полёта от ёмкости аккумулятора. Электромагнитные волны. Принципы радиосвязи. 	Измерение высоты подъёма, анализ графиков движения, эксперименты с нагрузкой. Расчёт пути и времени движения БПЛА. Использование электромагнитных волн для управления БПЛА.
Информатика	<ol style="list-style-type: none"> Алгоритмы: составление маршрута полёта. Программирование: написание скриптов для автопилота (на Python, Scratch, DroneBlocks). Обработка данных: анализ телеметрии, GPS-координат, видео с камеры. Основы ИИ: распознавание объектов с помощью дронов. 	Программирование взлёта, посадки, облёта препятствий; создание карты местности.
Технология (Труд)	<ol style="list-style-type: none"> Конструирование: сборка дрона из модульных компонентов. 3D-моделирование и печать: создание корпуса, креплений. Электротехника: подключение моторов, регуляторов, аккумуляторов. 	Сборка квадрокоптера «с нуля», ремонт после полётов, модернизация. Управление групповым взаимодействием роботов (наземные роботы,

	<p>4. Материаловедение: выбор лёгких и прочных материалов.</p> <p>5. Управление групповым взаимодействием роботов.</p> <p>6. Программирование БАС на Python.</p>	<p>беспилотные летательные аппараты).</p> <p>Отладка роботизированных конструкций в соответствии с поставленными задачами.</p>
ОБЗР (Основы безопасности и защиты родины)	<p>1. Правила безопасного пилотирования.</p> <p>2. Зоны запрета полётов (аэродромы, жилые зоны, гособъекты).</p> <p>3. Действия в аварийных ситуациях (падение дрона, потеря сигнала).</p> <p>4. Этические и правовые аспекты: приватность, съёмка без разрешения.</p> <p>5. Основы военной подготовки.</p>	<p>Предполётная подготовка, симуляция ЧС, разработка «Паспорта безопасности дрона».</p>

Помимо интеграции БАС в школьные предметы, мы предлагаем внедрить их использование и во внеурочной деятельности в виде учебных (элективных) курсов. Внеурочная деятельность на уровне основного общего и среднего общего образования реализуется в соответствии с требованиями федеральных государственных образовательных стандартов и федеральных основных общеобразовательных программ.

При интеграции БАС образовательной организацией предусматривается разработка программ вариативных курсов внеурочной деятельности, направленных на достижение планируемых результатов освоения ООП на углублённом уровне.

В таблице 3 представлены возможные курсы внеурочной деятельности, которые могут быть реализованы в школах.

Таблица 3 – Формы внеурочной деятельности

Название курса	Класс	Объём (часы)	Содержание
«Физика дрона»	7-9	51	Изучение физических законов через полёты, расчёты, эксперименты
«Программирование БПЛА»	9-10	34	Работа с симуляторами, написание алгоритмов, автономные полёты
«Авиамоделирование»	7-11	68	Сборка, настройка, ремонт дронов, участие в соревнованиях
«Дроны в решении задач»	10-11	34	Проекты: мониторинг, доставка, съёмка, экология
«Основы аэродинамики беспилотных воздушных судов»	10-11	34	Рассмотрение основ аэродинамики беспилотных воздушных судов самолётного и вертолётного типа, лётно-технических характеристик беспилотных воздушных судов, основных конструкций
«Основы применения БПЛА (дронов) в мирное и военное время»	10-11	68	Применение БПЛА в сельском хозяйстве, строительстве, экологии, съёмке и т.д. Применение БПЛА в разведке, корректировке огня, ударные FPV-дроны, ведении боевых действий и т.д.

Для внедрения модели интеграции БАС в школьную программу следует соблюдать правила безопасности. Это можно обеспечить следующим образом:

- Проводить обязательный инструктаж по технике безопасности перед каждым полётом.
- Использовать защитные очки и ограждённые зоны для полётов.
- Проводить полёты только под контролем педагога.
- Все дроны должны проходить регистрацию в школьном журнале и «паспорте безопасности».
- Важно соблюдать требования Росавиации при проведении занятий с БАС: высота полёта не должна превышать 120 метров, сохранять визуальный контроль, не использовать полёты над людьми [5].

Предложенная модель позволит системно, безопасно и эффективно интегрировать беспилотные авиационные системы в школьную жизнь. Что не только соответствует современным образовательным стандартам, но и отвечает запросам экономики на подготовку кадров в высокотехнологичных отраслях. Успешные результаты в Белгородской области подтверждают, что дрон – это не игрушка, а мощный образовательный инструмент нового поколения.

Опыт опорных и флагманских школ Белгородской области наглядно демонстрирует, как инновационные подходы в образовании могут подготовить молодое поколение к современным требованиям. А результаты исследования демонстрируют, что применение беспилотных авиационных систем в школах Белгородской области – это не просто технологический эксперимент, а устойчивая образовательная практика, способная стать основой для формирования нового поколения инженеров, программистов и технологов.

Библиографический список

1. Селюжицкий К. Ю. Беспилотные летательные аппараты: понятие, значение для современности и перспективы развития / К. Ю. Селюжицкий, Д. С. Смоляков // Молодой ученый. – 2023. – № 46(493). – С. 34-37. – EDN WYPMGA.
2. Национальный проект «Беспилотные авиационные системы». URL: <https://национальныепроекты.рф/new-projects/bespilotnye-aviatsionnye-sistemy/> (дата обращения: 12.09.2025).
3. Дроны юных белгородцев быстрее всех пришли к финишу на международном фестивале. URL: <https://bel.ru/news/2024-09-09/drony-yunyh-belgorodtsev-bystree-vseh-prishli-k-finishu-na-mezhdunarodnom-festivale-5189843> (дата обращения: 12.09.2025).
4. Смирнова Н. Б. Проблемы и перспективы внедрения квадрокоптера в образовательный процесс в системе дополнительного образования детей / Н. Б. Смирнова // Исследования молодых ученых : материалы XLVII Международной научной конференции, Казань, 20–23 ноября 2022 года. – Казань: Общество с ограниченной ответственностью "Издательство Молодой ученый", 2022. – С. 31-36. – EDN BPEFDR.
5. Просвирина Н. В. Анализ и перспективы развития беспилотных летательных аппаратов / Н. В. Просвирина // Московский экономический журнал. – 2021. – № 10. – С. 560-575 – DOI 10.24411/2413-046X-2021-10619. – EDN PPWXEF.

**МОНИТОРИНГ ДАННЫХ ПО ПОЛУЧЕНИЮ УРОЖАЯ
СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННЫХ КУЛЬТУР С ПРИМЕНЕНИЕМ
БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ**

Иваньо Ярослав Михайлович¹, д-р техн. наук

iymex@rambler.ru

Шаблов Александр Васильевич², канд. пед. наук

avshablov@mail.ru

Петрова Софья Андреевна¹, канд. техн. наук

sofia.registration@mail.ru

¹*Иркутский государственный аграрный университет имени А.А. Ежевского
(г. Иркутск)*

²*Иркутский филиал МГТУ ГА*

(г. Иркутск)

Аннотация. Работа посвящена формулировке задачи по мониторингу данных с помощью беспилотных авиационных систем, решение которой позволяет оперативно управлять процессом получения урожая, прогнозировать урожайность и систематизировать информацию для планирования аграрного производства на следующий год. Выделены четыре направления работ: мониторинг посевов, мониторинг лесных пищевых ресурсов, оценка качества сельскохозяйственных угодий и определение экономической эффективности применения беспилотных летательных систем. В качестве полигона использованы сельскохозяйственные угодья учебного научно-производственного участка «Оёкское» и в учебно-опытном охотничьем хозяйстве «Голоустное» имени О.В. Жарова. Результатом исследования является определение технологий получения качественных снимков и их дешифрирование, выявление наиболее приемлемых вариантов реализации намеченного многолетнего плана мониторинга данных для управления производственными процессами.

Ключевые слова: мониторинг данных, беспилотные авиационные системы, управление, производственные процессы, сельское хозяйство.

**MONITORING OF CROPS HARVEST DATA USING
UNMANNED AVIATION SYSTEMS**

Ivanyo Yaroslav M.¹, Doctor of Technical Sciences

Shablov Aleksander V.², Candidate of Pedagogical Sciences

Petrova Sofya A.¹, Candidate of Technical Sciences

¹*Irkutsk State Agricultural University named after A.A. Ezhevsky
(Irkutsk)*

²*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch
(Irkutsk)*

Abstract. This paper explores the problem of data monitoring using unmanned aerial systems. The solution enables operational management of crop production, yield forecasting, and systematization of information for planning agricultural production in the following year. Four areas of research are identified: crop monitoring, monitoring forest food resources, assessing the quality of agricultural land, and determining the economic efficiency of using unmanned aerial systems. The agricultural lands of the Oyokskoye training and production site and the O.V. Zharov Goloustnoye training and experimental hunting farm were used as a testing ground. The study's outcome is the identification of technologies for obtaining high-quality images and their interpretation, as well as the most suitable options for implementing the planned multi-year data monitoring plan for managing production processes.

Keywords: data monitoring, unmanned aerial systems, management, production processes, agriculture.

Введение

Развитие беспилотных авиационных систем (далее БАС) в мире и России, в частности, даёт мощный толчок развитию разных отраслей экономики, научно-исследовательской деятельности и появлению новых направлений деятельности. Ввиду большого числа производственных процессов, подвергающихся влиянию многих факторов, необходимости повышения производительности труда актуально применять БАС в сельском хозяйстве и при заготовке дикорастущей продукции. Так, в агропромышленном комплексе при помощи БАС можно решать задачи мониторинга посевов, оценки состояния сельскохозяйственных угодий, учета сельскохозяйственных животных разных видов и др.

Кроме того, для территорий богатых пищевыми дикорастущими ресурсами, к которым относится Иркутская область, интерес представляет оценка мониторинга дикоросов: определение мест произрастания, выявление возможных объемов заготовки, определение заболеваний растений.

В части задач мониторинга посевов достаточно известным является использование индексов вегетации, в частности NDVI, для оценки и прогнозирования урожая [5, 9, 11 и др.]. Если ещё несколько лет назад для определения индексов вегетации для определённых территорий использовались преимущественно данные спутниковых наблюдений, то сегодня бесспорное преимущество в этом вопросе принадлежит беспилотным авиационным системам. Это вызвано повышенным разрешением фотоснимков, отсутствием влияния облаков на процесс получения информации, возможностью варьирования частотой, увеличением доступности беспилотных летательных аппаратов и относительно быстрым приобретением профильных навыков управления БАС.

При этом следует отметить, что индексы вегетации могут использоваться для решения иных задач, таких как определение видового состава произрастающих растений, наличие сорняков, вредителей, заболеваний сельскохозяйственных культур. Их можно использовать при определении типа почвы и содержания в ней тех или иных веществ. Между тем при подобных исследованиях необходимо сочетать воздушный мониторинг и наземные исследования.

Кроме мультиспектральной съёмки практическую значимость имеет лазерное сканирование, применимое для картирования земельных угодий и построения 3D-моделей местности. Использование тепловизионной съёмки позволяет решать задачу по учёту численности диких животных. С помощью аэрофотосъёмки RGB-камерой определяется наличие засорённости, вредителей и болезней сельскохозяйственных культур, осуществляется картирование местности, а также отслеживаются эрозионные и абразионные процессы для оценки динамики их изменений. При решении выделенных задач эффективным является применение методов искусственного интеллекта. Актуальным является и оперативный мониторинг посевов на основе видеопотока, получаемого при помощи БАС в режиме реального времени.

Целью настоящей работы является формулировка задач по мониторингу посевов сельскохозяйственных культур и пищевых дикорастущих ресурсов с применением беспилотных авиационных систем и определения алгоритма их решения.

Методы и результаты исследования

В работе использованы методы аэрофотосъёмки, фотограмметрии, мультиспектрального и лазерного сканирования. Для получения результатов мониторинга и прогнозирования применялся метод регрессионного анализа и нейронные сети.

Мировая индустрия агропромышленного производства разных стран активно использует передовые технологии в своей деятельности, к которым относится применение БАС, искусственный интеллект, интернет вещей, точное земледелие, большие объемы данных и др. [3, 8 и др.].

В России использование беспилотных летательных аппаратов для решения задач, связанных с агропромышленным и лесным комплексом, активно развивается и внедряется в практику. В частности, следует отметить работы по построению регрессионных моделей зависимости урожайности ряда сельскохозяйственных культур от максимального значения индекса NDVI в Орловском ГАУ [9]; статьи по мониторингу посевов и их обработке с применением беспилотных летательных аппаратов в Кубанском ГАУ [4, 7, 14]; исследования и опыты, проводимые другими передовыми центрами и ведущими учёными на территории страны [8].

Что касается подобных исследований на территории Восточной Сибири, то выделим ряд работ [5, 6, 10, 12, 13, 15, 17 и др.]. В 2025 году утвержден план по выполнению совместных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ между Иркутским ГАУ и Иркутским филиалом МГТУ ГА в сфере применения БАС для решения задач ведения сельскохозяйственной деятельности, заготовки пищевых дикорастущих ресурсов, мониторинга лесных ресурсов и оценки сельскохозяйственных угодий [1]. В нем определены четыре направления с выделенными тематиками:

- 1) оценка эффективности применения БАС для обработки посевов сельскохозяйственных культур:
 - полигон;
 - полевые и производственные опыты;
 - составление цифровой карты поля;
 - проведение полевых опытов по сравнительной оценке наземного опрыскивания и опрыскивания агродронами;
 - сбор информации об использовании ресурсов (трудовых и материальных) при применении БАС для обработки посевов;
 - определение норм выработки при применении БАС для обработки посевов;
 - оценка экономической эффективности применения БАС для обработки посевов;
- 2) мониторинг посевов с применением данных дистанционного зондирования Земли на примере сельскохозяйственных зон Предбайкалья:
 - мониторинг оценки плодородия почвы (эрозия, загрязнение);
 - определение болезней и вредителей сельскохозяйственных культур на основе данных БАС;
 - мониторинг состояния посевов для прогнозирования урожая (оценка состояния развития растений и разработка мероприятий по уменьшению ущербов от биологических и агрометеорологических факторов и прогнозирование урожая с учётом рисков; мониторинг сорных растений на сельскохозяйственных угодьях; мониторинг потерь урожая от вредителей и болезней растений: обработка данных полевых исследований);
 - мониторинг сельскохозяйственных животных на пастбище (на примере УНПУ «Оёкское»);
 - оценка потерь урожая от экстремальных гидрометеорологических явлений и биологических событий (при наличии таких явлений);
- 3) мониторинг лесных ресурсов:
 - оценка мест произрастания и возможных объёмов сбора пищевых дикорастущих ресурсов (кипрея узколистного, курильского чая);
 - оценка состояния лесного фонда на примере лесных массивов УООХ «Голоустное»;
 - мониторинг среды обитания и состояния группировок охотничьих видов животных на территории УООХ «Голоустное» имени О.В. Жарова при помощи БАС;
- 4) оценка сельскохозяйственных угодий:
 - оценка площадей залежных земель в Иркутской области (с. Оёк Иркутской области и прилегающие территории, максимально возможные площади);
 - исследование залежных земель на территории Иркутского (с. Оёк Иркутской области и прилегающие территории, максимально возможные площади) и Усольского районов;

- инвентаризация сельскохозяйственных земель (с. Оёк Иркутской области и прилегающие территории, максимально возможные площади);
- определение степени зарастания залежных земель с помощью БАС (Оёк и прилегающие территории, максимально возможные площади);
- мониторинг снежного покрова на сельскохозяйственных угодьях (на примере сельскохозяйственных угодий Иркутского ГАУ в п. Молодёжный).

Хотя работа по обобщению исследований по каждому направлению продолжается, выделим некоторые результаты:

1) в тестовом режиме на основании полученных данных методами дистанционного зондирования Земли, в частности, спутниковой информации, определены урожайности с помощью мониторинга данных о динамике индекса вегетации NDVI;

2) построены модели прогнозирования урожайности в зависимости от метеорологических факторов в начальный период вегетации растений и осуществлено прогнозирование результативного признака на их основе;

3) построены модели прогнозирования урожайности с учетом интервалов времени с наибольшим влиянием метеорологических факторов на результативный признак и их применение для прогнозов;

4) построены многоуровневые трендовые модели многолетнего прогнозирования для усредненных, благоприятных и неблагоприятных условий деятельности сельскохозяйственного товаропроизводителя на разных ступенях агрегирования.

Полученные данные индекса вегетации при помощи БАС и прогнозы на их основе дополняют комплексное прогнозирование урожайности сельскохозяйственных культур с разной заблаговременностью на разных уровнях агрегирования.

Для решения данной задачи можно использовать программное обеспечение, разработанное научными коллективами кафедры информатики и математического моделирования Иркутского ГАУ: 1) программный комплекс по управлению рисками аграрного производства (получено свидетельство о регистрации программы для ЭВМ), в составе которого создана база данных, которая пополняется сведениями о техногенных и природных событиях, метеорологическими и гидрологическими данными и производственно-экономическими показателями, возможно получение комплекса статистических расчётов, решения задач имитационного моделирования и оптимизации производства аграрной продукции, в т.ч. с применением разработанных авторами методик и алгоритмов [16]; 2) оценка наступления редких явлений и экстремальных событий, их влияния на биопродуктивности сельскохозяйственных культур, оценка урожая, решение задач математического программирования с учётом рисков; 3) программное приложение прогнозирования урожайности с помощью мониторинга индекса вегетации; 4) прогнозирование урожайности сельскохозяйственных культур с

помощью многоуровневых трендов на многолетний период 3 – 5 лет с оценкой рисков на разных ступенях агрегирования; 5) прогнозирование урожайности сельскохозяйственных культур с использованием искусственного интеллекта на текущий год и многолетний период – 5 – 7 лет для хозяйств и муниципальных районов Иркутской области [2, 16 и др.].

Для решения задач определения засорённости, наличия вредителей и болезней сельскохозяйственных культур произведена аэрофотосъёмка посевов сои в УНПУ «Оёкское» БВС (беспилотное воздушное судно) мультироторного типа с RGB-камерой и разрешающей способностью 4000 x 3000 пикселей в период вегетации растений с интервалом 1 раз в 15 дней на разных высотах полёта беспилотного воздушного судна: 10, 20 и 30 м над поверхностью Земли. Примеры полученных изображений показаны на рисунке 1. Для анализа результатов планируется использование нейронных сетей, способных дать оценку засорённости сельскохозяйственных культур, определить наличие вредителей и болезней и выявить очаг их распространения (при наличии на полученных и анализируемых конкретных данных аэрофотосъёмки).

Следует отметить, что в процессе выполнения аэрофотосъёмки нужно определить ряд технических параметров, от которых будет зависеть вся дальнейшая проводимая работа. Одним из таких параметров является высота аэрофотосъёмки над исследуемой поверхностью.

На основании рисунка 1 можно сделать очевидный вывод о наилучшей детализации изображения, полученного на самой низкой высоте 10 м (рисунок 1а). С другой стороны, возникает проблема низкой производительности летательного аппарата, а применение аппарата типа «летающее крыло» или «самолётный» вообще недопустимо по причине смазывания изображения (при условии наличия фотокамеры с разрешением в районе 12 Мп). Анализ двух других изображений (рисунки 1б и 1в) показывает, что приемлемой детализацией в сочетании с большей производительностью летательного аппарата можно считать материалы, полученные с высоты 20 м над исследуемой поверхностью.

Для сравнения приведём части полученных на разной высоте полёта БВС изображений с выделенными на них сорняками и засохшими растениями (рисунок 2). Согласно сравнению чёткости и детализации целевого объекта (растения сои) для более точного определения количества сорняков и иных параметров при прочих равных условиях нужно использовать аэрофотоснимки с высоты не более 10 м. Однако для более быстрых оценочных результатов и оперативного принятия решений можно производить мониторинг с большей высоты полёта БВС, например, 20 м, как показано на рисунке 2б. Данный вывод следует из затрат времени нейронными сетями для обработки изображений. Очевидно, что при обработке снимка, полученного с большей высоты, будет затрачено меньше времени на анализ единицы площади сельскохозяйственных угодий.

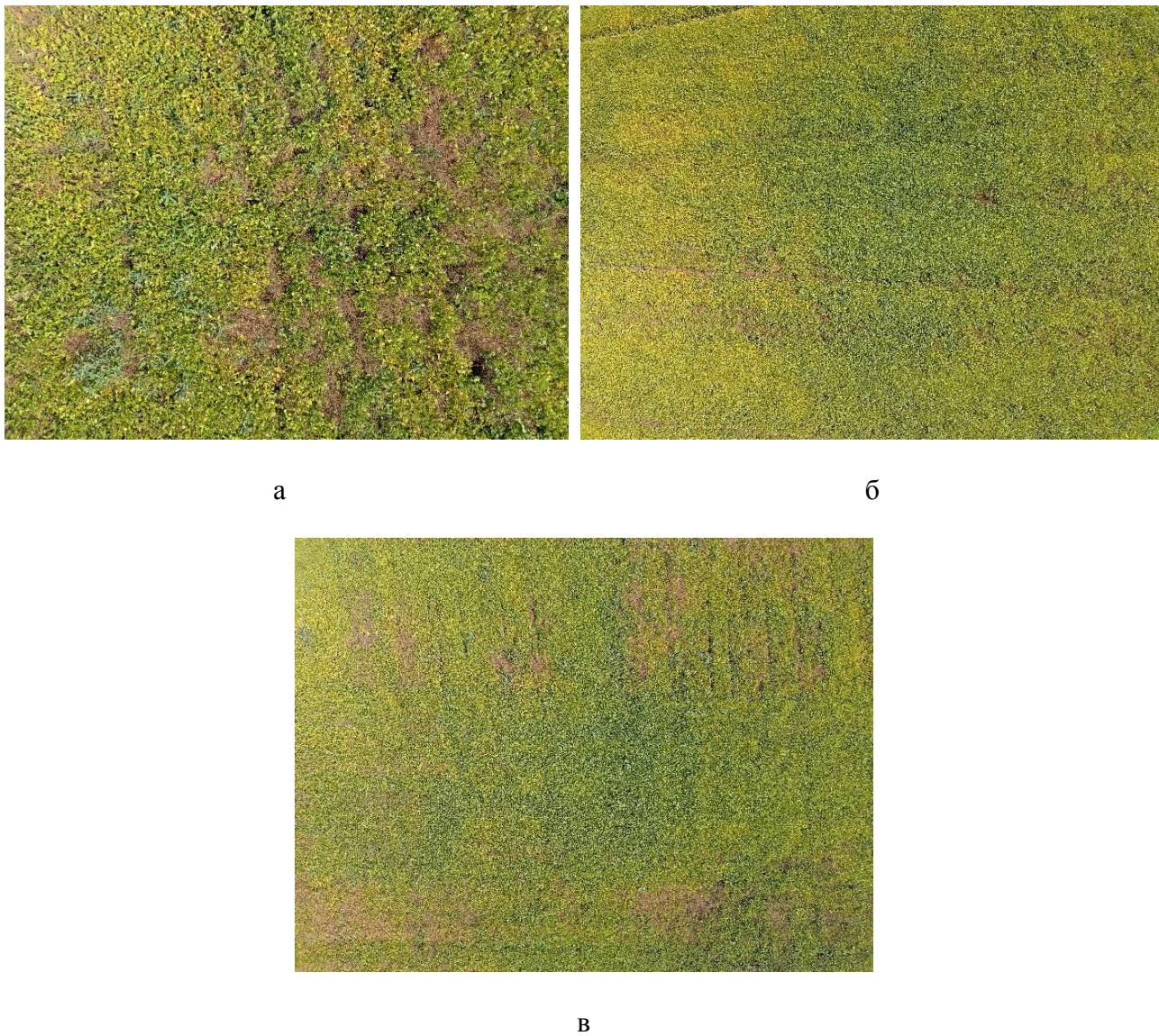
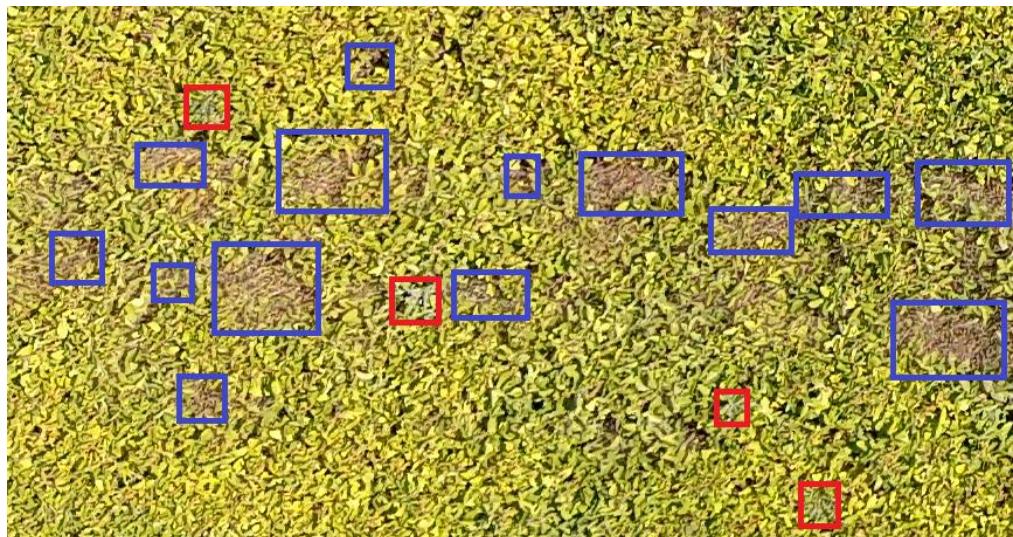


Рисунок 1 – Аэрофотоснимки посевов сои в УНПУ «Оёкское» на разных высотах: *а* – высота 10 м; *б* – высота 20 м; *в* – высота 30 м

В части мониторинга пищевых дикорастущих ресурсов на первом этапе решено провести апробирование методики оценки мест произрастания и возможных объёмов заготовки кипрея узколистного на основании аэрофотоснимков, полученных при помощи БАС самолётного типа Геоскан 101 с установленной RGB-камерой. Для этого необходимо осуществлять воздушный мониторинг в период цветения растения на определённой территории в сочетании с наземной оценкой объёмов сбора для определения регрессионной зависимости плотности растения на аэрофотоснимках и фактической урожайности на определённой территории. Дополнительно здесь может быть эффективно применено БВС с мультиспектральной камерой для получения индексов вегетации и иных параметров.



а



б

Рисунок 2 – Видимость сорняков и засохших растений на части аэрофотоснимков посевов сои в УНПУ «Оёкское» на разных высотах:
а – высота 10 м; б – высота 20 м

Что касается задачи учёта сельскохозяйственных животных на пастбище, то её можно решить при помощи данных аэрофотосъёмки RGB-камерой при хорошей погоде и видимости, а также тепловизионной камерой при плохой видимости и(или) в сумеречное или тёмное время суток. Для автоматизации определения количества животных на основании данных необходимо разработать нейронную сеть. На текущем этапе научно-исследовательским коллективом, состоящим из учёных Иркутского ГАУ и Иркутского филиала МГТУ ГА, собран набор данных для разметки (dataset) и подачи в нейронную сеть для её обучения.

Ещё одной интересной задачей мониторинга является определение высоты снежного покрова и объёма снега как производного показателя на сельскохозяйственных угодьях. Данная задача представляет интерес для оценки влаги, получаемой во время таяния снега и проведения мероприятий по влагозадержанию на полях. Решение этой задачи можно получить, применяя аэрофотосъёмку в сочетании с геодезическими работами на поверхности и воздушно-лазерное сканирование.

Для решения задачи развития эрозионных процессов и размыва берегов водохранилища (уменьшение сельскохозяйственных угодий) необходимы многолетние данные для сравнительного анализа.

Заключение

Сформулированы задачи и алгоритмы их решения по четырем направлениям и составлен план научно-исследовательских и опытно-конструкторских разработок ФГБОУ ВО Иркутским ГАУ и Иркутским филиалом МГТУ ГА по использованию БАС для решения задач мониторинга сельскохозяйственных угодий и лесных территорий.

Проведена аэрофотосъемка мониторинга состояния и развития двух сельскохозяйственных культур: пшеницы и сои.

Получены и обработаны данные аэрофотосъёмки RGB-камерой для оценки засорённости, вредителей и болезней сельскохозяйственных культур, определены технические требования к проведению этого вида работ.

Разработан первый вариант информационной системы, включающий в себя модули прогнозирования урожая с помощью спутниковой информации и данных БАС на основании сведений многолетних воздушных наблюдений и фактической биопродуктивности рассматриваемых сельскохозяйственных культур на определённой территории.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда, проект № 24-21-00502, <https://rscf.ru/project/24-21-00502/>.

The work was supported by a grant from the Russian Science Foundation? project No. 24-21-00502, <https://rscf.ru/project/24-21-00502/>.

Библиографический список

1. План-график работ по выполнению НИОКР ФГБОУ ВО Иркутский ГАУ и Иркутский филиал МГТУ ГА, утверждён 14 марта 2025 г.
2. Асалханов П. Г. О программных комплексах моделирования разных сторон аграрного производства / П. Г. Асалханов, Н. В. Бендинк, Я. М. Иваньо // Социально-экономические проблемы развития экономики АПК в России и за рубежом : Материалы всероссийской (национальной) научно-практической конференции с международным участием, посвященной 55-летию со дня образования экономического факультета (ныне Института экономики, управления и прикладной информатики), Иркутск, 19 – 20 ноября 2020 года. – п. Молодежный: Изд-во Иркутский ГАУ, 2020. – С. 29-36. – EDN KCQMAI.
3. Гаврилова Н. Г. Цифровая трансформация в сельском хозяйстве стран Западной Африки (на примере Кот-д'Ивуар) / Н. Г. Гаврилова // Актуальные вопросы аграрной науки. – 2024. – № 50. – С. 54-64. – DOI 10.51215/2411-6483-2024-50-54-64. – EDN YCKJOL.

4. Дистанционный мониторинг посевов риса и алгоритм выявления неоднородностей / Е. В. Труфляк, С. И. Скубиев, В. В. Цыбулевский, Н. В. Малашихин // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. – 2019. – Т. 16, № 3. – С. 110-124. – DOI 10.21046/2070-7401-2019-16-3-110-124. – EDN ZVGTNL.

5. Жумагельды А. Т. О возможностях использования географических информационных систем в Иркутской области / А. Т. Жумагельды, Я. М. Иваньо, Ю. В. Столопова // Научные исследования студентов в решении актуальных проблем АПК : Материалы всероссийской научно-практической конференции, Иркутск, 14–15 марта 2019 года. Том III. – Иркутск: Изд-во Иркутский ГАУ, 2019. – С. 47-53. – EDN UFFOGD.

6. Замараев А. О. Машинное обучение в решении задач прогнозирования урожайности сельскохозяйственных культур / А. О. Замараев, Е. С. Климов, Я. М. Иваньо // Комплексное развитие территорий в условиях цифровой трансформации : Материалы международной научно-практической конференции, посвященной 90-летию ФГБОУ ВО Иркутский ГАУ, Иркутск, 13–14 марта 2024 года. – п. Молодежный: Изд-во Иркутский ГАУ, 2024. – С. 59-65. – EDN HYPQVT.

7. Использование беспилотной технологии внесения удобрений, гербицидной, инсектицидной и фунгицидной обработок при возделывании озимого ячменя / Е. В. Труфляк, Л. В. Назаренко, М. М. Ю. Даду [и др.] // Политеатический сетевой электронный научный журнал Кубанского государственного аграрного университета. – 2023. – № 185. – С. 139-156. – DOI 10.21515/1990-4665-185-010. – EDN HQWUPN.

8. Использование беспилотных авиационных систем в растениеводстве: метод. рек. / А.В. Бронников, А.П. Варяченко, Е.Э. Деспотулис [и др.], под общ. ред. Е.В. Журавлевой – М.: ФГБНУ «Росинформагротех», 2024. – 100 с.

9. Использование вегетативного индекса NDVI для прогноза урожайности зерновых культур / С. А. Родимцев, Н. Е. Павловская, С. В. Вершинин [и др.] // Вестник НГАУ (Новосибирский государственный аграрный университет). – 2022. – № 4(65). – С. 56-67. – DOI 10.31677/2072-6724-2022-65-4-56-67. – EDN IRLXQG.

10. Математические и цифровые технологии оптимизации производства продовольственной продукции / Я. М. Иваньо, П. Г. Асалханов, М. Н. Барсукова [и др.]. – Молодежный: Изд-во Иркутский ГАУ, 2021. – 219 с. – ISBN 978-5-91777-243-1. – EDN OOVACG.

11. Метод прогнозирования урожайности по космическим наблюдениям за динамикой развития вегетации / В. Г. Бондур, К. Ю. Гороховский, В. Ю. Игнатьев [и др.] // Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка. – 2013. – № 6. – С. 61-68. – EDN UIYCWN.

12. Мониторинг данных об аграрном производстве для моделирования управлеченческих решений / Н. В. Бендиц, А. О. Замараев, Я. М. Иваньо, А. В. Спесивцев // Информационные и математические технологии в науке и управлении. – 2025. – № 2(38). – С. 158-169. – DOI 10.25729/ESI.2025.38.2.013. – EDN LMXAA.

13. Опыт применения БПЛА в экологических исследованиях популяции байкальской нерпы (*Pusa sibirica Gm.*) в период начала формирования береговых лежбищ / К. М. Иванов, А. Б. Купчинский, М. Е. Овдин [и др.] // Международный научно-исследовательский журнал. – 2022. – № 8(122). – DOI 10.23670/IRJ.2022.122.106. – EDN ARRVEN.

14. Параметры применения беспилотных летательных аппаратов при обработке средствами защиты растений сельскохозяйственных культур / Н. Ю. Курченко, Ю. В. Даус, Е. В. Труфляк, Я. А. Ильченко // Известия Нижневолжского агроуниверситетского комплекса: Наука и высшее профессиональное образование. – 2023. – № 1(69). – С. 527-536. – DOI 10.32786/2071-9485-2023-01-58. – EDN OIBLWB.

15. Петрова С. А. Моделирование производственно-экономических показателей аграрного производства с использованием индексов вегетации / С. А. Петрова, Д. С. Тобоева // Актуальные вопросы аграрной науки. – 2025. – № 55. – С. 87-98. – DOI 10.51215/2411-6483-2025-55-87-98. – EDN QNFCNU.

16. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2016661694 Российская Федерация. Управление рисками при планировании аграрного производства : № 2016619242 : заявл. 22.08.2016 : опубл. 18.10.2016 / С. А. Петрова, Я. М. Иваньо. – EDN XDAHDF.

17. Чернигова Д. Р. Использование дистанционных методов зондирования для мониторинга бесхозных мелиорируемых земель / Д. Р. Чернигова, О. В. Глухов // Климат, экология, сельское хозяйство Евразии : материалы XI Международной научно-практической конференции, Иркутск, 28–29 апреля 2022 года. – п. Молодежный: Иркутский государственный аграрный университет им. А.А. Ежевского, 2022. – С. 203-210. – EDN EUFUHM.

УДК 623.746.-519

ПОВЫШЕНИЕ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МАЛОРАЗМЕРНЫХ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Небелов Евгений Васильевич¹, канд. тех. наук
nebelov77@mail.ru

Половников Виталий Афанасьевич²
vitaliy.polovnikov.80@mail.ru

¹АО «Научно-исследовательский институт современных
телекоммуникационных технологий»
(г. Смоленск)

²Филиал ВУНЦ ВВС «ВВА» в г. Сызрани
(г. Сызрань)

Аннотация. В статье рассмотрены вопросы применения беспилотных летательных аппаратов самолетного типа малого класса с поршневыми двигателями в широком диапазоне высот, связанные с данным направлением проблемы, а также мероприятия, направленные на расширение функциональности и повышения летно-технических характеристик летательных аппаратов малого класса. Проведенный анализ состояния исследуемого вопроса из источников научной литературы показал, что ранние такие исследования недостаточно изучены.

Ключевые слова: робототехнические комплексы, беспилотный летательный аппарат малого класса, беспилотник, целевая нагрузка, силовая установка.

IMPROVING THE FLIGHT PERFORMANCE OF SMALL UNMANNED AERIAL VEHICLES

Nebelov Evgeny V.¹, Candidate of Technical Sciences
Polovnikov Vitaly A.²

¹JSC «Scientific Research Institute of Modern Telecommunication Technologies»
(Smolensk)

²Branch of the Military Training and Research Center Air force «The Air Force
Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin»
(Syzran)

Abstract. The article discusses the use of small-class unmanned aerial vehicles equipped with piston engines across a wide range of altitudes, problems related to this area, as well as measures aimed at expanding the functionality and improving the flight performance of small-class aircraft. A review of scientific literature shows that this topic has been insufficiently explored, and earlier studies do not provide comprehensive solutions to the identified problems.

Keywords: robotic systems, small-class unmanned aerial vehicle, drone, payload, power plant.

Введение

За последние несколько десятилетий беспилотные летательные аппараты (БпЛА) разнообразных типов, благодаря развитию радио и микроэлектроники, миниатюризации и реализации на новых принципах исполнительных устройств и силовых установок (СУ), а также с уменьшением стоимости, приобрели популярность и широко применяются в различных областях жизнедеятельности [1].

Малоразмерные БпЛА с массой не более 30 кг (рисунок 1), стали в высокой степени мобильными и весьма эффективными системами и средствами наблюдения, их чаще стали использовать в интересах мониторинга охранных мероприятий окружающей среды, пожаротушения, проведения поисково-спасательных операций, строительства и сельского хозяйства, логистики и развлекательной индустрии, а также в научной области.



Рисунок 1 – Малоразмерные БпЛА

Дальнейшее развитие дронов в ближайшем будущем приведет еще к большему их присутствию в жизни человека и позволит увеличить набор выполняемых функций. При этом для более эффективного применения БпЛА необходимо постоянно повышать их характеристики с учетом реальных условий эксплуатации, таких как: возможность использования для решения различных задач в зависимости от целевой нагрузки (ЦН) и повышение показателей летно-технических характеристик.

Важным аспектом развития БпЛА является улучшение их функциональности, направленной на расширение возможностей применения БпЛА за счет технических решений. В настоящее время большинство стран мира в состав БпЛА включают различные типы ЦН (рисунок 2), такие как гиростабилизированная оптико-электронная система (ОЭС) ТВ/ИК-диапазонов и аэро-фотокамеры.



ОЭС телевизионного диапазона
БпЛА коптерного типа



ОЭС с тепловизором



ОЭС ТВ-диапазона
БпЛА самолетного типа с электродвигателем



ОЭС с тепловизором
БпЛА самолетного типа с электродвигателем



ОЭС ТВ/ИК-диапазонов БпЛА самолетного типа
с двигателем внутреннего сгорания



Фотокамера типа «Sony»
БпЛА коптерного типа



Фотокамера типа «Nikon»
БпЛА самолетного типа

Рисунок 2 – Целевые нагрузки различных типов

Повышение показателей летно-технических характеристик БпЛА различного назначения обуславливается улучшением скоростных и временных параметров полета, увеличением диапазона высот применения, скороподъемности, маневренности, массой полезной нагрузки. Особо следует выделить проблему применения малоразмерных БпЛА на больших высотах, где плотность воздуха мала по сравнению с высотой над уровнем моря. Соответственно следует учитывать несплошность среды, где необходимо уже применять другие зависимости, влияющие на летно-тактические характеристики ЛА при заданных требованиях его безопасности, к которым относятся, в том числе дальность и продолжительность полета.

Мероприятия, направленные на повышение летно-технических характеристик летательных аппаратов малого класса

Возможность использовать БпЛА как платформу модульного построения для различных ЦН существенно расширит потенциал их унификации при решении разнообразных задач. А это в свою очередь позволит, на основе априорно заданных общих требований к назначению многофункционального БпЛА, определить тактико-технические требования к его основным функциональным блокам (целевым нагрузкам). Следовательно, становится возможным выявление взаимосвязей конструктивных особенностей и технических параметров основных элементов БпЛА, являющихся основой его полета, с параметрами основных ЦН.

Для мониторинга или аэрофотосъемки удаленных и протяженных объектов в сфере гражданской и экологической безопасности БпЛА приходится летать на низкосредних высотах (высота полета от 1500 м до 6000 м) [2]. Это дает лучший обзор для наблюдения и контроля над объектами и позволяет запечатлеть больше ландшафта. Только, для получения достоверных, полных и качественных данных об удаленных и протяженных объектах при наблюдении, контроле и экологическом мониторинге на этих высотах необходимо повысить требования к оптическим средствам. Что в свою очередь приведет к увеличению массогабаритных характеристик данных ЦН и к увеличению массы всего БпЛА и, как следствие, уменьшит дальность и продолжительность его полета.

Однако, одним из основных требований при разработке БпЛА как в России, так и в других странах на сегодняшний день является уменьшение взлетной массы и размеров БпЛА, при сохранении большой дальности и продолжительности полета. Что в современных условиях становится актуальным вопросом, связанным с миниатюризацией бортовой электроники и электроники, входящей в состав ЦН, а также требованиями к использованию передовых технологий расчета и изготовлению конструкции ЛА.

Масса пустого БпЛА и его максимальная взлетная масса показывают, какую аппаратную часть можно использовать для выполнения различной функциональной задачи. Чем больше взлетная масса, тем более точное оборудование можно использовать для получения качественного результата. Также от веса аппарата зависит сила колебаний БпЛА потоками воздуха,

поэтому, чем тяжелее борт, тем стабильнее траектория движения и тем стабильнее геометрия изображения. Для данного требования важную роль будет играть совершенствование авиационной конструкции и СУ. Чем легче будет ЛА и чем выше КПД его двигателя, тем большую полезную нагрузку он сможет нести и более широкий комплекс функциональных задач сможет быть выполнен одним беспилотником.

Одними из перспективных инструментов для создания легкой конструкции являются термореактивные материалы и матричные материалы из термопластичных смол в современных композитных материалах, а также конструкции из армированных волокнами пластмасс.

Совершенствование авиационной конструкции малоразмерного БпЛА самолетного типа за счет улучшения его аэродинамических характеристик, путем изменения формы профиля крыла (рисунок 3), применения различной формы законцовок крыла (рисунок 4), применения крутки крыла (рисунок 5) [3] и активное управление аэродинамической деформацией крыла для повышения аэродинамической эффективности (рисунок 6).

Также крутка крыла влияет на весовые характеристики конструкции крыла из-за уменьшения аэродинамической нагрузки на крыло, на рисунке 8 представлена диаграмма уменьшения массы крыла с различными профилями от влияния крутки и выпуска закрылков крыла малоразмерного БпЛА самолетного типа.

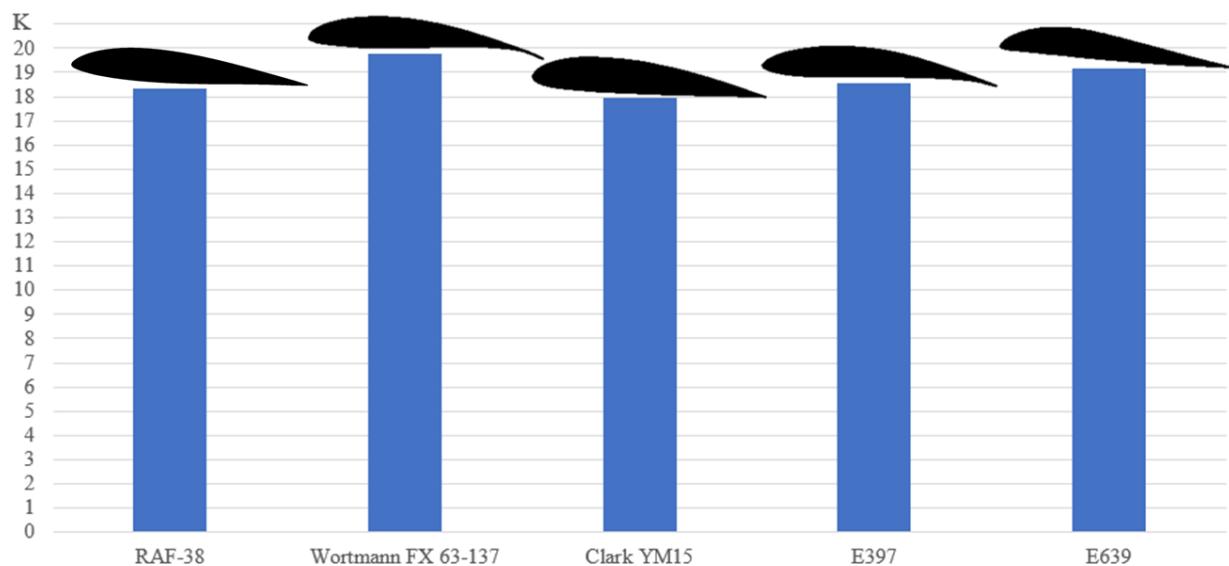


Рисунок 3 – Аэродинамическое качество крыла с различными крыльевыми профилями при $\alpha_{БпЛА} = 0^\circ$, $V = 110$ км/ч, $H = 2500$ м

Из диаграммы (рисунок 3) видно, что крыльевые профили Wortmann FX 63-137 и Eppler 397 обеспечивают наибольший прирост подъемной силы, демонстрируют склонность к более раннему срыву.

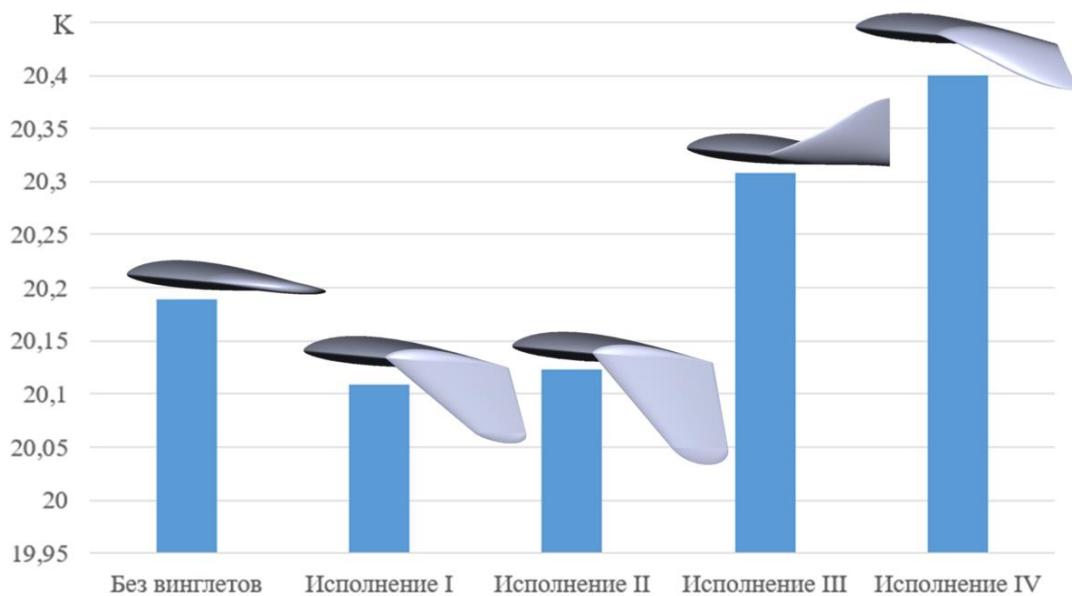


Рисунок 4 – Аэродинамическое качество крыла с различными вариантами исполнения его законцовок при $\alpha_{БПЛА} = 0^\circ$, $V = 110$ км/ч, $H = 2500$ м

Из диаграммы (рисунок 4) видно, что установка концевых шайб (винглет) в исполнении IV на крыло способствует увеличению аэродинамического качества (до 2 %), а, значит, улучшению характеристик дальности и продолжительности.

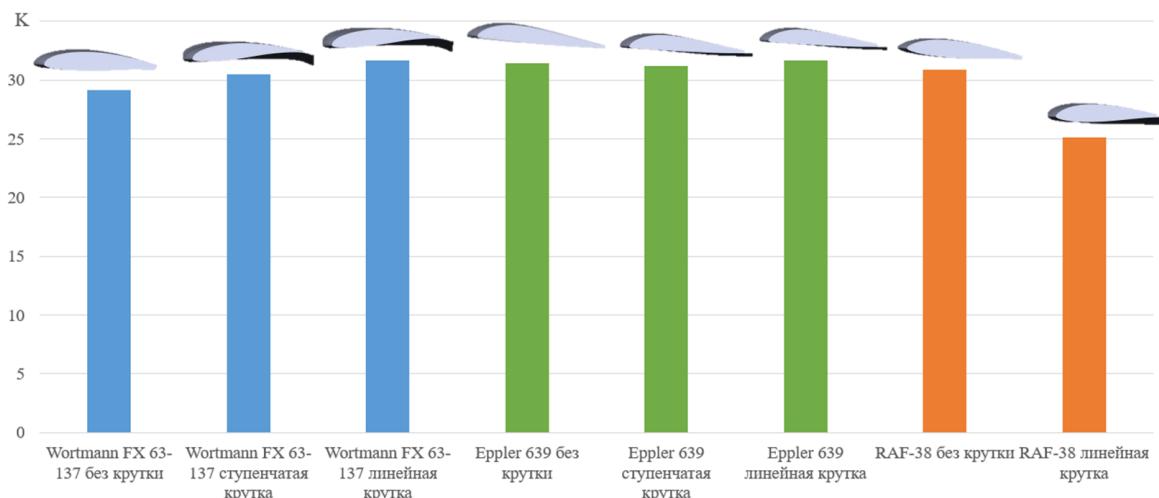


Рисунок 5 – Аэродинамическое качество крыла в различных вариантах исполнения при $\alpha_{БПЛА} = 0^\circ$, $V = 110$ км/ч, $H = 2500$ м

Из диаграммы (рисунок 5) видно, что применение геометрической крутки на крыле с профилем Wortmann FX 63-137 действительно даёт повышение аэродинамического качества, а также придаёт крылу более благоприятные срывные характеристики. Линейная крутка является предпочтительной. Угол крутки ψ должен выбираться под конкретный крыльевый профиль.

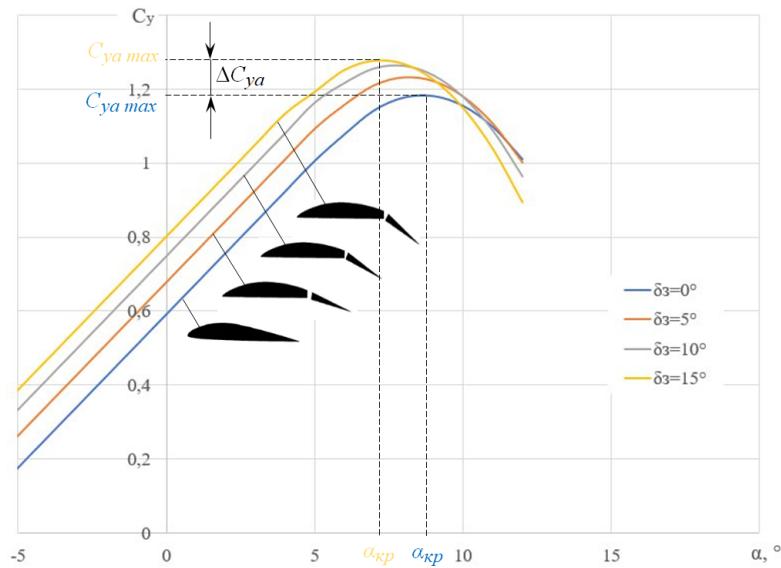


Рисунок 6 – График зависимости коэффициента подъемной силы крыла при различных отклонениях простого закрылка от угла атаки

Из графика (рисунок 6) видно, что применение закрылков позволяет получить прирост коэффициента подъемной силы как на взлётно-посадочных режимах, так и при горизонтальном полёте в широком диапазоне углов атаки. Например, при угле атаки $\alpha = 5^\circ$ прирост подъемной силы будет равен $\Delta C_{ya} \approx 25\%$.

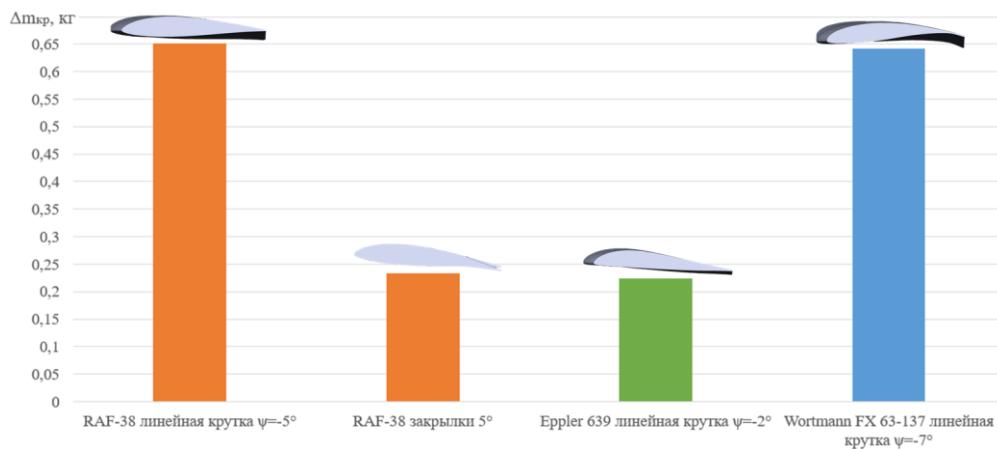


Рисунок 7 – Диаграмма уменьшения массы крыла от влияния крутки и выпуска закрылков

Из диаграммы (рисунок 7) видно, что крутка и выпуск закрылков на небольшие углы приводят к уменьшению потребного веса силовой конструкции крыла и, как следствие, позволяет уменьшить вес БПЛА или увеличить полезную нагрузку.

Использование винта с изменяемым шагом позволит повысить дальность и продолжительность полета малоразмерного БПЛА с поршневым двигателем на высотах применения от 2000 м и более (рисунки 8 и 9) [4].

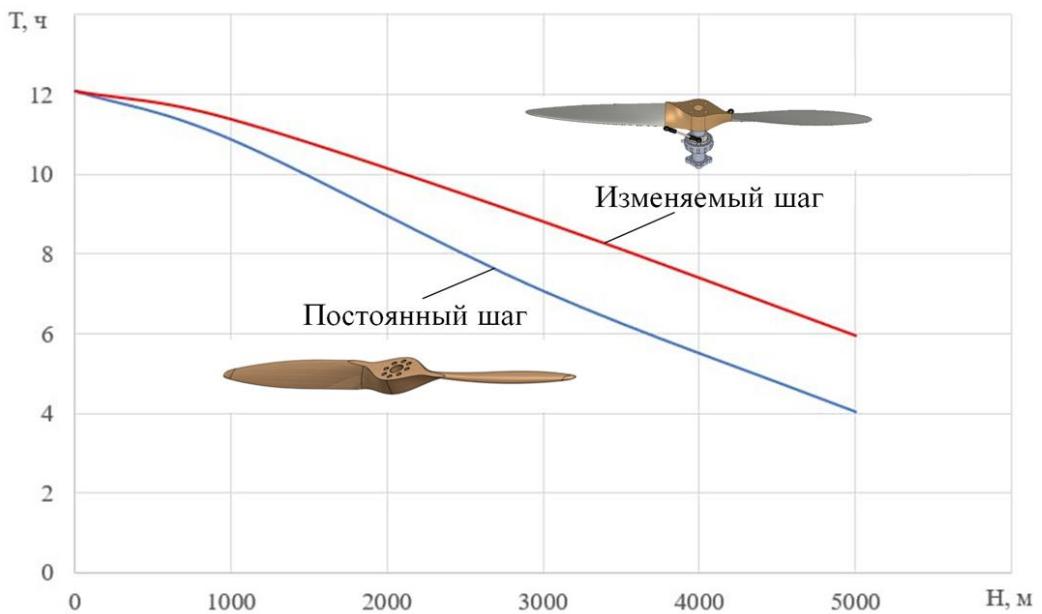


Рисунок 8 – График зависимости продолжительности полета малоразмерного БПЛА самолетного типа от высоты применения

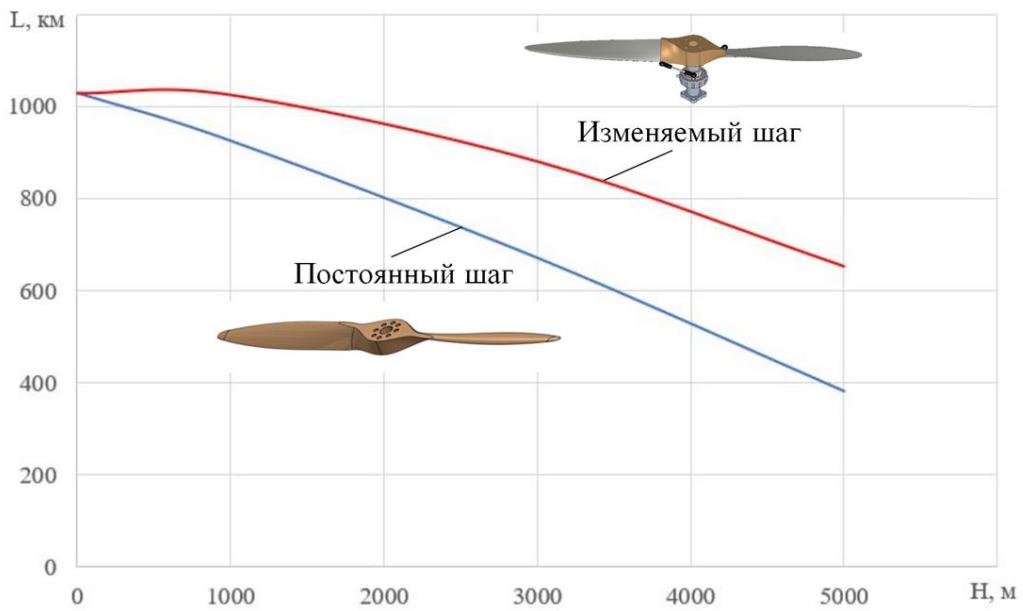


Рисунок 9 – График зависимости дальности полета малоразмерного БПЛА самолетного типа от высоты применения

Из графиков (рисунки 8-9) видно, что наибольший прирост достигается на высоте $H = 5$ км, так как воздух на этой высоте имеет меньшую плотность, и винт постоянного шага на ней наиболее недогружен крутящим моментом. Дальность полёта на $H = 5$ км возрастает на 262 км (что составляет 69%), продолжительность полёта на 2 часа (что составляет 46%). На высоте $H = 1$ км прирост менее значительный: дальность полёта возрастает на 10%, продолжительность на 4%.

Заключение

Приведенные в статье мероприятия, направленные на улучшение летно-технических характеристик малоразмерного БПЛА с поршневым двигателем, позволяют расширить его возможности применения в широком диапазоне высот при неизменной его эффективности.

Библиографический список

1. Варламов А. С. Перспективы развития систем и средств комплексов с беспилотными летательными аппаратами / А. С. Варламов, А. В. Седых, Д. С. Бачурин // Молодой ученый. – 2023. – № 47(494). – С. 25-27. – EDN WMLETS.
2. Молчанов А. С. Цифровые портреты типовых объектов воздушной разведки / А. С. Молчанов, В. А. Коломоец. – Москва : Издательство "Перо", 2025. – 194 с. – ISBN 978-5-00258-296-9.
3. Кудряшов Д. Г. Исследование влияния крутки крыла на аэродинамические и весовые характеристики беспилотного летательного аппарата / Д. Г. Кудряшов, Е. В. Небелов // Перспективные научные исследования: опыт, проблемы и перспективы развития : Сборник научных статей по материалам XVI Международной научно-практической конференции, Уфа, 04 марта 2025 года. – Уфа: Общество с ограниченной ответственностью "Научно-издательский центр "Вестник науки", 2025. – С. 51-63. – EDN AEUNCI.
4. Небелов Д. Е. Исследование воздушного винта с изменяемым шагом для силовой установки беспилотного летательного аппарата малого класса / Д. Е. Небелов, Е. В. Небелов. // Сборник тезисов докладов 51 Международная молодёжная научная конференция: «Гагаринские чтения – 2025»: М.; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 2025. – 225 с.

УДК 629.78

ПРОБЛЕМА АВТОНОМНОСТИ СОВРЕМЕННЫХ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Низамов Даниил Айратович
nizamovdaniil15@gmail.com

*Казанский национальный исследовательский
технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ
(г. Казань)*

Аннотация. Статья посвящена проблеме энергоэффективности и автономности современных беспилотных авиационных систем (БАС). Рассмотрены существующие ограничения традиционных источников питания, прежде всего литий-ионных аккумуляторов, а также их влияние на продолжительность полёта и возможности полезной нагрузки. Проведён анализ перспективных решений, включая литий-серные, твердотельные и литий-воздушные аккумуляторы, водородные топливные элементы и технологии беспроводной передачи энергии. Отмечено, что внедрение данных подходов может существенно повысить автономность и расширить сферы применения БАС в гражданской и военной областях. Сделан вывод о ключевой роли развития энергетических систем в формировании будущего беспилотной авиации.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы, энергоэффективность, автономность полёта, литий-серные аккумуляторы, твердотельные батареи, водородные топливные элементы, развитие беспилотной авиации.

THE PROBLEM OF AUTONOMY OF MODERN UNMANNED ARIEL SYSTEMS

Nizamov Daniil A.

Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev – KAI (Kazan)

Abstract. The article addresses the issues of energy efficiency and autonomy in modern unmanned ariel systems (UAS). The existing limitations of traditional power sources, primarily lithium-ion batteries, are considered, as well as their impact on flight duration and payload capabilities. An analysis of promising solutions, including lithium-sulfur, solid-state, and lithium-air batteries, hydrogen fuel cells, and wireless energy transfer technologies, has been conducted. It has been noted that the implementation of these approaches can significantly increase the autonomy and expand the applications of unmanned aerial vehicles in the civilian and military sectors. The article concludes that the advancements in energy systems play a crucial role in shaping the future of unmanned aviation.

Keywords: unmanned ariel systems, energy efficiency, flight autonomy, lithium-sulfur batteries, solid-state batteries, hydrogen fuel cells, unmanned aviation development.

Беспилотные авиационные системы сегодня представляют собой один из самых динамично развивающихся сегментов авиационной отрасли. Их применяют в военной сфере, гражданском мониторинге, сельском хозяйстве, логистике и даже в спасательных операциях. Современные БАС обладают широким спектром возможностей: аэрофотосъёмка, геодезия, доставка, разведка и выполнение других задач. Однако рост их функционала неразрывно связан с увеличением энергопотребления, что делает вопросы энергоэффективности и автономности ключевыми для их дальнейшего развития [1-3].

В гражданском применении повышение энергоэффективности и автономности откроет широкие возможности: длительный мониторинг окружающей среды, постоянный патруль в коммерческих зонах, расширение логистических коридоров для доставки товаров, обеспечение связи и наблюдения в чрезвычайных ситуациях. Дешёвые и долговечные энергетические решения позволят снизить эксплуатационные расходы и расширить сферу массового применения беспилотных летательных аппаратов.

Существующие технологии аккумуляторов и двигателевых установок обеспечивают лишь ограниченные показатели времени полёта. Даже для стратегических систем автономность редко превышает 40 часов, в то время как мини- и микро-БАС зачастую способны находиться в воздухе не более часа. Это существенно ограничивает область их применения, увеличивает потребность в наземной инфраструктуре и снижает экономическую эффективность.

Цель данной статьи – системно рассмотреть проблемы энергоэффективности и автономности современных БАС, проанализировать существующие решения и обозначить перспективные направления развития энергетических систем беспилотной авиации.

Очевидно, что реализация прорывов в автономности и энергоэффективности требует не только совершенствования источников энергии, но и интегрированного подхода: оптимизация аэродинамики, снижение массы корпуса и полезной нагрузки, интеллектуальные системы управления энергией, модульная архитектура силовой установки, стандартизация протоколов зарядки и логистики. Однако будет рассмотрена только интеграция новых источников энергии.

Сегодня на горизонте находятся новые технологии – литий-серные аккумуляторы, твердотельные батареи и водородные топливные элементы. Их внедрение способно радикально изменить рынок беспилотной авиации, увеличив автономность полётов в несколько раз.

Современные БАС классифицируются по массогабаритным характеристикам и задачам:

1. Микро- и мини-БАС (до 25 кг, продолжительность полёта до 2 часов). Используются для аэрофотосъёмки, мониторинга инфраструктуры, геодезии. Требуют лёгких и компактных источников питания. Основная проблема – низкая автономность.

2. Тактические БАС (25–600 кг, продолжительность полёта 6–15 часов). Применяются для разведки, наблюдения, связи. Для них ключевым является баланс между массой, полезной нагрузкой и временем полёта.

3. Оперативно-стратегические БАС (свыше 600 кг, продолжительность полёта более 24 часов). Используются в военной сфере для разведки и ударных миссий. Основное требование – высокая энергоэффективность при значительной полезной нагрузке.

Для каждого класса предъявляются различные требования к энергетическим системам: чем меньше аппарат, тем выше удельная энергоёмкость источника питания должна быть.

Современные БАС по-прежнему ограничены временем автономной работы. Даже для крупных платформ типичная автономность редко превышает 40 часов, тогда как для малых аппаратов она обычно составляет 30–90 минут. Это ограничение определяется энергетической плотностью источников питания, массой полезной нагрузки и аэродинамическими характеристиками платформы.

Большинство систем требуют регулярной подзарядки или замены аккумуляторных модулей. Процедуры зарядки, логистика по доставке сменных батарей и необходимость наличия наземной инфраструктуры снижают оперативную мобильность БАС и увеличивают время простоя между вылетами. Для оперативных задач это критично: необходимость частой технической поддержки усложняет выполнение длительных или удалённых миссий.

Современные полезные нагрузки – навигационные системы, датчики, оптические и инфракрасные камеры, радиосвязь и вычислительные блоки – предъявляют значительные требования к энергопотреблению. Высокопродуктивные сенсоры и передающая аппаратура требуют стабильного и предсказуемого источника питания, иначе страдает качество собираемых данных и устойчивость связи. Также интеграция алгоритмов искусственного

интеллекта и расширенная обработка данных на борту повышают автономность принятия решений, но заметно увеличивают энергопотребление. Модули обработки изображений требуют значительных мощностей, особенно при работе в высоком разрешении сенсоров.

Увеличение аккумуляторной ёмкости или добавление вычислительной и сенсорной аппаратуры приводит к росту массы и изменению центровки, что ухудшает аэродинамические характеристики и повышает расход энергии. Поэтому конструкторы вынуждены искать компромиссы между функционалом, массой и дальностью полёта.

Также проблема частых циклов разрядки и зарядки аккумуляторов уменьшает их ресурс и увеличивает потребность в обслуживании. Для длительных миссий критичны решения с высокой циклической стабильностью и прогнозируемым сроком службы источников энергии.

К тому же доставка топлива, зарядных устройств, сменных батарей и обслуживание вычислительной начинки в полевых условиях усложняют развертывание и поддержание БАС в длительных операциях. Ограниченная инфраструктура в удалённых районах делает сложным обеспечение непрерывной работы БАС.

Таким образом можно сделать вывод, что существует потребность в более высокой энергоэффективности современных БАС. Однако там есть ряд проблем, из-за которых не получается достигнуть нужного варианта.

Проблема заключается в литий-ионных аккумуляторах, которые достигли своих физических пределов: удельная энергия 200–300 Вт·ч/кг не позволяет радикально увеличить время полёта. При этом увеличение ёмкости батареи влечёт за собой рост массы аппарата, что приводит к большему энергопотреблению. Следовательно, возникает замкнутый круг, чем больше батарей, тем больше масса, следовательно, меньшее эффективность.

Перспективные направления развития автономности БАС заключаются в использовании новых аккумуляторов (литий-серные, литий-воздушные, твердотельные), водородных технологий, беспроводных технологий передачи энергии (лазерные и сверхвысокочастотные системы (СВЧ)). Развитие аккумуляторов с большей удельной и объемной энергией может радикально увеличить время полёта и полезную нагрузку. Литий-серные батареи обещают значительный прирост по энергоёмкости при относительной дешевизне материалов. К 2035 году ожидается удельная энергия аккумуляторов 500–600 Вт·ч/кг, что увеличит время полёта малых БАС до 3–4 часов; твердотельные батареи повышают безопасность и позволяют применять металлический литий для ещё большей плотности энергии; литий-воздушные системы теоретически дают экстремально высокие значения удельной энергии, но требуют решения фундаментальных проблем. Интеграция таких аккумуляторов в БПЛА позволит сократить массу энергосистемы или увеличить запас хода при той же массе, что критично для дальних миссий и тяжелых полезных нагрузок. Результаты сравнения источников питания сведены в таблицу 1.

Таблица 1 – Сравнение источников питания БАС

Источник питания	Удельная энергия (Вт·ч/кг)	Преимущества	Недостатки
Никель-кадмиеевые аккумуляторы	40–60	Надёжность, простота	Эффект памяти, малая энергоёмкость
Литий-ионные аккумуляторы	200–300	Компактность, доступность	Пределы удельной энергии достигнуты
Литий-серные аккумуляторы	400–600	Высокая энергоёмкость	Проблемы с циклированием
Водородные топливные элементы	800–1000	Высокая энергоёмкость, экологичность	Сложность хранения водорода
Солнечные батареи	Зависит от площади	Возобновляемость	Зависимость от погодных условий

Водородные топливные элементы и гибридные системы на их основе представляют перспективное направление для повышения продолжительности и эффективности работы беспилотных авиационных систем. За счёт высокой удельной энергоёмкости топлива и небольшого веса водорода такие решения способны обеспечить значительно большую дальность и длительность полётов по сравнению с традиционными аккумуляторными системами. Топливные элементы преобразуют химическую энергию водорода в электричество с высокой эффективностью и при этом работают бесшумно. Кроме того, заправка водородом обеспечивает быстрое восстановление запасов энергии по сравнению с длительной зарядкой батареи, что повышает эксплуатационную готовность нескольких воздушных платформ при коротких перерывах между сортировками.

Тем не менее внедрение водородных топливных элементов в конструкцию БПЛА сопряжено с рядом серьёзных технических и организационных вызовов. Ключевые проблемы включают хранение и логистику водорода: молекула водорода мала и склонна к диффузии, что требует применения высокопрочных баллонов высокого давления, криогенных резервуаров или материалов для адсорбции – каждый из этих вариантов предъявляет свои требования к массе, объёму, стоимости и системе безопасности. Транспортировка, заправка и инфраструктура на аэродромах требуют специальных протоколов, оборудования и обучения персонала, что увеличивает сложность операционной поддержки.

Обеспечение безопасности при эксплуатации в полевых условиях – ещё один критически важный аспект. Водород взрывоопасен в определённых концентрациях, поэтому необходимо проектирование систем с учётом предотвращения утечек, детектирования и быстрого отключения подачи топлива, а также внедрение средств пассивной и активной защиты. Интеграция топливных элементов и баков в аэродинамику БПЛА предъявляет конструкторские требования по размещению, центровке, теплоотводу и защите от внешних воздействий. Компактные высокоэффективные топливные системы требуют сложных систем управления температурой и контрольных алгоритмов для обеспечения стабильной работы в широком диапазоне авиационных режимов.

Дополнительные технические вызовы связаны со сроком службы и надёжностью топливных элементов, их устойчивостью к воздействию внешних факторов (вибрация, перегрузки, температурные перепады). Гибридные конфигурации, сочетающие топливные элементы с аккумуляторами, позволяют сгладить скачки мощности и обеспечить резервирование, но при этом увеличивают сложность системы управления энергией, требования к массе и объёму, а также усложняют процедуру технического обслуживания.

Беспроводная передача энергии – в виде наземных станций, лазерной или микроволновой передачи, а также передача энергии от дирижаблей-релей – может обеспечить длительные беспосадочные операции, особенно для стационарных или патрульных миссий. Создание распределённой инфраструктуры зарядных станций и энергетических релей позволяет освободиться от жёсткой зависимости от ёмкости на борту и увеличить продолжительность миссий в гражданских и коммерческих приложениях. Ограничения связаны с эффективностью передачи, помехами, безопасностью лучевых потоков и необходимостью организовать защищённые каналы доставки энергии. Стоит упомянуть, что некоторые из представленных технологий полностью будут реализуемы до 2035 года. Поэтому исходя из прогноза развития технологий до 2035 года, данные сравнения новых видов аккумуляторов с водородной топливной системой и системой с беспроводной подзарядкой представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Сравнение новых видов аккумуляторов с водородной топливной системой и системой с беспроводной подзарядкой

Технология	Прогнозируемая удельная энергия (Вт·ч/кг)	Предполагаемое время полёта БАС
Литий-ионные аккумуляторы (современные)	200–300	1–2 часа (мини-БАС)
Литий-серные аккумуляторы	500–600	3–4 часа (мини-БАС), до 20 часов (тактические)
Твердотельные аккумуляторы	400–500	2–3 часа (мини-БАС), до 15 часов (тактические)
Водородные топливные элементы	800–1000	Более 72 часов (стратегические БАС)
Беспроводная подзарядка (лазер/СВЧ)	Не ограничено	Теоретически неограниченное время

Энергоэффективность и автономность – ключевые факторы в развитии беспилотной авиации. Современные технологии позволяют решать лишь часть задач, но ограничивают масштаб применения. Перспективы связаны с новыми аккумуляторными технологиями, водородной энергетикой и беспроводной передачей энергии. Решение этих проблем определит будущее беспилотных авиационных систем в гражданской и военной сферах.

Библиографический список

1. Просвирина Н. В. Анализ и перспективы развития беспилотных летательных аппаратов / Н. В. Просвирина // Московский экономический журнал. – 2021. – № 10. – С. 560-575. – DOI 10.24411/2413-046X-2021-10619. – EDN PPWXEF.
2. Краев В. М. Подходы к разработке моделей жизненного цикла Отечественной авиационной техники / В. М. Краев, М. В. Силуянова, А. И. Тихонов // Московский экономический журнал. – 2019. – № 1. – С. 52. – DOI 10.24411/2413-046X-2019-11052. – EDN YYGAEN.
3. Шарапов А. А. Разработка многофункционального БПЛА / А. А. Шарапов, А. Ю. Лепень // Интерэкспо Гео-Сибирь. – 2017. – Т. 10. – С. 69-73. – EDN YUDLYR.

УДК 59.08:599+568.2

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В МОНИТОРИНГЕ ЧИСЛЕННОСТИ ЖИВОТНЫХ ОЗЕРА БАЙКАЛ

Николаев Яков Валентинович¹
Лазин Иван Юрьевич²
Андреев Виктор Андреевич³
Thunder-91@mail.ru

¹Федеральное государственное бюджетное научное учреждение «Байкальский музей» Сибирского отделения Российской академии наук
(р. п. Листянка, Иркутская обл.)

²Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)

³Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Аннотация. Использование беспилотных воздушных судов (БВС) для изучения и мониторинга животного мира является новым актуальным направлением сбора информации. Использование коптеров особенно оправдано в тех случаях, когда необходимо получить точную информацию о характере и состоянии небольшой территории в конкретную дату наблюдений. Это экономически очень эффективный способ сбора информации о популяциях диких животных в естественной среде обитания. Озеро Байкал не является исключением – здесь можно встретить многие виды животных, некоторые из которых являются очень редкими и нуждающимися в особой охране. До внедрения беспилотных воздушных судов (БВС), мониторинг за животным миром в акватории и прибрежной зоне оз. Байкал осуществлялся традиционными методами, включающими: визуальные наблюдения с использованием оптических приборов (бинокли, подзорные трубы) и фото-видео регистрирующей аппаратуры. В настоящее время здесь проводится мониторинг состояния численности с применением коптеров популяции байкальской нерпы (*Pusa sibirica* Gmelin, 1788) и крупных колоний птиц, преимущественно, большого баклана (*Phalacrocorax carbo* Linnaeus, 1758). В мировой практике для мониторинга состояния животного мира коптеры используются очень часто, в то время как на оз. Байкал данная методика является новым направлением исследований.

Ключевые слова: озеро Байкал, мониторинг, большой баклан, байкальская нерпа, беспилотные воздушные суда (коптеры).

PROSPECTS FOR THE USE OF UNMANNED AERIAL VEHICLES IN MONITORING THE ANIMAL POPULATIONS OF LAKE BAIKAL

Nikolaev Yakov V.¹

Lazin Ivan Yu.²

Andreev Victor A.³

¹*Federal State Budgetary Scientific Institution «Baikal Museum Siberian Branch of the Russian Academy of Sciences»
(Listvyanka)*

²*Moscow State Technical University of Civil Aviation
(Moscow)*

³*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk branch
(Irkutsk)*

Abstract. The use of unmanned aerial vehicles (UAVs) to study and monitor wildlife is a new and relevant method of data collection. The use of drones is particularly justified in cases where it is necessary to obtain accurate information about the nature and condition of a small area on a specific date of observation. This is a very cost-effective way of gathering data on wild animal populations in their natural habitat. Lake Baikal is no exception: many animal species inhabit the region, some of which are very rare and in need of special protection. Prior to the introduction of unmanned aerial vehicles (UAVs), monitoring of wildlife in the waters of Lake Baikal was carried out using traditional methods, including visual observations using optical devices (binoculars, telescopes) and photo-video recording equipment. Currently, the population of Baikal seals (*Pusa sibirica* Gmelin, 1788) and large bird colonies, mainly great cormorants (*Phalacrocorax carbo* Linnaeus, 1758), are monitored using drones. Globally, drones are used very often to monitor the state of wildlife, while on Lake Baikal this technique is a new area of research.

Keywords: Lake Baikal, monitoring, great cormorant, Baikal seal, unmanned aerial vehicles (drones).

Введение

Работы коллектива авторов с применением коптеров проводились на различных участках оз. Байкал, начиная с 2023 года. Основные экспедиционные работы выполнялись с использованием научно-исследовательского судна «Профессор А.А. Тресков». Это облегчало оператору коптера производить фото и видео съемки на труднодоступных для человека участках побережья озера. В середине – конце мая, когда большая часть больших бакланов (*Phalacrocorax carbo* Linnaeus, 1758) приступает к насиживанию кладок, нами обрабатывались его колонии, расположенные в Чивыркуйском заливе, проливе Малое море и бухте Песчаная (Бакланий камень). Основная цель мониторинга – учет численности птиц и, по возможности, размера их кладки. В это же время оценивались реакции птиц на коптер.

В середине мая на плавающих льдах в северной части озера Байкал отмечаются значительные скопления линяющих особей байкальской нерпы (*Pusa sibirica* Gmelin, 1788). Позднее часть популяции перемещается в направлении Ушканьих островов (о. Большой, о. Круглый, о. Тонкий,

о. Долгий), где расположены постоянные её береговые лежбища. Здесь проводились работы по оценке поведенческих реакций нерпы на коптер и определялись их пороговые дистанции [1].

Методы и результаты исследований

Весной в середине мая нами проводился учет численности байкальской нерпы и количества гнезд на колониях большого баклана. Летом же ежегодно проводится учет околоводных и водоплавающих птиц в акватории и прибрежной зоне оз. Байкал. За этот период использовались следующие коптеры: DJI Mini 2, DJI Mini 3 Pro, DJI Mavic Air2S, DJI Mavic 2 Pro (рис. 1) (табл. 1).

Таблица 1 – Сравнительная характеристика БВС (коптеров), используемых в полевых работах

Модель	DJI Mini 2 (A)	DJI Mini 3 Pro (B)	DJI Mavic Air 2S (C)	DJI Mavic 2 Pro (D)
Цена, тыс. руб.	48990	85800	129900	227190
Камера, мегапикс	12 мегапикс	48 мегапикс	20 мегапикс	20 мегапикс
Скорость, км/ч	57,6	57,6	68,4	72,0
Заряд батареи	31 минуты	34 минуты	31 минуты	31 минуты
Вес, г.	249	249	595	907
Связь, км	6	18	18,5	8

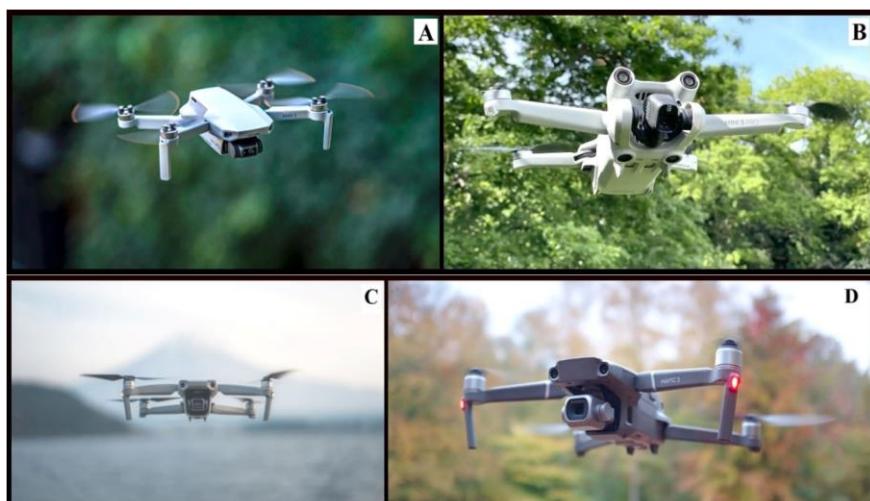


Рисунок 1 – Типы коптеров, используемых в работе:
(A) DJI Mini 2; (B) DJI Mini 3 Pro; (C) DJI Mavic Air 2S; (D) DJI Mavic 2 Pro

В ходе мониторинга численности большого баклана проведена оценка поведенческих реакций птиц на летательные аппараты в различные фенологические периоды: во время сезона размножения и в пострепродуктивный период. Многие исследователи, работавшие на больших колониях птиц с помощью коптеров, указывают, что безопасной рабочей дистанцией является 10,0 – 15,0 м. В большинстве таких случаев птицы не испытывают стресс и не покидают кладки [2, 3]. По нашим наблюдениям установлено, что в середине – конце мая, когда большинство бакланов осуществляет насиживание кладок,

проведение аэросъемки с высоты 50,0 – 100,0 м не вызывает у птиц видимой реакции на коптер и они не покидают гнезда. Однако при детальной съемке гнезд с рабочей дистанции 5,0 м (высота полета 3,0 м) наблюдалось несколько типов поведенческих реакций: активизация поиска источника звука, вокализация (издание характерных защитных и предупреждающих звуков), оставление гнезд (у отдельных особей) (рис. 2).



Рисунок 2 – Разнообразие реакций большого баклана на работающий коптер во время высоты полета 3,0 м

Следовательно, бакланы в период насиживания кладок слабо реагируют на работающий коптер при высоте полета более 5,0 м. При этом птицы не испытывают стресса, что позволяет проводить подсчёт гнёзд на местности без гибели яиц и птенцов в результате воздействия человека (фактора беспокойства). Обработка снимков включает, в основном, подсчет гнезд на колониях. При обработке снимков можно столкнуться с такими проблемами, как плохое качество фотографий, отражение солнца, густая тень, очень темный фон (недоучет может составлять 3,0-5,0 %) [5, 7].

В результате работы установлено, что общая численность кладок большого баклана в акватории оз. Байкал в 2025 году составила 6632 гнезда (таб. 2). Однако, надо иметь в виду, что в момент работы были сформированы не все колонии. Так, в начале августа обнаружена колония на Бакланьем камне, которой не было весной. Кроме того, часть гнезд в момент весенних съемок не содержала кладок, следовательно, часть птиц еще не приступила к яйцекладке и могла отсутствовать в колонии. Очевидно, приведенные нами цифры являются минимально достоверными, а реальное количество гнезд было больше. Однако, учитывая довольно сжатый период основной (массовой) яйцекладки, нами была учтена основная часть размножающихся птиц.

Таблица 2 – Количество гнезд большого баклана в акватории оз. Байкал в 2025 году

Чивыркуйский залив	Пролив Малое Море	Бухта Песчаная (Бакланий камень)
4300	2200	132

После основного сезона размножения (начало августа), когда основу птиц в колониях составляли еще не поднявшиеся на крыло птенцы, проведение учета с дистанции 300 м (высота полета 20,0 м) вызывало массовый слет взрослых птиц с колонии. Для минимизации ошибок учета в данных условиях была разработана специальная методика, предполагающая координацию действий исследовательской группы и разделение функций – оператор БВС и учетчики, визуально фиксирующие особей, покидающих колонию. Полученные результаты указывают на необходимость дифференцированного подхода к выбору параметров аэросъемки в зависимости от фенологического состояния колоний большого баклана и поставленных исследовательских задач [4].

Весной (середина мая) в ходе мониторинга за состоянием численности популяции байкальской нерпы получены сведения, позволяющие оценить поведение животных во время специальных работ с использованием БВС. Основная работа по мониторингу популяции байкальской нерпы проводилась на Ушканых островах (Большой, Круглый, Долгий, Тонкий). В этот период (начало лета) здесь формируется массовое лежбище нерпы. Основная часть съемок производилась с высоты 100, 200 и 300 м (рис. 3). При высоте полета более 40,0 метров подавляющее большинство наблюдавшихся особей не проявляли каких-либо заметных изменений в поведении, сохраняя характерные паттерны отдыха.

По мере уменьшения дистанции до 31,0 м. у нерп отмечались первые признаки беспокойства, выражавшиеся в учащении движений головой, изменении позы и усилении визуального контроля окружающего пространства. При дальнейшем приближении БВС до 29,0 метров нерпы демонстрировали способность к точному нахождению источника звука и принимали настороженную позу, свидетельствующую о подготовке к уходу в воду. Критической дистанцией, вызывающей реакцию ухода животных со льда, оказалась дистанция 1,6-2,6 м [1, 4].

Следовательно, байкальская нерпа достаточно терпимо относится к съемкам, и некоторые особи способны подпускать коптер на расстояние 2,0 – 3,0 м [1, 4].

Основным фактором, ограничивающим применения БВС в полевых исследованиях, являются погодные условия, которые на Байкале непредсказуемы [1-7]. Не рекомендуется использовать коптер при сильном потоке ветра ($> 10,0$ м/с). Это значительно снижает его управляемость, увеличивает расход энергии и сильно ограничивает возможности возвращения к оператору. Атмосферные осадки (дождь или снег) также сильно ограничивают работу коптеров. Большинство из них не имеют влагозащитных покрытий и попадание даже незначительного количества воды через мельчайшие отверстия или задиры корпуса способно вызвать замыкание и вывести аппарат из строя.

Известны случаи нападений хищных птиц на коптеры [2, 5], и поэтому они представляют собой потенциальную угрозу во время проведения учетных работ. В нашем случае реальную угрозу может представлять орлан-белохвост (*Haliaeetus albicilla* Linnaeus, 1758), который нередко гнездится прямо на колониях больших бакланов. Кроме того, он очень часто охотится на птиц в

колониях и поэтому всегда представляет определенную угрозу во время работы, связанную с высокой возможностью потери аппарата. Поэтому учет вышеуказанных факторов является необходимым условием для успешного и безопасного применения БВС в научно-исследовательской работе.



Рисунок 3 – Лежбище байкальской нерпы, высота 100 м (о. Тонкий)

Ключевым достоинством использования БВС является возможность дистанционного управления аппаратом с оперативной коррекцией параметров полета в реальном времени, а также существенное снижение антропогенного воздействия на экосистемы. Так как в отличие от традиционных методов наблюдений, требующих непосредственного присутствия человека в местах обитания животных, аэросъемка с БВС минимизирует фактор беспокойства животных и птиц. За один полетный цикл исследователи могут: охватить значительные по площади участки, зафиксировать пространственное распределение объектов, документировать поведенческие особенности животных, минимизировать вероятность недоучета особей. Эффективность метода подтверждается высокой детализацией получаемых материалов (аэрофотоснимки, видеозаписи,) и возможностью их последующей компьютерной обработки. Важным аспектом является воспроизводимость результатов при соблюдении стандартных протоколов съемки.

По итогам нашей работы общая численность большого баклана после сезона размножения в 2025 году в акватории и прибрежной зоне оз. Байкал оценена в 50,0-55,0 тыс. особей. Большая часть птиц находилась в районе залива Провал (дельта р. Селенги), где сформировалось крупное предолетное скопление (30,0 тыс. особей). Численность популяции байкальской нерпы на основе наших работ оценена в 130,0 – 150,0 тыс. особей. Доказано, что в период насиживания кладок большой баклан слабо реагирует на работающий коптер. Однако, в послегнездовой период необходимо вводить поправки в учетные данные, связанные с тем, что значительная часть птиц покидает колонию сразу после начала его работы. В то же время байкальская нерпа более терпимо относится к работе коптеров и некоторые особи способны подпускать его на критическое расстояние в 2,0 – 3,0 метра (возможно спящие, либо молодые особи) [1, 4].

Заключение

Как показала практика полевых работ с применением коптеров на оз. Байкал, главным их достоинством является дистанционное применение на исследуемых участках местности, при котором идет минимальное воздействие человека на природу и животный мир. Используя минимальный отрезок времени, можно получить максимум информации на исследуемом участке с возможностью минимального недоучета. Большую роль играет опыт операторов БВС, что подчеркивает необходимость их специальной подготовки. В настоящее время данная методика широко применяется многими исследователями. На оз. Байкал она может использоваться териологами и орнитологами для учета популяции байкальской нерпы, на крупных скоплениях и колониях массовых видов птиц, а также во время учетов остальных видов прибрежных птиц (съемки на больших расстояниях от судна на мелководьях).

При полевых работах очень хорошо себя зарекомендовали коптеры: DJI Mini 2, DJI Mini 3 Pro. Они очень легки в управлении, имеют малый вес, практически бесшумны и доступны по цене.

В дальнейшем, несомненно, использование коптеров в полевых исследованиях будет увеличиваться и их можно рекомендовать для мониторинга территорий Национальных парков и Заповедников. Используя коптеры, можно сократить время, необходимое для обследования больших территорий, одновременно получая очень точные сведения о состоянии популяций изучаемых животных. На данный момент они используются для обследования особо охраняемых природных территорий только в некоторых регионах нашей страны.

Работа выполнена в Байкальском музее СО РАН при финансовой поддержке Государственного задания № 121032900077-4.

Библиографический список

1. Опыт применения БПЛА в экологических исследованиях популяции байкальской нерпы (*Pusa sibirica* Gm.) в период начала формирования береговых лежбищ / К. М. Иванов, А. Б. Купчинский, М. Е. Овдин [и др.] // Международный научно-исследовательский журнал. – 2022. – № 8(122). – С. 1-12. – DOI 10.23670/IRJ.2022.122.106. – EDN ARVEN.
2. Ильюх М.П., Шевцов А.С. Использование квадрокоптера в орнитологических исследованиях // Рус. орнитол. журн. Экспрес-вып., 2020. – Т. 29, № 1930. – С. 2456-2470.
3. Медведев А. А. Мониторинг животного мира на особо охраняемых природных территориях с помощью беспилотных летательных аппаратов / А. А. Медведев, Н. А. Алексеенко, И. О. Карпенко // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2015. – Т. 17, № 6. – С. 304-309. – EDN VMFNMB.
4. Николаев Я. В. Беспилотные воздушные суда в исследовательской работе и экспозиционной деятельности байкальского музея: перспективы внедрения // Актуальные вопросы деятельности естественно-научных музеев: материалы IV Всероссийской научно-практической конференции с международным участием (15 – 19 сентября 2025 г., пос. Листвянка, Иркутская область). – Иркутск: Издательство ИГУ, 2025. – С. 98-102. DOI: 10.24412/cl-37400-2025-498-101

5. Николаев Я. В. Первый опыт использования беспилотных летательных аппаратов на больших колониях птиц на озере Байкал / Я. В. Николаев, Ю. И. Мельников // Современные проблемы экологии, гидробиологии и байкаловедения: тезисы докл. междунар. научно-практич. конф., посвященной 135-летию со дня рождения проф. М.М. Кожова и 105-летию биологического факультета ИГУ. – Иркутск: Изд-во ИГУ, 2025. – С. 196-198.

6. Mel'nikov Yu.I., Nikolaev Ya.V. The current state of number and distribution features of the Great Cormorant Phalacrocorax carbo (Linnaeus, 1758) in the ecosystem of lake Baikal // Proceed. of the International University Scientific Forum "Practice Oriented Science: UAE – RUSSIA – INDIA". – Dubai: Infinity Publ., 2023. – P. 105-114. DOI: 10.34660/INF.2023.11.72.026

7. Sonya Benjamin A capstone submitted to Johns Hopkins University in conformity with the requirements for the degree of Master of Science Environmental Sciences and Policy. – Baltimore: John Hopkins University Publ, 2017. – P. 25.

УДК 629.735:001.891:631.611(571.53)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ ДЛЯ МОНИТОРИНГА И ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ ЗАЛЕЖНЫХ ЗЕМЕЛЬ (НА ПРИМЕРЕ УНПУ «ОЁКСКИЙ» ИРКУТСКОГО РАЙОНА)

Пономаренко Елена Александровна¹, канд. биол. наук
alyonapopom@mail.ru

Дуванова Анастасия Ивановна¹
nastystepanova@38gmail.com
Перфильев Даниил Андреевич¹
perfilev-danilka@mail.ru
Портнов Михаил Анатольевич²

¹*Иркутский государственный аграрный университет имени А.А. Ежевского
(г. Иркутск)*

²*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье представлены современные подходы к мониторингу сельскохозяйственных земель с использованием беспилотных авиационных систем (БАС). Исследование направлено на решение проблемы деградации пахотных угодий, в частности зарастания залежных земель сорной и древесно-кустарниковой растительностью в Иркутской области. В работе проведена аэрофотосъёмка территории УНПУ «Оёкский» с последующей обработкой данных и созданием цифрового ортофотоплана. Наземные исследования подтвердили высокую эффективность БАС для дифференциации участков по типу и степени зарастания. По результатам дешифрирования составлена карта-схема состояния залежных земель. Разработанная методика применима для оперативного мониторинга сельскохозяйственных земель в условиях Прибайкалья.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы, мониторинг сельскохозяйственных земель, деградация пахотных угодий, залежные земли, ортофотоплан, дистанционное зондирование.

USE OF UNMANNED AERIAL SYSTEMS FOR MONITORING AND ASSESSING THE CONDITION OF FALLOW LAND (BASED ON THE EXAMPLE OF THE OYEK EDUCATIONAL AND RESEARCH PRODUCTION SITE, IRKUTSK DISTRICT)

Ponomarenko Elena A.¹, Candidate of Biological Sciences

Duvanova Anastasia I.¹

Perfiliev Daniil A.¹

Portnov Mikhail A.²

¹*Irkutsk State Agricultural University named after A.A. Ezhevsky (Irkutsk)*

²*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Irkutsk Branch (Irkutsk)*

Abstract. The article presents modern approaches to monitoring agricultural land using unmanned aerial systems (UAS). The study aims to address the problem of arable land degradation, particularly the overgrowth of fallow land with weeds and shrubby vegetation in the Irkutsk region. The research involved aerial photography of the territory of the ERPS "Oëksky," followed by the data processing and the creation of a digital orthophoto map. Ground investigations confirmed the high effectiveness of UAS for differentiating areas by type and degree of overgrowth. Based on the results of the analysis, a map indicating the condition of the fallow land was created. The developed methodology is applicable for operational monitoring of agricultural land in the Baikal region.

Keywords: unmanned aerial systems, agricultural land monitoring, degradation of arable land, fallow lands, orthophotomap, remote sensing.

Введение

Сохранение и рациональное использование земельных ресурсов является одной из приоритетных задач современного сельского хозяйства [1]. Значительные площади пахотных угодий в Российской Федерации, в том числе в Иркутской области, выводятся из активного оборота и переводятся в категорию залежных земель. На залежах начинаются естественные процессы восстановления растительности – от появления сорных трав до постепенного зарастания кустарником и лесом, что в конечном итоге приводит к их полной деградации и невозможности дальнейшего сельскохозяйственного использования без серьёзных мелиоративных затрат [2].

Оперативный и точный мониторинг состояния таких земель с помощью традиционных методов затруднён из-за большой трудоёмкости и низкой оперативности. В этой связи внедрение технологий дистанционного зондирования, в частности, с использованием беспилотных авиационных систем (БАС), представляется наиболее перспективным направлением [3, 4, 5]. БАС позволяют оперативно получать актуальные данные сверхвысокого пространственного разрешения (до нескольких сантиметров на пиксель) в нужные фенологические фазы, что недостижимо для пилотируемой авиации или космической съёмки [6].

Целью данного исследования являлась разработка и апробация методики использования данных мультиспектральной съёмки с БАС для оценки состояния и картирования степени деградации залежных земель на примере конкретного хозяйства.

Задачи исследования:

1. Провести аэрофотосъёмку территории залежей УНПУ «Оёкский» (Иркутский район) с помощью БАС.
2. Выполнить фотограмметическую обработку данных для построения ортофотоплана и цифровой модели рельефа.
3. Рассчитать вегетационный индекс (NDVI) для оценки биометрических показателей растительности.
4. Составить карту-схему состояния залежных земель исследуемой территории на основе вегетационных индексов.

Методы и результаты исследования

Объект исследования. Исследование проводилось на территории учебно-научного производственного учреждения (УНПУ) «Оёкский» Иркутского района Иркутской области в июле 2025 года. Объектом мониторинга стали участки залежных земель, выведенные из оборота более 5 лет назад, расположенные на расстоянии 4 км северо-западней д. Рязановщина.

Используемое оборудование: Беспилотная автоматизированная система самолетного типа Геоскан 101. Максимальная высота полета 4000 м. Крейсерская воздушная скорость 25 м/с, максимальная допустимая скорость ветра при эксплуатации БАС 12 м/с. Аэрофотокомплекс: 2 цифровых фотоаппарата SONY A6000, с фиксированным фокусным расстоянием 20 мм, 1 комплект видимого спектра и 1 комплект видимого спектра и 1 комплект ближнего инфракрасного диапазона NIR. Минимальное разрешение на высоте полета 110 м – 2,2 см/пиксель.

Программное обеспечение: для планирования полёта использовалось приложение Geoscan Planner, для обработки данных – специализированное ПО Agisoft Metashape Professional и веб-приложение «OneSoil» .

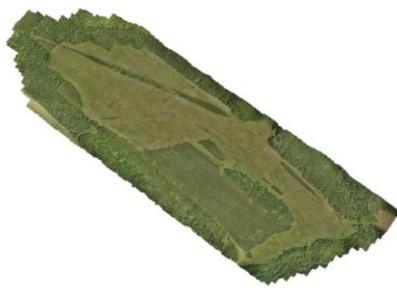
Работы проводились в три этапа:

1. Подготовительный этап: включал планирование миссии съёмки с обеспечением продольного и поперечного перекрытия снимков не менее 80%.
2. Полевой этап: проведение аэрофотосъёмки с высоты 110 м, что обеспечило пространственное разрешение ~2,2 см/пиксель.
3. Камеральный этап: обработка полученных снимков в Agisoft Metashape для создания цифрового ортофотоплана и цифровой модели рельефа (ЦМР).

Расчёт вегетационных индексов в среде веб-приложения «OneSoil» по формуле:

$$\text{NDVI} = (\text{NIR} - \text{Red}) / (\text{NIR} + \text{Red})$$

В результате фотограмметической обработки 950 снимков были получены высокоточный цифровой ортофотоплан территории площадью 126,5 га и цифровая модель рельефа (рис. 1).

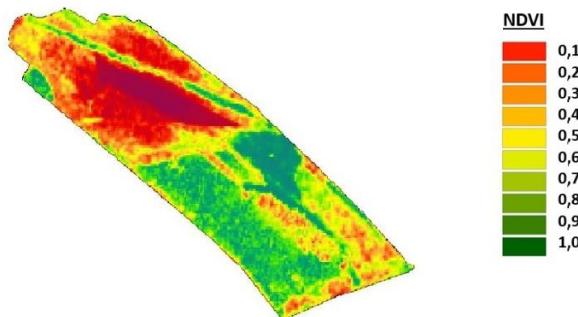


Анализ рассчитанных вегетационных индексов (рис. 2) позволил чётко дифференцировать территорию на зоны с различным состоянием растительного покрова:

Зона 1 (низкие значения NDVI 0,1-0,2): Участки со слабым проективным покрытием, часто с признаками эрозии почвы.

Зона 2 (средние значения NDVI 0,3-0,5): Залежи, застраивающие разнотравьем и злаками.

Зона 3 (высокие значения NDVI 0,6-0,8): Участки активного застаривания кустарником и молодыми древесными породами (берёза, ива).



На основе комплексного анализа данных составлена карта-схема состояния залежных земель УНПУ «Оёкский» (рис. 3).



Рисунок 3 – Карта-схема исследуемой территории

Полученные результаты согласуются с выводами других исследователей о высокой эффективности вегетационных индексов для оценки биомассы и жизненного состояния растительности [7, 8].

Заключение

Проведённые исследования подтвердили высокую эффективность использования беспилотных авиационных систем для мониторинга и оценки состояния залежных земель. Технология БАС позволяет:

- Оперативно получать актуальные данные высокого разрешения;
- Чётко дифференцировать участки по типу и степени зарастания растительности на основе расчёта вегетационных индексов;
- Точно картографировать площади деградированных земель.

Разработанная методика может быть рекомендована для внедрения в сельскохозяйственных предприятиях Иркутской области для целей инвентаризации земель, мониторинга их состояния и принятия управлеченческих решений по вовлечению залежей в оборот или их консервации. Перспективы дальнейших исследований видятся в использовании машинного обучения для автоматической классификации типов растительности на залежах и оценке биомассы.

Библиографический список

1. Об утверждении Порядка осуществления государственного мониторинга земель сельскохозяйственного назначения: приказ Минсельхоза России от 19 июня 2024 года № 326 // Бюллетень нормативных актов федеральных органов исполнительной власти. – 2016. – №18, от 02.05.2016.
2. Кузнецов М. С. Эрозия и охрана почв / М. С. Кузнецов, Г. П. Глазунов. – Москва : Изд-во МГУ, 2016. – 352 с.
3. Сердюк А. И. Использование беспилотных летательных аппаратов для мониторинга залежных земель на территории Иркутской области / А. И. Сердюк, Е. А. Пономаренко // Научные исследования и разработки к внедрению в АПК: материалы нац. науч.-практ. конф. молодых ученых с междунар. участием, пос. Молодежный, 20–21 марта. – Молодежный : Изд-во Иркутский ГАУ, 2025. – С. 215-222. – EDN MTYFYB.
4. Тарасенко В. В. Беспилотные летательные аппараты в сельском хозяйстве / В. В. Тарасенко, В. В. Якушев // Земледелие. – 2020. – № 5. – С. 3-6.
5. Colomina I. Unmanned aerial systems for photogrammetry and remote sensing: A review / I. Colomina, P. Molina // ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing. – 2014. – Vol. 92. – P. 79-97.
6. Zhang C. The application of small unmanned aerial systems for precision agriculture: a review / C. Zhang, J. M. Kovacs // Precision Agriculture. – 2012. – Vol. 13 (6). – P. 693-712.
7. Xue J. Significant remote sensing vegetation indices: A review of developments and applications / J. Xue, B. Su // Journal of Sensors. – 2017. – Vol. 2017, issue 1. – DOI 10.1155/2017/1233691.
8. Bucha T. Utilization of UAV in agriculture and its impact on environmental protection / T. Bucha, M. Jančovič // Journal of Ecological Engineering. – 2021. – Vol. 22 (4). – P. 25-31.

УДК 656.7

БЕСПИЛОТНЫЕ АВИАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ КАК ПРИОРИТЕТНОЕ НАПРАВЛЕНИЕ РАЗВИТИЯ АВИАЦИИ В КЫРГЫЗСТАНЕ

Салмorbекова Рита Бобуевна, д-р социол. наук
ritasalmorbekova@gmail.com

*Кыргызский авиационный институт им. И.Абдраимова
(г. Бишкек, Кыргызстан)*

Аннотация. В статье рассматриваются проблемы и перспективы развития беспилотных авиационных систем (БАС) в Кыргызской Республике. Показано, что национальная нормативная база в сфере эксплуатации беспилотных воздушных судов ограничивается базовыми положениями, регулирующими регистрацию, выдачу свидетельства оператора и выполнение полётов в пределах визуальной видимости. На основе анализа национальных документов и сопоставления их с руководствами ICAO (Doc 10019, RPAS CONOPS, UAS Toolkit) и регламентами Европейского агентства авиационной безопасности (EASA) выявлены ключевые пробелы: отсутствие риск-ориентированной категоризации, процедур BVLOS, цифровой экосистемы U-space/UTM и единой терминологии. Подчёркивается значимость применения БАС для сельского хозяйства, мониторинга чрезвычайных ситуаций, геодезии, экологии и логистики в условиях горной страны. В заключение формулируется необходимость поэтапного внедрения риск-ориентированного регулирования, подготовки кадров и развития инновационной инфраструктуры, что обеспечит безопасную и эффективную интеграцию БАС в национальную авиационную систему.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы, беспилотные воздушные суда, гражданская авиация, безопасность полётов, риск-ориентированное регулирование, U-space, цифровая инфраструктура.

UNMANNED AERIAL SYSTEMS AS A STRATEGIC PRIORITY FOR THE DEVELOPMENT OF AVIATION IN KYRGYZSTAN

Salmorbekova Rita B., Doctor of Sociological Sciences

*Kyrgyz Aviation Institute named after I. Abdraimov
(Bishkek, Kyrgyzstan)*

Abstract. The article examines the problems and prospects of developing unmanned aerial systems (UAS) in the Kyrgyz Republic. It is shown that the national regulatory framework for the operation of unmanned aerial vehicles is limited to basic provisions regulating registration, operator certification, and visual line-of-sight flights. Based on an analysis of national documents and their comparison with ICAO guidelines (Doc 10019, RPAS CONOPS, UAS Toolkit) and European Union Aviation Safety Agency (EASA) regulations, key gaps have been identified: the absence of risk-based categorization, BVLOS procedures, a digital U-space/UTM ecosystem, and unified terminology. The study highlights the significance of UAS application in agriculture, disaster monitoring, geodesy, ecology, and logistics in the mountainous context of Kyrgyzstan. The conclusion emphasizes the need for the phased introduction of risk-based regulation, capacity building, and the development of innovative infrastructure, which will ensure the safe and effective integration of UAS into the national aviation system.

Keywords: unmanned aerial systems, unmanned aerial vehicles, civil aviation, flight safety, risk-based regulation, U-space, digital infrastructure.

Введение

Беспилотные авиационные системы становятся важной частью транспортно-логистической и цифровой инфраструктуры горных стран. Для Кыргызстана с его протяжёнными горными долинами, сейсмическими рисками и значительной долей сельского населения БАС открывают новые возможности: мониторинг склонов и селевых бассейнов, инвентаризация земель, точное земледелие, экологический контроль бассейнов рек и Иссык-Куля, доставка в труднодоступные местности. При этом устойчивое развитие сегмента требует ясных правил, механизмов координации с органами ОВД и выверенной политики безопасности. Национальная «Инструкция по организации и выполнению полетов БВС» задаёт основу, но нуждается в дальнейшем развитии в логике риск-ориентированного подхода и интеграции в международные практики.

Целью является комплексный анализ современного состояния беспилотных авиационных систем (БАС) в Кыргызской Республике, выявление ключевых проблем их внедрения и функционирования, а также определение перспектив и стратегических направлений их дальнейшего развития с учётом национальных потребностей и международных стандартов (ICAO, EASA).

Для достижения поставленной цели предполагается решение следующих задач:

- Проанализировать нормативно-правовую базу Кыргызстана, регулирующую использование беспилотных воздушных судов, и сопоставить её с международными практиками.
- Выявить основные направления применения БАС в экономике и социальной сфере страны (сельское хозяйство, мониторинг ЧС, экология, транспорт и логистика, оборона и безопасность).
- Определить ключевые проблемы развития сегмента БАС – регуляторные, технические, организационные, кадровые и инфраструктурные.
- Изучить вопросы безопасности полётов и авиационной безопасности, связанные с эксплуатацией БАС, включая угрозы для ОВД, AVSEC и защиты данных.
- Рассмотреть международный опыт внедрения UAS/UTM и оценить возможности адаптации риск-ориентированного подхода (open/specific/certified) для Кыргызстана.
- Сформулировать рекомендации и предложения по созданию дорожной карты развития БАС в Кыргызской Республике на период до 2030 года.

Методы и результаты исследования

В ходе исследования использовался комплексный междисциплинарный подход, основанный на нормативно-правовом анализе, сравнительном правоведении, policy-аналитике и систематизации международного опыта.

Методологическая база работы включает следующие направления:

Анализ национальных документов Кыргызской Республики, регулирующих эксплуатацию беспилотных воздушных судов: «Инструкция по организации и выполнению полетов беспилотных воздушных судов Кыргызской Республики», а также смежные авиационные правила и административные процедуры, представленные на платформе электронного лицензирования [1]. Данный анализ позволил выявить ключевые положения, касающиеся регистрации БВС, выдачи свидетельства оператора, эксплуатационных ограничений и требований авиационной безопасности.

Изучение руководящих документов Международной организации гражданской авиации (ICAO), включая Manual on Remotely Piloted Aircraft Systems (Doc 10019), RPAS Concept of Operations (CONOPS) и специализированный онлайн-ресурс UAS Toolkit [7]. Данные материалы послужили базой для сопоставления национального регулирования с глобальными стандартами в части интеграции RPAS/UAS в воздушное пространство, принципов управления безопасностью и требований к С2-связи и системам обнаружения и предотвращения столкновений [4].

Сравнительный анализ нормативных актов Европейского агентства авиационной безопасности (EASA) – Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems (на основе Регламентов (EC) 2019/947 и 2019/945). Эти документы использовались как ориентир при исследовании возможностей внедрения в Кыргызстане риск-ориентированного регулирования, категоризации операций (open/specific/certified), стандартных сценариев и процедур оценки риска (SORA).

Обзор терминологии и концепций по беспилотным авиационным системам, предложенных в международных базах знаний, в частности в справочной системе Skybrary RPAS [10]. Это позволило уточнить понятийный аппарат исследования, разграничить термины «UA», «UAS» и «RPAS», а также сформировать единообразие при анализе нормативных актов.

Изучение навигационных рекомендаций для БВС на основе руководства EGNOS Guidelines for Low-Risk UAS Operations [6]. Эти материалы рассматриваются как база для улучшения точности спутниковой навигации (GNSS) в условиях горной местности Кыргызстана, что имеет особое значение для сельскохозяйственных и поисково-спасательных операций.

Результаты исследования показывают, что нормативная среда Кыргызстана в сфере БАС находится на начальном этапе развития и в большей степени ограничивается базовыми правилами (VLOS-полёты, регистрация, сегрегированные зоны). Сравнительный анализ с документами ICAO и EASA позволяет утверждать, что для дальнейшего прогресса необходимо внедрение риск-ориентированной категоризации, развитие цифровой экосистемы U-space/UTM, а также адаптация международных практик к национальным условиям. Полученные результаты подтверждают необходимость поэтапного совершенствования правовой и технической базы, учитывающей специфику горного рельефа, пограничного режима и социально-экономических потребностей Кыргызской Республики.

В системе электронных услуг отражены административные процедуры и ссылки на применимые акты (АПКР-2, постановление КМ №115 от 03.03.2023 о делегировании нормотворческих полномочий и др.), что показывает институционализацию процессов допуска/сертификации [1].

Кыргызстан имеет базовую рамку для безопасных VLOS-операций в ограниченных зонах, но отсутствуют: формальная категоризация по уровню риска (open/specific/certified), стандартизированная оценка риска SORA/JARUS, регулирование BVLOS, цифровые механизмы U-space/UTM и интеграция с CNS/ATM. Для развития коммерческого сегмента эти элементы критичны, что подтверждается международной практикой ICAO/EASA [7].

Термины и международные ориентиры. ICAO различает UA/UAS и RPAS; Doc 10019 и RPAS CONOPS задают принципы интеграции в общее воздушное пространство, пилотирования на удалении, C2-линков, detect-and-avoid, управления безопасностью полётов [8].

В ЕС действуют категории Open/Specific/Certified, что позволяет гибко соотносить требования с уровнем риска операций и сценариями (стандартные сценарии STS, декларации операторов, полномасштабная сертификация). Этот подход – удобная матрица для локальной адаптации [5].

Прикладные направления для Кыргызстана – это мониторинг ЧС и устойчивости склонов (оползни, сели, лавины): регулярные облёты высокорисковых участков, фотограмметрия/лидар, оперативная съёмка в узких долинах.

Точное земледелие и ирригация: мультиспектральная съёмка, учёт влаги, точечное внесение.

Геодезия и недропользование: ортофотопланы, 3D-модели карьеров/отвалов, контроль рекультивации.

Экологический мониторинг (в т. ч. Иссык-Куль, ледники, ООПТ): учёт антропогенной нагрузки, браконьерство.

Логистика малых партий в труднодоступные айылы (медикаменты, анализы; в перспективе – почтовые отправления).

Городские задачи: инвентаризация сетей, инспекция ВЛ, тепловизионные обследования.

Для горной местности показаны GNSS-усиления (SBAS/EGNOS) и процедуры безопасных профилей полёта – это повышает точность позиционирования в ущельях [6].

Ключевые проблемы развития сегмента БАС

1. Регуляторные лакуны. Нет риск-ориентированной категоризации, стандартных сценариев и процедур BVLOS; требование летать в сегрегированных зонах фактически блокирует масштабируемые миссии (линейные трассы, большие площади) [2].

2. Интеграция в воздушное пространство. Нет цифровой службы U-space/UTM (стратегическое/тактическое разведение, geo-fencing/geo-awareness, динамические зоны). Согласование с ОВД остаётся ручным. Сложная орография усиливает риски потери связи/GNSS [9].

3. Безопасность полётов и AVSEC. Требуется системное внедрение SMS у операторов БВС, стандарты DAA (detect-and-avoid), культура отчёtnости об инцидентах; актуальны меры AVSEC/anti-hijack [4].

4. Пограничный режим и чувствительные зоны. Жёсткие ограничения в 50-км полосе и у объектов госохраны целесообразны, но нуждаются в прозрачных «окнах» для государственных/научных миссий с контролируемым риском [2].

5. Кадры и сертификация учебных программ. Необходимо масштабирование аккредитованных курсов операторов БВС, методик тренажёрной подготовки и проверки компетенций [2].

6. Технические вызовы горной страны. Ветер/болтанка, микрорельеф и узкие долины; радиотени для C2; дефицит площадок запуска/посадки; риск обледенения. Требуются местные эксплуатационные руководства и стандарты оборудования (резервирование C2, возврат по потере линка) [4].

7. Конфиденциальность и персональные данные. Нужны разъяснения по съёмке в населённых пунктах, обработке изображений, хранению телеметрии [8].

Таблица 1 – Сравнение национальных документов и международных стандартов в сфере БАС

Источник	Основные положения	Выявленные пробелы для Кыргызстана
Национальные документы КР (Инструкция БВС, авиаправила, eLicense)	Регистрация БВС, свидетельство оператора, полёты до 100 м, запрет над скоплениями людей, сегрегированные зоны, пограничный режим	Отсутствие риск-ориентированной категоризации, процедур BVLOS, ограниченность применения в сегрегированных зонах
ICAO (Doc 10019, RPAS CONOPS, UAS Toolkit)	Интеграция RPAS/UAS в воздушное пространство, BVLOS, C2-связь, detect-and-avoid, управление безопасностью полётов (SMS)	Нет практических руководств по BVLOS и DAA, отсутствует внедрение SMS у операторов
EASA (Reg. 2019/947, 2019/945, Easy Access Rules)	Категории open/specific/certified, стандартные сценарии, оценка риска SORA, цифровая экосистема U-space	В КР не внедрены категории риска, стандартные сценарии и оценка риска, отсутствует U-space/UTM
Skybrary RPAS (терминология, концепции)	Унификация терминологии (UA, UAS, RPAS), международные определения и классификация	Наблюдается разнобой в терминологии, слабая связь с международными определениями
EGNOS Guidelines (UAS operations)	Повышение точности GNSS, применение SBAS/EGNOS для низкорисковых операций, особенно в горных условиях	Нет системной программы внедрения SBAS/EGNOS, низкая точность GNSS ограничивает применение БВС в горах

Анализ представленных документов показывает, что Кыргызстан обладает лишь базовой нормативной основой для эксплуатации беспилотных авиационных систем. Национальная «Инструкция БВС» регулирует лишь базовые параметры полётов (VLOS, высота до 100 м, регистрация и учёт, запрет на полёты вблизи аэропортов и на границе), но не содержит риск-ориентированной категоризации, стандартных сценариев и процедур BVLOS, которые являются ключевыми в международной практике.

Сравнение с документами ICAO и EASA демонстрирует значительный разрыв: в то время как международные организации акцентируют внимание на интеграции БВС в общее воздушное пространство, применении процедур оценки риска (SORA) и создании цифровых экосистем управления (U-space/UTM), в Кыргызстане подобные подходы пока отсутствуют. Это ограничивает развитие сектора и препятствует масштабированию коммерческих и государственных проектов.

Отдельное внимание заслуживает вопрос терминологии и навигации. Использование международной терминологии (UA, UAS, RPAS) в Кыргызстане пока не закреплено единообразно, что порождает неоднозначности в правоприменительной практике. Кроме того, отсутствие программ внедрения SBAS/EGNOS снижает точность GNSS в горных районах и ограничивает применение БВС в задачах мониторинга ЧС и сельского хозяйства.

Таким образом, результаты сравнительного анализа подтверждают необходимость перехода Кыргызстана к риск-ориентированному регулированию, гармонизации терминологии с международными стандартами и внедрению современных навигационных решений, что создаст основу для устойчивого развития рынка беспилотных авиационных систем в стране.

Перспективы на 2025-2030 гг. регуляторная гармонизация. Имплементация риск-ориентированного подхода (аналог Open/Specific/Certified), адаптация SORA и стандартных сценариев для типичных задач (агро VLOS/EVLOS, инспекции ЛЭП, геодезия в незаселённых районах), поэтапная легализация BVLOS при выполнении технических и организационных условий [5].

U-space/UTM-пилоты, запуск пилотных зон в трёх типах локаций: горная долина (агро/ЧС), пригород крупного города (инспекции), пустынно-степной участок (BVLOS-маршруты).

Функции: цифровые NOTAM/динамические зоны, регистрация миссий, конформность трасс, тактическое разведение, интерфейсы с ОВД [9].

Инфраструктура и навигация. Поддержка SBAS/EGNOS-подобных решений для повышения точности и целостности GNSS; стандартизация геозон (статические/динамические), реестр низковысотных препятствий, эталонные модели рельефа/ветра [5].

Развитие беспилотных авиационных систем в Кыргызстане требует создания целостных программ, направленных как на аграрный сектор, так и на обеспечение общественной безопасности, инфраструктурные проекты и медицинскую сферу. Потенциал применения дронов в сельском хозяйстве, предупреждении чрезвычайных ситуаций, геодезии и логистике позволяет не только повысить эффективность управления территориями и ресурсами, но и улучшить доступ населения в отдалённых районах к жизненно важным услугам.

При этом ключевым условием успешного внедрения таких решений становится выработка национальных стандартов точности, обмена данными и построение экспериментальных воздушных коридоров, что позволит адаптировать международные практики под особенности горного рельефа страны.

Наряду с технологическими инициативами важнейшее значение приобретает подготовка кадров и развитие научно-исследовательской базы. Создание образовательных стандартов для операторов беспилотных систем, сертификация учебных центров и организация межвузовских лабораторий с участием авиационных и ИКТ-вузов заложат основу для формирования квалифицированного профессионального сообщества. Поддержка малого и среднего бизнеса через упрощённые процедуры допуска, инновационные «песочницы» и грантовые программы будет способствовать формированию локальной экосистемы сервисов – от ремонта и калибровки оборудования до разработки собственных программных решений. В совокупности эти шаги обеспечат устойчивый рост сегмента БАС и его интеграцию в национальную экономику.

Безопасность полётов и авиационная безопасность, рекомендация:

- внедрение у операторов SMS (управление рисками, расследование инцидентов, отчётность);
- технические барьеры: geo-fencing, lost-link-процедуры, логирование данных;
- AVSEC-меры (охрана площадок, контроль доступа, уведомление правоохранительных органов о подозрительной активности), как предписано Инструкцией БВС [2];
- стандарты С2-связи и резервирование, требования к DAA по профилю операции (VLOS/BVLOS) [4].

Предлагаемая «дорожная карта» на 2025-2030 гг.

2025-2026. Нормативная база и пилоты. Принятие риск-ориентированной категоризации (аналог EASA), утверждение «стандартных сценариев» для VLOS/EVLOS; запуск 2-3 U-space/UTM-пилотов; регламент BVLOS для низкорисковых межпоселковых трасс [5].

2026-2028. Масштабирование. Национальный реестр геозон, API для операторов; расширение BVLOS-коридоров; типовые учебные программы и сертификация школ; госзакупки UAS для ЧС/эко-мониторинга.

2028-2030. Интеграция. Интеграция U-space с ОВД; переход к оценке соответствия для «сертифицируемых» операций (беспилотные платформы среднего класса), развитие индустрии сервисного обслуживания.

Заключение

Кыргызстан находится на этапе формирования нормативной и организационной базы для развития беспилотных авиационных систем. Национальная «Инструкция по организации и выполнению полётов БВС» заложила основу для безопасных операций, однако её положения не охватывают современные вызовы и стандарты, закреплённые в международной практике ICAO и EASA. Для устойчивого развития сегмента необходим переход к риск-

ориентированному регулированию, внедрение цифровых систем управления U-space/UTM, легализация полётов BVLOS, а также формирование кадрового и исследовательского потенциала.

Реализация дорожной карты на период до 2030 года, включающей обновление правовой базы, создание пилотных зон U-space, развитие образовательных стандартов и поддержку малого и среднего бизнеса в сфере беспилотных технологий, позволит Кыргызстану превратить беспилотные системы в стратегический инструмент социально-экономического и инфраструктурного развития. В долгосрочной перспективе это обеспечит стране не только повышение безопасности и эффективности авиации, но и интеграцию в глобальные процессы цифровизации транспортной и логистической отраслей.

Библиографический список

1. Е-лицензирование Кыргызской Республики. Разрешительные процедуры, ссылки на АПКР-2 и Постановление КМ №115 от 03.03.2023. – URL: <https://e-license.gov.kg> (дата обращения: 10.09.2025).
2. Инструкция по организации и выполнению полетов беспилотных воздушных судов Кыргызской Республики. – Бишкек: Агентство гражданской авиации КР, 2023. – 26 с. – URL: <https://caa.kg> (дата обращения: 10.09.2025).
3. Салмурбекова Р. Б. Перспективы развития систем жизнеобеспечения и оборудования летательных аппаратов в Кыргызстане / Р. Б. Салмурбекова // Наука и кадры для авиастроения : Труды Международной научно-практической конференции, посвященной 65-летию ФЛА и 75-летию НГТУ, Новосибирск, 17–21 декабря 2024 года. – Новосибирск: Новосибирский государственный технический университет, 2024. – С. 83-86. – EDN PTORWA.
4. *Detect and Avoid (DAA)*. Терминология и определение // ICAO Doc 10019: Manual on Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS). – Montréal: ICAO, 2015. – URL: <https://www.icao.int> (дата обращения: 10.09.2025).
5. EASA. Easy Access Rules for Unmanned Aircraft Systems: Consolidated version (Reg. (EU) 2019/947; 2019/945). – Köln: European Union Aviation Safety Agency. – URL: <https://www.easa.europa.eu> (дата обращения: 10.09.2025).
6. EGNOS Guidelines for Low-Risk UAS Operations. – European GNSS Agency, 2025. – URL: <https://egnos.gsc-europa.eu> (дата обращения: 10.09.2025).
7. ICAO. RPAS Concept of Operations (CONOPS). – Montréal: ICAO. – URL: <https://www.icao.int> (дата обращения: 10.09.2025).
8. ICAO. UAS Toolkit: Best practices and guidance [Электронный ресурс]. – URL: <https://www.icao.int/safety/UAStoolkit> (дата обращения: 10.09.2025).
9. ICAO Doc 10019. Manual on Remotely Piloted Aircraft Systems (RPAS). – Montréal: ICAO, 2015 (актуализирующие материалы, 2024). – URL: <https://www.icao.int> (дата обращения: 10.09.2025).
10. Skybrary. Introduction to RPAS: обзор терминологии и понятий ICAO [Электронный ресурс]. – URL: <https://skybrary.aero> (дата обращения: 10.09.2025).

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

- Аглиуллина Э. А. 9
Андреев В. А. 270
Асалханова Т. Н. 225

Б

- Батенков К. А. 157
Батраков А. С. 67
Ботиров А. А. 208

В

- Вашукевич Е. Ю. 231
Вашукевич Ю. Е. 231
Верещиков Д. В. 14

Г

- Галков А. В. 18
Галков П. А. 62
Гарипова Л. И. 67
Грибанова И. В. 239
Григорьев А. В. 231

Д

- Даниленко Н. В. 22
Дувanova А. И. 277
Дурманова К. Ю. 239

Е

- Ерохин В. В. 163, 173, 180

И

- Иваньо Я. М. 246

К

- Кареев М. А. 100
Кивокурцев А. Л. 110
Киренчев А. Г. 22
Клюхин А. С. 100
Кондратьева М. А. 33

- Коняшкин Г. В. 188
Костенков В. А. 213
Костин П. С. 28, 43
Кузнецов С. Н. 33
Куликов Г. В. 188

Л

- Лазин И. Ю. 270
Лукашевич О. А. 195
Любимов М. Н. 43

М

- Макаров И. К. 14
Малисов Н. П. 163
Матанцев А. О. 195
Межетов М. А. 201
Мишин С. В. 118

Н

- Назаров Д. В. 50
Назаров С. П. 147
Нацубидзе С. А. 56
Небелов Е. В. 256
Неверов С. О. 62
Неретин Е. С. 100
Низамов Д. А. 264
Николаев Я. В. 270

О

- Осколков А. А. 225
Отетлеев К. К. 67

П

- Перфильев Д. А. 277
Петрова С. А. 246
Полевода Ю. А. 188
Половников В. А. 256
Пономаренко Е. А. 277
Попов В. М. 125
Портнов М. А. 277

Р

Разумов В. В. 129

С

Сайдумаров И. М. 208
Салмorbекова Р. Б. 282
Саранина Е. В. 80
Сафарбаков А. М. 73
Скоробогатов С. В. 80
Стукалов С. Б. 213
Сыроватский А. А. 231

Т

Турчановский В. С. 125

У

Удовиченко В. М. 138
Улыбин Т. Т. 225
Урбанский Д. Ю. 173
Устинов В. В. 129, 147

Ф

Фрязинов А. В. 33

Х

Хайрулин В. Т. 88
Хайрулин Т. Н. 88
Хатунцев Я. Г. 28
Хачатурян Т. П. 201
Ходацкий С. А. 73, 80

Ч

Частухин К. Р. 220

III

Шаблов А. В. 231, 246
Шалаев А. А. 180

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

СБОРНИК ТРУДОВ

**XIV Международной научно-практической конференции
«Актуальные проблемы и перспективы развития
гражданской авиации»**

8-10 октября 2025 г.

Том 1

Технический редактор: Михалев А. Г.

Подписано в печать 24.11.2025 г.

Печать трафаретная
18,9 печ. л.

Формат 60x84/16
Заказ № 1071

17,8 уч.-изд. л.
Тираж 50 экз.

Иркутский филиал МГТУ ГА

*664047, г. Иркутск ул. Коммунаров, д. 3
Отдел редакционно-издательской и научной работы
664009, г. Иркутск, ул. Советская, д. 139*

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2025