



**Иркутский филиал
Московского государственного технического
университета гражданской авиации (МГТУ ГА)**



**ПАО «Аэрофлот – Российские
авиалинии» (г. Москва)**

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

СБОРНИК ТРУДОВ

IX Международной научно-практической конференции

15-22 октября 2020 г.

Сборник издан при поддержке ПАО «Аэрофлот – Российские авиалинии» (г. Москва)

ISBN 978-5-9500497-6-7



9 785950 049767

ИРКУТСК

2020

**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
IX Международной научно-практической конференции
15-22 октября 2020 г.**

**Иркутск
2020**

ББК 39.5
УДК 629.7
А 437

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

Ответственный редактор –	Горбачев О. А., директор Иркутского филиала МГТУ ГА, д-р техн. наук, проф.
Редактор –	Какаулина С. Т.
Члены редколлегии –	Лежанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО, канд. техн. наук, доцент Попов В. М., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, канд. техн. наук, доцент Ходацкий С. А., заведующий кафедрой ЛАиАД, канд. техн. наук, доцент Шаблов А. В., заместитель директора Иркутского филиала МГТУ ГА по УМР, канд. пед. наук Волосов Е. Н., декан факультета СТ, д-р истор. наук, доцент Иванова Л. А., начальник ОРИ и НР, канд. пед. наук, доцент

А 437 Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов IX Международной научно-практической конференции. 15-22 октября 2020 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2020. – 313 с.

ISBN 978-5-9500497-6-7

В сборнике представлены материалы IX 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.

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 978-5-9500497-6-7

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2020

СОДЕРЖАНИЕ

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

Бекишев С. А. Исследование обтекания симметричного и несимметричного профиля крыла с использованием аэродинамической трубы ТАП-18	7
Галсандорж А., Батзоригт Э., Баасанболд Б. Исследование аэродинамических характеристик многодвигательных крыльев	12
Караваев Ю. А. Структурно-функциональный анализ авиационного происшествия	15
Киренчев А. Г., Даниленко Н. В., Кузнецов С. Н. Исследование влияния суточного вращения земли на выбор рационального расположения ВС при его эксплуатации на аэродроме	23
Крылов А. А., Леденева И. В. Разработка способа ремонта остекления фонаря кабины воздушного судна	34
Леденева И. В., Лесков В. В. Разработка перспективных составов пусковых жидкостей для технических средств обслуживания летательных аппаратов в экстремальных климатических условиях	39
Павлов П. В., Вольф И. Э., Кусков И. Э. Лазерные методы неразрушающего контроля элементов остекления кабины воздушного судна.....	42
Прейс А. А., Федотов М. М. Анализ случаев столкновения самолетов с птицами.....	47
Рогов Н. В., Жертиев Д. Н. Влияние температуры на прочность композиционных материалов	54
Рубцов Е. А., Анюточкина А. С., Дьяченкова М. В. Анализ вариантов снижения шума в условиях роста интенсивности воздушного движения.....	59
Сажин Н. А., Сажин А. Н. Проектирование и технологии соединений углекомпозитных конструкций для авиационной техники.....	64
Сафарбаков А. М., Саранина Е. В. Расчет параметров газовой среды в импульсной камере сгорания при истечении газа через сужающееся сопло	73
Скоробогатов С. В. Исследование температурного поля в вихревой системе камеры сгорания ГТД.....	79
Ходацкий С. А. Пути повышения надежности межвальных подшипников газотурбинных двигателей	84

Хрянин В. Н., Пчельников А. В. Повышение эффективности противокоррозионной защиты техники и оборудования различного назначения	91
---	----

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

Диль В. Ф., Сизых В. Н. Разработка математического обеспечения траекторного контура управления беспилотного ВС	95
---	----

Котлов Ю. В. Алгоритмы принятия решений для информационно-управляющей системы летательного аппарата	103
--	-----

Мартынкевич Д. С., Кабак Д. И., Зуб В. П. Перспективные методы и алгоритмы обработки информации в тепловизионных системах	109
--	-----

Попов В. М. Устройство автоматизированного контроля сборки авиационных жгутов	113
---	-----

СЕКЦИЯ «СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ, РАДИОЛОКАЦИИ, РАДИОНАВИГАЦИИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ» «СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ И ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ»

Адамов Д. С., Селиванова В. В. Антенны зенитного излучения как средство обеспечения безопасности полетов воздушных судов местных воздушных линий	120
---	-----

Аникин П. В., Яманов Д. Н. Прохождение поляризационно-манипулированного сигнала с непрерывным изменением параметров поляризации через поляризационный селектор	125
---	-----

Арефьев Р. О., Арефьева Н. Г. Динамическая оптимизация псевдоспутников в зоне аэродрома	129
---	-----

Бестугин А. Р., Семенов П. А., Негрескул Г. Г. Построение полунатурной модели системы спутниковой посадки с использованием относительного режима глобальной навигационной спутниковой системы	133
--	-----

Васильев М. А., Караченцев В. А. Система контроля наличия объектов на взлетно-посадочной полосе	138
---	-----

Володягин А. В., Поваренкин Н. В., Ермаков А. К. Обработка результатов испытаний радиолокационных станций при подтверждении точностных характеристик оценки координат низколетящих целей	143
---	-----

Володягин А. В., Поваренкин Н. В., Поддубный С. С. Выбор сигналов для радиолокационной системы следования рельефу местности	148
---	-----

Логвин А. И., Лутина Л. Э. Информационные возможности определения организации перевозок на воздушном транспорте.....	153
Лутин Э. А., Логвин А. И. Синхронизированный генератор с двукратным умножением частоты на ДНЗ в режиме многократной проводимости	158
Малагин А. М., Артюх А. С., Поваренкин Н. В. Модель построения оптимального излучающего раскрыва цифровой антенной решетки	167
Марюхненко В. С., Ерохин В. В. Принципы структурного синтеза интегрированных систем навигации.....	174
Межетов М. А., Григорьева Е. С., Никитич П. Т. Перспективы использования системы передачи данных LDACS для задач управления воздушным движением.....	179
Миролюбов А. М., Монаков А. А. Использование информации, получаемой с борта воздушного судна при обработке данных наблюдения	186
Прокопенков Д. О., Марченко И. П. Актуальность внедрения тематики создания радиоуправляемой модели самолета с двигателем внутреннего сгорания для курсантов вузов га на базе современных комплектующих	192
Рубцов Е. А., Бабошко Л. Н. Методика определения состава средств радиотехнического обеспечения полетов и авиационной электросвязи на аэродроме	198
Рубцов Е. А., Опарин А. И., Мостовой В. М. Методы защиты линий авиационной подвижной электросвязи	206
Рубцов Е. А., Платонов Д. С. Система авиационной подвижной радиосвязи декаметрового диапазона для обеспечения полетов в высоких широтах.....	215
Сайдумаров И. М., Боймонов И. Ж. Современные методы и системы организации работы аэропортов в условиях экстремального роста пассажиропотоков.....	221
Филоненко В. В., Зубарев Д. В., Гавришев П. В. Повышение вероятности радиолокационного обнаружения атакующих управляемых ракет	224
Шамсиев З. З., Сайдумаров И. М., Шукурова С. М. Структурно-функциональное моделирование процесса обучения студентов законодательным и нормативно-правовым документам гражданской авиации.....	228

СЕКЦИЯ «ПРОБЛЕМЫ, ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ»

Зиненков Ю. В.

Системный подход к формированию предварительного технического облика
авиационных силовых установок для беспилотных летательных аппаратов 232

Зотин Н. А.

Разработка оптических средств контроля работы воздушных винтов
беспилотных летательных аппаратов 239

Кудряков С. А., Книжниченко Н. В., Рубцов Е. А.

Анализ проблем безопасного применения беспилотных авиационных систем 242

Мошканцев П. В., Князь В. А.

Калибровка телевизионных и тепловизионных камер для создания при помощи
БПЛА синхронизированных наборов данных..... 251

Рубцов Е. А., Кириенко И. В.

Анализ проблем применения беспилотных авиационных систем при полетах в
общем воздушном пространстве 266

Рубцов Е. А., Тюников П. Г.

Определение эффективной площади рассеяния беспилотных воздушных судов при
наблюдении с помощью посадочного радиолокатора 273

Сайтов К. Г., Абдужабаров Н. А.

Некоторые вопросы организации производства беспилотных летательных аппаратов
в условиях Узбекистана..... 279

Стукалов С. Б., Гаврюшин Р. С.

Канал передачи оптической информации беспилотного поискового
авиационного комплекса 285

СЕКЦИЯ «ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИННОВАЦИОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ВУЗЕ»

Варнавская Е. В., Яковенко Н. С., Димитрова Е. Г.

Современные формы представления научной и учебной информации 290

Гвозденко Д. В., Соломянный А. В., Филоненко Л. А.

Влияние тревожности на деятельность пилота..... 295

Кривоборский И. Ю., Хуморов А. Р.

Соционические характеристики студентов-диспетчеров..... 299

Кудряков С. А., Остапченко Ю. Б., Рубцов Е. А.

Анализ технологии оценки электронных образовательных ресурсов, применяемых
для подготовки авиационных специалистов 302

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

Председатель – Ходацкий С. А., заведующий кафедрой ЛА и Д, канд. техн. наук, доцент

УДК 629.7

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ СИММЕТРИЧНОГО И НЕСИММЕТРИЧНОГО
ПРОФИЛЯ КРЫЛА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ
ТАП-18

Бекишев С. А.

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Исследование закономерностей движения воздуха, а также аэродинамических характеристик тел, движущихся в воздухе – важная составляющая учебных дисциплин «Аэродинамика», «Гидрогазодинамика».

Актуальность темы обусловлена тем, что на определенных углах атаки α происходит срыв потока воздуха с поверхности обтекаемого тела. Если срыв потока происходит с поверхности крыла – это приводит к резкому падению подъёмной силы y_a , что существенно снижает уровень безопасности полетов [Данилов, 2012].

В статье рассматриваются вопросы совершенствования учебно-исследовательского лабораторного комплекса «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК при исследовании обтекания симметричного и несимметричного профиля крыла.

Ключевые слова: симметричный и несимметричный профили крыла, угол атаки α , срыв потока, безопасность полетов.

Исследование обтекания симметричного и несимметричного профиля крыла проводится с использованием учебно-исследовательского лабораторного комплекса «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК [Учебно-исследовательский лабораторный комплекс].

Данный лабораторный комплекс предназначен для:

- изучения закономерностей движения воздуха;
- изучения аэродинамических характеристик тел, движущихся в воздухе.

Он позволяет изучать методы и средства определения основных аэродинамических характеристик исследуемых моделей, а именно:

- определение подъёмной силы и силы лобового сопротивления для различных профилей;
- определение коэффициента сопротивления обтекаемого тела модели при различных углах установки;
- изучать распределение скоростей потока в рабочем сечении трубы;
- изучать приборы измерения скорости потока воздуха.

Исследования можно проводить как в ручном режиме, так и в автоматизированном.

Внешний вид лабораторного комплекса представлен на рисунке 1.

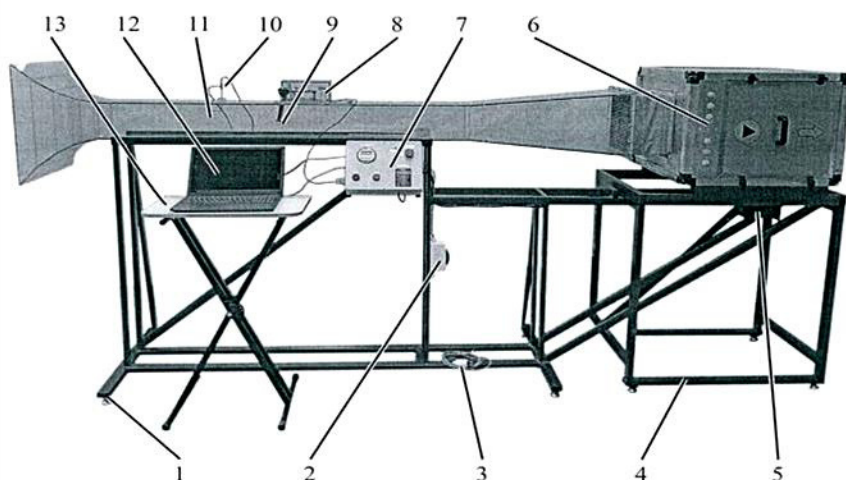


Рисунок 1 – Внешний вид учебно-исследовательского лабораторного комплекса «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК:

1 – рама, 2 – автоматический выключатель, 3 – вилка для подключения к сети, 4 – рама нагнетателя воздуха, 5 – частотный регулятор, 6 – нагнетатель воздуха, 7 – панель управления, 8 – крышка-кожух трубы, 9 – электронные аэродинамические весы, 10 – трубка Пито, 11 – корпус трубы из прозрачного поликарбоната, 12 – ноутбук с программным обеспечением, 13 – рабочая стойка

Для управления лабораторным комплексом имеется пульт управления (рисунок 2), работающий совместно с ноутбуком, на котором установлено соответствующее программное обеспечение.

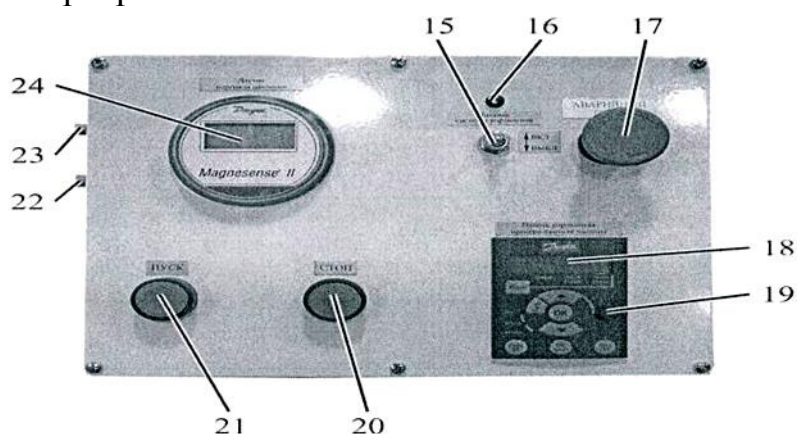


Рисунок 2 – Пульт управления стендом:

15 – тумблер включения-выключения питания системы управления, 16 – сигнализатор наличия питания, 17 – кнопка «Аварийный стоп», 18 – панель управления частотного регулятора, 19 – потенциометр регулировки частоты, 20 – кнопка «Стоп» выключения нагнетателя воздуха, 21 – кнопка «Пуск» включения нагнетателя воздуха, 22 – выход «+» датчика перепада давления, 23 – выход «-» датчика перепада давления, 24 – датчик перепада давлений

Для определения основных аэродинамических характеристик исследуемых моделей стенд имеет комплект исследуемых моделей (рисунок 3).



Рисунок 3 – Исследуемые модели

Для исследования обтекания модели симметричного и несимметричного профилей крыла крепятся с помощью специальных кронштейнов в рабочую часть аэродинамической трубы (рисунки 4, 5).

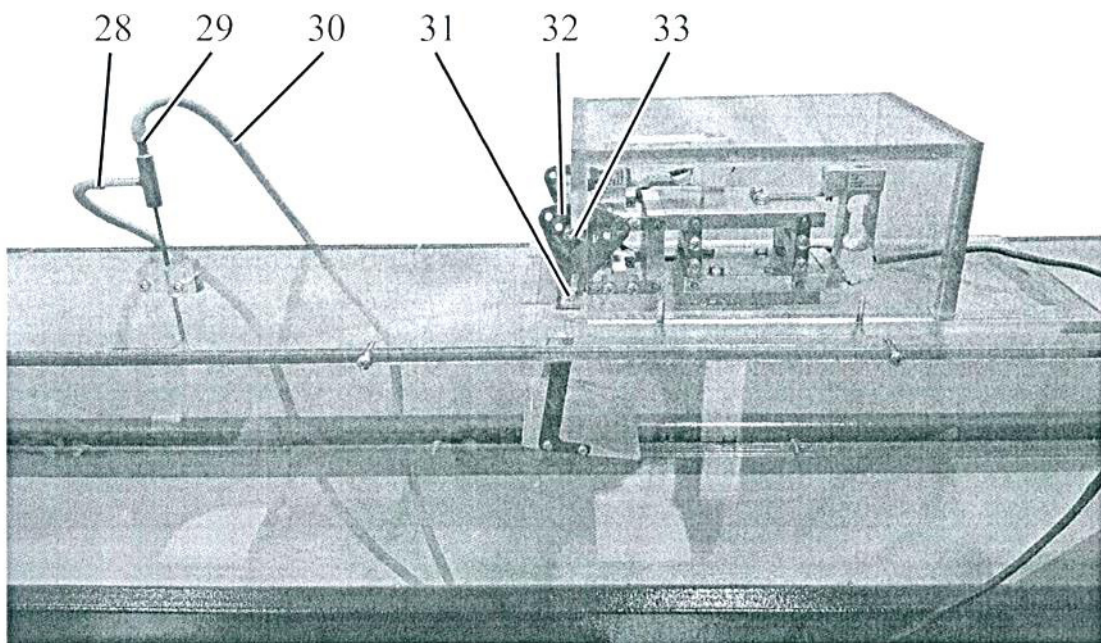


Рисунок 4 – Рабочая зона аэродинамической трубы: 28 – выход статического давления трубки Пито, 29 – выход полного давления трубки Пито, 30 – гибкие трубки к выходам трубки Пито, 31 – кронштейн крепления модели, 32, 33 – винты крепления кронштейна крепления модели к аэродинамическим весам

Результаты исследования обтекания исследуемых моделей симметричного и несимметричного профилей крыла выводятся на экран в виде графических зависимостей [Ермаков, 2015]:

- изменение подъемной силы и силы лобового сопротивления в зависимости от изменения скорости полета при постоянном угле атаки α ;
- изменение подъемной силы и силы лобового сопротивления в зависимости от изменения угла атаки α при постоянной скорости полета.

Кроме этого, результаты исследований могут выводиться на экран в табличной форме. Это позволяет обучающимся строить точные зависимости аэродинамических характеристик исследуемых моделей в зависимости от изменения скорости полета или от изменения угла атаки α .

На рисунке 5 представлен внешний вид кронштейна крепления моделей в рабочую часть аэродинамической трубы.

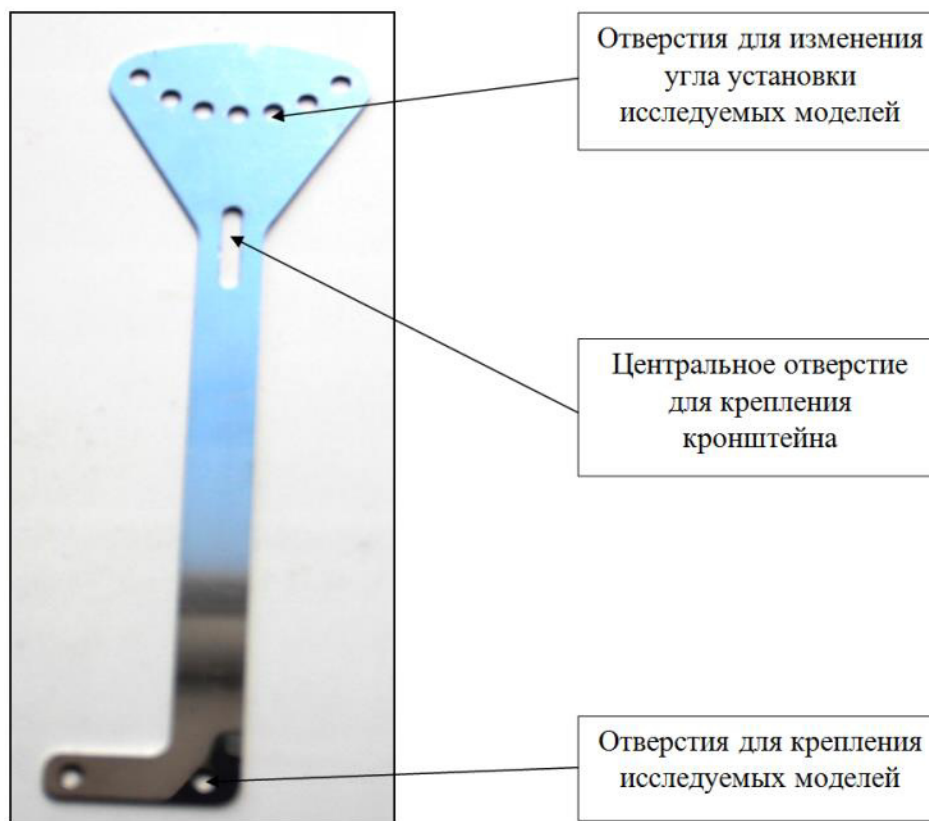


Рисунок 5 – Кронштейн крепления исследуемых моделей (штатный)

Недостатки существующего способа крепления исследуемых моделей при использовании штатного кронштейна крепления исследуемых моделей:

- штатный кронштейн крепления позволяет устанавливать исследуемые модели строго под определенными углами атаки α – 0, 15, 30 и 45 градусов (как с положительным, так и с отрицательными углами атаки);
- большой шаг установки исследуемых моделей профилей крыла не позволяет точно определить критический угол атаки α , при котором происходит срыв потока.

Для устранения этих недостатков предлагается конструкция доработанного кронштейна крепления исследуемых моделей (рисунок 6).

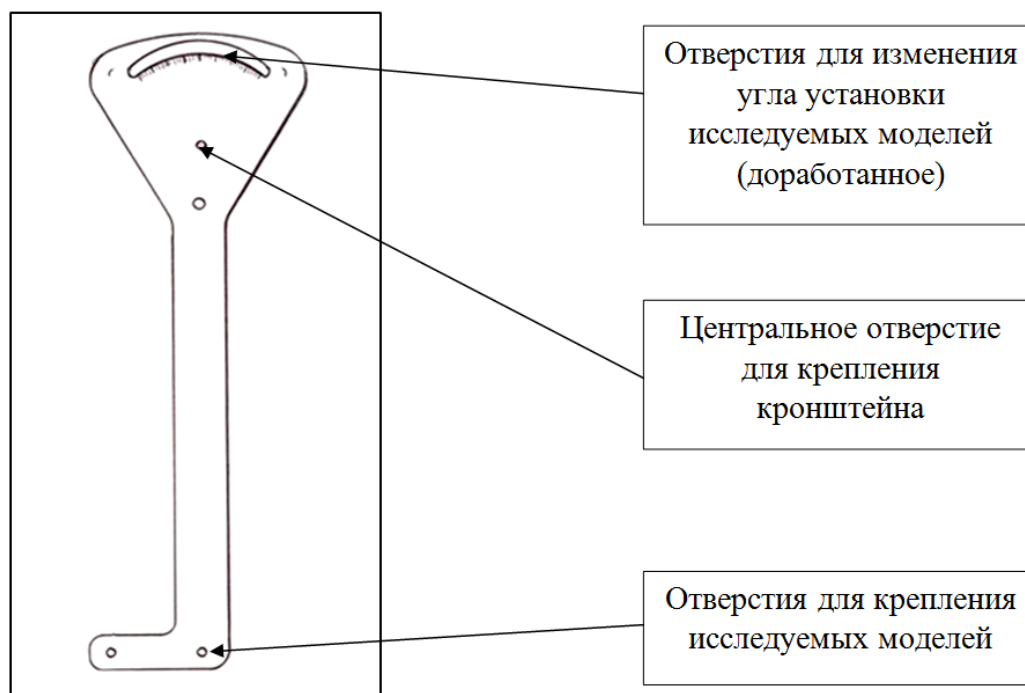


Рисунок 6 – Конструкция доработанного кронштейна крепления исследуемых моделей

Предлагаемая новая конструкция кронштейна крепления исследуемых симметричного и несимметричного профиля крыла расширяет функциональные возможности учебно-исследовательского лабораторного комплекса «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК, позволяя с высокой точностью определять аэродинамические характеристики исследуемых моделей, в частности – с высокой точностью определять критический угол атаки $\alpha_{кр}$, при котором происходит «срыв» потока.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Данилов Б. Д. Безопасность полетов: Учеб. пособие / Б. Д. Данилов. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2012. – 148 с.
2. Ермаков А. Л. Практическая аэродинамика. Часть II: пособие по выполнению практических и лабораторных работ / А. Л. Ермаков, М. С. Кубланов, М. Г. Ефимова. – М.: МГТУ ГА, 2015. – 44 с.
3. Учебно-исследовательский лабораторный комплекс «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК: Руководство по эксплуатации. – ООО Научно-производственное предприятие «Учебная техника – Профи».

ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МНОГОДВИГАТЕЛЬНЫХ КРЫЛЬЕВ

Галсандорж А.
Батзоригт Э.
Баасанболд Б.

*Монгольский государственный университет науки и технологий
(Монголия, г. Улан-Батор)*

Исследование направлено на повышение подъемной силы и аэродинамических характеристик за счет изучения оптимального положения двигателя на крыле с целью увеличения подъемной силы самолета без увеличения мощности двигателя и площади крыла. Когда положение двигателя поднимается на 10 мм над передней кромкой крыла или вдоль оси Y, скорость воздушного потока на верхней поверхности крыла увеличивается, а давление уменьшается, увеличивая подъемную силу, что позволяет транспортировать больше полезных грузов.

Ключевые слова: крылья, подъемная сила, электрический двигатель, воздушный винт.

Введение

Многодвигательный самолет был разработан НАСА в США на основе пятилопастного воздушного винта и крыла, расположенного на передней кромке крыла Sceptor X57 [Giulia Chirico, 2018; Christian Alba 2018]. При исследовании этого многодвигательного самолета учитывалась подъемная сила крыльев по осям X и Z [Omar Abdulrazzak Khudair, 2016; Tomas Sinnige, 2018].

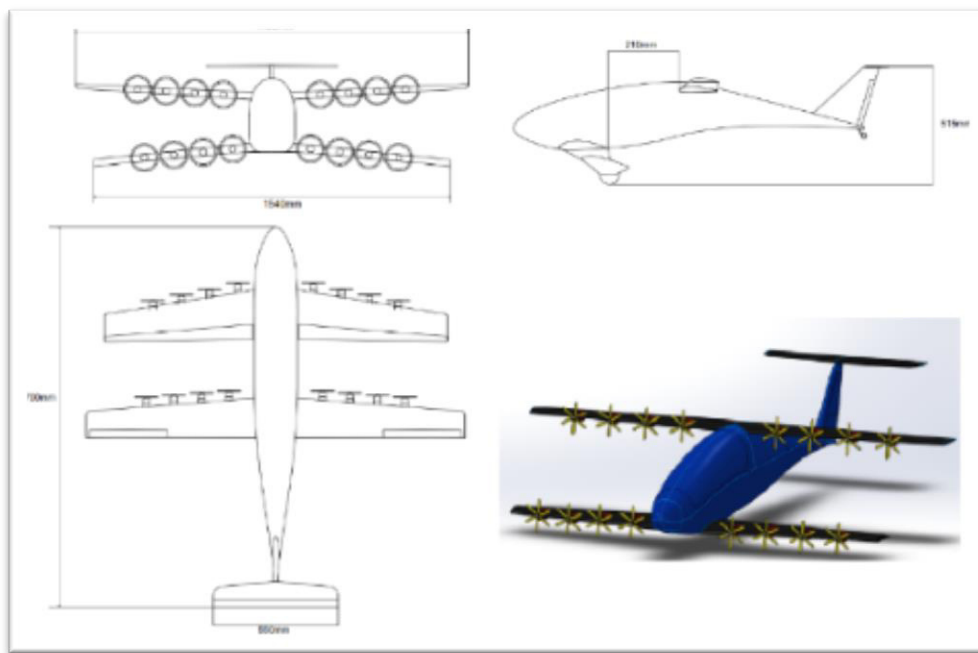


Рисунок 1 – Рабочий чертеж и фотография после постройки самолета Sono Triple X1 с тандемными крыльями

Спроектированный самолет был оснащен 16 электродвигателями в самолете с тандемным крылом, показанном на рисунке 1, а крылья были выбраны с использованием профиля NASA 2410.

Основная часть

Воздушный винт – лопастью работающий в воздушной среде, приводимый во вращение двигателем и являющийся движителем, преобразующим мощность (крутящий момент) двигателя в действующую движущую силу тяги [Michael D. Patterson, 2016; Maurice, 2019]. Как показано на рисунке 2, средняя часть винта создает наиболее динамическое давление, и воздушный поток проходит через винт быстрее начальной скорости [Christian Alba, 2018].

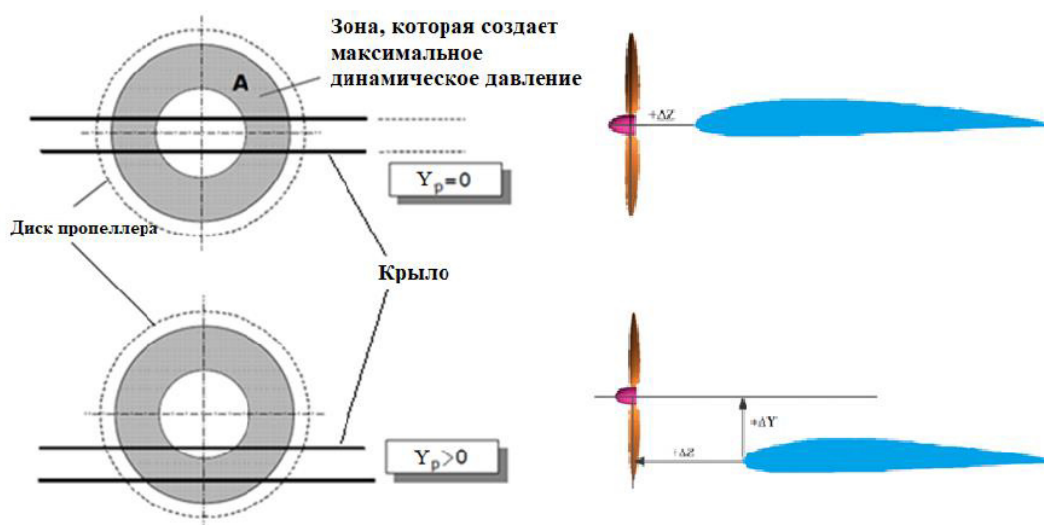


Рисунок 2 – Отношение воздушного винта и крыла

Это позволяет подъемной силе возрастать по мере увеличения скорости воздуха на крыле и уменьшения давления. В рамках этого испытания было проведено исследование по увеличению подъемной силы путем размещения зоны высокого динамического давления вентилятора на верхней поверхности крыла. Положение двигателя Z_p , $X_p = \text{const}$ проверялось изменением положения двигателя на разных расстояниях 0 уровня, 5 мм и 10 мм над передней кромкой профиля крыла по оси Y_p .

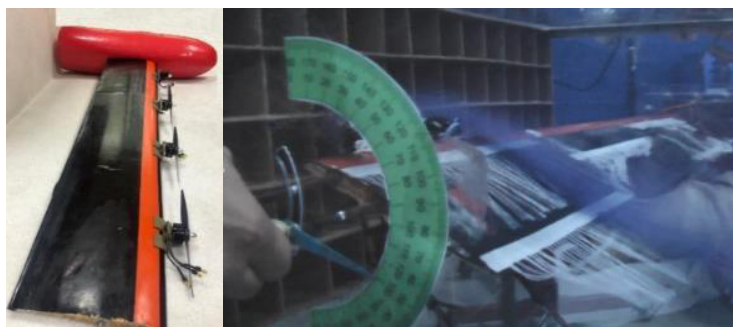


Рисунок 3 – Дымовой тест аэродинамической трубы с электродвигателем

Самый полезный из трех результатов испытаний заключался в выборе положения подъемного двигателя 10 мм, чтобы воздушный вентилятор создавал большую подъемную силу на крыле. В таблице 1 показано количество подъемных сил.

Таблица 1 – Подъемная сила крыла в зависимости от расположения двигателя

Угол атаки	Электродвигатель расположен на уровне 0 мм			Электродвигатель расположен на высоте 10 мм.		
	Заднее крыло (Н)	Переднее крыло (Н)	Сумма (Н)	Заднее крыло (Н)	Переднее крыло (Н)	Сумма (Н)
0	145.32	142.6672	287.98	150.5	149.56	300.06
4	418.02	408.2673	826.28	430.7	427.99	858.69
8	656.35	608.8606	1265.2	676.2	672.01	1348.21
12	848.45	787.0707	1635.52	874.1	868.71	1742.81
15	892.7	871.8755	1764.576	919.7	914.01	1833.71

Чтобы рассчитать подъемную силу крыла, необходимо изменить угол атаки аэродинамической трубы от 0 до 15 градусов и рассчитать подъемную силу крыла, как показано в таблице 1.

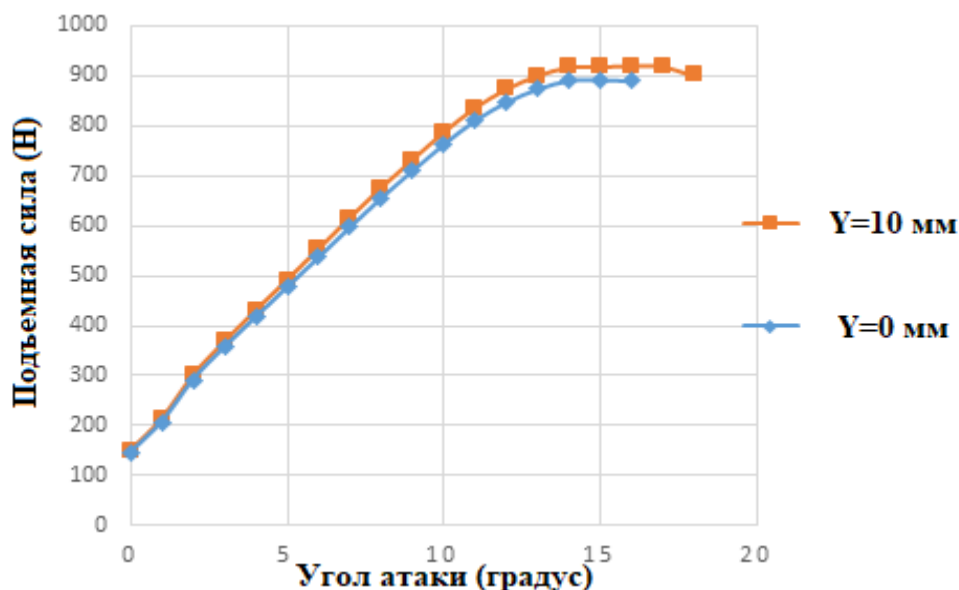


Рисунок 4 – Сравнительный график подъема двигателя на 10 мм и 0 мм над передней кромкой крыла

Вывод

Двигатель был установлен на передней кромке крыла, расположение двигателя по оси Y было изучено, и расположение двигателя было выбрано экспериментально, чтобы доказать, что воздушный винт может увеличить воздушный поток на верхней поверхности крыла и увеличить подъемную силу. Подъемная сила крыла с углом возвышения $Y = 10$ мм составляет 12,08 Н при угле атаки ноль градусов и увеличение 69,14 Н при угле атаки 15 градусов.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Christian Alba, Ali Elham, Brian J. German, Leo Veldhuis*. A surrogate-based Multi-Disciplinary Design optimization framework modeling wing-propeller interaction. 2018.
2. *Christian Alba*. A Surrogate-based multi-disciplinary design optimization frameworks modeling wing-propeller interaction. 2018.
3. *Giulia Chirico, George N. Barakos, Nicholas Bown*. Propeller installation effects on turboprop aircraft acoustics. 2018
4. *Maurice F. M. Hoogreef, Roelof Vos, and Reynard de Vries*. Veldhuis Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering, Delft, The Netherlands 2019. Conceptual Assessment of Hybrid Electric Aircraft with Distributed Propulsion and Boosted Turbofans. 2019.
5. *Michael D. Patterson*. Conceptual design of high-lift propeller systems for small electric aircraft. 2016.
6. *Omar Abdulrazzak Khudair, Shurouq Adnan Aziz, Huda Ail Munshid, Haedar Muhey Rzokhy, Samiah Fared*. Improvement of Micro UAV Performance using Tandem-Wing Design. 2016
7. *Tomas Sinnige*. Aerodynamic Analysis of Interaction Effects and Comparison with Conventional Layout. 2018.

УДК 629.7

СТРУКТУРНО-ФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ АВИАЦИОННОГО ПРОИСШЕСТВИЯ

Караваев Ю. А., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье сформулированы общие подходы к выполнению структурно-функционального анализа авиационного происшествия на основе постулатов Д. Петерсена: «катастрофы практически никогда не бывают следствием какой-либо отдельной причины. Обычно они происходят в результате взаимосвязи нескольких разных причин». На примере катастрофы авиалайнера «Sukhoi Superjet 100», произошедшей в Шереметьево 5 мая 2019 г., показан алгоритм построения структурно-функциональной схемы авиационного происшествия и возможности ее использования для выявления причин этого происшествия.

Ключевые слова: безопасность полетов, локализация отказов, особые ситуации, вероятность компенсации отказа авиационной техники, вероятность компенсации ошибки экипажа, вероятность компенсации неблагоприятных воздействий внешней среды.

«Авиационное происшествие происходит, как правило, в результате возникновения в полете нескольких неблагоприятных факторов, последовательно усложняющих ситуацию и приводящих в конечном итоге к событию» [Зубков, 2019, с. 27]. К таким факторам, прежде всего, относятся: профессиональная деятельность членов кабинного экипажа, техническое совершенство воздушного судна и условия внешней среды.

Для оценки эффективности действий экипажа на этапе компенсации негативных факторов, влияющих на безопасность полетов, воспользуемся одним из постулатов Д. Петерсена: «Постулат 5 – катастрофы практически никогда не бывают следствием какой-либо отдельной причины. Обычно они происходят в результате взаимосвязи нескольких разных причин. Взятые поодиночке, эти причины могут показаться несущественными, но в совокупности с другими они способны составить последовательность внешне не связанных друг с другом событий, которые приводят к катастрофам. Таким образом, предотвращение катастроф состоит в выявлении и устранении таких причин до того, как замкнется последнее звено в упомянутой цепи событий» [Постулаты безопасности полетов].

Действительно, при развитии авиационных происшествий из-за воздействия неблагоприятных факторов наблюдается, как правило, последовательный переход от усложнения условий полета к сложной, аварийной и катастрофической ситуации. Таким образом, при анализе причин авиационного происшествия катастрофу следует рассматривать как замыкающее звено в цепи событий, имеющих причинно-следственные связи (рис. 1).

При построении цепи причинно-следственных связей авиационного происшествия или инцидента необходимо учитывать главные, непосредственные и способствующие причины. К таким причинам, прежде всего, относятся отказы авиационной техники, ошибочные действия членов экипажа, а также неблагоприятное воздействие внешней среды.

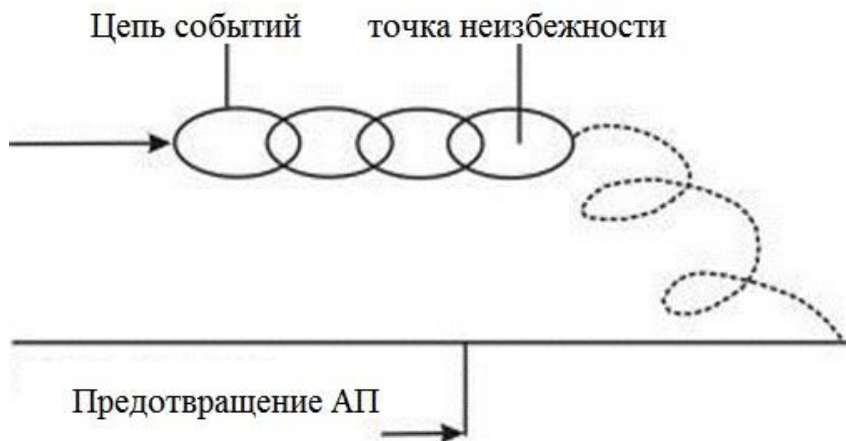


Рисунок 1 – К анализу причин авиационных происшествий

Таким образом, звенья цепи причинно-следственных связей будут отражать возможные события, связанные с переходом особой ситуации от усложнения условий полета к сложной, аварийной и катастрофической ситуации, а также с действиями экипажа и автоматической системы управления полетом воздушного судна, направленными на локализацию негативных факторов, угрожающих безопасности конкретного полета, с сообщениями и указаниями информационно-аналитической системы экипажу.

Безопасность полетов обеспечивается летной годностью воздушного судна, уровень которой устанавливается Нормами летной годности, и определяется как вероятность непоявления катастрофической ситуации под воздействием неблагоприятных факторов.

Для оценки эффективности функционирования системы «экипаж – воздушное судно» на этапе компенсации отказа воспользуемся соотношением [Зубков, 2019, с. 18]

$$p_{бп} = p_{от} \cdot p_{оэ} \cdot p_{вс},$$

где $p_{бп}$ – вероятность благополучного завершения полета;

$p_{от}$ – условная вероятность парирования отказа экипажем;

$p_{оэ}$ – условная вероятность парирования ошибочных действий экипажем;

$p_{вс}$ – условная вероятность парирования негативных воздействий внешней среды экипажем.

Условная вероятность парирования отказа экипажем определяется соотношением

$$p_{от} = p_{нот} + q_{от} \cdot r_{от},$$

где $p_{нот}$ – вероятность непоявления отказа в полете;

$q_{от}$ – вероятность возникновения отказа в полете;

$r_{от}$ – условная вероятность парирования отказа экипажем.

Если в цепи событий присутствует звено «отказ», то $q_{от} = 1$, а $p_{нот} = 0$ и наоборот, так как это несовместные события.

Условная вероятность парирования ошибочных действий экипажем

$$p_{оэ} = p_{ноэ} + q_{оэ} \cdot r_{оэ},$$

где $p_{ноэ}$ – непоявления ошибочных действий экипажа;

$q_{оэ}$ – вероятность появления ошибочных действий;

$r_{оэ}$ – условная вероятность парирования ошибки экипажем.

Если в цепи событий присутствует звено «ошибка», $q_{оэ} = 1$, а $p_{ноэ} = 0$, так как это тоже несовместные события.

Условная вероятность парирования негативных воздействий внешней среды экипажем

$$p_{вс} = p_{овс} + q_{вс} \cdot r_{вс},$$

где $p_{овс}$ – вероятность отсутствия негативных факторов внешней среды;

$q_{вс}$ – вероятность появления негативных воздействий внешней среды;

$r_{вс}$ – условная вероятность парирования негативных воздействий внешней среды экипажем.

Если в цепи событий присутствует звено «ошибка», $q_{вс} = 1$, а $p_{овс} = 0$, так как это тоже несовместные события.

Алгоритм оценки эффективности функционирования элементов системы «экипаж – воздушное судно» при возникновении особой ситуации основан на анализе цепи событий, звенья которой отражают появление в полете

негативных факторов (отказ, ошибка экипажа, факторы внешней среды), компенсационные действия экипажа, а также возможные исходы особой ситуации. При этом принимается условие, что все события, за исключением катастрофической ситуации, реализуются до точки неизбежности, рисунок 1.

Для повышения универсальности расчетных соотношений введем временные ограничения на выполнение компенсационных действий экипажем воздушного судна. В этом случае, расчетное соотношение для определения вероятности парирования отказа (ошибочных действий экипажа, неблагоприятного воздействия внешней среды) может быть представлено так:

$$r_{\text{от (оз,вс)}} = 1 - \frac{1}{n + \sum_{i=1}^q m_i \cdot k_i},$$

где n – число благополучных исходов особой ситуации;

m_i – событие, направленное на компенсацию негативных факторов (отказа, ошибочных действий экипажа, неблагоприятного воздействия внешней среды);

k_i – коэффициент:

$k_i = 1$, если располагаемое время для компенсации отказа больше или равно требуемому,

$k_i = 0$, если располагаемое время для компенсации отказа меньше требуемого,

i – номер рассматриваемого события.

$\frac{1}{n + \sum_{i=1}^q m_i \cdot k_i}$ – вероятность не парирования отказа (ошибочных действий, неблагоприятного воздействия внешней среды), приведшая систему «экипаж – воздушное судно» в точку неизбежности (вероятность катастрофы).

Выполним структурно-функциональный анализ авиационного происшествия, обусловленного негативным воздействием внешней среды и представленного в отчете Межгосударственного авиационного комитета (МАК).

Катастрофа авиалайнера «Sukhoi Superjet 100», принадлежавшего авиакомпании «Аэрофлот», произошла в Шереметьево 5 мая. Самолет, выполнявший рейс Москва – Мурманск, экстренно вернулся в аэропорт вылета и, совершив жесткую посадку, загорелся. В результате погиб 41 человек из 78 находившихся на борту [МАК опубликовал первый отчет о катастрофе].

После взлета из аэропорта «Шереметьево» самолет попал в грозу, в 15:08:09 по московскому времени в него ударила молния. Удар молнии привел к перезагрузке концентраторов данных, из-за чего отключился автопилот и самолет перешел в режим Direct Mode, то есть в режим прямого управления. Радиосвязь стала работать с перебоями.

Таким образом, в результате неблагоприятного воздействия внешней среды (удар молнии, событие 1), рисунок 2, отказа автопилота и радиосвязи (события 2, 3) возникла особая ситуация.

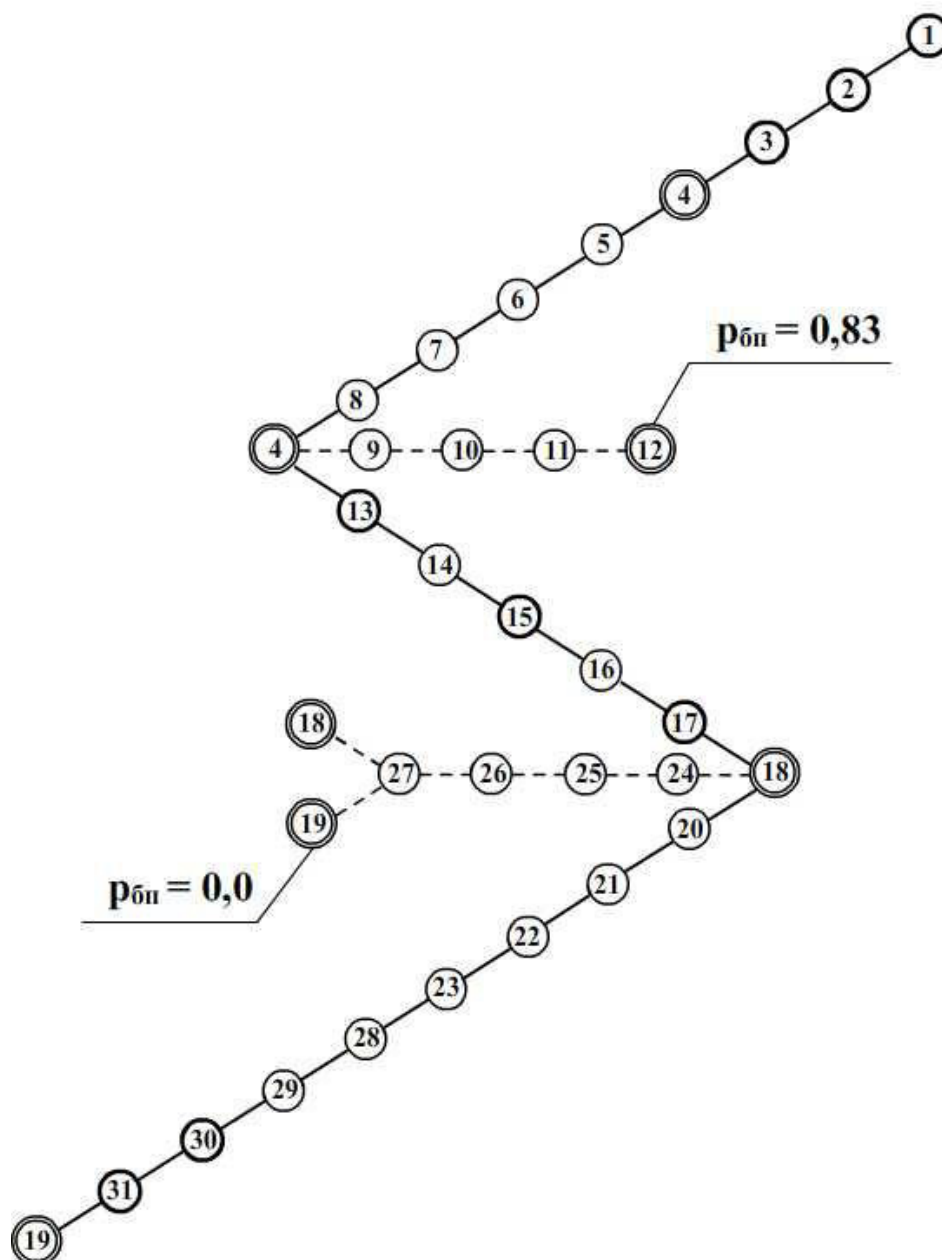


Рисунок 2 – Цепь событий авиационного происшествия

«В соответствии со «Сводным перечнем особых ситуаций самолета RRJ-95B» переход СДУ в режим DIRECT MODE классифицируется как сложная ситуация» [Отчет МАКа о катастрофе самолета SSJ100 в Шереметьево]. На рисунке 2 сложной ситуации присвоена позиция 4.

После восстановления радиосвязи на аварийной частоте (событие 5), командир воздушного судна принял решение о возврате на аэродром вылета (событие 6).

На рисунке 2 сплошными линиями указана последовательность событий, реализованных экипажем на завершающем этапе полета. Пунктирными линиями, с целью расширения глубины структурно-функционального анализа, показана возможная цепь событий, направленных на компенсацию негативных факторов, но не реализованных экипажем.

Исключая промежуточные этапы полета при возвращении в аэропорт «Шереметьево», которые не оказывали непосредственного влияния на исход сложной ситуации, выполним оценку эффективности действий экипажа в процессе выполнения посадки в ручном режиме управления. При этом технические недостатки воздушного судна, связанные с замедленной реакцией самолета на действия пилота в режиме ручного управления, в дальнейшем не рассматривались.

В момент прохода торца ВПП на высоте 12 м (событие 7) было зафиксировано существенное отклонение воздушного судна от глиссады. При этом экипаж не выпустил ручную интерцепторы, которые снижают подъемную силу самолета и тормозят его после посадки. В режиме ручного управления они не выпускаются автоматически.

На удалении 900 метрах от входного торца ВПП (событие 8) и скорости 158 уз (293 км/ч) произошло первое касание самолета ВПП на «три точки» с вертикальной перегрузкой не менее 2,55g с последующим отделением на высоту около 6 фт (2 м). [Официальное сообщение Росавиации о катастрофе самолета Superjet SSJ100 5 мая 2019 года]. Особая ситуация усложнилась, но осталась в категории сложной (событие 4).

«Согласно нормативным документам по SSJ, летчикам предписано прекратить посадку и начинать экстренный взлет уже после первого отскока» [Итоги расследования катастрофы SSJ-100].

Возможный алгоритм действий экипажа можно представить так, рисунок 2: передача команды правому пилоту «Взлетный режим» (событие 9), перевод режима работы двигателей на взлетный режим (событие 10), выполнение операций по уходу на второй круг (событие 11). Благодаря этому удалось бы компенсировать ошибку управления (событие 12) и удержать особую ситуацию в категории сложной.

В этом случае условная вероятность парирования ошибки экипажа при развитии особой ситуации по цепи событий 10 – 11 – 12 – 13 может быть оценена так

$$r_{оэ} = 1 - \frac{1}{n + \sum_{i=1}^q m_i \cdot k_i} = 1 - \frac{1}{3 + 3 \cdot 1} = 0,833,$$

где $n = 3$ (ошибка экипажа компенсирована, сложная и аварийная ситуации); $m = 3$ (подача команды правому летчику на увеличение режима работы двигателей до взлетного, выполнение этой команды, действия командира экипажа по уходу на второй круг).

Поскольку на данном этапе полета неблагоприятные воздействия внешней среды и появление дополнительных отказов авиационной техники отсутствовали, то вероятность благополучного завершения полета определяется так

$$p_{бп} = p_{оэ} \cdot p_{нот} \cdot p_{овс} = q_{оэ} \cdot r_{оэ} \cdot 1 \cdot 1 = 1 \cdot 0,83 \cdot 1 \cdot 1 = 0,83.$$

Данный алгоритм управления не был реализован командиром воздушного судна вследствие «неспособности психологически перестроиться: когда поставил себе задачу садиться, не можешь мгновенно дать себе команду взлететь. Так называемый тоннельный эффект» [Предварительный отчет МАК о катастрофе].

Поэтому дальнейшее развитие сложной ситуации происходило по цепочке: вторая ошибка командира экипажа «перевод рычага управления двигателем (РУД) в положение максимальный реверс» в процессе первого «отскока», когда самолет находился в воздухе (событие 13). При этом раскрытия створок реверса не произошло, так как отсутствовали сигналы обжатия основных стоек шасси (событие 14). Непропорциональные перемещения боковой ручки управления на уменьшение угла кабрирования самолета до касания колес шасси ВПП (очередная ошибка экипажа, событие 15) привели к увеличению силы удара самолета о поверхность ВПП в момент второго касания (событие 16) с вертикальной перегрузкой 5,85g. При этом произошло частичное разрушение основных опор шасси (событие 17). Особая ситуация перешла в категорию аварийной (событие 18).

Повторное приземление самолета произошло на приборной скорости 285 км/ч и обеспечило активирование реверса тяги из-за обжатия стоек шасси (событие 20).

Во время второго отскока самолета от взлетно-посадочной полосы примерно на 5-6 метров (событие 21) экипаж предпринял попытку уйти на второй круг. Это подтверждается перемещением рычагов управления двигателями в положение «взлетная тяга» (событие 22) и отклонением боковой ручки управления – в положение «на себя» до упора (событие 23).

Но из-за того, что перед этим уже был активирован реверс, тяга двигателей не увеличилась (событие 28).

Выполним анализ эффективности предпринятых экипажем действий при условии, что при первом отскоке попытка включения реверса тяги не предпринималась. Тогда развитие особой ситуации будет включать в себя следующую цепь событий: перемещение рычагов управления двигателями в положение «взлетная тяга» (событие 24), отклонение боковой ручки управления – в положение «на себя» до упора (событие 25), разгон самолета до скорости отрыва (событие 26), уход на второй круг (событие 27).

Условная вероятность парирования ошибки экипажа при развитии особой ситуации по цепи событий 24 – 25 – 26 – 27 – 19 – 29 может быть оценена так

$$r_{оэ} = 1 - \frac{1}{1 + 4 \cdot 1} = 0,8,$$

где $n = 1$ (аварийная ситуация);

$m = 4$ (увеличение режима работы двигателей до взлетного, отклонение боковой ручки управления – в положение «на себя» до упора, разгон самолета до скорости отрыва, уход на второй круг).

Однако, после ухода на второй круг шасси оказались в неработоспособном состоянии.

Условная вероятность парирования отказа шасси при развитии особой ситуации по цепи событий 24 – 25 – 26 – 27 – 19 – 29 может быть оценена так

$$r_{от} = 1 - \frac{1}{1 + 0 \cdot 1} = 0,0.$$

где $n = 1$ (аварийная ситуация),

$m = 0$ (работоспособность шасси восстановить невозможно).

Тогда вероятность благополучного завершения полета будет определяться соотношением

$$p_{бп} = p_{оэ} \cdot p_{от} = 0,833 \cdot 0,0 = 0,0.$$

Таким образом, исходом продолженного полета будет авария (событие 18), или катастрофа (событие 19).

Выполненный анализ показал, что неиспользование экипажем возможности ухода на второй круг после первого отскока самолета от ВПП явилось его фатальной ошибкой.

Третье приземление самолета произошло на скорости 258 км/ч с вертикальной перегрузкой не менее 5 g (событие 30). При этом отдельные элементы основных опор шасси были повреждены, в результате чего произошел их подлом (событие 31). Это спровоцировало повреждение топливных баков, разлив топлива и пожар (событие 32). Полет самолета завершился катастрофой (событие 19).

На основе выполненного структурно-функционального отказа можно сформулировать следующие выводы:

1. Главной причиной данного авиационного происшествия, как это следует из определения ее смысла [Зубков, 2019, с. 27], является неблагоприятное воздействие внешней среды, связанное с поражением воздушного судна молнией. Непосредственной причиной авиационного происшествия является ошибка экипажа, связанная с недостаточным уровнем профессиональной подготовки экипажа по пилотированию воздушного судна в режиме ручного управления.

2. Вследствие неготовности к психологической перестройке в сложных ситуациях командир экипажа не использовал реальную возможность по уходу на второй круг после первого отскока воздушного судна от ВПП с целью предотвращения катастрофы, что и предопределило катастрофический исход полета.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Зубков Б. В.* Безопасность полетов: Учебник для вузов / Б. В. Зубков, С. Е. Прозоров. – М.: Альянс, 2019. – 426 с.
2. Итоги расследования катастрофы SSJ-100 в Шереметьево в мае 2019 г. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://e551mm.com/2019/05/15/ssj100diaster/> (дата обращения: 11.10.2020)
3. МАК опубликовал первый отчет о катастрофе «Суперджета» в Шереметьево. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://infopressa.com/2019/06/14/mak-opublikoval-pervuj-otchet-o-katastrofe-superdzheta-v-shremetevo/> (дата обращения: 11.10.2020)
4. Отчет МАКа о катастрофе самолета SSJ100 в Шереметьево. Главное. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.rbc.ru/society/14/06/2019/5d039b8a9a7947b5abbba4aa> (дата обращения: 11.10.2020)
5. Официальное сообщение Росавиации о катастрофе самолета Superjet SSJ100 5 мая 2019 года. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://bmpd.livejournal.com/3646419.html> (дата обращения: 11.10.2020)
6. Постулаты безопасности полетов. Проект КАССАНДРА // [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.shpls.org/old/labour-2/safe-aviation/576-postulaty-bezopasnosti-poljotov> (дата обращения: 05.10.2020)
7. Предварительный отчет МАК о катастрофе с самолетом Сухой Суперджет 100: Пилоты после жесткой посадки пытались уйти на второй круг. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://e551mm.com/2019/05/15/ssj100diaster/> (дата обращения: 11.10.2020)

УДК 629.7.078

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СУТОЧНОГО ВРАЩЕНИЯ ЗЕМЛИ НА ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНОГО РАСПОЛОЖЕНИЯ ВС ПРИ ЕГО ЭКСПЛУАТАЦИИ НА АЭРОДРОМЕ

Киренчев А. Г.

Даниленко Н. В., канд. техн. наук

Кузнецов С. Н., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Проблема досрочного снятия газотурбинных авиационных двигателей из-за повреждения посторонними предметами по-прежнему остается актуальной. В статье приведены результаты исследований влияния силы суточного вращения Земли на величину тангенциальной скорости потока воздуха перед воздухозаборником авиационного двигателя. Установлено, что в зависимости от направления вращения ротора авиационного двигателя и его расположения по азимутам приращение к тангенциальной скорости перед воздухозаборником двигателя меняется, и, следовательно, меняется и интенсивность вихря, что и приведёт к увеличению коэффициента засасывания посторонних предметов. В работе был выполнен анализ рекомендуемых производителем размеров опасных зон перед воздухозаборниками современных ГТД с учетом их места производства (широты), рассчитаны минимально и максимально возможные размеры опасных зон перед воздухозаборниками ГТД, выработаны рекомендации по азимутальному расположению воздушных судов на аэродромах Северного полушария.

Ключевые слова: авиационный двигатель, суточное вращение Земли, попадание посторонних предметов, опасные зоны, интенсивность полётов, эксплуатация воздушных судов.

На протяжении достаточно молодой истории гражданской авиации ведутся исследовательские работы по созданию всё более совершенных авиационных двигателей, улучшенные эксплуатационные характеристики которых придают качественно новый уровень летной годности воздушного судна. Современное проектирование и изготовление газотурбинных авиационных двигателей новых поколений требует совершенства конструкций, применения новых материалов, новых технологий, а также совершенствования их эксплуатации и технического обслуживания.

Тенденции развития газотурбинных авиационных двигателей воздушных судов ведут к тому, что массовый секундный расход G_v через газоздушный тракт двигателя с годами увеличивается практически по экспоненциальной зависимости (рис. 1).

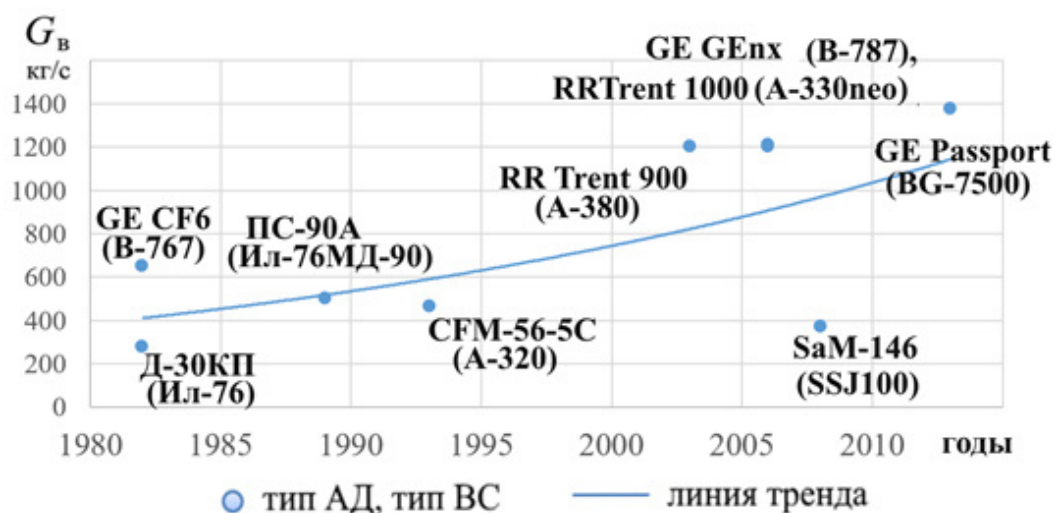


Рисунок 1 – Тенденции увеличения массового секундного расхода через тракт авиационного двигателя

Это вызвано потребностью увеличения мощности и экономичности двигателей, однако развитие экономичных газотурбинных авиационных двигателей с высоким массовым секундным расходом воздуха и большой степенью двухконтурности повысило вероятность образования мощных энергоемких вихревых потоков перед входными устройствами двигателей [Даниленко, 2011].

Анализ статистических данных, накопленных в отечественной и зарубежной практике, показывает, что повреждение компрессора газотурбинных авиационных двигателей является одной из основных причин, приводящих к росту числа авиационных происшествий и преждевременному съему двигателя с эксплуатации. Проблема досрочного снятия газотурбинных авиационных двигателей из-за повреждения посторонними предметами по-

прежнему остается актуальной. Эксплуатанты несут значительные экономические потери из-за вышеуказанного факта.

При этом необходимо отметить, что руководящие документы ИКАО, в том числе и Авиационные правила, применяемые в Российской Федерации, не устанавливают каких-либо количественных критериев уровня опасности повреждения двигателя при засасывании посторонних предметов через воздухозаборник: «Каналы воздухозаборников следует размещать ... таким образом, чтобы свести к минимуму засасывание посторонних предметов при взлете, посадке и рулении» (Авиационные правила, часть 25, параграф 25.109).

Анализ работ, посвященных исследованию течений потока вне и внутри воздухозаборных каналов авиационных двигателей воздушных судов и на поиск уже имеющихся эффективных способов борьбы с попаданием посторонних предметов, показывает, что основные исследования разделились по следующим направлениям [Комов, 2008; Комов, 2005; Пахомов, 2011]:

1. Изучение механизма попадания посторонних предметов в газозаборный тракт двигателя и его взаимодействия с элементами компрессора.

2. Исследование влияния структуры потока перед ВУ на интенсивность попадания посторонних предметов в тракт двигателя.

3. Исследование разновидностей структуры потока перед ВУ для подготовки данных к расчетам движения посторонних предметов в тракте работающего двигателя.

Однако во многих работах не учитываются отдельные внешние факторы, которые могут иметь значительное влияние на процесс образования вихря перед воздухозаборником. Хотя в некоторых работах вихри перед воздухозаборником считают миниатюрными аналогами естественных вихрей – смерчей, а процесс вихреобразования последних, как известно, зависит от отклоняющего действия вращения Земли, т.е. силы Кориолиса. Известно, что сила Кориолиса перпендикулярна движению Земли, она отклоняет все движущиеся объекты в Южном полушарии влево, а в Северном полушарии вправо (рис. 2). Величина её зависит от широты, от массы самого объекта и от его скорости. На экваторе сила Кориолиса всегда равна нулю, и вес предметов уменьшается, а с приближением к полюсам сила Кориолиса и масса предметов возрастают.

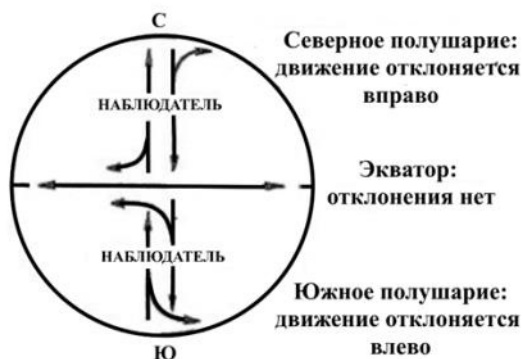


Рисунок 2 – Сила Кориолиса и результат её действия

Следовательно, перечисленные факты необходимо включить в число внешних факторов, влияющих на интенсивность образования вихрей под воздухозаборниками двигателей ВС.

Ротор ГТД находится в состоянии сложного углового движения, включающего относительное вращение ω_r вокруг собственной оси и переносное вращение Ω_z , определяемое суточным вращением Земли. В сложном движении вектор абсолютного вращения ротора ГТД ω_Σ определен геометрическим сложением векторов относительного ω_r и переносного Ω_z вращений [Даниленко, 2017].

Установлено, что расположения вращающегося ротора относительно полюсов Земли может увеличивать или уменьшать время выбега ротора ГТД. Приращение времени выбега ротора ГТД зависит от того, совпадает ли угловая скорость вращения ротора с угловой скоростью вращения Земли или нет. В случае совпадения вращение Земли помогает ротору набрать скорость за меньший промежуток времени, в случае несовпадения, наоборот, замедляет его.

Современное двигателестроение предполагает произвольное конструирование направления вращения роторов авиационных двигателей, нормативного документа не предусмотрено, такого, например, как для двигателя внутреннего сгорания, по стандарту SAE вращение вала двигателя должно происходить против часовой стрелки (CCW – counterclockwise) при наблюдении со стороны вала двигателя.

ГОСТ Р 53461-2009 «Двигатели авиационные и их узлы. Методы нумерации и описание направления вращения» описывает метод определения направления вращения авиационных двигателей, но не определяет рекомендации для конструкторов авиационных двигателей. В соответствии с п. 6.1.2 ГОСТ направление вращения роторов в ГТД и валов в ПД должно характеризоваться как движение по часовой стрелке или против часовой стрелки, с учетом, что поршневые двигатели рассматриваются наблюдателем с конца, удаленного от основного вала, а газотурбинные двигатели – со стороны сопла, то есть в направлении, противоположном общему газовоздушному потоку в двигателе (рис. 3).

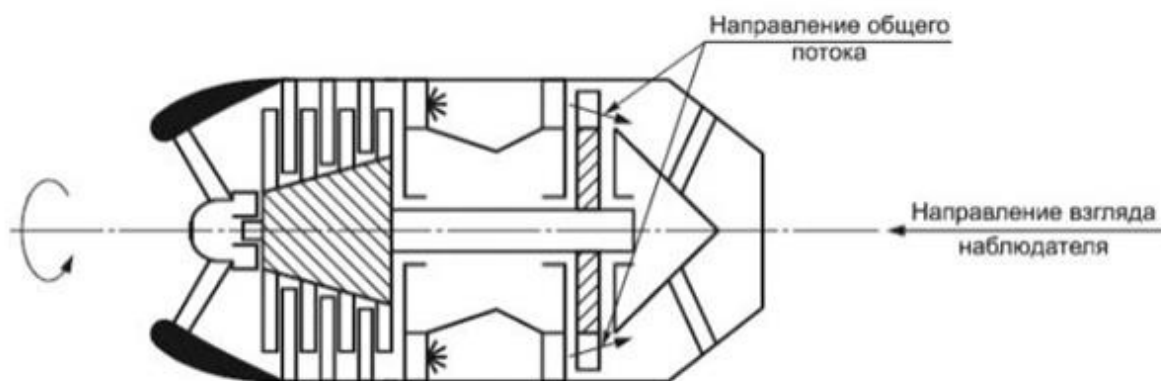


Рисунок 3 – ГТД с вращением против часовой стрелки

В таблице 1 приведены современные газотурбинные двигатели, используемые на современных ВС, и направление вращения их роторов.

При расположении ВС по полету на север с двигателями, имеющими вращение ротора против часовой стрелки, достигается максимум времени выбега ротора, при расположении ВС по полету на юг достигается минимум времени выбега ротора. Следовательно, для двигателей, имеющих вращение ротора по часовой стрелке, всё происходит наоборот. В процессе исследований было выявлено, что приращение времени выбега может составлять до 10 % [Даниленко, 2017]. При расположении ВС в направлениях на запад и на восток (при любом направлении вращения ротора двигателя) время выбега ротора ГТД не меняется. Следовательно, при замере времени выбега ротора конкретного ГТД на аэродроме базирования следует вносить поправку как на положение аэродрома (широту λ), так и на расположение на нем ВС.

Таблица 1 – Направления вращения роторов современных ГТД

Двигатель	Название ВС	Вращение ротора
ПС-90А	Ил-96, Ту-204, Ил-76МД-90	против часовой стрелки
Д-30КП	Ил-76	
Rolls-Royce Trent 900	Airbus A380	
General Electric GEnx	Boeing 747-8, Boeing 787-8	
Rolls-Royce Trent 1000	Airbus A330neo	
CFM-56	Boeing 737, Airbus A320,	по часовой стрелке
General Electric CF6	Boeing 767, McDonnell Douglas DC-10	
SaM-146	Sukhoi Superjet 100	
Pratt & Whitney PW1100G	Airbus A320neo, Airbus A220, MC-21	
General Electric Passport	Bombardier Global 7500	

Исходя из выше сказанного, можно предположить, что вращение Земли, влияющее на скорость вращения ротора ГТД, влияет и на интенсивность вихря перед воздухозаборниками ГТД в зависимости от расположения ВС относительно полюсов Земли и направления вращения роторов двигателей.

С целью подтверждения данного предположения и определения влияния Кориолисовой силы перед воздухозаборником ГТД на вихреобразование с учётом азимутального расположения модели двигателя было выполнено экспериментальное исследование с использованием модели воздухозаборника ГТД (движение ротора по часовой стрелке) (рис. 4).

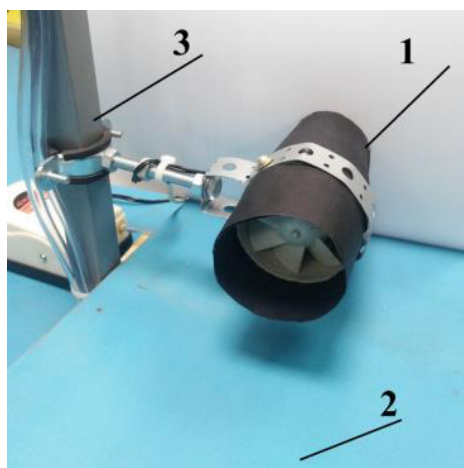


Рисунок 4 – Модель по исследованию вихревого образования с учетом влияния Кориолисовой силы: 1 – модель воздухозаборника с компрессором; 2 – подстилающая поверхность; 3 – штатив для изменения высоты воздухозаборника над подстилающей поверхностью

Анализ полученных результатов (рис. 5) показал, что величина тангенциальной скорости перед «воздухозаборником» меняется в зависимости от азимутального положения модели. Отклонение в скорости при размещении модели с Севера на Юг и наоборот составляло до 0,2 м/с, а наибольшая скорость установлена при совпадении направления вращения ротора с направлением суточного вращения Земли, т. е. при повороте модели на Юг. Разница между максимальной и минимальной тангенциальной скоростью составила 5,26 % (для широты 52 град., г. Иркутск).

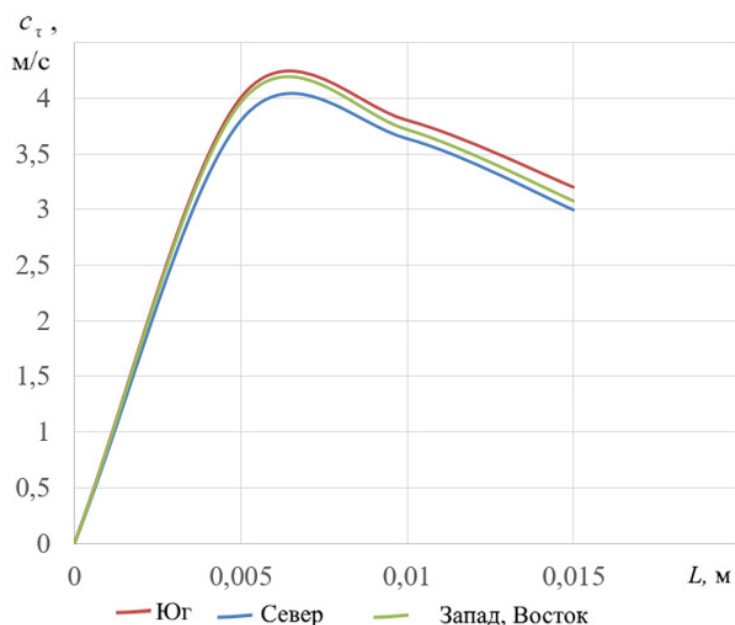


Рисунок 5 – Зависимость тангенциальной скорости от азимутального расположения ротора модели, L – расстояние измерения тангенциальной скорости потока вихря от точки мнимого стока

Таким образом, в зависимости от направления вращения ротора авиационного двигателя и его расположения по азимутам приращение к тангенциальной скорости перед воздухозаборником двигателя может варьировать от 0 до 5,26 %, следовательно, и будет меняться интенсивность вихря.

На графике рисунка 6 показана кривая приращения тангенциальной скорости в зависимости от широты λ и места производства ГТД.

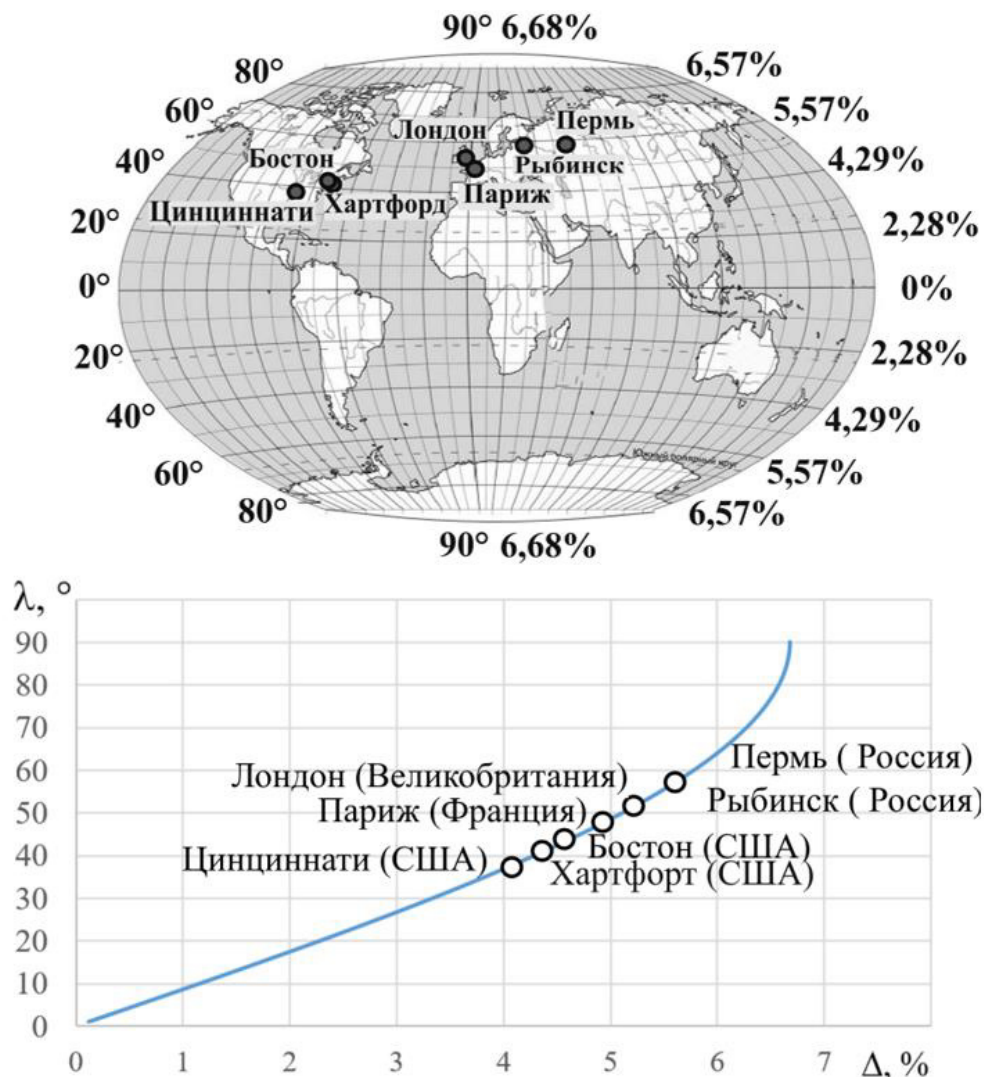


Рисунок 6 – Приращение тангенциальной скорости в зависимости от широты λ и места производства ГТД

В процессе работы был выполнен анализ рекомендуемых производителем размеров опасных зон перед воздухозаборниками современных ГТД с учетом их места производства (широты) и рассчитаны минимально и максимально возможные размеры опасных зон перед воздухозаборниками ГТД.

В таблице 2 приведено изменение размеров опасных зон перед воздухозаборниками современных ГТД с учетом действия Кориолисовой силы относительно места производства авиационных двигателей.

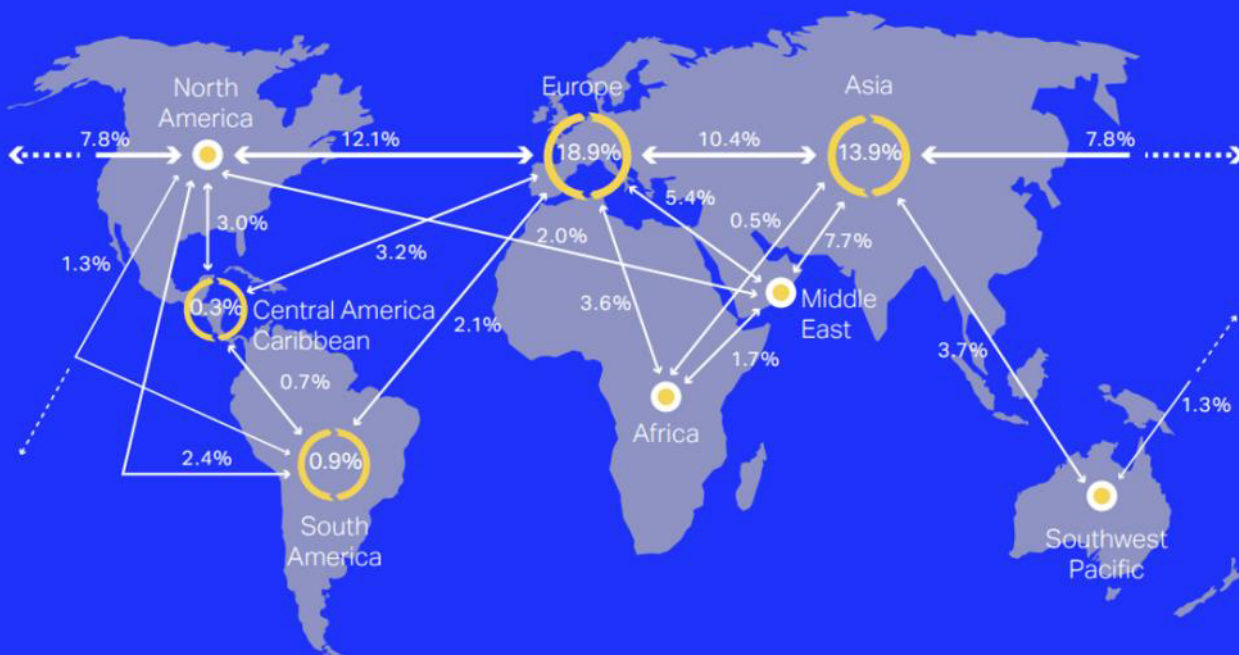
Таблица 2 – Изменение размеров опасных зон перед воздухозаборниками современных ГТД с учетом действия Кориолисовой силы относительно места производства авиационных двигателей

Двигатель	Расположение места производства	Направление вращения ротора	Величина опасной зоны, установленная производителем, м	Минимальная величина зоны (при расположении ВС на ЮГ)	Максимальная величина зоны (при расположении ВС на Север)
ПС-90А (Ил-76МД-90)	Россия: Пермь, $\lambda = 58.01^\circ$	против часовой стрелки	10	(-5,66%); 9,434 м	(+5,66%); 10,566 м
Д-30КП (Ил-76)	Россия: Рыбинск, $\lambda = 58.04^\circ$		10	(-5,66%); 9,434 м	(+5,66%); 10,566 м
Rolls-Royce Trent 900 (Airbus A380)	Великобритания, Лондон, $\lambda = 51,5072^\circ$		4,5	(-5,22%); 4,265 м	(+5,22%); 4,74 м
General Electric GE9x (Boeing 747-8)	США, Бостон, $\lambda = 42,332^\circ$		5,5	(-4,49%); 5,25 м	(+4,49%); 5,74 м
Rolls-Royce Trent 1000 (Airbus A330neo)	Великобритания, Лондон, $\lambda = 51,5072^\circ$		4,5	(-5,22%); 4,265 м	(+5,22%); 4,74 м
CFM-56 (Boeing 737)	США, Огайо, Цинциннати, $\lambda = 39,1399^\circ$	по часовой стрелке	4,2	(-4,21%); 4,02 м	(+4,21%); 4,38 м
General Electric CF6	США, Бостон, $\lambda = 42,332^\circ$		4,88	(-4,49%); 4,66 м	(+4,49%); 5,1 м
SaM-146	Франция, Париж, $\lambda = 48,8032^\circ$		3,5	(-5,02%); 3,32 м	(+5,02%); 3,68 м
Pratt & Whitney PW1100G (Airbus A220)	США, Коннектикут, Восточный Хартфорд, $\lambda = 41,7614^\circ$		6,10	(-4,44%); 5,83 м	(+4,44%); 6,37 м
General Electric Passport (Bombardier Global 7500)	США, Бостон, $\lambda = 42,332^\circ$		3,81	(-4,49%); 3,64 м	(+4,49%); 3,98 м

Интенсивность полетов ВС в Северном и Южном полушариях различна, проценты трафика в коммерческих пассажиро-километрах и в грузовых тонно-километрах по зонам за 2019 год, так же интенсивность полетов в мире за один день представлены на рис. 7 и 8 соответственно.

TRAFFIC BY ROUTE AREA

Percentage of international scheduled Revenue Passenger-Kilometers



TRAFFIC BY ROUTE AREA

Percentage of international scheduled Freight Tonnes-Kilometers

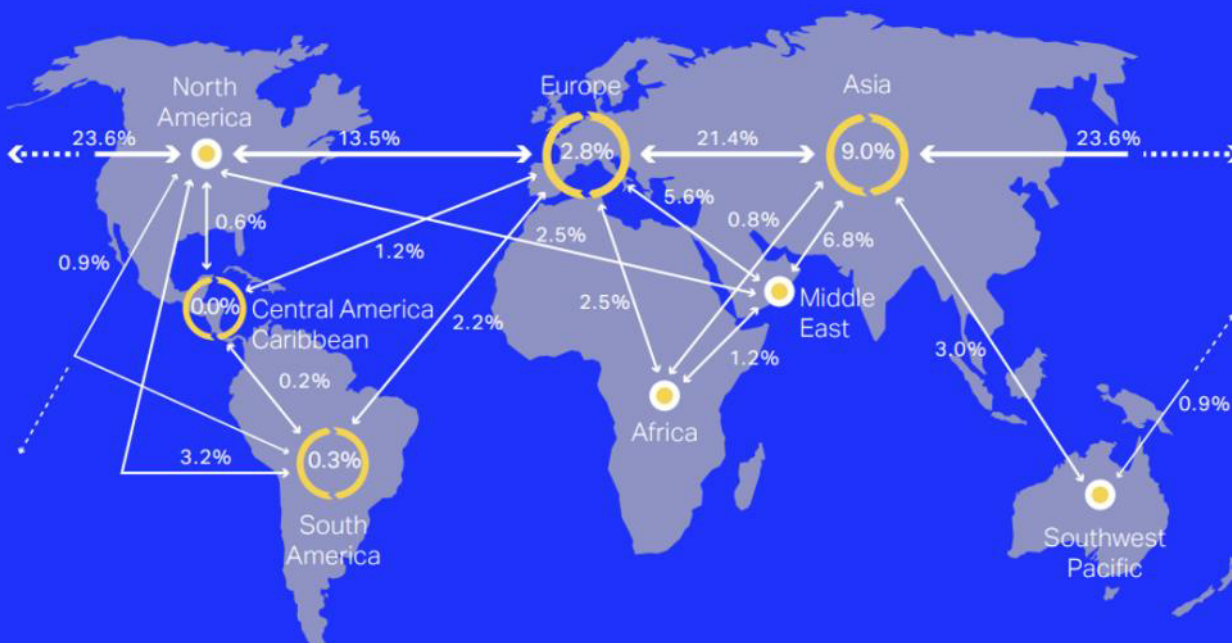


Рисунок 7 – Проценты трафика в коммерческих пассажиро-километрах и в грузовых тонно-километрах по зонам за 2019 год [World Air Transport Statistics 2019 Edition, 2019]



Рисунок 8 – Интенсивность полетов в мире на 12.10.2020 [Flightradar24: Live Flight Tracker, 2020]

В среднем свыше 85% полетов осуществляется в Северном полушарии и, следовательно, при размещении ВС на аэродроме необходимо учитывать рекомендуемые азимутальные расположения (табл. 3).

Таблица 3 – Рекомендуемое азимутальное расположение воздушных судов (по полету) на аэродромах в Северном полушарии

Расположение воздушных судов на аэродромах в Северном полушарии					
Двигатель	Название ВС	Направление вращения ротора	ВПП	Рулёжные дорожки	Специальные площадки
ПС-90А	Ил-96, Ту-204, Ил-76МД-90	против часовой стрелки	Север	Юг, Запад или Восток	Юг
Д-30КП	Ил-76				
Rolls-Royce Trent 900	Airbus A380				
General Electric GEnx	Boeing 747-8, Boeing 787-8				
Rolls-Royce Trent 1000	Airbus A330neo				
CFM-56	Boeing 737, Airbus A320,	по часовой стрелке	Юг	Север, Запад или Восток	Север
General Electric CF6	Boeing 767, McDonnell Douglas DC-10				
SaM-146	Sukhoi Superjet 100				
Pratt & Whitney PW1100G	Airbus A320neo, Airbus A220, MC-21				
General Electric Passport	Bombardier Global 7500				

Необходимо заметить, что основные международные руководящие документы ИКАО (Приложение 14 к Конвенции о международной гражданской авиации «Аэродромы») и федеральные руководящие документы (ФАП 262 «Требования, предъявляемые к аэродромам, предназначенным для взлета, посадки, руления и стоянки гражданских воздушных судов», свод правил СП 121.13330.2019 «СНиП 32-03-96 Аэродромы») не учитывают азимутальное расположение ВПП, рулёжных дорожек и специальных площадок при запуске и работе двигателей.

На основании выполненных исследований предлагаются рекомендации по совершенствованию процессов эксплуатации воздушных судов и их авиационных двигателей с учетом суточного вращения Земли:

1. ВПП на аэродроме необходимо располагать так, чтобы при взлёте ВС приращение тангенциальной скорости к вращению ротора двигателя было максимальным, что позволит снизить расход топлива, т. к. для достижения тех же скоростей и оборотов потребуется до 6,68 % меньше усилий на разных широтах.

2. При рулении и опробовании ГТД на специальных площадках в зависимости от направления вращения ротора авиационного двигателя и его расположения по азимутам приращение к тангенциальной скорости перед воздухозаборником двигателя может варьировать от 0 до 6,68 %, следовательно, будет меняться и интенсивность вихря, что приводит к увеличению коэффициента засасывания посторонних предметов.

3. Производители авиационных двигателей устанавливают постоянные размеры опасных зон (const) перед воздухозаборниками, однако с учетом действия Кориолисовой силы перед воздухозаборниками современных ГТД происходит изменение размеров опасных зон (var) от 4 до 6% по различным широтам относительно места производства авиационных двигателей, что необходимо учитывать в процессе эксплуатации.

4. В связи с тем, что более 85% полетов ВС совершаются в Северном полушарии, необходимо учитывать, что при расположении ВС по полету на север с двигателями, имеющими вращение ротора против часовой стрелки, достигается максимум времени выбега ротора, при расположении ВС по полету на юг достигается минимум времени выбега ротора.

5. Рекомендуемое азимутальное расположение воздушных судов на аэродромах необходимо учитывать при строительстве новых аэродромов и при реконструкции старых.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Даниленко Н. В. Ротор в поле суточного вращения Земли [Электронный ресурс] // Н. В. Даниленко/ Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2017. – №2 – Режим доступа: <http://ce.if-mstuca.ru/index.php/050000/earth-rotation-rotor>.
2. Даниленко Н. В. Теория вихрей перед воздухозаборниками самолетов при работе газотурбинных двигателей на аэродроме: монография / Н. В. Даниленко, П. М. Кривель, С. В. Пахомов, А. М. Сафарбаков, М. М. Федотов. Изд. 2 (дополн.). ISBN 978-5-8038-0685-1. – Иркутск: МГТУ ГА (Ирк. фак-т), 2011. – 350 с.

3. *Комов А. А.* Основные закономерности повреждения лопаток компрессоров авиационных ГТД посторонними предметами / А. А. Комов, Г. Г. Белоусов // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2008. – № 134. – С. 25-34.
4. *Комов А. А.* Теоретические основы и технические решения для защиты авиационных двигателей от попадания твердых посторонних предметов с поверхности аэродрома: дис. ... д-ра техн. наук : 05.26.02 / А. А. Комов. – Москва, 2005 – 400 с.
5. *Пахомов С. В.* Методы и средства защиты газотурбинных двигателей воздушных судов от попадания посторонних предметов / С. В. Пахомов, А. М. Сафарбаков. – Иркутск: Иркутский гос. ун-т путей сообщ., 2011. – 132 с.
6. Flightradar24: Live Flight Tracker [Электронный ресурс] – 2020. Режим доступа: <https://www.flightradar24.com/> (дата обращения 18.09.2020)
7. World Air Transport Statistics 2019 Edition [Электронный ресурс] – 2019. Режим доступа: <https://www.iata.org/contentassets/a686ff624550453e8bf0c9b3f7f0ab26/wats-2019-mediakit.pdf> (дата обращения: 10.10.2020)

УДК 629.3.023.26

РАЗРАБОТКА СПОСОБА РЕМОНТА ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Крылов А. А., канд. техн. наук
Леденева И. В., канд. хим. наук

*ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Разработан простой и технологичный способ ремонта сквозных пробоев остекления воздушного судна, который состоит в установке накладки с обратной стороны пробоя, осуществления порционной укладки в обработанное отверстие подготовленного специального состава светового отверждения, отверждение состава с помощью УФ-лампы с поляризационным эффектом, полировке внешней и внутренней поверхности участка. Проверка отремонтированного участка на герметичность осуществляется путем создания избыточного давления в кабине и проверкой величины падения давления, создаваемого от наземной установки в единицу времени в соответствии с требованиями Инструкции по эксплуатации конкретного типа воздушного судна.

Ключевые слова: ремонт воздушного судна военного назначения, остекление, сквозная пробоина, состав светового отверждения.

Органические стекла, применяемые для остекления фонаря летательных аппаратов (ЛА), изготавливают из прочных и атмосферостойких полимеров, например, полиметилметакрилата. Ресурс таких органических стекол практически не ограничен, и они заменяются исключительно по техническому состоянию. Вместе с тем, невысокая твердость органических стекол является причиной появления на их поверхности в процессе эксплуатации большого количества механических повреждений в виде царапин и забоин,

ограничивающих возможность их дальнейшего использования. Кроме того, на поверхности органических стекол под воздействием напряжений, растяжений иногда возникают мелкие поверхностные трещины, называемые «серебром». Из-за наличия механических повреждений и «серебра» при ремонте самолетов бракуется и заменяется новыми большое количество органических стекол. Однако, как показывают исследования и опыт авиаремонтных заводов, много из забракованных по указанным повреждениям стекол могут быть отремонтированы и установлены для дальнейшей эксплуатации. При выборе способа ремонта органических стекол необходимо учитывать их большое разнообразие. Они различаются по маркам материала, состоянию ориентации, форме, размерам и толщине. В настоящее время разработаны достаточно технологичные способы устранения указанных выше повреждений остекления кабин ЛА гражданской и военной авиации [Сентюрин, 2018].

В то же время эксплуатация воздушных судов военного назначения сопряжена, зачастую, с проблемами устранения сквозных пробоин остекления, полученных в результате воздействия средств поражения. В соответствии с Инструкциями по техническому обслуживанию ЛА, сквозные пробоины в остеклении диаметром до 60 мм ремонтируют постановкой заглушек из оргстекла. Основным недостатком данного способа ремонта является высокая продолжительность технологического процесса по устранению боевого повреждения, включающего следующие операции: измерение размеров пробоины, изготовление заглушки, высверливание отверстия под конус, подготовка клеевой основы для склеивания и выдерживание в течение продолжительного времени для отверждения клея.

Нами разработан новый способ ремонта остекления фонаря кабины воздушного судна военного назначения, позволяющий повысить надежность отремонтированного элемента с обеспечением заданной герметичности кабины за счет применения специального состава светового отверждения для заполнения сквозной пробоины.

Способ ремонта сквозной пробоины в остеклении летательного аппарата реализуется следующим образом: перед началом работ по устранению сквозной пробоины 2 в остеклении летательного аппарата 1 проводят дефектацию с измерением геометрических характеристик пробоины и определением концентраторов напряжения (рис. 1а).

Для устранения концентраторов напряжения пробоину обрабатывают специальным инструментом (дрель с комплектом сверл, напильники различной формы, наждачная бумага разной зернистости и другие шанцевые инструменты) до получения прямых линий обвода внутренних краев отверстия (рис. 1б).

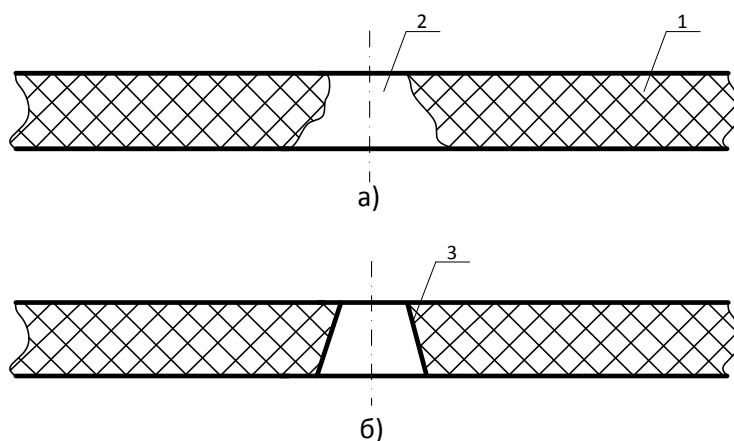


Рисунок 1 – Дефектация сквозной пробоины остекления (а) и устранение концентраторов напряжения (б)

При этом обработанное отверстие должно представлять собой равностороннюю трапецию 3 в продольном сечении, основание которой с внутренней стороны (R_1) остекления больше, чем с внешней (R_2), в связи с созданием избыточного давления внутри кабины летательного аппарата. После обработки пробоины с внешней стороны остекления воздушного судна устанавливается и фиксируется на металлизированную клейкую ленту накладка 5, размеры которой больше диаметра обработанного отверстия R_1 (рис. 2а).

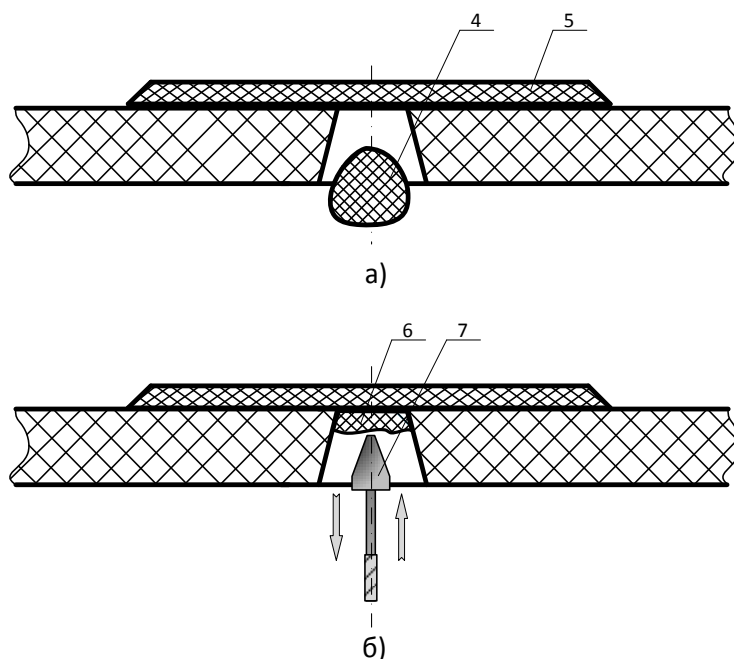


Рисунок 2 – Установка накладки на пробоину (а) и введение состава светового отверждения (б)

Далее подготовленный специальный состав светового отверждения 4 порционно помещается в обработанное отверстие со стороны, противоположной установленной накладке (рис. 2б).

Каждая порция состава 4, в количестве 25% от толщины остекления воздушного судна, равномерно распределяется и выравнивается параллельно накладке и отверждается с помощью ультрафиолетовой лампы с поляризационным эффектом с длиной волны 450-500 нм (рис. 3). Время отверждения зависит от массы вносимого материала и диаметра ремонтируемого отверстия. Рекомендуемое время отверждения специального состава светового отверждения – от 50 до 120 секунд.

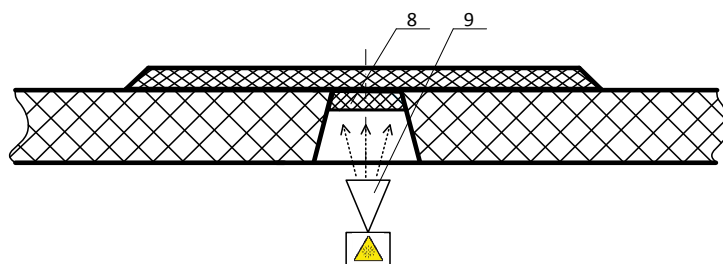


Рисунок 3 – Отверждение состава с помощью УФ-лампы с поляризационным эффектом

Описанные этапы повторяют до тех пор, пока вся дефектная область не будет заполнена специальным составом светового отверждения (рис. 4а, б, в).

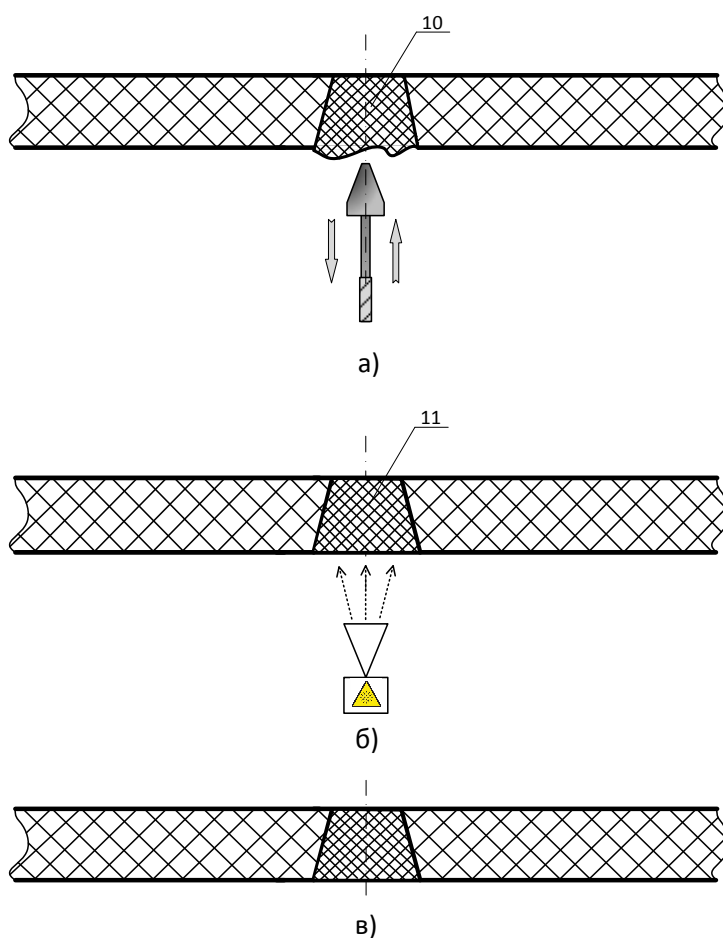


Рисунок 4 – Последовательное заполнение пробоины слоями состава светового отверждения (а, б, в)

В завершении процесса, при необходимости, выполняется полировка внешней и внутренней поверхности отремонтированного участка, заполненного специальным составом в соответствии с требованиями Инструкции по эксплуатации конкретного типа воздушного судна.

Специальный состав светового отверждения представляет собой композицию, в состав которой входят олигоуретанметакрилат, бутилированный гидрокситолуол, камфорохинон, триметакрилаттриэтанолламин, полиметилсилоксан, полиметилметакрилат, кабосил при следующем количестве компонентов, масс.% (табл. 1) [Гринева, 2008].

Таблица 1 – Компоненты состава светового отверждения

Компонент	Массовая доля в составе, %
Бутилированный гидрокситолуол	0,02-0,03
Камфорохинон	0,05-0,15
Триметакрилаттриэтанолламин	0,26-0,27
Полиметилсилоксан	5,7-5,9
Полиметилметакрилат	5,5-5,9
Кабосил	36,0-37,0
Олигоуретанметакрилат ОУА 2000Ф	остальное

Контроль качества ремонта остекления описанным выше способом осуществляется проверкой кабины воздушного судна на герметичность. С этой целью в кабине создается избыточное давление в кабине и проверка величины падения давления, создаваемого от наземной установки в единицу времени в соответствии с требованиями Инструкции по эксплуатации конкретного типа воздушного судна.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Сентюрин Е. Г. Полирование и шлифование – эффективные методы повышения «серебростойкости» и оптических характеристик оргстекла при изготовлении и продлении ресурса авиационного остекления в эксплуатации (обзор/ Е. Г. Сентюрин, И. В. Мекалина, М. К. Айзатулина, И. В. Орлова // Труды ВИАМ. – 2018. – №10 (70) – С. 45-52.
2. Патент N 2316308 C1 Российская Федерация, МПК A61K 6/09 (2006.01). Состав для временного пломбирования зубов светового отверждения : N 2006136110/15 : заявл. 10.12.2006 : опубл. 10.02.2008 / Гринева Т. В., Ипполитова Е. И. – 5 с.

**РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ СОСТАВОВ ПУСКОВЫХ ЖИДКОСТЕЙ ДЛЯ
ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ОБСЛУЖИВАНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В
ЭКСТРЕМАЛЬНЫХ КЛИМАТИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ**

Леденева И. В., канд. хим. наук

Лесков В. В.

*ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

В статье предлагаются новые химические составы пусковых жидкостей для «холодного» запуска двигателей внутреннего сгорания средств наземного обслуживания летательных аппаратов в условиях экстремально низких температур на основе комплексов металлоорганических соединений алюминия – триметил (этил)алюминия и метилата/этилата алюминия. Описанный состав может облегчить запуск как дизельных, так и бензиновых двигателей при температуре окружающей среды ниже температуры застывания топлива. Новую пусковую жидкость целесообразно вводить во впускной трубопровод двигателя с использованием известных пусковых приспособлений.

Ключевые слова: средства наземного обслуживания (СНО), запуск двигателя, экстремальные климатические условия, пусковая жидкость, комплексы металлоорганических соединений алюминия.

Безопасность полетов и сроки подготовки летательных аппаратов в значительной степени определяются совершенством, возможностями и техническим состоянием средств наземного обслуживания (СНО) – комплекса специальных машин, механизмов, приборов, инструмента и приспособлений, технологически взаимосвязанных между собой и предназначенных для подготовки авиационной техники (АТ) к применению и содержания ее в исправном и боеготовом состоянии. Наиболее важными требованиями, предъявляемыми к СНО АТ со стороны ИАС, являются: 1) обеспечение минимально возможного времени технического обслуживания воздушного судна; 2) малые сроки приведения в рабочее состояние, автономность; 3) надежность работы и возможность эффективного использования в разнообразных климатических и метеорологических условиях.

СНО АТ делятся на средства наземного обслуживания общего применения (СНО ОП) и средства наземного обслуживания специального применения (СНО СП).

В состав СНО ОП входят средства заправки ГСМ, специальными жидкостями и газами, средства энергоснабжения, теплотехнические средства, средства наддува, тягачи-буксировщики, подъемные транспортные средства, средства очистки и специальной обработки (аэродромные передвижные электроагрегаты АПА-5М и АПА-5Д на базе ЗИЛ-375, топливозаправщики ТЗ-

5, ТЗ-7,5-500А, ТЗ-8-255Б, ТЗ-22М, ТЗ-30, ТЗА-4, ТЗА-10, ТЗА-20 ТЗА-40, 60, ПАЦЗ, ПЦТЗА, маслозаправщик МЗ-66 и водоспиртозаправщики ВСЗ-66, ВСЗ-375 на базе ГАЗ-66, установка воздушного запуска УВЗ-4,8/40-452, заправщик специальными жидкостями ЗСЖ-66, установка для проверки гидросистем УПГ-300, УПГ-250ГМ на базе ГАЗ-51, электрогидроустановка ЭГУ-17/210-66 (ЭГУ-17/35М), ЭГУ-50/210-131, автомобильные кислородно-зарядные станции АКЗС-75 и АКЗС-75М-131, воздухозаправщик ВЗ-20-350-131, аэродромный многоцелевой кондиционер АМК-24/56-131 на базе ЗИЛ-131, централизованный заправщик воздухом ЦЗВ в комплект которого входят два автомобиля ЗИЛ-130).

В целях экономии ресурса двигателей и горючего, сокращения времени работы двигателей на земле, на аэродромах применяют буксировку ЛА колесными тягачами. Буксировка осуществляется с помощью специальных водил, которые имеют сцепное устройство с передней стойкой шасси ЛА и буксировочным крюком тягача. Для буксировки ЛА массой до 25т применяется колесный тягач автомобиль УРАЛ-375Т. Для буксировки ЛА массой до 50т применяется колесный тягач автомобиль КрАЗ-255Б. Для сокращения применения ручного труда и улучшения условий труда на аэродромах, складах, базах, для выполнения работ при монтаже (демонтаже) элементов конструкции и при обслуживании ЛА применяют подъемные краны. С этой целью применяют автомобильный подъемный кран К-57 на базе МАЗ-500 и автомобильный кран К-162М на базе КрАЗ-257К.

К СНО СП относятся приспособления для буксировки, удержания и швартовки, подъемные средства, средства доступа, монтажно-демонтажные средства, средства обслуживания специальных систем, средства защиты ЛА на стоянке, средства техники безопасности, вспомогательные средства.

Запуск двигателей внутреннего сгорания средств наземного обслуживания летательных аппаратов, будь то искровое зажигание или воспламенение от сжатия, в холодных условиях, то есть в условиях, когда температура окружающей среды опускается ниже точки замерзания, представляет собой довольно серьезную проблему в зимний период в умеренных зонах. В крайних северных и южных широтах эта проблема стоит особенно остро. Дизельным двигателям часто разрешается работать на холостом ходу в течение нескольких часов, а часто и в течение ночи, чтобы поддерживать температуру воспламенения, а не пытаться инициировать воспламенение от сжатия в двигателе, остывшим до температуры воздуха.

Большое количество «заправочных» или пусковых жидкостей и многие механические вспомогательные средства для запуска предложены и используются с разной степенью успеха для облегчения проблем с запуском, возникающих при низких температурах. До сих пор диэтиловый эфир считается одной из самых эффективных исходных жидкостей.

Так, промышленность в РФ выпускает два типа пусковых жидкостей: «Холод Д-40» для дизельных двигателей и «Арктика» для бензиновых. Пусковая жидкость «Холод Д-40» имеет следующий химический состав:

этиловый эфир (58-62%), изопропилнитрат (13-17%), газовый бензин (13-17%) и маловязкое масло (8-12%). Для обеспечения плавного и последовательного воспламенения в состав смеси вводят изопропилнитрат и газовый бензин, которые воспламеняются после этилового эфира, но раньше основного топлива. Для снижения износа деталей при пуске двигателя в состав пусковой жидкости добавляют 8-12% масла. Жидкость «Арктика» состоит из этилового эфира (45-60%), газового бензина (35-55%), инициатора воспламенения (изопропилнитрата) (1,5%), масла с противозадирной присадкой (2%). Обе жидкости выпускают в запаянных ампулах или в аэрозольной упаковке (в металлических баллонах), вводят пусковым приспособлением 6ПП-40 или 5ПП-40 во впускной трубопровод двигателя [Кириченко, 2003].

Однако, как показала практика, пусковые жидкости на основе этилового эфира малоэффективны и не могут обеспечить удовлетворительный запуск двигателей внутреннего сгорания даже при $-30\text{ }^{\circ}\text{C}$. В любом случае диэтиловый эфир не воспламеняется при температурах ниже $-40\text{ }^{\circ}\text{C}$, то есть при температурах, часто встречающихся в Сибири, Арктике и Антарктике. Ввиду создания в последние годы военных баз и метеорологических станций в этих отдаленных районах, возможность запуска двигателей внутреннего сгорания при экстремально низких температурах имеет большое значение.

Экспериментально установлено, что в качестве перспективных пусковых жидкостей для «холодного» запуска двигателей внутреннего сгорания средств наземного обслуживания летательных аппаратов в условиях экстремально низких температур могут применяться химические составы на основе комплексов металлоорганических соединений алюминия – триметил(этил)алюминия и метилата/этилата алюминия. При этом предпочтительно применять жидкий состав, представляющий собой раствор в диэтиловом эфире метилата алюминия или этилата алюминия (от примерно 10 до 20% по массе) и триметилалюминия или триэтилалюминия (от 5 до 25% по массе). Комплексы триметил алюминия $\text{Al}(\text{CH}_3)_3$ и этилата алюминия $\text{Al}(\text{OC}_2\text{H}_5)_3$ образуются при контактировании 4 моль соответствующего триалкилалюминия с 3 молями диэтилового эфира. Полученные системы показывают крайне низкие температуры замерзания (до минус $60\text{ }^{\circ}\text{C}$) и высокую способность к воспламенению. Триметилалюминий и триэтилалюминий являются коммерчески доступными реагентами, но обращение с ними требует особой осторожности и мер предосторожности, поскольку они самовоспламеняются на воздухе. Однако при растворении в диэтиловом эфире эти соединения образуют относительно стабильные эфиратные комплексы. При комнатной температуре эти эфиры дымятся, но не воспламеняются на воздухе самопроизвольно. При соблюдении надлежащих мер предосторожности растворы указанных соединений в диэтиловом эфире можно приготовить в атмосфере нейтрального газа, такого как азот, диоксид углерода, аргон или т.п. Полученные растворы в смеси с инертным газом предпочтительно хранить в специальных запаянных одноразовых ампулах под давлением и вводить во впускной трубопровод двигателя с использованием

специального пускового приспособления (аналогично пусковым жидкостям «Холод Д-40» и «Арктика»).

Принцип работы новых составов пусковой жидкости заключается в следующем. Смесь метилата или этилата алюминия, поступающая в камеру сгорания, при запуске гидравлического/электрического воздушного стартера или аккумулятора, диссоциирует и высвобождает самовоспламеняющийся триметилалюминий (или триэтилалюминий). Светящиеся частицы последнего облегчают зажигание диэтилового эфира от электрической искры в случае двигателя с искровым зажиганием или из-за сжатия, что в противном случае невозможно из-за низкой температуры вокруг и внутри двигателя. Чистый диэтиловый эфир обычно не самовоспламеняется в условиях температуры ниже точки замерзания.

Таким образом, раствор металлоорганических соединений алюминия – триметил(этил)алюминия и метилата/этилата алюминия в диэтиловом эфире представляет собой новую перспективную композицию пусковых жидкостей для «холодного» запуска двигателей внутреннего сгорания средств наземного обслуживания летательных аппаратов в условиях экстремально низких температур. Описанный состав может облегчить запуск как дизельных, так и бензиновых двигателей при температуре окружающей среды ниже температуры застывания топлива.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Кириченко Н. Б.* Автомобильные эксплуатационные материалы: Учебное пособие / Н. Б. Кириченко – М.: Издательский центр «Академия», 2003. – 208 с.
2. Gupta, R.B. Cold Starting of IC Engines // R.B. Gupta / Def Sci J, 1988. – Vol. 38, No. 1. – P. 77-85.

УДК 535.34

ЛАЗЕРНЫЕ МЕТОДЫ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ ОСТЕКЛЕНИЯ КАБИНЫ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Павлов П. В., канд. техн. наук

Вольф И. Э., канд. техн. наук

Кусков И. Э.

*ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Существующие методики неразрушающего контроля элементов остекления требуют глубокой модернизации, с этой целью предлагается внедрить в процесс эксплуатации воздушных судов новые оптические методы неразрушающего контроля (НК): метод спекл-структур оптического излучения (МССОИ) и компьютерной голографии (КГ). В данной работе представлены результаты экспериментального исследования данных методов по определению параметров дефекта типа «серебро», образующегося на элементах остекления кабин самолетов, изготовленных из органического стекла. В

ходе эксперимента установлено, что данные методы могут быть использованы как на этапах подготовки воздушных судов к полетам, так и при углубленном контроле при проведении регламентных работ и ремонте.

Ключевые слова: неразрушающий контроль, органическое стекло, остекление, спекл, компьютерная голография.

Оптические детали кабины летательных аппаратов, как и остальные силовые составляющие конструкции планера самолета в процессе эксплуатации подвергаются воздействию со стороны климатических факторов, механических нагрузок и воздействию агрессивных сред, что приводит к изменению поверхностной и внутренней структуры и, как следствие, снижению их прочности [Мекалина, 2018].

Самым распространенным дефектом, образующимся преимущественно в приповерхностной области авиационного органического стекла, является «серебро». Наличие данного дефекта приводит к снижению прочности остекления вплоть до его разрушения [Балашов, 2016, с. 211].

В материалах работы [Акользин, 2014, с. 41] критическая глубина данного дефекта (0,1 мм), после образования которого требуется выполнение ремонта остекления. Однако устройства неразрушающего контроля, которыми оснащены подразделения государственной авиации РФ, обладают большой погрешностью измерений, так как на результат контроля влияет человеческий фактор – все зависит от возможностей человеческого зрения и квалификации инженера. Следовательно, необходимо, чтобы в эксплуатирующих организациях имелись прецизионные оптико-электронные системы контроля технического состояния элементов остекления, которые позволили бы определять и своевременно выявлять критические повреждения в структуре стекла, тем самым предотвращая авиационные происшествия.

Для выявления дефектов, обладающих сложной структурой и макроскопическими размерами, во много раз больше длины излучения, предлагается применять методы НК, основанные на использовании оптических явлений интерференции и дифракции. К таким методам относятся МССОИ и КГ [ГОСТ Р 53696-2009]. Главными достоинствами данных методов является способность определять неоднородности в прозрачной среде в количественной мере, т.е. определять местоположение и их геометрические размеры, а также глубину их залегания. Область применения МССОИ и КГ обширная, они используются как инструменты НК как полупрозрачных, так и не прозрачных материалов [Владимиров, 2015, с. 21; Hayde Peregrina-Barreto, 2017; Дёмин, 2014, с. 597], однако для диагностики авиационных органических стекол они не рассматривались.

Для достижения данной цели были решены следующие задачи:

1. Подготовлены контрольные образцы органического авиационного стекла с разной глубиной и шириной раскрытия поверхностных микротрещин типа «серебро».

2. Разработано программное обеспечение (ПО) для записи и обработки цифровых спекл-картин и голограмм дефектов остекления [Павлов, Св-во регистрации программы для ЭВМ №2020619980, №2020619977].

3. Проведены натурные испытания разработанного ПО в ходе дефектоскопического контроля подготовленных образцов из органического авиационного стекла.

На первом этапе исследований в ходе проведения испытаний органического авиационного стекла марки АО-120А были созданы 5 тестовых объектов (рисунок 1а), имеющих на поверхности своей структуры микродефекты с различными геометрическими размерами.

Подготовка образцов проводилась с использованием машины для испытания на изгиб и сжатие с созданием в поверхностном слое напряжений 150, 300, 525, 600 и 675 кгс/см². С одновременным нанесением на растянутую поверхность образца ватным тампоном ацетона, который выдерживался 30 секунд, что привело к образованию микротрещин.

Для оценки эффективности программного модуля спекл-лазерного контроля от поврежденного участка каждого образцы были сняты спекл-фотографии, представленные на рисунке 1 б) – ж).

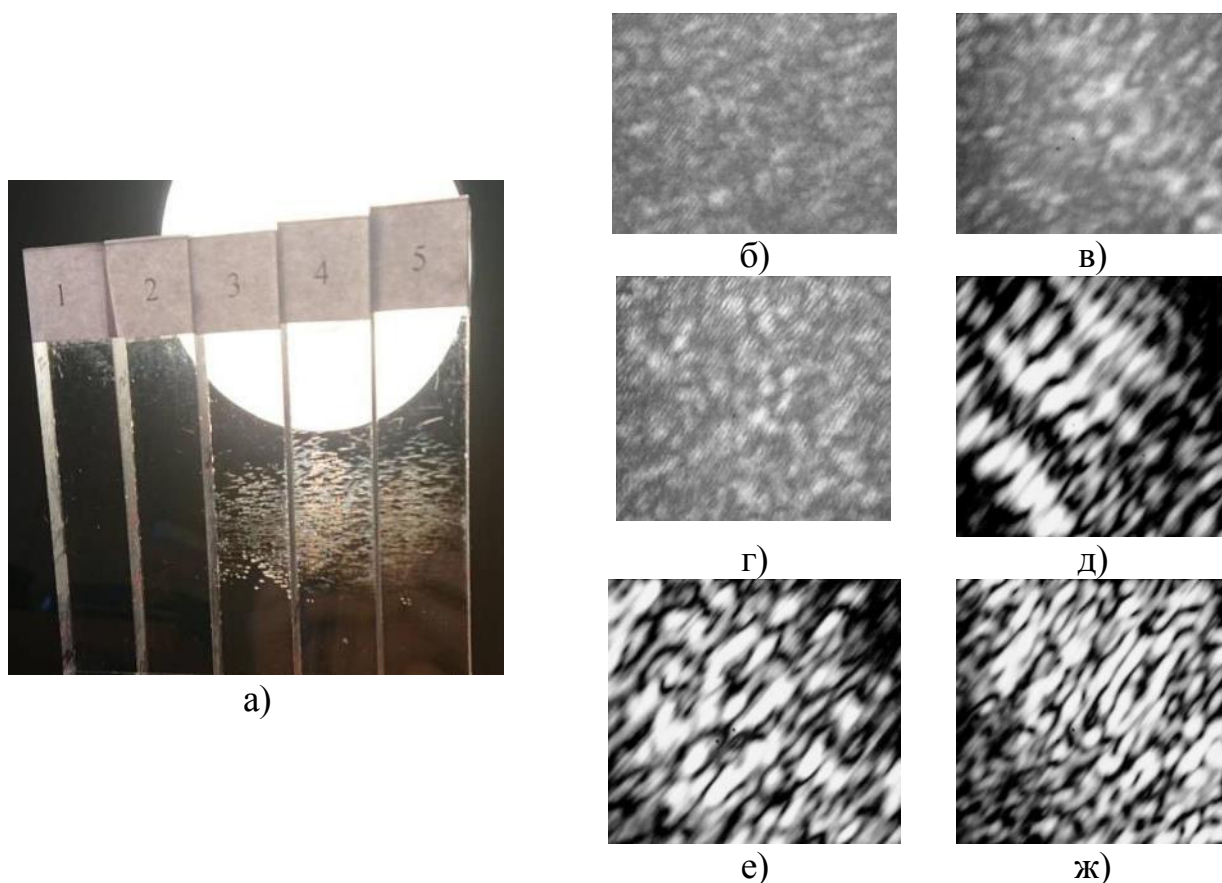


Рисунок 1 – Тестовые образцы оргстекла АО-120А – а) и спекл-фотографии от: эталонного объекта – б) от 1-ого образца – в), от 2-ого образца – г), от 3-его образца – д), от 4-ого образца – е) и от 5-ого образца – ж)

Далее, с помощью ПО [Павлов, 2020] рассчитана автокорреляционная функция каждой спекл-фотографии и ее площадь, результаты измерений указаны в таблице 1.

Таблица 1 – Результаты измерений образцов стекла марки АО-120А

№ образца марки АО-120А	Время выдержки, с	Напряжение на стекло, кгс/см ²	Площадь функции автокорреляции спекл-фотографии, мкм ²
0	-	-	35,64
1	30	150	29,95
2		300	28,07
3		525	26,62
4		600	22,53
5		675	20,03

В ходе экспериментальных исследований метода спекл-лазерного контроля установлено, что при увеличении напряжений на стекло под воздействием ацетона увеличивается количество микротрещин и их размеры, анализируя параметры регистрируемых спекл-фотографий от поврежденных участков тестовых образцов авиационного стекла марки АО-120А, установлена зависимость влияния параметров спекл-фотографий от величины нагрузки на стекло, позволяющая с учетом верификации результатов измерений с оптическими профилометрами разработать методику неразрушающего контроля элементов остекления при использовании МССОИ.

Для детального анализа геометрических размеров дефектов типа «серебро» предлагается использовать метод КГ. Для оценки эффективности разработанного программного модуля голографического неразрушающего был зафиксирован голографический снимок (голограмма) (рисунок 2а) участка поверхности, на котором находились микродефекты.

Далее зарегистрированная голограмма была подвергнута восстановлению с учетом параметров оптической системы (длина волны лазера, размер пикселя ПЗС-матрицы и расстояний от матрицы до контролируемого объекта). По восстановленным изображениям дефектов видно, что четкие контуры дефекта сформировались на рисунке 2в на расстоянии 30 см.

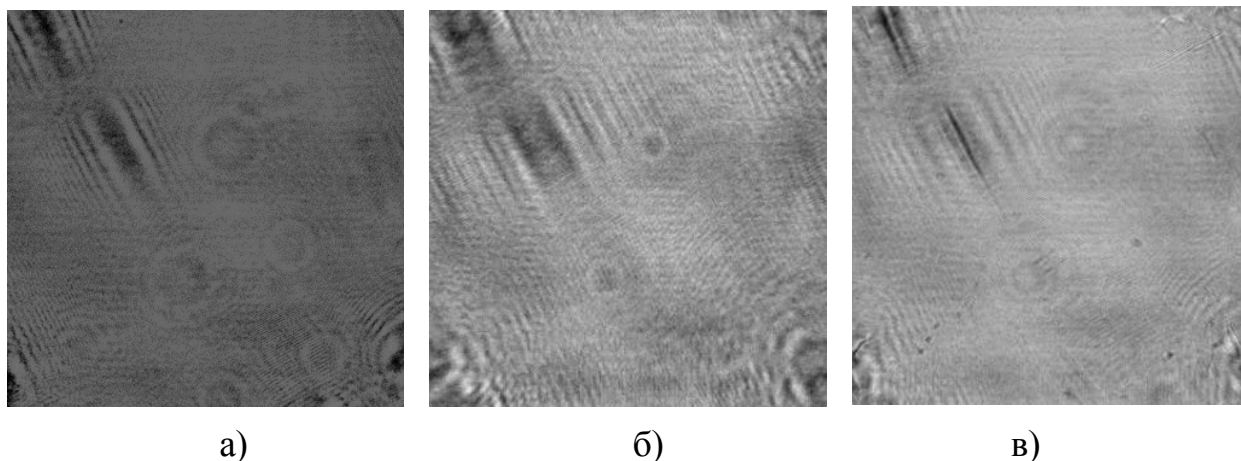


Рисунок 2 – Голограмма дефекта (а), восстановленное изображение из голограммы на расстоянии 15 см (б) и восстановленное изображение на расстоянии 30 см (в)

Зафиксировав размер пикселя камеры и удаление, на котором находился объект контроля, существует возможность определить глубину залегания дефекта и его геометрические параметры. На рисунке 3 представлен контур восстановленного изображения дефекта и расчетная глубина его залегания 20 мкм.

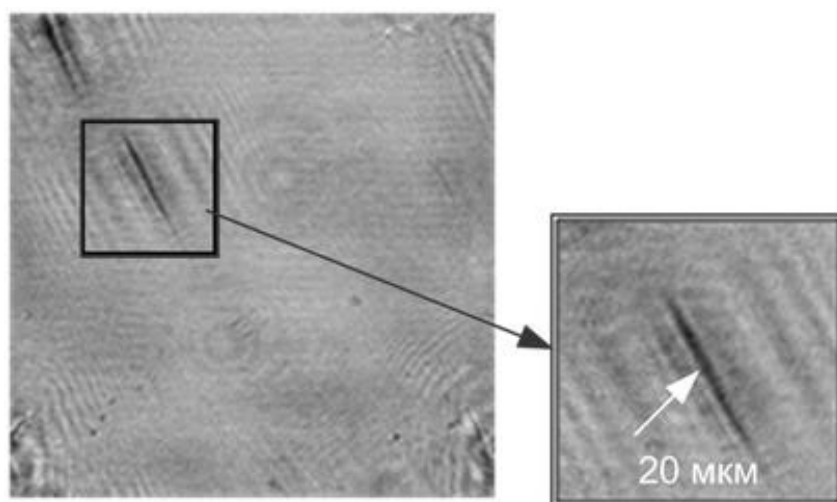


Рисунок 3 – Контур трещины на поверхности оргстекла при восстановлении голограммы

Таким образом, натурные испытания разработанного ПО позволяют сделать выводы, что при экспресс-диагностике или на первоначальном этапе дефектоскопического контроля элементов остекления воздушных судов из органического стекла лучше подойдет МССОИ, способный определить глубину деструктивного слоя поврежденных участков, а для прецизионного контроля параметров микродефектов при проведении войскового ремонта задействовать устройства, принцип действия которых основан на использовании метода КГ.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Акользин С. В.* Восстановление работоспособности теплостойкого авиационного остекления при ремонте и в эксплуатации / С. В. Акользин, А. И. Фролков // *Авиационная промышленность*. – 2014. – №1. – С. 41-44.
2. *Балашов А. А.* Ускоренные испытания деталей остекления из фторорганического стекла воздушных судов в условиях субтропического и жаркого тропического климата / А. А. Балашов, С. В. Акользин, В. Г. Комаров // *Сб. научных статей Всероссийской НПК «Проблемы эксплуатации авиационной техники в современных условиях»*. 24-25 ноября 2016 года. ЦНИИ ВВС. – Люберцы, 2016. – С. 241-245.
3. *Владимиров А. П.* Изучение процесса зарождения усталостной трещины по изменению рельефа поверхности образца и ее спекловых изображений / А. П. Владимиров, И. С. Каманцев, А. В. Ищенко, Э. С. Горкунов, С. В. Гладковский, С. М. Задворкин // *Деформация и разрушение материалов*. – 2015. – №1. – С. 21-26.
4. ГОСТ Р 53696-2009 Контроль неразрушающий. Методы оптические. Термины и определения. – М.: Стандартинформ, 2010. – 7 с.
5. *Дёмин В. В.* Методы обработки и извлечения информации из цифровых голограмм частиц и их практическое применение / В. В. Дёмин, Д. В. Каменев // *Известия высших учебных заведений. Радиофизика*. – 2014. – Т. 57, № 8–9. – С. 597-607.
6. *Мекалина И. В.* Особенности влияния атмосферных факторов на авиационные органические стекла / И. В. Мекалина, М. К. Айзатулина, Е. Г. Сентюрин, А. А. Попов // *Труды ВИАМ*. – 2018. – №11.
7. *Павлов П.В., Кусков И.Э., Вольф И.Э., Хобта Р.Г., Евсин А.О.* Программный модуль голографической системы неразрушающего контроля. Свидетельство РФ о регистрации программы для ЭВМ №2020619980 от 26.08.20 г.
8. *Павлов П.В., Лагошный И.С., Вольф И.Э., Степанов А.Р., Евсин А.О., Неупокоева А.В.* Программный модуль неразрушающего спекл-лазерного контроля. Свидетельство РФ о регистрации программы для ЭВМ №2020619977 от 26.08.20 г.
9. *Hayde Peregrina-Barreto, Elizabeth Perez-Corona, Jose Rangel-Magdaleno, Ruben Ramos-Garcia, Roger Chiu, Julio C. Ramirez-San-Juan.* Use of kurtosis for locating deep blood vessels in raw speckle imaging using a homogeneity representation. *J. Biomed. Opt.* 22(6), 066004 (2017).

УДК 629.7.067

АНАЛИЗ СЛУЧАЕВ СТОЛКНОВЕНИЯ САМОЛЕТОВ С ПТИЦАМИ

Прейс А. А., канд. техн. наук
Федотов М. М.

*ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

В статье проведен анализ случаев столкновения самолетов гражданской авиации с птицами на различных этапах полета. Рассмотрены существующие орнитологические мероприятия, направленные на исключения авиационных происшествий по причине попадания птиц. Предложен новый подход для уменьшения количества столкновений с птицами.

Ключевые слова: столкновение с птицей, орнитологические мероприятия, средства отпугивания птиц.

Проблеме столкновения птиц с самолетами уже более 100 лет, и возникла она с момента зарождения авиации. Впервые о попадании птицы в самолет сообщил Орвилл Райт в 1905 году, когда летел в Огайо над кукурузным полем. Через семь лет, в 1912 году, в районе Лонг-Бич (штат Калифорния) произошел первый фатальный случай: самолет столкнулся с чайкой, единственный человек на борту – пилот – погиб. При этом следует учитывать, что в то время самолёты, оборудованные поршневыми двигателями, имели невысокие скорости полета, и пилоты успевали оценить угрозу столкновения и, по возможности, уклониться.

Середина XX века знаменуется бурным развитием реактивных двигателей, что приводит к росту пассажирских авиаперевозок. И если в 1980 году в мире выполнялось 18 млн. рейсов, то в 2018 году – уже 46 млн.

В книге *Bird Strike in Aviation: Statistics, Analysis and Management* приводится статистика авиакатастроф, вызванных столкновениями с птицами. С 1912 года и по настоящее время зафиксировано 55 авиационных происшествий, в которых погибло 277 человек [Птица vs самолет].

2018 год в мировой авиации стал рекордным не только по числу перевезенных пассажиров – 4,3 млрд человек, но и по количеству столкновений с птицами. Федеральная авиационная администрация США (FAA) в 2018 году зафиксировала 15 799 столкновений с птицами [Report of the Associate, 2019].

Росавиация ежегодно фиксирует более 1000 сообщений о столкновении с птицами. В 2007 году было зафиксировано 39 инцидентов, связанных со столкновением воздушных судов с птицами, в 2017 году таких случаев зафиксировано 110. Всего за период с 2007 по 2017 гг. с воздушными судами коммерческой авиации произошло 675 инцидентов, связанных со столкновением воздушных судов с птицами [Информация по безопасности полетов N 6, 2018]. Распределение абсолютного и относительного (на 100 тыс. вылетов) числа инцидентов с воздушными судами коммерческой авиации, связанных со столкновением с птицами, за период 2007 по 2017 годы приведено на рисунке 1.



Рисунок 1 – Распределение числа инцидентов с воздушными судами коммерческой авиации, связанных со столкновением с птицами, за период с 2007 по 2017 годы

В государственной авиации, в период с 2009 по 2011 г.г. таких авиационных событий зафиксировано 37 (6,5% от общего числа АС).

Авторы отчета FAA отмечают, что участились случаи попадания в самолеты крупных птиц: гусей, уток, чаек и прочих, вес которых больше килограмма. Что создает угрозу серьезных повреждений фюзеляжа, крыльев, двигателей [Report of the Associate, 2019]. Даже в случаях, когда столкновения птиц с самолетами не приводят к авариям, они вызывают значительные финансовые затраты на выполнение восстановительного ремонта, а также к снижению прибыли авиакомпаний и к снижению боеготовности государственной авиации.

Как показал анализ столкновения птиц с воздушными судами гражданской авиации, чаще всего столкновения с птицами происходят в летние месяцы, пик приходится на август. Это связано с тем, что начинает летать много молодых неопытных птиц, а также – с миграцией на юг (40% птиц, попадающих в самолет, перелетные). Распределение случаев столкновения самолетов с птицами по месяцам представлено в таблице 1.

Таблица 1– Распределение случаев столкновения самолетов с птицами по месяцам

	2016 год	2017 год		2016 год	2017 год
Январь	173	218	Июль	417	524
Февраль	176	160	Август	559	528
Март	232	287	Сентябрь	479	462
Апрель	266	282	Октябрь	438	527
Май	344	373	Ноябрь	286	335
Июнь	344	440	Декабрь	242	228

Свыше 88% всех столкновений происходило на высотах до 300 метров, что свидетельствует о наибольшей вероятности столкновения самолетов на этапе взлета или посадки. Эти фазы полета и без птиц считаются самыми сложными. Распределение случаев столкновения самолетов с птицами по высотам полета представлено в таблице 2, по скоростям полета в таблице 3. Распределение столкновений по этапам полета представлено в таблице 4.

Таблица 2 – Распределение случаев столкновения самолетов с птицами по высотам полета

	2016 год	2017 год
0-30 м.	2000	2248
31-60 м.	216	231
61-150 м.	273	281
151-300 м.	173	180
301-750 м.	224	237
Свыше 751 м.	228	272

Таблица 3 – Распределение случаев столкновения самолетов с птицами по скоростям полета

	2016 год	2017 год
0-170 км/ч	179	142
171-200 км/ч	213	186
201-300 км/ч	1630	1682
301-380 км/ч	448	567
381-480 км/ч	117	129
Свыше 481 км/ч	92	112
Не установлено	49	7

Таблица 4 – Распределение случаев столкновения самолетов с птицами по этапам полета

	2016 год	2017 год
На стоянке	6	3
Руление	18	47
Разбег и взлет	1090	1082
Набор высоты	582	631
Полет по маршруту	50	52
Снижение	32	31
Заход на посадку и посадка	1160	1369
Пробег	829	835

Чаще всего столкновения происходили с одной птицей – примерно 75%. В результате столкновений самолетов с птицами в 2016 году зафиксировано 258 незначительных повреждений, в 2017 году 292, существенных повреждений – 162 и 171 соответственно. 3625 столкновений осталось без последствий в 2016 году, и 3907 – в 2017 году. Результаты столкновения птиц с самолетами представлены в таблице 5.

Самое опасное после столкновения с птицей – это выключение двигателя или нескольких двигателей. На 97751 сообщение за 2008–2015 годы приходится меньше 0,1% таких ситуаций. Но если с одним отключенным двигателем можно долететь до ближайшего аэропорта, то с двумя – садиться нужно немедленно. В таблице 6 представлены последствия, к которым приводят случаи столкновения птиц с самолетами.

Таблица 5 – Повреждения самолетов, полученные в результате столкновений с птицами

	2016 год	2017 год
Обтекатель локатора	53	51
Лобовое стекло	23	28
Носовая часть самолета	20	20
Один двигатель	171	189
Два двигателя	8	9
Крыло самолета/лопасти вертолета	103	115

	2016 год	2017 год
Фюзеляж	28	23
Шасси	8	14
Хвостовое оперение	27	14
Другие	40	67

Таблица 6 – Последствия, вызванные столкновениями птиц с самолетами

	2016 год	2017 год
Прерванный взлет	84	82
Задержка посадки	100	121
Самовыключение двигателей	29	24
Пожар	1	2
Разрушение лобового стекла	3	8
Повреждение обшивки фюзеляжа	2	3
Ухудшение обзора из кабины	11	14

Во всем мире ученые решают задачу, как защитить самолет от столкновения с птицами. Одно из направлений защиты самолетов от столкновения с птицами – это проектирование, разработка и изготовление авиационной техники, способной противостоять разрушению от попадания птиц, так называемая «птицестойкость».

С появлением реактивного двигателя был внедрен такой тип испытаний, как «заброс птиц». Суть этих испытаний заключается в следующем, планер и двигатели обстреливают из специальной пневматической пушки тушками птиц. В испытаниях используются птицы весом один килограмм. Однако, после случая на Гудзоне, когда в двигатель попало несколько канадских гусей весом 3,6 килограмма каждый, в США и Европе решили включить в тесты птиц крупнее чаек.

Выстрелы производятся в переднюю часть фюзеляжа, передние кромки крыла и хвостового оперения, а так же в работающий двигатель. При этом задаются максимально возможные скорости столкновения с птицей.

Рабочая лопатка I-ой ступени ротора компрессора при скорости забрасывания 100 м/с должна выдерживать попадание птицы от 1,85 до 3,65 кг в зависимости от площади входного канала двигателя [Нормы летной годности двигателей воздушных судов, 2012]. При этом повреждения не должны привести к опасному отказу.

К основным орнитологическим мероприятиям относятся:

- орнитологическое обследование района аэродрома;
- ликвидация условий, способствующих скоплению птиц на аэродромах;
- проведение регулярных визуальных и радиолокационных наблюдений;
- сбор и оценка сведений о фактической орнитологической обстановке в районе аэродрома;

- оперативное оповещение экипажей самолетов о скоплениях и массовых перелетах птиц на пути ВС;
- проведение занятий по авиационной орнитологии со специалистами организации воздушного движения, аэродромной службы и других служб, связанных с орнитологическим обеспечением полетов;
- в некоторых аэропортах для охраны от птиц используют собак, в частности, породы бордер-колли (результат малоэффективный), а так же специально обученных хищных птиц: ястребов и соколов (ястреб-тетеревятник, сокол балабан, сокол сапсан) [Кучински, 2016];
- применение различных пугал;
- использование пропановых пушек (за счет сгорания газа они издадут хлопки, которые слышны на расстоянии до одного километра) и пиротехнических средств («Халзан» с патроном ПДОП – 26) дающих сильный звук выстрела, оранжевый дымный след и яркую вспышку [Кучински, 2016];
- использование биоакустических (трансляция записанных на магнитную ленту отпугивающих криков птиц) и акустических средств отпугивания птиц, таких как: «Беркут», «Универсал – Акустик», «БАП-3», «Bird Gard Pro Super AMP». К наиболее новым относят ультразвуковые и лазерные средства отпугивания.

Как видно, проводимых мер для отпугивания птиц существует предостаточно, но приходится признать, что на сегодняшний день комплексы орнитологических мероприятий не дают положительного эффекта. Количество попаданий птиц в самолеты из года в год остается на высоком уровне по причине того, что все перечисленные орнитологические мероприятия обладают существенным недостатком, а именно, их применение ограничено только районом аэродрома.

В то время, как показывал проведенный анализ, основное количество попаданий птиц приходится на высоты до 300 м. и удалению от аэродрома более 1000 м.

Очевидно, что на современном этапе развития науки необходимо внедрять новые способы, которые позволят уменьшить количество столкновений с птицами вне зависимости от наличия средств отпугивания на аэродромах, на высотах до 1000 м. и скоростях до 400 км/ч.

По мнению авторов, новым и перспективным способом является размещение на борту воздушного судна адаптивной ультразвуковой установки (АУУ), которая в отличие от биоакустических отпугивателей эффективна против любых птиц, а не отдельных видов.

Размещение АУУ предусматривается в районе входного устройства, это непосредственно в самом входном устройстве, либо в пилонах навески газотурбинных двигателей, рисунок 2. Такое размещение оправдано тем, что наибольшее количество попаданий птиц приходится на двигатели.

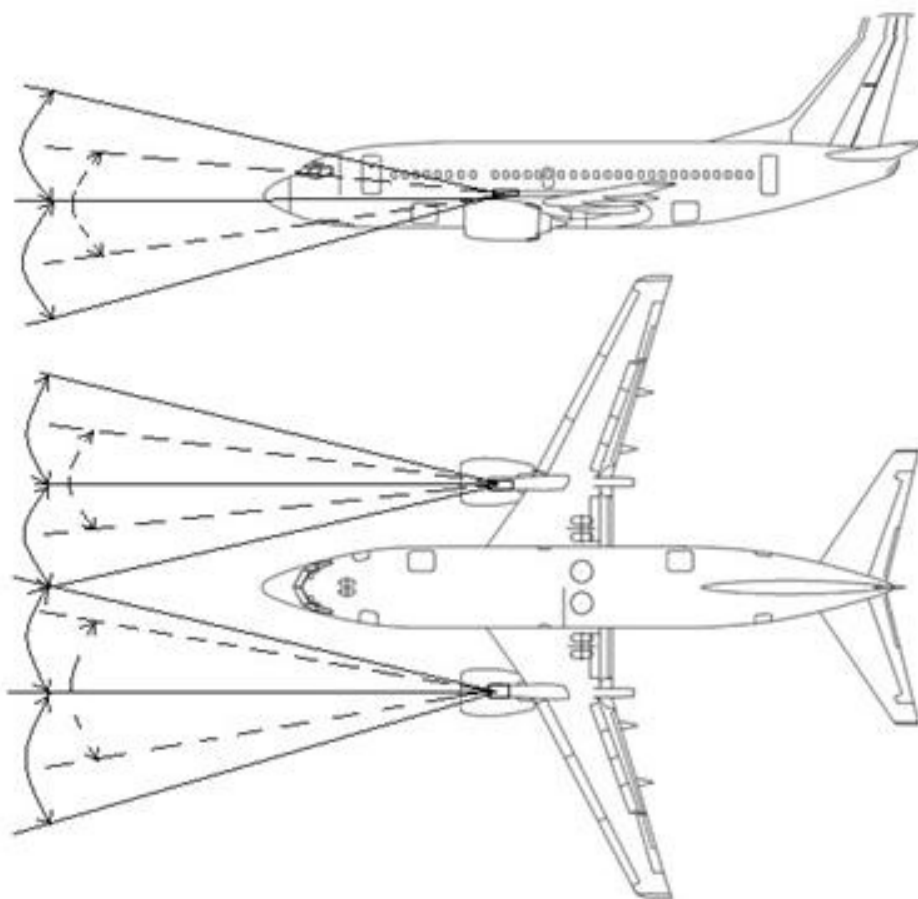


Рисунок 2 – Изменение угла установки ультразвукового излучателя

АУУ работает следующим образом. Ультразвуковой излучатель, генерируя звуковые волны частотой более 25 кГц, адаптивно, в зависимости от пространственного положения и траектории полета самолета, изменяет угол установки ультразвукового излучателя в горизонтальной и вертикальной плоскостях (рисунок 2). Тем самым происходит заблаговременное отпугивание птиц из района предполагаемого нахождения самолета в зависимости от заданного маршрута полета.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Информация по безопасности полетов N 6 – М.: Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация), 2018. – исх. 8846/02
2. Кучински М. Г. Орнитологическая безопасность Кишиневского аэропорта / М. Г. Кучински // Диссертация на соискание ученой степени кандидата биологических наук. – М., 2016. –С. 93-104.
3. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. Авиационные правила. Часть 33.– М.: Межгосударственный авиационный комитет, 2012. – пункт 76.
4. Птица vs самолет [Электронный ресурс]. – Режим доступа: https://pikabu.ru/story/ptitsa_vs_samolet_6881046/ (дата обращения: 21.11.2019)
5. Report of the Associate Administrator of Airports Office of Airport Safety and Standards Airport Safety & Certification Washington, DC, July 2019, e-version/ Federal Aviation Administration National Wildlife Database Serial Report Number 25

ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ НА ПРОЧНОСТЬ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Рогов Н. В.
Жертиев Д. Н.

*ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

В статье рассмотрена и проанализирована транспортная инфраструктура в Арктической зоне. В работе приведен краткий обзор доли применения композиционных материалов летательных аппаратов. Рассмотрена прочность композиционного материала при сверхнизких температурах. Приведены результаты экспериментальных исследований по определению прочности ударной вязкости при сверхнизких температурах окружающего воздуха от минус 40 °С до минус 60 °С.

Ключевые слова: самолет, сверхнизкая температура, композиционный материал, Арктическая зона.

Активный интерес к освоению Арктической зоны в России возник в конце 19 века с появлением ледоколов. В начале 1930-х годов на территории Арктики строятся полярные станции, на которых ведутся регулярные метеорологические наблюдения. В 1937 году благодаря Ивану Дмитриевичу Папанину появляется первая в мире дрейфующая станция «Северный полюс». С 1960 года полярные станции выполняют акустическое слежение за подлодками [Широкопад, 2017, с. 46]. На сегодняшний день к Арктической зоне России относится много территорий (рисунок 1). В 2017 году в Арктическую зону Указом Президента Российской Федерации добавлены еще несколько территорий.



Рисунок 1 – Арктическая зона России: 1 – территория Мурманской области; 2 – территория Ненецкого автономного округа; 3 – территория Чукотского автономного округа; 4 – территория Ямало-Ненецкого автономного округа; 4.1 – территории муниципальных образований «Беломорский муниципальный район», «Лоухский муниципальный район» и «Кемский муниципальный район» (Республика Карелия); 5 – территория муниципального образования городского округа «Воркута» (Республика Коми); 6 – территории Абыйского улуса (Республика Саха (Якутия)); 7 – территории городского округа города Норильска, Таймырского Долгано-Ненецкого муниципального района, Туруханского района (Красноярский край); 8 – город Архангельск, Мезенский муниципальный район, «Новая Земля» (Архангельская область); 9 – северный ледовитый океан

В Арктическом регионе наблюдаются низкая и сверхнизкая температуры наружного воздуха (таблица 1) [Петрова, 2016, с. 4]. Из-за суровых климатических условий плотность населения маленькая, и поэтому многие работают вахтовым методом.

Таблица 1 – Характеристики максимумов и минимумов температуры в районах Арктики

Район Арктики	Температура, °С							
	абсолютного максимума	годового максимума при вероятности		среднемесячная для наиболее теплого месяца	абсолютного минимума	годового максимума при вероятности		среднемесячная для наиболее холодного месяца
		0,1	0,9			0,1	0,9	
Западный (Варандей)	32	27	22	8,6	-48	-44	-32	-18,3
Центральный (Тикси)	38	31	22	7,5	-54	-48	-42	-33,3
Восточный (Уэлен)	25	21	16	5,5	-45	-43	-35	-21,6
Арктический бассейн (80° с. ш., 16° в. д.)	4	–	–	-0,2	-52	–	–	-31,0

На территории западной части железнодорожная сеть более развита по сравнению с центральной частью (рисунок 2).

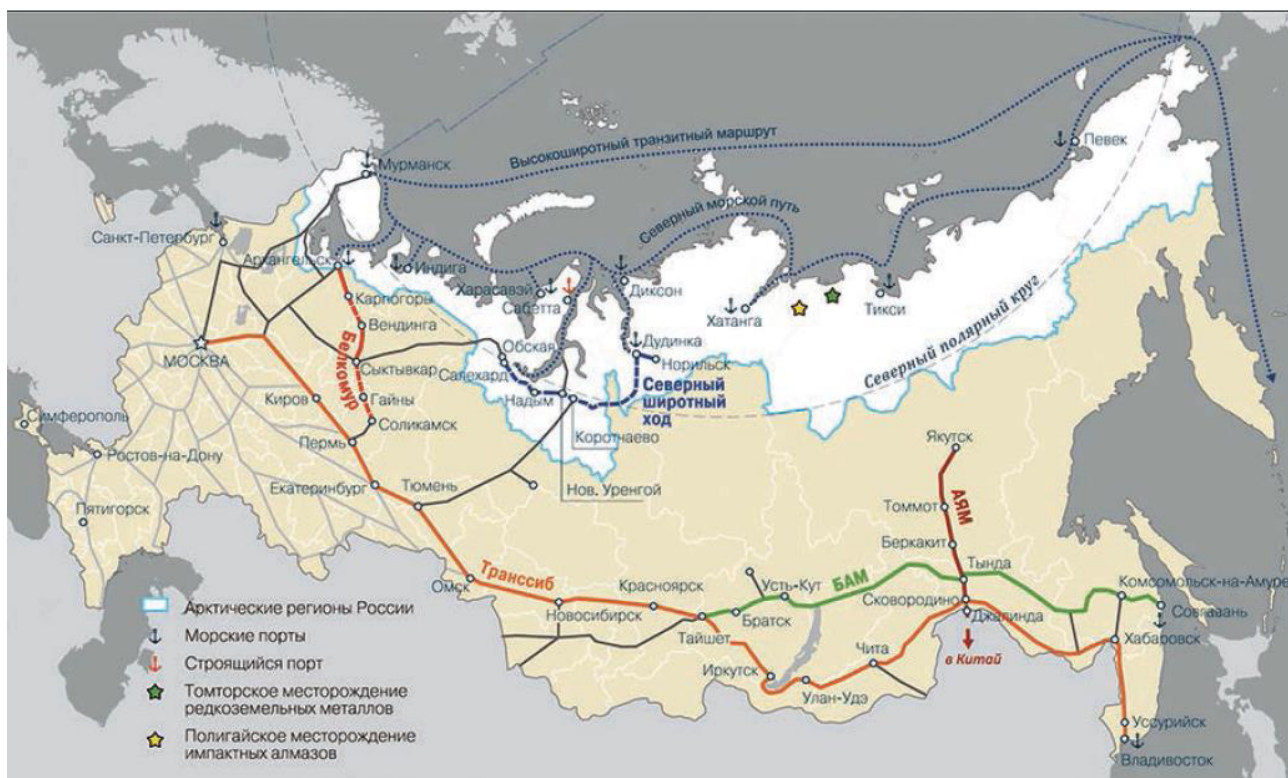


Рисунок 2 – Развитие железнодорожной и морской инфраструктур Арктики и Сибири

Как видно из рисунка 2, в восточной части железнодорожная инфраструктура отсутствует. Морская навигация имеет сезонность, которая начинается с мая по октябрь. Авиационные перевозки производят круглогодичную грузоперевозку, поэтому авиация имеет большое значение для этого региона. За последние годы наблюдается возрождение полярной авиации, происходят замена и модернизация самолетов. В авиастроении постоянно возрастает доля применения современных композиционных материалов. На рисунке 3 представлена доля применения композиционных материалов в конструкции воздушного судна [Селин, 2015, с. 35].

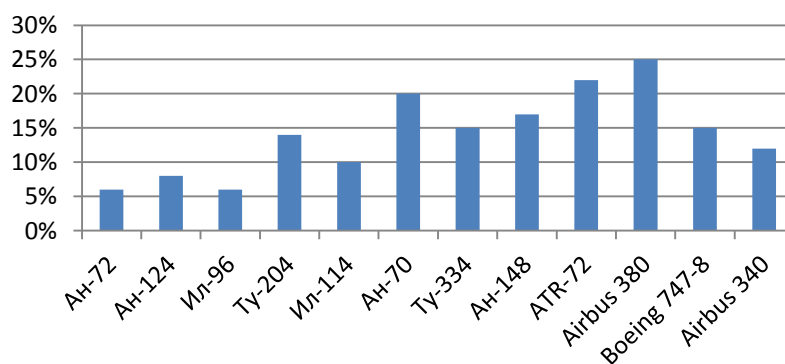


Рисунок 3 – Доля композиционных материалов в конструкции воздушного судна

Композиционные материалы экономически эффективны, они зарекомендовали себя для тех элементов конструкций планера летательного аппарата, где необходимы высокая прочность и жесткость в весовых соотношениях [Аверичкин, 1997, с. 83]. В авиастроении композиционные материалы являются наиболее перспективными материалами. В процессе эксплуатации по элементам конструкции планера возможны попадания постороннего предмета. Поэтому изменение механических свойств композиционных материалов при низких температурах представляет большой интерес для специалистов инженерно-авиационной службы.

Для расчета прочностных характеристик был рассмотрен композиционный материал КМУ-4Л с наполнителем ЛУ-13 и связующим ЭНФБ. Эксперимент проводился в условиях сверхнизких температур от минус 40 °С до минус 60 °С. Охлаждение образцов производили в специальной охлаждающей установке (рисунок 4) с помощью твердого диоксида углерода CO_2 (сухого льда). Образцы хранились в установке от 3 часов до 5 суток при разных температурах.



Рисунок 4 – Охлаждение образцов

Испытания проводились методом по Шарпи (ИСО 179-1/1), типы образцов брались без надреза (рисунок 5). Направление удара в ребро делалось параллельно размеру с ударом по широкой продольной поверхности образца (рис. 4, 5).



Рисунок 5 – Размеры образцов и схема обозначений, описывающих направление удара: 1 – направление удара; b – ширина образца; h – толщина образца

Разрушение образца осуществлялось на маятниковом копре МК-5 (рисунок 6). Образец устанавливался на нижние опоры копра МК-5 симметрично опорам. Все поверхности образцов были взаимно параллельными

и перпендикулярными, царапины, вмятины, раковины и заусенцы на поверхности и краях образцов не наблюдались.



Рисунок 6 – Маятниковый копер МК-5



а



б



в

Рисунок 7 – Образцы после испытаний при разных температурах: а – при температуре 0 °С; б – при температуре минус 10 °С; в – при температуре минус 60 °С

Результаты проведенных испытаний композиционных материалов КМУ-4Л на ударный изгиб представлены в таблице 4.4 и на рисунке 7. Из таблицы 2 следует, что ударная вязкость уменьшается с уменьшением температуры.

Таблица 2 – Испытания на ударный изгиб

№ п/п	Время, ч	Температура, °С	Ударная вязкость, кДж/м ²
1	3	- 60	26
2	3	- 20	30
3	3	- 10	34
4	3	0	36
5	3	10	37
6	3	20	38
7	24	- 60	26
8	24	- 20	30
9	24	- 10	34
10	24	0	36
11	24	10	37

№ п/п	Время, ч	Температура, °С	Ударная вязкость, кДж/м ²
12	24	20	38
13	120	- 60	24
14	120	- 20	28
15	120	- 10	30
16	120	0	36
17	120	10	37
18	120	20	38

Таким образом, проведенные исследования позволяют сделать заключение, что образцы после 5 дней воздействия сверхнизких температур при минус 60 С показывают несколько ниже поглощения энергии удара, чем образцы с после 3- часового воздействия. Визуально-оптическим методом осмотра разрушенных образцов было обнаружено, что при сверхнизких температурах происходит расслаивание матрицы материала и разрыв волокон. Результаты данного исследования показали, материал становится более хрупким при сверхнизких температурах и в меньшей степени способен притупить трещины и, следовательно, материал поглощает меньше энергии во время испытания на удар.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Аверичкин П. А.* Композиционные материалы в авиационных силовых установках / П. А. Аверичкин. – Ярославль: ЯГТУ, 1997. – 199 с.
2. *Петрова А. П.* Работоспособность клеев и материалов на их основе в условиях, близких к прибрежным условиям Арктики / А. П. Петрова, Н. Ф. Лукина, И. А. Шарова, К. Е. Куцевич, В. М. Бузник // *Новости Материаловедения. Наука и техника.* – 2016. – № 2 (20) – С. 3-16.
3. *Селин В. С.* Развитие малой авиации Арктической зоны Российской Федерации / С. В. Селин, А. В. Шпак, В. А. Серова // *Аналитический вестник СФ.* – 2015. – № 6 (559) – С. 31-37.
4. *Ширококорд А. Б.* Арктика и Северный морской путь. Безопасность и богатство России / А. Б. Ширококорд. – М.: Вече, 2017. – 416 с.

УДК: 621.452.32: 614.872.4

АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ СНИЖЕНИЯ ШУМА В УСЛОВИЯХ РОСТА ИНТЕНСИВНОСТИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ

Рубцов Е. А., канд. техн. наук
Анюточкина А. С.
Дьяченкова М. В.

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)*

Комитет международной организации гражданской авиации по защите окружающей среды объявил, что в настоящее время приоритетной задачей является снижение уровня авиационного шума для предотвращения негативного психологического, физиологического и раздражающего воздействий, которые могут вызывать у человека нарушения сна и нарушение когнитивных способностей. В статье освещены главные

направления решения проблемы авиационного шума, а именно: применение новых схем крыла и систем несущих поверхностей, внедрение перспективных турбореактивных двухконтурных двигателей и новых турбовинтовых двигателей, а также установка санитарных зон в районах выполнения взлета и захода на посадку.

Ключевые слова: защита окружающей среды, САЕР, авиационный шум, приаэродромная территория, авиационные двигатели.

Введение

В наше время на постоянной основе изучаются способы снижения шума. Эта задача объявлена комитетом международной организации гражданской авиации (ИКАО) по защите окружающей среды (committee on aviation environmental protection – САЕР) приоритетной, поскольку шум вызывает множество негативных последствий для людей и необходимо ограничивать его уровень. САЕР начал инициативу производителей авиационной техники по ограничению допустимого уровня шума воздушных судов и по внедрению новой технологии снижения шума в конструкцию самолетов [Committee on Aviation Environmental Protection].

Аэропорты, которые уже существуют сегодня, должны быть обязательно протестированы на показатель авиационного шума также как и новые аэропорты. В первую очередь на данный момент применяются разные способы внешнего заглушения. Стоит отметить наиболее важный способ снижения шума – это использование звукопоглощающих конструкций. Факторами неблагоприятного воздействия воздушных судов являются электромагнитные излучения, шум, выбросы загрязняющих веществ и звуковой удар [Большунов, 2013, с. 63-72].

Все мы сталкиваемся ежедневно с авиационным шумом, живя в городах и даже селах. В наше время аэропорты находятся, как рядом с мегаполисами, так и рядом с деревнями. Трудно представить, какого уровня дополнительный урон наносит авиационный шум жизни людей в городах, где и так наблюдается достаточно большая нагрузка на окружающую среду. Для решения проблемы авиационного шума прежде всего необходимо уменьшить шум, создаваемый турбинами самолета. Этой задачей занимаются специалисты различных организаций, и в настоящее время ими разработано несколько методов снижения авиационного шума

Методы снижения авиационного шума

В 1968 году Ассамблеей международной организации гражданской авиации была принята резолюция, которая положила начало формированию международных требований по максимально допустимому уровню авиационного шума. Была обозначена актуальность проблемы шумового воздействия авиации в районе аэродромов при взлете и посадке ВС. Резолюция описывала общие правила классификации шума, методы и приборы его измерения, а также общие подходы к сертификации ВС по генерируемому шуму на различных этапах полета. Кроме того, ИКАО были разработаны

подходы для снижения шума и методики контроля за использованием приаэродромной территории. Материалы, содержащие результаты анализа реакции людей на авиационный шум различной интенсивности были объединены в Приложении 16 к Конвенции о международной гражданской авиации [Приложение 16, 2014].

В целях снижения шума, важно учитывать соответствующие ограничения уже на стадии проектирования воздушного судна или при разработке путей модификации существующих моделей ВС. Проблема требует комплексного решения и должна учитывать также и экономическую составляющую, то есть затраты производителей авиационной техники, затраты аэронавигационной службы по организации воздушного и наземного движения ВС, а также затраты собственника аэродрома, который обязан устанавливать понижающие уровень шума конструкции.

Помимо доработки двигателей конструкторские бюро прибегают к модернизации схем крыла и внедрению новых типов несущих поверхностей. Использование в обтекаемых поверхностях самолета и в агрегатах двигателя геометрических форм – самое эффективное направление снижения шума, которое снижает турбулентность газового потока и воздушного. Самолеты должны обладать низким уровнем шума приоритетно в районе аэродрома и жилых поселений. На данный момент разработчики достигли больших успехов в этом направлении, но определяющим источником шума воздушного судна по-прежнему остаются силовые установки.

Силовые установки сохраняют позицию наиболее преобладающего источника шума, несмотря на высокий уровень внедрения новых технологий и достаточно большой успех в вопросах, касающихся снижения шума. Что касается причин возникновения звуковых колебаний большой мощности, то основным их источником является рабочее тело двигателя. Так как раскаленные газы вырываются из сопла с высокой скоростью, они турбулизируют достаточно большой объем воздуха, в свою очередь порождая сильный шум. Так же механические детали, такие как компрессор и турбина, являются серьезными источниками шума. Для решения задачи снижения авиационного шума существующих и разрабатываемых двигателей применяют метод принудительного глушения турбины. Поскольку основными механическими источниками, порождающими шум в двигателе, являются вентилятор и сопло, именно их модификацией и заняты в настоящее время ведущие конструкторские бюро. Также существует методика выведения двигателя на пониженные режимы работы, что актуально в районах аэродромов и жилых поселений [Большунов, 2013, с. 63-72].

Причина возникновения шума от работы лопаток двигателя и вырывающихся из сопла раскаленных газов в целом идентична. Неравномерность создаваемых потоков горячего и холодного воздуха приводит к флуктуациям и локальным сверхзвуковым течениям. При увеличении количества очагов возникновения таких течений или увеличении их площади резко возрастает уровень шума. При этом создаваемый шум отличается очень

широкой полосой спектра, захватывая частоты от сверхнизких до очень высоких. Анализ физики процесса вытекания раскаленных газов из сопла двухконтурного двигателя позволил сделать вывод о формировании в воздушной среде устойчивого канала, по которому распространяются колебания высокой мощности.

Если говорить о самых современных авиационных двигателях с высоким уровнем двухконтурности, то основной вклад в итоговый уровень шума на различных режимах работы вносит шум от компрессора, а точнее, его вентиляторной ступени. Значительный шум вентилятора вызван различными аэродинамическими источниками, которые связаны с преобразованием части энергии потока в энергию возмущений.

Для устранения описанных причин возникновения шума к 2030 году прогнозируется разработка авиационных двигателей, построенных на новых принципах работы: биротативные винтовентиляторные двигатели (CROR) и редукторные турбовентиляторные двигатели (GTF). При этом будут дорабатываться и существующие технологии, например, турбореактивные двигатели со сверхвысоким уровнем двухконтурности. Эти двигатели будут иметь менее высокие показатели шума, в отличие от существующих аналогов.

По результатам исследований, касающихся анализа потенциала развития снижения шума самолетов рассматривается вариант установки на больших самолетах мощных турбовинтовых двигателей с низким уровнем потребления топлива. Эту идею поддержал Международный союз производителей авиационной техники (ICCAIA), отметив, что турбовинтовые двигатели отличаются и достаточно низким уровнем шума. Для проведения тестовых замеров был выбран самолет Bombardier Q400 с двигателем PW150A и винтом с шестью лопатками компании Dowty. Было установлено, что модернизация воздухозаборника и компрессора, а также увеличение числа лопастей привело к существенному уменьшению турбулизации воздушного потока и, как следствие, уменьшению уровня шума.

Примерами внедрения подобного подхода является использование ТВД-PW150A в модификации самолета Ан-132Д, также использование таких ТВД в модификациях оперативно-тактического, военно-транспортного самолета Ан-188. В двух случаях уровень шума был снижен до норм, прописанных в документах ИКАО для самолетов этого типа. Этот успех был обусловлен согласованием модификационных изменений в геометрии системы несущих поверхностей планера и силовой установки.

Ни для кого не секрет, что авиационный шум особенно велик во время взлета и посадок воздушных судов, что неблагоприятно сказывается на комфорте проживания близлежащих жилых кварталов. Для решения этой проблемы активно внедряется программа «Silencer», главная цель которой – разработать меры по снижению уровня шума в несколько раз (в основном за счет выделения санитарных областей в районах взлета и захода на посадку).

Все исследования и процедуры, касающиеся проблемы уменьшения уровня шума проводятся в соответствии с ГОСТ 22283-88 «Шум авиационный».

Допустимые уровни шума на территории жилой застройки. Методы его измерения», где указаны допустимые уровни шума на приаэродромных территориях и территориях жилых массивов при взлете, пролете, посадке самолетов и вертолетов, а также при старте и прогреве двигателей самолетов [ГОСТ 22283-2014, 2015].

Высокий уровень шума оказывает значительное влияние на здоровье людей. Это проявляется в бессоннице, нарушении режима сна и его продолжительности, сказывается на состоянии нервной и сердечно-сосудистой системы человека и значительно ухудшает общее качество жизни. В современном мире с постоянным увеличением населения, а как следствие и увеличением количества перевозок – возрастает и количество человек, подверженных влиянию авиационного шума.

В числе этих людей, оказываются не только жители близлежащих поселений, а также летный экипаж. Отличительной чертой их профессиональной деятельности при международных полетах высокой продолжительности является длительность рабочей смены, которая может составлять 8-10 часов непрерывного полета. При этом в кабине экипажа шум достигает 77...89 дБА, при этом большую часть полета уровень шума не опускается ниже 80 дБА, и почти половину всего полетного времени на экипаж воздействует шум более 85 дБА. Это может привести к преждевременной деградации, а в некоторых случаях и полной потере слуха (NIHL – noise induced hearing loss). Меры по предотвращению негативного влияния шума на экипаж, а также методы медицинского освидетельствования, необходимые для выявления начала деградации слуха, приведены в рекомендациях ИКАО, а также в директивах Европейского Совета [Руководство по авиационной медицине, 2012].

Выводы

На основании анализа воздействия авиационного шума рекомендуется предпринять следующие меры:

- ускорить внедрение в России рекомендации международных организаций по установлению защитных районов на приаэродромной территории с установлением и мониторингом уровня шума на этих территориях;

- внедрить критерий LDEN (критерий оценки воздействия на людей шума от разных источников [ГОСТ Р 53187-2008, 2009]) в стандарт ГОСТ 22283-2014 для обоснования установления норм по уровню шума на приаэродромной территории;

- разработать рекомендации для производителей авиационной техники по классификации ВС по критерию создаваемого ими шума на различных этапах полета. Целесообразно рекомендовать устанавливать пороговые уровни шума для дневного и ночного времени, используя систему QC2.

В рамках статьи была проанализирована проблема авиационного шума, поскольку она является действительно актуальной в наше время. Особенно

серьезно к этому вопросу должны относиться разработчики самолетов, а также авиационных двигателей. Высокий уровень авиационного шума создает не только нарушение комфорта проживания людей в близлежащих населенных пунктах, а также оказывает значительное влияние на здоровье людей.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Большунов Ю. А. Оценка рисков здоровью населения и летного состава гражданской авиации при воздействии шума и выбросов загрязняющих веществ / Ю. А. Большунов, Б. Н. Мельников, Н. И. Николайкин // Научный вестник МГТУ ГА. – 2013. – №192. – С. 63-72.
2. ГОСТ 22283-2014 «Шум авиационный. Допустимые уровни шума на территории жилой застройки. Методы его измерения». – М.: Стандартинформ, 2015. – 17 с.
3. ГОСТ Р 53187-2008. Акустика. Шумовой мониторинг городских территорий. – М.: Стандартинформ, 2009. – 30 с.
4. Приложение 16. Охрана окружающей среды. Том I Авиационный шум. ИКАО, 2014. – 258 с.
5. Руководство по авиационной медицине. Doc. 8984 AN/895. ИКАО, 2012. – 650 с.
6. Committee on Aviation Environmental Protection [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.icao.int/environmental-protection/Pages/Caep.aspx> (дата обращения: 23.03.2020).

УДК 629.7.015.4.023

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ТЕХНОЛОГИИ СОЕДИНЕНИЙ УГЛЕКОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ДЛЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Сажин Н. А.¹, канд. техн. наук

Сажин А. Н.², канд. техн. наук

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

²*ВУНЦ ВВС ВВА им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина
(г. Воронеж)*

К основным соединениям авиационных конструкций, в том числе углекомполитных, относят заклепочные швы из различных металлических материалов. В статье предлагаются новые технические решения – использование в углекомполитных конструкциях перспективных заклепок из углекомполитов.

Приводятся перспективные заклепки (из ПКМ) и технологии (способы) соединений их в авиационных конструкциях из полимерных композиционных материалах (углекомполитах), позволяющие повысить эффективность их крепежа и подавить искрообразование в топливных баках при воздействии грозового разряда, повысив тем самым живучесть конструкции. Новые технические решения защищены патентами РФ.

Ключевые слова: заклепочные соединения, углекомполит, коррозия, полимерный композиционный материал, заклепка, заклепка с односторонним подходом, грозовой разряд, искра, подавление искрообразования.

Облик перспективной авиационной техники в настоящее время отличается все более широким внедрением полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Технические возможности при применении ПКМ в первую очередь определяются свойствами конструкционных материалов, технологией производства авиаконструкций из них, уровнем проектирования и «особенно их соединениями в конструкциях планера при применении в нем полимерных композиционных материалов (ПКМ) [Сироткин, 2006].

Применение полимерных композиционных материалов значительно повышает боевую или транспортную эффективность воздушных судов.

Вместе с тем, применение заклепок из традиционных металлических сплавов в углекомпозитных конструкциях имеет и недостатки.

Это: чувствительность к концентраторам напряжений, чувствительность к соблюдению технологической дисциплины в процессе сборки и ремонта агрегатов планера из углекомпозитов, низкая ударная стойкость полимерных композиционных материалов в отличие от высокой ударной вязкости традиционных авиационных сплавов (сплавов из Al и Ti), низкая коррозионная стойкость металлических заклепок в углекомпозитных авиационных конструкциях [Сажин, 2014].

К недостаткам заклепок из традиционных сплавов в углекомпозитных конструкциях следует отнести и повреждения от тока молнии при грозовом разряде основной конструкции. Хорошо известно, что составные структуры (композиты) в летательных аппаратах более восприимчивы к повреждению молнии по сравнению с металлическими структурами.

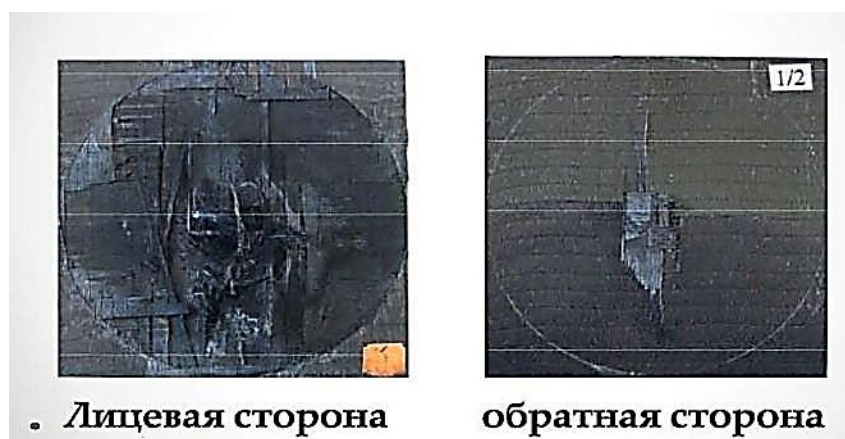


Рисунок 1 – Типичные зоны поражения основного конструкционного углепластика при грозовом разряде

В отличие от металлов, углепластик является плохим проводником (его сопротивление на 3...4 порядка выше, чем у металлов). Поэтому он получает повреждения в виде сквозного пробоя, расщепления и растрескивания на десятки сантиметров от канала разряда, эрозии и расслоения материала и, как следствие, отрыв слоев в потоке воздуха при полете. Эти повреждения могут быть недопустимыми по эксплуатационным и ресурсным требованиям.

Такой характер разрушения объясняется термической природой процесса, обуславливающей взрыв материала продуктами деструкции связующего [Каблов, Гуняев, Ильченко, пат. 2263581 С2 Рос. Федерация, 2005] при грозовом разряде (рисунок 1).

И еще один существенный эксплуатационный недостаток – это взаимодействие тока молнии с крепежом в пакете углекомпозит – металлический крепежный элемент.

Непрерывные композиты с усиленным волокном находят более широкое применение при конструировании компонентов летательных аппаратов для различных применений, где основной задачей является легкий вес, более высокая прочность и коррозионная стойкость. Композиты обычно состоят из тонких волокон, таких как углерод или стекловолокна, которые ориентированы в определенных направлениях и окружены материалом поддерживающей матрицы.

В большинстве конструктивных элементов слои композитного материала расположены под различными углами в зависимости от направления основной нагрузки. Этот способ изготовления дает многослойную слоистую структуру, которая является сильно анизотропной и структурно неоднородной.

Металлические материалы, такие как алюминий, являются прекрасным проводником электричества и способны рассеивать большие токи, возникающие в результате удара молнии (рисунок 2).



Рисунок 2 – Воздействие грозового разряда на конструкцию планера воздушного судна

Высокие проводящие свойства алюминия позволяют проводить молниевые токи через структуру с относительно небольшим количеством отрицательных эффектов, так как большая часть тока остается на внешней обшивке самолета.

С другой стороны, ток молнии не может рассеиваться достаточно быстро на всей поверхности композита, что приводит к существенному проникновению тока в такие подконструкции, как лонжероны, стрингеры и шпангоуты.

Это может привести к падению напряжения на связанных структурах достаточно высоко, что потенциально может привести к образованию дуги.

Кроме того, поскольку составные элементы (композиты) планеры не могут легко проводить ток молнии, как это делают традиционные металлические, они более подвержены серьезному повреждению от воздействия разряда, если не установлены надлежащие методы защиты.

Главная опасность, с которой сталкиваются конструктора самолетов, – это искрение внутри отсеков крыльев, которые служат основными топливными баками. Следовательно, молниезащита композиционных материалов более сложна из-за присущей ей высокой стойкости углеродных волокон и эпоксидной смолы, многослойной конструкции и анизотропного характера структуры композита.

Хорошо известно, что крепежные металлические элементы являются первичными путями для проведения молниеносных потоков с обшивки самолета на несущие конструкции, такие как лонжероны или стрингеры, а также слабое крепление или искрение от ударов молнии.

Более опасно, если молния возникает вблизи композитного топливного бака, так как может возникнуть дуга, создавая источники воспламенения и взрыва для заправленного топливом объема.

Как правило, ток и крепеж взаимодействуют двумя разными способами [Хасим Малазимоглу, Люк Хейлок, 2009].

Наиболее распространенным способом является непосредственное попадание молнии в открытую головку крепежа, как показано на рисунке 3а. В этом случае пораженный крепеж испытывает очень высокий ток до 200 000 ампер, он несет большую часть этого тока, чем соседние крепежные элементы в том же ряду, и передает ток в несущую конструкцию. Если несущая конструкция представляет собой алюминий, ток в заземленном креплении обычно на 10...30% выше, чем соседние крепежные элементы, а плотность тока обычно достаточно низка, чтобы вызвать любое искрообразование на крепежных элементах [Хасим Малазимоглу, Люк Хейлок, 2009].

Однако, если обшивка сделана из углепластика, ударяемые крепежные элементы могут испытывать существенно больший ток, чем соседние крепежные элементы из-за электрического контакта между крепежным телом и частями конструкции, что может привести к высокому удельному сопротивлению углепластика. Ток молнии, протекающий по телу ударяемого крепежного элемента, может быть достаточно высоким, чтобы образовывать горячие частицы или газы (рисунок 4), которые могут попасть из ударенного крепежного элемента в топливный бак, создавая тем самым опасность.

Второй путь взаимодействия крепежа и молнии заключается в том, что крепежные элементы могут быть на пути протекающих токов, которые входят в структуру летательного аппарата в различных точках обшивки, кроме крепежных элементов. В этом случае крепежные детали, расположенные в одном ряду или рядом, имеют ток от молнии. Хотя это снижает плотность тока на крепежную деталь, она все еще может быть достаточно высокой, чтобы вызвать искрение крепежных элементов.

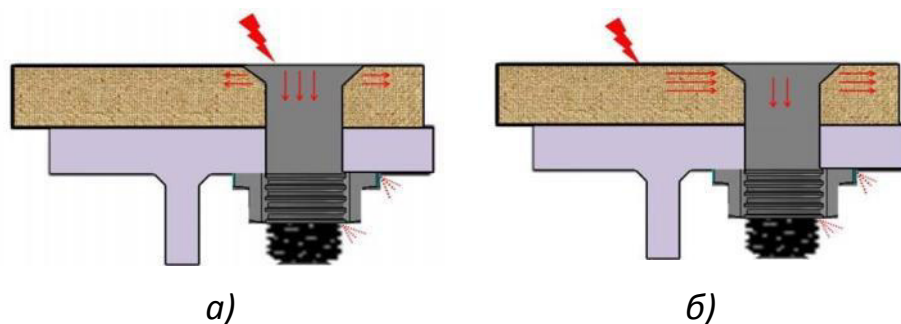


Рисунок 3 – Виды взаимодействия молний и крепежных элементов: а) прямое воздействие тока; б) воздействие через обшивку

В результате из этих крепежных деталей существует потенциальная восприимчивость к искрообразованию и искрению внутри композитного топливного бака, так как очень высокие токи могут проникать через обшивку и элементы подконструкций топливного бака через крепежные элементы.

Рисунок 3а иллюстрирует потенциальные эффекты прямого попадания молнии в головку крепежного элемента, установленного на композитном соединении и через обшивку – рисунок 3 б, что приводит к искрообразованию (рисунок 4).

Одним из методов повышения защиты композиционного материала от тока является введение металлической сетки и (или) фольги вблизи наружной поверхности конструкций из композитных материалов при изготовлении панелей.

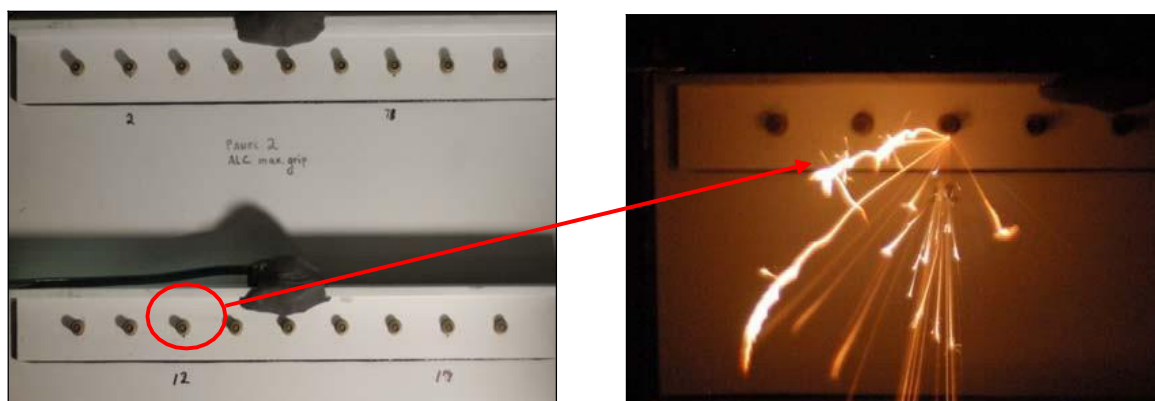


Рисунок 4 – Фотографии, показывающие искрение в креплении во время теста [Хасим Малазимоглу, Люк Хейлок, 2009]

Алюминий, медь или бронза в виде фольги или сетки наносятся в процессе изготовления композитных конструкций на наружную поверхность, которая получит прямой удар молнии. Нынешние технологии и новое (многослойное молниезащитное покрытие) уже существуют для изготовления молниезащиты панелей планера [Каблов, Гуняев, Ильченко, пат. 2263581 С2 Рос. Федерация, 2005]



Рисунок 5 – Разрушение топливного бака-кессона от искрообразования

Эта технология способствует поддержанию тока ближе к внешней поверхности обшивки, она не уменьшает риск образования дуги в креплении, так как очень высокие токи могут проникать через обшивку и элементы подконструкций топливного бака через крепежные элементы, что может привести к взрыву или пожару в кессонном баке (рисунок 5)

В настоящей работе предлагается использовать крепежные детали (заклепки), изготовленные из материалов аналогичных материалу основного несущего композита (углекомполита) с односторонним подходом к заклепочному шву, имеющих одинаковые (или близкие) удельные электросопротивления с ним (таблица 1).

Таблица 1 – Удельные электрические сопротивления материалов заклепок

Материал	Удельное электрическое сопротивление
BT-16	0,55 мкОм·м
B-65	0,033 мкОм·м
30 ХГСА	0,13 мкОм·м
КМУ-11ТР	в 4 раза больше относительно Ti-сплава 2,2 мкОм·м

Удельное электрическое сопротивление углепластика в 3...4 раза больше, чем у проводников [Каблов, Гуняев, Ильченко, пат. 2263581 С2 Рос. Федерация, 2005]

Это потенциально подавляет искрообразование в пакете углекомполитная конструкция – углекомполитный крепежный элемент.

Для слабонагруженных авиационных конструкций [3] такое эскизное исполнение представлено на рисунке 6, а натурное на рисунке 7.

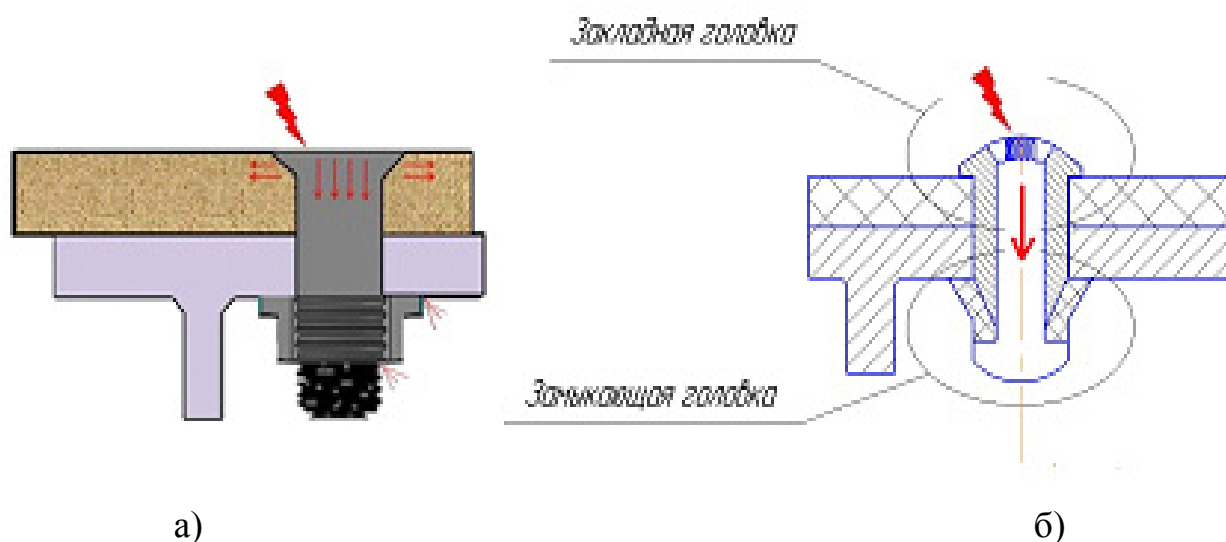


Рисунок 6 – Сравнение заклепки из традиционного авиационного материала (а) и композиционного (б) по искрообразованию для слабонагруженных конструкций: а – заклепка из сплава В65; б – крепежный элемент из ПКМ



Рисунок 7 – Натурное исполнения технологической последовательности нахлесточного соединения углекомпозитной конструкции перспективной заклепкой из ПКМ: а – образование замыкающей головки; б – образование закладной головки

Для высоконагруженных конструкций такое исполнение представлено на рисунке 8 [Сажин А.Н., Сажин Н.А., Ковальчук, Колгатин, пат. 2691725 С1 Рос. Федерация, 2019].

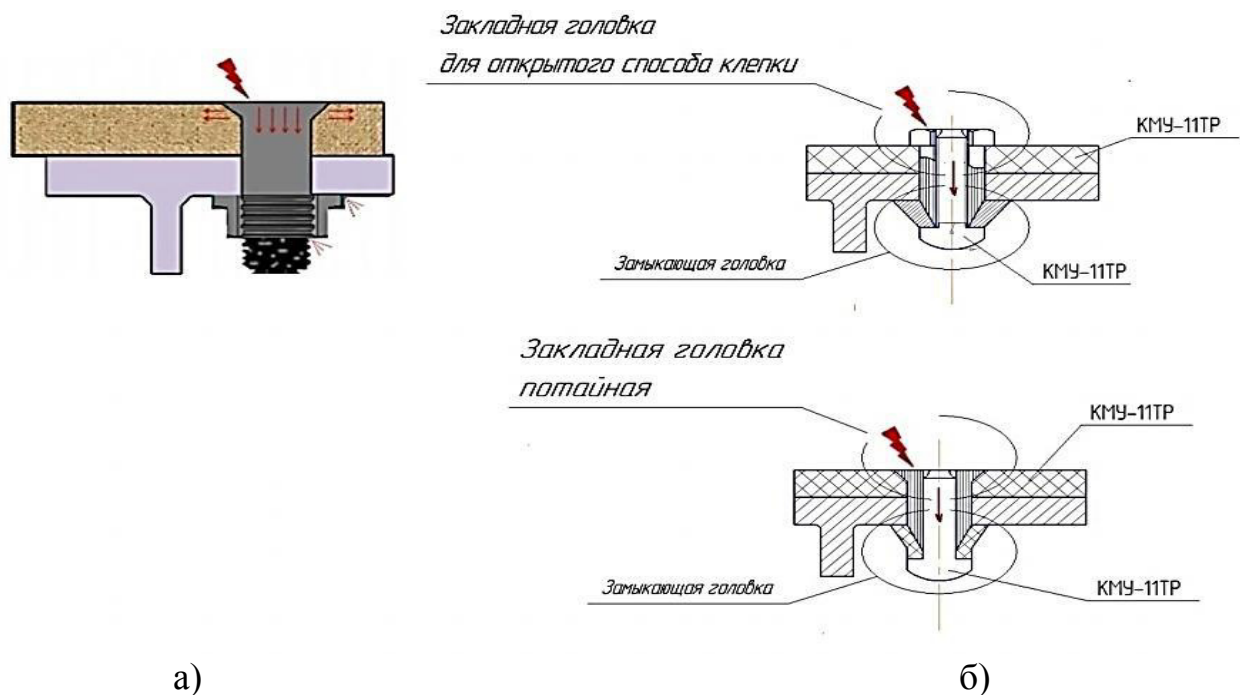


Рисунок 8 – Сравнение заклепки из традиционного авиационного материала (а) и композиционного (б) по искрообразованию для нагруженных конструкций

Для защиты замыкающей головки заклепки от прямого удара молнии на нее устанавливается молниезащитная прокладка из наноуглекомпозита [Каблов, Гуняев, Ильченко, пат. 2263581 С2 Рос. Федерация, 2005] (рисунок 9).

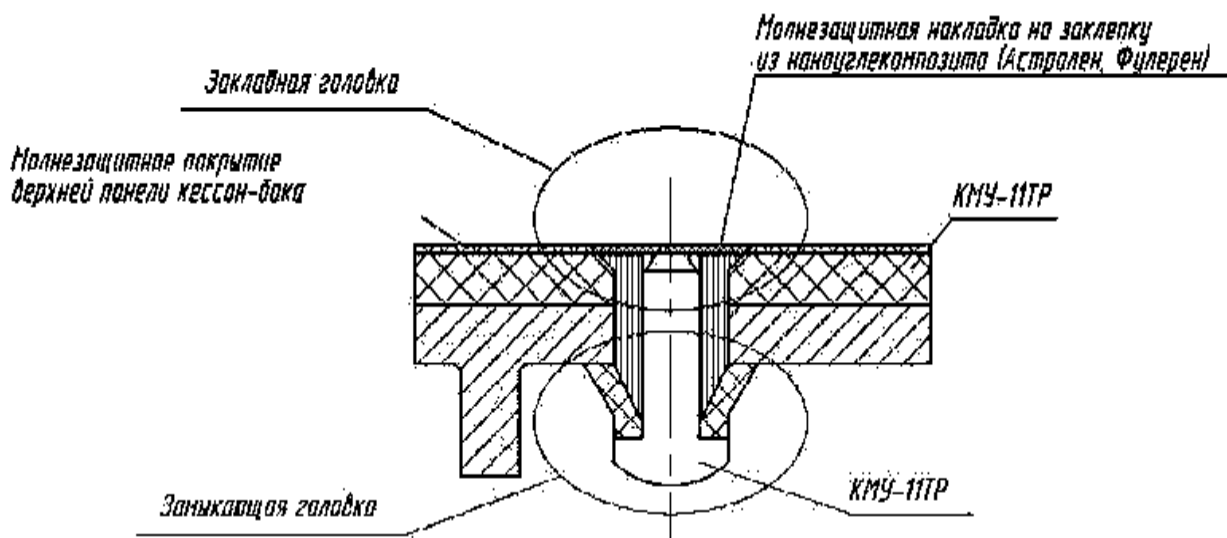


Рисунок 9 – Молниезащитное покрытие замыкающей головки перспективной заклепки из ПКМ

В работе [Сажин А.Н., Сажин Н.А., Ковальчук, Колгатин, пат. 2691725 С1 Рос. Федерация, 2019] (рисунок 10) представлена заклепка (крепежный элемент), которая позволяет проводить ремонт авиационных конструкций из композитов при одностороннем подходе к ремонтируемому участку для нагруженных конструкций.

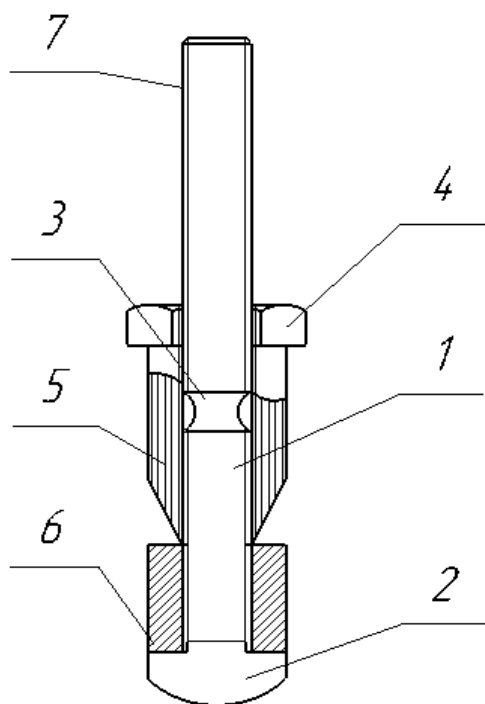


Рисунок 10 – Перспективная специальная заклепка (эскизный проект) с односторонним подходом к ремонтируемому участку (к заклепочному шву): 1 – стержень заклепки, 2 – головка стержня, 3 – лыска, 4 – закладная головка, 5 – втулка, 6 – титановое кольцо, 7 – резьба на стержне

Техническим результатом изобретения является повышение прочности, надежности и технологичности получения неразъемного заклепочного соединения деталей из ПКМ при отсутствии двухстороннего подхода одновременно к закладной (которая может быть выступающей и потайной) и замыкающей головкам заклепочного шва с кольцом из титанового сплава.

Эффективность от применения предлагаемого технического решения достигается за счет повышения прочности, надежности и технологичности получения неразъемного заклепочного соединения деталей авиационной конструкции из углекомполитов, при отсутствии двухстороннего подхода к заклепочному шву и подавления искрообразования в пакете углекомполит – крепежный элемент в кессонных топливных баках.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Патент N 2582472 C1 Российская федерация, МПК F16B 19/06 (2006.01), B21J 15/02 (2006.01). Заклепка и способ получения неразъемного заклепочного соединения : N 2015109145/12 : заявл. 16.03.2015 : опубл. 27.04.2016 / Сажин А. Н., Сажин Н. А., Подоляк М. П. и др. – 11 с.
2. Патент N 2691725 C1 Российская Федерация, МПК F16B 19/06(2006.01); B21J 15/02(2006.01). Заклепка и способ получение неразъемного заклепочного соединения в углекомполитных конструкциях : N 2018114334: заявл. 18.04.2018 : опубл. 17.07.2019 / Сажин А.Н., Сажин Н.А., Колгатин В.В., Ко-вальчук Д.В. – 11 с.
3. Патент N 2263581 C2 Российская Федерация, МПК B32B 27/06 (2006.01), B64D 45/02(2006.01), C08J 5/24 (2006.01), H05F 1/02(2006.01). Многослойное молниезащитное

покрытие : N 2003137750/04 : заявл. 30.12.2003 : опубл. 10.11.2005 / Каблов Е.Н., Гуняев Г.М., Ильченко С.И. и др. – 7 с.

4. *Сажин Н. А.* Преимущества и недостатки авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов: раздел отчета о НИР № 01201363073-шифр Углекомполит / Н. А. Сажин, С. Н. Кузнецов. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2014. – 148 с.

5. *Сироткин О. С.* Проектирование, расчет и технология соединений авиационной техники / О. С. Сироткин, В. И. Гришин, В. Б. Литвинов. – М.: Машиностроение, 2006. – 306 с.

6. *Хасим Малазимоглу, Люк Хейлок.* Последние достижения в области технологии для минимизации молнии тока между крепежом и композитной структурой. Alcoa разработка новых продуктов, AerospaceКрепеж3000 W. Lomita Blvd., Торранс, Калифорния 90505. Alcoa разработка новых продуктов, аэрокосмические продукты 900 Watson Center Road, Carson, CA 90745, 2009.

УДК 629.7

РАСЧЕТ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВОЙ СРЕДЫ В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРИ ИСТЕЧЕНИИ ГАЗА ЧЕРЕЗ СУЖАЮЩЕЕСЯ СОПЛО

Сафарбаков А. М., канд. техн. наук
Саранина Е. В.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

При определении параметров газовой среды в импульсной камере сгорания в процессе истечения газа из сопла решается шесть уравнений. При этом имеется семь неизвестных параметров. Решение данной задачи начинается с определения скорости истечения газа из сопла. Определяется режим истечения газа. Далее, определяя параметр времени истечения газа, определяются значения давлений и температуры в каждый момент времени.

Ключевые слова: импульсная камера сгорания, сужающееся сопло, топливовоздушная смесь, истечение газа.

При горении топливовоздушной смеси в импульсной камере сгорания газ, заключенный в ее объеме, приобретает значения давления и температуры. При этом площадь поперечного сечения самой узкой части сопла импульсной камеры сгорания значительно меньше, чем площадь поперечного сечения самой камеры сгорания. Таким образом, можно считать, что в объеме камеры сгорания в определенный момент времени поддерживаются постоянные параметры газовой среды. Тогда процесс истечения газа из объема можно рассматривать как стационарный. В этом случае можно полагать, что газ внутри камеры сгорания неподвижен и его параметры являются параметрами торможения для истекающей среды p_0 ; T_0 ; ρ_0 (рис. 1).

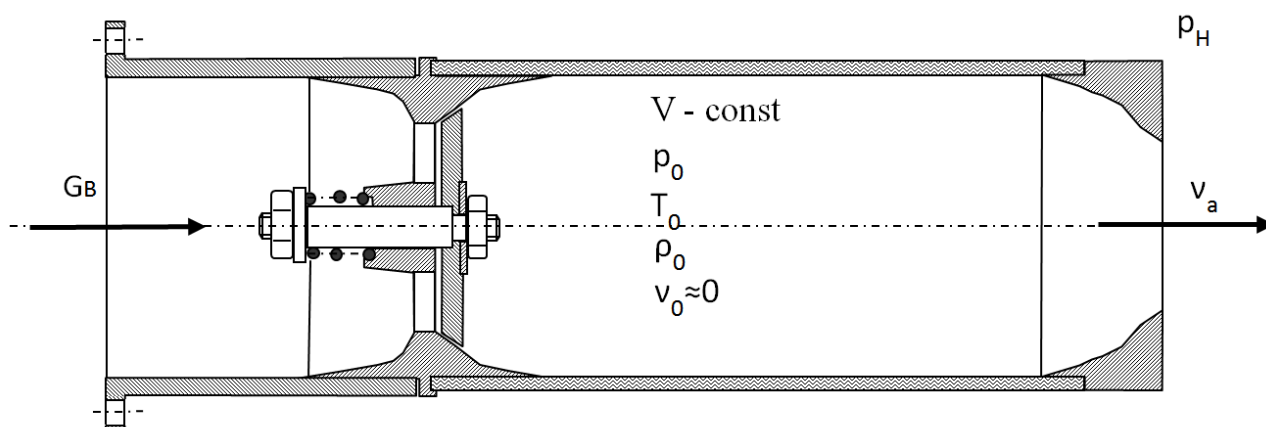


Рисунок 1 – Параметры газа в импульсной камере сгорания

Так как процесс истечения довольно быстрый, то введем допущение об отсутствии теплообмена между газом и стенками камеры сгорания.

При истечении газа из объема может наблюдаться два режима течения, которые зависят от величины отношения $\frac{p_n}{p_0}$ [Моисеев, 2006].

Если $0 \leq p_n/p_0 \leq \left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k}{k-1}}$, то наблюдается критический режим течения, когда число Маха в самом узком сечении сопла равно единице $M=1$. Давление будет равно:

$$p_a = \left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k}{k-1}} \cdot p_0,$$

где k – показатель адиабаты. Для горячего газа $k = 1.25$

Скорость истекающего газа:

$$v_a = \sqrt{\frac{2k}{k+1} \frac{p_0}{\rho_0}}.$$

Расход газа через сопло будет максимальным:

$$Q = Q_{max} = \left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \sqrt{\frac{k}{R}} \cdot \frac{p_0 \cdot F_c}{\sqrt{T_0}},$$

где F_c – площадь сопла; R – универсальная газовая постоянная $R=287$ Дж/кг*К.

Параметры истечения не зависят от давления окружающей среды p_n .

Если:

$$\left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k}{k-1}} \leq \frac{p_n}{p_0} \leq 1,$$

то наблюдается докритический режим истечения газа из сопла.

При этом давление на срезе сопла равно давлению окружающей среды:

$$p_a = p_n.$$

Число Маха:

$$M_a = \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{p_H}{p_0} \right)^{-\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}.$$

Скорость звука на срезе сопла:

$$a_a = a_0 \cdot \left[1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_a^2 \right]^{-\frac{1}{2}}.$$

Скорость газа в сопле:

$$v_a = M_a \cdot a_a.$$

Расход газа определяется по формуле:

$$Q = Q_{max} = \left[\frac{2}{k+1} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \sqrt{\frac{k}{R}} \cdot \frac{p_0 \cdot F_c}{\sqrt{T_0}} \cdot q(M_a),$$

где $q(M_a)$ – относительная плотность тока.

$$q(M_a) = M_a \cdot \frac{\left[\frac{k+1}{2} \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}{\left[1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_a^2 \right]^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}.$$

Таким образом, для расчета параметров газовой среды в камере сгорания применим «нульмерную теорию», в соответствии с которой все параметры осредняются по объему, и их считают одинаковыми в данный момент времени во всех точках объема камеры сгорания [Моиссеев, 2006]. Тогда все параметры газа будут функциями времени:

$$p_0 = p_0(t); \quad \rho_0 = \rho_0(t); \quad T_0 = T_0(t); \quad v_0 = 0.$$

При истечении газа из сопла справедлив закон сохранения массы, записанный в виде:

$$V \frac{d\rho_0}{dt} = -Q, \quad (1)$$

где Q – расход газа через сопло.

В соответствии с уравнением неразрывности расход газа через сопло:

$$Q = \rho_a \cdot v_a \cdot F_c. \quad (2)$$

В свою очередь закон сохранения энергии для изоэнтропного процесса дает возможность получить связь параметров газа в камере сгорания для любого момента времени.

$$\frac{p}{\rho^k} = \frac{p_0}{\rho_0^k}. \quad (3)$$

Расчет параметров ведем в квазистационарной постановке. Это означает, что весь нестационарный процесс истечения рассматривается как непрерывная последовательность каждых единичных состояний параметров в каждый момент времени [Моиссеев, 2006]. Применим уравнение Бернулли:

$$\frac{v_a^2}{2} + \frac{k}{k-1} \frac{p_a}{\rho_a} = \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_0}{\rho_0}, \quad (4)$$

и получим связь параметров газа истекающего из сопла с параметрами газа в камере сгорания в один и тот же момент времени:

$$\frac{p_a}{\rho_a^k} = \frac{p}{\rho^k}. \quad (5)$$

Для определения температуры газа в камере сгорания применим уравнение Менделеева-Клапейрона:

$$p = \rho \cdot R \cdot T. \quad (6)$$

Решить эту систему уравнений невозможно, так как имеется шесть уравнений и семь неизвестных: p ; ρ ; T ; v_a ; p_a ; ρ_a ; Q .

Тогда задача по определению параметров газа в камере сгорания решается в следующей последовательности:

– из уравнения (4) с учетом уравнения (5) получим выражение для скорости v_a :

$$\frac{v_a^2}{2} = \frac{k}{k-1} \frac{p_0}{\rho_0} - \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_a}{\rho_a}.$$

– далее из уравнения (5) получаем плотность газа в сопле:

$$\rho_a^k = \frac{p_a \cdot \rho^k}{p}.$$

– подставляем эти значения в уравнение (1):

$$V \frac{d}{dt} \left[p_0 \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{k}} \right] = -F_c \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot p \cdot \rho_0 \cdot \left(\frac{p}{p_0} \right)^{\frac{1}{k}} \cdot \left(\frac{p_a}{p} \right)^{\frac{1}{k}} \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{p_a}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}}}}, \quad (7)$$

где p_a выбирается в зависимости от режима течения.

Тогда при критическом режиме течения, решая уравнение (7) с учетом выражения для p_a , получаем формулу для расчета давления в камере сгорания:

$$\frac{p}{p_0} = (1 + B \cdot t)^{-\frac{2k}{k-1}},$$

$$\text{где } B = \frac{k-1}{2} \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \frac{F_c}{V} \cdot \sqrt{k \cdot R \cdot T_0}.$$

Учитывая (3) и (6), а так же выражения для скорости звука:

$$a = \sqrt{k \cdot R \cdot T}.$$

Текущую плотность ρ ; T ; a можно рассчитать по формулам Пуассона [Крутов, 1981]:

$$\frac{\rho}{\rho_0} = \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{1}{k}},$$

$$\frac{T}{T_0} = \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{k}};$$

$$\frac{a}{a_0} = \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{k-1}{2k}}.$$

При таком истечении скорость газа на срезе сопла будет равна скорости звука:

$$v_a = a_a = a_{кр} = \sqrt{\frac{2}{k+1}} \cdot a.$$

Число Маха в сопле $M_a=1$.

Расход газа через сопло будет равен:

$$Q = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \sqrt{\frac{k}{R}} \cdot \frac{p \cdot F_c}{\sqrt{T}}.$$

Критическое истечение газа из камеры сгорания будет наблюдаться до того момента времени, пока давление в камере сгорания не станет равным:

$$p_{кр} = \frac{p_n}{\beta_{кр}},$$

где $\beta_{кр}$ – критическое отношение давлений $\beta_{кр} = \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}}$.

$\beta_{кр} = 0.55$.

Момент времени, когда давление не станет равно критическому, определится из формулы:

$$t = \frac{1}{B} \left[\left(\frac{p_0}{p_{кр}}\right)^{\frac{k-1}{2k}} - 1 \right].$$

Дальнейший режим истечения газа из сопла будет докритический.

По данной методике расчета определим параметры газа в импульсной камере сгорания при истечении газа из сопла.

Исходные данные:

$p_n = 97894$ Па – давление окружающей среды.

$p_0 = 8016638,407$ Па – давление газа в камере сгорания.

$T_0 = 3937,445959$ К⁰ – температура газов в камере сгорания.

$\rho_0 = 22,56002086$ кг/м³ – плотность газа в камере сгорания.

$V = 0,000517839$ м³ – объем камеры сгорания.

Результаты расчета представлены на рисунках 2, 3, 4

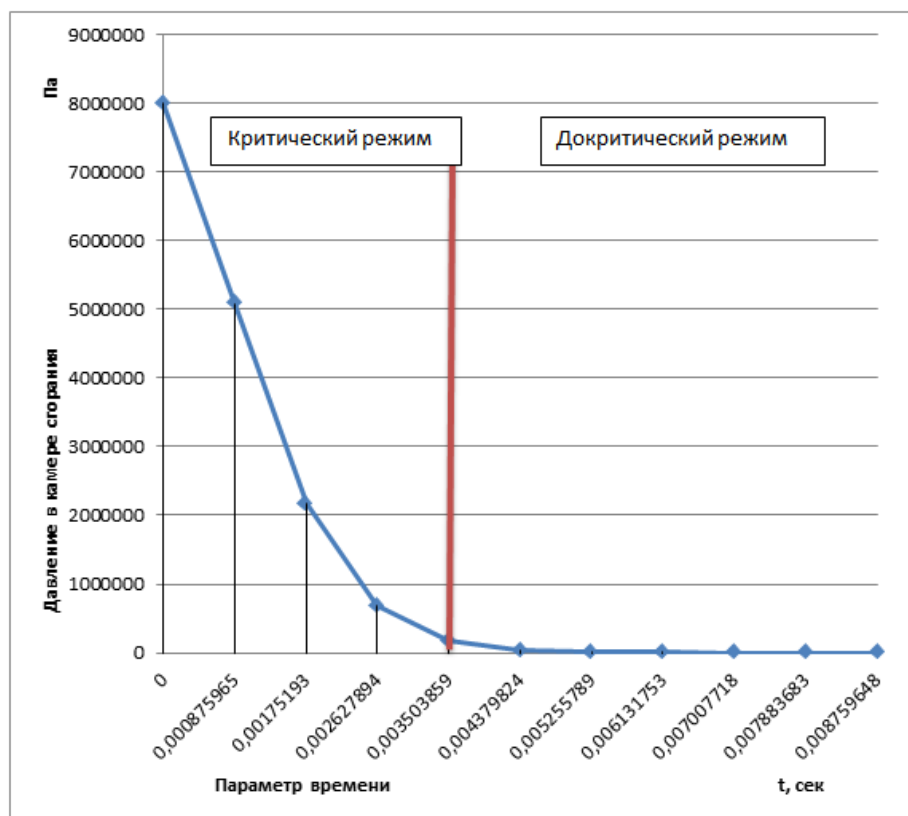


Рисунок 2 – Изменение давления в импульсной камере сгорания при истечении газа

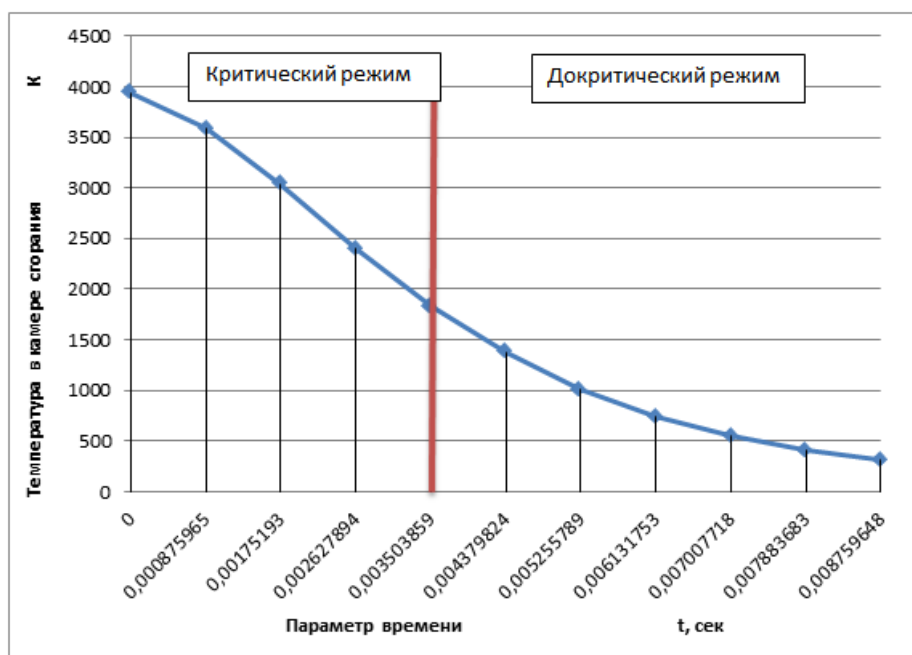


Рисунок 3 – Изменение температуры газа в камере сгорания

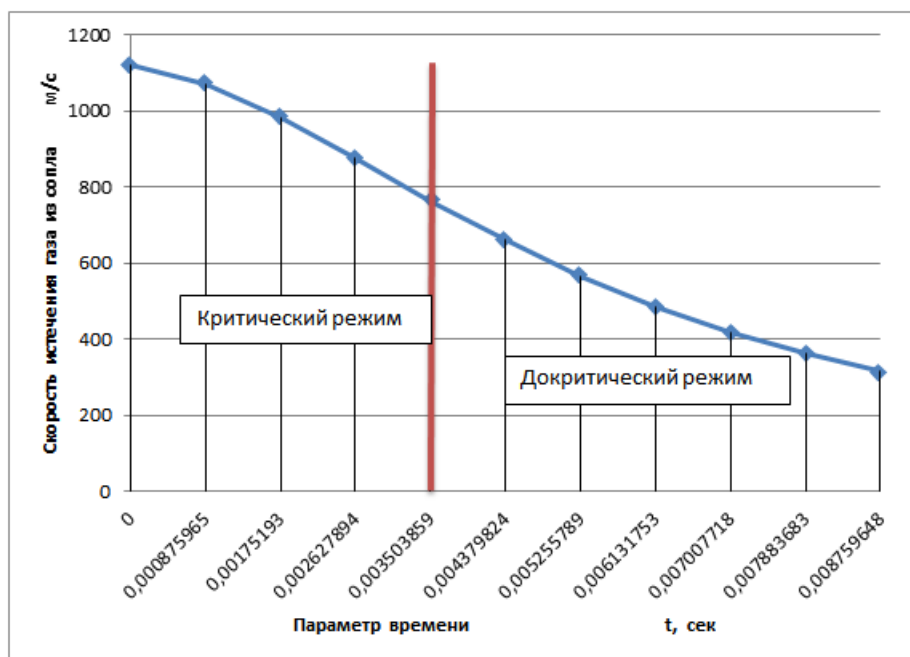


Рисунок 4 – Изменение скорости истечения газа из сопла камеры сгорания

Выводы: Таким образом, при истечении газа из сопла импульсной камеры сгорания наблюдаются критический режим истечения и докритический. Критический режим истечения протекает до давления в камере сгорания равном $p_{кр} = 176408,1667$ Па. При этом давление на срезе сопла будет равным атмосферному $p_a = 97894$ Па. Скорость истечения газа из сопла $v_a = 765,0321$ м/с. Точка перехода одного режима в другой соответствует моменту времени $t = 0,003503859$ секунд. Процесс дальнейшего истечения газа из сопла будет происходить при докритическом режиме истечения.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Моисеев М. Г. Основы аэрогазодинамики: учебное пособие / М. Г. Моисеев, Ю. М. Циркунов. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т, 2006. – 144 с.
2. Техническая термодинамика: Учебник для вузов / Под ред. В. И. Крутова. – М.: Высшая школа, 1981. – 439 с.

УДК 621.45.022

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ В ВИХРЕВОЙ СИСТЕМЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД

Скоробогатов С. В.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Известно, что степень влияния параметров рабочего процесса в камере сгорания (КС) на ресурсные параметры газотурбинного двигателя (ГТД) очень высока. В особенности это касается элементов КС, расположенных в области крайне высоких

температур, а также сопловых и рабочих лопаток первой ступени турбины. Высокая стоимость авиационных ГТД приводит к необходимости их эксплуатации в течение длительного времени с всё возрастающей интенсивностью. В совокупности, перечисленные факторы формируют отдельное направление исследований по поиску компромиссных решений в конструкции КС, обеспечивающих высокую долговечность при максимально возможных температурных режимах работы.

Ключевые слова: камера сгорания, авиационный газотурбинный двигатель, эксплуатационные требования, процесс горения.

Для большинства существующих КС характерно наличие неравномерности температурного поля перед турбиной. Степень выраженности этой неравномерности зависит от различных факторов, но одним из важнейших можно считать практически повсеместное использование в качестве фронтальных устройств завихрителей газового потока. Несмотря на все преимущества, данный вид фронтальных устройств подразумевает наличие множества отдельных входных каналов, через которые воздух, закручиваясь и смешиваясь с топливом, поступает в КС. Данное обстоятельство обуславливает образование множества отдельных вихревых структур по периметру кольцевого канала КС, которые, взаимодействуя между собой, вносят неоднородность в параметры газового потока.

Согласно статистике [Иноземцев, Сандарский, 2006, с. 512], дефекты лопаток турбины являются одной из основных причин, по которой производится съём двигателя и его отправка в ремонт, в соответствии с рисунком 1. Выраженная неравномерность температурного поля ухудшает глубину охлаждения лопаток и ускоряет процесс разрушения защитного слоя, что, в свою очередь, приводит к досрочному съёму двигателя.



Рисунок 1 – Нарботка на ремонт новых двигателей CF6-80C2

При определённых условиях возможно образование локальных вихревых структур в районе фронтальных устройств. Наличие подобных структур влечёт за собой дополнительные потери, а также может привести к возникновению зон местного обогащения топливно-воздушной смеси. В результате будут иметь место температурные напряжения в данной области, что может привести к разрушениям усталостного характера, в соответствии с рисунком 2а. Кроме того, в соответствии с рисунком 2б, подобные температурные напряжения могут провоцировать возникновение трещин в местах сварных швов и в литых конструкциях, которые изначально имеют остаточные напряжения из-за особенностей их изготовления [Петрова, Тарасов, 2015; Григорьев, Рудаков, Соловьёва, 2007; Михеенков, 2007].

Возникновение зон местного обогащения в районе фронтального устройства на некоторых режимах работы ГТД может вызывать коксование форсунок – серьёзный дефект, снижающий ресурс, надёжность и экологичность двигателя. Устранение данного дефекта постфактум сопряжено с комплексом мероприятий, направленных на очистку образовавшихся отложений путём подачи нагретого реагента [Маркушин, Бакланов, 2018].

Для устранения вышеперечисленных недостатков предлагается осуществить переход от продольной системы вихреобразования к поперечной системе, при которой газовый поток закручивается в поперечном направлении относительно продольной оси двигателя. Данный подход позволяет организовать процесс горения единым фронтом по всему периметру кольцевого канала, что позволит увеличить однородность температурного поля в зоне горения и на выходе из КС.



а



б

Рисунок 2 – Дефекты камеры сгорания двигателя ПС-90А: а – трещина в области фронтального устройства; б – дефект сварного шва кожуха камеры сгорания

На сегодняшний день исследование процесса горения в КС возможно с помощью численных методов. Современные средства вычислительной гидрогазодинамики позволяют с достаточной точностью моделировать химическую кинетику сжигания топлива. Одно из важнейших достоинств численных методов заключается в удобстве представления и визуализации расчётных данных. Есть возможность определить значение температуры в любой точке, в любом сечении моделируемого сегмента. Это можно делать как в продольном, так и в поперечном отношении к объекту исследования, а также в нескольких сечениях одновременно. Результаты численного моделирования процесса горения в исследуемой КС позволяют судить о перспективности предлагаемого подхода [Исаев, Скоробогатов, 2019].

Однако численное моделирование столь сложного физико-химического процесса как процесс горения неизбежно сопрягается с целым рядом допущений, упрощающих расчётную модель и ускоряющих процесс вычислений. Поэтому результаты численного моделирования необходимо подвергнуть проверке путём сопоставления их с результатами эксперимента. Для этого была выполнена физическая модель исследуемой КС в металле. Данная модель предусматривала наличие светопроницаемой стенки для визуального контроля процесса горения, а также возможность подключения ко всем коммуникациям камерного стенда – экспериментальной установки для исследования процесса горения.

Руководствуясь данными, представленными на рисунке 3, можно судить о довольно высокой степени соответствия экспериментальной и расчётной картин распределения температурного поля в исследуемой КС на качественном уровне. Однако, также имеют место некоторые различия, связанные с рядом факторов, которые не были учтены в ходе выполнения расчёта горения.

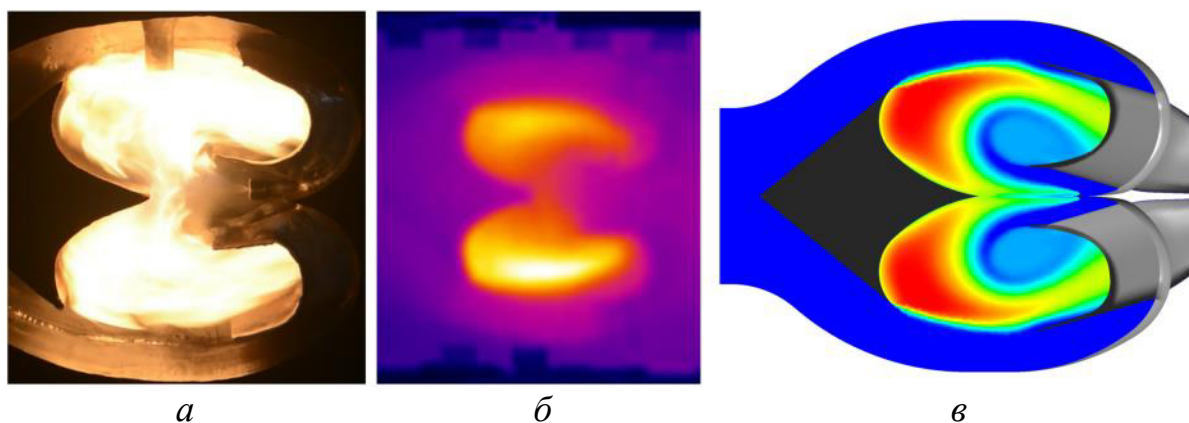


Рисунок 3 – Картина распределения температуры в исследуемой КС: а – фотография процесса горения; б – данные с тепловизора; в – расчётные данные

Так, по результатам расчёта, процесс горения инициируется вблизи устья топливной форсунки вскоре после выхода оттуда топливных капель. Однако, как видно на практике этого не происходит, а процесс горения начинается значительно позже, в непосредственной близости с элементами внутреннего профилирования фронтального устройства. В результате догорание топлива

завершается ближе к выходному сечению из КС. Это объясняется тем, что в ходе расчёта были неверно заданы свойства топлива в жидкой фазе на входе в расчётную область. Поскольку модели, которые точно описывают поведение инжектируемого топлива для определённого вида форсунок, представляют коммерческую тайну и отсутствуют в открытом доступе, то достоверное моделирование данного процесса представляет особую трудность.

Также по данным с тепловизора в ходе активной фазы горения имеет место температурная неравномерность непосредственно после взаимодействия газового потока с элементами внутреннего профилирования фронтального устройства. Это объясняется несовершенством геометрии физической модели КС, что связано с неточностями, допущенными в ходе выполнения её элементов с помощью ручного инструмента. Кроме того, поскольку процесс воспламенения топливно-воздушной смеси по факту начинается с запозданием, некоторый объём топлива может достигать элементов внутреннего профилирования фронтального устройства в жидкой фазе. В этом случае свой вклад в температурную неравномерность может вносить сила тяжести, изменяющая траекторию движения топливных капель.

Таким образом, по результатам экспериментальных исследований можно сделать вывод о достаточной высокой степени соответствия на качественном уровне характера распределения температуры в зоне горения той картине, которая была получена в результате расчётов. Тем не менее, имеет место ряд отклонений от расчётной картины, что объясняется двумя факторами, а именно: допущениями, сделанными в процессе численного моделирования процесса горения, а также неточностями при выполнении физической модели КС в металле.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Григорьев А. В. Воздействие поля температуры газа и турбулентности набегающего потока на теплоотдачу в сопловую решётку турбины и оптимизация камеры сгорания / А. В. Григорьев, О. А. Рудаков, А. Соловьева // Научный вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика СП Королёва (национального исследовательского университета). – 2007. – Т. 2, № 13. – С. 72–77.

2. Иноземцев А. А. Газотурбинные двигатели / А. А. Иноземцев, В. В. Сандрацкий. – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1206 с.

3. Исаев А. И. Учёт эксплуатационных аспектов на этапе формирования облика коллектора газового потока в камере сгорания / А. И. Исаев, С. В. Скоробогатов // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2019. – Т. 25, № 336. – С. 32–40.

4. Маркушин А. Н. Результат испытаний закоксованных форсунок камер сгорания семейства НК промывкой смесью керосина с техническим моющим средством [Электронный ресурс] / А. Н. Маркушин, А. В. Бакланов // Труды МАИ. – 2018. – № 99. – Режим доступа: <https://cutt.ly/PtbGTVm>.

5. Михеенков Е. Л. Обеспечение надёжности работы сопловых лопаток первой ступени высокотемпературной газовой турбины / Е. Л. Михеенков // Научный вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2007. – № 2. – С. 241–246.

6. Петрова М. А. Анализ условий работы поверхностных слоёв рабочих лопаток турбины современных двигателей / М. А. Петрова, А. И. Тарасов // Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. – № 217. – С. 125–127.

ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ НАДЕЖНОСТИ МЕЖВАЛЬНЫХ ПОДШИПНИКОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ходацкий С. А., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В настоящее время ряд двухконтурных двухроторных двигателей имеют межвальные (межроторные) подшипники. При этом значительное число досрочных съёмов авиационных двигателей с эксплуатации связано с отказами межвальных (межроторных) подшипников. Возможными причинами таких отказов являются нарушения условий их смазки и охлаждения. В статье рассмотрены пути повышения надёжности межвальных подшипников двигателей.

Конструктивно межвальный подшипник (применительно к двигателю Д-30КП) расположен в районе задней опоры компрессора высокого давления между валами роторов низкого и высокого давлений [Лозицкий, 1988]. Поэтому предметом исследования является исследование теплового режима работы подшипника и путей повышения работоспособности подшипника.

Ключевые слова: авиационный двигатель, межвальный подшипник, тепловой режим, масляная система.

Введение

В современных самолетах в качестве маршевой силовой установки нашли широкое применение двухконтурные ТРД. Следует отдельно отметить, что непрерывно растущая теплонапряженность современных авиационных ГТД, применение многороторных и многовальных схем приводит к необходимости использования межвальных подшипников. Особенностью смазки межвальных подшипников является нахождение маслопровода внутри вала (не вращающейся и вращающейся его частей). При недостаточном теплоотводе в подшипнике, недостаточном подводе масла может возникать значительный градиент температур между кольцами подшипника, что приводит к нарушению работоспособности подшипника.

Одной из главных причин досрочного съёма авиационных двигателей являются отказы межвального подшипника. Это обусловлено тем, что данные подшипники работают в сложных условиях, характеризующихся недостаточной прокачкой масла, вибрацией, температурным нагревом. Наиболее характерными повреждениями подшипников являются трещины на внутренних поверхностях обойм, износ беговых дорожек обойм подшипников, нарушение геометрических характеристик тел качения, выкрашивание металла [Штода, 1970]. Вследствие сложности теоретических расчетов работы данных подшипников представляется целесообразным проведение экспериментальных исследований.

Экспериментальная установка, представленная на рис. 1, состоит из станины, масляного бака, нагнетающего и откачивающего насосов, системы

измерения (датчиков давления и температуры на выходе из подшипника) и объекта исследования – роликового межвального подшипника.

Станина 1 обеспечивает надёжное крепление всех элементов экспериментальной установки. Масляный бак 2 емкостью 35 литров обеспечивает необходимый запас масла.

Нагнетающий и откачивающие насосы представляют собой электродвигатель и автомобильный насос гидроусилителя руля (ГУР). Обеспечение изменения частоты вращения осуществляется регулятором частоты оборотов двигателя, соединенным с электродвигателем. Исследуемый межвальный подшипник показан на рисунке 2.



Рисунок 1 – Схема экспериментальной установки: 1 – станина; 2 – бак; 3 – объект исследования; 4 – ноутбук с ПО ZetLab; 5 – цифровые измерительные модули ZET7121; 6 – нагнетающий насос; 7 – откачивающий насос; 8 – указатели давления и температуры масла



Рисунок 2 – Межвальный роликовый подшипник

Основной узел экспериментальной установки показан на рисунке 3.



Рисунок 3 – Основной узел экспериментальной установки: 1 – подставки; 2 – ведомый вал; 3 – ведущий вал; 4 – корпус; 5 – крышка; 6 – поддерживающий подшипник; 7 – сальник; 8 – удерживающий подшипник; 9 – опоры; 10 – шкив ременного привода; 11 – штуцер подачи масла; 12 – штуцер отвода масла

Исследуемый подшипник в сборке прессуется внутренней обоймой на ведомый вал, а наружной обоймой – на ведущий вал.

Для охлаждения масла, подаваемого в объект исследования – межвальный подшипник, используется масляный автомобильный радиатор, установленный перед откачивающим насосом. Радиатор находится в лабораторном стенде «Гидробассейн» для полива его холодной водой.



Рисунок 4 – Масляный радиатор

В ведомом валу расположены четыре прорези для установки в них четырех термопреобразователей ЧЭМТ-50М.

Через ведомый вал ЧЭМТ проводами подключаются к модулю ZET 7121.

Модули ZET 7121 и ZET 7176 обеспечивают преобразование сигнала от ЧЭМТ в значение температуры обоймы подшипника.

Модуль ZET 7176 через кабель подключается к компьютеру (ноутбуку). С использованием программного обеспечения ZETLab результаты измерений представляются в виде графиков и таблиц.

Указанная выше система измерения обеспечивает измерение температуры не вращающейся обоймы подшипника. При необходимости измерения температуры вращающейся обоймы необходим токосъемник.

Подключение и конфигурирование преобразователей интерфейса ZET7176 производится в программе «Диспетчер устройств» (рисунок 6), которая располагается в меню «Сервисные» на панели ZETLAB.

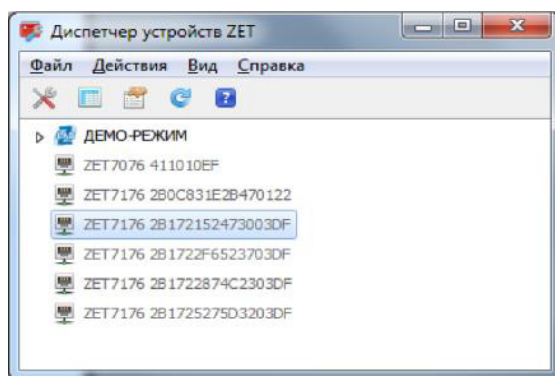


Рисунок 5 – Диспетчер устройств

Чтобы выполнить подключение к преобразователю интерфейса, необходимо задействовать его через контекстное меню, которое открывается нажатием правой кнопки мыши по выбранному модулю.

Если жирный шрифт сохраняется в течение продолжительного времени, значит соединение установить не удастся. Обычно это вызвано тем, что сетевой интерфейс в компьютере не настроен на ту подсеть, куда входит IP-адрес модуля. После успешной установки подключения начнется процесс получения списка модулей, подключенных к преобразователю интерфейса, а также становится доступно окно свойств преобразователя интерфейса, в котором можно выполнить его конфигурирование.

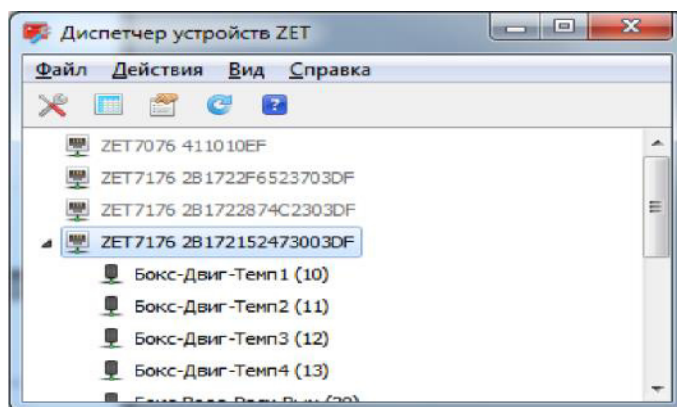


Рисунок 6 – Диспетчер устройств

Для настройки преобразователей интерфейса предусмотрены вкладки. Вкладка «Общие» содержит информацию о типе модуля. Вкладка «Информация» и «Ethernet» содержит информацию о параметрах системы.

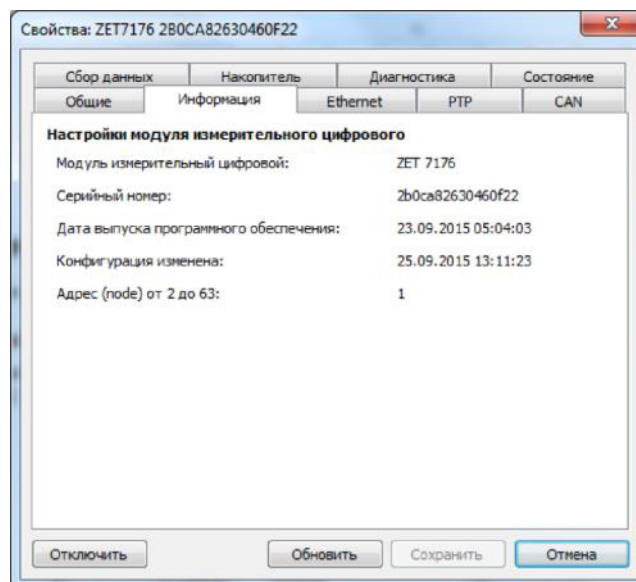


Рисунок 7 – Вкладки

После успешной установки подключения начнется процесс получения списка модулей, подключенных к преобразователю интерфейса, а также становится доступно окно свойств преобразователя интерфейса, в котором можно выполнить его конфигурирование.

С использованием данной программы был проведено экспериментальное исследование температурного поля внутренней обоймы подшипника.

Основные характеристики:

- марка масла – МК-8П;
- температура масла – 18°C;
- частота вращения ротора – 1200об/мин;
- время прогрева обоймы – 15мин;
- полный расход масла – 120л/час;
- дросселирование расхода масла – 30%,50%,70%;
- рабочий расход масла – 0,6 л/мин, 1 л/мин, 1,4 л/мин.

Результаты исследования приведены в рисунке 8.

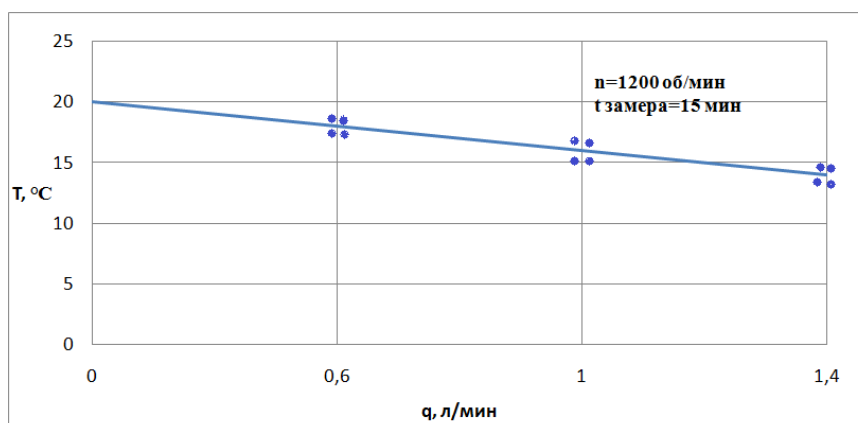


Рисунок 8 – Изменение температуры обоймы подшипника

По результатам исследований можно сделать следующие выводы:

- температура обоймы с уменьшением прокачки масла через опоры подшипника увеличивается;
- при уменьшении прокачки масла на 60% температура обоймы подшипника увеличилась на 77%.

Уменьшение прокачки масла через подшипник является главным фактором нарушения его работоспособности.

Потребная прокачка масла через межвальный подшипник, определяемая режимом его работы, равна [Караваев, 2015]:

$$Q_{\text{потр трен}} = 1 + 1,9 \cdot 10^{-6} \cdot 5720 \cdot 210 = 3,2 \text{ л/мин},$$

а для заднего роликоподшипника:

$$Q_{\text{потр трен}} = 1 + 1,9 \cdot 10^{-6} \cdot 4900 \cdot 140 = 2,8 \text{ л/мин}.$$

Зная потребные прокачки масла через подшипники, суммарную прокачку, можно определить разницу прокачек:

$$Q_{\text{сд}} = Q_{\Sigma} - Q_{\text{потр трен}}$$

Для межвального подшипника данная разница равна $Q_{\text{сд}}=0,4$ л/мин, а для заднего подшипника ТНД - $Q_{\text{сд}}=0,9$ л/мин.

При дросселировании двигателя одновременно уменьшается частота вращения роторов низкого и высокого давлений двигателя. Одновременно происходит уменьшение потребной прокачки масла. Расчеты показывают, что снижение потребной прокачки масла составит до 31%.

Высотные характеристики масляной системы обеспечивает основной нагнетающий насос ОМН-30. Для обеспечения высотности данный насос обеспечивает производительность, которая в 1,5...2,5 превышает потребную прокачку масла.

Таким образом, при дросселировании двигателя располагаемый расход масла на выходе из основного насоса остается постоянным до режима 0,6 номинального. Это обеспечивается за счет характеристик самого насоса (перепуска масла на вход в насос при превышении давления на выходе больше максимального). При уменьшении частоты вращения ниже $n_{\text{вд}} = 85\%$ происходит уменьшение располагаемой прокачки масла до величины, равной 6%..8% на ПМГ (полетном малом газе).

Данное изменение располагаемой и потребной прокачки масла благоприятно для обеспечения надежной работы подшипника при дросселировании двигателя.

Особенностью работы межвального подшипника является то, что при дросселировании двигателя сохраняется практически неизменное соотношение частот вращения обойм подшипника во всем диапазоне эксплуатационных режимов. При этом потребная прокачка масла останется практически постоянной в данном диапазоне частот вращения.

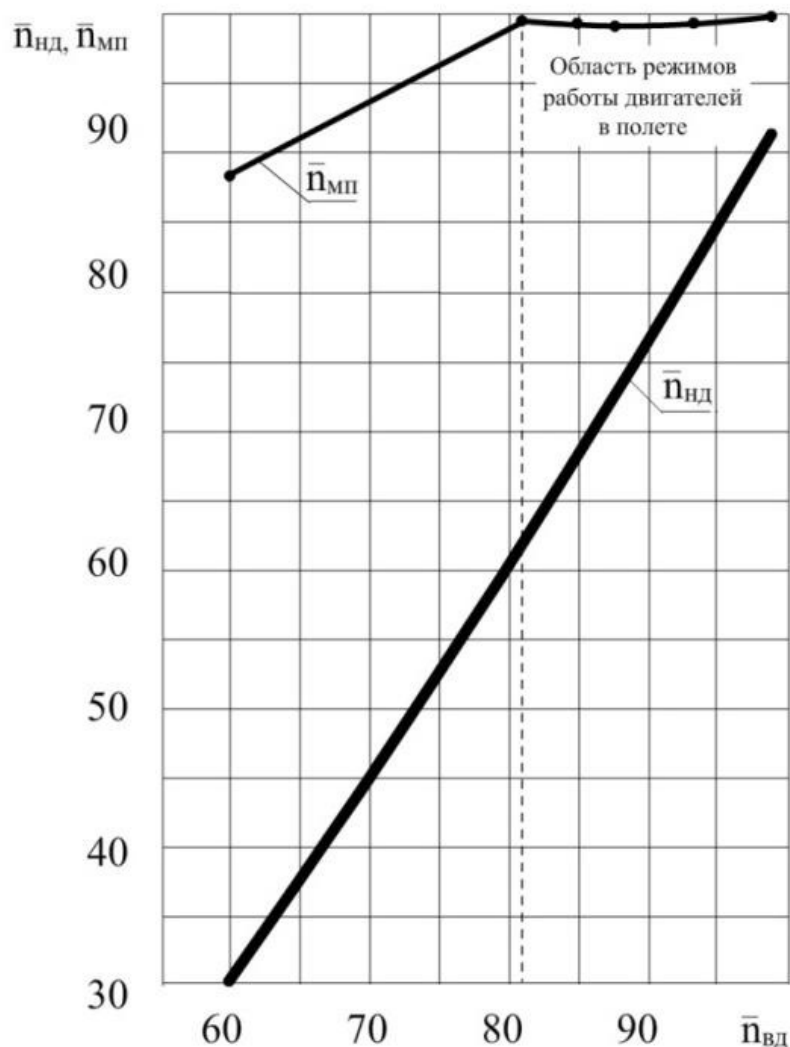


Рисунок 9 – Изменение частоты вращения межвального подшипника при изменении режимов работы ТРДД

Однако при этом уменьшение располагаемой прокачки масла в процессе снижения частоты вращения ротора может привести к перегреву элементов межвального подшипника. При этом уменьшается надежность работы межвального подшипника, появляются дефекты в виде микротрещин.

Данное обстоятельство особенно проявляется при полете по «потолкам» в условиях дросселирования двигателя. В данных условиях увеличение высоты полета приводит к снижению частоты вращения обойм межвального подшипника при постоянном режиме работы двигателя на 5%...7%, что благоприятно сказывается на работоспособности подшипника [Караваев, 2014].

Однако снижение производительности основного масляного насоса ОМН-30 на больших высотах полета в процессе дросселирования двигателя может существенно увеличиться. Как показывают расчеты, данное снижение может составить 18,5% от производительности основного насоса на номинальном режиме. Данное обстоятельство может вызвать увеличение температуры межвального подшипника и вытекающие из этого последствия.

Выводы

Результаты проведенных экспериментальных исследований теплового состояния масляной системы двигателя показывают, что основным источником теплоподвода к маслу является теплоподвод в подшипниковых узлах (до 90% от суммарного теплоподвода к маслу в двигателе). При недостаточном теплоотводе в подшипнике может возникать значительный градиент температур между кольцами подшипника, что приводит к нарушению его работоспособности.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Караваяев Ю. А.* Оценка влияния маслорапределительных объемов при внутрироторном маслопроводе авиационного двигателя / Ю. А. Караваяев, С. А. Ходацкий, А. С. Матвиенко // VII международная научно-практическая конференция «Транспортная инфраструктура Сибирского региона». Т.1. – Иркутск: ИрГУПС, 2015. С. 48-52.
2. *Караваяев Ю. А.* Оценка параметров потока масла при внутрироторном подводе к межвальному подшипнику авиационного ГТД / Ю. А. Караваяев, С. А. Ходацкий, В. А. Шушарин // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. – 2014. – № 42. С. 50-54.
3. *Лозицкий Л. П.* Авиационные двухконтурные двигатели Д-30КУ и Д-30КП / Л. П. Лозицкий, М. Д. Авдошко, В. Ф. Березлев и др. – М.: Машиностроение, 1988. – 228 с.
4. *Штода А. В.* Конструкция авиационных двигателей Ч. II. / А. В. Штода, С. П. Алещенко, А. Я. Иванов и др. – М.: ВВИА им. Н. Е. Жуковского, 1970 – 312 с.

УДК 620.1

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРОТИВОКОРРОЗИОННОЙ ЗАЩИТЫ ТЕХНИКИ И ОБОРУДОВАНИЯ РАЗЛИЧНОГО НАЗНАЧЕНИЯ

Хрянин В. Н., канд. техн. наук
Пчельников А. В., канд. техн. наук

*Новосибирский ГАУ
(г. Новосибирск)*

В настоящей статье обоснована актуальность выбранной тематики. Представлен результат анализа наиболее известных устройств, применяемых для противокоррозионной защиты металлических поверхностей различными защитными составами: ингибиторы коррозии, консистентные смазки, консервационные масла, пленкообразующие ингибированные нефтяные составы, универсальные защитные восковые дисперсии и защитные битумные составы. Выявлены их недостатки и предложена конструкция устройства, позволяющая проводить работы по противокоррозионной защите техники и оборудования различного назначения с наибольшей эффективностью. За счет применения данного устройства возможно значительно повысить эффективность защиты металлических поверхностей техники и оборудования различного назначения от коррозии.

Ключевые слова: коррозия, защитные составы, металлические поверхности, техника, оборудование.

Одним из самых распространенных способов защиты металлических поверхностей техники и оборудования различного назначения от коррозии является нанесение на них защитных составов. Наибольшее применение получили такие составы как: ингибиторы коррозии, консистентные смазки, консервационные масла, пленкообразующие ингибированные нефтяные составы, универсальные защитные восковые дисперсии и защитные битумные составы. Для повышения эффективности приготовления и нанесения защитных составов применяют различные установки.

Известные установки для противокоррозионной защиты (пат. РФ № 2601001, пат. РФ № 1706711 и др.) обладают рядом недостатков: трудоемкость применения, отсутствие смесителя для составов, необходимость подвода сжатого воздуха и другие [1,2].

Проанализировав недостатки и преимущества существующих устройств, в Инженерном институте Новосибирского государственного аграрного университета разработана и предложена конструкция устройства, позволяющая существенно снизить трудоемкость работ по механизированному нанесению защитных составов на обрабатываемую поверхность.

Устройство представляет собой тележку 17, к которой для ее передвижения снизу прикреплены в передней части поворотные колеса 12, в задней части неповоротные колеса 13. В передней части тележки прикреплена ручка 16 для управления. На тележке 17 установлен теплоизолированный бак 1, со съемной крышкой 3. На внутренней стенке теплоизолированного бака 1 закреплена шнековая лента 7, а на дне теплоизолированного бака установлен электронагреватель 4, который уложен в виде спирали и фиксируется на баке вторым дном 2 (см. сеч. А-А). По центру теплоизолированного бака 1 параллельно его стенкам на подшипниковый узел установлен вал 5, на который крепится труба 9 с закрепленными на ней лопастями 6. Вал 5 приводится в движение мотор-редуктором 8, расположенным снизу тележки 17. Управление мотор-редуктором 8 и электронагревателем 4 осуществляется пультом 15, закрепленным на наружной стенке теплоизолированного бака 1, в верхней его части. В нижней части теплоизолированного бака 1 установлен датчик температуры 10, а с противоположной стороны находится кран подачи 11. На тележке 17, рядом с теплоизолированным баком 1 закреплен шестеренчатый насос 14 для безвоздушного нанесения защитных составов.

Снижение трудоемкости работ, по сравнению с существующими конструкциями, достигается за счет того, что в теплоизолированном баке устройства по центру, параллельно стенкам, на подшипниковый узел установлен вал, на который крепится труба с закрепленными на ней лопастями. На дне теплоизолированного бака установлен электронагреватель, который уложен в виде спирали и фиксируется на баке вторым дном. Для безвоздушного нанесения защитных составов на тележке установлен шестеренчатый насос (рисунок 1,2).

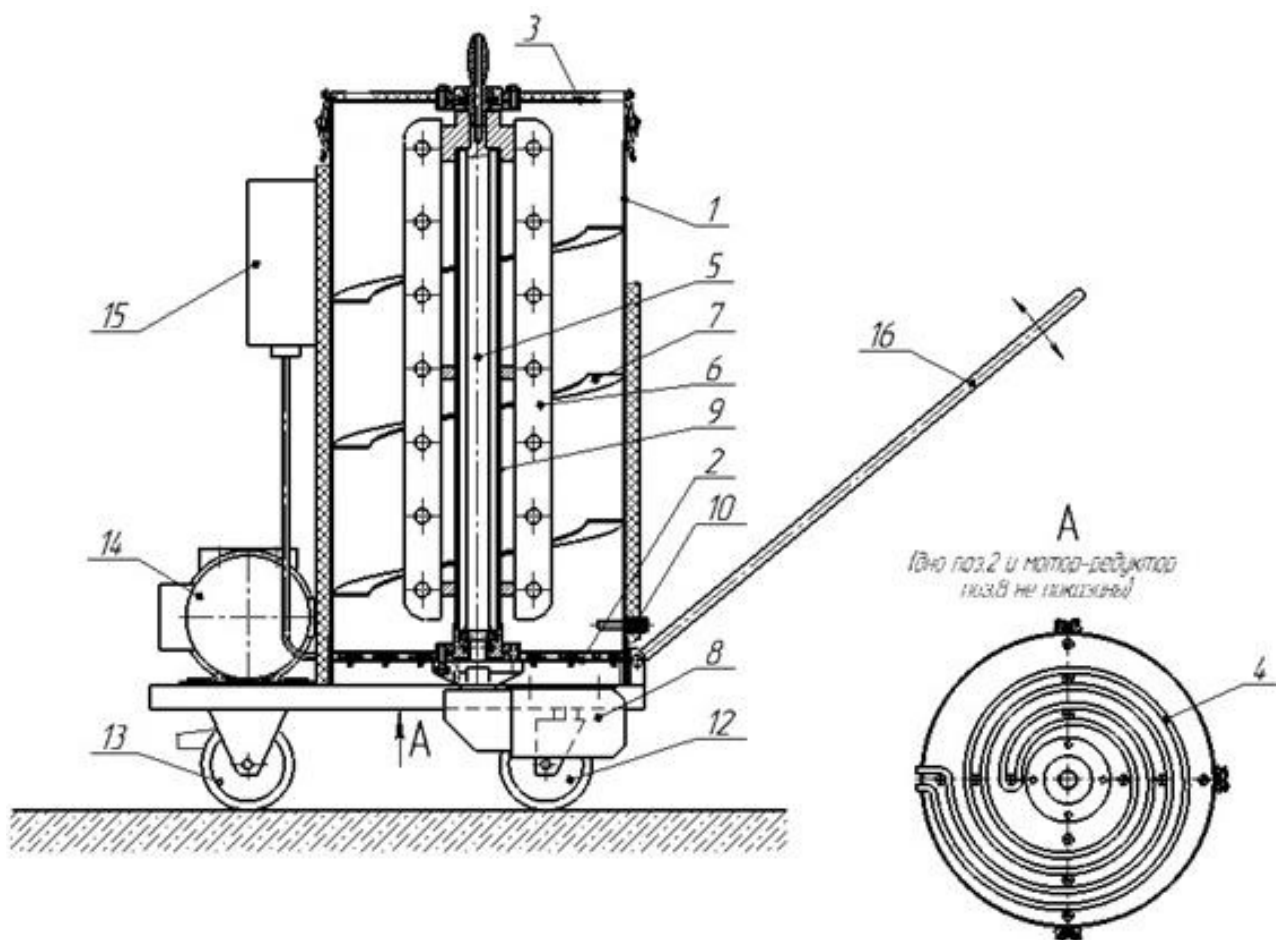


Рисунок 1 – Устройство для приготовления и нанесения защитных составов
(вид сбоку)

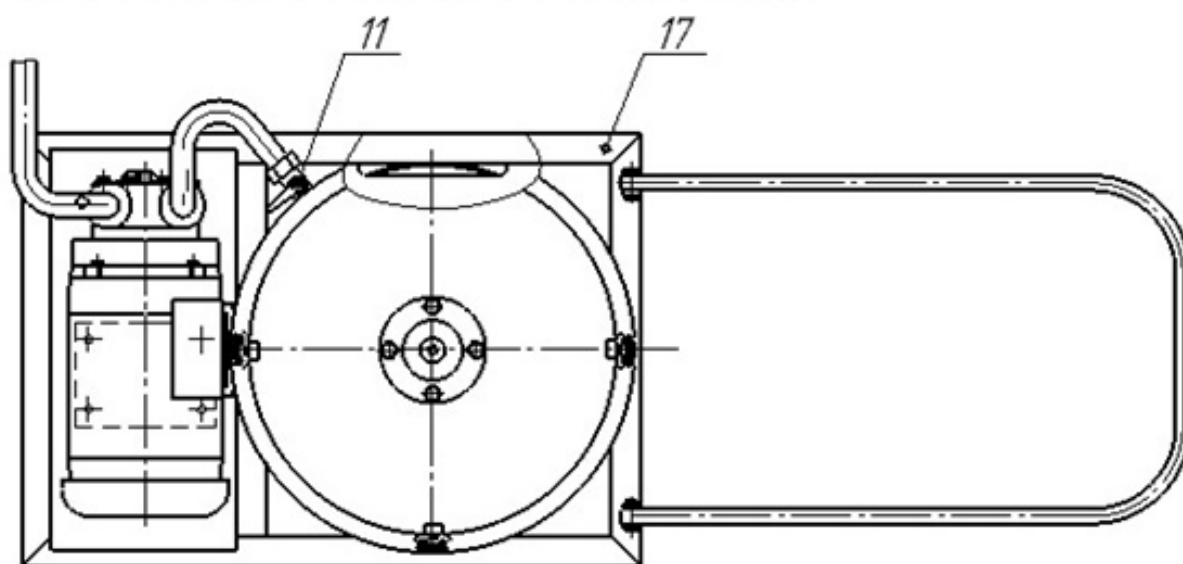


Рисунок 2 – Устройство для приготовления и нанесения защитных составов
(вид сверху)

Использование предлагаемой установки позволит повысить эффективность нагрева, смешивания и нанесения смазочно-консервационных составов различной плотности и вязкости. На предложенную конструкцию получено положительное решение на выдачу патента на полезную модель.

За счет применения данного устройства возможно значительно повысить эффективность защиты металлических поверхностей техники и оборудования различного назначения от коррозии.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Патент N 2601001 C1 Российская Федерация, МПК B01F 7/18 (2006.01). Смеситель для консервационной смазки / Петрашев А.И., Княжева Л.Г., Клепиков В.Г., Таха Ф.Д. — N 2015144399/05 ; заявл. 15.10.2015 ; опубл. 27.10.2016 — 9 с
2. Патент N 1706711 A2 Российская Федерация, МПК B05B 7/16 (2006.01). Устройство для нанесения консервационной смазки / Петрашев А.И., Прохоренков В.Д. — N 4779187 ; заявл. 21.01.1990 ; опубл. 23.01.1992 — 4 с.
3. Пчельников А. В. Исследование износостойкости лакокрасочных покрытий рабочих органов сельскохозяйственных машин / А. В. Пчельников, В. Н. Хрянин // Ремонт. Восстановление. Модернизация. — 2019. — №7.

Председатель – Попов В. М., заведующий кафедрой АЭС и ПНК, канд. техн. наук, доцент

УДК 629.7.1; 685.1

**РАЗРАБОТКА МАТЕМАТИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТРАЕКТОРНОГО
КОНТУРА УПРАВЛЕНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ВС**

Диль В. Ф.¹

Сизых В. Н.², д-р техн. наук

¹*Иркутский филиал МГТУ ГА*

²*Иркутский государственный университет путей сообщения
(г. Иркутск)*

В статье предлагается для решения задачи разработки математического обеспечения траекторного контура управления беспилотного ВС применить идею разделения пространственного движения на изолированные продольное и боковое движения (декомпозиция по горизонтали), выполнить синтез алгоритма управления методом ОЗД и получение аналитического решения эталонной модели.

Ключевые слова: траекторный контур, беспилотное ВС, математическое обеспечение.

1. Выбор математической модели беспилотного ВС

Сравнительно небольшие площади оперения беспилотного ВС приводят к незначительному взаимному влиянию параметров в продольном и боковых каналах при пространственном перемещении летательного аппарата, что позволяет принять продольный и боковой каналы движения самолета автономными [Диль, 2017; Красовский, 1977].

Укажем два основных фактора, обосновывающих разделение пространственного перемещения ВС на изолированные продольное и боковое движения [Диль, 2017; Диль, Сизых, 2017; Красовский, 1977].

1. При малых угловых скоростях ВС можно полагать, что аэродинамические коэффициенты, относящиеся к продольному и боковому движению автономны:

$$\begin{aligned} c_x, c_y, m_z &= f_{\text{прод}}(\alpha, \omega_z, \delta_v, \delta_{\text{тц}}), \\ c_z, m_x, m_y &= f_{\text{бок}}(\beta, \omega_x, \omega_y, \delta_\alpha, \delta_\eta), \end{aligned} \quad (1)$$

а инерционные связи движений пренебрежительно малы.

2. Несущественное влияние кинематических связей движений, обусловленных относительными поворотами различных СК, в частности связей, обусловленных действием ветра (рисунок 1).

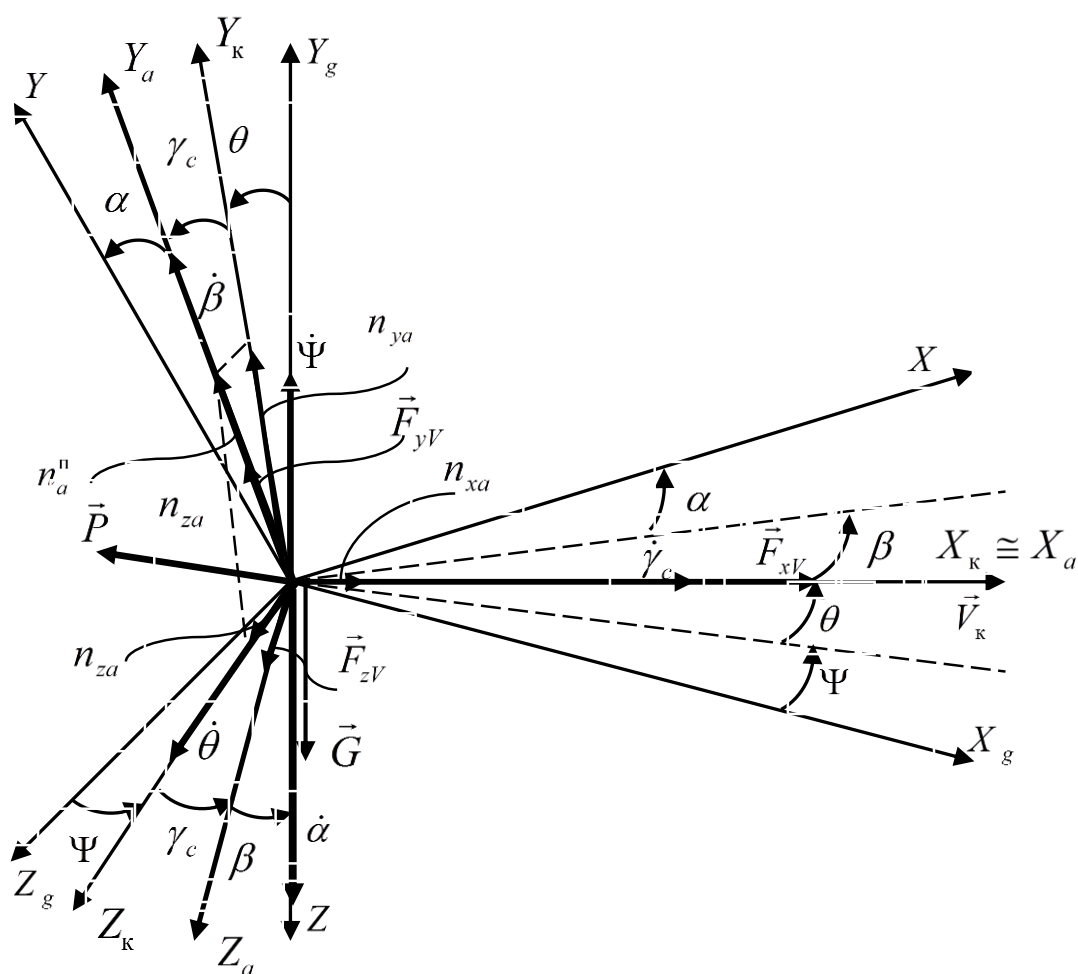


Рисунок 1 – Системы координат, используемые в базовой математической модели движения беспилотного ВС в пространстве

В базовой математической модели (БММ) ВС используются следующие системы координат [Красовский, 1977].

Нормальная СК (НСК) – $OX_gY_gZ_g$. Ось OY_g направлена вертикально вверх и проходит через центр тяжести ВС. Ось OX_g совпадает с проекцией оси симметрии ВС на горизонтальную плоскость. Ось OZ_g дополняет СК до правой тройки векторов. В НСК определяются координаты и потребные перегрузки ВС.

Траекторная СК – $OX_kY_kZ_k$. Ее начало находится в центре тяжести ВС. Ось OX_k направлена вдоль вектора его скорости, ось OY_k находится в вертикальной плоскости и направлена вверх, ось OZ_k дополняет СК до правой.

Скоростная СК (ССК) – $OX_aY_aZ_a$. Ее начало также находится в центре тяжести ВС. Ось OX_a совпадает с вектором воздушной скорости ВС. Ось OY_a совпадает с полным вектором заданной поперечной перегрузки n_a , ось OZ_a образует правую систему координат. В ССК определяются аэродинамические силы, действующие на ВС в полете.

Связанная СК – $OXYZ$. Ее начало находится в центре тяжести ВС. Ось OX совпадает с продольной осью корпуса ВС, направлена от хвостового оперения ВС к ее носовой части и находится в плоскости OX_aY_a ССК. Ось OY лежит в плоскости OX_aY_a ССК, перпендикулярна оси OX и направлена вверх. Ось OZ дополняет СК до правой. Связанная СК необходима для определения текущего положения вектора тяги авиационного двигателя и аэродинамических моментов по соответствующим осям.

В траекторной СК наиболее просто формируются заданные перегрузки и записываются уравнения изолированных движений, соответствующие проекциям сил, действующих на ВС в полете (рисунок 1)

$$\begin{aligned} m \frac{dV_k}{dt} &= F_{xV} - G \sin \theta + P \cos \alpha, \\ m V_k \frac{d\theta}{dt} &= F_{yV} \cos \gamma_c - G \cos \theta + P \sin \alpha, \\ m V_k \frac{d\Psi}{dt} \cos \theta &= -F_{zV} \sin \gamma_c, \end{aligned} \quad (2)$$

где F_{xV}, F_{yV}, F_{zV} – аэродинамическая сила лобового сопротивления, подъемная и боковая силы соответственно, P – тяга авиационного двигателя ВС, G – сила тяжести, γ_c – угол скоростного крена (угол крена при нулевом скольжении).

Уравнения траекторного движения (2) запишем в форме Коши, через перегрузки в скоростной СК:

$$\begin{aligned} \dot{V}_k &= \frac{dV_k}{dt} = (n_{xa} - \sin \theta)g + \frac{P}{m} \cos \alpha, \\ \dot{\theta} &= \frac{d\theta}{dt} = \frac{g(n_{ya} \cos \gamma_c - \cos \theta)}{V_k} + \frac{P}{m V_k} \sin \alpha, \\ \dot{\Psi} &= \frac{d\Psi}{dt} = -\frac{n_{za} g \sin \gamma_c}{V_k \cos \theta}, \end{aligned} \quad (3)$$

где $n_{xa} = \frac{F_{xV}}{G}$, $n_{ya} = \frac{F_{yV}}{G}$, $n_{za} = \frac{F_{zV}}{G}$ – составляющие вектора перегрузки в скоростной СК.

Динамические уравнения вращательного движения описываются уравнениями (4)

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_x \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\omega}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{(J_y - J_z)}{J_x} \omega_y \omega_z \\ \frac{(J_z - J_x)}{J_y} \omega_x \omega_z \\ \frac{(J_x - J_y)}{J_z} \omega_x \omega_y \end{bmatrix} + qS \begin{bmatrix} \frac{lm_x}{J_x} \\ \frac{lm_y}{J_y} \\ \frac{b_a m_z}{J_z} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

Особенностью построения БММ ВС является тот факт, что связь между скоростной и траекторной системами координат определяется только углом скоростного крена γ_c , продольные оси OX_a и OX_k совпадают и направлены по вектору земной скорости $\vec{V}_k$. Вектор $\vec{V}_k$ в плоскости симметрии ВС совпадает с вектором воздушной скорости $\vec{V}$.

В БММ вместо кинематических уравнений в классической форме, предпочтительнее использовать кинематические уравнения в направляющих косинусах (уравнение Пуассона) [Красовский, 1977],

$$\dot{\varepsilon}^T = \Omega \varepsilon^T = \begin{bmatrix} 0 & \omega_z & -\omega_y \\ -\omega_z & 0 & \omega_x \\ \omega_y & -\omega_x & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \varepsilon_{yx} & \varepsilon_{zx} \\ \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{yy} & \varepsilon_{zy} \\ \varepsilon_{xz} & \varepsilon_{yz} & \varepsilon_{zz} \end{bmatrix} \quad (5)$$

при которых моделируемые угловые движения не имеют ограничений, и появляется возможность непосредственно не вычислять углы Эйлера.

Кинематические уравнения поступательного движения, связывающие изменения координат центра масс ЛА со скоростями, описываются уравнениями:

$$\begin{bmatrix} \dot{X}_g \\ \dot{Y}_g \\ \dot{Z}_g \end{bmatrix} = \varepsilon \begin{bmatrix} V_{kx} \\ V_{ky} \\ V_{kz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} & \varepsilon_{yx} & \varepsilon_{zx} \\ \varepsilon_{xy} & \varepsilon_{yy} & \varepsilon_{zy} \\ \varepsilon_{xz} & \varepsilon_{yz} & \varepsilon_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} V_{kx} \\ V_{ky} \\ V_{kz} \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Вычисления (3)-(6) дополняются выражением определения угла скоростного крена через проекции продольных перегрузок ВС на оси связанной СК:

$$\cos \gamma_c = \frac{n_{ya}}{\sqrt{n_{xa}^2 + n_{ya}^2}}. \quad (7)$$

Система уравнений БММ ВС (3–7) замыкается через уравнения связи для угловых скоростей без учета влияния кинематических связей составляющих ветра, что позволяет вычислить текущие углы атаки, скольжения и скоростного крена без использования углов Эйлера, что значительно упрощает математическую модель ВС на командном уровне управления.

$$\begin{aligned} \dot{\alpha} &= \omega_z - \dot{\Psi}(\sin \beta \cos \theta + \sin \gamma_c \cos \beta \cos \theta) - \dot{\theta} \cos \gamma_c \cos \beta, \\ \dot{\beta} &= \omega_x(\sin \alpha - \tan \gamma_c \cos \alpha \cos \beta) + \omega_y(\cos \alpha + \tan \gamma_c \sin \alpha \sin \beta) + \omega_z \tan \gamma_c \cos \beta - \\ &\quad - \dot{\theta} \cos \gamma_c \cos \beta, \\ \dot{\gamma}_c &= \omega_x \cos \alpha \cos \beta - \omega_y \sin \alpha \cos \beta + \omega_z \sin \beta - \dot{\Psi} \sin \theta. \end{aligned} \quad (8)$$

Таким образом, БММ ВС полностью описывается уравнениями (1, 3-8), на основе которых могут быть разработаны алгоритмы цифровой части системы управления ВС.

2. Синтез закона управления беспилотного ВС методом ОЗД

На основе уравнений (3) БММ выполним синтез законов управления перегрузками (аэродинамическими силами) ВС, обеспечивающих оптимальное траекторное движение ВС. Заданные перегрузки формируются по методу обратных задач динамики с использованием эталонных моделей траекторного движения ВС и являются задающими воздействиями на пилотажном (исполнительном) уровне управления. Правые части эталонных моделей учитывают заданное движение ВС.

2.1. Постановка задачи синтеза

Полагаем, что t_0, t_k – моменты времени, соответствующие началу и окончанию процесса управления.

Для управляемого траекторного движения (3), в текущий момент времени $t \in [t_0, t_k]$ характеризующегося состоянием:

$$y = (V_k, \theta, \Psi) = (y_1, y_2, y_3), \quad (9)$$

требуется найти такие перегрузки n_{xa}, n_{ya}, n_{za} , при которых система (3) переходит из состояния $y_s(t_0)$ в новое состояние $y_s = y_s^0(t)$. При этом необходимо, чтобы координаты управляемого движения с заданной точностью следовали за координатами

$$y^* = (V_k^*, \theta^*, \Psi^*) = (y_1^*, y_2^*, y_3^*), \quad (10)$$

определяемыми ЭМ [Крутько, 2004]

$$\ddot{y}_s^* + \chi_{s1} \dot{y}_s^* + \chi_{s0} y_s^* = \chi_{s0} y_s^0, \quad (11)$$

где $s = 1 \dots 3$, $\chi_{s1}, \chi_{s0} > 0$ – настроечные коэффициенты, $y_s^0 = y_s^0(t)$ – координаты опорной траектории движения ВС.

Степень приближения управляемого процесса $y_s^*(t) \rightarrow y_s^0$ оценивается функционалом

$$G(n_a) = \frac{1}{2} \sum_{s=1}^3 [\dot{y}_s^* - \dot{y}_s(t, n_a)]^2, \quad (12)$$

характеризующим энергию ускорения поступательного движения в окрестности фазовых траекторий эталонной модели. Здесь $n_a = (n_{xa}, n_{ya}, n_{za})$ – вектор текущих перегрузок в скоростной СК.

2.2. Формирование заданных перегрузок

Пусть n_a^* – вектор перегрузок, который реализует абсолютный минимум функционала (12), то есть $G(n_a^*) = 0$ при любом $t > 0$.

Эффективный алгоритм управления синтезируется из условия, чтобы значение $G(n_a)$ в каждый момент времени $t > 0$ принадлежало малой

окрестности экстремума – минимума. Законы управления n_{sa} по каждой степени свободы получим, применяя схему градиентного метода поиска экстремума

$$\frac{dn_{sa}(y)}{dt} = -\sum_{j=1}^3 \tilde{r}_{sj} \frac{\partial G(n_a)}{\partial n_{ja}}, \quad (13)$$

где $\tilde{r}_{sj} = \text{const}$, $j = 1, 2, 3$; $1 \rightarrow x, 2 \rightarrow y, 3 \rightarrow z$.

Используя формулы (3), (12), вычислим градиенты в уравнении (13)

$$\frac{\partial G(n_a)}{\partial n_{xa}} = g, \quad \frac{\partial G(n_a)}{\partial n_{ya}} = \frac{g \cos \gamma_c}{V_k}; \quad \frac{\partial G(n_a)}{\partial n_{za}} = \frac{-g \sin \gamma_c}{V_k \cos \theta}. \quad (14)$$

Из формулы (13) с учетом выражений (14) формируются законы управления заданными перегрузками в скоростной СК

$$\dot{n}_{xa}(V_k, \theta, \Psi) = -g\tilde{r}_{11}(\dot{V}_k^* - \dot{V}_k) - \frac{g \cos \gamma_c}{V_k} \tilde{r}_{12}(\dot{\theta}^* - \dot{\theta}) + \frac{g \sin \gamma_c}{V_k \cos \theta} \tilde{r}_{13}(\dot{\Psi}^* - \dot{\Psi}), \quad (15)$$

$$\dot{n}_{ya}(V_k, \theta, \Psi) = -g\tilde{r}_{21}(\dot{V}_k^* - \dot{V}_k) - \frac{g \cos \gamma_c}{V_k} \tilde{r}_{22}(\dot{\theta}^* - \dot{\theta}) + \frac{g \sin \gamma_c}{V_k \cos \theta} \tilde{r}_{23}(\dot{\Psi}^* - \dot{\Psi}), \quad (16)$$

$$\dot{n}_{za}(V_k, \theta, \Psi) = -g\tilde{r}_{31}(\dot{V}_k^* - \dot{V}_k) - \frac{g \cos \gamma_c}{V_k} \tilde{r}_{32}(\dot{\theta}^* - \dot{\theta}) + \frac{g \sin \gamma_c}{V_k \cos \theta} \tilde{r}_{33}(\dot{\Psi}^* - \dot{\Psi}). \quad (17)$$

Поскольку величина продольной перегрузки в силу принятых для ММ ВС допущений не зависит от величины поперечной перегрузки $n_a^n = \sqrt{n_{ya}^2 + n_{za}^2}$, то можно принять коэффициенты усиления $\tilde{r}_{12}, \tilde{r}_{13}$ равными нулю. Тогда заданная продольная перегрузка n_{xa} определится из (15) выражением

$$\dot{n}_{xa}(V_k) = -g\tilde{r}_{11}(\dot{V}_k^* - \dot{V}_k) \quad (18)$$

или после интегрирования

$$n_{xa}(V_k) = -g\tilde{r}_{11}(V_k^* - V_k).$$

В уравнениях, характеризующих поперечную перегрузку n_a^n , коэффициенты усиления $\tilde{r}_{21}, \tilde{r}_{31}$ также можно положить равными нулю. Тогда формулы (2.54), (2.55) переписутся в виде

$$\dot{n}_{ya}(V_k, \theta, \Psi) = -\frac{g \cos \gamma_c}{V_k} \tilde{r}_{22}(\dot{\theta}^* - \dot{\theta}) + \frac{g \sin \gamma_c}{V_k \cos \theta} \tilde{r}_{23}(\dot{\Psi}^* - \dot{\Psi}), \quad (19)$$

$$\dot{n}_{za}(V_k, \theta, \Psi) = -\frac{g \cos \gamma_c}{V_k} \tilde{r}_{32}(\dot{\theta}^* - \dot{\theta}) + \frac{g \sin \gamma_c}{V_k \cos \theta} \tilde{r}_{33}(\dot{\Psi}^* - \dot{\Psi}). \quad (20)$$

После интегрирования уравнений (18 - 20) определяются перегрузки связанной СК, являющиеся для контура траекторного управления заданными и имеющими вид

$$n^{\text{зад}} = D_{\text{св}}^{\text{с}} n_a^{\text{зад}}, \quad (21)$$

где $n^{\text{зад}} = (n_x^{\text{зад}}, n_y^{\text{зад}}, n_z^{\text{зад}})$ – векторы угловых скоростей и перегрузок в связанной СК, $n_a^{\text{зад}} = (n_{xa}^{\text{зад}}, n_{ya}^{\text{зад}}, n_{za}^{\text{зад}})$ – векторы перегрузок в скоростной СК, вычисленные согласно уравнений (18-20).

$D_{\text{св}}^{\text{с}} = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \beta & \sin \alpha & -\cos \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha \cos \beta & \cos \alpha & \sin \alpha \sin \beta \\ \sin \beta & 0 & \cos \beta \end{bmatrix}$ – матрица перехода от скоростной к связанной СК.

3. Получение аналитического решения эталонной модели

Для реализации законов управления заданными перегрузками (18 – 20) необходимо выполнить выбор параметров эталонной модели (11) и получение ее аналитического решения.

Эталонная модель траекторного движения ВС (11) в развернутой форме имеет вид

$$\begin{cases} \ddot{V}_k^* + \chi_{11}\dot{V}_k^* + \chi_{10}V_k^* = \chi_{10}V_k^0(t), \\ \ddot{\theta}^* + \chi_{21}\dot{\theta}^* + \chi_{20}\theta^* = \chi_{20}\theta^0(t), \\ \ddot{\Psi}^* + \chi_{31}\dot{\Psi}^* + \chi_{30}\Psi^* = \chi_{30}\Psi^0(t), \end{cases} \quad (22)$$

где V_k^0, θ^0, Ψ^0 – координаты опорного движения ВС.

Методика получения аналитического решения ЭМ сводится к следующему.

1. Через определение координат опорной траектории формируются правые части ЭМ. Для этого осуществляется переход из нормальной в траекторную СК для опорного траекторного движения

$$\begin{bmatrix} \dot{x}^0 \\ \dot{y}^0 \\ \dot{z}^0 \end{bmatrix} = V_k^0 \begin{bmatrix} \cos \theta^0 \cos \Psi^0 \\ \sin \theta^0 \\ -\cos \theta^0 \sin \Psi^0 \end{bmatrix}. \quad (23)$$

Возводя в квадрат правые и левые части формул (2.61) и складывая их между собой, получим выражения для описания опорного движения в траекторной СК

$$V_k^0 = \sqrt{(\dot{x}^0)^2 + (\dot{y}^0)^2 + (\dot{z}^0)^2}, \quad \theta^0 = \arcsin \frac{\dot{y}^0}{V_k^0}, \quad (24)$$

$$\Psi^0 = \arccos \frac{\dot{x}^0}{V_k^0 \cos \theta^0},$$

где линейные скорости $\dot{x}^0, \dot{y}^0, \dot{z}^0$ учитывают заданное движение ВС.

2. Рассчитываются параметры эталонной модели [Крутько, 2004]

$$\begin{aligned}\chi_{11} &= 2\xi \frac{1}{T_{V_k}}, \quad \chi_{10} = \frac{1}{T_{V_k}^2}, \quad T_{V_k} = \omega_{V_{ycm}}^{-1}, \quad \xi = \frac{\sqrt{2}}{2} = 0,707, \\ \chi_{21} &= 2\xi \frac{1}{T_{\theta}}, \quad \chi_{20} = \frac{1}{T_{\theta}^2}, \quad T_{\theta} = \omega_{\theta_{ycm}}^{-1}, \\ \chi_{31} &= 2\xi \frac{1}{T_{\Psi}}, \quad \chi_{30} = \frac{1}{T_{\Psi}^2}, \quad T_{\Psi} = \omega_{\Psi_{ycm}}^{-1},\end{aligned}\tag{25}$$

где за декремент затухания ξ принят коэффициент относительного затухания идеального колебательного звена, постоянные времени и собственные частоты колебаний переменных V_k, θ, Ψ предварительно определяются путем математического моделирования пространственного движения ВС (2)-(8) по реакции на единичные скачки рулей $\delta_b, \delta_3, \delta_n$.

3. По рассчитанным параметрам определяются корни характеристического полинома ЭМ. Для этого выписываются три подобные системы из двух алгебраических уравнений

$$\begin{aligned}\chi_{11} &= \lambda_{1V} + \lambda_{2V}, \quad \chi_{10} = \lambda_{1V} \lambda_{2V}, \\ \chi_{21} &= \lambda_{1\theta} + \lambda_{2\theta}, \quad \chi_{20} = \lambda_{1\theta} \lambda_{2\theta}, \\ \chi_{31} &= \lambda_{1\Psi} + \lambda_{2\Psi}, \quad \chi_{30} = \lambda_{1\Psi} \lambda_{2\Psi},\end{aligned}\tag{26}$$

решение которых имеет два корня. Из соображений обеспечения устойчивости такого решения, выбираются его отрицательные корни

$$\begin{aligned}\lambda_{2V}^{(1,2)} &= \frac{\chi_{11} \pm \sqrt{\frac{\chi_{11}^2}{2} - 2\chi_{10}}}{2}; \quad \lambda_{1V}^{(1,2)} = \chi_{11} - \lambda_{2V}^{(1,2)}, \\ \lambda_{2\theta}^{(1,2)} &= \frac{\chi_{21} \pm \sqrt{\frac{\chi_{21}^2}{2} - 2\chi_{20}}}{2}; \quad \lambda_{1\theta}^{(1,2)} = \chi_{21} - \lambda_{2\theta}^{(1,2)}, \\ \lambda_{2\Psi}^{(1,2)} &= \frac{\chi_{31} \pm \sqrt{\frac{\chi_{31}^2}{2} - 2\chi_{30}}}{2}; \quad \lambda_{1\Psi}^{(1,2)} = \chi_{31} - \lambda_{2\Psi}^{(1,2)}.\end{aligned}\tag{27}$$

4. Выписываются аналитические решения ЭМ

$$\begin{aligned}V_k^*(t) &= V_k^0(t) - c_{1V} e^{\lambda_{1V}t} - c_{2V} e^{\lambda_{2V}t}, \quad \dot{V}_k^*(t) = \dot{V}_k^0(t) - c_{1V} \lambda_{1V} e^{\lambda_{1V}t} - c_{2V} \lambda_{2V} e^{\lambda_{2V}t}, \\ \theta^*(t) &= \theta^0(t) - c_{1\theta} e^{\lambda_{1\theta}t} - c_{2\theta} e^{\lambda_{2\theta}t}, \quad \dot{\theta}^*(t) = \dot{\theta}^0(t) - c_{1\theta} \lambda_{1\theta} e^{\lambda_{1\theta}t} - c_{2\theta} \lambda_{2\theta} e^{\lambda_{2\theta}t}, \\ \Psi^*(t) &= \Psi^0(t) - c_{1\Psi} e^{\lambda_{1\Psi}t} - c_{2\Psi} e^{\lambda_{2\Psi}t}, \quad \dot{\Psi}^*(t) = \dot{\Psi}^0(t) - c_{1\Psi} \lambda_{1\Psi} e^{\lambda_{1\Psi}t} - c_{2\Psi} \lambda_{2\Psi} e^{\lambda_{2\Psi}t}.\end{aligned}\tag{28}$$

Следовательно, движение ВС с законами управления перегрузками (18 – 20) с течением времени осуществляется строго по назначенной опорной траектории.

Формулы (18 – 20), (24 – 28) реализуются в блоке управления БММ продольного и бокового движения ВС.

Таким образом, приведенный алгоритм может рассматриваться как математическое обеспечение траекторного контура управления беспилотного ВС. На основе приведенных выше формул, а также математических зависимостей, определяющих оптимизацию траекторного контура, может быть построена функциональная схема, определяющая архитектурный облик перспективной системы автоматического управления беспилотных ВС.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Диль В. Ф. Методология построения нелинейной системы управления на основе оптимизации траекторного контура воздушного судна // В. Ф. Диль, В. Н. Сизых А. В. Данеев, А. А. Тармаев // Известия СНЦ РАН. Информатика, вычислительная техника и управление. – 2017. – Т.19, №6. – С. 130–134.
2. Диль В. Ф. Оптимизация процессов управления пространственным движением воздушного судна на основе уравнений нелинейной динамики / В. Ф. Диль, В. Н. Сизых, А. В. Данеев // Известия СНЦ РАН. – 2017. – Т.19, № 1. – С. 195–200.
3. Диль В. Ф. Синтез оптимального управления воздушным судном на основе уравнений нелинейной динамики / В. Ф. Диль, В. Н. Сизых // Научный Вестник МГТУ ГА. Информатика, вычислительная техника и управление. – 2017. – Т.20. №3. – С. 139–148.
4. Красовский А. А. Универсальные алгоритмы оптимального управления непрерывными процессами / А. А. Красовский, В. Н. Буков, В. С. Шендрик. – М.: Наука, 1977. – 272 с.
5. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления / П. Д. Крутько. – М.: Машиностроение, 2004. – 576 с.

УДК 004.8

АЛГОРИТМЫ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ ДЛЯ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩЕЙ СИСТЕМЫ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Котлов Ю. В., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается метод многокритериального выбора на основе обобщенных (с указанием равноценности) ранжировок альтернатив, позволяющий находить наиболее предпочтительное парето-оптимальное решение с минимальными вычислительными затратами, что позволяет осуществлять поддержку принятия решения летчиком в режиме реального времени.

Ключевые слова: многокритериальный выбор, парето-оптимальные решения, сужение множества Парето, принцип Кондорсе.

Рассматривается класс слабоструктурированных задач многокритериального выбора, исходная информация в которых может быть представлена в виде нестрогих ранжировок альтернатив по каждому отдельно взятому критерию.

Для рассматриваемого класса задач предлагается метод принятия решений, использующий качественные критерии и новый подход к решению проблем многокритериального выбора [Kotlov, Vassilyev, 2006, p. 24].

Под задачей выбора будем понимать пару $\langle X, F \rangle$, где $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$ – множество альтернатив x_i ; $F = \{F^1, F^2, \dots, F^m\}$ – множество частных критериев F^j , заданных качественно обобщёнными ранжировками

$$S^j = x_{i_1} Q_1^j x_{i_2} Q_2^j x_{i_3} Q_3^j \dots Q_{n-1}^j x_{i_n},$$

где $\forall \alpha = \overline{1, n-1}$ $Q_\alpha^j \in \{P^j, I^j\}$, P^j – отношение строгого предпочтения, I^j – отношение равноценности (эквивалентности). При этом, чем раньше альтернатива в ранжировке, тем она предпочтительнее.

Таким образом, информация о предпочтениях по частным критериям задаётся с помощью матриц:

- $\Pi = (\pi_{ij})$, где π_{ij} – порядковый номер альтернативы x_i в ранжировке S^j ;
- $D = (d_{ij})$, $i = \overline{1, n}$, $j = \overline{1, m}$,

где

$$d_{ij} = \begin{cases} g - \text{номер группы эквивалентных по } F^j \text{ альтернатив,} \\ \quad \text{в которую входит } x_i; \\ 0 - \text{если } x_i \text{ не входит ни в одну группу по } F^j, \end{cases}$$

g – идентификационный номер группы эквивалентных по какому-либо критерию альтернатив.

Формирование таких обобщённых (с указанием равноценности) ранжировок альтернатив по каждому частному критерию традиционно проводится путем экспертного оценивания. При количественном оценивании переход к качественной шкале лишает нас части информации. Однако, справедливо полагать, что при использовании многих моделей с принятыми допущениями и упрощениями, с характерной для данных задач недоопределенностью, переход к качественной шкале является меньшим злом, препятствующим внесению в анализ ложной информации при очевидном снижении вычислительных затрат. Единственным требованием по точности к модели является способность строить адекватную ранжировку альтернатив по частному критерию.

Для построения алгоритмов оптимизации альтернатив вводятся процедуры:

Процедура 1 применительно к альтернативе x и критерию F^j осуществляет переупорядочивание альтернатив, эквивалентных x , таким образом, чтобы её порядковый номер стал максимальным (перенос в конец группы).

Процедура 2 – аналогична, но осуществляет перенос в начало группы.

Метод многокритериального выбора на обобщенных ранжировках альтернатив включает в себя комплекс алгоритмов, позволяющих с минимальными вычислительными затратами находить множество парето-оптимальных решений (решения, не уступающие друг другу по частным критериям), а также эффективно сужать множество Парето вплоть до единственного решения. При равноценности частных критериев процесс принятия решения является автоматическим с минимумом вычислительных затрат. В случае разной важности частных критериев используется процедура «настраивания» алгоритмов сужения с помощью ЛПР, не использующая задание весовых коэффициентов. Для «настройки» отношения предпочтения ЛПР достаточно провести попарное сравнение достаточно узкого множества парето-оптимальных альтернатив. При этом проводится предобработка получаемой информации, гарантирующая транзитивность выбора.

Таким образом, метод позволяет осуществлять эффективное сужение множества парето-оптимальных альтернатив, используя только ранжировки альтернатив и не прибегая к хорошо известной свертке частных критериев.

Метод реализован в программном комплексе GLANCE («быстрый взгляд»).

Рассмотрим основные алгоритмы метода. Алгоритм выделения множества Парето включает процедуру предварительного отсева не парето-оптимальных альтернатив с помощью так называемого «лидирующего» решения (одно из решений, для которых сумма количеств альтернатив, которым они уступают в ранжировках, минимальна). В исследуемое множество (в ряде случаев значительно более узкое, чем исходное множество альтернатив) включаются только «лидирующее решение» и альтернативы, более предпочтительные, чем «лидирующее» решение по частным критериям. В дальнейшем проводится проверка на парето-оптимальность оставшихся альтернатив, при этом альтернатива является парето-оптимальной, если после применения к ней процедуры 1 (см. выше), нет ни одной альтернативы предпочтительнее её по всем частным критериям (левее её в ранжировках), т.е. пересечение подмножеств альтернатив, находящихся в частных ранжировках левее, составляет пустое множество. Очевидно, что проверку целесообразно начать с ранжировок, где исследуемая альтернатива имеет минимальный порядковый номер в ранжировке, и прекратить её сразу же после получения пустого множества. Тестирование алгоритма на задачах с разными количествами альтернатив и частных критериев показывает его преимущество перед известным алгоритмом, в котором на каждой итерации производится сравнение только с недоминируемыми по Парето альтернативами. Наиболее характерные результаты показаны на примере двух тестовых задач в таблице 1. Здесь и далее под количеством шагов понимается количество элементарных операций типа сравнения, присвоения, сложения и вычитания.

Таблица 1 – Сравнение вычислительных затрат алгоритмов получения множества Парето

Задачи	Количество парето-оптимальных альтернатив	Количество шагов	
		Известный алгоритм	Предлагаемый алгоритм
Количество альтернатив – 3000, количество критериев – 18	2970	100.153.106	31.451.558
Количество альтернатив – 10000, количество критериев – 4	131	9.587.667	6.362.537

Для сужения множества Парето используются два алгоритма: ИТ (идеальная точка) и АС (автоматическое сужение).

Алгоритм ИТ для поиска компромисса использует «близость» к так называемой идеальной точке (ИТ), где под ИТ понимается гипотетическая альтернатива, являющаяся наилучшей по всем частным критериям (считается, что в x не содержится альтернативы с такими свойствами). Подобная «близость» для порядковых шкал является достаточно условной, поэтому ИТ является скорее некоторым ориентиром, чем точкой "отсчёта расстояний". Алгоритм ИТ основан на построении некоторой «окрестности» ИТ с помощью одной из альтернатив, являющейся лучшей по частному критерию, и фиктивных альтернатив – «двойников», получаемых из базовой альтернативы путем изменения её положения в ранжировках, с помощью специальных операций переноса, позволяющих ухудшение качества по одному критерию скомпенсировать улучшением по другому (как правило, алгоритм работает в автоматическом режиме, при очевидной разной важности частных критериев проводится «настройка» операций переноса с помощью ЛПР). Алгоритм показывает минимальные вычислительные затраты при поиске решения, однако не всегда решение является единственным.

В основе алгоритма АС лежит расширение множества Парето с помощью фиктивных альтернатив, которые получаются как результат такого симметричного переноса базовой альтернативы в паре ранжировок, когда полученный «двойник» x_i^{kj} уступит по j -му критерию такому количеству альтернатив, сколько альтернатив превосходит решение x_i по k -му критерию, а по k -му критерию уступит такому же количеству альтернатив, сколько альтернатив превосходит решение x_i по j -му критерию. Базовая и фиктивная альтернативы признаются эквивалентными на основании того, что обеспечивается сохранение суммарного по двум ранжировкам количества альтернатив, которым базовая и фиктивная альтернативы проигрывают (выигрывают). Тем самым усиливается отношение предпочтения, что приводит к сужению исходного множества Парето. Невыбранные решения отбрасываются и формируются новые ранжировки альтернатив, после чего

процедура сужения повторяется. Здесь также не обеспечивается единственность решения. Алгоритм нацелен на парето-оптимальные решения, имеющие предпочтительность по большинству частных критериев. Результаты работы алгоритмов сужения не всегда совпадают. Но анализ с помощью ЛПР показывает их предпочтительность в обоих случаях.

Некоторые характеристики алгоритмов ИТ и АС для рассмотренных выше тестовых задач представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Характеристики алгоритмов сужения множества Парето

Задачи	Кол-во парето-оптимальных альтернатив	Характеристика	Алгоритм АС		Алгоритм ИТ
			1-й проход	Окончание	
Кол-во альтернатив – 3000, кол-во критериев – 18	2970	Кол-во альтернатив	97	2	1
		Кол-во шагов	7.091.960	8.847.806	3.727.499
Кол-во альтернатив – 10000, кол-во критериев – 4	131	Кол-во альтернатив	19	1	1
		Кол-во шагов	28.230	32.146	1131

Для получения единственного решения используется отдельный алгоритм, который отношение предпочтения усиливает с использованием отношения Кондорсе (побеждает та альтернатива, которая побеждает любую другую во всех парных встречах по частным критериям). В случае хорошо известного парадокса Кондорсе (нетранзитивность выбора) применяется специальная эвристика, учитывающая косвенные победы. Вычислительные затраты алгоритма пропорциональны n^2 простых операций, где n – количество альтернатив, и оказываются значительно меньшими, чем при использовании метода Шульце. Алгоритм может применяться как на завершающих стадиях оптимизации альтернатив (если алгоритмы ИТ и АС не обеспечивают единственное решение), так и самостоятельно на исходном множестве альтернатив. Методика применения алгоритмов зависит от решаемой задачи.

Характерным примером возможностей предлагаемых алгоритмов являются результаты моделирования задачи относительной навигации для группы самолетов (рисунок 1). Решалась задача выбора источников навигационной информации для коррекции координат местоположения самолета – потребителя.

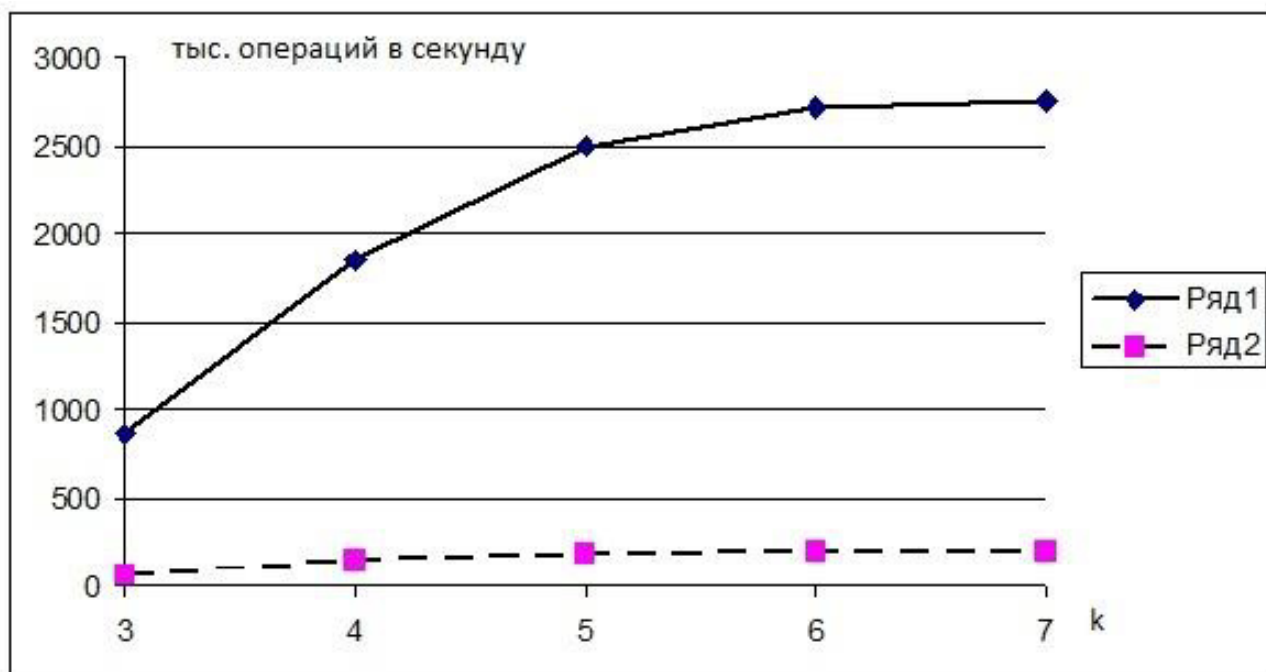


Рисунок 1 – Вычислительные затраты при решении задачи многокритериального выбора источников навигационной информации, k – количество источников навигационной информации

Ряд 1 показывает вычислительные затраты при решении задачи выбора источников навигационной информации на основе методов оптимальной нелинейной фильтрации.

Для многокритериального выбора с помощью предлагаемых алгоритмов применялись три критерия: погрешность определения координат собственного местоположения источников; геометрический фактор для заданной геометрии расположения; количество источников информации или вычислительные затраты. Вычислительные затраты (Ряд 2) оказываются существенно ниже, подтверждая эффективность алгоритмов многокритериального выбора.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Kotlov, Y.V, Vassilyev, S.N. Methods and algorithms of multicriteria optimization on the basis of nonrigorous ranking of alternatives by partial criteria and experience of computer realization. J. Autom. Inform. Sci, 38, Issue 1, 2006, Pp. 24-35.

**ПЕРСПЕКТИВНЫЕ МЕТОДЫ И АЛГОРИТМЫ ОБРАБОТКИ
ИНФОРМАЦИИ В ТЕПЛОВИЗИОННЫХ СИСТЕМАХ***

Мартынкевич Д. С.

Кабак Д. И.

Зуб В. П.

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

В настоящее время беспилотные авиационные системы используются для решения широкого спектра задач, в том числе: наблюдение за пожарной обстановкой и выполнение пожарной разведки, проведение поисково-спасательных операций, картографирование местности, контроль линий коммуникаций, охрана объектов, обнаружение несанкционированной деятельности. Применение беспилотных авиационных систем позволяет достичь существенной экономии и снижения времени на подготовку за счёт упрощения процесса подготовки обслуживающего персонала и меньших эксплуатационных требований беспилотных авиационных систем по сравнению с пилотируемыми авиационными системами. При использовании тепловизионных систем значительно увеличиваются возможности беспилотных авиационных систем, но для эффективного применения необходимо совершенствование методов и алгоритмов обработки информации.

Ключевые слова: тепловизионные системы, беспилотные авиационные системы, методы обработки изображений, распознавание объектов, корреляционные системы.

Для решения задачи мониторинга местности в составе беспилотных авиационных систем (БАС) используются оптические и оптико-электронные системы, работающие в ультрафиолетовом, видимом и инфракрасном диапазонах.

В статье приведен анализ существующих алгоритмов обработки информации: яркостных, контрастных и корреляционных. Для тепловизионных систем рассмотрены перспективы развития методов предварительной обработки изображений.

Исследования в области разработки систем технического зрения в основном направлены на совершенствование существующих систем. Наиболее актуальным направлением считается создание тепловизионных систем.

Тепловизионная система работает в инфракрасном диапазоне длин волн, используя тепловизионную камеру (ТпВК). ТпВК являются круглосуточными источниками информации об окружающей обстановке, так как они работают по собственному тепловому излучению объекта наблюдения (ОН), а также подвержены меньшему влиянию погодных явлений, чем системы, работающие в видимом диапазоне длин волн [Кадочников, 2003].

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №19-08-00502).

Использование ТпВК имеет ряд следующих недостатков: сложность распознавания ОН с низким тепловым контрастом, а также из-за различия тепловой инерции и законов нагревания – охлаждения у пассивных ОН без внутренних источников тепла тепловой контраст дважды в сутки обнуляется, такой же эффект наблюдается и при дожде, снеге. Для обеспечения высокой чувствительности ТпВК возможно охлаждение фотоприемников до низких температур, однако это значительно усложняет их конструкцию.

Для обеспечения автономности работы БАС система технического зрения должна обладать возможностью распознавания различных ОН.

Распознавание ОН выполняется путем сравнения эталонного и текущего изображений. Для выполнения этой задачи используются следующие системы: яркостные, контрастные и корреляционные.

Яркостные системы распознают ОН по эталонному уровню яркости, не реагируя на другой уровень, даже в том случае, если этот уровень значительно превышает эталонный уровень. Способность поверхностей различных ОН отражать, рассеивать или поглощать энергию светового излучения – их яркость – при одном и том же освещении различается, что и предполагает высокую чувствительность и разрешающую способность селекции целей яркостных систем на окружающем фоне или «подстилающей поверхности».

Яркостные системы обладают важным положительным свойством: яркость, поступающая от ОН, возрастает пропорционально квадрату уменьшения дальности между БАС и ОН, но одновременно по квадратичному закону уменьшается площадь поверхности, с которой принимается излучение. Следовательно, уровень потока световой энергии на элемент ОН практически не изменяется в процессе сближения.

Ещё одним достоинством данной системы являются относительная простота фотоприемника и вычислительной части.

Недостатком данной системы является высокая чувствительность координатора к помехам в инфракрасном диапазоне и невозможность распознавания типа ОН, так как система работает с тепловым «пятном» и не различает геометрической формы ОН.

В контрастных системах распознавание происходит по энергетическим контрастам ОН. Контрастные системы могут работать как по контрастному краю, так и детально. Алгоритм «детальности» анализирует элементарные геометрические формы: либо сам факт наличия формы, либо ее признаки.

В ходе подготовки к работе системы производится предварительная бинаризация изображения, то есть переход в двухцветное черно-белое представление. Для этого вычисляется порог яркости. Точки изображения, имеющие яркость выше или равной порогу, назначаются белыми, а остальные – черными. Это свойство наделяет контрастные системы следующими преимуществами: сокращение объема запоминающего устройства для хранения данных, так как для записи каждой точки бинарного изображения требуется лишь 1 бит памяти, а также снижение требований к производительности вычислительной системы, так как алгоритмы нахождения координат ОН на

изображении представляют собой несложные математические выражения.

Однако, в случае появления в кадре нескольких контрастных ОН противоположного знака, в системе может произойти сбой и смещение центра изображения. Также стоит отметить, что такие системы очень чувствительны к изменению освещенности сцены, вследствие чего необходима реализация более сложного алгоритма вычисления порога яркости.

Корреляционные алгоритмы обработки информации в последнее время находят все более широкое применение. Корреляционные системы при автономном полете БАС сравнивают текущий кадр и эталонный и вычисляют их взаимную корреляционную функцию, обеспечивая тем самым максимальную вероятность распознавания ОН. Начальные несовпадения эталонного и текущего кадров могут быть определены путем оценки максимума корреляционной функции, соответствующего наилучшему совмещению эталонного и текущего кадров. Корреляционные дискриминаторы обрабатывают не весь входной сигнал изображения, а только нормализованный по какому-либо признаку, например, по яркости получаемого изображения или по признаку энергетической контрастности ОН [Красильщиков, 2009].

Иными словами, корреляционные следящие системы измеряют относительное смещение двух различных изображений одного и того же сюжета. Одно из изображений считается эталонным, оно может представлять собой результат выполненного ранее измерения. Другое изображение именуется текущим, его получают с помощью приёмной системы, наблюдающей «живой» сюжет.

В современных системах технического зрения реализована корреляционно экстремальная система слежения. Экстремальные корреляторы запоминают всю потенциальную карту изображения, получаемую в инфракрасном диапазоне, и сравнивают ее с переведенным в цифровой формат эталоном [Удалова, 2014].

В зависимости от решаемых задач в корреляционных алгоритмах могут применяться разные функции, различающиеся правилами вычисления меры близости изображений. Эти функции иногда называют корреляционными критериальными функциями.

Большое значение имеет выбор конкретного алгоритма, определяющего помехоустойчивость системы и объем требуемых вычислений. Так, например, разностные критериальные функции не содержат в вычислениях операции умножения, что позволяет ускорить процесс вычисления в 4..10 раз по сравнению с взаимно корреляционными функциями, но при этом уступают в помехозащищенности. Парные критериальные функции работают с бинарными изображениями, что дает преимущество в простоте и несложном алгоритме вычислений. Функции с использованием инвариантных моментов (неизменных признаков) изображений, основанные на теории алгебраических инвариантов, позволяют идентифицировать ОН поиска независимо от положения, ориентации и размеров. Подобные алгоритмы позволяют получить хорошие результаты при достаточно контрастных изображениях ОН. В спектральных

критериальных функциях применение методов быстрого преобразования Фурье позволяет реализовать эффективную оценку координат ОН на основе использования спектральных характеристик их изображений, что позволяет ускорить реализацию вычислительных процессов. Особенно эффективным может оказаться использование этих критериальных функций совместно со спектральными методами предварительной обработки информации.

Общим преимуществом данных корреляционных систем является возможность использования пространственных сигналов, представленных в виде цифровых матриц, что в свою очередь позволяет реализовать алгоритмы с высокой помехоустойчивостью, высокой точностью распознавания, а также возможностью распознавания отдельных элементов ОН. Данная система работоспособна в любое время суток и обладает высокой надежностью.

Однако, стоит отметить, что в силу необходимости высокой вычислительной мощности для данных алгоритмов необходимы методы повышения эффективности работы корреляционных алгоритмов. Существенное уменьшение вычислений может быть достигнуто за счет использования контурных изображений.

Предполагается, что контур содержит всю необходимую информацию о форме ОН. Внутренние точки ОН во внимание не принимаются. Рассмотрение только контуров позволяет перейти от двумерного пространства изображения – к пространству контуров и тем самым снизить вычислительную и алгоритмическую сложность. В зависимости от насыщенности изображения и методов предварительной обработки изображения количество точек контурных линий может составлять сотые доли и менее от общего числа точек всего изображения.

Возможно несколько вариантов использования контурных изображений в корреляционных алгоритмах:

1. Контур – контур. В этом случае эталонное изображение и текущее изображение представляются в виде контуров. Недостатком этого варианта является необходимость выделения контура на текущем изображении (контур эталонного изображения может быть подготовлен заранее), что требует дополнительных вычислительных ресурсов в процессе наблюдения. Этим недостатком лишен следующий метод.

2. Контур – площадь. Здесь эталонное изображение представлено в виде контура, а текущее изображение без дополнительной обработки представляет собой некоторую площадь. Использование такого подхода позволяет ускорить алгоритмы обработки данных или использовать изображения лучшего качества, а значит с большей детализацией ОН.

Недостатком применения контурных изображений является сложность распознавания ОН, слабо выраженных на окружающем фоне. ОН может не иметь четкой границы, может быть одинаков по яркости и цвету с фоном, может быть зашумлен помехами и так далее. Все эти факторы приводят к тому, что контур либо невозможно выделить вообще, либо он выделяется неправильно и не соответствует границе ОН.

В заключение можно отметить, что использование в составе БАС тепловизионных систем с корреляционными алгоритмами обработки информации является наиболее перспективным в связи с их преимуществами в точности совмещения изображений, с возможностью селектирования ОН по областям и с лучшей помехозащищенностью по сравнению с другими системами. Использование на БАС тепловизионных систем с корреляционными алгоритмами обработки информации позволяет расширить возможность их применения вследствие независимости от времени суток и меньшем воздействии на них погодных явлений. Дальнейшее совершенствование корреляционных алгоритмов обработки информации будет направлено на повышение вычислительной экономичности, вырабатывание адаптивности к изменению освещенности ОН, обеспечение круглосуточности, всепогодности, всепогодности применяемых систем технического зрения.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Кадочников М. Г. Анализ методов обработки теплового изображения, сформированного оптическими системами слежения / М. Г. Кадочников // Вестник ТГУ. – 2003. – № 3. – С. 180-190.
2. Красильщиков М. Н.. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных летательных аппаратов / Под ред. М. Н. Красильщикова, Г.Г. Серебрякова. – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. –556 с. – ISBN 978-5-9221-1163-3.
3. Удалова Н. В.. Методы и алгоритмы обработки цифровых изображений в комплексных системах наблюдения летательных аппаратов / Под ред. Н. В. Кима. – М.: МАИ, 2014. – 143 с. – ISBN 978-5-4316-0181-1.

УДК 629.7.1

УСТРОЙСТВО АВТОМАТИЗИРОВАННОГО КОНТРОЛЯ СБОРКИ АВИАЦИОННЫХ ЖГУТОВ

Попов В. М., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается применение аппаратной платформы Arduino для создания устройства автоматизированного контроля сборки авиационных жгутов с использованием компьютера.

Ключевые слова: авиационный жгут, платформа Arduino, автоматизированный контроль.

Для исключения человеческого фактора при проверке авиационных жгутов было разработано устройство автоматизированного контроля сборки авиационных жгутов.

Для проверки целостности авиационного жгута в разрабатываемом устройстве была применена плата ArduinoUno, которая позволяет установить связь между микроконтроллером и компьютером [Попов, 2018].

Ардуино – это открытая программируемая аппаратная платформа для работы с различными физическими объектами, которая представляет собой простую плату с микроконтроллером, а также специальную среду разработки для написания программного обеспечения микроконтроллера. Данная плата представлена на рисунке 1.

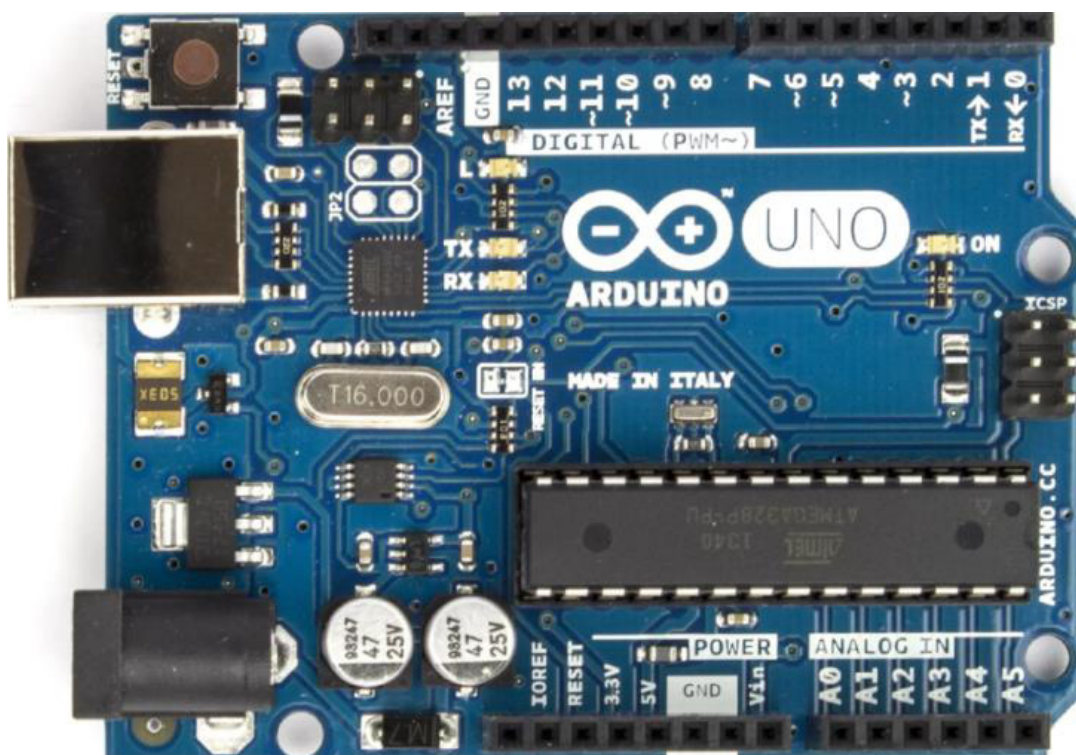


Рисунок 1 – Внешний вид платы ArduinoUno

Разрабатываемый прибор позволяет:

- проверять целостность жил в жгуте;
- идентифицировать жилы в штепсельном разъеме.

На каждый контакт тестового жгута подается сигнал, а на выходе выдается сигнал в виде исправности или неисправности. На устройстве загораются лампочки, которые показывают, в каком проводе обрыв, и делается вывод об исправности или неисправности жгута. На компьютере проходит тест, и в виде таблицы отображается, какой провод исправен или неисправен. В конце на экране компьютера появляется заключение, что жгут исправен или нет. Если какой-то из проводов будет неисправен, то программа выведет информацию, что жгут неисправен.

Структурная схема устройства для диагностирования целостности авиационных жгутов представлена на рисунке 2.

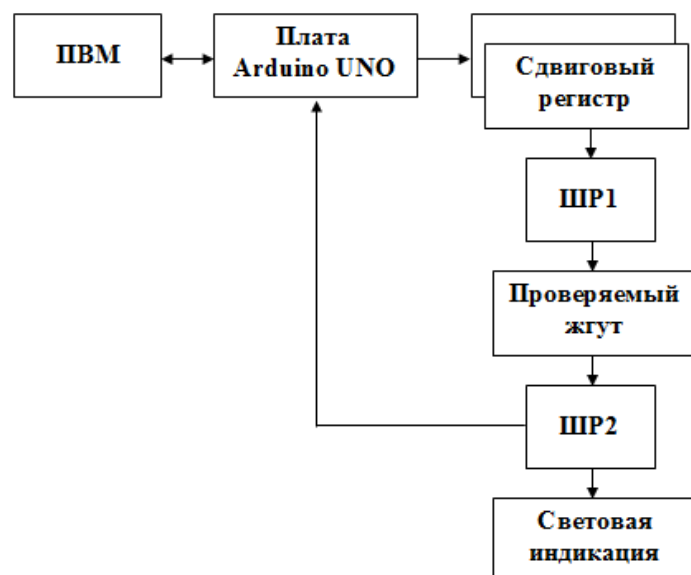


Рисунок 2 – Структурная схема устройства для проверки целостности жгутов

Для связи платформы Arduino с компьютером использовалась программа ArduinoIde. К штепсельным разъемам ШР1 и ШР2 подключается жгут. При включении устройства на мониторе компьютера отображается надпись «Прозвонка жгута! Введите количество проводов». Эта надпись говорит о том, что прибор исправно подключен и готов к работе. После введения количества n – проводов с помощью клавиатуры, которые необходимо проверить, посылается сигнал в микроконтроллер ATmega328. Сдвиговые регистры, подсоединенные к 8, 11 и 12 ножкам платы, получают сигнал 5 В, для них это логическая 1, следовательно, на 16 выходах регистров присутствует логическая 1. Еще два сигнала с микроконтроллера поступают на 7 и 5 ножки. Микроконтроллер подает поочередно логическую единицу на каждый контакт шеера. На экране компьютера в таблице отображается каждый контакт поочередно, и делается вывод об исправности или неисправности соединения. Когда все контакты будут опрошены, то тест завершается, и на приборе загораются только те диоды, которые включены в провода, в которых нет обрыва. В качестве индикации используются светодиоды зеленого цвета напряжением 3В. Схема подключения элементов устройства представлена на рисунке 3.

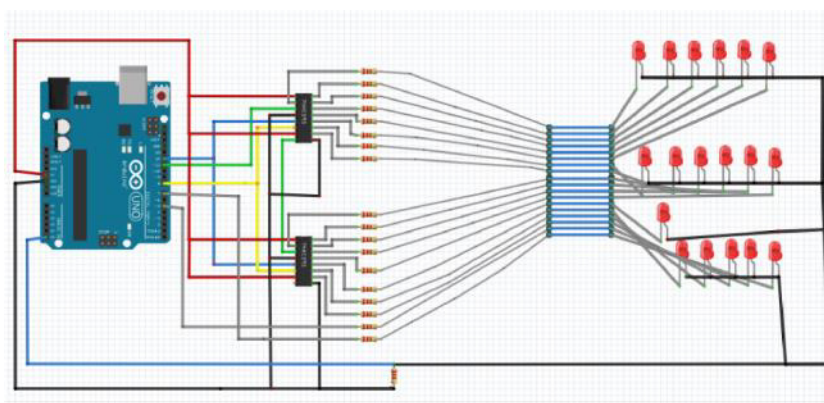


Рисунок 3 – Схема подключения элементов устройства

В данном устройстве использовалась плата ArduinoUno с микроконтроллером ATmega328 [Мишин, 2019], внешний вид которого показан на рисунке 4.

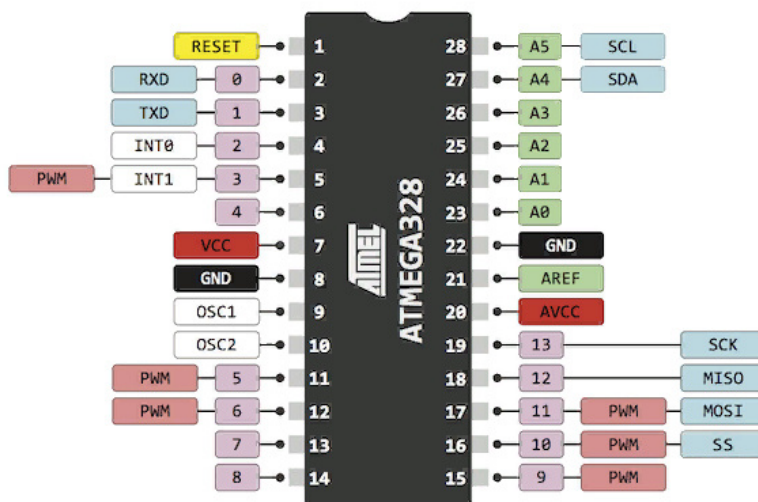


Рисунок 4 – Расположение выводов микроконтроллера ATmega328

Для увеличения количества выходов на ArduinoUno был использован сдвиговый регистр 74HC595. Преимущество данного сдвигового регистра заключается в неограниченном увеличении количества выходов без увеличения занятых выходов в микроконтроллере.

Микросхема 74HC595 содержит 8 битный регистр хранения и 8 битный сдвиговый регистр. Данные последовательно передаются в сдвиговый регистр, затем фиксируются в регистре хранения. К регистру хранения подключены 8 выходных линий. На рисунке 5 показано расположение выводов микросхемы 74HC595.

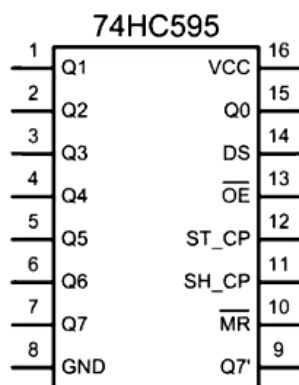


Рисунок 5 – Микросхема 74HC595

Для микроконтроллеров на базе Arduino есть своя среда программирования. Для написания, отладки и загрузки прошивок необходимо скачать и установить приложение Arduino IDE. Плата ArduinoUno подключается к компьютеру по USB разъему с использованием схемного решения преобразования уровней USB-UART [Попов, 2019].

После запуска программы Arduino IDE через кабель USB подключается плата ArduinoUno к компьютеру.

В меню «Инструменты» выбирается тот COM порт, который задействован, и модель платы (рисунок 6).

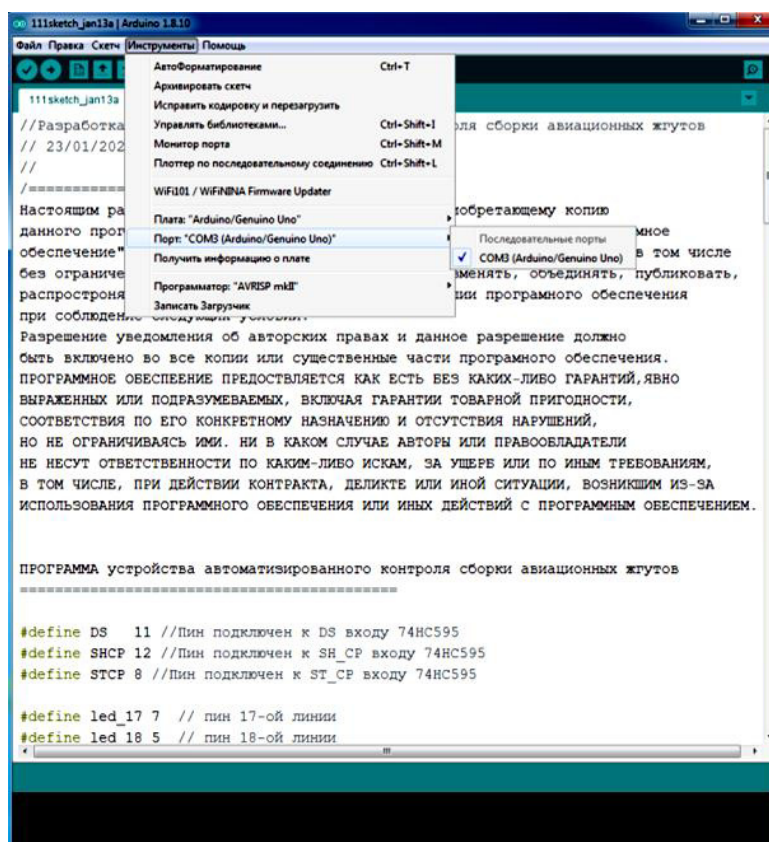


Рисунок 6 – Выбор COM порта и модели платы

После этого переходят к написанию программы. В главном окне отображается сразу функция `setup()` и `loop()`. Функция `setup()` вызывается, когда скетч начинает исполняться. Используется для определения режимов работы выводов, запуска используемых библиотек и т.д. Функция `setup` выполняется только один раз, после каждой подачи питания или перезагрузки платы ArduinoUno. Функция `loop()` делает точь-в-точь то, что означает её название, и крутится в цикле, позволяя программе совершать вычисления и реагировать на них. Используется для активного управления платой ArduinoUno.

Так как количество контактов жгута 18 (устройство было разработано для проверки 18 контактного жгута) больше 13 выходов на плате ArduinoUno, то для увеличения выходов были применены сдвиговые регистры. При подключении 2 сдвиговых регистров задействовано 3 выхода на ArduinoUno, но при этом получается 16 выходов.

Чтобы данные выдавались в сдвиговые регистры, необходимо написать функцию `voidOutReg (int x)` и использовать функцию `voidScan()`, позволяющую произвести сканирование жгута и найти обрыв.

Для того чтобы тестирование производилось с помощью компьютера и информация отображалась на мониторе, в программе Arduino IDE есть монитор порта, который открывается в меню «Инструменты» либо комбинацией клавиш Ctrl+Shift+M.

На рисунке 7 представлен монитор порта, в котором есть поля ввода и вывода. В поле ввода вводится число проверяемых проводов в жгутах (от 0 до 18).

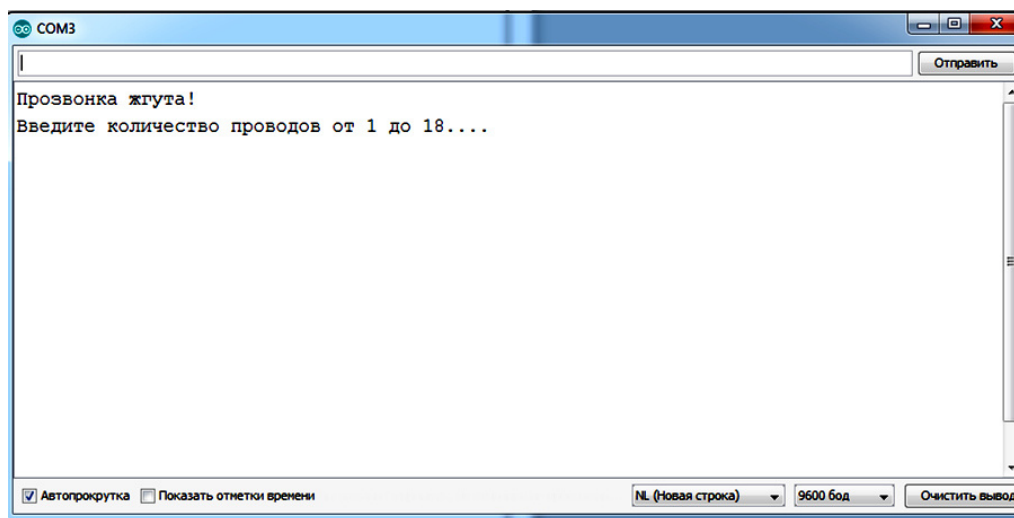


Рисунок 7 – Монитор порта Arduino

В поле вывода появляется тест системы и заключение об исправности или неисправности жгута. При обнаружении хотя бы одного из проводов с обрывом программа сразу выдает заключение о том, что жгут неисправен, результаты представлены на рисунке 8.

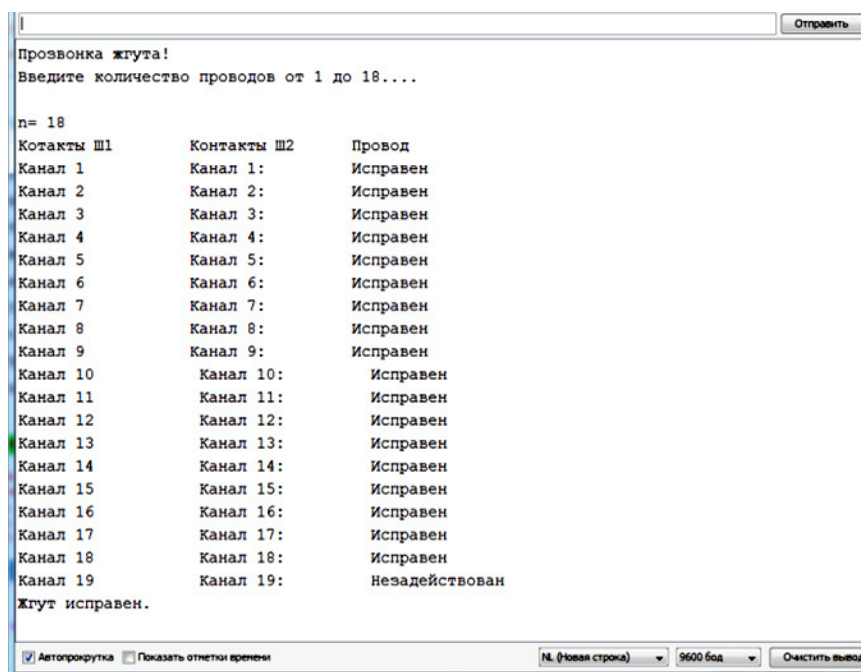


Рисунок 8 – Тест контроль с исправными проводами

В тест контроле видно, что канал 19 не задействован, так как было введено только 18 контактов, и программа 19 канал выдает как незадействованный.

Был проведен тест с повреждениями у двух проводов, результаты которого представлены на рисунке 9.

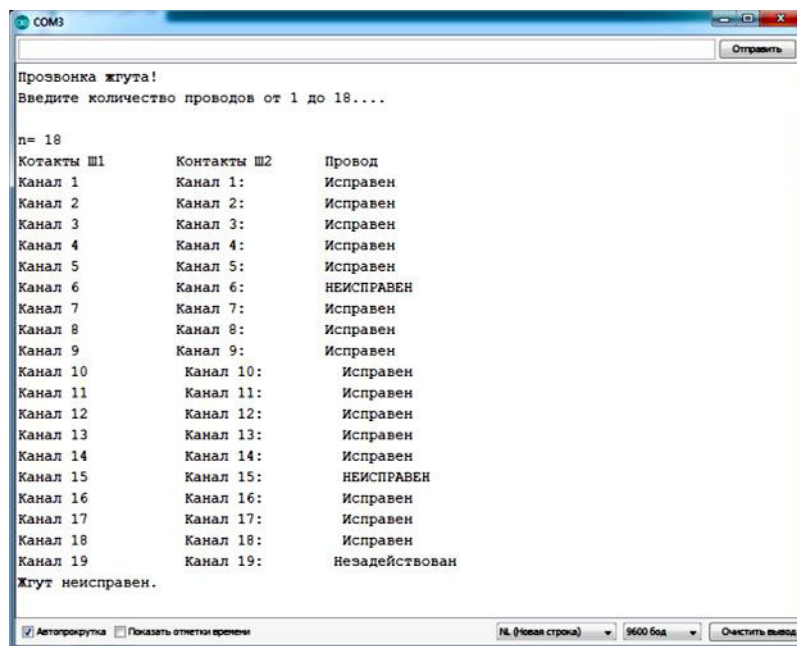


Рисунок 9 – Тест жгута с повреждениями у двух проводов

На экране монитора компьютера выдается информация о том, между какими каналами провода повреждены, и о неисправности жгута.

Разработанное устройство автоматизированного контроля сборки авиационных жгутов, включающее микроконтроллер управления ArduinoUNO, сдвиговые регистры для увеличения количества проверяемых линий жгута, позволяет получить результаты проверки на экране компьютера и устройстве световой индикации, снизить трудозатраты при проверке изготовления жгутов и повысить достоверность результатов контроля

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Попов В. М. Учебный тренажер кабины вертолета Ми-8Т на базе авиационного симулятора / В. М. Попов // Международный информационно-аналитический журнал «Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык». – 2018. – № 4.
2. Мишин С. В. Разработка цифрового блока управления противообледенительной системы вертолета МИ-8 / С. В. Мишин, Г. А. Коблицкий // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов VIII Всероссийской с международным участием научно-практической конференции. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2019. – С. 85-90.
3. Попов В.М. Использование подвижной платформы для демонстрационной модели самолета / В. М. Попов // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов VIII Всероссийской с международным участием научно-практической конференции. – Иркутск: иркутский филиал МГТУ ГА, 2019. – С. 92-99.

СЕКЦИЯ
«СИСТЕМЫ АВИАЦИОННОЙ РАДИОСВЯЗИ, РАДИОЛОКАЦИИ,
РАДИОНАВИГАЦИИ И МЕТОДЫ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ»
«СИСТЕМЫ НАБЛЮДЕНИЯ И ОРГАНИЗАЦИИ ВОЗДУШНОГО ДВИЖЕНИЯ»

Председатель – Лежанкин Б. В., заведующий кафедрой АРЭО, канд. техн. наук, доцент

УДК 656.7

**АНТЕННЫ ЗЕНИТНОГО ИЗЛУЧЕНИЯ КАК СРЕДСТВО
ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ
МЕСТНЫХ ВОЗДУШНЫХ ЛИНИЙ**

Адамов Д. С.
Селиванова В. В.

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

Непрекращающиеся авиационные происшествия (АП) и инциденты с воздушными судами (ВС) местных воздушных линий (МВЛ), выполняющими коммерческие полеты, авиации общего назначения (АОН), а также эксплуатантов, осуществляющих авиационные работы, связаны в том числе с недостаточным оснащением этих ВС средствами навигации и связи, поддерживающими необходимый уровень безопасности полетов (БП).

Решением проблемы может стать техническое решение на основе уже разработанных и зарекомендовавших себя навигационных средств, в том числе спутниковых, получивших широкое развитие в гражданской авиации (ГА).

Главным условием осуществления полетов ВС является обеспечение безопасности пользователей воздушного пространства (ВП). В малой авиации данное условие может быть выполнимо при оснащении аэродромов и ВС МВЛ радиотехническими средствами связи и контроля. Объектом исследования являются МВЛ субъектов РФ. Предмет исследования – антенны зенитного излучения (АЗИ), как средство радиотехнического обеспечения полетов (РТОП).

Ключевые слова: местные воздушные линии, авиационные происшествия, безопасность полетов, декаметровые волны, антенны зенитного излучения.

В настоящее время на территории РФ 15 авиакомпаний (АК) выполняют коммерческие полеты на региональных и 22 на МВЛ, эксплуатирующих ВС, такие как, Ан-2, Ан-3, Ан-28, L-410, Ан-38, Ан-24, Ми-8 и другие.

Проанализировав уровень БП ВС МВЛ на основе отчетов МАК о произошедших АП в коммерческой авиации в период с 2010 по 2016 годы, были получены статистические данные в виде графиков, изображенных на рисунках 1 и 2. Произвести обработку информации и получить более подробные результаты не представляется возможным, так как расследования АП за 2017–2019 годы еще продолжаются, поэтому данные исследования

основаны на итогах более ранних лет, учитывая события, произошедшие сегодня [Расследования авиационных происшествий и инцидентов].



Рисунок 1 – Количество АП, произошедших с ВС МВЛ в период с 2010 по 2016 годы



Рисунок 2 – Количество жертв АП, произошедших с ВС МВЛ в период с 2010 по 2016 годы

Подведем итог анализа отчетов расследований АП и инцидентов МАК, произошедших с коммерческими ВС на МВЛ РФ. Всего с 2010 по 2016 годы произошло 178 событий, из них 55 событий непосредственно или косвенно связаны с недостаточным оснащением ВС или аэродромов радионавигационным оборудованием (РНО). Таким образом, в 31% случаев отсутствие осведомленности о метеорологических условиях в конкретный момент времени, потерю ориентации в пространстве, а также некорректные действия экипажа можно предотвратить посредством оснащения ВС и аэродромов средствами связи и навигации, способными сохранять работоспособность в сложных климатических и географических условиях.

Ознакомимся с происшествиями, которые наиболее явно демонстрируют необходимость совершенствования РТОПиС при эксплуатации ВС АОН и МВЛ:

– 11.06.2012 года, ориентировочно в 22:00 местного времени, с аэродрома Серов Свердловской области был выполнен вылет самолета Ан-2, RA-40312, эксплуатируемого ООО «АВИА-ЗОВ». Задание на полет отсутствовало. Согласно объяснительной авиатехника, цель полета – покатаать пассажиров. Самолет на аэродром Серов не вернулся. Развернутые 12.06.2012 года поисковые работы, продлившиеся до 02.08.2012 года с привлечением

авиации, наземных сил и средств, результатов не дали. 05.05.2013 года, случайно, охотниками были обнаружены обломки самолета Ан-2 на удалении 10 километров от места взлета. ВС полностью разрушено. Находившиеся на борту 13 человек погибли.

– 01.10.2018 произошел инцидент с ВС Ан-2, RA-01426, принадлежащим ООО «АК Орел-сельхозавиа». Была произведена вынужденная посадка ВС Ан-2, выполнявшего полет по маршруту Ноябрьск – Быньги. В нарушение требований пунктов 32 и 57 Федеральных авиационных правил полетов в РФ, утвержденных приказом Министра обороны РФ, Министром транспорта РФ и Российского авиационно-космического агентства от 31.03.2002 № 136/42/51, командир воздушного судна (КВС) без донесения органу обслуживания воздушного движения (ОВД) об отклонении от плана полета, донесения о своем местонахождении и намерениях, прибыл в пункт посадки, несогласованной с органом ОВД и с посадочной площадкой Алапаевск.

Стоит обратить внимание, что 20 ноября 2018 года на XII Международном форуме «Транспорт России» генеральный директор ФГУП «Госкорпорация по ОрВД» Моисеенко Игорь Николаевич отметил, что на сегодняшний день имеет место быть несовершенство контроля за движением беспилотных летательных аппаратов и ВС АОН, отсутствие у органа ОрВД информации о точном местонахождении сверхлегких ВС и сложности в обеспечении связи с ними, что создает предпосылки для создания единой системы контроля за ВС.

Непрекращающиеся авиационные события с ВС, выполняющими, как коммерческие полеты на МВЛ, так и полеты АОН, заставляют задуматься о необходимости их оснащения современным радиоэлектронным оборудованием (РЭО), которое позволит предотвратить подобные авиакатастрофы и инциденты посредством передачи на пульт диспетчера информации о его местоположении.

В статьях Нечаева Е.Е., Лазарева А.И., Суринт П.С., Лазарева Е.В., Тынченко С.В., Акзигитова Р.А., Акзигитова А.Р. предложены меры по повышению БП, которые предполагают:

- использование СРНС;
- внедрение дистанционного диспетчерского обслуживания воздушного движения на аэродромах с низкой интенсивностью полетов с использованием оборудования зарубежных компаний;
- использование нейронных сетей в системе навигации ВС малой авиации.

В свою очередь, использование АЗИ диапазона декаметровых волн (ДКМВ) позволит расширить зону действия голосовой связи диспетчер (МДП) – пилот (МВЛ) и в обратном направлении за счет использования отражающего эффекта ионосферы. Удостоверимся в работоспособности линии связи на примере трассы Архангельск – Сыктывкар. Проведем расчет напряженности поля в точке приема. Воспользуемся методом, предложенным в книге Е.М.

Верещагина «Антенны и распространение радио волн» [Верещагин, 1964]. Для связи пространственными волнами остановим свой выбор на мобильной рамочной антенне КВ диапазона "КРУГ", которая обладает такими преимуществами как:

- малые габаритные размеры;
- является антенной быстрого развёртывания;
- обеспечивает всенаправленную радиосвязь без «мертвых зон» на трассах до 750 км;
- рассчитана на работу в сложных климатических условиях северных широт.

Определим излучаемую антенной передатчика мощность на выбранной рабочей частоте 2,1 МГц.

$P_A = 400$ Вт – мощность в антенне;

$G_A = 3,5$ дБ – коэффициент усиления;

$P_\Sigma = P_A \cdot G_A = 1,2 \cdot 10^3$ Вт – излучаемая антенной передатчика мощность.

Согласно документу «Рекомендация Международного Союза Электросвязи Р.525-2», для линии связи пункта с пунктом ослабление в свободном пространстве между изотропными антеннами, которое называется также основными потерями передачи в свободном пространстве, можно рассчитать так [Рекомендация Международного союза электросвязи, 2014]:

$$L_{bf} = 32,4 + 20 \log(f) + 20 \log(d), \text{ где:}$$

L_{bf} – основные потери передачи в свободном пространстве (дБ);

f – частота (МГц);

d – расстояние (км);

$$L_{bf} = 91,7 \text{ дБ.}$$

Рассчитаем расстояние пространственной волны, отраженной от ионосферы.

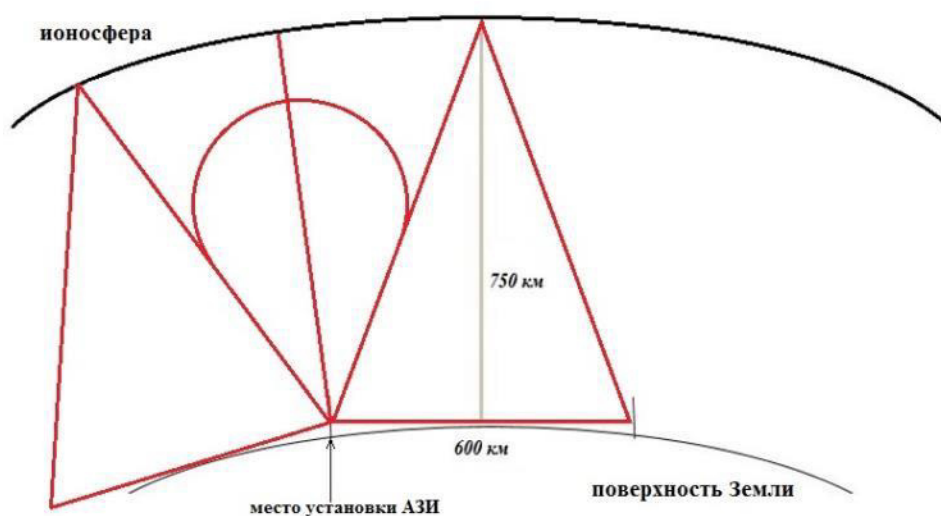


Рисунок 3 – Расстояние, преодолеваемое пространственной волной

Условимся, что треугольник, полученный в результате отражения от слоя F_2 , можно поделить на 2 равнобедренных треугольника. Высота от земли до слоя F_2 равна 400 км. Расстояние воздушной трассы равно 600 км. По теореме Пифагора, гипотенуза равна:

$$\sqrt{300^2 + 750^2} = 807,76 \text{ км.}$$

Следовательно, длина пространственной волны равна:

$$807,76 \times 2 = 1615,52 \text{ км.}$$

Используя график, представленный на рисунке 4, проверим, достаточно ли напряженность поля пространственных волн для уверенного приема на расстоянии 1615,52 км. $E_0 = 4 \text{ мкВ/м}$.

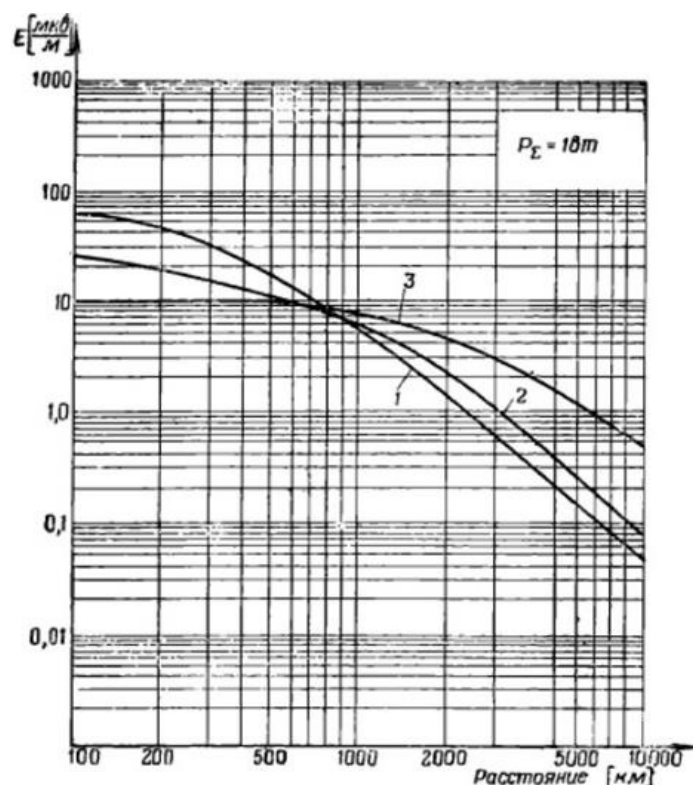


Рисунок 4 – Зависимость напряженности поля пространственных волн от расстояния при отсутствии поглощения: 1 – для частот 1 МГц и ниже; 2 – для частот от 2 МГц до 4 МГц; 3 – для частот от 4 МГц и выше

Вероятная наибольшая напряженность поля составит:

$$E_{max} = E_0 \cdot \sqrt{P_\Sigma} = 138,56 \text{ мкВ/м.}$$

Полученное значение соответствует условию, прописанному в Приложении 10 к Конвенции о международной гражданской авиации, а именно, в томе III «Системы связи». В соответствии с ним: эффективная излучаемая мощность должна быть такой, чтобы напряженность поля была не менее 75 мкВ/м на линии связи «земля – борт» из расчета распространения в

свободном пространстве в пределах определенной рабочей зоны действия средства.

Таким образом, АЗИ могут быть внедрены в единую систему контроля за полетами ВС МВЛ для дальнейшей успешной эксплуатации.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Верещагин Е. М.* Антенны и распространение радиоволн / Е. М. Верещагин. – М.: Военное издательство Министерства обороны СССР, 1964 г. – 240 с.
2. Расследования авиационных происшествий и инцидентов [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://mak-iac.org/rassledovaniya/> (дата обращения: 15.08.2020).
3. Рекомендация Международного союза электросвязи МСЭ-R P.525-2. Расчет ослабления в свободном пространстве / Ассамблея радиосвязи. – 2014. – 3 с.

УДК 621.3.095

ПРОХОЖДЕНИЕ ПОЛЯРИЗАЦИОННО-МАНИПУЛИРОВАННОГО СИГНАЛА С НЕПРЕРЫВНЫМ ИЗМЕНЕНИЕМ ПАРАМЕТРОВ ПОЛЯРИЗАЦИИ ЧЕРЕЗ ПОЛЯРИЗАЦИОННЫЙ СЕЛЕКТОР

Аникин П. В.

Яманов Д. Н., канд. техн. наук

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

Поляризационно-манипулированные сигналы представляют собой двухмерные сигналы, в которых передача информации осуществляется манипуляцией параметров поляризации – углов ориентации и эллиптичности. Основой поляризационно-временной обработки является поляризационная селекция. Поляризационную селекцию сигналов можно осуществить с помощью антенно-фидерной системы или специального приемника. Перераспределение энергии по спектру двухмерного сигнала характеризует обобщенный коэффициент глубины модуляции. Чем ближе коэффициент глубины модуляции приближается к единице, тем меньше энергии остается на нулевой гармонике (с постоянной поляризацией – регулярная составляющая) и поляризационная селекция с использованием поляризационного селектора становится невозможной. Следовательно, в этом случае поляризационную селекцию необходимо осуществлять только с помощью двухканального поляризационного приемника.

Ключевые слова: поляризационно-манипулированные сигналы, селекция поляризационная, обобщенный коэффициент глубины модуляции.

Поляризационно-манипулированные сигналы с непрерывным изменением параметров поляризации (ПМН) представляют собой двухмерные сигналы, в которых передача информации осуществляется манипуляцией параметров поляризации (углов ориентации и эллиптичности). Поляризационно-манипулированные сигналы с непрерывным изменением параметров поляризации в сочетании с методами их поляризационно-

временной обработки позволяют повысить помехоустойчивость систем передачи информации [Гусев, 1974, с. 247; Аникин, Яманов, 2015, с. 44].

Основой поляризационно-временной обработки является поляризационная селекция.

Поляризационной селекцией называется способность приемного устройства выделять полезный сигнал на фоне других сигналов или помех по различию их поляризационной структуры.

Поляризационную селекцию сигналов можно осуществить с помощью антенно-фидерной системы (поляризационного селектора) или специального поляризационного приемника.

В основе поляризационной селекции лежит общий принцип разделения сигналов по различию их поляризационных параметров. Однако в способах реализации возможностей поляризационной селекции имеется определенная разница.

При селекции сигналов поляризационным селектором (ПС) на вход приемного устройства поступает полезный сигнал, поляризационные параметры которого совпадают с параметрами селектора. Все другие мешающие сигналы в зависимости от степени рассогласования поляризационных параметров будут ослабляться.

Селекция сигналов поляризационным приемником осуществляется в самом приемном устройстве. На вход такого приемника поступают все сигналы, лежащие в полосе приема. Избирательность полезного сигнала осуществляется специальным подбором параметров поляризационного приемника.

В поляризационном приемнике производится обработка двух ортогональных компонент волны с целью селекции сигнала постоянной поляризационной структуры (регулярной составляющей), либо с целью выделения информации, заложенной в поляризационной структуре сигнала (нерегулярной составляющей).

Поляризационный селектор (волноводный) состоит из (рис. 1): рупорной антенны 1 с эллиптической поляризацией; устройств 2,3 компенсации углов ориентации и эллиптичности поляризационной диаграммы принимаемого сигнала; разделителя на ортогональные компоненты 4.

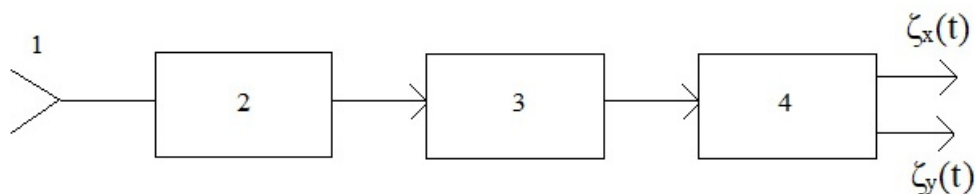


Рисунок 1 – Поляризационный селектор

Функции преобразования этих устройств в режиме излучения (на двойной комплексной плоскости), можно записать следующим образом [Гусев, 1974, с. 139]:

$$\begin{aligned}\Gamma_1 &= \exp(i\theta_A), \\ \Gamma_2 &= \exp(-ij\varphi_A).\end{aligned}\tag{1}$$

Преобразования принимаемого сигнала $\ddot{\xi}_c$ устройствами 2 и 3 может быть записано в виде

$$\ddot{\xi}_{\text{ВЫХ}}(t) = [\ddot{\xi}_c \Gamma_1^i] \Gamma_2^i, \tag{2}$$

где
$$\ddot{\xi}_c(t) = \exp(-ij\varphi_c) \exp(i\theta_c) \exp(j\omega t). \tag{3}$$

Для обеспечения возможности работы селектора с электромагнитной волной (ЭМВ) любой поляризации, без поляризационных потерь необходимо реализовать преобразование в сигнал сразу двух компонент волны (вертикальной и горизонтальной) на выходе устройства 4.

В этом случае окончное устройство 4 селектора разделяет ЭМВ эллиптической поляризации на два выхода:

$$\begin{aligned}\dot{\xi}_x(t) &= \text{Re}_i[\ddot{\xi}_{\text{ВЫХ}}(t)], \\ \dot{\xi}_y(t) &= \text{Im}_i[\ddot{\xi}_{\text{ВЫХ}}(t)].\end{aligned}\tag{4}$$

Функции $\dot{\xi}_x(t)$ и $\dot{\xi}_y(t)$ являются проекциями двумерного сигнала на базис селектора (двухкомпонентной антенны) с параметрами поляризации φ_A, θ_A .

Определим энергию компонент $\dot{\xi}_x(t)$ и $\dot{\xi}_y(t)$ сигнала $\ddot{\xi}_c(t)$ при наличии рассогласования по параметрам φ и θ и между принимаемым сигналом и приемной антенной (ПС).

Энергия этих составляющих

$$P_{cx} = 0,5E_0^2(1 + B + C), \tag{5}$$

$$P_{cy} = 0,5E_0^2(1 - B - C), \tag{6}$$

где $B = \sin 2\varphi_c \sin 2\varphi_A$; $C = \cos 2\varphi_c \cos 2\varphi_A \cos 2(\theta_c - \theta_A)$.

При условии приема на две ортогонально поляризованные антенны потери всегда будут отсутствовать ($P_{ex} + P_{ey} = E_0^2$).

Величина потерь энергии, зависит от степени рассогласования параметров поляризации сигнала и антенны. Эти потери удобно оценивать поляризационным коэффициентом приема

$$\gamma = P_A / P_{A \text{ макс}}, \tag{7}$$

где P_A – мощность сигнала; $P_{A \text{ макс}}$ – мощность, которая могла быть выделена на нагрузке при полном согласовании по поляризации сигнала и антенны.

При $\Upsilon = 1$ имеет место полное поляризационное согласование, а при $\Upsilon = 0$ полное поляризационное рассогласование.

Формула (7) с учетом (5) и (6) может быть приведена к следующему виду

$$\Upsilon_1 = 0,5(1 + B + C); \Upsilon_2 = 0,5(1 - B - C). \quad (8)$$

Последняя формула дает возможность провести оценку селектирующих возможностей эллиптически поляризованной антенны по параметрам поляризации.

Перераспределение энергии по спектру двухмерного сигнала характеризует обобщенный коэффициент глубины модуляции (m_0), под которым понимают отношение энергии боковых полос модулированного колебания к энергии немодулированного колебания [Аникин, Яманов, 2015, с. 44].

Коэффициент глубины модуляции определяется следующим образом

$$m_0 = (2 \sum_{i=1}^{\infty} A_i^2 - \sum_{i=x}^y A_{i_0}^2) \frac{1}{A_{H_0}^2},$$

где A_i^2 – энергия i -ой гармоники результирующего амплитудного спектра модулированного колебания; $A_{i_0}^2$ – энергия соответствующих нулевых гармоник составляющих (x, y) колебания; $A_{H_0}^2$ – энергия несущего колебания.

Анализ поляризационных спектров ПМ сигналов позволил сделать следующий вывод, что в отличие от боковых составляющих (нерегулярная составляющая) на нулевой гармонике угол ориентации постоянен и не зависит от угла эллиптичности. Следовательно, в определенном смысле, ПМ сигнал можно считать частично поляризованным.

Чем ближе коэффициент m_0 приближается к единице, тем меньше энергии остается на нулевой гармонике (с постоянной поляризацией – регулярная составляющая), а увеличивается энергия в боковых составляющих, поляризация которых изменяется по закону передаваемого сообщения (нерегулярная составляющая).

Начиная со значения индекса ПМ $h = \Delta\varphi T / \pi = 1,8$, величина m_0 приближается к единице и практически не изменяется с увеличением h , т. е. почти отсутствует регулярная составляющая. В этом случае поляризационная селекция не возможна.

Следовательно, поляризационная селекция с использованием поляризационного селектора эффективна, только в случае значений индекса ПМ от 0,1 до 1,8. При $h = 1,8$ и более поляризационную селекцию необходимо осуществлять только с помощью двухканального поляризационного приемника.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Аникин П. В. Спектральный анализ поляризационно-манипулированных сигналов / Аникин П. В., Яманов Д. Н. // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2015. – №222. – С. 44–47.
2. Гусев К. Г. Поляризационная модуляция: Монография / К. Г. Гусев, А. Д. Филатов, А. П. Сополев. – М.: Сов. радио, 1974. – 288 с.

УДК 629.058:519.23

ДИНАМИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ПСЕВДОСПУТНИКОВ В ЗОНЕ АЭРОДРОМА

Арефьев Р. О., канд. техн. наук
Арефьева Н. Г., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье представлены результаты динамической оптимизации псевдоспутника, установленного на борт беспилотного летательного аппарата в качестве функционального дополнения спутниковой навигационной системы GPS. Поэтапно представлена методика проведения исследования. В качестве критерия оптимизации используется минимальное значение пространственного геометрического фактора PDOP.

Ключевые слова: спутниковые системы навигации, псевдоспутник, геометрический фактор, траектория посадки, беспилотный летательный аппарат.

Введение

На сегодняшний день спутниковые системы навигации (ССН) используются во многих отраслях человеческой жизни. Особую роль данные системы заняли в области авиационного транспорта. Спрос на использование ССН обусловлен высокой точностью определения координат, единым системным временем, глобальной рабочей зоной. Однако, ввиду высоких требований, предъявляемых авиационными потребителями к ССН [Радионавигационный план РФ, 2019, с. 21], точность определения высоты на этапе посадки воздушных судов (ВС) не может быть обеспечена из-за особенностей построения орбитальной группировки и ряда дестабилизирующих факторов. Для решения сложившейся проблемы необходимо применение функциональных дополнений, а именно предлагается использование псевдоспутников (ПС), с помощью которых можно повысить точность в вертикальном канале. При этом в работе [Арефьев, 2017, с. 28] было показано, что максимальная точность определения координат будет достигаться за счет использования мобильного ПС, например, установленного на беспилотные летательные аппараты (БПЛА). Применение ПС, установленного на БПЛА, наиболее актуально для использования в районах с сильно меняющимся рельефом местности. Поэтому в работе будет рассмотрена методика проведения динамической оптимизации ПС в зоне аэродрома при работе по ССН GPS.

Методика проведения исследования

Основной целью данной работы является определение оптимальной траектории полета БПЛА, относительно которой будет достигнута наилучшая точность выдерживания траектории посадки ВС с помощью системы GPS+ПС.

Задача динамической оптимизации решается с помощью метода прямого поиска Хука-Дживса в два этапа.

На первом этапе строится эталонная траектория посадки ВС в виде дискретных точек (в данном случае 22 точки при движении со скоростью в 250 км/ч) (рис. 1).

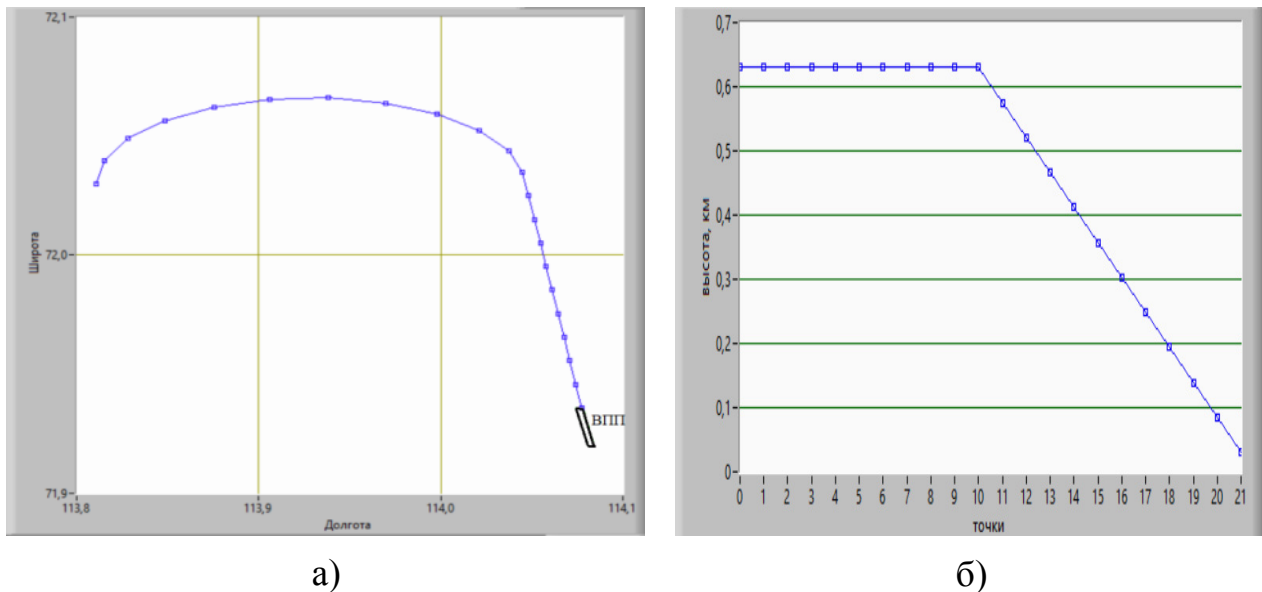


Рисунок 1 – Эталонная траектория посадки ВС: а) горизонтальная плоскость; б) вертикальная плоскость

В работе [Скрыпник, 2020, с. 57] показано, что в качестве критерия оптимизации необходимо использовать пространственный геометрический фактор (PDOP). Поэтому оценка достигнутой точности в каждой точке траектории будет проводиться именно по значениям PDOP.

На втором этапе проводится поиск оптимальных точек расположения БПЛА относительно точек эталонной траектории при постоянно заданной высоте полета и изменении времени, где критерий оптимизации представлен в виде [Скрыпник, 2020, с. 53]:

$$PDOP_i(\bar{X}_{ПСi}, \bar{X}_{ВСi}, \bar{X}_{НСi}, \dots, \bar{X}_{НСki}) \rightarrow \min$$

где – $\bar{X}_{ПСi}$ – искомый вектор координат БПЛА в i -й точке траектории в i -й момент времени, $\bar{X}_{ВСi}$ – известные координаты ВС в i -й точке траектории в i -й момент времени, $\bar{X}_{НСi}$ – известные координаты НС, находящихся в зоне видимости, k – количество видимых НС.

Результаты экспериментов

В качестве аэродрома посадки был выбран аэродром Саскылах (71,927 с.ш., 114,08 в.д., высота над уровнем Мирового океана 30 м, UTC + 9, курс ВПП 174,22 град).

Была проведена серия экспериментов по оптимизации одного ПС, установленного на БПЛА, при полете на разных высотах (рис. 2, кривая 1 – высота полета БПЛА 50 м, кривая 2 – высота полета БПЛА 150 м, кривая 3 – высота полета БПЛА 300 м, кривая 4 – высота полета БПЛА 500 м).

Из полученных результатов следует (рис. 2), что для достижения наивысшей точности на этапе посадки ВС траектория движения БПЛА стремится под заданную траекторию, начиная от её начала до точки входа в глиссаду. Далее относительно заданной траектории происходит смещение траекторий БПЛА в сторону. При этом смещение зависит от высоты полета БПЛА.

Как было указано ранее, в качестве критерия оптимизации используется $PDOP \rightarrow \min$, который в свою очередь складывается из горизонтального HDOP и вертикального VDOP геометрических факторов [Hofmann-Wellenhof, 2007, p. 264; Kaplan, 2005, p. 328]. При увеличении масштаба отдельных участков траекторий видно их смещение относительно заданной. Так при полёте БПЛА на высоте 500м (рис. 2, кривая 4, участок №1) оптимальная траектория БПЛА смещена относительно траектории ВС на расстояние 131 м. Решение задачи динамической оптимизации для участка траектории ВС, высота которого меньше высоты полета БПЛА равной 500м, приводит к изменению курса траектории БПЛА (рис. 2, кривая 4, участок №2), а также и к увеличению расстояния между точками траектории БПЛА, что в свою очередь предполагает увеличение путевой скорости. Стоит отметить, что в данной работе не введены граничные условия на скорость движения БПЛА.

Аналогичная ситуация наблюдается при оптимизации траекторий полета БПЛА при высотах равных 50, 150 и 300 м (рис. 2, кривые 1,2,3). Отличие лишь заключается в разnose траекторий БПЛА и ВС. При высоте БПЛА в 50 м траектории разнесены на 584 м, при высоте в 150 м разница составляет 483 м, при высоте в 300 м расстояние равно 332 м.

Результаты PDOP для траектории посадки ВС представлены на рис. 3 (высота ПС 50м кривая 1, высота ПС 150м кривая 2, высота ПС 300м кривая 3, высота ПС 500м кривая 4, PDOP без использования ПС кривая 5). При решении задачи навигации с помощью системы GPS PDOP составляет 1,55 для всей посадочной траектории. При использовании одного ПС, совместно установленного на БПЛА с системой GPS, PDOP снижается до значения 0,92 (выигрыш 40%), далее, когда высота ВС становится меньше высоты БПЛА, PDOP ухудшается до значения 1,24 (выигрыш 20%). Наименьший PDOP наблюдается при высоте полета БПЛА на высоте 50 м.

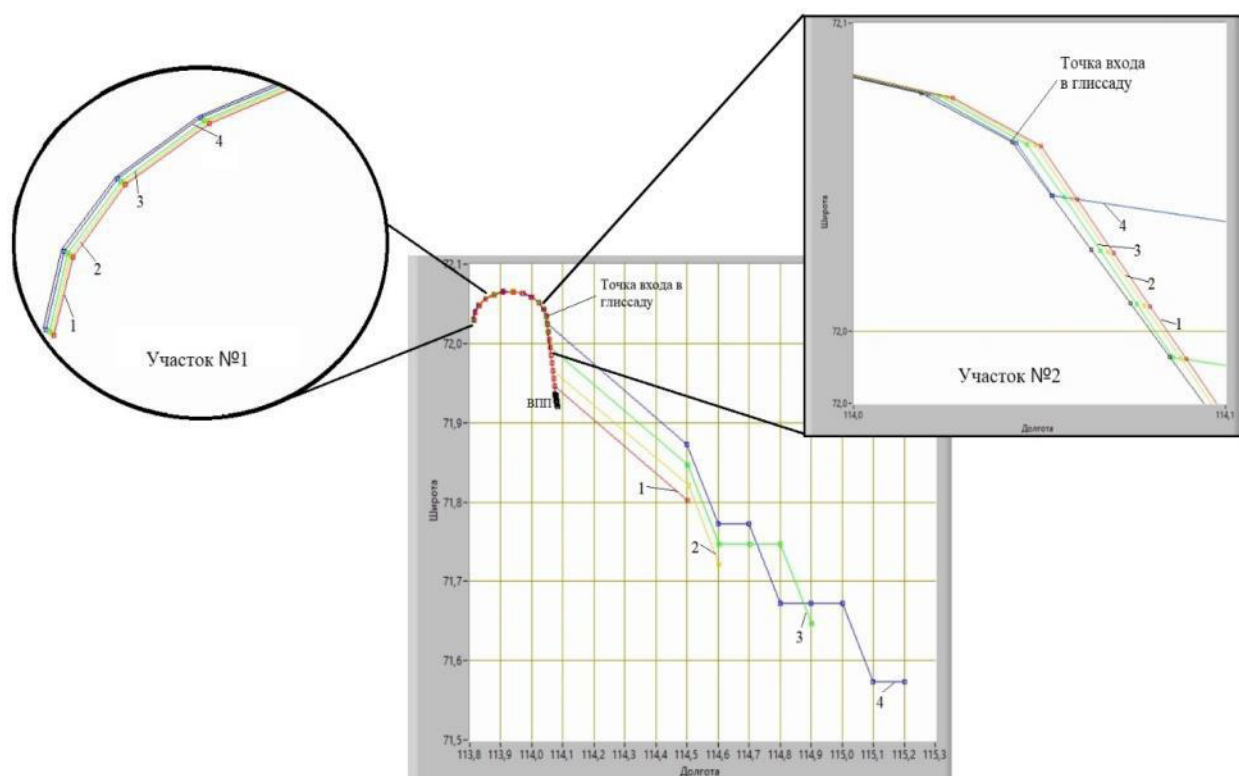


Рисунок 2 – Траектории полета БПЛА на разных высотах

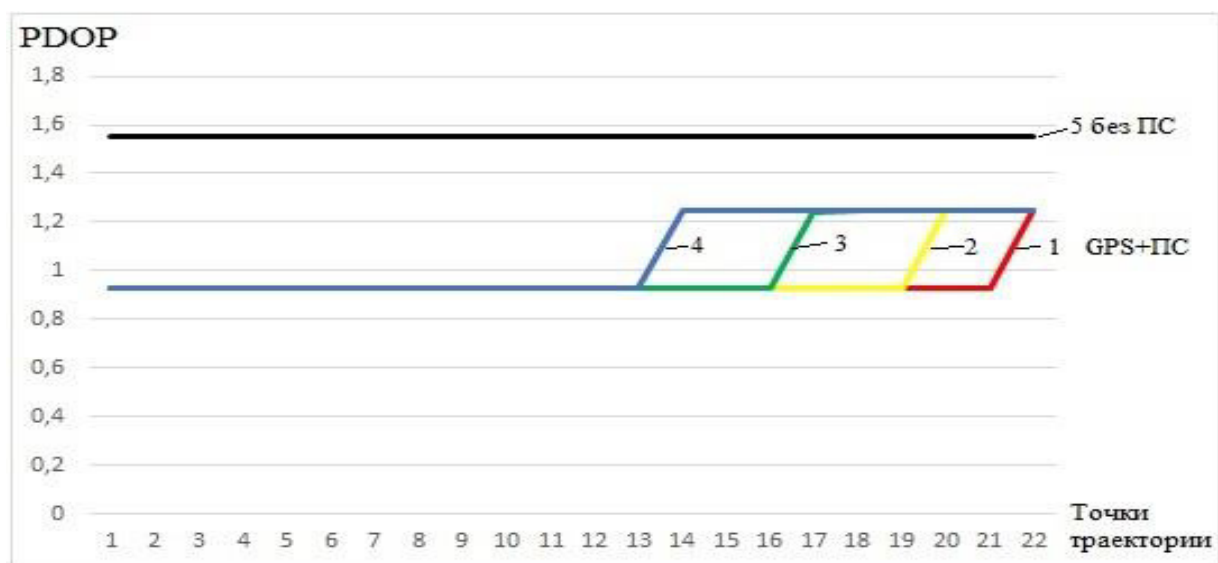


Рисунок 3 – Значения PDOP

Заклучение

Результаты, полученные в работе, показывают, что применение ПС на борту БПЛА позволяет повысить точность определения координат системы GPS на 20-40%. При этом наибольший выигрыш использования ПС достигается при условии, когда высота ВС будет больше высоты БПЛА. Смещение траекторий полета БПЛА объясняется влиянием PDOP, а именно большим вкладом VDOP (когда траектория БПЛА стремится под траекторию ВС $H_{BC} > H_{ПС}$), так и HDOP (когда БПЛА меняет курс, уходя в сторону от траектории

посадки ВС при этом $H_{BC} < H_{ПС}$). Наилучшим образом сказывается на точность определения координат ВС высота полета БПЛА равная 50м, так как дольше всего выдерживается условие $H_{BC} > H_{ПС}$. При этом в дальнейшей работе необходимо учитывать и другие критерии оптимизации траектории БПЛА, такие как взаимный учет скорости движения объектов, а также критерий безопасности полетов, а именно допустимого сближения БПЛА к ВС.

Работа выполнена при финансовой поддержке проектов РФФИ грант № 19-08-00010.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Арефьев Р. О.* Совершенствование аэронавигационного обеспечения этапа посадки путем оптимизации размещения псевдоспутников ГЛОНАСС / Р. О. Арефьев, Н. Г. Арефьева, О. Н. Скрыпник // Труды МАИ. – 2017. – № 92. – С. 28.
2. Радионавигационный план Российской Федерации. 2019. [Электронный ресурс] – URL: https://internavigation.ru/wp-content/uploads/2019/09/%D0%A0%D0%9D%D0%9F-%D0%A0%D0%A4-2019-2024_%D0%9F%D1%80.3296_04.09.19.pdf (дата обращения: 18.09.2020).
3. *Скрыпник О. Н.* Оптимизация траектории мобильного псевдоспутника для повышения точности интегрированного навигационно-временного поля ГЛОНАСС / О. Н. Скрыпник, Р. О. Арефьев // Современные наукоемкие технологии. – 2020. – №. 2. – С. 51-58.
4. Hofmann-Wellenhof B., Lichtenegger H., Wasle E. GNSS—global navigation satellite systems: GPS, GLONASS, Galileo, and more. – Springer Science & Business Media, 2007.
5. Kaplan E., Hegarty C. Understanding GPS: principles and applications. – Artechhouse, 2005.

УДК 629.7.05

ПОСТРОЕНИЕ ПОЛУНАТУРНОЙ МОДЕЛИ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ ПОСАДКИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ОТНОСИТЕЛЬНОГО РЕЖИМА ГЛОБАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ

Бестугин А. Р., д-р техн. наук
Семенов П. А.
Негрескул Г. Г.

*Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения (ГУАП)
(г. Санкт-Петербург)*

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, гранты № 18-07-00110-а, 18-07-00111-а.

Проведены исследования характеристик относительного режима местоопределения по измерениям абсолютных координат. По результатам исследования сделано заключение о возможности использования относительного режима глобальной навигационной спутниковой системы для решения задач инструментальной посадки с точностями, удовлетворяющими требованиям.

Ключевые слова: инструментальная посадка, относительный режим, навигация, спутниковая система посадки, ГЛОНАСС, GPS.

Возрастающая роль авиационно-технического комплекса требует выбора перспективных технических решений с целью повышения унификации и эффективности радиотехнических средств. Причем, принимаемые технические решения должны в максимальной степени быть применимы для оснащения летательных аппаратов (ЛА) различных классов, типов и ведомственной принадлежности [Рогова, 2011].

Наибольших успехов в построении многофункциональных радиотехнических комплексов (РТК) удалось достичь в морской авиации, базирующейся на кораблях [Бабуров, 2016].

Современной проблемой для малых аэродромов и посадочных площадок, морских судов с одиночным и эпизодическим базированием ЛА и кораблей является разработка многофункциональной системы (МФС) для решения задач навигации, наблюдения и посадки (ННП). Перспективные направления построения МФС ННП предполагают использование глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) [Антохина, 2016].

Целью данной работы является построение полунатурной модели системы спутниковой посадки с использованием относительного режима ГНСС и оценка точностных характеристик определения относительных координат и сигналов наведения.

Для достижения ранее описанной цели был разработан полунатурный испытательный комплекс (ПИК) (рис. 1), содержащий два приемоизмерителя (ПИ) ГНСС, две антенны ГНСС (принимающие сигналы систем ГЛОНАСС и GPS), персональный компьютер и программное обеспечение (ПО) для имитации и регистрации данных (ИРД), специализированное ПО для обработки навигационных данных (ОНД) [Амелин, 2018].

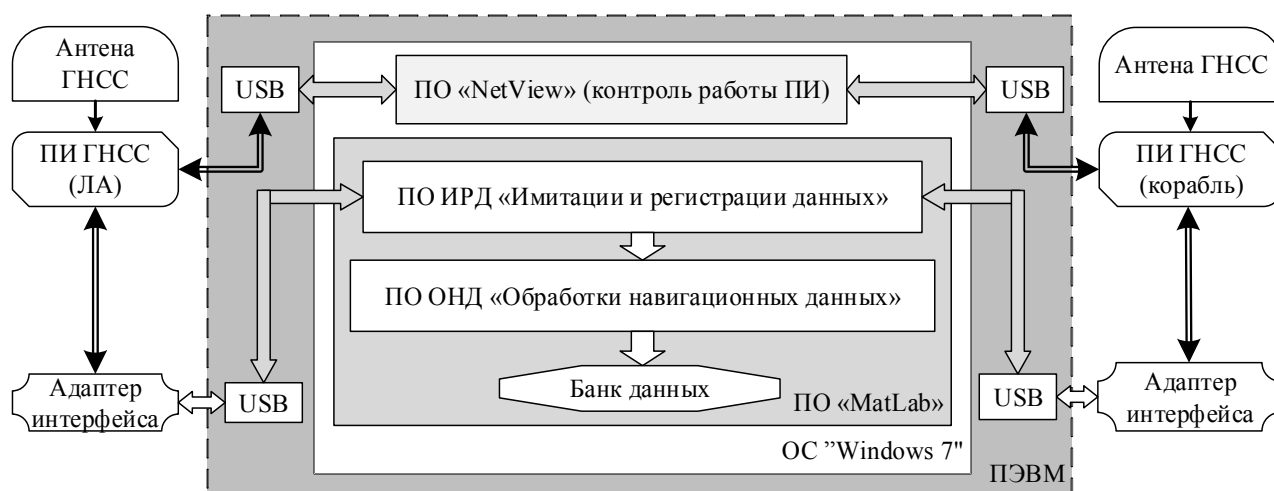


Рисунок 1 – Структурная схема полунатурного испытательного комплекса

В ходе проведения исследования исключением и включением навигационных космических аппаратов (НКА) в решение навигационной задачи имитировалось изменение параметров положения антенн.

Во время захода на посадку ЛА совершает пространственные эволюции, обусловленные маневрированием при выдерживании посадочной траектории, а также внешними воздействиями окружающей среды. Эти эволюции можно разделить на три части: изменение пространственного положения (координат), изменение вектора скорости и изменение ориентации ЛА в пространстве (курс, крен и тангаж). Если объектом для посадки выбран корабль, то установленная на нем антенна ГНСС также совершает пространственные эволюции, обусловленные качкой по курсу, крену и дифференту.

В современных приемоизмерителях ГНСС погрешности измерения координат и скорости практически не зависят от скорости движения объекта, и его местоположение определяется, в основном, геометрическими факторами HDOP (Horizontal Dilution of Precision) и VDOP (Vertical Dilution of Precision) [Дмитриев, 1993], величина которых зависит от количества и расположения на небесной сфере НКА, а также доступностью сигналов от них. Зная в текущий момент времени ориентацию в пространстве антенны ГНСС и приняв в качестве модели ее диаграммы направленности полусферу, можно на этот момент времени оценить доступность сигналов от каждого из НКА, находящихся над горизонтом, используя алгоритм, определяющий пересечение двух полусфер с общим центром: небесной полусферы и полусферы диаграммы направленности антенны ГНСС, сориентированной в пространстве в соответствии с текущими значениями курса, крена, тангажа (дифферента). Сигналы от НКА, которые находятся в области пересечения небесной полусферы с полусферой, имитирующей диаграмму направленности антенн, считаются доступными для обработки в ПИ ГНСС. Сигналы от НКА, которые не попадают в область перекрытия двух полусфер, исключаются из решения навигационной задачи.

В процессе исследования точностных характеристик исключение и включение в решение навигационной задачи сигналов от НКА производились в соответствии с описанным выше алгоритмом.

В табл. 1 приведены значения максимальных моделируемых амплитуд изменения углов положения антенн ГНСС, используемые при имитировании эволюций кораблей, самолетов и вертолетов, как для простых метеоусловий (ПМУ), так и для сложных (СМУ).

Здесь следует отметить тот факт, что чем больше амплитуда эволюций пространственного положения антенны, тем больше может быть исключено из решения навигационной задачи НКА и больше геометрические факторы HDOP и VDOP, а следовательно и погрешность определения навигационных параметров.

Таблица 1 – Максимальный диапазон изменения углов ориентации антенны ГНСС

Тип ЛА	Θ_{max}			Имитируемые метеоусловия
	Крен [град]	Курс [град]	Тангаж/дифферент [град]	
Самолет	25	5	6	ПМУ
	30	7	11	СМУ
Вертолет	8	3	2,5	ПМУ
	13	5	7	СМУ
Корабль	3	2	0,5	ПМУ
	6	3	1	СМУ

ПИ ГНСС принимали навигационные сигналы систем GPS и ГЛОНАСС, выдавали навигационные параметры с частотой 10 Гц в системе координат WGS-84. Антенны размещены на равной высоте и широте, но смещены по долготе друг относительно друга на расстояние 0,5 м. Затенение видимости небесной полусферы антенн не превышало 10-15%.

Полученные в процессе эксперимента навигационные данные были обработаны при помощи разработанного ПО. Обработка данных началась с оценки целостности полученных в ходе эксперимента навигационных данных с выходов двух ПИ ГНСС, затем блоки данных синхронизировались по времени и на каждый момент времени вычислялась разность навигационных параметров – относительных значений. Далее осуществлялся расчет статистических характеристик параметров захода.

Величины среднеквадратических погрешностей определения навигационных параметров (широты В, долготы L, высоты Н) представлены в табл.2 и табл.3, где через знак “/” приведены значения погрешностей, полученные для начального и конечного участков захода на посадку, соответственно, в первые и последние две минуты захода на посадку.

Таблица 2 – Погрешность определения координат при имитации посадки на аэродром

Тип ЛА	$\Delta(B)$, м	$\Delta(L)$, м	$\Delta(H)$, м	Примечание
Самолет	0,44/0,31	0,36/0,31	0,97/0,63	ПМУ
	0,43/0,29	0,36/0,34	0,93/0,59	СМУ
Вертолет	0,27/0,30	0,3/0,30	0,57/0,61	ПМУ
	0,31/0,33	0,34/0,33	0,72/0,76	СМУ

Таблица 3 – Погрешность определения координат при имитации посадки на корабль

Тип ЛА	$\Delta(B)$, м	$\Delta(L)$, м	$\Delta(H)$, м	Примечание
Самолет	0,41/0,38	0,30/0,33	0,94/0,88	ПМУ
	0,53/0,31	0,48/0,30	1,10/0,89	СМУ
Вертолет	0,25/0,24	0,19/0,25	0,42/0,38	ПМУ
	0,37/0,24	0,53/0,47	0,97/0,73	СМУ

Приведенные в табл. 2 и табл. 3 данные получены в результате обработки массивов данных, зарегистрированных в разное время суток для четырех дней испытаний. Значения геометрических факторов HDOP и VDOP на протяжении всех экспериментов находились в пределах 0,7-1,0 и 1,0-1,2 соответственно. Суммарный объем измерений, зарегистрированных в процессе 80 симитированных заходов на посадку продолжительностью около 4 минут каждый, составил более 105 отсчетов. Каждое значение погрешности определения навигационного параметра, представленное в табл. 2 и табл. 3, получено в результате осреднения около 6000 измерений.

Проведенные исследования показали, что в зависимости от характера моделируемых изменений пространственной ориентации антенн погрешность определения относительных координат с вероятностью 0,95 составляет: в горизонтальной и вертикальной плоскости 0,3 м – 0,7 м и 0,4 м – 1,1 м соответственно.

В ходе обработки полученных данных были обнаружены резкие сдвиги в определяемых координатах, которые появлялись в результате изменения рабочего созвездия ГНСС при имитировании эволюций носителя. Величина обнаруженных сдвигов не велика при достаточном количестве используемых НКА, но она может достаточно сильно увеличиться при их малом количестве и увеличиться до единиц метров.

Оценка линейных значений погрешностей координат, полученная в результате обработки, была пересчитана в угловые. В результате пересчета их значение не превышало $0,1^\circ$, что в свою очередь соответствует требованиям, предъявляемым к точности для систем посадки II-III категории ИКАО.

Для компенсации влияния сдвигов, получаемых при изменении состава рабочего созвездия ГНСС, может быть использована инерциальная микроэлектромеханическая система, которая хорошо производит оценку качки носителя и на малых интервалах времени компенсирует сдвиги координат, вызванные качкой. При малом количестве видимых НКА использование инерциальной микроэлектромеханической системы даст возможность уменьшить величину сдвига определяемых координат, вызванных изменением используемого созвездия ГНСС, в 1.5-2 раза.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Амелин К. Б.* Многофункциональная система наблюдения, навигации и посадки летательных аппаратов / К. Б. Амелин, А. Р. Бестугин, И. А. Киришина, О. И. Саута // Электромагнитные волны и электронные системы. – 2018. – №7. – С. 78-84.
2. *Антохина Ю. А.* Развитие навигационных технологий для повышения безопасности полетов / Ю. А. Антохина, С. В. Бабуров, А. Р. Бестугин, В. Н. Переломов, О. И. Саута. Под науч. ред. д-ра техн. наук, проф. Ю. Г. Шатракова. Министерство образования и науки Российской Федерации. – СПб.: ГУАП, 2016. – 298 с.
3. *Бабуров С. В.* Система наблюдения, навигации и посадки для авиационно-технического комплекса арктического региона России // в кн. Арктическое пространство России в XXI веке: факторы развития, организация управления / С. В. Бабуров, О. И. Саута, А. Ю. Шатраков, О. А. Юшков. Под ред. акад. В.В. Ивантера. – СПб.: Санкт-Петербургский

политехнический университет Петра Великого; Издательский Дом «Наука», 2016. – 1016 с., ил. с. 898-914.

4. П. П. Дмитриев [и др.] / Сетевые спутниковые радионавигационные системы. Отв. ред. В.С. Шебшаевич. – 2-е изд. – М.: Радио и связь, 1993. – 408 с.

5. Рогова А. А.. Системы инструментальной спутниковой посадки // в кн. Прикладная наука и организация производства: монография / А. А. Рогова, О. И. Саута. Под ред. доктора технических наук, профессора П.А. Созинова. - Министерство образования и науки Российской Федерации. – СПб.: ГУАП, 2011. – С. 281-306.

УДК 62-791.2

СИСТЕМА КОНТРОЛЯ НАЛИЧИЯ ОБЪЕКТОВ НА ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНОЙ ПОЛОСЕ

Васильев М. А.¹

Караченцев В. А.², канд. техн. наук

¹ПАО «Корпорация «Иркут» Иркутский авиационный завод
(г. Иркутск)

²Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Управление воздушным движением (УВД) – сложный процесс, который складывается из нескольких взаимосвязанных составляющих. Контроль за воздушными судами (ВС) происходит не только в небе, но и на земле с момента выхода ВС из ангара на рулежную дорожку (РД). Решение задачи УВД в сложной системе аэродрома требует четкого взаимодействия всех служб и подразделений. Недостатки или нарушения в работе любого звена управления могут служить причинами серьезных авиационных инцидентов и происшествий. Одной из составляющих сложной системы УВД является составляющая, реализующая управление ВС и наземным транспортом на взлетно-посадочной полосе (ВПП) аэропорта. Несмотря на жесткий регламент движения могут возникать ситуации, когда специальный транспорт или сами ВС угрожают безопасности полетов (БП). Свести к минимуму и даже исключить опасные ситуации позволяют всевозможные системы контроля ВПП и управления транспортом.

Ключевые слова: управление воздушным движением, безопасность полетов, системы контроля ВПП.

Введение

Современный этап развития гражданской авиации характеризуется широким внедрением автоматизированных систем управления воздушным движением (АС УВД), использованием последних достижений вычислительной техники, более современными радиоэлектронными средствами навигации, посадки и связи, совершенствованием методов и средств технической эксплуатации авиационной техники.

В условиях все возрастающей интенсивности и плотности воздушного движения особую остроту приобретает проблема обеспечения безопасности полетов и максимальной эффективности использования авиационной техники.

При управлении воздушным движением возникает задача обеспечить безопасность не только ВС, находящихся в воздухе, но также и безопасность ВС при движении по ВПП на взлете и посадке и по рулежным дорожкам, а также автотранспорта и людей, находящихся на летном поле.

В настоящее время для контроля за наземным движением диспетчеры используют сочетание средств визуального наблюдения, радиолокационных средств обзора лётного поля (РЛС ОЛП) и радиотелефонной связи. Контроль за другими ВС и транспортными средствами (ТС) также является важной функцией, выполняемой пилотами ВС и диспетчерами. По мере ухудшения видимости возможности диспетчеров, пилотов ВС и водителей ТС осуществлять визуальное наблюдение постепенно уменьшаются.

Эта проблема для диспетчеров значительно усугубляется, когда адекватное наблюдение за площадью маневрирования с диспетчерского пункта становится невозможным. В условиях видимости менее 400 м пилоты ВС и диспетчеры практически лишаются возможности осуществлять визуальное наблюдение. Особенно критичными условиями являются ночное время и сложные метеорологические условия, при которых могут осуществляться взлет и посадка самолетов.

РЛС обзора лётного поля из-за наличия мертвых зон, различных препятствий и помех в зоне действия РЛС ОЛП не всегда могут предоставить точную информацию о координатах различных объектов, находящихся на летном поле и о их взаимном расположении. Порой на малых аэродромах РЛС ОЛП отсутствуют или выходят из строя по причинам неисправностей электронных блоков или механических узлов.

При этом важно учитывать, что при большом количестве ВС и ТС, которым разрешено осуществлять движение на аэродроме, диспетчер (даже если он использует РЛС ОЛП) не в состоянии выполнять точное управление и контроль за движением всех ВС и ТС на аэродроме.

В этой связи актуальной является задача разработки вспомогательных систем управления движением ТС. Один из вариантов такой системы и рассматривается в рамках настоящей статьи.

Структура системы контроля наличия объектов на взлетно-посадочной полосе

Полноценная система управления подвижным объектом в обязательном порядке включает в себя систему контроля за положением объекта управления (ОУ), а также средства передачи команд управления в сторону ОУ. Сама система контроля состоит из совокупности датчиков, позволяющих определить местоположение ОУ, и средств отображения местоположения ОУ. Рассматривая совокупность всевозможных датчиков можно разделить их на две большие группы – первая установлена непосредственно на ОУ, а вторая – в контрольных точках на протяжении возможных траекторий движения ОУ. Независимо от места установки датчиков их основным назначением является формирование информации о месте положения ОУ. При этом датчики второй

группы обладают некоторой особенностью – они не определяют положение ОУ в любой момент времени, но способны фиксировать наличие или отсутствие ОУ в «своем секторе наблюдения». Другими словами, такие датчики позволяют мгновенно выявить «нарушителя», появившегося в «секторе наблюдения» датчика и оповестить об этом.

Рассмотрим далее один из вариантов системы контроля наличия объектов на взлетно-посадочной полосе на основе сети датчиков, относящихся ко второй группе. Обобщенная структура системы представлена на рисунке 1.

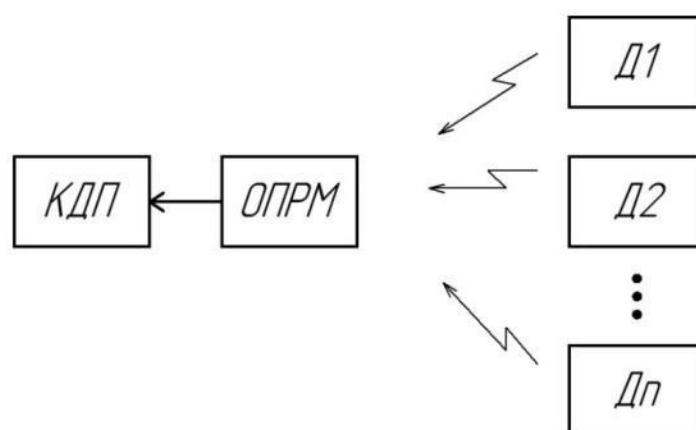


Рисунок 1 – Структурная схема системы контроля наличия объектов на ВПП

В состав системы входит набор датчиков Д1-Дn, каждый из которых сканирует пространство «в своем секторе наблюдения». Операция сканирования заключается в периодическом излучении в пространство ультразвуковых зондирующих сигналов и поиска сигналов, отраженных от объектов, появившихся в «секторе наблюдения». В случае обнаружения отраженного от объекта сигнала датчик передает в эфир информационную посылку, содержащую некоторый признак идентификации, позволяющий различать сигналы от различных датчиков. В качестве сигналов для передачи информации используются сигналы оптического диапазона. Оптический приемник (ОПРМ) обеспечивает прием сигналов от всей совокупности датчиков, их обработку и последующую трансляцию на командно-диспетчерский пункт (КДП). Принятая оборудованием КДП информация используется для визуализации нахождения объекта на карте местности.

Функциональная схема датчика

Рассмотрим порядок функционирования датчика на основе его функциональной схемы. Она приведена на рисунке 2.

Ультразвуковой сенсор (УЗС) излучает в пространство в определенном «секторе наблюдения» акустический ультразвуковой сигнал [Вуд, 2006]. При наличии в «секторе наблюдения» ОУ отраженные от него сигналы фиксируются УЗС, где происходит их усиление и преобразование, в результате чего на выходе УЗС формируется сигнал высоко уровня. Появление этого сигнала на входе микроконтроллера (МК) приводит к выполнению

определенного блока алгоритма [Баранов, 2010; Евстифеев, 2007], в результате чего на одном из выходов микроконтроллера формируется сигнал управления для запуска генератора звуковой частоты (ГЗЧ). Формируемый ГЗЧ сигнал используется в качестве сигнала модуляции оптического излучения, которое формируется оптическим излучателем (ОИ) [Байбородин, 1988]. Кроме этого сигнал от МК подается в блок сигнализации (БС) для индикации факта обнаружения ОУ. Питание всех функциональных блоков осуществляется от источника питания (ИП) через стабилизатор напряжения (СН). Питание ОИ осуществляется от ИП напрямую.

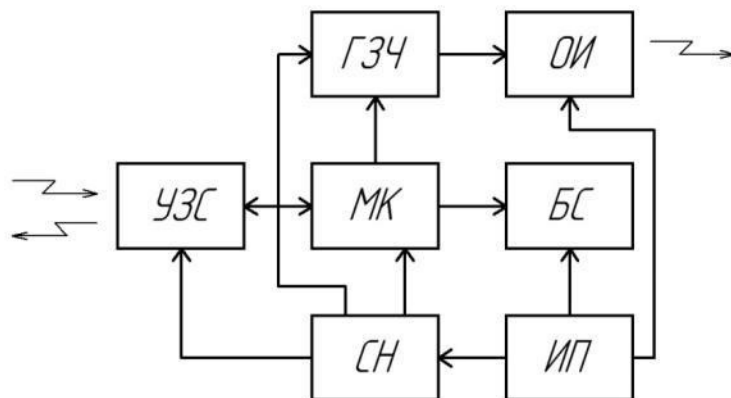


Рисунок 2 – Функциональная схема датчика

Все датчики, работающие в системе, используют один канал передачи информации. Этот канал передачи формируется ОИ, в качестве которого используется источник лазерного излучения [Федоров, 1988; Вакуленко, 1980]. Для идентификации каждого датчика и используется модулирующий сигнал, формируемый ГЗЧ. В каждом датчике этот генератор вырабатывает сигнал со строго определенной частотой модуляции. Таким образом, оптический приемник ОПРМ может одновременно фиксировать сигналы от нескольких датчиков, сигналы которых имеют разную частоту модуляции. Этот факт позволяет разделить сигналы от разных датчиков посредством вторичной обработки на приемной стороне.

Рассмотрим функциональную схему ОПРМ и принцип ее работы.

Функциональная схема ОПРМ

Функциональная схема приемника приведена на рисунке 3. В ее состав входят: фотоэлемент (ФЭ), предварительный усилитель (ПУ); аналого-цифровой преобразователь (АЦП); микроконтроллер (МК); блок сигнализации (БС); источник питания (ИП) и стабилизатор напряжения (СН).

Узконаправленное оптическое излучение, приходящее от датчика, фиксируется ФЭ, в результате чего на его выходе появляется сигнал с частотой, равной частоте модуляции оптического сигнала на стороне датчика. Выходной сигнал ФЭ подвергается фильтрации и увеличивается по амплитуде в предварительном усилителе. Усиленный и отфильтрованный аналоговый сигнал преобразуется в АЦП в последовательность цифровых кодов, которые

передаются на вход МК. Микропрограммное обеспечение МК обеспечивает обработку последовательности цифровых кодов в соответствии с алгоритмом быстрого преобразования Фурье (БПФ) [Щелбанин, 2016].

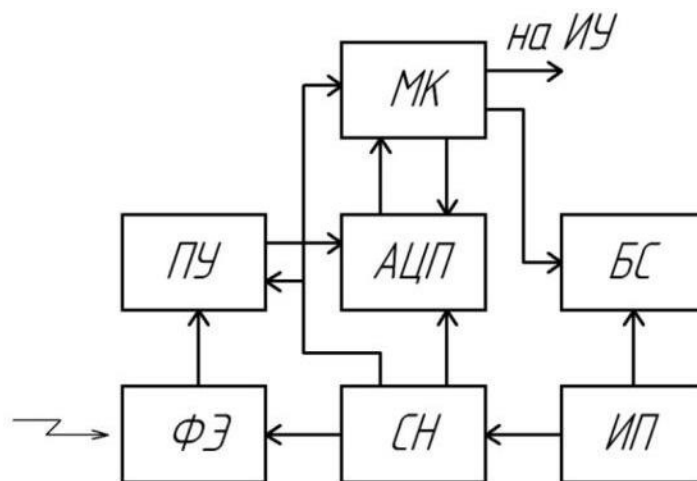


Рисунок 3 – Функциональная схема приемника

Такая обработка позволяет выделить из суммы всех сигналов, формируемых на выходе ФЭ, сигналы отдельных датчиков и таким образом идентифицировать их. С выхода МК информация передается на индикаторное устройство, расположенное на рабочем месте диспетчера на КДП. Одновременно с этим номера «звонящих» датчиков индицируются в блоке сигнализации. Питание функциональных блоков приемного устройства осуществляется от источника питания через стабилизатор напряжения.

Выводы

Описываемая в настоящей статье система обнаружения объекта является дополнительным звеном контроля, включенным в автоматизированную систему управления движением. Она позволит обеспечить контроль и более точное управление движением всех воздушных судов и транспортных средств на рабочей площади аэродрома и тем самым значительно повысит безопасность наземного аэродромного движения.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Байбородин Ю. В. Основы лазерной техники. Учебное пособие / Ю. В. Байбородин. – Киев, «Выща школа», 1988. – 385 с.
2. Баранов В. Н. Применение микроконтроллеров AVR. Схемы, алгоритмы, программы / В. Н. Баранов – М.: Додэка-XXI, 2010. – 288 с.
3. Вакуленко В. М. Источники питания лазеров / В. М. Вакуленко. – М.: «Советское Радио», 1980 г. – 101 с.
4. Вуд А. Звуковые волны и их применение / А. Вуд – М.: URSS, 2006. – 144 с.
5. Евстифеев А. В. Микроконтроллеры AVR семейства Mega. Руководство пользователя / А. В. Евстифеев. – М.: Додэка-XXI, 2007. – 592 с.
6. Федоров Б. Ф. Лазеры. Основы устройства и применение / Б. Ф. Федоров. – М.: ДОСААФ, 1988. – 190 с.

7. Щелбанин А. В. Алгоритмы преобразования Фурье и их применение при анализе звуковой информации / А. В. Щелбанин, Л. А. Зинченко. – Текст: непосредственный // Молодой ученый. – 2016. – № 20 (124). – С. 29-34. – URL: <https://moluch.ru/archive/124/34105/> (дата обращения: 30.09.2020).

УДК 621.396.96

**ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ
ПРИ ПОДТВЕРЖДЕНИИ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ОЦЕНКИ
КООРДИНАТ НИЗКОЛЕТЯЩИХ ЦЕЛЕЙ**

Володягин А. В., канд. техн. наук
Поваренкин Н. В., канд. техн. наук
Ермаков А. К.

*Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения
(г. Санкт-Петербург)*

Статья освещает вопросы оценки точности измерения координат радиолокационными станциями (РЛС) при проведении испытаний на соответствие техническому заданию (ТЗ). Описываются метод фиксации носителя РЛС и объекта локации, метод эталонного источника координат и метод аппроксимации траектории. Приводятся особенности обработки полученных данных для различных режимов.

Ключевые слова: испытания РЛС, среднеквадратическое отклонение (СКО), ошибки измерения.

Образцы современной радиолокационной техники представляют собой сложные системы – воплощение векового развития науки в совокупности с передовым опытом конструкторской мысли. РЛС сегодня – это гибкие программно-аппаратные комплексы с огромным функционалом, развитым управлением и внешним информационным взаимодействием. Формализация требований к вновь создаваемым РЛС облекается в ТЗ, фиксирующее согласие заказчика и разработчика касательно облика системы и необходимых параметров. Объем ТЗ охватывает все аспекты, важные заказчику, поэтому перечень характеристик является весьма длинным. После разработки и появления первого образца наступает ответственная фаза проверки правильности и жизнеспособности технических решений. Для этого предусмотрен этап испытаний – все характеристики, заложенные в ТЗ, проверяются на соответствие заданным требованиям. Во избежание разногласий до начала испытаний утверждается программа и методики (ПМ) испытаний, содержащие объем проверок и детализированные способы их проведения. Разумеется, с особой тщательностью проверяют тактические характеристики, обеспечивающие успешное выполнение РЛС своего основного функционала. Наиболее очевидные из них – дальность действия, сектора охвата, пропускная способность, помехозащищенность, эргономичность, разрешающие способности, точности

измерения координат наблюдаемых объектов. Некоторые проверки имеют довольно очевидную процедуру, некоторые регламентированы государственными стандартами, однако методики проверки ряда параметров требуют индивидуальной формулировки и обоснования с последующей экспертизой при утверждении ПМ испытаний. К таким параметрам можно отнести и ошибки определения координат. Их можно разделить на две категории: систематические и случайные. Систематические ошибки, обусловленные неточностью установки антенны, задержками в высокочастотном тракте, неидеальностью характеристик аппаратуры, могут быть устранены при выполнении калибровки и юстировки аппаратуры в процессе пусконаладочных или регламентных работ. Для заказчика и эксплуатанта непосредственный интерес представляют случайные ошибки, которые и определяют точность РЛС. Эти ошибки характеризуются СКО измеренного значения параметра от его истинного значения. СКО измерения координат фигурирует во всех этапах жизненного цикла системы. При оформлении аванпроекта значения СКО задаются в ТЗ исходя из требований к выполнению РЛС своей основной функции. На этапе эскизно-технического проектирования с учетом заданных требований расчетными методами определяются необходимые технические характеристики РЛС и ее составных частей. На стадии разработки рабочей конструкторской документации и изготовления опытного образца подтверждение заданных и расчетных точностных характеристик осуществляется методами полунатурного моделирования, с использованием различных имитаторов. В ходе испытаний опытного образца точности оцениваются натурным способом. В эксплуатации полученные значения СКО паспортизируются и контролируются при регламентных работах.

Математический аппарат для определения потенциально возможной точности хорошо известен и описан в литературе [Бакулев, 2004, с. 139]. Полунатурное моделирование является промежуточным подтверждением и дает возможность учесть особенности реальной аппаратуры и исправить допущенные при проектировании ошибки на ранних стадиях, но не позволяет получить итоговые характеристики при воздействии всех факторов (поскольку при моделировании принимается ряд допущений [Александровская, 2003, с. 162]). Объем контроля параметров в эксплуатации ограничен и является скорее допусковым.

Основное подтверждение точностей измерения производится на испытаниях при использовании в качестве обеспечения реальных объектов наблюдения. Для расчета СКО определения координат наблюдаемого объекта необходимо получение данных регистрации РЛС и данных о координатах того же объекта, полученных эталонным источником. Тогда можно рассчитать СКО разности показаний РЛС и эталонного источника, на сколь угодно длинной траектории объекта, вне зависимости от ее кинематики. При этом точность эталонного источника должна быть в несколько раз выше расчетной потенциальной точности РЛС [Леонов, 1990, с. 25].

В качестве эталонного источника по точности подходит оптическая система с лазерным каналом. Однако применение лазера и оптики ограничено по дальности, а точностные характеристики РЛС интересуют заказчика зачастую именно на

больших удалениях (в наиболее тяжелых условиях – при сниженном отношении сигнал-шум). Кроме того, проверки по воздушным объектам проводятся при различных высотах полета – в соответствии с ПМ, складывающаяся на момент испытаний метеорологическая обстановка может не позволить применение лазерных и оптических устройств (ожидание благоприятной погоды, как правило, противоречит жестко ограниченному временному и экономическому ресурсу и сжатым планам-графикам проведения испытаний).

Второй источник эталонных координат объекта – система объективного контроля (СОК) на его борту, сопряженная с системой единого времени (СЕВ). В случае летательных аппаратов на эту роль хорошо подходит система автоматического зависимого наблюдения (АЗН), а на плавсредствах – автоматическая идентификационная система (АИС). В обоих случаях основным источником навигационной информации объекта обеспечения является спутниковая система навигации (ССН). Так как при этом измеряются не относительные координаты объекта, а абсолютные – регистрации подлежат и абсолютные координаты носителя РЛС, определяемые в комплексной навигационной системе. Для расчета СКО географические координаты носителя и объекта пересчитываются в общем виде (в конкретных случаях лучше пользоваться табличными поправками в зависимости от географического места испытаний) в соответствии с (1 - 4) в значения наклонной дальности R , угла места ε и пеленга Π объекта в системе координат, связанной с РЛС:

$$R_{\Gamma} = \sqrt{((\lambda_2 - \lambda_1) \cos(0,5 \varphi_2 + 0,5 \varphi_1))2\pi R_3 / 360)^2 + ((\varphi_2 - \varphi_1)2\pi R_3 / 360)^2}, \quad (1)$$

$$R = \sqrt{(R_3 + H_1)^2 + (R_3 + H_2)^2 - 2(R_3 + H_1)(R_3 + H_2)\cos(360^\circ R_{\Gamma} / 2\pi R_3)}, \quad (2)$$

$$\varepsilon = \arcsin(((H_2 - H_1)(H_2 + H_1 + 2R_3) - R^2) / (2R(R_3 + H_1))), \quad (3)$$

$$\Pi = \begin{cases} \arctan((\lambda_2 - \lambda_1) \cos(0,5 \varphi_2 + 0,5 \varphi_1) / (\varphi_2 - \varphi_1)), & \varphi_2 \geq \varphi_1 \\ \arctan((\lambda_2 - \lambda_1) \cos(0,5 \varphi_2 + 0,5 \varphi_1) / (\varphi_2 - \varphi_1)) + 180^\circ, & \varphi_2 < \varphi_1 \end{cases}, \quad (4)$$

где φ_1 , λ_1 и H_1 , φ_2 , λ_2 и H_2 – широта, долгота и высота носителя РЛС и объекта наблюдения соответственно,

R_3 – радиус Земли, R_{Γ} – горизонтальная дальность от РЛС до объекта.

Далее в соответствии с (5) рассчитывается СКО определения координат σ_X :

$$\sigma_X = \sqrt{(\sum_{i=1}^N (X_{i \text{ ИЗМ}} - X_i - \sum_{i=1}^N (X_{i \text{ ИЗМ}} - X_i) / N)^2) / N}, \quad (5)$$

где $X_{i \text{ ИЗМ}}$ – координата, измеренная РЛС,

X_i – координата, вычисленная в соответствии с (1 - 4),

i – номер измерения,

N – объем выборки.

При зачете испытаний, основанных на данных ССН, следует проверять условие того, что точность ССН (которая зависит от геометрического фактора,

состояния орбитальной группировки и пр.) не хуже требуемой точности РЛС. В противном случае требуется реализация дифференциального или относительного режима работы ССН.

Нередко на испытаниях в силу организационных или экономических обстоятельств не оказывается средств обеспечения заданных типов, с требуемым оборудованием. Зачастую приходится проводить проверки с ЛА и судами без наличия АЗН, АИС и других СОК. Выходом из ситуации может стать оперативная передача на борт средств обеспечения портативных приемоиндикаторов (ПИ) ССН. Но при этом возникает дополнительная сложность – расхождение времени ПИ и системы регистрации РЛС. Тогда перед расчетом СКО необходимо свести временные шкалы РЛС и ПИ. Оптимальным будет вычисление взаимокорреляционной функции $K(\tau)$ массивов координат, полученных от ПИ $X(t)$ и от РЛС $X_{\text{ИЗМ}}(t)$ с отысканием ее максимума в границах $t_{\min}$ и $t_{\max}$ интервала получения массивов – это условие нахождения временного рассогласования $t_{\text{РАС}}$:

$$K(\tau) = \sum_{t_{\min}}^{t_{\max}} X_{\text{ИЗМ}}(t_j) \cdot X(t_j + \tau) \cdot (t_{j+1} - t_j) = \max \text{ при } \tau \approx t_{\text{РАС}}. \quad (6)$$

Перед этим массивы координат необходимо привести к одной дискретности по времени, учавтив каждый из них и выполнив в промежуточные моменты аппроксимацию по соседним значениям.

Однако бывают условия, когда данные СОК недоступны, ПИ не удается разместить на борту, а в результате влияния человеческого фактора и форс-мажоров после проведения облетов данные с координатами объекта от ПИ оказываются неудовлетворительными или вовсе отсутствуют. Тогда приходится вычислять СКО исключительно по данным регистрации РЛС. Наиболее подходящим для этого является неподвижный объект обеспечения – например, судно на якоре или зависший вертолет. Однако, судно даже на якоре подвержено небольшому дрейфу. И при такой постановке задачи не измерить точность оценки скорости. Кроме того, неподвижный объект не позволяет оценить точностные характеристики РЛС при работе в импульсно-доплеровском режиме, который является основным.

В связи с этим приходится проводить оценку точности по движущемуся объекту. В этом случае вместо эталонных значений координат движущегося объекта предложено использовать координаты, аппроксимированные на участке расчета линейной функцией (в (5) вместо X_i из (1 - 4) подставляется X_i из (7)). Значения линейной функции определяются по крайним точкам измерения на этом участке (7):

$$X_i = X(t_{\min}) + (X(t_{\max}) - X(t_{\min})) \cdot (t_i - t_{\min}) / (t_{\max} - t_{\min}). \quad (7)$$

Так как при этом в оцененную точность входит и составляющая траекторных нестабильностей объекта обеспечения, следует усреднять СКО по набору участков для получения адекватного результата.

Протяженность участков следует выбирать исходя из наличия на них достаточного количества радиолокационных контактов с объектом. Это требует увеличения временного участка. С другой стороны, при увеличении времени выборки траектория объекта может отличаться от прямолинейной, и в общий результат оценки будет входить негативная составляющая неполной адекватности модели аппроксимации. Поэтому, в зависимости от режима работы РЛС, следует производить рациональный выбор длительности участка для расчета СКО. При сопровождении в режиме обзора (СРО) радиолокационные контакты с объектом происходят с частотой долей герц. При активном сопровождении (АС) измерения осуществляются с периодичностью около секунды. Самая большая частота обращения к объекту в режиме сопровождения одиночного объекта (СОО), на порядок превышающая частоту в режиме АС. Но и точности, задаваемые в ТЗ для этих режимов исходя из тактики, как правило, отличаются: самая высокая точность требуется в режиме СОО, среднее значение СКО необходимо при АС, а СРО допускает наибольшие ошибки измерений. Поэтому, задаваясь реальными параметрами в каждом конкретном случае, вполне реально выбрать оптимальную величину временного интервала, обеспечивающего компромисс между объемом выборки для расчета СКО и допустимостью аппроксимации координатного массива линейной моделью.

При натурных испытаниях в общую погрешность $\sigma_{X\Sigma}$ включается составляющая флуктуаций энергетического центра отражений объекта, что следует учесть при обработке результатов. СКО шума объекта наблюдения $\sigma_{X\text{ОН}}$ по координате X можно определить с учетом равномерного закона распределения

$$\sigma_{X\text{ОН}} = \delta X / \sqrt{12}, \quad (8)$$

где δX – протяженность объекта по координате X .

Чистая измерительная погрешность $\sigma_{X\text{ИЗМ}}$ рассчитывается как:

$$\sigma_{X\text{ИЗМ}} = \sqrt{\sigma_{X\Sigma}^2 - \sigma_{X\text{ОН}}^2}. \quad (9)$$

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Александровская Л. Н. Теоретические основы испытаний и экспериментальная обработка сложных технических систем: Учебное пособие / Л. Н. Александровская, В. И. Круглов, А. Г. Кузнецов и др.: – М.: Логос, 2003. – 736 с.: ил. – ISBN 5-94010-145-3
2. Бакулев П. А. Радиолокационные системы: Учебник для вузов / П. А. Бакулев. – М.: Радиотехника, 2004. – 320 с. – ISBN 5-93108-027-9
3. Испытания РЛС (оценка характеристик) / А. И. Леонов, С. А. Леонов, Ф. В. Нагулино и др.: Под ред. Леонова А. И. – М.: Радио и связь, 1990. – 208 с.: ил. – ISBN 5-256-00719X

ВЫБОР СИГНАЛОВ ДЛЯ РАДИОЛОКАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ СЛЕДОВАНИЯ РЕЛЬЕФУ МЕСТНОСТИ

Володягин А. В., канд. техн. наук
Поваренкин Н. В., канд. техн. наук
Поддубный С. С., канд. техн. наук

*Санкт-Петербургский государственный университет
аэрокосмического приборостроения
(г. Санкт-Петербург)*

Работа освещает вопросы обоснования параметров радиолокационных сигналов в режиме информационного обеспечения маловысотного полета при использовании длинных зондирующих импульсов с ограниченной пиковой излучаемой мощностью во избежание демаскировки летательного аппарата.

Ключевые слова: бортовая радиолокационная станция, рельеф местности, выбор сигналов.

Бортовые радиолокационные станции (БРЛС) современных и перспективных летательных аппаратов (ЛА), как правило, имеют режим обеспечения маловысотного полета или, другими словами, – режим следования рельефу местности (СРМ) [Володягин, 2010, с. 121–128]. Тенденция новых систем – использование широкополосных сигналов со сниженной пиковой излучаемой мощностью для улучшения свойств радиоэлектронной защиты и скрытности.

При этом для обеспечения требуемых величин отношения сигнал-шум (ОСШ) применяются сигналы больших длительностей с последующим сжатием при обработке принятых реализаций. Длинные сигналы, в свою очередь, не дают возможность измерения малых дальностей из-за бланкирования приемного устройства импульсами запуска передатчика. Поэтому для обзора в ограниченный отрезок времени всего заданного диапазона дальностей (от $D_{\min}$ до $D_{\max}$), определенного техническими требованиями (ТТ), предлагается осуществить выбор нескольких наборов сигналов, позволяющих выполнять измерения координат элементов рельефа перед ЛА с заданными точностями.

Проблему слепых дальностей в этом случае можно решить путем чередования пачек сигналов с различными длинами $\tau_{\text{п}}(i)$ (здесь i – номер типа сигнала). При этом сигналы с большими длительностями служат для оценки параметров наиболее удаленных участков подстилающей поверхности, а более короткие сигналы применяются для обзора ближних участков, так как энергетика пачки сигналов, пропорциональная длительности одного из них, которая требуется для сохранения нужной точности, зависит от удаленности интересующих участков земной поверхности.

Максимальная дальность $D_{\max}(i)$, позволяющая проводить измерения с применением конкретной пачки сигналов, определяется энергией этой пачки,

параметрами БРЛС и подстилающей поверхности. Максимальная дальность представляет собой меньшее значение двух дальностей: одна – на которой точность измерения угловых координат моноимпульсным способом позволяет достичь ошибки оценки высоты $\Delta h_{\max}$, допустимой ТТ (1) и другая – на которой обеспечиваются требуемые вероятности правильного обнаружения $P_{\text{ПО}}$ и ложной тревоги $P_{\text{ЛТ}}$.

$$\Delta h_{\max} = D_{\max}(i) \cdot 3 \frac{\sqrt{3}}{2\pi} \frac{\theta_{\text{УМ}} \sqrt{\cos | \text{УМ} |_{\min}}}{\sqrt{M \left(\frac{S}{N} \right)}}, \quad (1)$$

где $\theta_{\text{УМ}}$ – ширина диаграммы направленности по углу места,

УМ – угол места;

M – количество импульсов в пачке,

S/N – отношение сигнал/шум (ОСШ).

Исходя из $P_{\text{ПО}}$ и $P_{\text{ЛТ}}$ определяется пороговое ОСШ $(S/N)_{\min}$ для заданного количества импульсов M и пороговая чувствительность $P_{\min}$ (2):

$$P_{\min} = k T_0 K_{\text{ш}} \frac{1}{\tau_{\text{Э}}(i)} \left(\frac{S}{N} \right)_{\min}, \quad (2)$$

где k – постоянная Больцмана,

T_0 – температура приемника,

$K_{\text{ш}}$ – коэффициент шума,

$\tau_{\text{Э}}(i)$ – длительность минимального элемента кода сложного сигнала.

Максимальная дальность и пороговая чувствительность связаны [Петров, 2009, с 87–92] основным уравнением радиолокации (3):

$$P_{\min} = \frac{P_{\text{ИЗЛ}} N_{\text{Э}}(i) \tau_{\text{Э}}(i)}{2 (4\pi)^3 D_{\max}^3(i) L} \frac{K_{\text{У}}^2 \lambda^2 c \theta_{\text{АЗ}} \sigma_{\text{УД}}}{L}, \quad (3)$$

где $P_{\text{ИЗЛ}}$ – мощность, излучаемая передающим каналом,

$N_{\text{Э}}(i)$ – количество элементов сложного сигнала,

$K_{\text{У}}$ – коэффициент усиления приемопередающей антенны,

λ – рабочая длина волны,

c – скорость света,

$\theta_{\text{АЗ}}$ – ширина диаграммы направленности по азимуту,

$\sigma_{\text{УД}}$ – удельная эффективная площадь рассеяния подстилающей поверхности,

L – потери в приемном тракте.

Минимальная дальность $D_{\min}(i)$, характеризующая пачку из сигналов конкретной длительности, ограничена записыванием приемных каналов на время $\tau_{\text{И}}(i)$ излучения зондирующего сигнала $S_{\text{ИЗЛ}}$. На приемный тракт одновременно воздействуют множество сигналов $S_{\text{ПРМ}}$: $S_{i1}, S_{i2} \dots S_{ij} \dots S_{i0}$ от разноудаленных участков протяженной поверхности (с разными временами задержки $t_{3i1}, t_{3i2} \dots t_{3ij} \dots t_{3i0}$), которые в силу большой длины могут иметь весьма значительное отношение амплитуд ΔU (рисунок 1).

Мощность сигнала, принятого при отражении от элемента разрешения по дальности-азимуту, обратно пропорциональна третьей степени удаления БРЛС от этого элемента. То есть в одном строке корреляционно-фильтровой обработки импульсно-доплеровской БРЛС могут находиться сигналы, отношение которых по уровню равно квадратному корню из куба отношения дальностей, соответствующих границам этого строка. Это соотношение по мере роста дальностей имеет спадающий характер. Появляется еще одно ограничение на минимальную дальность – необходимо открывать приемные каналы не раньше момента, когда суперпозиция сигналов с разным уровнем будет позволять производить линейную операцию сжатия (максимальное отношение амплитуд в одном строке будет не более $\Delta U_{\text{доп}}$). Минимальная дальность представляет собой большее значение из двух дальностей: первая – обусловленная бланкированием приемника на время излучения передатчика, вторая – определенная исходя из допустимого значения динамики приемных устройств [Джанджгава, 1996, с. 109].

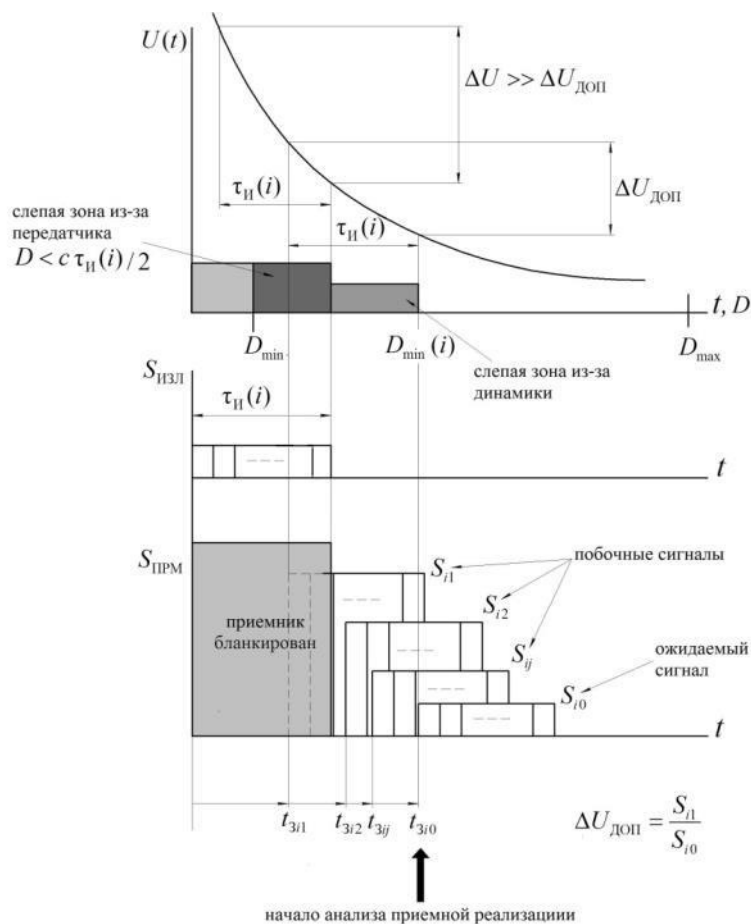


Рисунок 1 – Ограничение минимальной дальности из-за динамики приемника

Предложенный подход ставит задачу выбора количества и типа сигналов, совокупное использование которых позволит за ограниченное время зондирования $T_{\text{зонд}}$ одного углового положения во всем диапазоне дальностей обеспечить измерение высот точек земной поверхности с заданным качеством. Выбору подлежат для каждого из i сигналов количество элементов $N_3(i)$ и длительность

элемента $\tau_3(i)$ сложного сигнала, период повторения импульсов каждой пачки, определяемый длительностью $\tau_{и}(i)$ одного сложного сигнала и максимальной дальностью $D_{\max}(i)$ работы пачки, а также необходимое число импульсов M' в пачках и итоговую пиковую мощность излучения $P_{\text{изл}}'$. При этом появляются дополнительные ограничения на процедуру выбора. Во-первых: длительность $\tau_3(i)$ элемента сложного сигнала должна быть не более $\tau_{3\max}$, определяемой максимально допустимым размером элемента разрешения по дальности. Во-вторых, число элементов $N_3(i)$ сложного сигнала должно быть целой степенью «2» – для удобства выбора кода фазоманипулированного сигнала. Критерием выбора является минимизация пиковой излучаемой мощности.

Пусть каждый из граничащих поддиапазонов дальности обслуживается последовательно своей пачкой импульсов. Количество импульсов в каждой пачке полагается равным. Задаются исходные параметры и начальные значения количества импульсов в пачках и мощности излучения передающего канала, определяется пороговое ОСШ. Затем вычисляется длительность самого короткого сигнала $\tau_{и}(1)$, позволяющая работать на минимальной дальности $D_{\min}$. Далее, итерационно, с учетом описанных выше ограничений, производится поиск длительности $\tau_3(1)$ элемента сложного сигнала и их количество $N_3(1)$ для первой пачки. После этого выполняется расчет максимальной дальности для работы с использованием этой пачки и время $T_{\text{ТРЕБ}}$, требуемое для излучения пачки и приема отраженных сигналов с максимальной рассчитанной дистанции. Максимальная дальность первой пачки назначается минимальной дальности для второй, и цикл расчетов повторяется. Условием остановки цикла является достижение максимальной дальности работы в режиме СРМ. Время, требуемое для последовательной работы всех пачек, суммируется, после чего определяется коэффициент использования времени относительно имеющегося $T_{\text{ЗОНД}}$. Этот коэффициент (если он менее единицы) позволяет скорректировать количество импульсов в пачках в сторону увеличения до M' . Увеличенное количество импульсов предполагает снижение порогового ОСШ, необходимого для того же качества работы БРЛС, а значит и снижение необходимой пиковой мощности излучения до $P_{\text{изл}}'$. Структура описанного алгоритма приведена на рисунке 2.

Имеет место также аналогичный алгоритм, отличающийся тем, что перебор идет с другой стороны – от больших дальностей к меньшим. Моделирование показывает близость результатов их работы.

Были также исследованы алгоритмы поиска с дополнительной степенью свободы – разным количеством сигналов в пачках. Временной и энергетический ресурсы неразрывно связаны, поэтому были введены параметры эффективности использования сигнала – отношение диапазона дальностей, работу в котором обеспечивает пачка сигналов, ко времени, которое требуется для излучения, приема и обработки этой пачки. С учетом оптимизации с точки зрения эффективности использования были выполнены поиски типов сигналов с неравномерными пачками импульсов. Однако лучших результатов это не показало.

Задание конкретных параметров БРЛС и моделирование показывает, что применение предложенного алгоритма позволяет снизить пиковую мощность излучения в режиме СРМ при использовании пачек длинных сложных сигналов на 20-24 дБ по сравнению с применением пачек простых сигналов [Петров, 2009, с. 87–92].

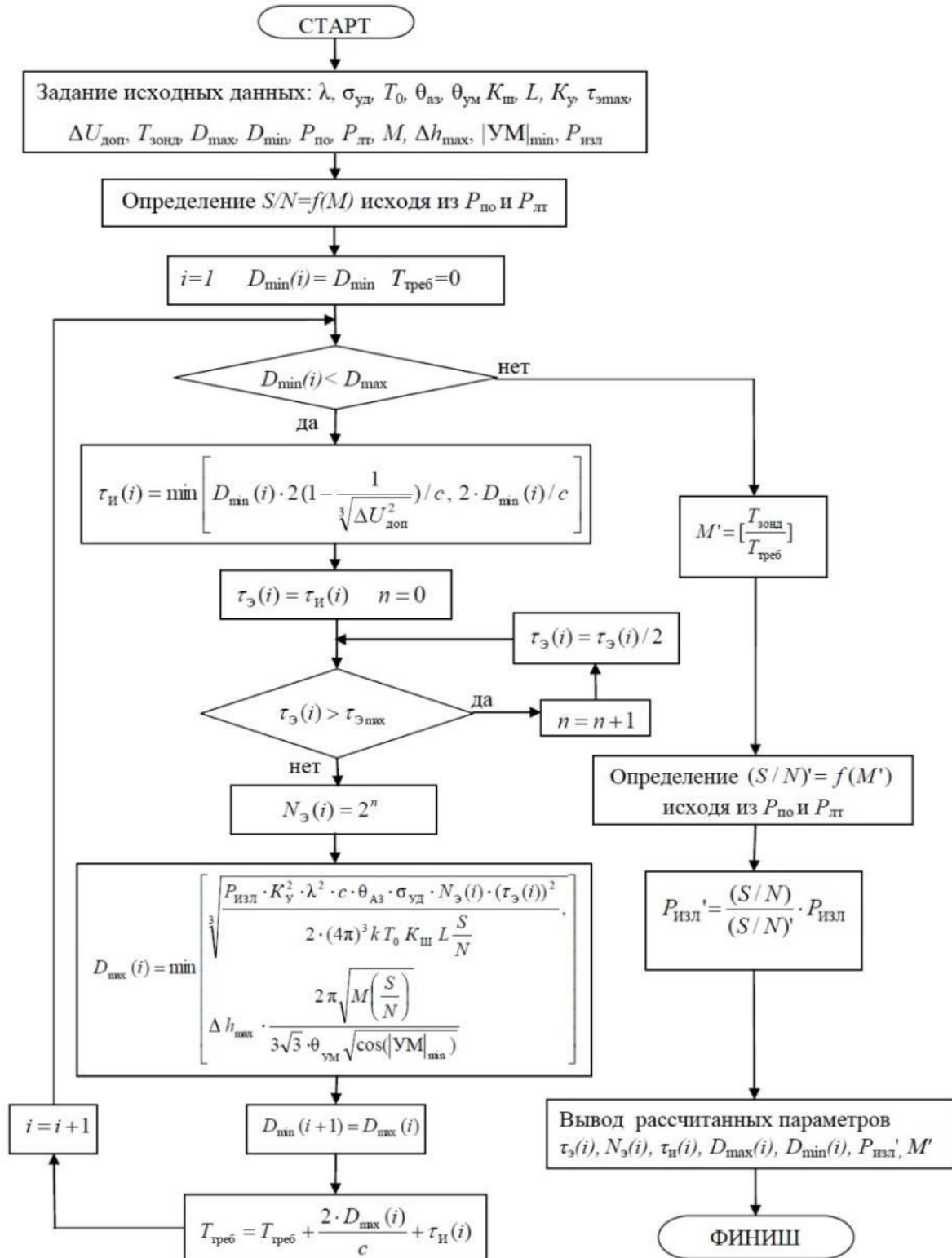


Рисунок 2 – Алгоритм выбора параметров сигналов

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Володягин А. В. Комплексное информационное обеспечение маловысотного полета с помощью средств радиолокации и навигации / А. В. Володягин, В. С. Баранов // Вопросы радиоэлектроники, сер. РЛТ. – 2010. – №1. – С. 121–128.
2. Джанджгава Г. И. Высокоточная система всепогодной навигации и управления на малых высотах / Г. И. Джанджгава, Т. В. Сазонова, К. В. Шелепень. – М.: Радиотехника, 1996. – №9. – С. 109.
3. Петров Е. П. Фильтры подавления корреляционных шумов в радиолокационных системах с шумоподобными сигналами / Е. П. Петров, Н. Л. Харина, И. Е. Петров // Вопросы радиоэлектроники, сер. РЛТ. – 2009. – № 1. – С. 87–92.

УДК 621.396.96

ИНФОРМАЦИОННЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРГАНИЗАЦИИ ПЕРЕВОЗОК НА ВОЗДУШНОМ ТРАНСПОРТЕ

Логвин А. И., д-р техн. наук
Лутина Л. Э., канд. техн. наук

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

Рассмотрены вопросы применения математического аппарата для описания процесса зондирования подстилающих поверхностей земли с целью организации перевозок на воздушном транспорте. Показано, что для описания статистических параметров отраженных сигналов от подстилающих поверхностей различного вида требуется специальный подход к информационному описанию этих процессов. Показано, что для получения максимальной информативности при проведении дистанционного зондирования целесообразно использовать двусторонние законы распределения.

Ключевые слова: информативность измерений, законы распределения, К-распределение, дистанционное зондирование, моделирование К-распределения.

Понятие информативности радиолокационных измерений при дистанционном зондировании земных покровов связано с количественным определением объема информации, получаемого при нахождении характеристик одного объекта зондирования на фоне другого. При этом количественные значения могут определяться в однотипных единицах, а могут выражаться в некоторых условных единицах, что с точки зрения решаемых задач не является существенным, так как обычно выполняется сравнительный анализ между полученными измерениями. В соответствии с известными литературными источниками информативность любых измерений может быть определена по Шенону, по Фано, по Котельникову и т. д., но для целей, которые решаются при дистанционном зондировании наиболее предпочтительно находить информативность по Кульбаку, которая в общем виде записывается как [Кульбак, 1967, с. 142]:

$$I_{KL} = \int_{-\infty}^{\infty} W(x/K) \ln \frac{W(x/K)}{W(x/L)} dx \quad (1)$$

где I_{KL} – информативность объекта К-го класса, определяемая на фоне объекта класса – L;

$W(x/K)$ – условная плотность распределения вероятности сигнала X при зондировании объекта К-го класса;

$W(x/L)$ – условная плотность распределения сигнала X при зондировании объекта L-го класса.

Подставляя в выражение (1) соответствующие плотности распределения вероятностей, можно количественно оценить качество процесса дистанционного зондирования, определяя соответствующую информативность. Далее приведем ряд примеров получения таких количественных оценок. Особенностью данного рассмотрения является то, что сравнение двух зондируемых поверхностей осуществляется при наличии у них одинаковых плотностей распределения вероятностей отраженных сигналов. В обычной практике приводится сравнение различных плотностей распределения вероятностей и получается заметное различие в информативности. Однако, во многих случаях указанные плотности могут быть одинаковыми и отличаться только значениями параметров распределений. В этих случаях будем оценивать изменение информативности измерений для единообразности в зависимости от изменения отношения среднеквадратических значений двух анализируемых плотностей распределения вероятностей при фиксированных или изменяющихся математических ожиданиях.

Для проведения анализа выбираем те плотности распределения, которые наиболее широко используются в современных системах дистанционного зондирования на основе многочисленных имеющихся экспериментальных данных [Козлов, 1992, с. 49].

Во многих практических случаях находит применение нормальный закон в форме:

$$W(x_i) = \frac{1}{\sigma_i \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x_i - m_i)^2}{2\sigma_i^2}} \quad (2)$$

где m_i, σ_i – математическое ожидание и среднеквадратическое отклонение сигналов i -го объекта, $i = \overline{K, L}$.

Подставляя соответствующие значения из соотношения (2) в (1), получим:

$$I_{KL} = \frac{1}{2} \left[\frac{\sigma_K^2}{\sigma_L^2} + \ln \frac{\sigma_L^2}{\sigma_K^2} + \frac{(m_K - m_L)^2}{\sigma_L^2} - 1 \right] \quad (3)$$

На основании соотношения (3) на рис. 1 показана зависимость информативности I_{KL} , выраженная в условных единицах от отношения среднеквадратических значений σ_K / σ_L при условии, что разность математических ожиданий $(m_K - m_L)$ – фиксирована.

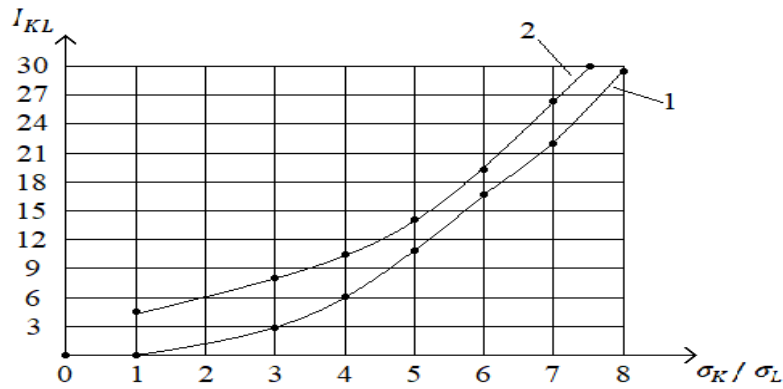


Рисунок 1 – Зависимость информативности I_{KL} от отношения среднеквадратических значений σ_K / σ_L при нормальном распределении: 1. $(m_K - m_L) = 0$; 2. $(m_K - m_L) = 3$

Из рис. 1 следует, что увеличение отношения среднеквадратических значений сигналов, отраженных от двух объектов дистанционного зондирования, вызывает существенное увеличение информативности измерений. При этом на рис.1 также показано, как влияет различие математических ожиданий на информативность.

Для многих земных поверхностей при дистанционном зондировании справедлив закон Вейбулла [2], который в общем виде выглядит следующим образом:

$$W(x_i) = \frac{d_i}{b_i} \left(\frac{x}{b_i}\right)^{d_i-1} * \exp \left[- \left(\frac{x}{b_i}\right)^{d_i} \right], \quad (4)$$

где b_i – параметр масштаба, d_i – параметр формы.

Подставляя (4) в (1) получим:

$$I_{KL} = \ln\left(\frac{d_K}{d_L} * \frac{b_L^{d_L}}{b_K^{d_K}}\right) - (d_K - d_L) \left[\frac{C}{d_K} - \ln b_K \right] + \left(\frac{b_K}{b_L}\right)^{d_L} * \Gamma\left(\frac{d_L}{d_K} + 1\right) - 1 \quad (5)$$

где C – постоянная Эйлера, равная 0.577, $\Gamma(\cdot)$ – гамма функция в форме $\Gamma(\alpha + 1) = \int_0^\infty e^{-t} * t^\alpha dt$

Из выражения (5) видно, что получить зависимость I_{KL} от отношения среднеквадратических значений σ_K / σ_L в целях сравнения со случаем нормального распределения не представляется возможным. Однако, можно найти не прямую зависимость I_{KL} от σ_K / σ_L , а использовать следующие соотношения:

$$\begin{cases} m_i = \Gamma\left(1 + \frac{1}{d_i}\right) b_i^{-\frac{1}{d_i}} \\ \sigma_i^2 = b_i^{-\frac{2}{d_i}} \left[\Gamma\left(1 + \frac{2}{d_i}\right) - \Gamma^2\left(1 + \frac{1}{d_i}\right) \right] \end{cases}; \quad (6)$$

Кроме того, сделаем ряд дополнительных замечаний. Как известно, распределение Вейбулла переходят в экспоненциальное при $d=1,5$, в Релеевское при $d=2$ и становится практически нормальным при приближении параметра распределения d к 3. Поэтому проведение соответствующего анализа возможно, только если параметр d лежит в пределах от 2,1 до 2,9.

Используя (5) с учетом (6), был проведен численный анализ информативности дистанционного зондирования в зависимости от изменения отношения среднеквадратических значений σ_K / σ_L , что показано на рис. 2 (кривая 3). Проведенный анализ показал, что значения условных показателей информативности находятся в очень узком диапазоне и существенно меньше, чем было получено при анализе нормального закона. При нормальном законе I_{KL} достигало значения равного 30, а при законе Вейбулла – 5 при одинаковых отношениях σ_K / σ_L .

Учитывая свойства распределения Вейбулла, из (5) можно получить соотношения для оценки информативности дистанционных измерений для Релеевского и экспоненциального распределений, а именно:

$$\begin{cases} I_{KL\text{Э}} = \ln\left(\frac{b_L}{b_K}\right) + \frac{b_K}{b_L} - 1; \\ I_{KL\text{Р}} = 2 \ln\left(\frac{b_L}{b_K}\right) + \left(\frac{b_K}{b_L}\right)^2 - 1. \end{cases} \quad (7)$$

Учитывая взаимосвязь параметров распределений Релея и экспоненциального со среднеквадратическими значениями, получим:

$$\begin{cases} I_{KL\text{Э}} = \ln\left(\frac{\sigma_L}{\sigma_K}\right) + \frac{\sigma_K}{\sigma_L} - 1; \\ I_{KL\text{Р}} = 2 \ln\left(\frac{\sigma_L}{\sigma_K}\right) + \left(\frac{\sigma_K}{\sigma_L}\right)^2 - 1. \end{cases} \quad (8)$$

Результаты расчетов по соотношениям (8) показаны на рис. 2 (кривые 1 и 2), из которых видно, что информативность Релеевского закона сравнима с

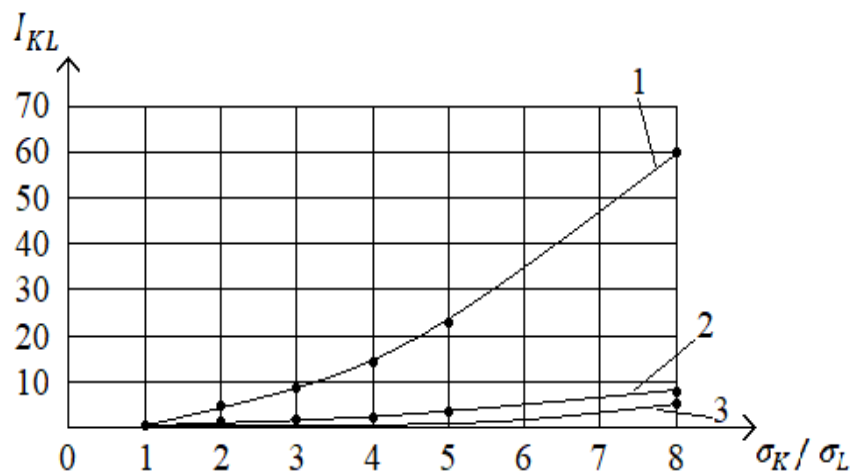


Рисунок 2 – Зависимость информативности I_{KL} от отношения среднеквадратических значений σ_K / σ_L (Кривые: 1 – Релей, 2 – Экспонента, 3 – Вейбулл)

информативностью нормального, а экспоненциального – с законом Вейбулла. Рассмотрим еще один закон распределения, а именно, К-распределения, которое широко применяется при дистанционном зондировании морских и океанических поверхностей [Козлов, 1992].

$$W_{(x_i)} = \frac{4h_i^{v_i+1}}{\Gamma(v_i)} x^{v_i} - K_{v_i-1}(2h_i * x) \quad (9)$$

где h_i, v_i – порядок и параметр формы К-распределения, $\Gamma(v_i)$ – гамма-функция, $K_{v_i}(z_i)$ – модифицированная функция Бесселя второго рода.

Непосредственная подстановка (9) в (1) приводит к громоздкому аналитическому выражению с использованием интегральных показательных функций, которое не поддается упрощающим преобразованиям.

Возможно представление модифицированной функции Бесселя второго рода со взятием нескольких первых членов, но в итоге К-распределение переходит в Релеевское, которое анализировалось выше.

В результате проведенного рассмотрения можно сформулировать следующие предварительные выводы, которые требуют дальнейших исследований и уточнений [Соломенцев, 2000, с. 6]. Для получения максимальной информативности при проведении дистанционного зондирования целесообразно:

1. Использовать двусторонние законы распределения, а не односторонние.
2. Не применять законы распределения, которые при изменении параметров распределения переходят в другие виды плотностей распределения вероятностей.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Козлов А. И. Методы и средства радиолокационного зондирования подстилающих поверхностей в интересах народного хозяйства. Итоги науки и техники. Воздушный транспорт. Т. 24 / А. И. Козлов, А. И. Логвин, Э. А. Лукин. – М.: ВИНТИ, 1992.
2. Кульбак С. Теория информации и статистика / С. Кульбак – М.: Наука, 1967.
3. Логвин А. И. Моделирование К – распределения при решении задач радиолокационного дистанционного зондирования / А. И. Логвин, В. В. Соломенцев // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2000. – № 31.

СИНХРОНИЗИРОВАННЫЙ ГЕНЕРАТОР С ДВУКРАТНЫМ УМНОЖЕНИЕМ ЧАСТОТЫ НА ДНЗ В РЕЖИМЕ МНОГОКРАТНОЙ ПРОВОДИМОСТИ

Лутин Э. А., д-р техн. наук
Логвин А. И., д-р техн. наук

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

Получена эффективность двойного умножения частоты умножителем, находящимся в одном резонаторе с синхронизированным генератором. Показано, что полоса синхронизации генератора не хуже чем в генераторе с отдельными резонаторами умножителя и генератора. В такой конструкции общая эффективность двухразового умножения оказывается выше однократного при одинаковом коэффициенте умножения.

Ключевые слова: синхронизированный генератор, эффективность умножения частоты, двукратное умножение частоты, многократная проводимость, общий резонатор.

Умножение частоты генератора на диоде с отрицательным сопротивлением позволяет повысить частотный диапазон применения генератора. Конструкция синхронизированного генератора с последующим умножением частоты представлена на рис. 1, а электрическая схема на рис. 2.

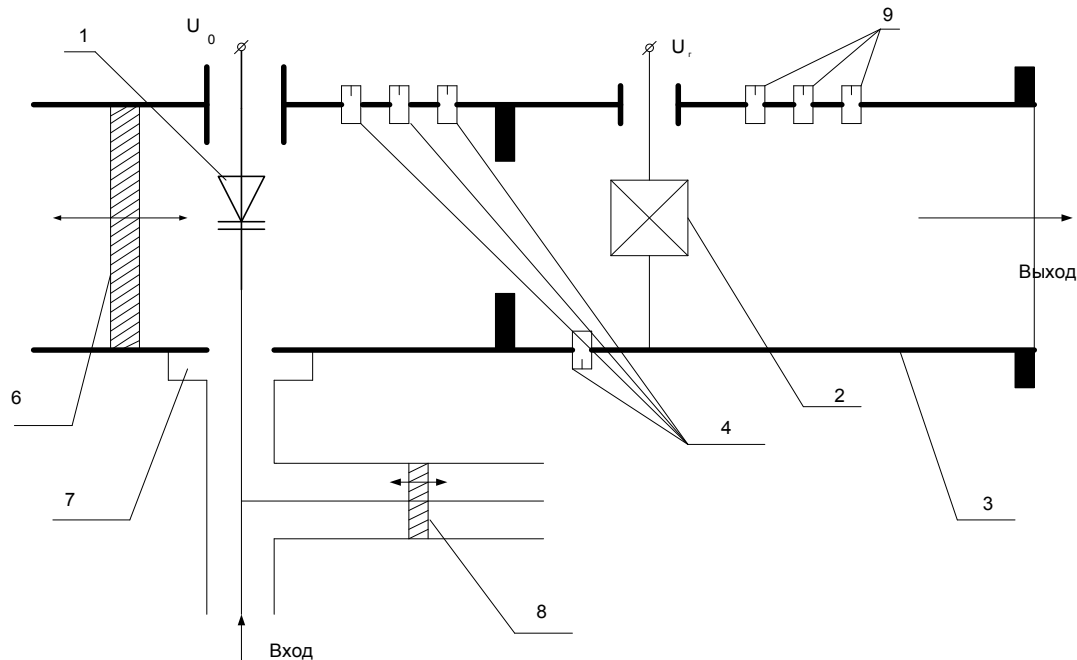


Рисунок 1 – Конструкция генератора с умножением частоты (на рисунке: 1 – ДНЗ; 2 – ДПЭ; 3 – волновод; 4 и 9 – настроечные винты; 5 – диафрагма; 6 – поршень; 7 – кольцевой заграждающий фильтр; 8 – шлейф)

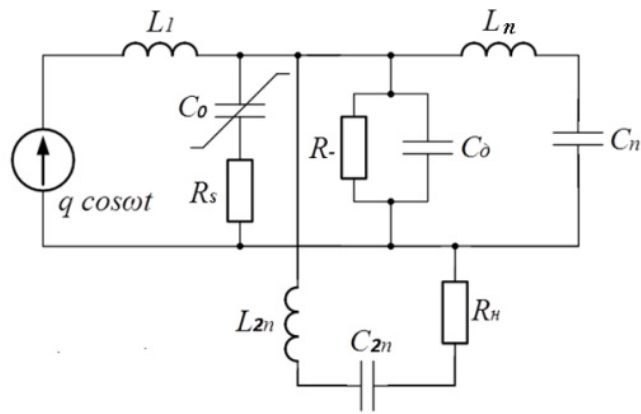


Рисунок 2 – Эквивалентная схема генератора с двойным умножением частоты

В этой схеме диод с отрицательным сопротивлением и ДНЗ включены в одну колебательную систему, на частоте резонанса которой происходит генерация. Контур, $(L_{2n}; C_{2n}; \text{ДНЗ}; R_n)$, настроенный на гармонику входного сигнала, возбуждается током ДНЗ. Вместе с этим на умножительный диод поданы колебания синхронизированного генератора. Таким образом, ДНЗ в качестве умножителя используется дважды: для повышения частоты синхронизирующего сигнала, а затем для умножения частоты синхронизированного генератора. Такое построение системы значительно уменьшает габариты устройства и упрощает его согласование и настройку. Энергетические характеристики умножителя, как будет показано ниже, не хуже, чем у отдельного умножителя, а частота синхронизации умножается дважды.

Схему синхронизированного генератора с умножением можно представить в виде трех эквивалентных схем: на частоте ω (синхросигнала), на частоте $n\omega$ (частоте генерации) и на частоте $2n\omega$ (выходной частоте устройства при удвоении частоты генератора). Мы рассмотрим случай умножения частоты генератора в два раза, т.к. на частотах выше 10-20 ГГц предпочтительнее использовать умножители низких порядков, обладающих при этом более высокими энергетическими характеристиками. Несмотря на выбранную кратность умножения частоты генератора равную двум, ниже приведенный алгоритм расчета не теряет своей общности для расчета умножения более высоких порядков. Обозначения элементов этих схем выбраны теми же что и в [1]. Помимо этого введены новые элементы схемы: $R_{ЭП}$ – эквивалентное сопротивление преобразования на частоте генерации, определяющее преобразование генерируемой мощности в мощность гармоники выходного сигнала, e_{2n} – эквивалентный генератор выходной гармоники, C_{2n} – эквивалентная емкость ДНЗ на выходной гармонике. При достаточно высоких добротностях контуров на рабочих частотах заряд на ДНЗ может быть представлен в виде суммы гармонических составляющих:

$$q = -q_0 + q_1 \cos(\omega t) - q_n \sin(n\omega t + \varphi_{\text{вых}}) - q_\Gamma \cos(n\omega t + \varphi_{\text{вых}} + \psi_\Gamma) - q_{2n} \cos(2n\omega t + 2\varphi_{\text{вых}} + 2\psi_\Gamma + \varphi_2) \quad (1)$$

где

q_{2n} – амплитуда заряда выходной частоты;

φ_2 – фазовый сдвиг тока выходной частоты относительно напряжения на входном контуре.

Фазовые соотношения выбраны в соответствии с анализом умножителя с запертым р-п переходом, выводы которого распространены на режим умножителя с холостыми цепями при отпирании р-п перехода. В данном случае наличие промежуточного контура, настроенного на частоту генерации, можно рассматривать как активный холостой контур. Исходя из (1) аналогично [1] напряжение на ДНЗ на участке $-\Theta < \omega t < \Theta$ можно записать:

$$U(\omega t) = \frac{q_1}{2\alpha C_B} * (\cos(\omega t) - \cos(\Theta)) * (1 - \cos(n\omega t + \varphi_{\text{блх}} + \psi_2)) - \frac{q_n}{2\alpha C_n} * (1 - \cos(n\omega t + \varphi_{\text{блх}} + \psi_2)) * \sin(n\omega t + \varphi_{\text{блх}}) - \frac{q_{2n}}{2\alpha C_B} * (1 - \cos(n\omega t + \varphi_{\text{блх}} + \psi_2)) * \cos(2n\omega t + 2\varphi_{\text{блх}} + 2\psi_2 + \varphi_2) \quad (2)$$

На остальном интервале периода ($\Theta < \omega t < 2\pi - \Theta$) напряжение примем равным нулю. Раскладывая (2) в ряд Фурье, определим синфазные составляющие с зарядами, генерируемыми умножителем:

$$U_{1C} = \frac{1}{\pi} * \int_{-\Theta}^{\Theta} U(\omega t) * \sin(\omega t) d\omega t$$

$$= \frac{q_1}{2\alpha C_B} (\gamma_{n+1} + \gamma_{n-1}) \sin(\varphi_{\text{блх}} + \psi_2)$$

$$+ q_n \frac{n}{2\alpha C_n} [(\gamma_n) \cos(\varphi_{\text{блх}}) + \gamma_{2n} \cos(2\varphi_{\text{блх}} + \psi_2)]$$

$$- q_{2n} \frac{n}{4\alpha C_B} [3\gamma_{3n} \cos[2 * (\varphi_{\text{блх}} + \psi_2) + \varphi_2] - \gamma_n \cos(\varphi_2)]$$

Настраивая умножитель таким образом, чтобы на краю полосы синхронизации U_{1C} было максимальным, пренебрегая величинами второй степени малости, это выражение запишется:

$$U_{1C} = q_n \frac{n}{2\alpha C_B} \gamma_n \cos(\varphi_{\text{блх}}) \quad (3)$$

Синфазная составляющая напряжения с током синхронизирующего сигнала $I_n = n\omega q_n$ равна:

$$U_{nc} = \frac{q_1}{2\alpha * C_B} [(\gamma_n) \cos(\varphi_{\text{блх}}) + \gamma_0 \cos(\varphi_{\text{блх}} + \psi_2)],$$

а на границах полосы синхронизации:

$$U_{nc} = \frac{q_1}{2\alpha * C_B} \gamma_n \cos(\varphi_{\text{блх}}) \quad (4)$$

Для определения реактивных составляющих напряжений или полных эквивалентных емкостей схемы воспользуемся методом объединения зарядов $n^{\text{ой}}$ гармоника ДНЗ и заряда генератора в один заряд:

$$q = q_0 + q_1 \cos(\omega t) - q_n \cos(n\omega t + \varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi) - q_{2n} \cos(2n\omega t + 2\varphi_{\text{blx}} + 2\psi_{\text{e}} + \varphi_2) \quad (5)$$

В этом случае напряжение на ДНЗ запишется:

$$U(\omega t) = \begin{cases} \frac{q_1}{2\alpha * C_B} \cos(\omega t - \cos(\Theta)) (1 - \cos(n\omega t + \varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi)) - \\ - \frac{q_{2n}}{2\alpha C_B} (1 - \cos(2\omega t + 2\varphi_{\text{blx}} + 2\psi_{\text{e}} + \varphi_2)) * \\ * \cos(2T\omega t + 2\varphi_{\text{blx}} + 2\psi_{\text{e}} + \varphi_2) \text{ при } -\Theta < \omega t < \Theta \\ 0 \text{ при } \Theta < \omega t < 2\pi - \Theta \end{cases} \quad (6)$$

Раскладывая функцию напряжения в ряд Фурье, имеем:

$$\begin{aligned} U_{1K} &= \frac{1}{\pi} \int_{-\Theta}^{\Theta} U(\omega t) \cos(\omega t) d\omega t \\ &= \frac{q_1}{2\alpha C_B} \left[(\gamma_1) - \frac{1}{2} (\gamma_{n+1} + \gamma_{n-1}) * \cos(\varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi) \right] + \frac{q_{2n}}{4\alpha\pi C_B} \\ &* \left\{ \left[\frac{\sin((3n+1)\Theta)}{3n+1} + \frac{\sin((3n-1)\Theta)}{3n-1} \right] \right. \\ &* \sin[2(\varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi) + \varphi_2] - \left[\frac{\sin((n+1)\Theta)}{n+1} + \frac{\sin((n-1)\Theta)}{n-1} \right] \\ &\left. * \sin(\varphi_2) \right\} \end{aligned}$$

Пренебрегая величиной второй степени малости:

$$U_{1K} \approx \frac{q_1}{2\alpha C_B} \gamma_1 \quad (7)$$

Квадратурная составляющая напряжения частоты генерации равна:

$$\begin{aligned} U_{1K} &= \frac{1}{\pi} \int_{-\Theta}^{\Theta} U(\omega t) \cos(n\omega t + \varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi) d\omega t \\ &= \frac{q_1}{2\alpha C_B} * (\gamma_0 - \gamma_n \cos(\varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi)) + \frac{q_{2n}}{4\alpha C_B} \\ &* \left\{ \left(\frac{\sin(2n\Theta)}{2n} - \Theta \right) \cos[2 * (\varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi) + \varphi_2] \right. \\ &+ \frac{1}{2n} \left[\sin(2n\Theta) \sin(\varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi - \varphi_2) \right. \\ &\left. \left. + \frac{1}{2} \sin(4n\Theta) \sin[3 * (\varphi_{\text{blx}} + \psi_{\text{e}} - \xi)] + \varphi_2 \right] \right\} \end{aligned}$$

Для нахождения эквивалентного сопротивления преобразования генерируемой мощности, определим синфазную с полным током гармоники составляющую напряжения:

$$U_{nc} = \frac{1}{\pi} \int_{-\Theta}^{\Theta} U(\omega t) \sin(n\omega t + \varphi_{6blx} + \psi_z - \xi) d\omega t = \frac{q_1}{2\alpha C_B} * \left[\gamma_n \sin(\varphi_{6blx} + \psi_z - \xi) - \frac{1}{2} \gamma_{2n} \sin[2(\varphi_{6blx} + \psi_z - \xi)] \right] + \frac{q_{2n}}{4\pi\alpha C_B} \left[\Theta \cos(\varphi_{6blx} + \psi_z - \xi - \varphi_2) + \frac{\sin(4n\Theta)}{4n} \cos[3 * (\varphi_{6blx} + \psi_z - \xi) + \varphi_2] \right] (8)$$

Для низких уровней синхронизации, учитывая оптимальную настройку умножителя, когда $\sin kn\Theta \approx 0$, и пренебрегая членами второй степени малости при $n \geq 4$, последнее выражение упростится:

$$U_{nc} = \frac{q_{2n}\Theta \cos(\varphi_{6blx} + \psi_z - \xi - \varphi_2)}{4\pi\alpha C_B} (9)$$

Определим параметры эквивалентных схем умножителя:

$$R_{\Xi 1} = \frac{U_{1c}}{I_1} = Q * \frac{R_3}{2\alpha} \gamma_n \cos(\varphi_{6blx}) * \frac{q_n}{q_1} (10)$$

$$C_{1\Xi} = \frac{q_1}{U_{1K}} = \frac{2\alpha C_B}{\gamma_1} (11)$$

$$C_{\Pi\Xi} = \frac{q_z}{U_{nk}} = \frac{2\alpha C_B}{(\gamma_0 - \gamma_n \cos(\psi_z) + \gamma_n \sin(\psi_z) * \sin(\varphi_{6blx} - \xi))} * \frac{q_z}{q_1} (12)$$

Сравнивая выражения (10), (11) и (12) с аналогичными параметрами работы [Лути́н, 2016, с. 134], отметим их полную идентичность. Эти выражения определяют полосу синхронизации генератора и фазовый сдвиг, вызванный расстройкой входной цепи устройства. Следовательно, полоса синхронизации синхронизированного генератора с последующим умножением практически равна полосе синхронизации синхронизированного генератора.

Кроме того, ввиду того, что эквивалентные емкости ДНЗ по входной частоте одинаковы и в том и в другом случае, фазовый сдвиг за счет расстройки входной цепи одинаков. Однако для обеспечения регулируемых пределов изменения фазы выходных колебаний $\pm 180^\circ$ необходимый фазовый сдвиг φ_z уменьшается в коэффициент последующего умножения раз и даже при удвоении составляет единицы градусов. При этом уменьшение полосы синхронизации, вызванное изменением угла отсечки при изменении φ_z снижается, что является еще одним достоинством анализируемой схемы.

При изменении угла отсечки происходит некоторое изменение эффективности умножения частоты генератора. Остановимся несколько подробнее на этом наиболее важном параметре устройства.

Эффективность вторичного умножения равна:

$$\mu_m = \frac{1}{1 + \frac{R_S}{R_{\Xi\Pi}}} * \frac{1}{1 + \frac{R_S}{R_H}} (13)$$

где $R_{\Xi\Pi}$ – эквивалентное сопротивление преобразования частоты генератора.

Это сопротивление с учетом (9) и (5) равно:

$$R_{\Sigma\Pi} = \frac{U_{nc}}{I_n} \approx \frac{U_{nc}}{n\omega q_2} = \frac{q_{2n}}{q_2} * \frac{R_s Q_n \Theta}{4\pi\alpha} \cos(\varphi_{\text{вых}} + \psi_2 - \xi - \varphi_2) =$$

$$= \frac{q_{2n}}{q_2} * \frac{R_s Q_n \Theta}{4\pi\alpha} \cos(\psi_2) \quad (14)$$

$$Q_n = \frac{1}{n\omega C_B R_s}$$

где Q_n – добротность ДНЗ на частоте генерации.

Запишем выражение для амплитуд зарядов контура генератора q_2 и выходного контура умножителя q_{2n} :

$$q_2 = \frac{\sqrt{2P_2 R_s}}{n\omega R_s \sqrt{1 + \frac{R_{\Sigma\Pi}}{R_s}}} \quad (15)$$

$$q_{2n} = \frac{\sqrt{2P_{\text{вых}} R_s}}{2n\omega R_s \sqrt{1 + \frac{R_H}{R_s}}} \quad (16)$$

где $P_{\text{вых}} = P_c \mu_n$ - выходная мощность устройства.

Постанавливая (15) и (16) в (14). Выражение для эквивалентного сопротивления преобразования примет вид:

$$\frac{R_{\Sigma\Pi}}{R_s} = \frac{1}{2} \sqrt{\mu} \frac{Q_n \Theta \cos(\psi_2)}{4\pi\alpha} * \frac{\sqrt{1 + \frac{R_{\Sigma\Pi}}{R_s}}}{\sqrt{1 + \frac{R_H}{R_s}}} \quad (17)$$

Для определения эквивалентного сопротивления следует решить это квадратное уравнение относительно $\frac{R_{\Sigma\Pi}}{R_s}$. Однако при достаточно высоких добротностях ДНЗ на частоте генерации ($\Theta > 50$) и малых ψ_2 ($\psi_2 < 70^\circ$) $\frac{R_{\Sigma\Pi}}{R_s} \gg 1$. При этом из (17) сопротивление преобразования можно выразить следующей зависимостью:

$$\frac{R_{\Sigma\Pi}}{R_s} = \frac{\eta_n * (Q_n)^2 \Theta^2 * (\cos(\psi_2))^2}{64 * \pi^2 * \alpha^2 * \left(1 + \frac{R_H}{R_s}\right)} \quad (18)$$

При этом эффективность умножителя на выходной частоте (13) запишется:

$$\eta_n = \frac{1}{\left[1 + \frac{64}{\eta_n * (Q_n)^2 \Theta^2 (\cos(\psi_2))^2} \pi^2 \alpha^2 * \left(1 + \frac{R_H}{R_s}\right)\right] \left(1 + \frac{R_s}{R_H}\right)} \quad (19)$$

Экстремальный анализ последнего выражения при $\psi_2 = 0$ позволяет определить оптимальное сопротивление нагрузки умножителя:

$$\left(\frac{R_s}{R_H}\right)_0 = \frac{Q_n \Theta}{8\pi} - 1 \quad (20)$$

Эффективность удвоителя при оптимальном сопротивлении нагрузки равна:

$$\eta_n = 1 - \frac{8\pi}{Q_n \Theta} \left[1 + \frac{1}{(\cos(\psi_c))^2} \right] \quad (21)$$

Можно видеть, что с увеличением добротности ДНЗ и величины угла отсечки эффективность умножителя повышается. Однако, увеличение угла отсечки более чем $\frac{\pi}{2}$, вызывая повышение эффективности, приводит к уменьшению полосы синхронизации. Поэтому для удвоителя оптимальным углом отсечки следует считать $\Theta_0 = \frac{\pi}{2}$. При малых необходимых полосах синхронизации. Когда неустойчивости синхронизирующего сигнала и колебаний генератора по частоте выше полосы синхронизации, можно пойти на увеличение угла отсечки и уменьшение при этом полосы синхронизации.

Из (22) (21) также вытекает, что при $\psi_r = 90^\circ$ эффективность становится отрицательной. Здесь сказалось допущение, сделанное при выводе выражения (18), когда мы полагали $(Q_n)^2 \Theta^2 * (\cos(\psi_r))^2 > 64 * \pi^2$.

Таким образом, применимость выражения (17) справедлива только при данном допущении. В случаях, когда оно не выполняется, следует решать квадратное уравнение (17) относительно $\frac{R_{\text{оп}}}{R_s}$, а далее по вышеизложенному алгоритму определить эффективность умножения. В полосе синхронизации эффективность преобразования зависит от фазового сдвига ψ_r . Оценим границы изменения ψ_r , при которых происходит уменьшение эффективности на 3 дБ.

Из (20) и (21) относительная эффективность умножения запишется:

$$\frac{\eta_n}{\eta_{n0}} = \frac{1 - \frac{8\pi}{Q_n \Theta} \left[1 + \frac{1}{(\cos(\psi_c))^2} \right]}{1 - \frac{16\pi}{Q \Theta}} \quad (22)$$

где η_{n0} – эффективность умножения при $\psi_c = 0$.

Откуда, полагая $\frac{\eta_n}{\eta_{n0}} = 0,5$. Определим граничные значения фазового сдвига:

$$\psi_{cp} = \arccos \left(4 * \sqrt{\frac{\pi}{Q_n \Theta}} \right) \quad (23)$$

При достаточно больших добротностях $Q_n \geq 100$, этот фазовый угол близок к величине $60 \dots 80^\circ$. Таким образом, допуская изменение эффективности на 3 дБ, практически не происходит ограничение полосы синхронизации. Полная эффективность умножителя в режиме многократной проводимости имеет сравнительно большую величину при полосе синхронизации генератора, превышающей полосу синхронизации генератора, развязанного от умножителя при одинаковой на входе умножителей мощности.

Кроме того, последующее умножение позволяет уменьшить фазовый сдвиг по входной цепи φ_1 , необходимой для изменения фазы выходных колебаний на $\pm 180^\circ$ [Лутин, 2016, с. 40].

К недостаткам исследуемого умножителя следует отнести зависимость эффективности умножения от ψ_2 , т.е. от разности частот свободных колебаний генератора и синхросигнала. Поэтому управление фазой выходных колебаний, посредством изменения режима работы ДНЗ, может привести к изменению эффективности умножения. Если такое изменение не допустимо, то можно использовать управление фазой в предыдущем данному устройству каскаде.

В заключение приведем результаты эксперимента с УГУ, описанные в работе [Шкаликов, 1972, с. 36]. В конструкции генератора (рис. 1) использовался ДПЭ «Эффект-2 и варактор 1А404.

На рис. 3 изображены зависимости мощности выходного сигнала от напряжения смещения на варакторе при различных напряжениях на ДПЭ. Зависимость мощности от напряжения смещения на варакторе качественно подтверждает теоретические выводы (22) (21), о том, что с увеличением угла отсечки заряда увеличивается эффективность. Действительно, согласно рис. 5 с увеличением напряжения смещения эффективность увеличивается. После некоторого напряжения, соответствующего примерно 10 В, мощность остается постоянной вероятно ввиду того, что при 10 В угол отсечки достигает 180° и дальнейшее увеличение напряжения не ведет к увеличению Θ .

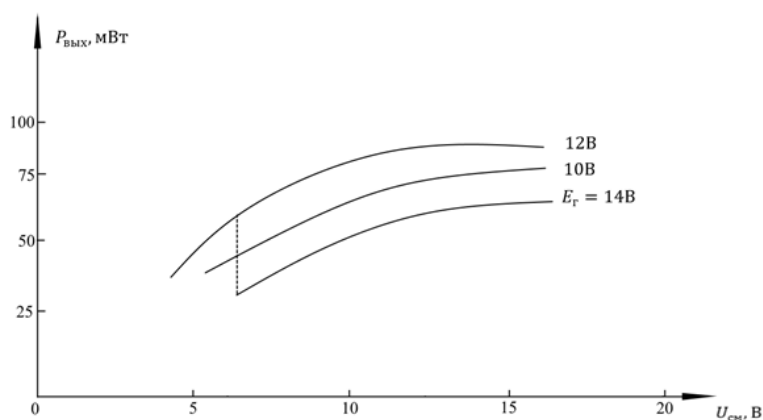


Рисунок 3

На рис. 4 показаны зависимости мощности на выходе УГУ и мощности свободных колебаний генератора в диапазоне 3 см, согласно которым можно видеть, что эффективность удвоения составляет $\eta_{n0} = 80\%$, что хорошо совпадает с теоретической ее оценкой для варактора 1А404, используемого в эксперименте. Предположение о том, что умножение происходит на собственной нелинейной емкости ДПЭ, опровергается графиком зависимости мощности генератора на ДПЭ на частоте выходного сигнала (пунктирная кривая). Уровень этого сигнала значительно ниже уровня мощности выходных колебаний УГУ.

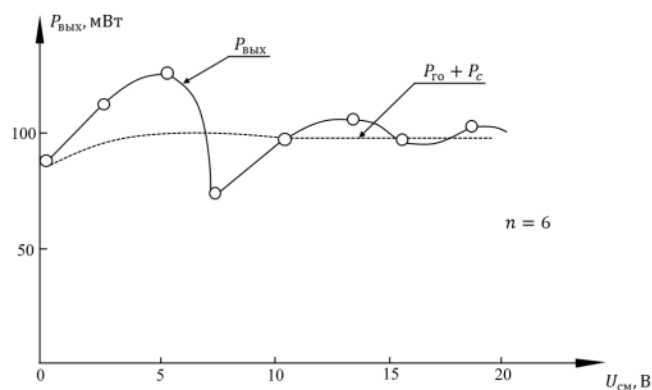


Рисунок 4 – Зависимость мощности выходного сигнала УГУ от напряжения смещения на варакторе

На рис. 5 приведена зависимость полосы синхронизации исследуемого устройства при изменении уровня синхронизирующего сигнала для ушестерителя частоты, где синхронизирующий сигнал умножается в 3 раза, а колебания генератора в 2 раза.

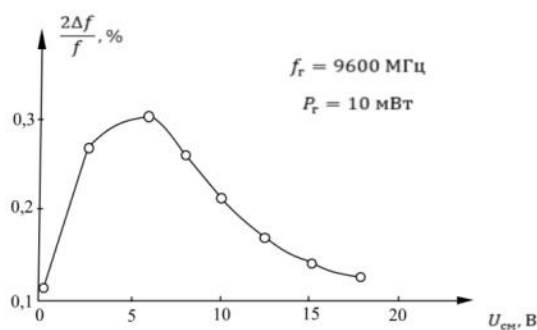


Рисунок 5 – Зависимость полосы синхронизации генератора от напряжения на варакторе

Сравнивая график (рис. 5) для УГУ и кривую для утроителя в УГ [1], можно видеть их хорошее совпадение.

Таким образом, приведенный эксперимент подтверждает качественные и количественные оценки эффективности умножения и полосы синхронизации исследуемого устройства.

Выводы:

Проведенное исследование твердотельного синхронизированного генератора с последующим умножением частоты на ДНЗ, используемым также для умножения синхронизирующего сигнала. Оба диода, генераторный и умножительный помещены в общий резонатор, что упрощает согласование генератора с умножителем и уменьшает габариты и вес устройства. В этом случае умножительный диод работает также в режиме многократной проводимости, а анализ его работы является дальнейшим развитием

предыдущей теории. Принятое построение устройства позволяет расширить частотный предел работы генератора и дает возможность повысить его КПД за счет несинусоидального напряжения на ДПЭ. В работе получены соотношения, позволяющие оценить полосу синхронизации генератора и эффективность последующего умножения. Показано, что полоса синхронизации с последующим умножением примерно равна полосе синхронизации генератора, синхронизированного от ДНЗ в режиме многократной проводимости. Эффективность умножения мощности генератора может достигать достаточно большой величины. Например, для удвоителя эффективность составила 80%. Зависимость эффективности от разности частот свободных колебаний генератора и синхросигнала накладывает ограничения на полное использование полосы синхронизации и заставляет стабилизировать частоту синхросигнала и режим ДПЭ.

Проведенный теоретический анализ работы умножителя показал хорошее совпадение с экспериментом. Так эффективность удвоения частоты генератора составила 82%, что хорошо согласуется с экспериментом.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Лутин Э. А.* Анализ умножителя частоты на ДНЗ в синхронизированном автогенераторе на ДПЭ / Э. А. Лутин // Труды МНТК, посвященной 45 летию МГТУ ГА. – М.: МГТУ ГА, 2016.
2. *Лутин Э. А.* Генератор Ганна с увеличенной полосой синхронизации / Э. А. Лутин, А. И. Логвин // Материалы международной конференции «Авиация: история, современность, перспективы развития». – Минск, декабрь 2016.
3. *Лутин Э. А.* Генератор Ганна, стабилизированный кварцем. «Полупроводниковые приборы в технике электросвязи» / Э. А. Лутин, В. К. Трепаков, В. Н. Шкаликов. – М.: Связь, 1972.

УДК 621.396.67

МОДЕЛЬ ПОСТРОЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ИЗЛУЧАЮЩЕГО РАСКРЫВА ЦИФРОВОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКИ

Малагин А. М.¹

Артюх А. С.¹, канд. техн. наук

Поваренкин Н. В.², канд. техн. наук

¹*ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

²*Государственный университет аэрокосмического приборостроения
(г. Санкт-Петербург)*

Рассмотрена математическая модель диаграммы направленности и функционал рассогласования для статистического синтеза оптимального по критерию минимума уровня боковых лепестков излучающего раскрыва цифровой антенной решетки бортовой радиолокационной станции.

Ключевые слова: статистический синтез, излучающий раскрыв, цифровая антенная решетка, функционал рассогласования.

Развитие схемотехнических методов построения радиотехнических систем направлено на достижение в первую очередь предельных характеристик и параметров антенных устройств, уменьшения их массогабаритных параметров, снижение заметности, а также их количества на борту ВС.

Бортовая радиолокационная станция (РЛС) перспективного воздушного судна должна обладать целым рядом предельных характеристик, обеспечивающих ее эффективное применение: большую зону обзора с возможностью высокой разрешающей способности (точности), низкую энергетическую потребность в совокупности с высокой помехоустойчивостью при малых массе и габаритах. Направленные свойства применяемой антенной системы во многом определяют тактико-технические характеристики бортовой РЛС.

Основными направлениями развития антенной схемотехники для повышения эффективности являются: увеличения скорости перемещения луча диаграммы направленности за счет использования электрического сканирования; расширение частотного диапазона используемых сигналов; повышения технических характеристик антенны – коэффициента направленного действия и усиления; снижения уровня боковых лепестков.

Цифровая антенная решетка (ЦАР) является многоканальной системой, представленной в виде набора аналого-цифровых устройств, обладающих общим фазовым центром, отсутствие фазовращателей, согласно методике цифрового формирования ДН, обеспечивает заданные характеристики обзора.

Цифровое диаграммообразование по методу дискретного преобразования Фурье используется для первичного обнаружения целей, по результатам которого в выделенных пространственных секторах используются методы специальной цифровой обработки (методы сверхрешеевского разрешения), позволяющие отдельно наблюдать групповые объекты и осуществлять точную угловую пеленгацию целей [Вишневский, 2005].

Различие ЦАР основано на способе построения и решаемых задач и позволяет разделить на: пассивные и активные ЦАР. В пассивной (приемной) ЦАР формирование ДН осуществляется в специализированном вычислителе за счет совместной обработки цифровых сигналов каждого приемного канала. Существует два пути построения активных ЦАР: антенная решетка представляет собой набор приемопередающих модулей с общим раскрывом; антенная решетка с разделенными в пространстве приемным и передающим модулями. Для обеспечения сканирования ДН в передающей части ЦАР с разнесенными каналами передачи и приема, как правило, используются фазовращатели.

Для эффективной цифровой обработки (методы Кейпона и MUSIC) в РЛС необходимо обеспечить отношение сигнал/шум не менее 26 дБ. Повысить отношение сигнал шум можно путем использования антенны с излучающим

раскрывом оптимальным по критерию минимума уровня боковых лепестков (УБЛ) ДН [Артюх, 2019].

Известно, что самая узкая ДН и высокий коэффициент направленного действия (КНД) формируется в линейной эквидистантной антенной решетке с синфазным равноамплитудным распределением, но получаемый при этом УБЛ в минус 13,2 дБ превышает допустимый уровень, обусловленный помехозащищенностью системы. В антенных решетках с ДН совсем без боковых лепестков, например, синфазной антенной решетке с «биномиальным» распределением амплитуд токов в излучателях очень широкая ДН определяет низкую угловую разрешающую способность и КНД.

Хороший результат снижения УБЛ при допустимом расширении главного лепестка ДН получается при неравномерном амплитудном распределении, спадающем к краям излучающего раскрыва. Существенным недостатком такой антенной решетки является необходимость обеспечения и коррекции питания излучателей по требуемому закону, в результате чего усложняется реализация диаграммообразующей схемы. Следовательно, в оптимальной по критерию минимума УБЛ антенной решетке целесообразно использовать случайное неэквидистантное размещение излучателей при равноамплитудном распределении токов [Артюх, 2007].

При случайном неэквидистантном размещении излучателей происходит перераспределение энергии в ДН, в результате чего достигается существенное снижения первых боковых лепестков. Схема расстановки излучателей в полотне антенны пропорционально гауссовскому закону распределения формирует в полотне антенной решетки сосредоточение излучателей в центре и разрежение у краев (рисунок 1), что позволяет получить в пространстве электромагнитное поле, эквивалентное полю при неравномерном амплитудном распределении, спадающем к краям, при этом не используется схема неравномерного питания.

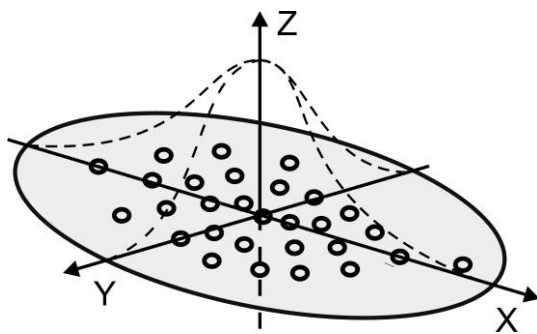


Рисунок 1 – Расстановка излучателей пропорционально нормальному закону

Неэквидистантная антенная решетка в целом является антенной со случайными источниками излучения, что обусловлено неравномерным распределением излучателей по раскрыву, производственными ошибками, флуктуациями токов в излучателях, недостаточной жесткостью антенного полотна, и для исследования ее направленных свойств целесообразно использовать положения статистической теории антенн.

Прямая задача статистической теории антенн определяет статистику поля антенны по заданной её структуре, условиям возбуждения, флуктуациям тока в раскрые. Обратная задача (синтез) позволяет определить структуру антенны по заданной статистике поля излучения. При построении оптимальной по критерию минимума УБЛ антенной решетки будет решаться обратная задача. Обратная задача формулируется как задача синтеза и оптимизации для определения статистики распределения источников, обеспечивающих оптимальные в том или ином смысле статистические характеристики поля, в данном случае – заданную ширину ДН при минимальном УБЛ [Справочник по антенной технике, 1997].

Статистический синтез случайной антенной решетки проведем с использованием функционала рассогласования. Решение задачи сводится к определению закона распределения источников, обеспечивающего заданные статистические характеристики поля при наличии в антенне ошибок с известной статистикой, осуществляя минимизацию функционала рассогласования ρ :

$$\rho[f(\theta, \varphi) - f_s(\theta, \varphi)], \quad (1)$$

где $f_s(\theta, \varphi)$ – заданная ДН, $f(\theta, \varphi)$ – реализуемая ДН.

Функционал рассогласования ρ является нелинейным многоэкстремальным, при этом нахождение глобального минимума выражения аналитически невозможно, поэтому целесообразно использовать прямые методы оптимизации [Артюх, 2010].

Для статистического синтеза излучающего раскрыва антенной решетки необходимо рассмотреть математическую модель ДН. Поле излучения одиночного излучателя n в точке наблюдения M (рисунок 2) определяется по формуле:

$$E_n = \frac{\omega \mu_a}{4\pi j} \cdot A_n \cdot \frac{e^{-jkr_n}}{r_n} \cdot f_n(\theta, \varphi), \quad (2)$$

где: $A_n = |A_n|e^{-j\alpha_n}$ – комплексная – амплитуда тока, запитывающего n -й излучатель антенной решетки ($|A_n|$ и α_n – амплитуда и управляемая фаза тока); $f_n(\theta, \varphi)$ – ДН n -го излучателя антенной решетки.

На основании принципа суперпозиции, поле излучения всей системы излучателей равно сумме полей от каждого из излучателей:

$$E = \sum_{n=1}^N E_n = \frac{\omega \mu_a}{4\pi j} \cdot \sum_{n=1}^N A_n \cdot e^{-j\alpha_n} \cdot \frac{e^{-jkr_n}}{r_n} \cdot f_n(\theta, \varphi). \quad (3)$$

Считая, что точка наблюдения M лежит в дальней зоне, можно использовать следующие приближения в соотношении (3):

$$\frac{1}{r_n} \approx \frac{1}{R}, \quad kr_n = kR - k\rho_n \cos \vartheta_n, \quad (4)$$

где: ρ_n – модуль радиуса-вектора, соединяющего центр системы координат с n -м излучателем; ϑ_n – угол между радиусом-вектором и направлением излучения, характеризуемым волновым вектором $\vec{k}$.

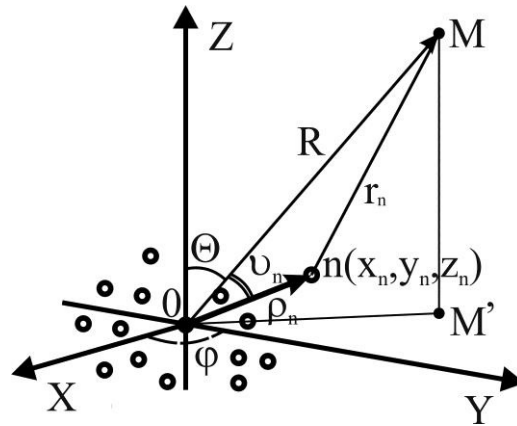


Рисунок 2 – К пояснению математической модели ДН

Подставляя выражения (4) в (3), получим:

$$E = \frac{\omega \mu_a}{4\pi j} \cdot \frac{e^{-jkR}}{R} \cdot \sum_{n=1}^N A_n \cdot e^{j(k\rho_n \cos \vartheta_n - \alpha_n)} \cdot f_n(\theta, \varphi). \quad (5)$$

Произведение $\rho_n \cos \vartheta_n$ можно представить в следующем виде:

$$\rho_n \cos \vartheta_n = x_n \sin \theta \cos \varphi + y_n \sin \theta \sin \varphi + z_n \cos \theta, \quad (6)$$

где x_n, y_n, z_n – координаты n -го излучателя.

С учетом равенства (6) выражение (5) для нахождения напряженности электрического поля антенной решетки в дальней зоне будет иметь вид:

$$E = \frac{\omega \mu_a}{4\pi j} \cdot \frac{e^{-jkR}}{R} \sum_{n=1}^N A_n \cdot e^{j(\psi_n - \alpha_n)} \cdot f_n(\theta, \varphi), \quad (7)$$

где ψ_n – фазовый набег волны n -го модуля антенной решетки в направлении θ, φ , определяемый выражением:

$$\psi_n = k(x_n \sin \theta \cos \varphi + y_n \sin \theta \sin \varphi + z_n \cos \theta). \quad (8)$$

Следовательно, комплексная ДН антенной решетки с идентичными и одинаково направленными излучателями, описывается выражением:

$$f(\theta, \varphi) = f_{od}(\theta, \varphi) \sum_{n=1}^N A_n \cdot e^{j(\psi_n - \alpha_n)}, \quad (9)$$

где $f_{od}(\theta, \varphi)$ ДН одиночного излучателя.

Средние характеристики направленности рассматриваемой неэквидистантной антенной решетки находятся путем ввода случайных значений смещений одиночных излучателей n при заданной величине максимального отклонения от расчетных координат. В результате решения задачи статистического синтеза находится такое оптимальное распределение излучателей (координаты фазовых центров), которое будучи подверженным влиянию случайных факторов не приведет к значительному ухудшению характеристик направленности рассматриваемой антенной решетки [Артюх, 2010].

В процессе синтеза функционал рассогласования (1) необходимо представить в следующем виде:

$$\delta^2 = \int_{-\frac{\pi}{2}}^{\frac{\pi}{2}} \int_0^{\pi} [f_z(\theta, \varphi) - f(\theta, \varphi)]^2 d\theta d\varphi, \quad (10)$$

где $f_z(\theta, \varphi)$ – заданная ДН; $f(\theta, \varphi)$ – синтезируемая ДН.

Заданная ДН с шириной ДН, характеризуемой θ_z , определяется следующим образом:

$$f_z(\theta, \varphi) = \begin{cases} 1 & \text{при } |\theta| \leq \theta_z \\ 0 & \text{при } |\theta| > \theta_z \end{cases}. \quad (11)$$

УБЛ описывается некоторой функцией $U(\theta, \varphi)$, значения которой в заданном секторе углов наблюдения не превысят значения ДН с определенной вероятностью P_z . Функция $U(\theta, \varphi)$ находится на основе знания закона распределения ДН, средней ДН и дисперсии флуктуаций ДН. Данное условие записывается в следующем виде:

$$P\{|f(\theta, \varphi)| \leq |U(\theta, \varphi)|\} \leq P_z, \quad (12)$$

где $P\{|f(\theta, \varphi)| \leq |U(\theta, \varphi)|\}$ – вероятность того, что значения ДН не превышают уровень, определяемый функцией $U(\theta, \varphi)$.

В выражении (10) синтезируемая ДН заменяется на среднюю ДН $M[f(\theta, \varphi)]$ в области главного лепестка $\pm\theta_z$, так как в данной области дисперсия флуктуаций ДН незначительна. В области боковых лепестков реализуемая ДН заменяется на функцию $U(\theta, \varphi)$, а промежуточная ДН $f_n(\theta, \varphi)$ вне пределов главного лепестка равна нулю. С учетом отмеченного, выражение (10) представляется в виде (13). В конечном итоге математическое решение задачи статистического синтеза сводится к нахождению координат узлов излучателей x_n, y_n, z_n , обеспечивающих минимум функционала рассогласования (10) с условием выполнения ограничения (12):

$$\delta^2 = \int_{-\theta_3}^{\theta_3} \int_0^\pi [f_3(\theta, \varphi) - M[\overline{f(\theta, \varphi)}]]^2 d\theta d\varphi + \left[\int_{-\frac{\pi}{2}}^{-\theta_3} \int_0^\pi [U(\theta, \varphi)]^2 d\theta d\varphi + \int_{\theta_3}^{\frac{\pi}{2}} \int_0^\pi [U(\theta, \varphi)]^2 d\theta d\varphi \right]. \quad (13)$$

Статистический синтез оптимального излучающего раскрыва неэквилидистантной конформной антенной решетки предлагается провести по алгоритму, состоящему из трёх этапов. Первоначально производится грубая расстановка излучателей в пределах апертуры антенной решетки, предположительно соответствующая требуемой, при этом весьма вероятно, что полученная конфигурация несущественно отличается от глобального экстремума функционала рассогласования. В процессе дальнейшего локального поиска возможно в определённой степени улучшить данный результат, но определение соответствия полученного варианта решения глобальному экстремуму функционала рассогласования является трудноразрешимой математической задачей [Артюх, 2010].

Таким образом, рассмотрена модель построения оптимального по критерию минимального УБЛ излучающего раскрыва ЦАР бортовой РЛС. В модели ЦАР целесообразно использовать случайное размещение излучателей пропорционально нормальному закону с равноамплитудным распределением. Для синтеза оптимального излучающего раскрыва ЦАР предлагается использовать функционал рассогласования и прямые методы оптимизации.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Артюх А. С.* Система управления лучом активной цифровой антенной решетки / А. С. Артюх, Н. В. Поваренкин // Радиолокация, навигация, связь: сб. тр. XXV Международной НТК (г. Воронеж, 16-18 апреля 2019 г.): в 6 т. Т. 5. – Воронеж: Издательский дом ВГУ, 2019. – С. 61-73.
2. *Артюх А. С.* Статистический синтез излучающего раскрыва лопастной активной фазированной антенной решетки / А. С. Артюх, А. В. Леньшин, Ю. И. Маевский // Антенны. – 2010. – №5. – С. 4-8.
3. *Артюх А.С.* Лопастная активная ФАР вертолетной БРЛС / А. С. Артюх // Вестник ИрГТУ. – 2007. – №1(29). – С. 12-14.
4. *Вишневский В. М.* Широкополосные беспроводные сети передачи информации / В. М. Вишневский, А. И. Ляхов, С. Л. Портной, И. В. Шахнович. – М.: Техносфера, 2005. – 592 с.
5. *Справочник по антенной технике: Справ. в 5 т. Т. 1.* / Л. Д. Бахрах, Л. С. Бенинсон, Е. Г. Зелкин и др. Под ред. Я. Н. Фельда, Е. Г. Зелкина. – М.: ИПРЖР, 1997. – 256 с.

**ПРИНЦИПЫ СТРУКТУРНОГО СИНТЕЗА
ИНТЕГРИРОВАННЫХ СИСТЕМ НАВИГАЦИИ**

Марюхненко В. С.¹, д-р техн. наук

Ерохин В. В.², д-р техн. наук

¹*Военная академия Ракетных войск стратегического назначения
имени Петра Великого*

(г. Серпухов, Московская область)

²*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассмотрены принципы структурного синтеза интегрированных систем навигации (ИСН) с использованием методов системного анализа и комплексной обработки информации. Предложен подход структурного синтеза триадной ИСН на основе спутниковой и инерциальной технологий. Одним из перспективных направлений реализации триадного способа комплексирования является объединение навигационных измерителей в составе ИСН бортового оборудования (БО) глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС), транспондера системы автоматического зависимого наблюдения вещательного типа (АЗН-В) и бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). Для решения задач воздушной навигации применение данной ИСН позволит удовлетворить современным требованиям, предъявляемым к точности навигационно-временных определений (НВО) воздушного судна.

Ключевые слова: системный анализ, интегрированная система, структурный синтез, системотехника, структура системы, воздушное судно.

Экономическая деятельность и даже частная жизнь человека в современном мире неразрывно связаны с транспортными перевозками. Качество транспортных услуг в значительной мере определяет эффективность производства и качество жизни населения. Решение практически всех задач транспортных перевозок может быть достигнуто только при высокой эффективности навигационного обеспечения транспортных средств.

На протяжении многих сотен лет под «навигацией» понималось искусство плавания по морям и океанам. Латинское *navigatio* означает «плыть на судне». В современном русском языке «навигация» употребляется как в узком смысле – судоходство, мореплавание, – так и в более широком смысле – как принадлежность к отдельным направлениям навигационной науки: морская, воздушная, космическая навигация и др.

В условиях текущих реалий, характеризующихся высокой плотностью движения транспортных средств и непрерывным ростом требований к безопасности и своевременности перевозок, недостаточно знать лишь текущие координаты подвижного транспортного объекта. Необходимо знание их прогнозных значений, а также производных, как функций времени.

На основе этих сведений в системе управления транспортного средства формируются управляющие воздействия, исполнение которых обеспечивает прибытие объекта в известную точку пространства в заданный момент времени с заданной точностью и с вероятностью, как правило, близкой к единице.

Таким образом, навигационное обеспечение авиационного транспорта – это динамическая система, характеризующаяся сложностью математического описания и разнообразием внутрисистемных связей её элементов.

В качестве методологической основы исследования навигационного обеспечения авиационного транспорта применим системный анализ, как раздел общей теории систем. Методологический принцип системного анализа заключается в исследовании объектов посредством представления их в качестве сложных систем, проведения их декомпозиции с выявлением внутренних и внешних связей, выявления их характера, взаимовлияния и взаимообусловленности. Основные функции системного анализа, как методологической основы исследований, представлены в табл. 1 [Блауберг, Юдин, 1973].

Таблица 1

Структура системного анализа		
Декомпозиция	Анализ	Синтез
Определение и декомпозиция общей цели, основной функции	Функционально-структурный анализ	Разработка модели системы
Выделение системы из среды	Морфологический анализ (анализ взаимосвязи компонентов)	Структурный синтез
Описание воздействующих факторов	Генетический анализ (анализ предистории, тенденций, прогнозирование)	Параметрический синтез
Описание тенденций развития, неопределенностей	Анализ аналогов	Оценивание системы
Описание как «черного ящика»	Анализ эффективности	
Функциональная, компонентная и структурная декомпозиция	Формирование требований к создаваемой системе	

Методология системного анализа позволяет изучить проблемы синтеза, проектирования и эксплуатации сложных навигационного обеспечения авиационного транспорта с помощью разработки соответствующих моделей и исследования этих моделей.

Таким образом, формируется основной блок знаний об особенностях сложной интегрированной системы и её эффективности ещё до технической проработки. Описание интегрированных систем опирается на анализ:

- деятельности, взаимодействия со средой и между частями системы (функциональное описание);
- внутреннего устройства системы (морфологическое описание);
- степени неопределенности и изменений состояния системы (информационное описание).



Рисунок 1 – Способы описания интегрированных систем

Совокупность функционального, морфологического и информационного описаний позволяет отразить главные (основные) свойства интегрированных систем. Системное проектирование интегрированных систем основано на таких принципах, как:

1. Формирование целей интегрированной системы, ее допустимых границ и задач, которые предстоит решать системе; выбор и обоснование критерия (критериев) эффективности системы.

2. Определение и анализ всех возможных альтернативных вариантов построения структуры системы.

3. Оценка технических и вычислительных затрат на реализацию каждого из альтернативных вариантов построения системы.

4. Разработка математических моделей для оптимизации выбранных вариантов и их программная реализация на ПЭВМ; анализ эффективности моделей и стоимости вариантов.

5. Сравнение вариантов и принятие решений по оптимизации интегрированной системы.

Современное развитие ИСН происходит на основе совершенствования характеристик отдельных элементов комплексов, включения в их состав устройств и систем, использующих в своей работе новые физические принципы, а также за счет повышения степени интеграции оборудования в составе комплекса. Это проявляется, прежде всего, в реализации следующих основных принципов построения:

- тесносвязанное комплексирование устройств и систем, которые измеряют одни и те же либо функционально связанные параметры (информационное комплексирование).

- совмещение функций систем, построенных на различных физических принципах, приводящих к появлению интегрированных систем и многофункциональных комплексов (функционально-техническое комплексирование);

Современные многофункциональные системы и комплексы при решении поставленных задач оперируют с многомерными массивами данных. В таком случае интегрированная система должна рассматриваться как многомерная динамическая система с множеством информационных входов и выходов. Бортовые навигационные системы ВС функционируют в условиях воздействия случайных сигналов и помех. В настоящее время для анализа и синтеза многофункциональных систем и комплексов используется аппарат статистической теории оптимального оценивания, управления и идентификации

[Ярлыков, Богачев, Меркулов, Дрогалин, 2012]. В данном подходе используются векторно-матричные модели комплекса и его элементов, аппарат векторно-матричных исчислений. Для получения векторно-матричной модели динамическая интегрированная система обобщенно представляется в виде двух взаимодействующих элементов, как показано на рис. 2.



Рисунок 2 – Обобщенная структура динамической системы: $u(t)$ – вектор сигналов управления ВС элементами ИСН, измерительными системами и устройствами; $n_{\xi}(t)$ – вектор возмущений, определяющих ошибки измерителей; $n_{\lambda}(t)$ – вектор возмущений, действующих на ВС и его системы; $\lambda(t)$ – вектор состояния, с помощью которого задается положение ВС или параметры навигационных измерителей

Содержание синтеза алгоритмов обработки информации и структуры комплексной системы включает в себя следующие этапы:

- 1) определение областей задания и аналитического представления полезных сигналов и шумов на входе навигационных измерителей, их вероятностные характеристики;
- 2) определение перечня решаемых задач интегрированной системы;
- 3) выбор показателей качества функционирования ИСН;
- 4) нахождение оптимального правила принятия решений в интегрированной системе в соответствии с выбранным критерием качества;
- 5) оценка показателей качества разработанной интегрированной системы.

В настоящее время актуальным направлением исследований эффективности ИСН является системный анализ способов формирования ее архитектуры и синтез методов и алгоритмов комплексной обработки навигационной информации (КОНИ). Обзор доступных работ, посвященных исследованию вопросов навигационного обеспечения ВС [Last, 2016], показал, что перспективным направлением повышения точности НВО является разработка ИСН на основе спутниковых и инерциальных систем. При объединении навигационных измерителей наиболее эффективным является триадный принцип построения ИСН [Пешехонов, 2016]. Совмещение функций навигационных измерителей при реализации данного принципа позволяет эффективно использовать различные алгоритмы КОНИ. Методологической основой комплексной обработки информации является избыточность навигационной информации, которая позволяет повысить точность функционирования ИСН.



Рисунок 3 – Структура предлагаемой ИСН: ФК – фильтр Калмана; СТУ – система траекторного управления; ВПУ – вычислитель параметров управления

В ходе анализа современных направлений развития бортовых систем навигации, технологического уровня разработок в промышленности сделан вывод о том, что перспективным направлением повышения качества навигационного обеспечения ВС является объединение навигационных измерителей на основе триадного принципа в составе (рис. 3): 1) бортовое оборудование ГНСС; 2) транспондер системы АЗН-В; 3) БИНС, с демпфированием барометрическим высотомером (БВ). Комплексирование ГНСС и АЗН-В базируется на сходстве принципов построения указанных систем, а также на функциональной и информационной избыточности. Точностные характеристики данных систем значительно улучшаются при их объединении с БИНС. Комплексирование этих систем позволит компенсировать недостатки каждой из них достоинствами другой, а также повысить помехоустойчивость и точность НВО.

Комплексная обработка навигационной информации при технической и алгоритмической реализации данной интеграции позволит обеспечить современные требования к помехоустойчивости и точности НВО.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Блауберг И. В. Становление и сущность системного подхода / И. В. Блауберг, Э. Г. Юдин. – М.: Наука, 1973. – 269 с.
2. Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Г. И. Емельянцева, А. П. Степанов / Под общей ред. акад. РАН В. Г. Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ АО «Концерн «ЦНИИ «Электрон», 2016. – 394 с.
3. Ярлыков М. С. Радиоэлектронные комплексы навигации, прицеливания и управления вооружением летательных аппаратов / М. С. Ярлыков, А. С. Богачев, В. И. Меркулов, В. В. Дрогалин. Под ред. М.С. Ярлыкова. – М.: Радиотехника, 2012. – Т.1. Теоретические основы. – 504 с.
4. Last D. The Navigation of Navigation // 2015 IAIN World Congress Proceedings Non-IEEE Full Papers, P. 8–13.

**ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СИСТЕМЫ ПЕРЕДАЧИ ДАННЫХ
LDACS ДЛЯ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНЫМ ДВИЖЕНИЕМ**

Межетов М. А.¹, канд. физ.-мат. наук
Григорьева Е. С.¹
Никитич П. Т.²

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

²*Хабаровский центр ОрВД филиала «Аэронавигация Дальнего Востока» ФГУП
«Госкорпорация по ОрВД»
(г. Хабаровск)*

В статье проведен анализ авиационных систем передачи информации ACARS, VDL-1, VDL-2, VDL-3 и VDL-4. Даны основные характеристики этих систем, которые показывают то, что скорости передачи данных, обеспечиваемых этими системами, перестали удовлетворять современным требованиям, предъявляемым к данным системам. Стремительно развивающийся парк воздушных судов требует передачи больших объёмов информации в реальном режиме времени. Поэтому возникла необходимость разработки и внедрения новых систем, использующих широкополосную передачу данных, которые позволят вести обмен данными с использованием современных цифровых способов передачи, приёма и обработки информации. В этом случае, помимо служебной информации возможна организация на борту воздушного судна точки доступа для выхода пассажиров в глобальную сеть интернет, что может принести дополнительную прибыль авиакомпаниям. В настоящее время рассматривается возможность внедрения одной из систем LDACS-1 или LDACS-2, которые имеют свои достоинства и недостатки.

Ключевые слова: ACARS, VDL-1, VDL-2, VDL-3 и VDL-4; LDACS-1, LDACS-2; ИКАО; OFDM.

Устойчивая и надежная связь между воздушным судном и наземными станциями жизненно важна для авиации. Теоретически, почти любую информацию можно передать по радио голосом, но при возрастающем объёме информации у экипажа может не хватить времени для оперативного реагирования на быстроменяющуюся обстановку, связанную с изменением навигационной конфигурации в районе аэропорта. Кроме того, в районах с высокой интенсивностью воздушного движения может наблюдаться дефицит спектрального ресурса, связанный с перегрузкой речевых каналов передачи информации.

Серьёзным недостатком голосовой радиосвязи является очень высокая вероятность ошибки при приеме информации, связанная с наличием помех в канале, что ухудшает восприятие команд, поступающих с диспетчерского пункта управления воздушным движением, а также человеческий фактор, приводящий к искажению информации из-за особенностей восприятия сообщений индивидуально каждым человеком. Все эти факторы крайне негативно влияют на безопасность полетов.

Увеличение количества воздушных судов и их интенсивности движения привело к значительному росту объема голосовой информации на диспетчерских пунктах управления воздушным движением, это влияет на рост утомляемости диспетчеров, что может привести к ошибкам в управлении воздушным движением. Поэтому, для уменьшения речевого трафика внедряются системы автоматизированного обмена данными, которые передают информацию о параметрах движения воздушного судна. К таким параметрам относится информация о бортовых системах, количестве пассажиров, остатке топлива, также приём сообщений, в которых могут содержаться указания диспетчера о выполнении каких-либо действий, метеопрогнозы или любая другая информация, относящаяся к УВД.

В 80-е годы прошлого столетия Международная Организация Гражданской Авиации (ИКАО) признала необходимость совершенствования существующих систем аэронавигации для удовлетворения потребностей гражданской авиации в XXI веке. Для выполнения поставленной задачи сформировался специальный комитет перспективных аэронавигационных систем, именуемый FANS (Future Air Navigation System – перспективная аэронавигационная система). В это же время сформировалась новая концепция CNS/ATM (Communication, Navigation, Surveillance/Air Traffic Management – Связь, Навигация, Наблюдение/Организация Воздушного движения), которая должна обеспечивать: связь, навигацию и наблюдение на всех высотах полета и в любых районах; обмен данными по каналам цифровой связи «воздух – земля» между бортовыми и наземными комплексами; навигационное обслуживание и заходы на посадку на ВПП, в том числе и на другие посадочные полосы, которые нецелесообразно оборудовать средствами для точного захода на посадку. Процесс организации и оперативного управления воздушным движением (УВД) при обслуживании воздушного движения (ОВД) возможен на основе получения необходимой информации путем декомпозиции общего процесса измерения-наблюдения [Лежанкин, 2019] и передачи соответствующей информации на наземные пункты управления. В настоящее время в рамках этой концепции существует несколько видов систем передачи данных, анализ которых будет представлен ниже.

Система ACARS

Адресно-отчётная система авиационной связи (англ. Airborne Communications Addressing and Reporting System, ACARS) – цифровая система воздушной связи, использующаяся в авиации для передачи коротких сообщений между воздушным судном и наземными станциями [Орленко, 2010]. Система была разработана в 70-х годах прошлого столетия и предназначалась для замены голосовой связи в УКВ диапазоне. Основные характеристики ACARS представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Основные характеристики ACARS

Параметр	Значение
Скорость передачи данных	2400 бод
Частотный диапазон	118МГц-149МГц
Модуляция сигнала	АМ; используется 2 тона 1200 и 2400 Гц

Канал передачи данных VDL режима 1

VDL (VHF data link) – канал передачи данных ОБЧ диапазона. ИКАО разработала VDL режима 1, основываясь на физическом уровне авиационной связной системы адресации и оповещения ACARS в попытке перехода от ОБЧ линии с посимвольным обращением к протоколу поразрядной передачи данных с более высокой целостностью информации.

Хотя ИКАО опубликовало стандарты и рекомендуемую практику для цифровой линии связи ОБЧ режима 1 (VDL 1) в 1996 году, разработка цифровой линии связи VDL 2 сделала цифровую линию связи ОБЧ режима 1 устаревшей. Поэтому цифровая линия связи VDL-1 была исключена из стандартов ИКАО.

Канал передачи данных VDL режима 2

Канал передачи данных VDL режима 2 является цифровой линией связи воздух – земля, которая была введена как усовершенствование для цифровой связи УВД между диспетчером и пилотом при сохранении для самолетов, оснащенных аппаратурой авиационной связной системы адресации и оповещения ACARS.

VDL-2 является бит-ориентированной системой, что даёт возможность, использовать кодирование, которое позволяет эффективно вести радиообмен с лучшим качеством. Передача авиационной связной системы адресации и оповещения ACARS ограничена буквами и цифрами, тогда как VDL-2 пересылает кодированные данные.

VDL-2 передаёт данные на скорости 31,5 килобит в секунду, что в 13 раз быстрее, чем ОБЧ авиационной связной системы адресации и оповещения ACARS, скорость которой равна 2,4 килобит в секунду. Это самая высокая возможная скорость передачи, которая может поддерживаться каналом 25 кГц, обеспечивающим дальность до 370 километров. Передача блока из 250 символов займет в VDL-2 около 0,06 секунд, тогда как в ACARS его передача займет 0,83 секунды.

Цифровая линия связи ОБЧ режима 2 использует протокол коллективного доступа с контролем несущей для определения момента, когда ОБЧ канал становится свободным, чтобы избежать совпадения с другими передачами. Технология коллективного доступа с контролем несущей цифровой линии связи ОБЧ режима 2 превосходит технологию авиационной связной системы адресации и оповещения ACARS, поскольку она обнаруживает свободный канал гораздо быстрее. Это, в свою очередь, приводит к уменьшению задержки сообщения и увеличению процента успешных попыток при тяжелых условиях нагрузки.

VDL режима 2 использует в своей работе дифференциальную 8-позиционную фазовую манипуляцию (D8PSK). Импульсная информационная последовательность в таких системах пропускается, через фильтр, импульсная характеристика которого представляет собой приподнятую косинусоидальную характеристику с избыточным коэффициентом расширения полосы частот, равным 0,6, что обеспечивает высокую степень подавления энергии излучений на соседних каналах.

VDL-2 в своей схеме модуляции использует метод кодирования Грея, который преобразует 3-битовые информационные биты в одну из восьми возможных фаз. Кодирование Грея – это метод, при котором соседние фазы отличаются на одну двоичную цифру. Основные характеристики VDL-2 представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Основные характеристики VDL-2

Параметр	Значение
Скорость передачи данных	31500 бит/с
Частотный диапазон	118МГц-149МГц
Модуляция сигнала	Дифференциальная 8-позиционная фазовая манипуляция(D8PSK)
Кодирование	Метод кодирования Грея

Канал передачи данных VDL режима 3

Цифровая линия связи ОБЧ режима 3 является 4-канальной цифровой/аналоговой ОБЧ цифровой линией связи, обеспечивающей магистральную передачу данных и цифровой голосовой связи. VDL режима 3 основана на протоколе коллективного доступа с временным разделением каналов, которая работает путем разделения единственного канала на следующие друг за другом дискретные отрезки времени и позволяющую получить до 4 каналов на одной частоте 25 кГц. Пользователи взаимодействуют с ведущей станцией управления для получения доступа к каналу. Коллективный доступ с временным разделением каналов поддерживает передачу наиболее значимых по времени сообщений, не внося помех в передачу голоса и данных.

Цифровая линия связи ОБЧ режима 3 была предложена для устранения перегрузки ОБЧ голосовых каналов в США. Она испытывала конкуренцию со стороны линии 8,33 кГц с разнесением каналов, которая уже внедрена в Европе. Из-за того, что многие авиакомпании уже были оборудованы аппаратурой 8,33 кГц, предложение цифровой линии связи ОБЧ режима 3 было отклонено.

Канал передачи данных VDL режима 4

VDL-4 – это канал передачи данных, функционирующий в авиационном УКВ-диапазоне частот и обеспечивающий цифровую связь, как в режиме «борт-борт», так и в режиме «земля-борт».

Цифровая линия связи ОБЧ режима 4 поддерживает критичные ко времени приложения, и она эффективна при обмене короткими периодически повторяющимися сообщениями.

VDL-4 основывается на самоорганизующемся протоколе коллективного доступа с временным разделением каналов. В этой самоорганизующейся системе время передачи подразделяется на множество временных интервалов.

Физический уровень VDL-4 характеризуется следующими параметрами: гауссовская частотная модуляция GFSK (англ. Gaussian-filtered Frequency Shift Keying) со скоростью передачи 19200 бит/секунду, параметром BT = 0.28 и девиацией частоты равной 5 кГц; структура самоорганизующегося коллективного доступа с временным разделением каналов STDMA; эталон синхронизации. Источником синхронизированного времени служит система GNSS. Чтобы функционировать в режиме VDL-4, каждый участник информационного обмена (воздушное судно, наземный транспорт в аэропорту и наземная станция) должен быть снабжен транспондером для точного определения местоположения, времени и для приема/передачи сообщений [Клёсова, 2012].

VDL-4 был претендентом на использование в системе автоматического зависимого наблюдения (АЗН). Однако, расширенный ХЗПОПОЗС (хаотический запуск передатчика ответчика при отсутствии запросных сигналов) на частоте 1090 МГц [1090 ES = 1090 MHz Mode S Extended Squitter] был выбран в качестве стандарта для международной авиации.

Сравнение цифровых линий передачи данных в ОБЧ диапазоне представлено в таблице 3.

На современном этапе развития рассмотренные системы перестали удовлетворять требованиям надежности и скорости передачи информации. Поэтому разрабатываются новые перспективные каналы связи, которые в будущем позволят передавать не только основную полетную информацию, но также использоваться авиакомпаниями в коммерческих целях для предоставления пассажирам доступа к глобальной сети интернет.

Таблица 3 – Сравнение цифровых линий передачи данных в ОБЧ диапазоне

	ACARS	VDL-2	VDL-3	VDL-4
Голосовая связь	Нет	Нет	Да	Нет
Цифровая информация	Да	Да	Да	Да
Требуемый спектр	25 кГц	25 кГц	25 кГц	25 кГц
Скорость передачи данных	2,4 кбит/с	31,5 кбит/с	31,5 кбит/с	19,2 кбит/с

	ACARS	VDL-2	VDL-3	VDL-4
Спецификация протокола	Символьно-ориентированный	Бит-ориентированный, возможна обработка символьно-ориентированного сообщения при меньшей ширине полосы	Бит-ориентированный	Бит-ориентированный
Канал связи	Воздух-земля	Воздух-земля	Воздух-земля	Воздух-земля и воздух-воздух
Управление доступом к среде	Коллективный доступ с контролем несущей	Коллективный доступ с контролем несущей	Коллективный доступ с разделением времени	Самоорганизующийся коллективный доступ с разделением времени
Приложения	Связь оперативного управления и услуг ВД (служба информации аэропорта, линия связи диспетчер пилот)	Поддерживает связь на линии диспетчер пилот, метеослужбы	Цифровая голосовая связь и передача данных. Поддерживает 4 подканала при одном 25 кГц канале	Поддерживает связь, метеослужбы, АЗН-В, услуги информирования о ВД, спутниковая навигация

Системы передачи данных LDACS-1 и LDACS-2

В настоящее время проводятся исследования по переходу от аналоговых авиационных линий связи к цифровым, которые обладают высокой спектральной эффективностью, за счет использования цифровых способов формирования и приёма информации. Для эффективной работы таких систем требуется широкополосный канал, который невозможно выделить в метровом диапазоне волн. Поэтому перспективные авиационные каналы передачи данных будут использовать L-диапазон. В настоящее время этот участок спектра используется для наземной и спутниковой радиосвязи. По определению IEEE (Институт инженеров электротехники и электроники), этот диапазон лежит в пределах от 1 до 2 ГГц. Для работы в этом частотном диапазоне заявлены две новые системы передачи данных LDACS-1 и LDACS-2, которые будут занимать полосу частот 960-1164 МГц.

LDACS (L-band Digital Aeronautical Communication System) – система цифровой воздушной связи в L-диапазоне. Планируется, что LDACS будет обеспечивать реализацию перспективных возможностей линии передачи данных "воздух – земля", которые невозможно реализовать в полосе частот диапазона ОБЧ в режиме VDL-2, VDL-4. Одной из задач системы передачи информации LDACS является обеспечение передачи данных для планирования траектории полета при организации воздушного движения.

Перед авиационным сообществом в настоящее время стоит задача выбора одной из этих систем на основе сравнения системных характеристик и оценки

спектральной совместимости с другими радиосистемами, работающими в диапазоне от 1 до 2 ГГц.

LDACS-1 – первая система передачи информации в L-диапазоне. Осуществляет широкополосную передачу, используя в своей работе мультиплексирование с ортогональным частотным разделением каналов (OFDM – англ. Orthogonal frequency-division multiplexing). Ширина спектра канала 500 кГц для прямой и 500кГц для обратной линии связи, с использованием дуплексной передачи. Разделение каналов частотное FDD (Frequency-Division Duplex). Каждая поднесущая модулируется своим сигнальным созвездием BPSK, QPSK, 16-QAM или 64-QAM в зависимости от качества канала, кодирование сверточное с перемежением и/или турбо-кодирование. Прототипами системы являются системы связи В-АМС, Р34, IEEE 802.16m (WiMAX 2009).

LDACS-2 – вторая система передачи информации в L-диапазоне. Отличается от первой способом организации связи, применяется полудуплексная передача с разделением по времени (TDD – англ. Time-Division Duplex). Пропускная способность канала 200 кГц, модуляция GMSK – двухпозиционная с минимальным частотным сдвигом, непрерывной фазой, с индексом модуляции $h = 0,5$, с предварительной гауссовской фильтрацией. Прототипом системы выступила сеть второго поколения – GSM.

Выбор между двумя системами во многом будет определяться результатами экспериментов, которые должны показать, какая из систем обеспечивает наилучшие показатели по скорости передачи информации и способности противостоять помехам различного происхождения. Определяющим фактором будет являться возможность системы работать в условиях смещения частот, вызванных эффектом Доплера.

Таким образом, системы передачи данных ACARS, VDL-1, VDL-2, VDL-3 и VDL-4 не удовлетворяют требованию надежности и скорости передачи цифровой информации по линии «земля-борт». Для выполнения этих требований необходим переход к системам передачи информации L-диапазона, которые потребуют введения новых частотных ресурсов для широкополосной передачи данных и обеспечат высокую скорость, надежность и непрерывность связи для задач управления воздушным движением.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Клёсова Ю. В. «Стенд сертификационных испытаний транспондеров VDL mode 4» / Ю. В. Клёсова // Материалы международной научно-технической конференции, 3-7 декабря 2012 г. – М.: МГТУ МИРЭА – ИРЭ РАН, 2012, часть 7. – 167 с.
2. Лежанкин Б. В. Системный анализ задачи определения местоположения воздушного судна в многопозиционной системе наблюдения / Б. В. Лежанкин, В. В. Ерохин, В. С. Марюхненко // Информационные технологии и математическое моделирование в управлении сложными системами. – 2019. – №1 (2). – С. 46-61
3. Орленко А.С. «Системы передачи информации ACARS и CPDLS» / А. С. Орленко, А. М. Игошин // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. – 2010. – №6. – С. 221-223.

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИНФОРМАЦИИ, ПОЛУЧАЕМОЙ С БОРТА
ВОЗДУШНОГО СУДНА ПРИ ОБРАБОТКЕ ДАННЫХ НАБЛЮДЕНИЯ**

Миролюбов А. М., канд. техн. наук

Монаков А. А., д-р техн. наук

АО «Азимут»

Санкт-Петербургский государственный университет

аэрокосмического приборостроения

(г. Санкт-Петербург)

В статье рассматривается комплексирование данных, получаемых от бортовых навигационных систем воздушных судов, и данных, получаемых от наземных систем наблюдения (первичных и вторичных радиолокационных комплексов, широкозонных и аэродромных многопозиционных систем наблюдения, вещательных и контрактных систем автоматического зависимого наблюдения) при обработке информации наблюдения в автоматизированных системах управления воздушным движением. Дано описание алгоритма комплексирования данных, полученных от наземных систем наблюдения, и данных, полученных от бортового оборудования, на основе фильтра взаимодействующих моделей (Interactive Multiple Model – IMM). Проведено математическое моделирование предложенного алгоритма фильтрации данных наблюдения и проведена оценка его точности.

Ключевые слова: комплексирование данных наблюдения, фильтр взаимодействующих моделей, IMM, BDS регистры, РЛС, МПЧН, АЗН, системы обработки данных наблюдения.

Рост интенсивности воздушного движения приводит к необходимости повышения пропускной способности системы организации воздушного движения при сохранении заданного уровня безопасности. Программа блочной модернизации ИКАО [Глобальный аэронавигационный план, 2013] предполагает сокращение норм горизонтального эшелонирования ВС (RECAT, эшелонирование, основанное на времени), использование систем предсказания и предотвращения среднесрочных и краткосрочных конфликтных ситуаций, планирование операций, основанных на использовании оптимальных траекторий ВС, использование автоматизированных методов построения оптимальной очередности захода на посадку и вылета ВС. Такой подход к развитию аэронавигационной отрасли предъявляет высокие требования к качеству обработки информации наблюдения в автоматизированных системах управления воздушным движением (АС УВД). На настоящий момент требования к точностным параметрам системы обработки данных наблюдения (СОДН) определяются документами [EUROCONTROL, 1997; EUROCONTROL, 2012]. Требования по точности в аэродромной и трассовой зоне обслуживания представлены в Таблицах 1 и 2 соответственно.

Таблица 1 – Значения допустимых средних квадратических отклонений (СКО) вектора состояния ВС на выходе СОДН в аэродромной зоне диспетчерского обслуживания

Параметр	Тип движения		
	Равномерное движение	Движение с ускорением	Разворот
СКО определения координат	60 м	180 м	100 м
СКО определения путевой скорости	0,6 м/с	17 м/с	4 м/с
СКО определения путевого угла	0,7 °	1,5 °	6 °

Таблица 2 – Значения допустимых средних квадратических отклонений (СКО) вектора состояния ВС на выходе СОДН в зоне районного центра

Параметр	Тип движения		
	Равномерное движение	Движение с ускорением	Разворот
СКО определения координат	170 м	400 м	250 м
СКО определения путевой скорости	2 м/с	27 м/с	7 м/с
СКО определения путевого угла	0,7 °	1,5 °	4 °

Основными источниками информации о положении ВС при радиолокационном контроле являются первичные (ПРЛ) и вторичные (ВРЛ) радиолокаторы, многопозиционные системы наблюдения (МПСН) и системы вещательного автоматического зависимого наблюдения (АЗН-В). При процедурном контроле может использоваться контрактное автоматическое зависимое наблюдение (АЗН-К). Все указанные выше системы наблюдения позволяют определять координаты ВС $\vec{x}$. Каждый из типов систем наблюдения обладает различными точностными параметрами определения координат ВС. Требования к точностным параметрам систем наблюдения определяются стандартами [EUROCONTROL, 1997; ГОСТ Р 51845-2001, 2001] и представлены в Таблице 3.

Таблица 3 – Точностные параметры систем наблюдения

Тип сенсора	СКО по азимуту	СКО по расстоянию
ПРЛ	0.15 °	120 м
ВРЛ	0.08 °	70 м
МПСН в зоне РЦ	-	500 м
МПСН в зоне АДЦ	-	300 м
АЗН	-	требования отсутствуют

Для сглаживания случайных ошибок измерения, а также для вычисления скорости, ускорения и угловой скорости ВС традиционно используется процедура фильтрации данных наблюдения, основанная на фильтрах Калмана или фильтре взаимодействующих моделей (IMM) [Yaakov Bar-Shalom, 2001; Сычев, 2016], которая использует в качестве наблюдаемых параметров только измеренные координаты ВС.

Воздушные суда, оборудованные ответчиками режима S, способны передавать в ответ на запрос дополнительную кинематическую информацию, определенную бортовым оборудованием, содержащуюся в BDS регистрах ответных кодов режима S [Приложение 10, 2014]. Перечень дополнительной информации, содержащейся в BDS регистрах, приведен в таблице 4.

Таблица 4 – Содержание основных BDS регистров ответных кодов режима S

Номер BDS регистра	Информация, содержащаяся в BDS регистрах
4.0	Вертикальная скорость ВС
5.0	Путевой угол и путевая скорость
6.0	Магнитный курс и приборная скорость

Наземные системы наблюдения (ВРЛ режима S, МПСН) способны периодически запрашивать у самолетных ответчиков содержимое BDS регистров и выдавать эту информацию в СОДН совместно с оценками координат ВС, которые получены вышеперечисленными системами наблюдения, независимо от содержания BDS регистров. Получаемая таким образом дополнительная информация может быть использована СОДН в целях повышения точности измерения координат ВС.

Для объединения (комплексирования) двух рассмотренных потоков информации о параметрах движения ВС с целью повышения точности оценки вектора состояния ВС могут использоваться оптимальные фильтры (фильтр

Калмана (ФК), расширенный ФК, фильтр частиц и др.). Рассмотрим процедуру фильтрации информации наблюдения, которая учитывает не только измеренные координаты ВС, но и значение вектора скорости, вычисленное по информации, содержащейся в BDS регистре 5.0. В качестве комплексирующего фильтра будем использовать фильтр взаимодействующих моделей (ИММ) с тремя типами движения: равномерное движение, движение с ускорением и разворот ВС. Каждому типу движения соответствует свой ФК. Поскольку разворот ВС описывается нелинейным уравнением движения, то для его фильтрации необходимо использовать расширенный ФК.

В общем случае процедура фильтрации каждой модели движения описывается следующими выражениями.

$$\begin{aligned} X^*(t+\tau) &= f(\hat{X}(t), \tau) \\ P^*(t+\tau) &= F(\tau)\hat{P}(t)F^T(\tau) + Q(\tau), \\ \hat{S}(t+\tau) &= HP^*(t+\tau)H^T + R, \\ K(t+\tau) &= P^*(t+\tau)H^T(\hat{S}(t+\tau))^{-1}, \\ \hat{X}(t+\tau) &= X^*(t+\tau) + K(t+\tau)(y(t+\tau) - HX^*(t+\tau)), \\ \hat{P}(t+\tau) &= P^*(t+\tau) - K(t+\tau)HP^*(t+\tau), \end{aligned} \tag{1}$$

где

$X(t)$ - вектор состояния,

$\hat{X}(t)$ - оценка вектора состояния,

$y(t+\tau)$ - данные наблюдения,

$h(X(t))$ - функция наблюдения,

H - якобиан функции наблюдения,

$f(X(t), \tau)$ - функция эволюции, соответствующая модели движения,

$F(\tau)$ - якобиан функции эволюции,

$Q(\tau)$ - ковариационная матрица возбуждающих шумов модели движения,

R - ковариационная матрица ошибок измерений,

$\hat{P}(t)$ - оценка ковариационной матрицы вектора состояния.

В случае использования путевой скорости $\vec{v}(t)$, получаемой с борта ВС, данные наблюдения имеют вид:

$$y(t) = \begin{pmatrix} \vec{x}(t) \\ \vec{v}(t) \end{pmatrix} \tag{2}$$

Функция наблюдения $h(X(t))$ представляет собой единичную матрицу.

Структурная схема фильтра взаимодействующих моделей представлена на рисунке 1.

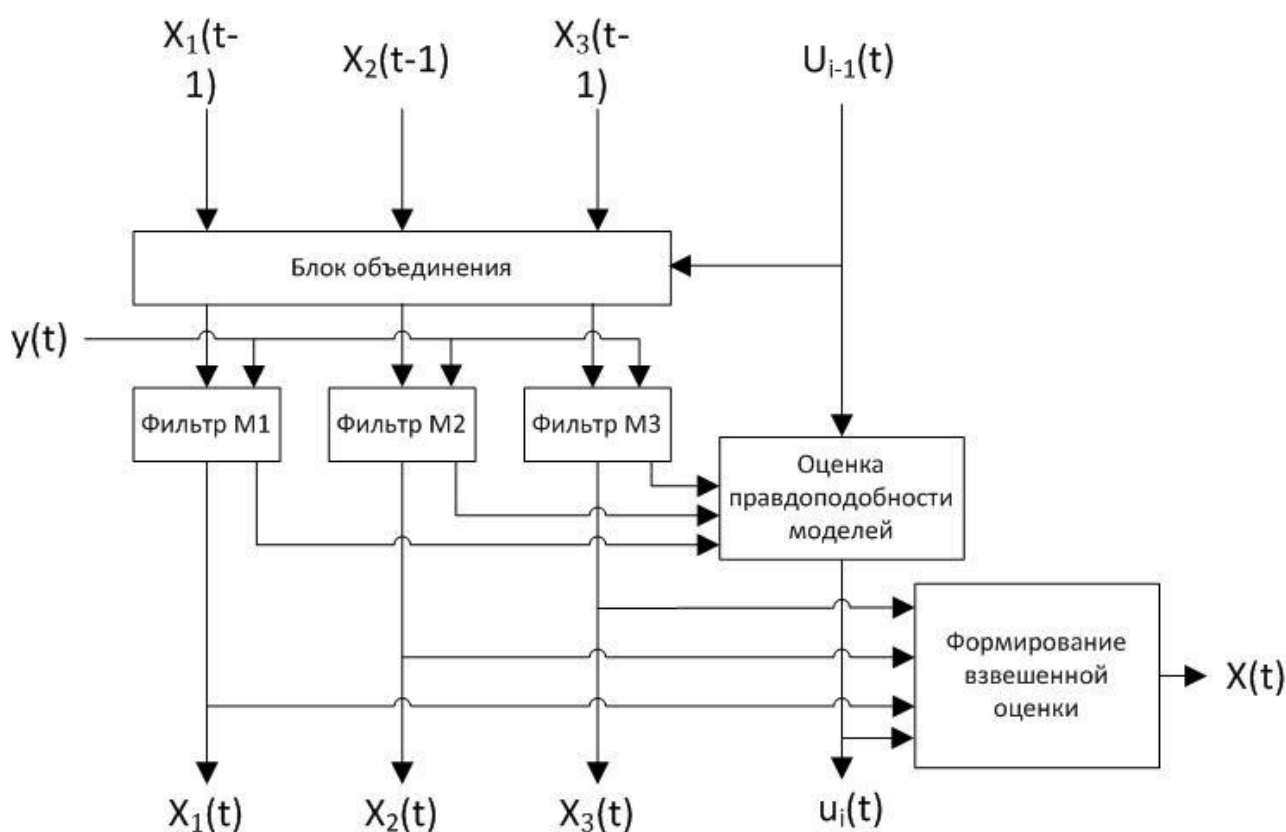


Рисунок 1 – Структурная схема фильтра взаимодействующих моделей

Для оценки качества траекторной обработки при использовании путевой скорости, получаемой от бортового оборудования ВС, было проведено математическое моделирование. Параметры моделируемых систем наблюдения соответствовали параметрам, приведенным в Таблице 3. Динамика моделируемых ВС соответствовала параметрам гражданского ВС Boeing 767 [USER MANUAL FOR THE BASE, 2014]. Точностные параметры измерителя путевой скорости и курса соответствовали данным, приведенным в Таблице 5.

Таблица 5 – Точностные параметры путевой скорости и курса, используемые при математическом моделировании

Параметр	Значение СКО
Путевая скорость	10 м/с
Путевой угол	5 °

Результаты математического моделирования без использования информации о путевой скорости и с ее использованием приведены в Таблицах 6 и 7 соответственно.

Таблица 6 – Значения допустимых СКО вектора состояния ВС на выходе СОДН без использования информации о путевой скорости

Параметр	Тип движения		
	Равномерное движение	Движение с ускорением	Разворот
аэродромная зона диспетчерского обслуживания			
RMS определения координат	48 м	156 м	87 м
RMS определения путевой скорости	0,5 м/с	14 м/с	3 м/с
RMS определения путевого угла	0,6 °	1,2 °	6 °
в зоне районного центра			
RMS определения координат	163 м	324 м	220 м
RMS определения путевой скорости	2 м/с	22 м/с	5 м/с
RMS определения путевого угла	0,6 °	1,3 °	4 °

Таблица 7 – Значения допустимых СКО вектора состояния ВС на выходе СОДН с использованием информации о путевой скорости, получаемой с борта ВС

Параметр	Тип движения		
	Равномерное движение	Движение с ускорением	Разворот
аэродромная зона диспетчерского обслуживания			
RMS определения координат	26 м	62 м	44 м
RMS определения путевой скорости	0,2 м/с	4 м/с	2 м/с
RMS определения путевого угла	0,3 °	0,8 °	2 °
в зоне районного центра			
RMS определения координат	52 м	148 м	120 м
RMS определения путевой скорости	0,6 м/с	7 м/с	2 м/с
RMS определения путевого угла	0,3 °	0,9 °	2 °

Из сравнения данных математического моделирования видно, что использование путевой скорости в качестве наблюдаемой величины при фильтрации повышает точность оценки координат ВС на 40%, а точность оценки скорости на 60%. Следует отметить, что повышение точности оценки скорости ВС позволяет увеличить горизонт прогноза точного положения ВС, что особенно важно в системах предсказания и предотвращения среднесрочных конфликтных ситуаций, а также построения очередей захода на посадку ВС в условиях высокой интенсивности воздушного движения.

Предложенные методы фильтрации могут быть применимы и в океанических секторах, где единственным источником информации являются системы АЗН контрактного типа или вещательные системы космического базирования.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. ГЛОБАЛЬНЫЙ АЭРОНАВИГАЦИОННЫЙ ПЛАН НА 2013–2028 гг. // Doc 9750-AN/963, Четвертое издание – 2013 год.
2. ГОСТ Р 51845-2001 Системы вторичной радиолокации для управления воздушным движением. Общие технические условия. – М.: Госстандарт. 2001.
3. Приложение 10 к Конвенции о международной гражданской авиации, Авиационная электросвязь, Том IV Системы наблюдения и предупреждения столкновений, Издание пятое, Июль 2014 года.
4. Сычев М. И. Траекторная обработка радиолокационной информации на основе многомодельной фильтрации / М. И. Сычев // Труды МАИ. – 2016. – №90.
5. EUROCONTROL STANDARD DOCUMENT FOR RADAR SURVEILLANCE IN EN-ROUTE AIRSPACE AND MAJOR TERMINAL AREAS // SUR.ET1.ST01.1000-STD-01-01, Edition: 1.0, March 1997.
6. EUROCONTROL Specification for ATM Surveillance System Performance // SPEC-0147, Edition Number 1.0, Edition 30/03/2012.
7. USER MANUAL FOR THE BASE OF AIRCRAFT DATA (BADA), REVISION 3.12, EEC Technical/Scientific Report No. 14/04/24-44, Issued: August 2014.
8. Yaakov Bar-Shalom, X.-Rong Li, Thiagalingam Kirubarajan. Estimation with Applications To Tracking and Navigation. John Wiley&Sons, Inc., New York, 2001.

УДК 621.396.67

АКТУАЛЬНОСТЬ ВНЕДРЕНИЯ ТЕМАТИКИ СОЗДАНИЯ РАДИОУПРАВЛЯЕМОЙ МОДЕЛИ САМОЛЕТА С ДВИГАТЕЛЕМ ВНУТРЕННЕГО СГОРАНИЯ ДЛЯ КУРСАНТОВ ВУЗОВ ГА НА БАЗЕ СОВРЕМЕННЫХ КОМПЛЕКТУЮЩИХ

Прокопенков Д. О.
Марченко И. П.

*Рыльский АТК – филиал МГТУ ГА
(г. Рыльск)*

Рассмотрена методика построения модели воздушного судна, содержащая все этапы от создания чертежей модели до проведения натурных испытаний. Проведен обзор комплектующих изделий и представлены приметные затраты на производство действующего образца.

Ключевые слова: модель, четырёхтактный авиамодельный двигатель, сервопривод, крыло, элероны, фюзеляж, шпангоуты, стабилизатор, руль высоты, киль, руль направления.

Приобретение авиационной специальности неразрывно связано с необходимостью привлечения в процесс обучения образцов авиационной техники для наглядного восприятия обучающимися сложных физических процессов, протекающих при подготовке и производстве полетов воздушных судов. Привлечение реальных образцов авиационной техники потребует больших экономических затрат. Внедрение в учебный процесс моделей может существенно снизить затраты, повысить наглядность процесса обучения, а также повысить интерес и мотивацию обучающихся [Карпова, 2011].

Процесс создания модели воздушного судна целесообразно начать с выбора конкретной модели, которая обеспечит реализацию поставленных задач и экономически будет менее затратной. Перед строительством модели рассматривалось несколько самолетов. На выбор были представлены такие самолеты как: По-2, И-152, Р-5 [Харук, 2013]. Из этого списка был выбран По-2, так как у него длина фюзеляжа имеет большее значение в отличие от И-152, а Р-5 оказался самым большим в линейке представленных моделей, что заставило выбрать масштаб чертежа еще меньше, что повлияло на технические характеристики модели. Выбирались из самолетов исключительно бипланы, так как 2 крыла обеспечивали устойчивое положение в воздухе, создавалось больше подъемной силы, что давало меньшую нагрузку на крылья модели. По-2 был выбран еще из-за легкости его конструкции, он имеет почти прямоугольный фюзеляж и полукруглый гаргрот, в отличие от других выше приведенных самолетов. Данный самолет является учебным самолетом, созданным на базе английского разведчика. Два крыла обеспечивают устойчивость на малых скоростях.

Исходя из выбора модели типа По-2, силовая установка ВС представила собой четырёхтактный двигатель внутреннего сгорания ASP FS61AR (рисунок 1).



Рисунок 1 – Четырёхтактный авиамодельный двигатель ASP FS61AR

Данный двигатель имеет объем 10 куб. см., мощность данного двигателя обеспечит модели копийный полет, реалистичный звук во время полета и виражей, а также за счет четырехтактной конструкции двигателя обеспечивается экономный расход топлива. Топливная система реализуется за счет одного бака объемом 400 мл., что обеспечит продолжительный полет и позволит лучше изучить модель.

При проектировании электрооборудования ВС используются сервоприводы Hitec HS-311 (рисунок 2).



Рисунок 2 – Сервопривод Hitec HS-311

Данные сервоприводы приводят в действие рули управления модели (элероны, руль направления, руль высоты и заслонка карбюратора). Из управляющего элемента используется приемник Optima 6 (имеет 6 каналов управления) (рисунок 3).



Рисунок 3 – Приемник Optima 6

Пульт управления является Aurora 9 2.4 ГГц (рисунок 4).



Рисунок 4 – Aurora 9

Данная электроника взаимодействия между ВС и оператором позволит гибко настроить модель для пилотирования, имеет большую дальность и широкий спектр диапазона настроек. Питанием для данной модели послужит никель-кадмиевый шестибаночный аккумулятор, выдающий достаточное напряжение в 7,6 В для питания радиоаппаратуры, емкость данного аккумулятора ориентировочно 2 А/ч. для продолжительных полетов без подзарядки.

Процесс производства модели самолета содержит несколько этапов. В первую очередь создается чертеж модели в выбранном масштабе 1:7, при этом размах верхнего крыла модели составляет 1.62 м., чего вполне достаточно для исследований аэродинамических характеристик. Верхнее и нижнее крыло модели имеют наборную конструкцию, то есть отдельно будут вырезаться нервюры и строгаться передние и задние кромки крыльев и лонжероны, но при этом имеют разную длину. Нервюры вырезаются из бальзы толщиной 2мм. Кромки и лонжероны создаются из липовой доски. Эти детали обеспечат прочные и надежные плоскости для модели, которые будут невосприимчивы к большинству нагрузок (рисунок 5).



Рисунок 5 – Конструкция верхнего крыла

На следующем этапе из фанеры 2-3мм вырезаются шпангоуты для фюзеляжа, а шпангоут номер 1 будет из 8мм фанеры, так как к нему будет крепиться силовая установка. Полученные стрингера в процессе сборки монтируются в пазы, вырезанные в шпангоутах, и склеивается фюзеляж. Затем обшивается двухмиллиметровой бальзой для увеличения прочности фюзеляжа (рисунок 6).



Рисунок 6 – Конструкция фюзеляжа

Далее по принципу сборки верхнего крыла собираем второе крыло, стабилизатор, руль высоты, элероны, киль и руль направления (рисунок 7).



Рисунок 7 – Стабилизатор и руль высоты

На следующем этапе происходит установка и подвешивание рулей, протягивание тросов, установка шасси, двигателя и установка сервоприводов. После данных действий модель подлежит обтяжке (рисунок 8).



Рисунок 8 – Готовый фюзеляж модели

На заключительном этапе сборки производится натяжение тросов, покраска, проверяется прочность креплений. Модель По-2 имеет вид, показанный на рисунке 9.



Рисунок 9 – Готовая модель самолета По-2

Испытания модели. Они проводятся в открытом поле с подготовленной полосой для взлета моделей. Взлет на новых моделях всегда сложный, так как поведение модели непредсказуемое. После взлета выполняется триммирование модели для достижения прямолинейного полета без участия оператора в трех плоскостях. Далее после того, как модель оттриммирована, выполняются виражи влево и вправо, и проверяется устойчивость модели в воздухе и определяется, при каких углах начинается сваливание. Модель хорошо выполняет данные функции за счет двух крыльев. После проведенных испытаний выполняется посадка.

Исходя из реальных примеров, временные сроки на реализацию данного проекта в среднем занимают от года до полутора лет. Ценовой диапазон на оборудование и расходные материалы составляет порядка 40000 рублей на оборудование и 8000 рублей на фюзеляж и расходные материалы (краска, фанера, доска, бальза, тросы, шасси) для сборки.

Достоинством данной работы является тот факт, что модель По-2 является масштабной копией реального самолета и может участвовать в соревнованиях всероссийского класса. С помощью данной модели можно проверить некоторые приборы самолета, такие как вариометр и указатель скорости. При реализации модели с двигателем внутреннего сгорания ВС выглядит более реалистичным, как по виду, так и по звуку во время презентации и полета, хорошая тяговооруженность позволяет выполнять множество фигур пилотажа. Аналогов электродвигателя с такой тягой попросту нет. К минусам относятся высокая цена на топливо для данного двигателя, так как 1 галлон топлива (почти 4 литра) стоит порядка 3-х тысяч рублей (на данном объеме мы можем совершить порядка 8 полных полетов), и суммарная цена на оборудование в целом.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Карпова Л. И.* Подготовка специалистов гражданской авиации - гарантия безопасности воздушных перевозок / Л. И. Карпова, Д. А. Никитин // Научный вестник МГТУ ГА. – 2011. – №166. – С. 102-107.
2. *Харук А. И.* Боевые самолеты Второй Мировой. / А. И. Харук. – М.: Издательство: Эксмо, 2013. – 808 с.

УДК 621.396.969.34 : 621.396.933

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ СОСТАВА СРЕДСТВ РАДИОТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ И АВИАЦИОННОЙ ЭЛЕКТРОСВЯЗИ НА АЭРОДРОМЕ

Рубцов Е. А., канд. техн. наук
Бабошко Л. Н.

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)*

В настоящее время в Федеральных авиационных правилах отсутствуют рекомендации по типовому составу средств радиотехнического обеспечения полетов и авиационной электросвязи, а также отсутствует методика обоснования внедрения того или иного оборудования на аэродроме. Задачу можно решить разработкой табеля оснащения (по опыту применения подобного табеля в СССР), однако более продуктивным подходом является разработка методики обоснования состава оборудования. В статье предлагается на основе статистических данных вывести закономерности оснащения существующих аэродромов. Полученные тренды можно использовать для оценки состава реконструируемых или проектируемых аэродромов.

Ключевые слова: средства РТОП и АЭС, оснащение аэродрома, радиотехническое обеспечение полетов, табель оснащения.

Введение

В настоящее время наблюдается тенденция возрождения региональной гражданской авиации в России, в связи с чем ожидается реконструкция, восстановление и строительство большого количества аэродромов [Комплексный план модернизации и расширения магистральной инфраструктуры на период до 2024 года, 2018; Региональная авиация – системный элемент магистральной инфраструктуры].

В связи с этим актуальной становится задача определения требуемого состава средств радиотехнического обеспечения полетов и авиационной электросвязи (РТОП и АЭС). К сожалению, в действующих Федеральных авиационных правилах отсутствуют типовые составы оборудования аэродрома, а также нет методик по обоснованию наличия того или иного оборудования. Цель данной статьи – предложить подход к определению требуемого состава средств РТОП и АЭС исходя из статистических данных.

Анализ опыта определения состава средств РТОП и АЭС в СССР

В 70-80-е годы прошлого века в СССР ежегодно вводилось в строй достаточно большое количество аэродромов различных классов. Для определения состава радиотехнических средств (РТС) были разработаны типовые варианты, оформленные в виде табеля оснащения.

Табель оснащения предусматривал минимальный перечень оборудования для аэродромов различных классов, которые могли принимать требуемые типы воздушных судов (ВС) [Табель оснащения аэродромов гражданской авиации средствами радиотехнического обеспечения и связи, 1987].

При этом вводились различные классы аэродромного воздушного пространства в зависимости от класса и режима работы аэродрома, типа ВС и числа одновременно обслуживаемых ВС.

Типовой состав средств РТОП и АЭС представлен в табл. 1, где указывается на необходимость наличия трассового обзорного радиолокатора (ОРЛ-Т), аэродромного обзорного радиолокатора (ОРЛ-А), автоматического радиопеленгатора (АРП), радиотехнической системы ближней навигации (РСБН), отдельной приводной радиостанции (ОПРС), посадочного

радиолокатора (ПРЛ), радиомаячной системы (РМС), оборудования систем посадки (ОСП), а также средств радиосвязи декаметрового (ДКМВ) и метрового (МВ) диапазонов.

Таблица 1 – Минимальный состав средств РТОП и АЭС на аэродроме

Класс аэродрома	Наблюдение			Навигация		Посадка			Радиосвязь	
	ОРЛ-Т	ОРЛ-А	АРП	РСБН	ОПРС	ПРЛ	РМС	ОСП	ДКМВ	МВ
А	+	+	+	+	–	+	+	+	+	+
Б	–	+	+	–	–	+	+	+	+	+
В	–	–	+	–	–	–	–	+	+	+
Г	–	–	+	–	+	–	–	–	+	+
Д	–	–	+	–	+	–	–	–	+	+

При определении состава средств РТОП и АЭС для горных аэродромов в равных условиях эксплуатации назначался тип на класс выше. Перечень средств радиосвязи мог изменяться применительно к потребностям данного аэропорта с учетом обеспечения безопасности в экономической эффективности их использования. Так, при необходимости можно было отказаться от размещения на конкретном аэродроме средств ДКМВ-диапазона при наличии радиоцентра в данном регионе.

Если условия (например, рельеф местности) не могли обеспечить эффективность использования средств, предусмотренных табелем, управление гражданской авиации предоставляло на утверждение заместителя министра по летной службе согласованное с НИИ ГА решение для конкретного аэродрома об изменении перечня средств РТОП и АЭС.

Анализ существующих требований к составу средств РТОП и АЭС

В ранних редакциях Федеральных авиационных правил (ФАП) № 297 содержались требования по обязательному наличию радиолокатора обзора летного поля (РЛС ОЛП) в том случае, если ВПП оборудована радиомаячными системами посадки III (позднее II и III) категории [ФАП «Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь в гражданской авиации», 2019]. В существующей редакции такое требование отсутствует. Также в ФАП № 297 указано, что для обеспечения полетов в районе аэродрома с применением глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС) требуется обязательное наличие локальных контрольных станций мониторинга (ЛКСМ), которые могут входить в состав локальных контрольно-корректирующих станций (ЛККС). При этом на ЛКСМ должна осуществляться запись и хранение информации ГНСС, относящихся к

операциям в районе аэродрома. В целом же, данные ФАП содержат требования по размещению, но не по составу оборудования.

В ФАП № 262 имеется таблица (в сокращенном виде – табл. 2) оснащения объектами радиотехнического обеспечения полетов в зависимости от категории точного захода на посадку, а также для случая захода на посадку по приборам [ФАП «Требования, предъявляемые к аэродромам, предназначенным для взлета, посадки, руления и стоянки гражданских воздушных судов», 2017].

Таблица 2 – Оснащение объектами радиотехнического обеспечения полетов

Наименование оборудования	ВПП точного захода на посадку			ВПП захода на посадку по приборам
	I категории	II категории	III категории	
РМС	+(1)	+(1)	+(1)	*
ЛККС	+(1)	+(1)	+(1)	+(2)
РЛС ОЛП и/или МПСН-А	*	+	+	-
ОПРС или ОСП или РМА	*	*	*	+(3)
ЛКСМ	-	-	-	+(2)
Средства радиосвязи ОВЧ диапазона	+	+	+	+(4)
ОРЛ-А (первичный обзорный радиолокатор, вторичный обзорный радиолокатор, работающий в режиме «RBS»)	*(5)	*(5)	*(5)	+(4)

Примечание: + Обязательное оборудование.

** Рекомендуемое оборудование.*

(1) Может проводиться оснащение РМС и/или ЛККС.

(2) Обязательное наличие ЛКСМ или ЛККС для аэродромов, на которых выполняются неточные заходы воздушных судов на посадку по сигналам ГНСС.

(3) При наличии РМС или ЛККС на аэродроме, установка ОПРС, ОСП, РМА является не обязательной (рекомендуемое оборудование).

(4) Обязательное наличие оборудования для контролируемых аэродромов.

(5) Оборудование не влияет на категорию ВПП.

Сертификационные требования (Базисы) регламентируют технические характеристики средств РТОП и АЭС, а также формат сигналов, однако не содержат указаний на необходимость наличия того или иного средства на аэродроме [Сертификационные требования (базисы) к оборудованию РТОП].

Таким образом, в настоящее время отсутствует единая утвержденная методика по определению состава средств РТОП и АЭС на аэродроме.

Некоторые требования можно найти в Федеральных авиационных правилах № 297 и № 262, однако они не охватывают все разнообразие средств РТОП и АЭС. Для определения состава средств РТОП и АЭС на аэродроме требуется разработка методики его обоснования (определения минимального состава).

Методика определения состава средств РТОП и АЭС

Решение задачи по разработке методики определения состава средств РТОП и АЭС на аэродроме – необходимо собрать статистику существующих аэродромов. При этом считается, что существующее оборудование полностью обеспечивает требуемый уровень безопасности полетов.

Пример собранных данных представлен в табл. 3. Данные были получены из АИП и путем опроса работников службы эксплуатации радиотехнического оборудования и связи данных аэродромов. Следует учесть, что в идеале необходима информация по всем аэродромам. Кроме того, требуется знать не только пассажиропоток и объем перевозимых грузов, но и количество взлетно-посадочных операций, частоту и характер инцидентов, происходящих в районе аэродрома и другие данные, которые не находятся в свободном доступе [Объемы перевозок через аэропорты России; Государственный реестр аэродромов и вертодромов гражданской авиации Российской Федерации].

Для того чтобы оценить закономерности оснащения аэродромов, целесообразно ввести интегральную оценку для каждой категории РТС: наблюдения, навигации, посадки и связи. Для этого применим методику многокритериальной оценки.

Методика многокритериальной оценки в общем виде достаточно сложна, однако для решения практических задач можно воспользоваться ее упрощенным вариантом.

Оценка проводится в соответствии со следующим алгоритмом [Методика многокритериальной оценки]:

- 1) Выбор имеющихся вариантов.
- 2) Определение критериев, по которым будет проводиться оценка вариантов.
- 3) Определение (или присвоение) весовых коэффициентов для каждого критерия.
- 4) Оценка вариантов по критериям.
- 5) Подсчет взвешенной оценки каждого варианта.

Как правило, последним шагом является выбор оптимального варианта, исходя из максимальной или минимальной (в зависимости от задачи) оценки. Для нашего случая важно получить интегральную оценку каждого варианта.

Многокритериальная оценка может проводиться путем нескольких итераций. Это происходит при недостаточно корректном выборе критериев или неправильном присвоении весовых коэффициентов.

Таблица 3 – Информация о составе средств некоторых аэродромов

Средства РТОП и АЭС	Аэродром				
	Орск	Магадан (Сокол)	Охотск	Пенза	Усинск
ОРЛ-Т	–	Лира 1Л118, 1РЛ139-2, МВРЛ «Крона»	Лира-Т	1РЛ139-2, МВРЛ «Крона»	–
ОРЛ-А	АОРЛ-85	Лира-А10	АОРЛ-1АС	АОРЛ-1АС	АОРЛ-1АС
АРП	DF-2000	RDF-734, АРП-75	RDF-734	DF-2000	DF-2000, АРП-75
АЗН-В	«Сонар»	«Сонар»	«Сота-Х1»	н/д	«Сота-Х1»
VOR/DME	–	–	DVOR-2000, DME-2000	РМА-90, РМД-90	–
ОСП	АРМ- 150МА	ПАР-10С, РММ-90, МРМ-В	ПАР-10С, МРМ-70	АРМ-150, МРМ-75	ПАР-10С, МРМ-70, Кварц-МРМ
РМС, категория	СП-80, II	СП-90, I	СП-80, I	СП-90, I	СП-80М, I
GLS	ЛККС-А- 2000	ЛККС-А-2000	ЛККС-А-2000	ЛККС-А- 2000	ЛККС-А- 2000
РТС связи ОВЧ диапазона	Фазан- 19Р50, Баклан-РН	Полет-2А, Фазан-19П50, Фазан-19Р5 Фазан-Р2	Фазан-19Р50, Фазан-Р2, «Серия2000»	Фазан- 19Р50, Фазан-Р5, Фазан-П2	Фазан- 19Р50, Фазан-Р5, Фазан-ПРМ, Полет-2А
РТС связи ВЧ диапазона	ПТ-1000, ПТ-500	RX-2000Н, ТХ-2300Н	ПП-500, «Береза», «Сосна», «Брусника»	ПП-1000	н/д
Класс аэродрома	В	А	Г	В	В
Характеристи ки ВПП, м	2900×42	3452×60	2150×75 1780×36	2800×45	2501×42
Покрытие ВПП	Асфальто- бетон	Асфальто- бетон	Грунт, металл	Асфальто- бетон	Железобето н
Пассажиро- поток, чел./год	н/д	425652	30499	186175	н/д
Перевозка грузов, т/год	н/д	7810	930,28	11,44	н/д

Рассмотрим общий вид методики многокритериальной оценки. Пусть имеется n вариантов (моделей) РТС навигации, посадки, наблюдения или связи X . Каждое средство ($X_1, X_2, \dots, X_n$) характеризуется рядом параметров (всего параметров i ед.). Параметрами могут быть: точность, надежность, ремонтпригодность, удобство обслуживания, наличие дополнительных функций и др. Числовые характеристики могут быть приведены к пяти- или семибалльной абсолютной или относительной шкале. Для качественных показателей

целесообразно ввести экспертную оценку путем опроса специалистов в предметной области. При анализе вариантов X_i для каждого параметра выбирается весовой коэффициент k_i (количество весовых коэффициентов равно количеству параметров). Весовые коэффициенты показывают важность того или иного параметра по сравнению с остальными, а величина конкретного весового коэффициента определяется решаемой задачей. Величины весовых коэффициентов в принципе могут быть любыми, однако для наглядности и удобства их целесообразно брать как доли от единицы, т.е. сумма весовых коэффициентов должна быть равной 1.

Для определения интегральной оценки каждого варианта составляется таблица, пример которой представлен в табл. 4.

Таблица 4 – Пример многокритериальной оценки

Варианты	Параметры (весовой коэффициент k)					Интегральная оценка A
	1 (0,2)	2 (0,3)	3 (0,1)	...	i (0,1)	
1	2	3	1	...	4	3,4
2	1	1	5	...	2	2,1
3	2	4	1	...	1	2,8
...	...	...	...	...	...	...
n	3	1	5	...	1	4,0

Крайний правый столбец табл. 4 представляет собой интегральную оценку A_n варианта X_n с учетом весовых коэффициентов его параметров. Находится эта оценка как:

$$A_i = P_1 \cdot k_i + P_2 \cdot k_2 + P_3 \cdot k_3 + \dots + P_i \cdot k_i \quad (1)$$

Таким образом, возможно преобразовать табл. 4 в таблицу, содержащую интегральные оценки для выбранной категории средств, либо для совокупности средств РТОП и АЭС, а результат при этом удобно представить в виде графика зависимости интегральной оценки от длины ВПП, пассажиропотока, количества взлетно-посадочных операций и т.д. (рис. 1).

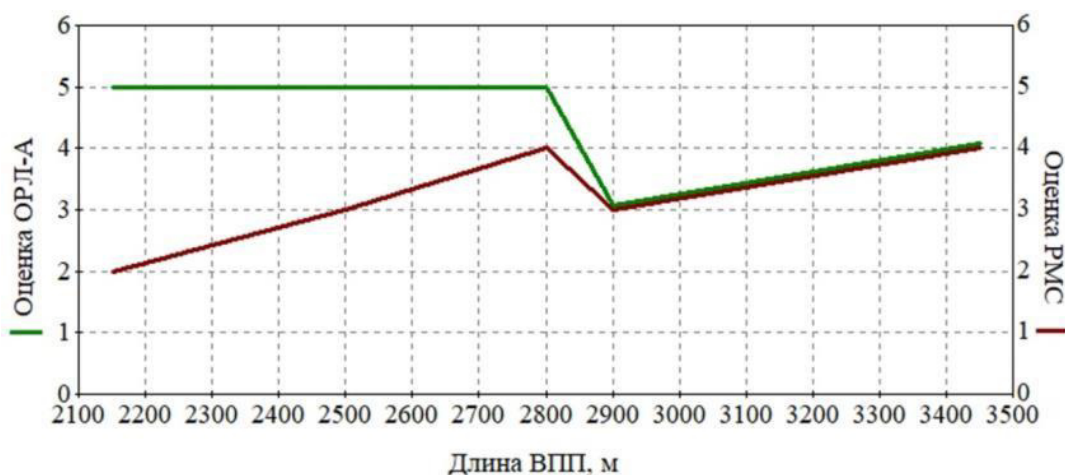


Рисунок 1 – Пример зависимости интегральной оценки ОРЛ-А и РМС от длины ВПП

При наличии достаточно большого набора данных возможно в табличном или графическом виде получить закономерности оснащения существующих аэродромов различных классов, находящихся в разных регионах и отличающихся пассажиропотоком. При задании допустимого интервала отклонений от найденного тренда можно найти аэродромы с недостаточным оснащением (интегральная оценка ниже допустимой), а также можно разработать рекомендации для новых проектируемых аэродромов.

Заключение

Задача определения требуемого состава средств РТОП и АЭС может быть решена двумя способами: разработкой типовых вариантов оснащения (табеля оснащения), либо разработкой методики определения состава оборудования. Второй подход более продуктивен, так как позволяет учитывать общие тенденции в изменении состава и характеристик средств. Кроме того, потребуется разработать единую методику расчета интегральных оценок средств (или оценки всего комплекса средств аэродрома) методом многокритериальной оценки и заранее оговорить набор параметров и их весовые коэффициенты. Возможно потребуется разработка нескольких методик для учета региональных особенностей, либо региональные отличия должны быть заложены в сам алгоритм единой методики.

Для корректной реализации статистического метода определения состава РТОП и АЭС необходимо будет собрать информацию о большинстве аэродромов России (в идеале – обо всех), что потребует значительных трудовых, материальных и временных затрат. Однако подобная работа позволит сформировать единую базу данных с информацией о составе и характеристиках оборудования, которую можно использовать в других исследованиях.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Государственный реестр аэродромов и вертодромов гражданской авиации Российской Федерации [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.favt.ru/reestry-aerodromy-vertodromy> (дата обращения: 23.03.2020).
2. Комплексный план модернизации и расширения магистральной инфраструктуры на период до 2024 года [утв. распоряжением Правительства РФ от 30.09.2018 №2101-р]. – М., 2018. – 65 с.
3. Методика многокритериальной оценки [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.noos.pogovorim.su/viewtopic.php?id=3> (дата обращения: 23.03.2020).
4. Объемы перевозок через аэропорты России [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.favt.ru/deyatelnost-ajeroporty-i-ajerodromy-osnovnie-proizvodstvennie-pokazateli-aeroportov-obyom-perevoz> (дата обращения: 23.03.2020).
5. Региональная авиация – системный элемент магистральной инфраструктуры [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.aex.ru/docs/2/2018/11/%2028/2843> (дата обращения: 23.03.2020).
6. Сертификационные требования (базисы) к оборудованию РТОП [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.favt.ru/sertifikaciya-avia-tehniki-oborudovaniya-sertif-trebovaniya-rtop> (дата обращения: 23.03.2020).

7. Табель оснащения аэродромов гражданской авиации средствами радиотехнического обеспечения и связи [утв. приказом Министерства гражданской авиации СССР от 20 мар. 1987г. №175/у]. – М., 1987. – 12 с.

8. ФАП «Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь в гражданской авиации» [утв. приказом Министерства транспорта Российской Федерации №297 от 20 окт. 2014г. в ред. от 9 янв. 2019г.], 2019. – 63 с.

9. ФАП «Требования, предъявляемые к аэродромам, предназначенным для взлета, посадки, руления и стоянки гражданских воздушных судов» [утв. приказом Министерства транспорта Российской Федерации №262 от 25 авг. 2015г. в ред. от 24 ноя. 2017г.], 2017. – 145 с.

УДК 654.024

МЕТОДЫ ЗАЩИТЫ ЛИНИЙ АВИАЦИОННОЙ ПОДВИЖНОЙ ЭЛЕКТРОСВЯЗИ

Рубцов Е. А.¹, канд. техн. наук

Опарин А. И.²

Мостовой В. М.¹

¹*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации*

²*Санкт-Петербургский центр ОВД, филиал «Аэронавигация Северо-Запада»,
ФГУП «Госкорпорация по ОрВД»
(г. Санкт-Петербург)*

В статье рассматриваются вопросы обеспечения требований к линиям авиационной электросвязи для организации радиотелефонной связи с воздушными судами и внутриаэропортовой связи. Наиболее проблемными факторами при этом являются скрытность радиосвязи и обеспечение закрытого доступа к авиационным линиям радиосвязи. Для аналоговых линий радиосвязи предлагается внедрять различные виды скремблирования: частотное (с инверсией поддиапазонов), временное и комбинированное. Для линий передачи данных помимо скремблирования рекомендуется применять алгоритмы сквозного шифрования AES. Эти меры позволят решить проблему беспрепятственного доступа к линиям связи третьих лиц, а также проблему адресации вызовов.

Ключевые слова: авиационная электросвязь, радиотелефонная связь, линии связи, скремблирование, скрытность связи.

Введение

Авиационная электросвязь (АЭС) играет важную роль в обеспечении безопасности полетов при управлении воздушным движением (УВД). АЭС организуется для обеспечения центров обслуживания воздушного движения (ОВД) радиотелефонной связью с воздушными судами (ВС) и передачи данных, а также для обеспечения центров ОВД, аварийно-спасательных служб связью с экипажами ВС, терпящих или потерпевших бедствие [ФАП «Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь в гражданской авиации», 2019].

Отказ радиосвязи является одним из самых опасных явлений; так при отказе средств радиосвязи и работоспособном состоянии всех остальных

систем ВС считается аварийным, и диспетчер должен применять специальные методы УВД. Причинами отказов могут являться различные факторы [Кульчицкий, 2011; Кудряков, 2019]:

1) производственные: качество изготовления технических систем, соблюдение норм при их проектировании и изготовлении, качество используемых материалов и элементной базы;

2) природно-климатические: климатические и погодные условия, на территории которых установлены средства АЭС, воздействие условий рельефа местности и погоды на распространение и подверженность помехам радиоволн диапазона, применяемого для целей АЭС;

3) эксплуатационные: несоблюдение требований к размещению оборудования, требований по обеспечению технического обслуживания, требований по эксплуатации оборудования АЭС, низкая эффективность мероприятий по профилактике постепенных отказов оборудования, внезапные отказы, низкая или недостаточная квалификация обслуживающего персонала, психологическое состояние должностных лиц в различных ситуациях, электромагнитная и помеховая обстановка в зоне действия радиотехнических систем (РТС) связи, вмешательство других лиц или систем в деятельность по обеспечению УВД, несущие либо случайный характер какого-либо воздействия, либо производимые с целью преднамеренного нарушения оперативно-производственного процесса, терроризма или других причин, вызывающих угрозу для безопасности полетов ВС при УВД, и многие другие подобные причины.

Для исключения негативных факторов, влияющих на радиосвязь по линиям «Земля-борт», предусмотрены следующие требования [Кульчицкий, 2013]:

- своевременность организации связи – готовность АЭС обеспечить управление в назначенное время;
- надежность связи (бесперебойность) – способность АЭС обеспечивать непрерывное управление в любых условиях и обстановке;
- обеспечение требуемой скорости передачи информации;
- обеспечение требуемой достоверности передачи информации – степень точности воспроизведения информации в пункте приема;
- максимальная эффективность и экономичность функционирования электросвязи;
- скрытность связи – исключение раскрытия содержания передаваемой информации и других сведений, подлежащих засекречиванию, то есть составляет государственную, ведомственную или военную тайну;
- отсутствие доступа к вмешательству в диапазон авиационной электросвязи лиц и систем, не относящихся к производственной деятельности гражданской авиации.

Требования, предъявляемые к АЭС должны выполняться на должном уровне, так как связь при полетном обслуживании является основным и единственным средством информационного обмена между экипажем ВС и

диспетчером УВД и представляет собой передачу всех необходимых сведений, а также взаимодействие в различных ситуациях.

Анализ существующих недостатков авиационной электросвязи

Как показывает практика, ряд требований к АЭС в настоящее время выполняются не в полном объеме. Своевременность организации связи и надежность технических систем для ее обеспечения организуется при помощи получения и совершенствования теоретических знаний в различных областях науки, постоянного повышения квалификации инженерно-технического персонала (ИТП) и улучшения системы образования специалистов, разработки новых и современных систем связи и их внедрение на производство и постоянного совершенствования, практического опыта эксплуатации оборудования и линий связи в штатных и нетипичных ситуациях, непосредственно правильной эксплуатации оборудования АЭС в соответствии с технической документацией и разрабатываемыми инструкциями, прогнозированием и выявлением постепенных отказов оборудования и т.д. Обеспечение требований по скорости и достоверности информации, а так же по эффективности и экономичности обеспечивается при помощи выявления и установления оптимальных параметров для оборудования, учитывая так же место его размещения и другие внешние факторы. И хотя соблюдение основных требований постоянно совершенствуется и нарастает, все еще не устранены проблемы защиты линий АЭС от прослушивания (обеспечение скрытности связи) и вмешательства неуполномоченных лиц в сеансы связи [Петраков, 1999; Романец, 1999].

Необходимость решения данных проблем в настоящее время является актуальной, так как в век информационных технологий любому человеку не составляет особого труда получить несанкционированный доступ к линиям авиационной подвижной связи, а особенно – к линиям, содержащим аналоговую информацию, таким как линии основной командной радиосвязи в диапазоне 118-137 МГц или линии внутриаэропортовой радиосвязи диапазона 162-174 МГц [Кульчицкий, 2011; Кудряков, 2019].

Прослушивание линий АЭС, как таковое, не несет негативных последствий для безопасности полетов, так как прослушивающий не воздействует непосредственно на них – он может только лишь получать информацию, содержащуюся в радиообмене уполномоченных лиц и, возможно, использовать ее для совершения каких-либо противоправных действий. Более опасным выступает явление, когда по подобным линиям информация, источниками которой являются не должностные лица, начинает передаваться в эфир. Причинами этого могут выступать как воздействия случайного характера (создание помех для основных и побочных каналов приема, ненамеренный выход в эфир), так и преднамеренные воздействия с какой-либо целью (нарочная постановка сосредоточенных помех, умышленное «засорение» радиочастотного диапазона командной радиосвязи, как бессмысленной информацией, так и информацией, являющейся ложной и т.д.).

Правовым регулятором, защищающим рассматриваемые линии связи, является федеральный закон «О связи». Статья 68 (главы 11) этого закона устанавливает ответственность за нарушение законодательства РФ в области связи [Федеральный закон «О связи»]. Однако это не может физически защитить линии. Для устранения этого недостатка необходимо внедрять технические средства защиты линий АЭС.

Защита линий авиационной электросвязи

Рассмотрим основные типы линий, применяемых для радиосвязи:

- линии основной командной радиосвязи (118-137 МГц);
- линии внутриаэропортовой радиосвязи (162-174 МГц).

Общим для них является то, что они передают в основном аналоговую информацию: первые используют класс излучения А3Е (современные радиостанции должны обеспечивать также классы А2D и G1D) с мощностью передатчиков от 5 до 50 Вт, вторые – F3Е (как правило, NFM типа – узкополосная частотная модуляция) с мощностью не более 5 Вт (табл. 1) [Кудряков, 2019].

Таблица 1 – Характеристики рассматриваемых линий связи

Параметр	Значение	
	Основная диспетчерская связь	Внутриаэропортовая связь
Диапазон частот, МГц	118 – 137	162 – 174
Шаг сетки частот, кГц	25/8,33	25
Класс излучения	А3Е, А2D, G1D	F3Е (NFM)
Ширина спектра радиосигнала, кГц	до 6,8	≈12,5
Мощность передачи, Вт, не более	50	5
Нестабильность частоты, не более	10^{-6}	10^{-6}

Типовая обобщенная структурная схема каналов передачи информации, по принципу которой в основном построены рассматриваемые линии подвижной радиотелефонной связи в настоящее время, представлена на рис. 1 [Кульчицкий, 2011].

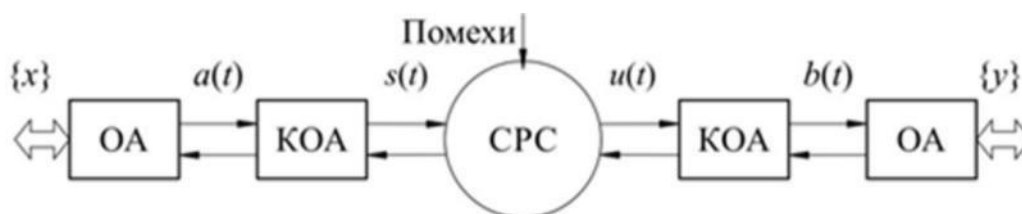


Рисунок 1 – Типовая структурная схема канала передачи информации

Возможные пути решения проблемы основаны на преобразовании спектрально-временных характеристик первичных сигналов с целью засекречивания и использования адресации вызовов для ограничения доступа к линиям и абонентам.

Засекречивания информации можно добиться, используя методы скремблирования и протоколирования, которые представляют собой сложные преобразования исходных речевых сигналов с последующим их восстановлением после передачи преобразованных сигналов по каналам связи, подверженных воздействию помех различного происхождения [Кульчицкий, 2013; Дворякин, 1995].

Адресация вызовов представляет собой передачу вместе с информационным радиосигналом сигнала идентификатора. Результирующий радиосигнал на приемной стороне с помощью технических средств приема и обработки выделяется из общей смеси. Это не применимо для аналоговых систем связи, но может найти широкое применение в развертываемых в настоящее время цифровых системах.

Скремблирование подразделяется на следующие виды [Дворякин, 1995]:

- 1) амплитудное скремблирование – изменение уровня амплитуды по частоте сигнала;
- 2) частотное скремблирование – изменение частотных характеристик сигнала;
- 3) скремблирование по времени – деление временного отрезка сигнала на малые отрезки и их передача в установленном порядке;
- 4) комбинированное скремблирование – совместное применение методов.

Виды скремблирования зависят от тех параметров, которыми характеризуются сигналы, следовательно, их можно преобразовать согласно заранее определённым правилам. Помимо этого, можно произвести преобразование по нескольким параметрам, опять же в соответствии с определённым правилом [Дворякин, 1995].

Правило преобразования (называемое также ключом) имеет либо статический, либо динамический характер. Статический ключ не вызывает больших затруднений в установлении связи – он является постоянным и не меняется в зависимости от времени или принимаемой информации, но он подвержен более легкому рассекречиванию. Ключ динамического характера повышает степень засекречивания (скрытия) информации и затрудняет процесс его установления, однако встаёт вопрос о синхронизации данных ключей на приемных и передающих сторонах должностных лиц [Дворякин, 1995].

Метод амплитудного преобразования применять в каналах радиосвязи не целесообразно, так как меняющееся во времени соотношение сигнал/шум и расстояние между источником и получателем затрудняет и делает практически невозможным восстановление принимаемого сигнала.

Метод частотного скремблирования аналогового сигнала представляет собой следующие возможные варианты реализации: инверсия полосы первичного сигнала, перемешивание поддиапазонов полосы спектра и комбинированное использование двух этих вариантов.

Метод временного скремблирования представляет собой преобразование временного отрезка, на котором существует первичный сигнал, подобно частотному скремблированию, но, соответственно, во временной области.

Частотное преобразование инверсным методом представляет собой поворот полосы сигнала относительно средней точки. При этом высокие частоты преобразуются в низкие, а низкие, соответственно, в высокие (рис. 2).

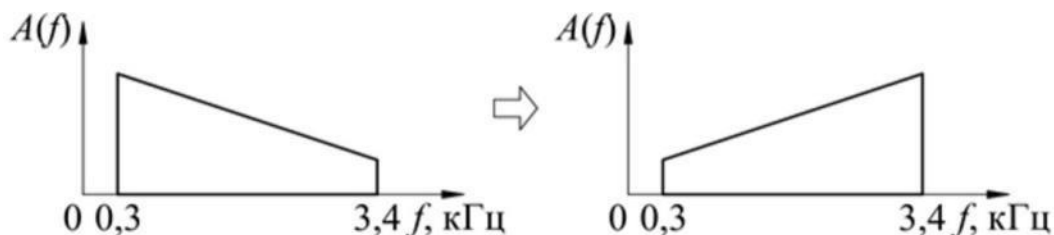


Рисунок 2 – Инверсия полосы спектра

У данного способа есть недостаток: точка инверсии может быть легко определена, а значит, данный способ имеет слабый уровень защиты.

Второй способ преобразования в частотной области представляет собой деление полосы спектра на поддиапазоны и их перемешивания в пределах полосы (рис. 3).

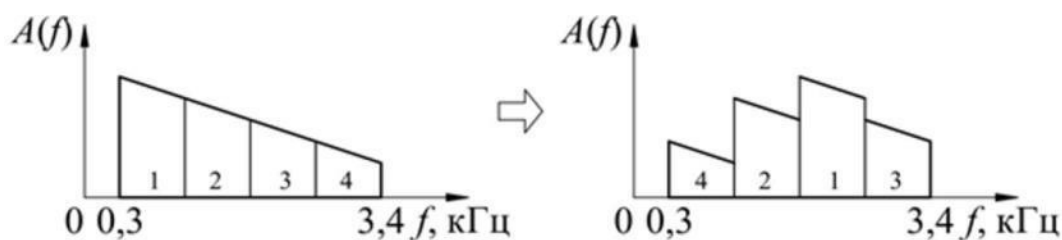


Рисунок 3 – Перемешивание поддиапазонов спектра первичного сигнала

Для того чтобы еще больше повысить степень защиты при частотном скремблировании используется комбинирование данных методов (рис. 4).

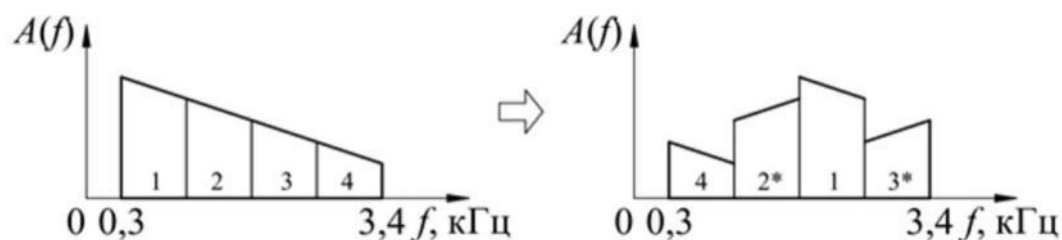


Рисунок 4 – Совместное использование двух частотных методов: * – инвертированный поддиапазон

Для повышения степени защиты можно использовать динамический ключ-правило: перемешивание диапазонов и инвертирование происходят через определенный промежуток времени. Эти временные промежутки и соответствующие им правила известны только для передающей и приемной стороны, то есть – только для аппаратуры уполномоченных лиц.

Способы скремблирования во временной области представлены на рис. 5.

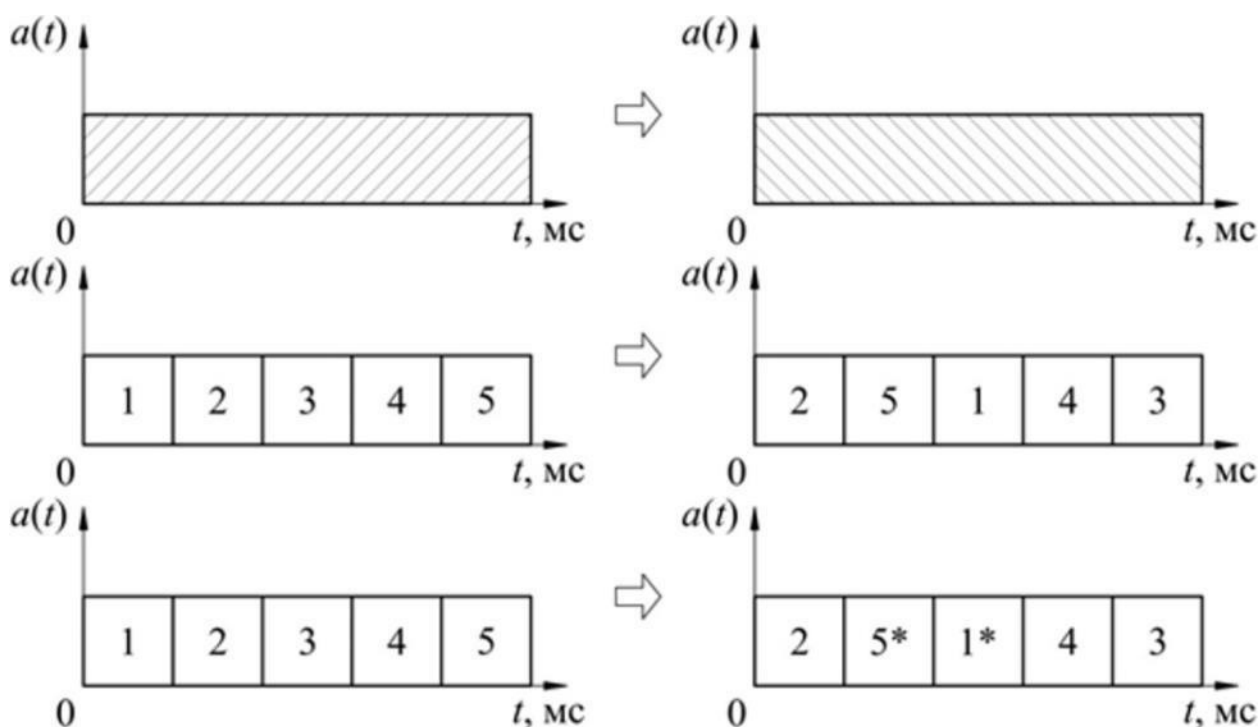


Рисунок 5 – Соответствующие способы временного скремблирования: * – инвертированный интервал

Способы перемешивания сигнала во времени приводят к тому, что информация передается не мгновенно, а с задержками, порядка от 100-200 мс (в зависимости от выбираемой длины кадра) до времени, в течение которого была нажата тангента (при первом способе перемешивания). Последнее априори не является приемлемым для обеспечения радиотелефонного обмена между должностными лицами при полетном оперативном обслуживании, так как время передачи возрастает как минимум в два раза.

Комбинация временного и частотного скремблирования может существенно повысить степень защищенности линий связи, а в совокупности с использованием динамических правил частотно-временных перестановок защита возрастает на порядок.

Достоинствами аналогового скремблирования является повышение степени защищенности линий связи от прослушивания и передачи смысловой информации несанкционированным лицом.

Недостатки аналогового скремблирования [Дворякин, 1995]:

- необходимо введение в приемопередающие тракты специальной аппаратуры для обеспечения преобразования сигналов;
- выход в эфир лица, не знающего правила перестановок, все равно вызовет «засорение» радиочастотного диапазона линии связи;
- способы скремблирования (кроме скремблера с частотной инверсией) вносят искажения в сигнал при формировании и при обратном преобразовании, что сказывается на ухудшении качества связи и разборчивости речи.

В перспективных системах радиосвязи применяются цифровые сигналы. Это решение обосновано использованием спутниковых систем прямой видимости, обеспечивающих бесшовное покрытие по всему миру между провайдерами воздушного движения, авиакомпаниями и ВС, оптимальные характеристики с технической и экономической точки зрения, расширение возможностей ОВД, таких как адресация запросов и ответов, дуплексная высококачественная и высоконадежная связь, передача данных на высоких скоростях с высоким уровнем достоверности.

Реализация рассмотренных методов для перспективных систем является наиболее целесообразной и обоснованной: во-первых, реализация данных методов не имеет ограничений вследствие того, что она не требует существенного конструктивно-технологического изменения технических средств передачи и приема и в основном заключается в разработке специализированного программного обеспечения и алгоритмов обработки информации; во-вторых, использование цифровых систем связи уже подразумевает собой то, что передаваемые данные претерпевают процессы кодирования и, в частности, шифрования. Причем, процессы кодирования выполняют так же функцию повышения точности и достоверности передаваемой информации. Помимо скремблирования в данных системах связи уже используются множественный доступ с частотным (FDMA), кодовым (CDMA) и временным (TDMA) разделением каналов [Кульчицкий, 2013].

Для конфиденциальной информации можно использовать также алгоритмы сквозного шифрования AES, при котором окончательный ключ содержится на двух устройствах – приемном и передающем. Данный алгоритм в 2001 году был объявлен стандартом шифрования Национальным Институтом Стандартов и Технологий США (National Institute of Standards and Technology, NIST). В 2003 году он был признан как алгоритм, имеющий высокую криптостойкость и надежность, вплоть до его использования для защиты сведений, составляющих государственную тайну уровня «совершенно секретно» при длине ключей в 192/256 бит [Advanced encryption standard].

Все это решает не только проблему беспрепятственного доступа к линиям связи третьих лиц, но и проблему адресации вызовов. Достоинствами применения данных методов являются:

- высокая защищенность линий связи, вплоть до практической невозможности воздействия на них;
- высокое качество передачи речевой информации вследствие использования цифрового формата;
- возможность высокоскоростной передачи данных вследствие использования спутниковых систем;
- адресация и идентификация абонентов.

Недостатки следующие:

- реализация и повсеместное внедрение данных технологий сложны;
- высокая стоимость разработки ПО;
- новые технологии будут требовать постоянных доработок.

Заключение

Обеспечение надежной и бесперебойной радиосвязи между диспетчером УВД и экипажем ВС, а также внутриаэропортовой связи является основой безопасного выполнения полетов и производственных операций в гражданской авиации. Между тем, в настоящее время все еще полностью не решен вопрос обеспечения скрытности радиосвязи и защиты от вмешательства со стороны неуполномоченных лиц в линии АЭС.

Для аналоговых систем связи предлагается применять различные виды скремблирования: частотное с инверсией поддиапазонов, временное, а также их комбинации (амплитудное скремблирование малоэффективно вследствие ухудшения качества радиосвязи). Также рекомендуется внедрить динамические ключи, позволяющие повысить общий уровень защищенности и предотвратить возможность определения вида защиты методом последовательного перебора.

Для цифровых систем связи помимо скремблирования целесообразно использовать также алгоритмы сквозного шифрования AES, поскольку данный алгоритм имеет высокую криптостойкость и надежность и может быть применен даже для сведений, составляющих государственную тайну при длине ключей в 192/256 бит.

Несмотря на то, что предлагаемые меры потребуют модернизации оборудования и закупки специализированного программного обеспечения, без их принятия станет невозможным обеспечение защиты линий связи АЭС от существующих и перспективных угроз.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Дворякин С. В.* Методы закрытия речевых сигналов в телефонных каналах / С. В. Дворякин, Д. В. Девочкин // Защита информации. – Конфидент – 1995. – №5. – С. 45-59.
2. *Кудряков С. А.* Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь / С. А. Кудряков, В. К. Кульчицкий, Н. В. Поваренкин, В. В. Пономарев, Е. А. Рубцов, Е. В. Соболев. – Санкт-Петербург, 2019. – Том 3. – 150 с.
3. *Кульчицкий В. К.* Общая теория радиоэлектронных систем: Ч.1. Каналы, сигналы, помехи: Учеб. пособие / В. К. Кульчицкий. – СПб.: Университет ГА, 2011. – 159 с.
4. *Кульчицкий В. К.* Общая теория радиоэлектронных систем: Ч.2. Основы теории информации и кодирования: Учеб. пособие / В. К. Кульчицкий – СПб.: Университет ГА, 2013. – 150 с.
5. *Петраков А. В.* Основы практической защиты информации / А. В. Петраков – М.: Радио и связь, 1999. – 368 с.
6. *Романец Ю. В.* Защита информации в компьютерных системах и сетях / Ю. В. Романец, П. А. Тимофеев, В. Ф. Шаньгин. – М.: Радио и связь, 1999. – 328 с.
7. ФАП «Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь в гражданской авиации» [утв. приказом Министерства транспорта Российской Федерации №297 от 20 окт. 2014г. в ред. от 9 янв. 2019г.], 2019. – 63 с.
8. Федеральный закон «О связи» [от 07 июль. 2003г. №126-ФЗ, в ред. от 01 мар. 2020г.], 2020. – 97 с.
9. Advanced encryption standard (AES). Federal Information Processing Standards Publication 197, 2001. – 51 p.

**СИСТЕМА АВИАЦИОННОЙ ПОДВИЖНОЙ РАДИОСВЯЗИ ДЕКАМЕТРОВОГО
ДИАПАЗОНА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОЛЕТОВ В ВЫСОКИХ ШИРОТАХ**

Рубцов Е. А., канд. техн. наук
Платонов Д. С.

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)*

В статье рассматриваются вопросы актуальности применения декаметровый радиосвязи для обеспечения полетов в высоких широтах, существующие сети ВЧ авиационной электросвязи, повышение требуемых характеристик связи (RCP) для поддержания уровня безопасности полетов. Проводится обзор развития средств ВЧ радиосвязи, анализируется возможность применения программно-определяемого радио для цифровой передачи данных между диспетчером и экипажем, а также для диагностики и прогнозирования состояния радиоканалов с использованием антенн зенитного излучения для вертикального зондирования ионосферы в составе самоорганизующихся ячеистых ВЧ-радиосетей, расширение радиочастотного спектра для увеличения пропускной способности цифрового ДКМВ-радиоканала.

Ключевые слова: безопасность полетов, ВЧ-радиосвязь, передача данных, ионосфера, программно-определяемое радио, mesh-сеть.

Введение

Уникальность географического положения Российской Федерации, территория которой составляет около 17,125 млн. км², находящейся в северных широтах между 70° и 50°, позволяет авиаперевозчикам России, Северной Америки, Европы, стран Азиатско-Тихоокеанского региона, используя транссибирские, трансполярные и кроссполярные маршруты, существенно экономить полетное время при грузовых и пассажирских перевозках, а также, выполняя соглашения Киотского протокола, вносить вклад в охрану окружающей среды.

В соответствии с Глобальным аэронавигационным планом (ГАНП), подготовленным Международной организацией гражданской авиации (ИКАО), который предполагает блочную модернизацию авиационной системы, в долгосрочной перспективе (до 2030 года) предполагается использование ВЧ-радио для океанических и отдаленных районов, где нет возможности обеспечения речевого взаимодействия «воздух-земля» радиосредствами ОВЧ диапазона. Согласно ГАНП предполагается сохранение ВЧ-радиосвязи в качестве резерва для обеспечения связи в полярных районах, где действие геостационарных спутников авиационной мобильной спутниковой службы (AMSS) ограничено [Глобальный аэронавигационный план на 2016-2030 годы, 2018].

Анализ потребности в радиосвязи ВЧ-диапазона

Возрастающие потребности авиакомпаний в использовании оптимальных для себя маршрутов вызывают необходимость совершенствования системы ОрВД с целью повышения качества предоставляемых аэронавигационных услуг и обеспечения безопасности полетов (рис. 1).

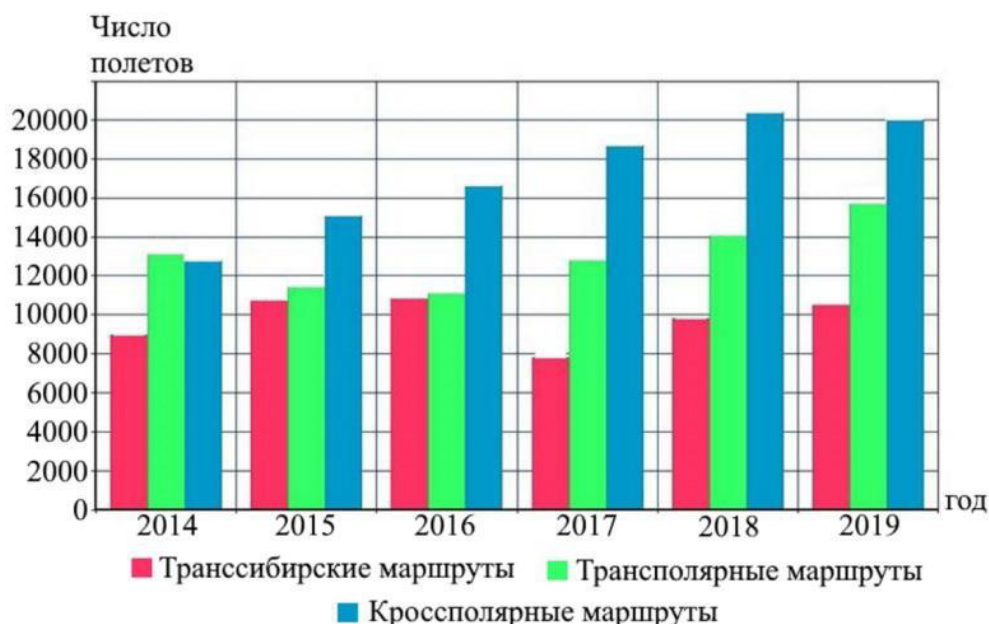


Рисунок 1 – Авиатрафик на основных транзитных маршрутах России

В соответствии с концепцией CNS/ATM ICAO, в качестве перспективной системы авиационной подвижной ВЧ-радиосвязи рассматривается применение цифровых линий передачи данных (HFDDL), что позволит снизить речевую нагрузку на авиадиспетчеров и пилотов, а также ошибочное восприятие информации.

Эксплуатационное использование HFDDL для обеспечения УВД включает процедуры: связь «диспетчер-пилот» по линии передачи данных (CPDLC), контрактное автоматическое зависимое наблюдение (АЗН-К), передачу метеорологической и оперативной информации для пилотов в цифровом формате (D-ATIS, D-METAR, D-VOLMET, D-NOTAM), адресно-отчетные данные о параметрах самолета, выполнении графика-полета для авиакомпаний.

В руководстве по требуемым характеристикам связи (RCP) излагается концепция и рекомендуемые типы, определяющие требуемые характеристики связи для обеспечения функций ОрВД без указания каких-либо конкретных технических средств. Так для каждого типа RCP вводятся ограничения по значениям параметров: времени транзакции, непрерывности, готовности.

К достоинствам сетей ВЧ-радиосвязи относятся: экономичность, эксплуатационная надежность, возможность быстрого развертывания сети, большая дальность действия. По подсчетам американских специалистов стоимость канала с пропускной способностью в 1 Мбит/сутки на расстояние до 1000 км. составляет: спутниковая связь 4000 \$; волоконно-оптическая связь 2500 \$; ВЧ радиосвязь 30 \$ [Кузьмин, 2007].

Однако, к недостаткам ВЧ радиосвязи относятся многолучевость распространения радиоволн, не стационарность параметров радиолиний, связанная с изменениями состояния ионосферы, что требует постоянной адаптации к условиям распространения коротких радиоволн в среде.

Система авиационной радиосвязи ВЧ-диапазона

Сложившаяся практика использования ВЧ-диапазона для нужд авиационной подвижной электросвязи на сегодняшний момент несет в себе ряд ограничений. Большинство находящихся в службах эксплуатации систем ВЧ-радиосвязи построены на основе технических достижений середины – конца XX вв. Особенностью объектов ВЧ приемо-передающих центров являются площади антенных полей с размещенными на них крупногабаритными конструкциями АФУ, поддержание которых в рабочем состоянии требует экономических ресурсов [Кудряков, 2019].

Функции КВ-радиоаппаратуры определены физическим уровнем модели взаимодействия открытых систем (OSI) и включают в себя операции по кодированию информационного сигнала, модуляции, усилению и передаче сигнала в эфир для потребителя с последующей его обработкой на приемной стороне.

В настоящее время в основном радиосвязь в ДКМВ диапазоне осуществляется в телефонном (А3Е, Н3Е, J3Е), с полосой пропускания 3100 Гц, и телеграфном режиме (J7В, F1В, G1В, Н2В) со скоростью 100 Бод, что регламентировано сертификационными требованиями [Кудряков, 2019].

В существующей системе ВЧ-радиосвязи необходимо повышение показателя готовности связи. По подсчетам специалистов, в настоящее время одиночный радиоцентр способен обеспечить готовность около 80% на расстояние до 2800 км. Для радиосредств зоны обслуживания центра ОВД отведены дневные и ночные частоты. Воздушное судно, находящееся в зоне ответственности центра ОВД, должно поддерживать связь на частотах закрепленных за данным центром.

Отсутствие автоматизации в выборе оптимальных рабочих частот, видов модуляции, рабочей мощности в зависимости от условия распространения радиоволн при текущем состоянии ионосферы, несовершенство инструментов анализа ионосферных слоев для краткосрочного и среднесрочного прогнозирования среды распространения радиоволн, несет дополнительную нагрузку на радиооператоров и обслуживающий персонал радиоцентров по обеспечению бесперебойной работы ДКМВ радиолиний авиационной подвижной электросвязи.

Современные решения по созданию радиоустройств основаны на концепции программно-определяемого радио (SDR), суть которой заключена в возможности программным путем создания и доработок внутренней архитектуры радиосредства без дорогостоящего изменения состава физических блоков и конструкции, что позволяет реализовывать модуляторы-демодуляторы с различными видами модуляции, скоростями и полосами частот, модули требуемого функционального назначения (рис. 2) [Маковий, 2009, с. 76-86].

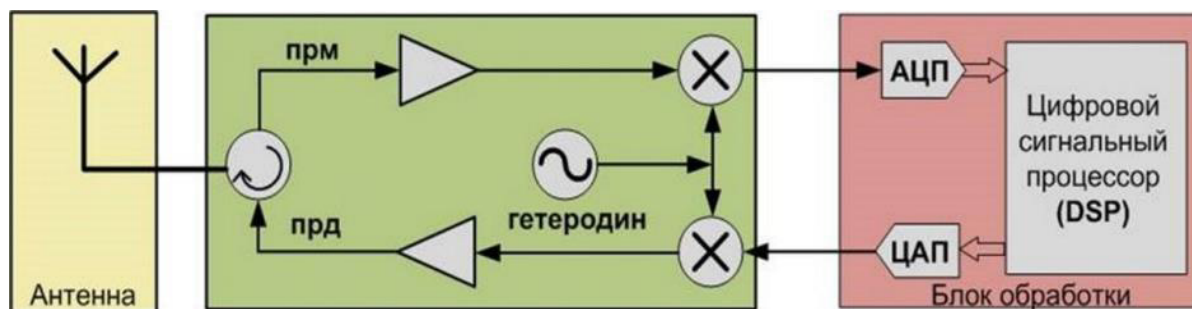


Рисунок 2 – Общая схема SDR-устройства

Внедрение технологии программно-определяемого радио (SDR) в сети подвижной авиационной электросвязи позволит существенно снизить массогабаритные показатели радиоаппаратуры и их стоимость. В SDR применяется режим автоматической установки связи (ALE), позволяющий обеспечивать устойчивую связь в сложной помеховой обстановке путем выбора лучшего канала без участия оператора.

Интероперабельность SDR-устройств позволяет на их платформе реализовать средства радиодиагностики ионосферы. Устройства вертикального зондирования ионосферы (ВЗИ), работающие одновременно или в режиме разделения времени с ДКМВ приемо-передатчиками, позволяют формировать ионограммы с заданным темпом. На основании полученных данных, посредством ЭВМ составляются краткосрочные (до 12 часов) и среднесрочные (5-7 дней) прогнозы для выбора оптимальных рабочих частот.

На трассах малой протяженности (до 500 км.) зонной связи принято использование ДКМ волны с углами прихода 45° – 90° . Считается, что применение крутопадающих волн минимизирует влияние рельефа местности и повышает эффективность связи в горных районах и с низколетящими над поверхностью Земли летательными аппаратами [Кузьмин, 2007].

Антенны зенитного излучения (АЗИ) преимущественно используются для связи в низких широтах, экваториальных, тропических районах. Однако, есть примеры применения антенн АЗИ в высоких широтах. Данный тип антенн позволяет организовывать радиосвязь на расстоянии от 50 до 300 км. К достоинствам антенн АЗИ относится отсутствие «мертвой зоны» небольшие площади для развертывания, к недостаткам – многолучевое распространение волн и медленные замирания.

В высоких широтах, при воздействии магнитного поля Земли падающие под углами 50° – 90° от горизонта волны отражаются на разных высотах ионосферы, делясь на обыкновенные и необыкновенные волны. Эта особенность представляет интерес для применения в цифровой ВЧ-радиосвязи тем, что использование необыкновенной волны позволяет увеличить время устойчивой работы радиоканала [Варламов, 2015, с. 32-38].

Система авиационной подвижной цифровой ВЧ-радиосвязи, построенной по технологии самоорганизующихся ячеистых сетей (Mesh-сети) является перспективной с точки зрения создания зон информационного покрытия больших территорий, масштабируемости, живучести сети, устойчивости к потере отдельных элементов (рис. 3).

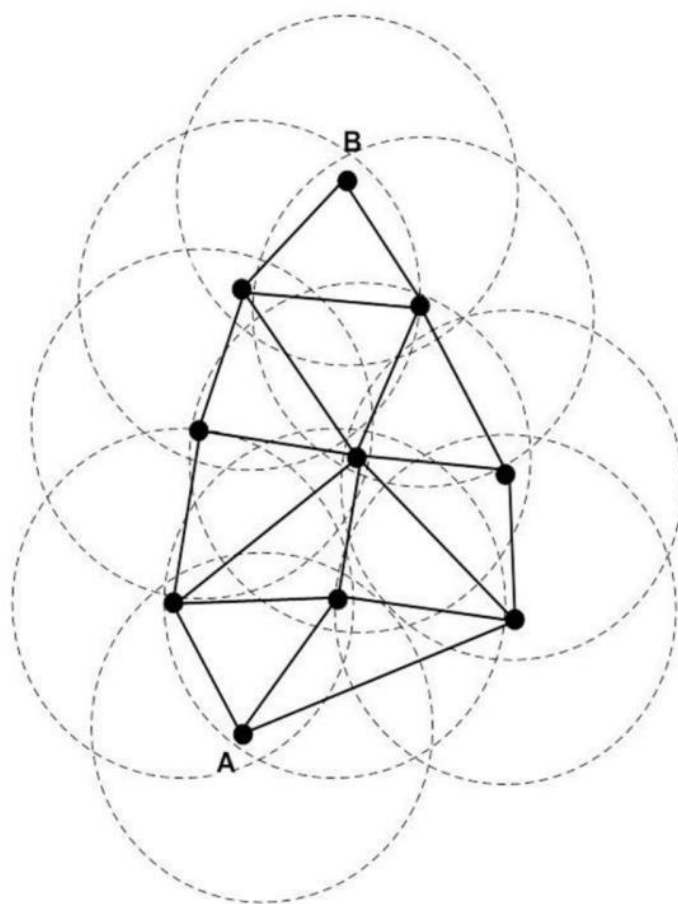


Рисунок 3 – Беспроводная самоорганизующаяся ячеистая сеть

Управление в Mesh-сетях может быть полностью децентрализовано. Методы управления топологией сети делятся на однородные и неоднородные [Базенков, 2014].

Протоколы маршрутизации в самоорганизующихся ячеистых сетях решают задачи по: обнаружению соседних станций, оценке качества канала связи между соседними станциями, распространению информации о состоянии сети; должны удовлетворять требованиям кибербезопасности, распределять транзитный трафик через элементы сети, с задержкой, не превышающей критическую.

Протоколы маршрутизации Mesh-сетей разделяют на проактивные, реактивные, гибридные [Проскочило, 2015, с. 177-186].

Для ВЧ-радиолиний, при полосе пропускания 3100 Гц с повышением кратности фазовой (PSK) и амплитудно-фазовой манипуляции (QAM) удастся увеличить скорость передачи данных, однако при этом возрастает вероятность битовой ошибки (BER), зависящая от уровня отношения сигнал/шум (SNR).

В цифровых системах связи оперируют отношением энергии на бит передаваемой информации E_b к плотности мощности шума N_0 , таким образом, чем больше величина соотношения E_b/N_0 , тем ниже BER.

Определить максимальную пропускную способность канала позволяет теорема Шеннона. Спектральная эффективность является показателем того, насколько эффективно используется полоса пропускания и отражает зависимость информационной скорости от ширины полосы пропускания бит/с/Гц (рис. 4).

Под энергетической эффективностью сигнала принимается совокупность помехоустойчивости и пик-фактора. В результате испытаний была получена зависимость скорости передачи данных от приложенной мощности для передачи и ширины полосы пропускания радиоканала [Романов, 2016, с. 196-203].

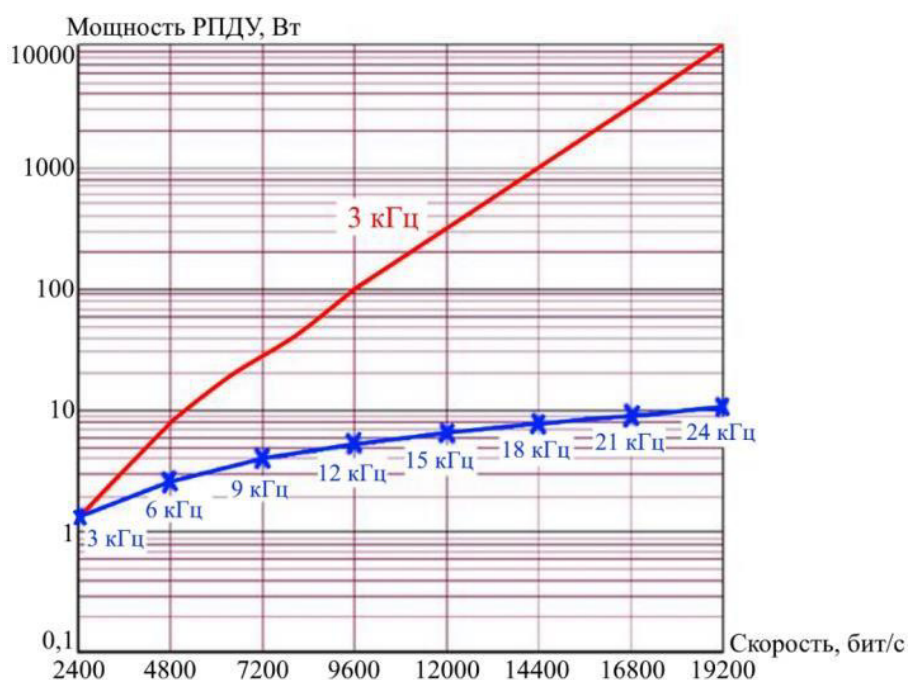


Рисунок 4 – Зависимости мощности передатчика и ширины полосы пропускания для канала передачи данных с постоянными параметрами и АБГШ

Заключение

Возрастающие потребности в пропускной способности каналов ВЧ радиосвязи можно обеспечить путем расширения полосы пропускания КВ канала, что практикуется рядом зарубежных стран.

В представленной работе проанализированы: перспективы внедрения цифровой ВЧ радиосвязи передачи данных для ОрВД, текущее состояние авиационной подвижной ВЧ радиосвязи для целей ОВД, актуальные направления развития в ВЧ радиосвязи в мире. Внедрение вышерассмотренных решений даст возможность вывести авиационную подвижную ВЧ-радиосвязь на новый технический и эксплуатационный уровень, что позволит повысить безопасность полетов и качество аэронавигационного обслуживания пользователей воздушного пространства РФ.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Базенков Н. И. Теоретико-игровые алгоритмы формирования децентрализованных беспроводных сетей: автореф. дис. на соиск. уч. степ. канд. техн. наук (05.13.11) / Базенков Николай Ильич; ИПУ РАН – М., 2014.–125 с.
2. Варламов О. В. Использование необыкновенной волны для радиовещания DRM зенитным излучением / О. В. Варламов // Т-Comm: телекоммуникации и транспорт.– 2015.– №1.– С. 32-38.
3. Глобальный аэронавигационный план на 2016-2030 годы. – М.: ICAO, 2018. – 142 с.

4. Кудряков С. А. Радиотехническое обеспечение полетов воздушных судов и авиационная электросвязь / С. А. Кудряков, В. К. Кульчицкий, Н. В. Поваренкин, В. В. Пономарев, Е. А. Рубцов, Е. В. Соболев. – Санкт-Петербург, 2019. Том 3. – 150 с.
5. Кузьмин Б. И. Авиационная цифровая электросвязь в условиях реализации «Концепции ИКАО-ИАТА CNS/ATM» в Российской Федерации: монография / Б. И. Кузьмин. – СПб. – Н. Новгород: Вит-Принт, 2007. – 384 с.
6. Маковий В. А. Построение современных систем радиосвязи КВ-диапазона / В. А. Маковий // Теория и техника радиосвязи. – 2009. – № 3. – С. 76-86.
7. Проскочило А. В. Анализ состояния и перспективы развития самоорганизующихся сетей / А. В. Проскочило // Научные ведомости БелГУ. Сер. Экономика. Информатика. – 2015. – №19(216), вып.36/1. – С. 177-186.
8. Романов Ю. В. О влиянии спектральной эффективности сигналов КВ модемов на их энергетическую эффективность / Ю. В. Романов // Динамика систем, механизмов и машин. – 2016. – №4. – С.196-203.

УДК 681

СОВРЕМЕННЫЕ МЕТОДЫ И СИСТЕМЫ ОРГАНИЗАЦИИ РАБОТЫ АЭРОПОРТОВ В УСЛОВИЯХ ЭКСТРЕМАЛЬНОГО РОСТА ПАССАЖИРОПОТОКОВ

Сайдумаров И. М., канд. физ.-мат. наук
Боймонов И. Ж.

*Ташкентский государственный технический университет им. И. Каримова
(Узбекистан, г. Ташкент)*

В работе анализируется пропускная способность взлетно-посадочной полосы аэродрома Международного аэропорта «Ташкент» Республики Узбекистан. Выявляется ее зависимость от принятой схемы движения воздушных судов на площади маневрирования аэродрома и стандартных маршрутов их прибытия. Анализ проводится с учетом взлетно-посадочных характеристик воздушных судов. Рассмотрены вопросы оценки эффективности использования взлетно-посадочной полосы. Для повышения пропускной способности взлетно-посадочной полосы предлагается построение дополнительной рулежной дорожки, позволяющей ускорить уход воздушного судна из зоны полосы после посадки.

Ключевые слова: аэропорт «Ташкент», схема движения воздушных судов, взлетно-посадочная полоса, пассажиропоток.

Ограничение пропускной способности современного аэропорта может увеличить расходы, как для авиакомпаний, так и для пассажиров, а более длительные задержки негативно влияют на регулярность полетов и могут создать неудобства для пассажиров. Местами, существенно влияющими на пропускную способность воздушного движения, являются терминальная площадь, стоянки воздушных судов, рулежные дорожки и взлетно-посадочные полосы. Данные территории являются контролируемым воздушным пространством в непосредственной близости от основного аэропорта с большими объемами трафика. Поскольку прибывающие и вылетающие рейсы

делят одно и то же воздушное пространство, схемы ожидания и задержки могут нарастать из-за ограниченного числа взлетно-посадочных полос в аэропорту. Одним из подходов к увеличению пропускной способности является расширение аэропортов с дополнительными взлетно-посадочными полосами. Однако строительство новых взлетно-посадочных полос и открытие новых аэропортов не только требуют крупных капиталовложений, но и имеют ограниченную доступность использования территорий из-за шума и экологических норм.

Поскольку строительство новых аэропортов и новых взлетно-посадочных полос ограничено, для повышения пропускной способности и интенсивности воздушного движения необходим другой подход. Этот подход влияет на факторы, которые ограничат пропускную способность ВПП. Первый фактор – это занятость на ВПП. В Узбекистане и в некоторых других странах одновременное занятие ВПП несколькими ВС не допускается. Это означает, что только один посадочный самолет может находиться на взлетно-посадочной полосе, чтобы минимизировать риск столкновений на ВПП. Следующее прибытие может быть совершено только тогда, когда взлетно-посадочная полоса свободна от предыдущего самолета. Если взлетно-посадочная полоса занята предыдущим самолетом, следующий самолет должен начать уход на второй круг, что приводит к снижению эффективности полетов и пропускной способности ВПП.

Вторым важным элементом, ограничивающим пропускную способность ВПП, является влияние вихревого следа при взлете и посадке. Интервал между прибытием основан на предписанных требованиях, которым должен следовать самолет. В плохих погодных условиях авиадиспетчеры обязаны выдерживать большие интервалы между прибывающими. В хорошую погоду, однако, эта функция передается экипажам, которые затем принимают решение о соответствующем интервале.

Это перераспределение ответственности перед пилотами часто приводит к увеличению пропускной способности ВПП, меньшему интервалу между прибытием, который показывает, что требования разделения потенциально могут быть уменьшены, когда преобладают плохие погодные условия. Если изменять пространственное перемещение ВС с учетом вихревого возмущения, то стандарты могут быть снижены без ущерба для безопасности, уменьшенный интервал, скорее всего, окажет положительное влияние на пропускную способность аэропорта. Другие предложения включают учет бокового ветра при организации эшелонирования, требования к временному эшелонированию и системы посадки с двумя ВПП.

Непрерывный рост интенсивности воздушного движения предъявляет к системе управления воздушным движением повышенные требования по обеспечению высокого уровня безопасности полетов. В системе УВД диспетчер является центральным звеном – от него во многом зависит безопасность полетов и пропускная способность сектора (района) управления.

Определение пропускной способности диспетчерских пунктов управления воздушным движением (УВД) гражданской авиации основывается на оценке уровня загруженности диспетчеров, осуществляющих управление воздушным движением на рабочих местах районных центров.

Расчет пропускной способности зон (районов) ответственности диспетчерских пунктов УВД основывается на учете среднестатистического уровня загруженности диспетчеров УВД, осуществляющих обслуживание воздушного движения в установленных для них зонах (районах) ответственности.

Определение ситуаций, когда диспетчер УВД работает в условиях повышенной нагрузки при ОВД, и принятие мер для снижения этой нагрузки возлагается на руководящий состав смен службы ОВД в территориальных отделениях Центра «Узаэронавигация» (ЦУАН).

Планирование воздушного движения должно осуществляться с таким расчетом, чтобы суммарная часовая интенсивность полетов не превышала нормативного значения для конкретных зон (районов) ответственности диспетчерских пунктов УВД.

Интенсивность воздушного движения считается по количеству входов ВС в зону (район) ОВД в единицу времени (час).

Увеличить пропускную способность можно, применяя графоаналитический контроль, а также путём уменьшения временного интервала между воздушными судами без использования системы наблюдения при обслуживании воздушного движения.

В работе [Кузнецов, 2011] исследована аналитическая модель оценки пропускной способности аэропорта, в основе которой лежит аналогия между максимально плотным потоком воздушных судов в зоне аэропорта и ферми-системами. Рассмотрению вопросов оценки максимальной пропускной способности аэропорта с одной взлетно-посадочной полосой посвящена работа [Кузнецов, 2012]. В ней предлагается модель организации воздушного движения в зоне аэропорта, позволяющая формировать аналитические оценки на ограничение пропускной способности, связанные с пересечением траекторий взлетающих и заходящих на посадку воздушных судов. В основе предлагаемой модели лежит аналогия между максимально плотным потоком воздушных судов в зоне аэропорта и ферми-системами.

Система совместного принятия решений для аэропорта – это комплекс процедур, направленных на повышение уровня организации потоков воздушного движения, пропускной способности аэродрома и воздушного пространства за счет повышения уровня предсказуемости событий и оптимизации процесса использования ресурсов [Никулин, 2018].

Основываясь на рассмотренных выше положениях и требованиях к эксплуатационным показателям аэродрома, была проведена аналитическая оценка состояния аэродрома Международного аэропорта «Ташкент» Республики Узбекистан.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Кузнецов В. Л. Метод построения системы квантовых состояний в модели расчета пропускной способности аэропорта / В. Л. Кузнецов, П. В. Филонов, А. А. Чепурина // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2011. – № 169. – С. 23–28.
2. Кузнецов В. Л. Примерно одна аналитическая модель пропускной способности аэропорта / В. Л. Кузнецов, А. А. Чепурин // Научный Вестник МГТУ ГА. – 2012. – №128. – С. 96–98.
3. Никулин А. О. Система совместного принятия решений как эффективный инструмент организации работы аэропорта в условиях пиковых нагрузок / А. О. Никулин // Научный Вестник МГТУ ГА. Том 21. – 2018. – № 05. – С. 43–55.

УДК 621.396.96

ПОВЫШЕНИЕ ВЕРОЯТНОСТИ РАДИОЛОКАЦИОННОГО ОБНАРУЖЕНИЯ АТАКУЮЩИХ УПРАВЛЯЕМЫХ РАКЕТ

Филоненко В. В.

Зубарев Д. В.

Гавришев П. В.

*ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Показана возможность повышения вероятности радиолокационного обнаружения атакующих управляемых ракет, наводимых на воздушное судно-носитель РЛС или воздушное судно одной с ним тактической группы, путем увеличения времени когерентного накопления и учета высокой скорости сближения с целью.

Ключевые слова: импульсно-доплеровская РЛС, высокоскоростная воздушная цель, характеристики обнаружения.

Управляемые ракеты (УР) класса «воздух-воздух» и «земля-воздух» из-за малой эффективной площади отражения и высоких динамических свойств являются сложными объектами наблюдения для бортовых устройств и систем современного воздушного судна (ВС) военного назначения. Пропуск таких целей может привести к срыву выполнения боевой задачи и потере ВС и экипажа. Современные УР характеризуются большой и средней дальностью пуска (50-150) км, малыми значениями эффективной площади отражения и высокой скоростью полета 5 М и более, где М – число Маха. Для защиты ВС или группы ВС от УР необходимо своевременно выявить факт пуска УР, обнаружить и сопровождать пущенную УР, например, с помощью бортовой РЛС; с высокой точностью оценивать ее координаты и параметры движения. Это позволит определить, какое из ВС группы подвергается атаке, рассчитать и выполнить комплекс мероприятий радиоэлектронной борьбы, включающий в себя противоракетный маневр совместно с применением активных и пассивных помех, для срыва наведения УР.

Известный путь повышения эффективности обнаружения целей импульсно-доплеровскими РЛС – увеличение длительности зондирующего сигнала. Существуют алгоритмы обнаружения УР бортовыми РЛС на этапе сопровождения ее носителя [Обнаружение и распознавание, 2015], которые повышают дальность обнаружения УР за счет учета радиального ускорения, однако их эффективность снижается после окончания активного участка полета УР. С другой стороны, при увеличении длительности зондирующего сигнала становится значимой проблема влияния высокой скорости сближения на характеристики обнаружения РЛС, связанная с «миграцией» отраженного сигнала по строкам дальности в течение времени когерентного накопления, показанная в [Филоненко, Ткаченко, Харчевский, Русяев, пат. 2568187, 2015].

Цель работы – увеличение вероятности радиолокационного обнаружения атакующих УР «воздух-воздух» и «земля-воздух» путем учета высокой скорости сближения «РЛС-цель» при обработке отраженного сигнала.

Предпочтительный режим работы БРЛС в условиях обнаружения УР – когерентный импульсно-доплеровский с высокой частотой повторения импульсов. В [Кочуков, 2019] представлено выражение для расчета коэффициента, учитывающего уменьшение отношения сигнал/шум (ОСШ) при наблюдении УР

$$k_{yp} = 1 + \Delta t_{отн}, \quad (1)$$

где $\Delta t_{отн}$ – относительное изменение времени задержки сигнала, отраженного от высокоскоростной цели, за время когерентного накопления, приведенное к длительности строка дальности, как правило, равной длительности импульса зондирующего сигнала.

Можно показать, что

$$\Delta t_{отн} = \frac{2(V_c + V_{yp})}{\tau_u c} T_c, \quad (2)$$

где V_c – скорость самолета, V_{yp} – скорость УР, τ_u – длительность импульсов зондирующего сигнала, T_c – длительность сигнала (когерентной пачки радиоимпульсов), c – скорость света.

При условии, что $\tau_u = 1$ мкс, $T_c = 50$ мс, $V_c = 1,5$ М и $V_{yp} = 5$ М, ОСШ, согласно (1), (2), снизится в 1,7 раза, а вероятность правильного обнаружения – примерно на 0,3 [Филоненко, Ткаченко, Харчевский, Русяев, пат. 2568187, 2015]. Возможно устранение этого отрицательного эффекта путем сдвига стробов, формирующих каналы обнаружения, в сторону уменьшения времени задержки со скоростью, пропорциональной скорости сближения ВС с УР.

Для проверки адекватности полученного значения возможного увеличения вероятности обнаружения УР путем учета высокой скорости сближения выполнено имитационное моделирование в среде MatLab. Комплексный сигнал на входе устройства обработки ИД БРЛС описывается как

сумма действительной $U_{re}(t)$ и мнимой $U_{im}(t)$ составляющих, получаемых в каналах квадратурной обработки

$$\dot{S}(t) = U_{re}(t) + iU_{im}(t), \quad (3)$$

$$U_{re}(t) = U_m U_V(t) \cos(2\pi f_d t + \varphi_0) + n(t), \quad (4)$$

$$U_{im}(t) = U_m U_V(t) \sin(2\pi f_d t + \varphi_0) + n(t), \quad (5)$$

где U_m – амплитуда полезного сигнала, определяемая значением ОСШ; $U_V(t)$ – коэффициент учета изменения амплитуды сигнала из-за высокой скорости сближения с УР; f_d – доплеровский сдвиг частоты отраженного сигнала; φ_0 – случайная начальная фаза, равномерно распределенная от 0 до 2π ; $n(t)$ – шум приема, распределенный по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и единичной дисперсией.

Для определения закона изменения $U_V(t)$ следует учесть, что влияние высокой скорости сближения приводит к линейному уменьшению времени совпадения импульсов отраженного сигнала со стробом, определяющим границы канала обнаружения по времени. Энергия отдельных импульсов пачки E_{yp1} , отраженных от УР и попавших в канал обнаружения, равна

$$E_{yp1} = \begin{cases} E_{max1}(1 - \Delta t_{тек}), & \text{при } 0 < \Delta t_{тек} \leq 1 \\ 0, & \text{при } \Delta t_{тек} > 1 \end{cases}, \quad (6)$$

где $\Delta t_{тек}$ – текущее значение относительного изменения времени задержки отраженного сигнала в течение времени когерентного накопления.

Аналогично полному значению относительного изменения времени задержки отраженного сигнала $\Delta t_{тек}$ определяется

$$\Delta t_{тек} = \frac{2(V_c + V_{yp})}{\tau_u c} t. \quad (7)$$

При моделировании изменение энергии учитывается эквивалентным изменением амплитуды напряжения отраженного сигнала $U_V(t)$, причем ввиду квадратичной зависимости энергии от амплитуды напряжения

$$U_V(t) = \sqrt{1 - \Delta t_{тек}}. \quad (8)$$

Сигнал, описанный (3)-(8), преобразуется в цифровой вид $\dot{S}_i(j)$, где $j = \overline{1, N}$, где N – количество отсчетов, и подвергается узкополосной доплеровской фильтрации, реализованной посредством операции дискретного преобразования Фурье (ДПФ). Модули комплексных частотных отсчетов ДПФ $S_f(j)$ сравниваются с установленным порогом h , и для каждого отсчета принимается одна из гипотез H : H_1 – цель обнаружена, H_0 – цель отсутствует

$$H = \begin{cases} H_0, & S_f(j) < h \\ H_1, & S_f(j) > h \end{cases} \quad (9)$$

Порог установлен по критерию Неймана-Пирсона при вероятности ложной тревоги $P_{лт} = 10^{-5}$. При моделировании выполнялось $K = 10000$ опытов, вероятность правильного обнаружения $P_{по}$ определялась, как

$$P_{по} = \frac{K_{H1}}{K}, \quad (10)$$

где K_{H1} – количество опытов, в которых принято решение об обнаружении цели.

Результаты моделирования процесса обнаружения УР при условиях: $\tau_u = 1$ мкс, $T_c = 50$ мс, $V_c = 1,5$ М и $V_{yp} = 5$ М при различных значениях ОСШ R представлены на рис. 1.

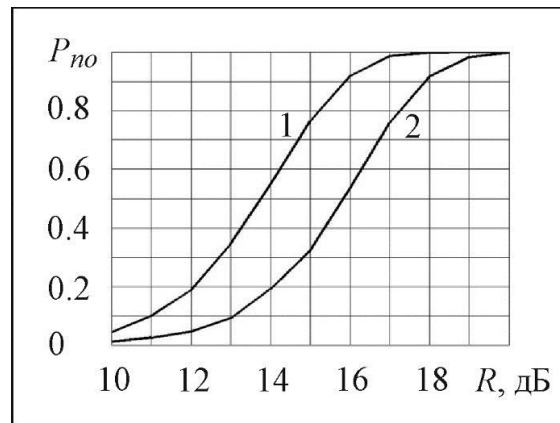


Рисунок 1 – Характеристики обнаружения УР бортовой ИД РЛС

Характеристика 1 соответствует обнаружению УР с точным учетом высокой скорости сближения, при котором вся энергия отраженного сигнала попадает в один канал обнаружения. УР в этом случае обнаруживается с $P_{по} = 0,5$ при $R \approx 13,5$ дБ. Характеристика 2, соответствующая непринятию мер по компенсации высокой скорости сближения, сдвинута относительно характеристики 1 немногим более, чем на 2 дБ. Разность вероятностей обнаружения УР двумя обнаружителями, например при $R = 14$ дБ, примерно равна 0,35. Данные результаты имитационного моделирования с погрешностью не более 10 % соответствуют результатам аналитических исследований.

Таким образом, в результате аналитического и имитационного моделирования показано, что высокая скорость сближения с УР негативно влияет на значения показателей обнаружения. Учет скорости сближения с УР может обеспечить выигрыш в вероятности обнаружения до 0,35 при фиксированной дальности. Учитывая скоротечность и высокую динамичность описываемых процессов, показанный выигрыш может оказаться решающим фактором в воздушном противоборстве.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Кочуков М. А. Особенности радиолокационного обнаружения гиперзвуковых воздушных целей / М. А. Кочуков, В. В. Филоненко // Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации-2019: Сборник трудов XII Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов 4-5 декабря 2019 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2019. – С. 278-281.
2. Обнаружение и распознавание пущенной противником ракеты в бортовой радиолокационной станции истребителя: монография / под ред. В. О. Червакова. – Красноярск: Сиб. федер. ун-т, 2015. – 160 с.
3. Способ обнаружения высокоскоростных воздушных целей: пат. 2568187 Рос. Федерация: МПК G01S 13/00. / Филоненко В. В., Ткаченко С. С., Харчевский М. В., Русяев Р. М.; заявитель и патентообладатель ВУНЦ ВВС «ВВА» (г. Воронеж). – № 2014119055; заявл.; 12.05.2014, опубл. 10.11.2015, Бюл. № 31.

УДК 378.147

СТРУКТУРНО-ФУНКЦИОНАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБУЧЕНИЯ СТУДЕНТОВ ЗАКОНОДАТЕЛЬНЫМ И НОРМАТИВНО-ПРАВОВЫМ ДОКУМЕНТАМ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Шамсиев З. З., д-р техн. наук, профессор
Сайдумаров И. М., канд. физ.-мат. наук
Шукурова С. М.

*Ташкентский государственный технический университет им. И. Каримова
(Узбекистан, г. Ташкент)*

В работе рассматривается моделирование сложных образовательных технологий электронно-образовательных комплексов. Было показано, что в учебном процессе подготовки авиадиспетчеров для авиационных структур особую роль играет подготовка студентов по законодательным и нормативно-правовым документам (ЗиНПД), которые могут иметь статус республиканского и международного значения. Изучение ЗиНПД касается почти всех учебных дисциплин, т.к. цель и содержание их касается отдельных сегментов организации и обслуживания воздушного движения, которые регламентируются соответствующими документами. В этой связи имеется основание разработать и внедрить в учебный процесс предметно-ориентированный электронно-образовательный комплекс (ЭОК) «ЗиНПД».

Ключевые слова: моделирование, авиадиспетчеры, структура, подготовка, документы, комплекс.

Учебный процесс подготовки авиадиспетчеров связан с изучением большого количества законодательных и нормативно-правовых документов (ЗиНПД) гражданской авиации (ГА). Количество документов исчисляется сотнями. Они имеют как внутригосударственный характер, так и международный, к которым в основном относятся документы ИКАО. При этом документы имеют самое различное назначение. Например, в перечень обеспечения полетов воздушных судов согласно Авиационным правилам Узбекистана АПРУз-91 «Правила полетов гражданской и экспериментальной

авиации в воздушном пространстве Республики Узбекистан» [Информационные технологии поддержки, 2002, с. 44-45], входят такие виды обеспечения, как:

- метеорологическое обеспечение;
- обеспечение полетов аэронавигационной информацией;
- аэронавигационное (штурманское) обеспечение;
- инженерно-авиационное обеспечение;
- аэродромное обеспечение;
- электросветотехническое обеспечение;
- радиотехническое обеспечение;
- обеспечение службами, осуществляющими организацию воздушных перевозок;
- орнитологическое обеспечение;
- медицинское обеспечение;
- обеспечение авиационной безопасности;
- поисковое и аварийно-спасательное обеспечение;
- обеспечение производственно-диспетчерской службой.

Производственное осуществление работ по каждому вышеперечисленному виду обеспечения опирается на соответствующие нормативно-правовые документы, разработанные на основе положений, изложенных в Воздушном кодексе Узбекистана.

Формирование знаний у студентов по законодательным и нормативно-правовым документам сталкивается с определенными трудностями, что в большей степени связано с их большим количеством и затратой времени на поиск нужного документа и необходимой из него информации. Данное состояние естественным образом негативно сказывается на эффективности использования академического времени и охвата студентами нужного объема информации. Для устранения этих негативных факторов из учебного процесса разработан электронно-образовательный комплекс (ЭОК) ЗиНПД. Общий алгоритм комплекса приведен на рисунке 1.

Моделирование является многостадийным процессом. Оно в первую очередь опирается на учет организационных, экономических, производственных, информационных и других особенностей объекта, который рассматривается как некоторая система. Исходя из этого, на верхнем уровне математической формализации сложной системы может быть использован один математический аппарат, а на последующих уровнях – другие.

Для математической формализации сложных организационно-управленческих систем в аспектах электронного описания и сопровождения жизненного цикла изделий в настоящее время широкое применение приобрела методология IDEF0 [Информационные технологии поддержки, 2002], которая в свою очередь является частью методологии SADT (Structured Analysis and Design Technique – метод структурного анализа и проектирования). IDEF – это сокращение от ICAM Definition, а ICAM образовано от Integrated Computer Aided Manufacturing, что переводится как интегрированная компьютеризация производства.



Рисунок 1 – Укрупненная блок-схема методики автоматизированного обучения студентов нормативным авиационным документам

Методология IDEF0 вполне применима для моделирования сложных образовательных технологий, которые могут быть представлены в виде некоторой организационно-управленческой системы, в том числе электронно-образовательных комплексов.

В учебном процессе подготовки авиадиспетчеров для авиационных структур особую роль играет подготовка студентов по законодательным и нормативно-правовым документам (ЗиНПД), которые могут иметь статус республиканского и международного значения. Изучение ЗиНПД касается почти всех учебных дисциплин, т.к. цель и содержание их касается отдельных сегментов организации и обслуживания воздушного движения, которые регламентируются соответствующими документами. В этой связи имеется основание разработать и внедрить в учебный процесс предметно-ориентированный электронно-образовательный комплекс (ЭОК) «ЗиНПД».

В рамках методологии IDEF0, ЭОК можно рассматривать как некое информационное поле, в среде которого осуществляется поиск и анализ нужной информации, а на ее основе – синтез и генерация учебных заданий, выполнение заданий и их оценка на правильность. Эти процедуры должны позволить сформировать у студента устойчивые теоретические и практические знания в рамках обучаемой дисциплины.

Центральным элементом модели IDEF0 является функция, которая на схеме отображается в виде функционального блока – прямоугольника, внутри которого указано действие в форме глагольного существительного. Действие может быть очень разным по масштабу. В контексте задач исследования под функцией (процессом) понимается назначение и содержание отдельных фрагментов, частей, глав нормативно-правовых документов. Такие функции зависят от степени структуризации информационного поля нормативно-правовых документов.

Разнообразие законодательных и нормативно-правовых документов ГА можно описать множеством $D = \{d_1, d_2, \dots, d_n\}$. Элементы множества $d_1, d_2, \dots, d_n$ представляют собой отдельные виды документа, в частности, Воздушный кодекс РУз, Авиационные правила и др. Здесь важно отметить их приоритетность относительно друг друга, а именно: $d_1 < d_2 < \dots < d_n$, где документ d_1 является первичным или базисным по отношению к документу d_2 и т.д. Это говорит о том, что документ d_2 составлен на основании документа d_1 .

В целом структурно-функциональное (СФ) состояние ЭОК «ЗиНПД» с его информационным полем (ИП) законодательных и нормативно-правовых документов ГА на основании методологии IDEF0 можно представить схемой, приведенной на рисунке 2.

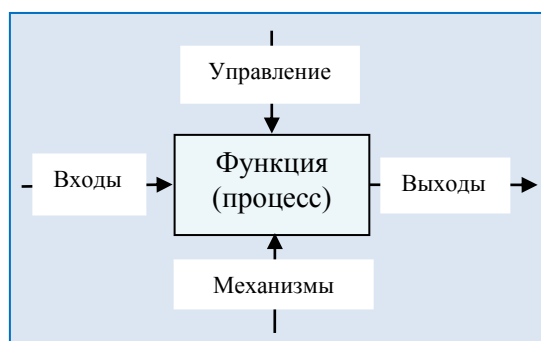


Рисунок 2 – СФ состояние ЭОК «ЗиНПД» на основе методологии IDEF0

На СФ состояние ЭОК «ЗиНПД» могут влиять три группы внешних факторов: «Входы», «Управление» и «Механизмы», которые определяют содержание и показатели «Выхода».

Если система является дискретной, таковой является ЭОК «ЗиНПД», не обладающей динамикой во времени, то в основе методологии IDEF0 для выполнения функциональных процедур лежит использование теоретико-множественного метода и алгебры логики [Волкова, 2014].

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Волкова В. Н. Теория систем и системный анализ: учебник для академического бакалавриата / В. Н. Волкова, А. А. Денисов. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Издательство Юрайт, 2014. – 616 с.
2. Р50.1.028-2001. Информационные технологии поддержки жизненного цикла продукции. Методология функционального моделирования. Внесены Техническим комитетом по стандартизации ТК 431 "CALS-технологии" России. Дата введения 2002-07-01.

СЕКЦИЯ
«ПРОБЛЕМЫ, ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ И ПРИМЕНЕНИЯ
БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ»

*Председатель – Шаблов А. В., заместитель директора Иркутского филиала МГТУ ГА
по УМР, канд. пед. наук*

УДК 623.746.-519

**СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД К ФОРМИРОВАНИЮ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО
ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК
ДЛЯ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Зиненков Ю. В., канд. техн. наук

*ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
(г. Воронеж)*

Беспилотные летательные аппараты активно внедряются в различные сферы деятельности, что способствует росту их востребованности. Это приводит к возникновению проблемных вопросов, связанных с порядком их разработки, производства и эксплуатации. При этом вопрос создания авиационных силовых установок является одним из наиболее острых. В статье раскрыты некоторые технические особенности беспилотных летательных аппаратов в сравнении с пилотируемыми, которые обуславливают создание новых подходов к формированию предварительного технического облика их силовых установок, требующих научного исследования. На основе этого сформулирована научная проблема в данном направлении с кратким описанием возможных путей решения.

Ключевые слова: беспилотный летательный аппарат, гибридная силовая установка, авиационный электрический двигатель, технический облик, математическое моделирование.

Развитие авиационной отрасли предполагает расширение областей и условий применения беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различного целевого назначения. При этом на них возлагается все большая номенклатура задач, которая вызывает необходимость создания широкой линейки типов и классов БЛА.

В процессе перехода от пилотируемой к беспилотной авиации ключевыми критериями эффективности являются стоимость и сроки выполнения поставленных задач с использованием комплексов с БЛА. Если с развитием новых технологий удастся получить улучшение указанных критериев, то «беспилотники» в обозримом будущем будут повсеместно применяться в различных секторах экономики.

На данном этапе развития комплексов с БЛА отечественного производства существует несколько ключевых проблем, обусловленных их отличительными особенностями в сравнении с пилотируемыми летательными аппаратами (ЛА), такими как:

- широкие диапазоны взлетной массы, высоты и скорости полета;
- многовариационная аэродинамическая компоновка;
- разнообразие типов применяемых силовых установок (СУ);
- широкое применение воздушных винтов в качестве движителей;
- автономность работы систем;
- различные сроки ресурса;
- различные условия базирования и эксплуатации;
- низкая стоимость жизненного цикла изделия.

Указанные отличительные особенности БЛА приводят к тому, что их необходимо структурировать на типы и классы. Для этого автором была разработана классификация БЛА военного назначения, изображенная на рисунке 1. При этом такую классификацию частично можно использовать и для БЛА иного назначения.

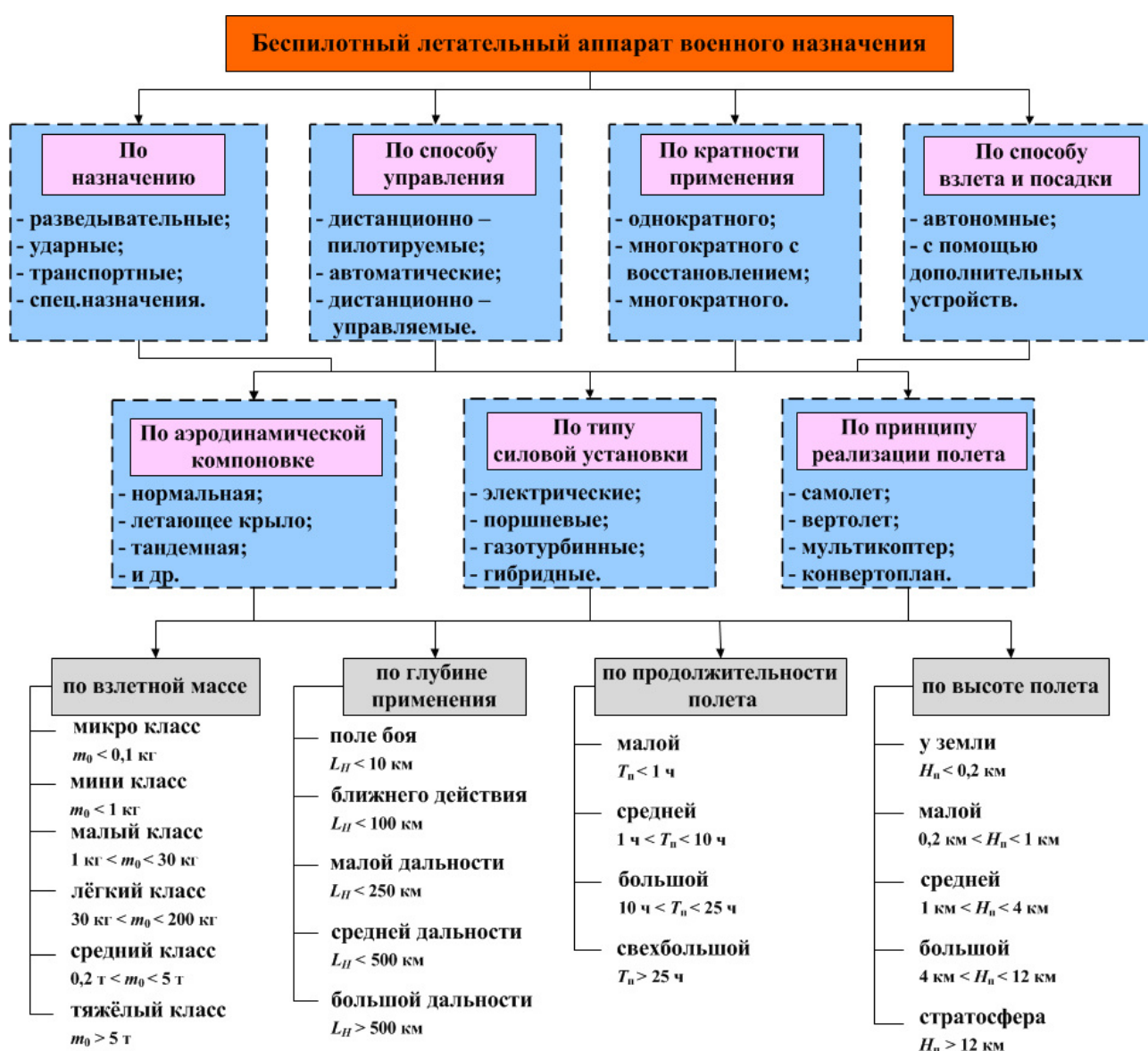


Рисунок 1 – Классификация БЛА военного назначения

Данная классификация по тактико-техническим характеристикам наглядно демонстрирует, насколько разнообразные БЛА военного назначения требуются для решения существующих задач. В настоящее время, в нашей стране применяются БЛА от микрокласса до среднего, а БЛА тяжелого класса только разрабатываются, к примеру, такие как БЛА Альтаир и Охотник.

Следует особо отметить, что с увеличением количества применяемых БЛА все большей проблемой является автономность работы его систем. При управлении пилотируемым ЛА за все, что происходит на борту, отвечает командир экипажа, и, в случае, допустим, ложного срабатывания датчиков диагностирования работоспособности самолетных и двигательных систем, он может принять рациональное решение об игнорировании такого сигнала. В случае же с управляемым БЛА многоразового применения, оператор БЛА полагается только на работу автоматики и должен принимать решения исходя из мониторинга работоспособности систем только на пульте управления. В связи с этим возникает необходимость создания высокоточного и высоконадежного оборудования для выполнения этих функций.

Одним из преимуществ БЛА многими экспертами заявляется, что стоимость их жизненного цикла ниже, чем у пилотируемого ЛА, хотя текущая ситуация, исходя из анализа стоимости БЛА производства США, такой обнадеживающий прогноз не дает. Как видно из таблицы 1, стоимость известных проектов БЛА является далеко не низкой, особенно для экономики России. К примеру, легкий БЛА RQ-11 Raven, с продолжительностью полета 1 час, стоит 35 тыс. долларов, что составляет около 2500000 рублей. Можно смело утверждать, что использование таких изделий в нашей стране будет явно не целесообразным.

Таблица 1 – Основные характеристики БЛА США

БЛА	RQ-11 Raven	RQ-7A Shadow	MQ-1 Predator	MQ-9 Reaper	RQ-4 Global Hawk	X-47A Pegasus
Назначение	разведчик	разведчик	разведывате льно- ударный	разведыва тельно- ударный	разведчик	разведыват ельно- ударный
Масса, кг	2	150	1000	5000	15000	20000
Продолжитель ность, ч	1	7	24	24	32	-
Скорость, км/ч	95	200	220	400	620	1000
Потолок, км	5	5	8	13	18 200	12
Дальность, км	10	22 000	1100	6000	22 000	3900
Стоимость, млн. долл.	0,035	0,750	4	17	35	407

Исходя из вышесказанного, можно сформулировать научную проблему, заключающуюся в снижении технического риска, стоимости и сроков создания БЛА отечественного производства. Одним из путей ее решения автором видится проведение высокоточных предварительных обликковых исследований с

использованием достигнутого уровня научно-технического задела в различных областях науки и техники, а также прогнозирования параметров и характеристик ЛА и СУ.

В настоящее время общепринятой методики создания БЛА не существует, поэтому разработчики зачастую руководствуются собственными представлениями о порядке их создания. В связи с этим, в научно-исследовательском центре им. профессора Н.Е. Жуковского проводится масштабная работа по созданию всего комплекса нормативно-технической документации, регламентирующей порядок разработки, производства, испытаний и эксплуатации комплексов с БЛА. В дальнейшем остро встанет вопрос о разработке документации их тактического применения, так как, несмотря на локальное применение БЛА в разных операциях, сейчас это не вписано в общую концепцию решения задач того или иного рода.

Безусловно, применение БЛА со временем станет только расширяться, о чем свидетельствует накапливаемый опыт их применения. Для обеспечения целесообразного решения существующих задач необходимо осуществлять целевое создание комплексов с БЛА по следующему принципу: «Задача – вариант решения – средства – сроки – стоимость». Работая по подобному сценарию, можно будет целесообразно в сжатые сроки с наименьшими затратами создавать требуемые БЛА. Этому будет способствовать понятная апробированная методика, предполагающая проведение достоверных предварительных расчетно-теоретических исследований. На рисунке 2 показана блок-схема уже разработанной автором методики, которая дальше совершенствуется для учета новых особенностей БЛА [Зиненков, 2016].

Известно, что разработка СУ является наиболее сложным и длительным этапом создания любого БЛА. Исследования показывают, что наиболее эффективна задача разработки эффективной СУ, отвечающей всем предъявляемым требованиям, решается при комплексном подходе, с учетом задач, решаемых БЛА, их характеристик, условий эксплуатации, типовых программ полета и т.п. В связи с этим, автором предлагается системный подход к формированию предварительного технического облика СУ БЛА различного целевого назначения, основанный на междисциплинарном анализе множества характеристик, в результате оптимизации по критериям уровня решаемых задач. Предполагается, что при возникновении некоторой задачи, решение которой планируется с использованием БЛА, следует провести комплекс расчетно-теоретических исследований, в результате чего будет определено, каким требованиям должна отвечать СУ разрабатываемого БЛА для наиболее эффективного решения задачи, и получены предварительные технические облики СУ и БЛА.

Для программного обеспечения проводимых исследований автором выполняется доработка созданной им комплексной математической модели (рисунок 3), основанной на большом опыте проведения обличковых исследований СУ для ЛА различного целевого назначения, учитывающей конструктивные и эксплуатационные особенности БЛА, их размерности, применение новых типов СУ с разными источниками энергии на борту [Зиненков, 2015].

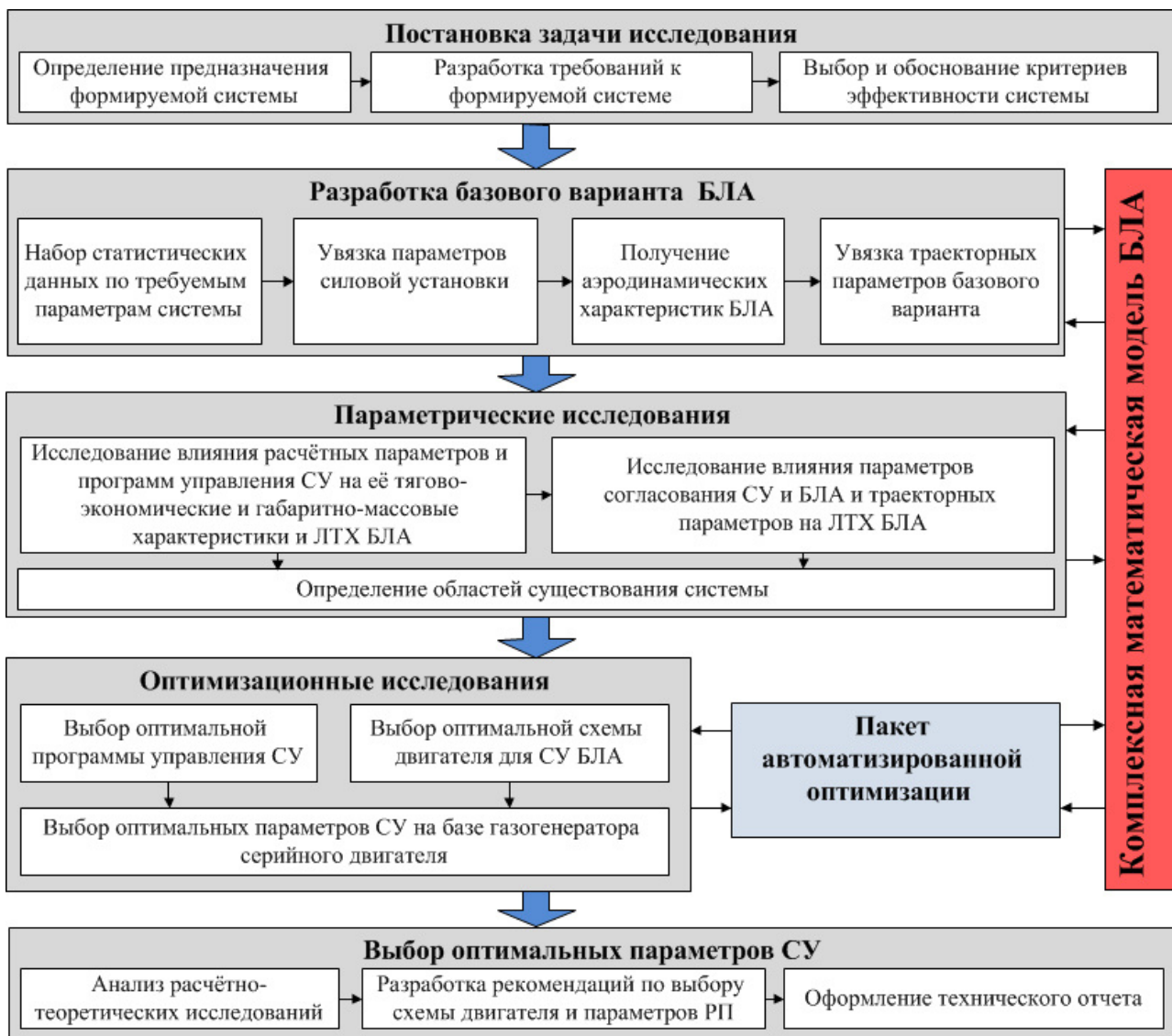


Рисунок 2 – Блок-схема методики формирования предварительного технического облика силовых установок БЛА различного целевого назначения

В представленной комплексной математической модели БЛА математическая модель СУ создана с учетом возможности реализовать тенденции развития авиационных двигателей [Нечаев, 2006]:

- 1) Применение модульного принципа в конструировании двигателей.
- 2) Упреждающая роль разработки научно-технического задела, требующая совершенствования методов расчета, математического моделирования и проектирования двигателей и их элементов.
- 3) Создания новых двигателей на базе ранее отработанных (унифицированных) газогенераторов.
- 4) Разработка адаптивных систем управления СУ, требующих для своего осуществления применения бортовых цифровых вычислительных машин и развитие на этой основе более совершенных систем диагностики СУ.
- 5) Поиск более совершенных схем двигателей и новых более эффективных принципов организации их рабочего процесса.

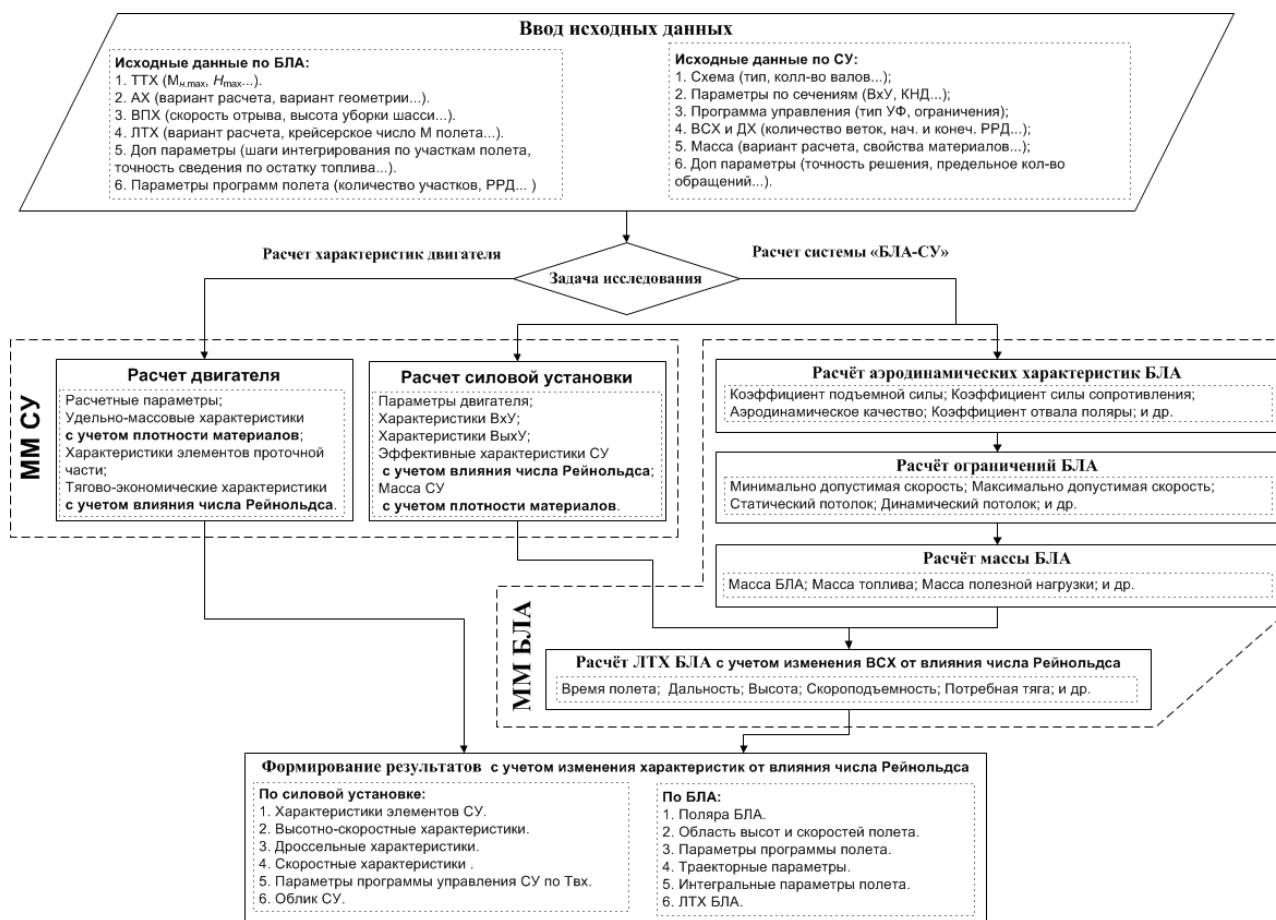


Рисунок 3 – Блок-схема комплексной математической модели БЛА

Первые четыре из перечисленных тенденций уже заложены в математическую модель СУ. При этом решен ряд практических задач в интересах отраслевых научно-исследовательских и производственных организаций по формированию технического облика СУ для ЛА различного целевого назначения и оценке их эффективности по критериям самолетного уровня.

В настоящее время проводится работа по внесению изменений в алгоритм программы для реализации пятой тенденции развития авиационных двигателей, так как сейчас в мировом авиадвигателестроении идет активный поиск перспективных путей развития. Пока сложно однозначно предположить, что встанет на замену газотурбинных СУ, поэтому необходимо отрабатывать все возможные концепции. Так, одной из перспективных схем СУ для БЛА считается гибридная СУ. Реализация данной схемы в указанном программном продукте требует разработку и внедрение в его исходный код математических моделей дополнительных элементов СУ:

- авиационного поршневого и электрического двигателей;
- воздушного винта;
- редуктора;
- электропроводки;
- аккумуляторной батареи;
- электрического генератора;

- редуccionного клапана;
- топливного элемента и ряда других.

После доработки комплексной математической модели планируется проведение совокупности расчетно-теоретических исследований гибридных схем авиационных СУ с целью обоснованного формулирования ответов на ряд следующих вопросов:

- определение оптимальных границ применения турбореактивных, турбовинтовых, малоразмерных газотурбинных, поршневых и электрических двигателей для СУ БЛА;
- определение оптимального распределения работы в гибридных СУ;
- взаимодействие законов классической механики, термодинамики и электромагнетизма в авиационной СУ.

В заключение можно сказать, что БЛА являются будущим мировой авиации, при этом, их разработка, создание и будущая эксплуатация пока сталкивается с рядом технических и экономических проблем, требующих научного решения.

К основным выводам по работе можно отнести следующие:

- БЛА имеют ряд отличительных особенностей по сравнению с пилотируемыми летательными аппаратами, которые необходимо учитывать на этапе раннего проектирования при формировании технического облика;
- сформулирована научная проблема, заключающаяся в снижении технического риска, стоимости и сроков создания БЛА отечественного производства путем обеспечения высокоточных предварительных обликовых исследований с использованием достигнутого уровня научно-технического задела в различных областях науки и техники, а также прогнозирования параметров и характеристик ЛА и СУ;
- необходимо реализовать целевое создание комплексов с БЛА по следующему принципу: «Задача – вариант решения – средства – сроки – стоимость»;
- развитие мирового авиационного двигателестроения активно осуществляет поиск новых более совершенных схем двигателей и эффективных принципов организации их рабочего процесса, одной из таких схем является гибридная СУ.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Зиненков Ю. В.* Методика формирования технического облика и оценки эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата / Ю. В. Зиненков, А. В. Луковников, М. Б. Слинко // Полет. – 2016. – № 2-3. – С. 66–80.
2. *Зиненков Ю. В.* Оценка эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата / Ю. В. Зиненков, А. В. Луковников, А. Н. Черкасов // Вестник Московского авиационного института. – 2015. – Т. 22. – №3. – С. 91–102.
3. *Нечаев Ю. Н.* Теория авиационных двигателей. Ч. 2 / Ю. Н. Нечаев, Р. М. Федоров, С. Н. Котовский, А. С. Полев. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2006. – 447 с.

**РАЗРАБОТКА ОПТИЧЕСКИХ СРЕДСТВ КОНТРОЛЯ РАБОТЫ ВОЗДУШНЫХ
ВИНТОВ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Зотин Н. А., канд. техн. наук

*Самарский национальный исследовательский университет имени академика
С.П. Королева
(г. Самара)*

В статье предлагается описание и структурная схема контрольно-проверочной аппаратуры совместной работы системы управления и системы приводов воздушных винтов квадрокоптеров. Аппаратура включает в себя вычислительное устройство, измерительный узел, устройство ввода-вывода и радиоприёмник. Ядром вычислительного устройства являются два микроконтроллера, связанные между собой и остальными элементами контрольно-проверочной аппаратуры по средствам встроенных интерфейсов. В качестве измерительного узла выступает многоканальный стробоскопический тахометр, каждый канал которого определяет частоту вращения отдельного винта летательного аппарата. Получение сигналов дистанционного управления квадрокоптером осуществляется радиоприёмником. Процесс контроля представляет собой сравнение рассчитанных частот вращения винтов, соответствующих сигналам управления, с их фактически измеренными значениями. Также в работе приведены выбор элементной базы контрольно-проверочной аппаратуры, её недостатки и возможные пути модернизации.

Ключевые слова: предполётный контроль, квадрокоптер, эксплуатация, измерение частоты вращения, автоматизированная система контроля.

Неисправные система управления и силовая установка беспилотного летательного аппарата при его запуске могут стать причиной авиационного происшествия и помешать оперативному решению поставленной полётной задачи, что может привести к значительным материальным затратам, а в ряде случаев к нанесению вреда здоровью человека.

Наиболее эффективным способом предупреждения описанной ситуации является предполётный контроль систем летательного аппарата, оперативное проведение которого обеспечивают встроенные системы.

Результаты такого контроля, основанные на тестовых сигналах, по объективности уступают более продолжительным проверкам в лабораторных условиях. По этой причине для комплексной оценки технического состояния летательного аппарата требуется проведение его контрольного полёта на специально оборудованном аэродроме, что не всегда возможно перед выполнением полётной задачи.

Актуальным решением описанной проблемы является использование систем наземного функционального контроля, одна из которых представлена в данной работе.

Предлагаемое в статье оборудование для контроля работы воздушных винтов летательного аппарата предполагает фиксацию последнего на земле и

размещение в достаточной близости к его подвижным частям измерительных средств, а также не предусматривает определение наклона лопастей. Указанные факты ограничивают область применения данной контрольно-проверочной аппаратуры и делают её приемлемой при эксплуатации квадрокоптеров, беспилотных летательных аппаратов, уступающих по габаритам и мощности двигателей пилотируемых воздушных судов. Кроме того, приём и анализ радиосигналов, необходимых для дистанционного управления беспилотного аппарата, позволит провести контроль работы винтов совместно с проверкой системы управления.

Контрольно-проверочная аппаратура включает в себя вычислительное устройство, устройство ввода-вывода, многоканальный стробоскопический тахометр и радиоприёмный блок (рисунок 1).

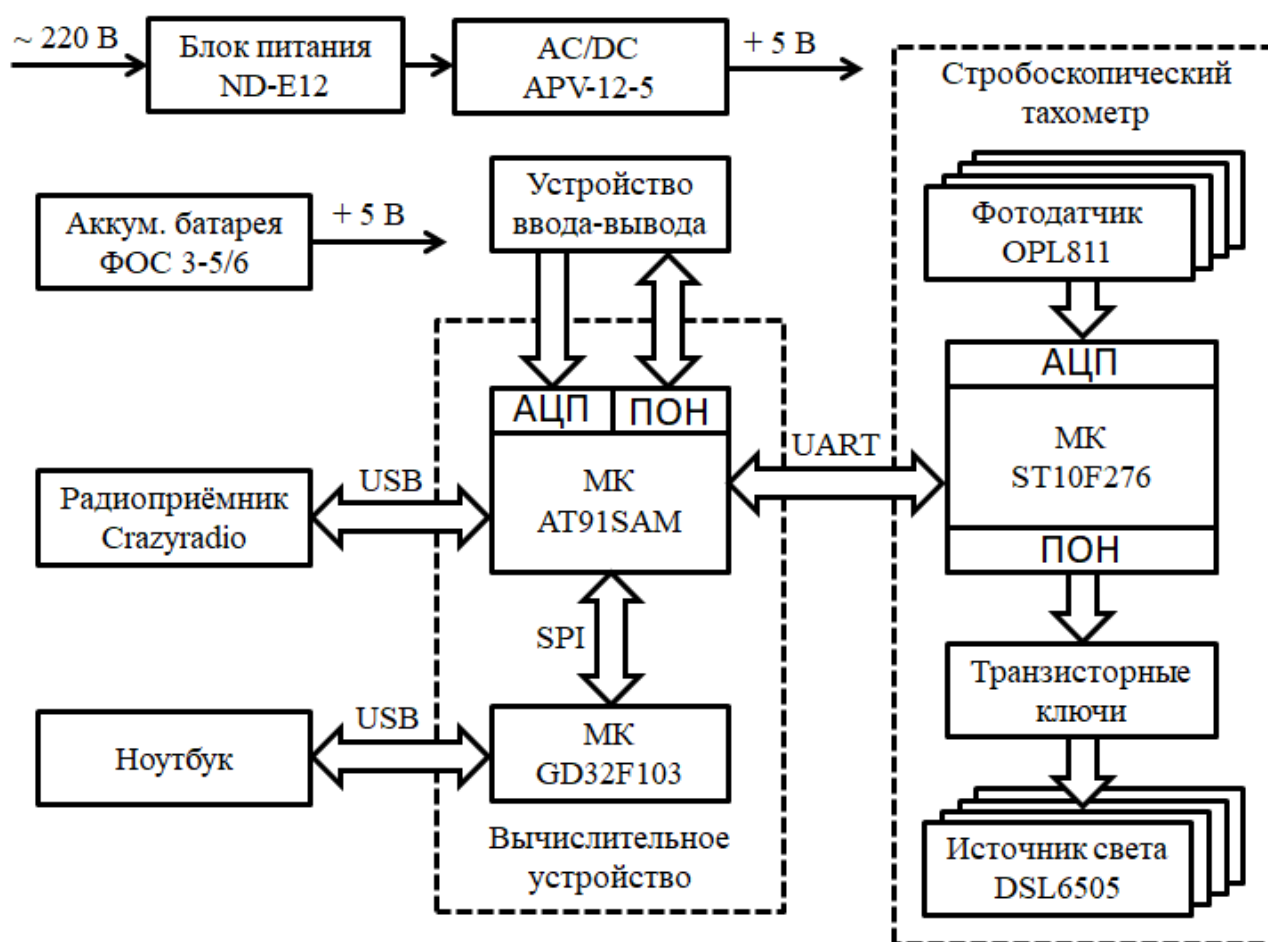


Рисунок 1 – Структурная схема контрольно-проверочной аппаратуры

Перед проверкой беспилотного летательного аппарата оператор фиксирует его на земле, устанавливает датчики тахометра напротив воздушных винтов, на которые наклеивает светоотражающие метки и юстирует измерительную систему.

Процесс контроля представляет собой последовательную подачу управляющих сигналов, которые наряду с квадрокоптером принимает и радиоприёмный блок аппаратуры проверки. Заключение об исправной

совместной работе системы управления и системы приводов воздушных винтов беспилотного летательного аппарата формируется на основании сравнения рассчитанных частот вращения винтов, соответствующих управляющим сигналам, с их измеренными значениями.

Основу вычислительного устройства составляет микроконтроллер AT91SAM7X256C-AU, который для связи с устройством ввода-вывода использует встроенные аналого-цифровые преобразователи и порты общего назначения (ПОН), обмен данными со стробоскопическим тахометром осуществляет через интерфейс UART, а приём сигналов от радиоприёмника модели Crazyradio реализует по каналу USB. Дополнительный микроконтроллер GD32F103CBT6 предоставляет возможность проводить контроль с использованием ноутбука через свой вывод USB. Связь между микроконтроллерами вычислительного устройства реализована по SPI.

В качестве устройства ввода-вывода использованы совмещённые LCD дисплей и сенсорная резистивной панель модели LCD-OLinuXino-10TS.

Радиоприёмник Crazyradio работает на частоте большинства квадрокоптеров 2,4 ГГц, что обеспечивает достаточную универсальность предлагаемой аппаратуры.

Стробоскопический тахометр состоит из фотодатчиков OPL811-OC и источников направленного света DSL6505-0921, управляемых транзисторными ключами по командам микроконтроллера ST10F276Z5T3. Подключение фотодатчиков выполнено через встроенные аналого-цифровые преобразователи.

Процесс юстировки тахометра – отдельный режим работы контрольно-проверочной аппаратуры, при котором свет постоянно излучается источником DSL6505-0921. При юстировке оператор устанавливает штатив датчика тахометра и разворачивает его до тех пор, пока отражённый от наклеенной метки на лопасти винта луч не попадёт на фотодатчик, что будет зафиксировано последним с последующей индикацией на дисплее.

Питание предлагаемой аппаратуры осуществляется от двух аккумуляторных батарей ФОС 3-5/6, что обеспечивает длительную автономную работу, или от блока питания ND-E12-IP20-12V, работающего совместно с AC/DC конвертором APV-12-5.

Вывод. В настоящей работе предложена контрольно-проверочная аппаратура, которая позволит оперативно провести предполётную проверку системы управления и системы приводов воздушных винтов беспилотного летательного аппарата, что позволяет снизить риск авиационного происшествия.

Основу аппаратуры составляет измерительный узел – многоканальный стробоскопический тахометр и вычислительное устройство на базе микроконтроллера. Недостатками предлагаемого устройства являются длительный процесс юстировки аппаратуры, требующий от оператора соответствующего навыка, отсутствие возможности определять угол наклона лопастей винтов, а также необходимость фиксации летательного аппарата на земле.

Определение наклона лопастей возможно по средствам модернизации контрольной аппаратуры, в результате которой отражающая метка при развороте относительно падающего луча света будет изменять параметры отражённой световой волны, а фотоприёмник их анализировать.

Исключение необходимости фиксации летательного аппарата возможно при предусмотренном лёгком демонтаже воздушных винтов. В таком случае вращение их валов не будет создавать подъёмную силу, а частоту вращения можно определить нанесением метки на сам вал.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Джунипер А. Дроны. Полное практическое руководство: пер. с англ. В. Яценюкова / А. Джунипер. – М.: КоЛибри, 2019. – 160 с.

УДК 347.822.4:629.7.076

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ БЕЗОПАСНОГО ПРИМЕНЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Кудряков С. А.¹, д-р техн. наук

Книжниченко Н. В.²

Рубцов Е. А.¹, канд. техн. наук

¹*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации*

²*Санкт-Петербургский центр обслуживания воздушного движения
(г. Санкт-Петербург)*

Произведен анализ рынка гражданских беспилотных воздушных судов с учетом покупательской способности населения. Рассмотрены проблемы применения общедоступных беспилотных авиационных систем гражданскими пользователями. Определены возможные последствия преднамеренных и непреднамеренных полетов в запрещенных для этого зонах. Рассмотрены методы обнаружения аппаратов-нарушителей. Произведен анализ методов противодействия беспилотным воздушным судам с учетом особенностей функционирования штатных аэродромных средств. Для защиты района аэродрома предлагается создать структурное подразделение (в службе эксплуатации радиотехнического обеспечения полетов, либо независимое от всех служб), которое будет заниматься обнаружением аппаратов-нарушителей и их нейтрализацией.

Ключевые слова: беспилотные авиационные системы, беспилотные воздушные суда, безопасность полетов, наблюдение, авиационная безопасность, объект транспортной инфраструктуры.

Введение

С каждым годом возрастают масштабы применения беспилотных авиационных систем (БАС) различного назначения: военные, системы специального назначения (например, системы по разведке пожаров), промышленные (например, для выполнения работ по проверке кабельных

линий), профессиональные (аэрофотосъемка) и др. Отдельной категорией можно считать гражданские БАС, применяющиеся для развлечения, а также фото и видеосъемки [Биард, 2016].

Развитие БАС показывает всю серьезность проблемы обеспечения безопасности, что особенно актуально для района аэродрома. Поскольку беспилотные воздушные суда (БВС) стали общедоступными, их непреднамеренные (а в ряде случаев и преднамеренные) полеты в запретных зонах могут нанести вред объектам транспортной инфраструктуры, а также самим транспортным средствам.

Для решения этой проблемы целесообразно внедрять комплексные системы безопасности, которые обеспечат мониторинг воздушной обстановки и пресечение незаконных полетов различными методами. В связи с этим актуальной становится задача создания специального структурного подразделения, решающего вопросы обеспечения безопасности в районе аэродрома.

Анализ рынка гражданских беспилотных воздушных судов

Современные БВС позволяют решать широкий круг задач во многих областях, вследствие чего рынок БАС стал стремительно расти, при этом возможности аппаратов позволяют использовать их и в коммерческих целях. Это привело к росту интереса, как среди производителей аппаратов, так и среди компаний, занимающихся производством компонентов к ним. Главной особенностью увеличения спроса на рынке стало уменьшение стоимости БВС.

Для анализа доступности приобретения беспилотных аппаратов жителями разных регионов России рассмотрим среднестатистическую заработную плату. Данные, полученные из сайта «ХедХантер», представлены в табл. 1 [Статистика занятости HeadHunter].

Таблица 1 – Среднестатистическая заработанная плата в регионах России

Район проживания	Среднестатистическая заработная плата, тыс. руб.
Москва	65
Санкт-Петербург	54
Северо-Западный федеральный округ	47
Центральный федеральный округ	56
Южный федеральный округ	40
Северо-Кавказский федеральный округ	35
Приволжский федеральный округ	39
Уральский федеральный округ	41
Сибирский федеральный округ	39
Дальневосточный федеральный округ	51

Предположим, что человек способен тратить примерно 10% ежемесячной заработной платы только на развлечения. Тогда диапазон цен на БВС, удовлетворяющий потребительский спрос, будет варьироваться от 3 до 6 тыс. руб. Однако стоит учесть, что на любимое хобби человек может тратить суммы

сопоставимые со среднемесячной зарплатой. В этом случае спектр БВС, попадающих в ценовой сегмент, становится просто огромен. В него попадают не только аппараты класса «микро» с дальностью действия от десятков до 200 м, но и мини-аппараты с дальностью полета до полукилометра, а также начальный сегмент полупрофессиональных аппаратов, способных подниматься на высоту полета региональных ВС и находиться в воздухе 20-30 мин.

Наибольшим спросом пользуются аппараты фирмы DJI [Mavic Air]:

1) «DJI Mavic Air» (рис. 1) – полупрофессиональный аппарат, имеющий следующие характеристики [Mavic Air]:

- скорость горизонтального полета: до 68 км/ч;
- высота полета: до 5 км;
- продолжительность полета: 21 мин.;
- максимальная взлетная масса 0,43 кг.



Рисунок 1 – DJI Mavic Air

2) «DJI Mavic Pro» – складной аппарат с датчиками предотвращения столкновения, его характеристики [Mavic Pro]:

- скорость горизонтального полета: до 65 км/ч;
- высота полета: до 5 км;
- продолжительность полета: до 27 мин.;
- максимальная взлетная масса 0,73 кг.

3) «DJI Phantom 4 Pro» – многоцелевой аппарат, имеющий следующие характеристики [Phantom 4 Pro]:

- скорость горизонтального полета: до 72 км/ч;
- высота полета: до 6 км;
- продолжительность полета: 30 мин.;
- максимальная взлетная масса 1,4 кг.

4) «DJI Inspire 2» – профессиональный аппарат, оснащенный оборудованием для аэрофотосъемки, фотограмметрии, получения мультиспектрального и тепловизионного изображения, его характеристики [Inspire 2]:

- скорость горизонтального полета: до 94 км/ч;
- высота полета: до 5 км;
- продолжительность полета: 27 минут.
- максимальная взлетная масса 4 кг.

Для навигации, управления, передачи видеоданных и телеметрии применяются различные частотные каналы [Гетманцев, 2016]:

- Wi-Fi: 2400...2500 МГц;
- GPS/ГЛОНАСС (L1): 1570...1616 МГц;
- GPS (L2-L5): 1170...1280 МГц;
- 5,2G: 4900...5500 МГц;
- 5,8G: 5500...6100 МГц.

Анализ угроз при использовании беспилотных авиационных систем

Доступность БВС вызывает опасения, исходя из возможных угроз, таких как применение в качестве дистанционно управляемого средства поражения, для демонстрационных действий и поиска незаконного проникновения на закрытые территории и объекты, в том числе объекты РТОП и связи.

Наиболее яркий случай применения БВС в террористических целях произошел 4 августа 2018 года в Венесуэле, на праздновании 81-й годовщины создания Национальной боливарианской гвардии. В тот день с помощью нескольких дронов DJI M600 была осуществлена попытка покушения на президента. Каждый аппарат нес примерно 1 кг взрывчатки С4, при этом ни один из них не смог приблизиться на расстояние поражения: БВС были уничтожены снайперами.

Как видим, для совершения актов незаконного вмешательства не требуются специализированные аппараты. Покушение может быть проведено с применением свободно продающихся гражданских БВС. На рис. 2 показан «DJI Phantom 4» со сбрасываемым взрывным устройством.



Рисунок 2 – «DJI Phantom 4» со сбрасываемым взрывным устройством

Рассмотрим основные виды угроз, которые можно осуществить с помощью беспилотных аппаратов [Кудряков, 2019]:

- сброс взрывчатки и емкостей с отравляющим газом, а также грязных атомных бомб;

- преднамеренное столкновение тяжелых (и утяжеленных) дронов со зданиями, автомобилями, поездами, воздушными судами, а также преднамеренное падение в местах массового скопления людей;
- преднамеренные полеты в районе аэродрома с целью задержать вылет воздушного судна, заставить экипаж уйти на второй круг при посадке или искать запасной аэродром;
- применение беспилотных воздушных судов для транспортировки запрещенных предметов: оружия, наркотиков и др.;
- выполнение фото и видеосъемки с целью получения информации, представляющей коммерческую или государственную тайны.

Рост рынка БАС, как правило, сопровождается большим количеством инцидентов, связанных с пилотируемой авиацией. В связи с особенностями конструкции (применение металлов и углепластика) БВС опаснее даже крупных птиц. Современный беспилотный аппарат может развивать горизонтальную скорость до 50...90 км/ч, пилотируемое ВС в районе аэродрома выполняет полет при скорости порядка 300 км/ч. В случае столкновения при движении на встречных курсах повреждения ВС могут быть катастрофическими и привести либо к жесткой посадке, либо к падению пассажирского самолета. Особую опасность представляет попадание БВС в турбину самолета на этапе взлета.

Рассмотрим случаи незаконного вмешательства, связанные с применением БАС. Так, в Соединенных Штатах Америки с января по октябрь 2015 года произошло 920 нарушений, при которых беспилотные аппараты подходили на критически близкие дистанции к самолетам гражданской авиации. В Соединенном Королевстве в том же 2015 году произошло 40 аналогичных нарушений.

В Германии в 2017 году БВС 88 раз нарушали режим запретных зон аэропортов, а в 2018 году – 158 раз.

Особенно опасно столкновение пассажирского самолета с БВС на этапе посадки. Так, в сентябре 2015 года в Хитроу Airbus A319 при выполнении предпосадочного маневра едва разошелся в воздухе с дроном. Причиной инцидента стало то, что из-за малых размеров беспилотный аппарат трудно обнаружить на достаточном для уклонения расстоянии. Поэтому экипаж не успел совершить маневр, а самолет едва не получил повреждения. До этого похожая ситуация произошла при посадке самолета Embraer E190.

В США, осенью 2015 года в районе аэродрома Питтсбург, беспилотный аппарат пролетел на опасно близком расстоянии от заходившего на посадку самолета Bombardier CRJ200.

В декабре 2018 года Лондонский аэропорт «Гатвик» был заблокирован в течение двух дней из-за «атаки дронов». В результате только 19 декабря из Лондона не смогли вылететь 10 тысяч человек, а на следующий день сорвались вылет и посадка еще более 100 тысяч пассажиров.

8 ноября 2019 года дважды была остановлена работа аэропорта Кансай в Токио из-за беспилотников. Всего в результате происшествия были отменены или перенаправлены на другие аэропорты 27 рейсов.

Инциденты происходили и в России. По данным Росавиации, в 2016-2017 годах количество нарушений использования беспилотников возросло до 70.

В 2016 году в Шереметьево был обнаружен беспилотный аппарат, который совершил незаконный пролет над ВПП и возможно провел фото- и видеосъемку зданий и сооружений аэродрома. В мае следующего года был вновь зафиксирован полет неустановленного дрона уже над местом стоянки самолетов.

В том же году, в районе Ерофей Арены (г. Хабаровск), водитель автомобиля запустил беспилотный аппарат. В это время «Бессмертная эскадрилья» выполняла демонстрационные полеты, и БВС оказался прямо на пути следования самолетов.

В июне 2017 года в районе аэродрома Сургут экипаж заходившего на посадку самолёта Boeing-737-800 доложил о визуальной фиксации беспилотного воздушного судна. Аппарат не давал самолету выполнить установленную схему снижения и нарушал требования по безопасности полетов. Разрешение на выполнение авиационных работ у владельца аппарата отсутствовало [Кудряков, 2019].

Обеспечение безопасности в районе аэродрома

Одна из главных задач обеспечения безопасности эксплуатации БАС состоит в необходимости избегать конфликтных ситуаций и столкновений с другими воздушными или наземными объектами. В пилотируемой авиации вся ответственность лежит на командире воздушного судна. Он должен прогнозировать, обнаруживать и устранять возможные опасные ситуации, угрожающие безопасности полетов.

В отношении правил эксплуатации БАС аналогичное требование должно действовать в отношении внешнего пилота. БВС должно быть подготовлено к полету квалифицированным персоналом (для БВС массой более 30 кг и при выполнении авиационных работ – авиационным персоналом), при этом должны быть обеспечены все необходимые функции, обеспечивающие безопасность.

Станция внешнего пилота должна быть защищена от проникновения посторонних лиц, все линии передачи данных должны быть должным образом защищены от прослушивания и внешнего воздействия. Инструктивный материал по мерам защиты станции внешнего пилота разработан в документах ИКАО.

Задача предотвращения конфликтных ситуаций в воздухе основывается на своевременном обнаружении нарушителя, отсюда вытекает необходимость рассматривать «обнаруживаемость» и «заметность» БВС. Оба термина характеризуют способность БВС поддаваться обнаружению как экипажами гражданских самолетов (визуально, с помощью бортовых радиолокационных станций или с помощью АЗН-В), внешними пилотами, находящимися на своих станциях, а также диспетчерами управления воздушным движением (с помощью первичных и вторичных радиолокаторов, многопозиционных систем наблюдения и АЗН-В) и другими авиационными специалистами. Для решения

этой задачи на БВС необходимо установить самолетные ответчики режимов RBS и S, аппаратуру АЗН-В, проблесковые огни или другие утвержденные средства.

БВС необходимо обнаруживать не только в воздушном пространстве, но и на малых высотах, а также при движении по рабочей площади аэродрома. При этом обнаруживать и определять местоположение беспилотного аппарата должны все участники движения и органы УВД. Перечень требуемых средств, методов и правил должен быть утвержден на уровне государства в виде отдельного документа или дополнения к существующим документам.

Для защиты объектов транспортной инфраструктуры от актов незаконного вмешательства с применением БАС необходимо создавать целые системы. При этом достаточно сложной является задача определения оптимального состава и размещения технических средств на местности.

Задачу обнаружения БВС можно решить с применением [Кудряков, 2019]:

- оптических средств (визуального наблюдения);
- акустических средств (акустического наблюдения);
- средств видеонаблюдения (автоматического видеонаблюдения в различных диапазонах частот, в том числе с применением тепловизоров);
- радиоэлектронных средств (радиоэлектронного наблюдения).

При решении задачи обнаружения и пеленгации БВС по сигналам бортовых передатчиков необходимо учитывать, что в современных БАС применяют сигналы псевдослучайной перестройки рабочей частоты (ППРЧ). ППРЧ в каналах управления, по некоторым оценкам, применяют примерно 80% производителей гражданских беспилотных аппаратов. Это связано со значительной помехоустойчивостью, что особенно важно в городской среде с высоким уровнем промышленного радиопомех.

Рассмотрим основные параметры и характеристики передающих средств БАС [Бухалев, 2018]:

- мощность сигнала в канале управления: до 100 мВт;
- применяемые диапазоны частот: 2,4 и 5,8 ГГц;
- время скачка частоты в режиме ППРЧ: от 350-500 ск/сек до 2 900 ск/сек);
- модуляция: FSK2 (реже – PSK2 и OFDM);
- средняя длительность радиоимпульса: от 500 мкс до 2,5 мс;
- средняя ширина спектра радиоимпульса: от 300 кГц до 2 МГц;
- скорость передачи данных в канале (символьная): от 1000 до 2000 кбод;
- полная полоса сетки режима ППРЧ: примерно 80 МГц;
- среднее число каналов сетки режима ППРЧ: 40.

После обнаружения и, если требуется, идентификации нарушителя, необходимо предпринять меры по снижению возможного ущерба с его стороны. Эту задачу выполняет комплекс по нейтрализации БВС. В состав комплекса могут входить различные средства, воздействующие на аппарат разными способами. Применяемые способы нейтрализации БВС можно разделить по

следующим группам [Котарев, 2017; Индустрия безопасности; Военное обозрение «Технологии борьбы с беспилотниками»]:

- традиционные – использование пневматического или стрелкового оружия (пулевого или дробового);
- акустические – волны определенной частоты и мощности вызывают резонанс бортового гироскопа (на рынке практически не представлены);
- лазерные – разрушают или деформируют важные части аппарата: винты, антенны, полезную нагрузку аппарата; отличаются высокой стоимостью как системы формирования мощного лазерного луча, так и системы наведения его на цель (на сегодняшний день имеют исключительно военное применение);
- сети – выстреливаются в дроны-нарушители, при этом пусковая установка может размещаться как на земле или здании (стационарно), так и на специальных беспилотных аппаратах (мобильное исполнение);
- беспилотные аппараты-истребители (антидроны) – специальные БВС, оснащенные мощными двигателями, способные догнать и нейтрализовать нарушителей, сталкиваясь с ними, или применяя различные метательные устройства;
- микроволновые – создают мощное направленное излучение миллиметрового диапазона, могут использоваться для поражения электроники сбиваемого аппарата (рис. 3) [REX 1 – непроницаемая защита от дронов];
- средства радиоэлектронной борьбы (РЭБ) – могут поражать каналы управления или каналы навигации БВС.



Рисунок 3 – Электронное ружье REX 1

Выведение из строя БВС путем подавления радиосигналов в настоящее время малоприспособно для района аэродрома из-за требований по обеспечению электромагнитной совместимости.

Заключение

Бурный рост рынка беспилотных авиационных систем имеет ряд негативных последствий. Так, возможность приобретения гражданами сравнительно недорогих аппаратов, способных подниматься на сотни метров и находиться в воздухе 20-30 мин. приводит к необходимости разработки технических и организационных мер для защиты воздушных судов и объектов транспортной инфраструктуры от непреднамеренных или преднамеренных полетов.

Для района аэродрома задача защиты проводится в два этапа. На первом беспилотные аппараты-нарушители необходимо обнаружить и определить их местоположение. На втором – нейтрализовать.

Так как современные БВС достаточно малы, их проблематично обнаружить визуально или с помощью оптических средств и средств видеонаблюдения. Целесообразно применять различные пеленгаторы и, ограниченно, радиолокаторы миллиметрового диапазона. Задачу эксплуатации и обслуживания этого оборудования необходимо возложить на инженерно-технический персонал службы эксплуатации радиотехнического обеспечения полетов и связи (ЭРТОС). Инженеры службы имеют требуемую квалификацию и опыт работы с современным радиотехническим оборудованием. Внедрение новых средств потребует разработать Сертификационные требования (Базисы), типовые Методики обнаружения БВС с помощью новых и традиционных средств, осуществить переподготовку персонала (в виде курсов повышения квалификации). Модернизацию службы ЭРТОС и подготовку инженерно-технического персонала необходимо проводить в соответствии с Концепцией блочной модернизации ИКАО.

Задачу нейтрализации БВС должны решать квалифицированные специалисты. Стоит отметить, что целесообразно, с учетом особенностей беспилотных авиационных систем, не выделять подразделение в службе авиационной или транспортной безопасности, а создать новую службу с нуля.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Бухалев В. А. Алгоритмическая помехозащита беспилотных летательных аппаратов / В. А. Бухалев, А. А. Скрыпников, В. А. Болдинов. – М.: Физматлит, 2018. – 192 с.
2. Военное обозрение «Технологии борьбы с беспилотниками» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://topwar.ru/98934-tehnologii-borby-s-bespilotnikami.html> (дата обращения: 23.03.2020).
3. Гетманцев А. А. Эксплуатация комплексов с беспилотными летательными аппаратами: учебное пособие / А. А. Гетманцев, В. В. Зевин, М. В. Куликов, И. Б. Петров. – СПб.: ВАС, 2016. – 280 с.
4. Индустрия безопасности «Разработаны меры защиты аэропортов от несанкционированных полетов беспилотников» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.securitymedia.ru/news_one_7609.html (дата обращения: 23.03.2020).
5. Котарев С. Н. Использование беспилотных летательных аппаратов для обеспечения безопасности на объектах транспорта / С. Н. Котарев, О. В. Котарева, А. Н. Александров // Вестник Восточно-Сибирского института министерства внутренних дел России. – 2017. – № 4(83). – С. 199-204.
6. Кудряков С. А. Вопросы обеспечения безопасного использования беспилотных авиационных систем / С. А. Кудряков, Н. В. Книжниченко, Е. А. Рубцов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2019. – № 1 (22). – С. 72-84.
7. Рэндал У. Биард, Тимоти У. МакЛэйн. Малые беспилотные летательные аппараты / Техносфера. – Москва, 2016. – 312 с.
8. Статистика занятости HeadHunter [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://stats.hh.ru> (дата обращения: 23.03.2020).

9. REX 1 – непроницаемая защита от дронов [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://topwar.ru/149080-rossijskij-rex-1-nepronicaemaja-zaschita-ot-dronov.html> (дата обращения: 23.03.2020).

10. Inspire 2 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.dji.com/ru/inspire-2> (дата обращения: 23.03.2020).

11. Mavic Air [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.dji.com/ru/mavic-air> (дата обращения: 23.03.2020).

12. Mavic Pro [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.dji.com/ru/mavic> (дата обращения: 23.03.2020).

13. Phantom 4 Pro [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.dji.com/ru/phantom-4-pro-v2> (Дата обращения – 23.03.2020).

УДК 629.7

КАЛИБРОВКА ТЕЛЕВИЗИОННЫХ И ТЕПЛОВИЗИОННЫХ КАМЕР ДЛЯ СОЗДАНИЯ ПРИ ПОМОЩИ БПЛА СИНХРОНИЗИРОВАННЫХ НАБОРОВ ДАННЫХ

Мошканцев П. В.^{1,2}

Князь В. А.², канд. техн. наук

¹*Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

²*Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем (г. Москва)*

С увеличением производительности и доступности тепловизионных камер растёт круг задач, решаемых на основе тепловизионных изображений. Тепловизионное зрение широко используется в промышленном контроле и мониторинге, тепловизионном картографировании промышленных зон, дистанционном зондировании и робототехнике. В настоящее время алгоритмы глубокого обучения обеспечивают высокое качество решения различных задач компьютерного зрения. Применение спектральных диапазонов для анализа сцен позволяет превзойти результаты обработки, но в случае машинного обучения это требует геометрически выровненного и синхронизированного во времени аннотированного многоспектрального набора данных. Обязательным условием для создания такого набора данных является геометрическая калибровка датчиков для получения синхронизированных изображений. Целью проведенного исследования является разработка методики совместной калибровки цветных и камер дальнего инфракрасного диапазона (8-14 мкм), которые применяются для сбора многоспектрального набора данных, необходимых для решения задач разработки и оценки алгоритмов компьютерного зрения.

В статье представлены методики оценки параметров камеры и экспериментальной оценки параметров внутреннего ориентирования (параметров сенсора) цветowych и инфракрасных камер дальнего ИК диапазона для создания наборов данных. Также представлены результаты использования геометрически откалиброванных камер для 3D реконструкции и создания фотореалистичных текстур на основе видимых и тепловых изображений. Экспериментально подтверждена эффективность разработанных методик для создания и дополнения синхронизированных, многоспектральных наборов данных изображений с целью обучения свёрточных нейронных сетей.

Ключевые слова: совместная калибровка камер, многоспектральный набор данных, реконструкция 3D сцены, тепловизионная камера, инфракрасная камера, цветная камера, глубокая нейронная сеть, внутреннее ориентирование, внешнее ориентирование.

ВВЕДЕНИЕ

В последнее время наблюдается значительный прогресс в технических характеристиках датчиков различных типов (телевизионных, инфракрасных ближнего диапазона, коротковолновых, средневолновых и длинноволновых инфракрасных, ультрафиолетовых и др.), что позволяет использовать эти датчики для решения различных задач в самых различных областях применения: наблюдение и мониторинг промышленных объектов, системы помощи водителю, робототехника, анализ и распознавание 3D сцен. Значительная часть алгоритмов оптической 3D реконструкции и анализа требует не только качественного, но и количественного анализа, а требуемые количественные характеристики могут быть обеспечены калибровкой сенсоров.

Для различных задач предложены методы геометрической калибровки инфракрасных камер: анализ загрязнения окружающей среды в области энергетики в городской местности [Conte, 2018], архитектура, гражданское строительство и промышленная инспекция [Lagueta, 2011], бесконтактный контроль производства [Yang, 2018], оценка энергоэффективности объектов недвижимости [Bortmann, 2012], обследование зданий [Iwaszczuk, 2017], испытания материалов [Luhmann, 2013] и др. Они позволяют оценить параметры внутреннего ориентирования камеры для дальнейшего решения задачи 3D реконструкции сцены из тепловизионных изображений.

Благодаря растущей доступности и качеству различных датчиков увеличивается объем данных, необходимых для разработки и оценки новых современных методов и алгоритмов. Работа с большими объемами данных позволяет получить более высокую производительность алгоритмов за счет обладания репрезентативной информацией, учитывающей широкий спектр возможных условий эксплуатации. Это обстоятельство обеспечивает прогресс в машинном обучении за счет применения методов глубокого обучения. В настоящее время современные модели глубокого обучения показывают наилучшие результаты во многих задачах компьютерного зрения.

Возможность использования различных спектральных диапазонов создает предпосылки для повышения эффективности методов машинного зрения, особенно в условиях ухудшенной видимости. Для лучшего использования преимуществ многоспектрального диапазона необходимо синхронизировать и калибровать соответствующие изображения различного спектрального диапазона. Но в большинстве случаев тепловизионные и цветные камеры, используемые для многоспектрального анализа сцен, имеют различное разрешение, поле зрения и частоту кадров. Это обстоятельство требует выполнения большой ручной работы по сопоставлению данных,

ориентированию, выравниванию и маркировке и мешает сбору синхронизированных многоспектральных наборов данных, необходимых для успешного обучения глубоких нейронных сетей (ГНС).

Проведенное исследование направлено на разработку методики совместной калибровки цветных и длинноволновых инфракрасных камер, которые будут использоваться для сбора многоспектрального набора данных, необходимых для решения задач разработки и оценки алгоритмов компьютерного зрения.

Две пары цветных и тепловизионных камер откалиброваны для получения многоспектральных изображений и дальнейшей обработки для синхронизации и аннотации. Также предложена и оценена методика для автоматизированного выравнивания и увеличения данных. Производительность ГНС в задачах многоспектральной сегментации сцены, обнаружения и повторной идентификации объектов возросла при тестировании и обучении нейросети на наборе данных, подготовленных при помощи алгоритма, представленного в работе.

ОБЗОР РАБОТ В ДАННОЙ ОБЛАСТИ

В настоящее время многоспектральные тепловизионные данные необходимы для алгоритмов работы компьютерного зрения и промышленного применения. В связи с этим большое значение приобрела задача совместной калибровки геометрически точных тепловизионных изображений.

Обзор тепловизионных датчиков для фотограмметрических применений на близком расстоянии и результаты геометрической калибровки тепловизионных камер, используемых для контроля зданий и испытаний материалов приведены в работе [Luhmann, 2010; Luhmann, 2013]. Оценка параметров внутреннего ориентирования для набора рассматриваемых тепловизионных камер оценивалась при помощи двух различных (плоских и пространственных) тестовых полей.

Метод калибровки [Choinowski, 2019] для системы, включающей стереокамеру и тепловизионную камеру, работающую в длинноволновом инфракрасном спектре, применяющийся для калибровки пассивной алюминиевой шахматной доски в качестве испытательного поля. В работе [Engstrom, 2013] рассмотрена возможность использования калибровочного поля в виде шахматной доски для геометрической калибровки тепловизионных камер с рекомендациями для внутреннего и наружного сценариев. Три метода калибровки инфракрасных камер [Usamentiaga, 2018] изучены с целью определения наиболее эффективного метода. Проведенное исследование показало, что полный метод калибровки камеры с использованием специально разработанной калибровочной мишени превосходит как прямую, так и итерационную оценку преобразования между методами изображения и мировыми координатами.

Для изучения подхода «построения структуры объекта по отображению его движения» для автоматического создания тепловых ортофотопланов применено несколько различных стратегий [Conte, 2018], с целью обработки двух тепловых полетов на площади 10 км² в городе Болонья (Италия). Наилучшие результаты (абсолютная планиметрическая точность находится на уровне 3-4 пикселя) получены при выполнении калибровки камеры на меньшем подмножестве изображений, с ограниченным числом наземных контрольных точек и адаптивным алгоритмом подгонки.

Исследование для проверки геометрической точности, воспроизводимости результатов и расхождение термографических камер для дальнейшего включения геометрической информации, полученной тепловыми камерами, в процессы контроля качества [Lagueta, 2011; Lagueta, 2012] выполнено с использованием решётки горящих ламп в качестве испытательного поля. Оценка двух термографических камер от производителей FLIR и NEC показала лучшую воспроизводимость результатов в 1 мм для всех случаев, при этом геометрическое качество немного лучше для камеры NEC.

В автоматической сквозной системе для калибровки одной или нескольких камер применялась геометрическая маска с высоким тепловым контрастом и не требующая прожекторной лампы [Vidas, 2012]. Для калибровки использовался алгоритм обнаружения особых точек на основе кластеризации и базы данных дескрипторов. Алгоритм показал высокую точность определения положений кодированных меток.

Несколько исследований показали высокую оценку качества трёхмерной реконструкции на основе калиброванных тепловых изображений [Knyaz, Zheltov, 2017] или комбинированной установки цветотепловой камеры [Yang, 2018]. Предложенный метод реконструкции тепловой 3D модели на основе трёхмерного моделирования [Yang, 2018] для двух смартфонов и недорогой тепловой инфракрасной камеры. Экспериментальная оценка предложенного метода показала возможность эффективно реконструировать 3D тепловую модель.

Методы геометрической калибровки роботов, оснащенных набором датчиков [Borrmann, 2012; Kniaz, 2017; Dias, 2013], позволяют реконструировать 3D модель окружающей среды, содержащую тепловую информацию. Робот, оснащенный лазерным 3D сканером, тепловой камерой и цветной камерой, применялся для создания высокоточных карт распределения тепла на основе нежилых зданий [Borrmann, 2012]. Для калибровки цветных и тепловизионных камер использовались два различных калибровочных испытательных поля. После процедуры калибровки данные от всех датчиков объединяются для точного моделирования окружающей среды.

В работе [Dias, 2013] предложен метод калибровки, объединяющий использование специальных шаблонов для внутренней калибровки термографических камер с использованием 3D лазерного сканера высокого разрешения для внешней калибровки, связывая рамки камер с рамкой робота. Установка датчиков для обнаружения в автономном наземном транспортном

средстве (ACB) ROAZ II применяется для определения местоположения и слежения за перемещением людей на улицах.

СОВМЕСТНАЯ КАЛИБРОВКА КАМЕР

Целью совместной калибровки цветных и тепловизионных камер являлось получение геометрически выровненных и синхронизированных пар цвет-тепловых изображений для задач машинного обучения. Исходный многоспектральный набор данных собирался с использованием двух пар камер. Первый сенсор – это камера FLIR ONE PRO для смартфонов. Она обеспечивает предварительное выравнивание и синхронизацию цветowych и тепловых изображений. Второй набор сенсоров – это цветные и тепловизионные камеры, установленные на беспилотном летательном аппарате DJI Mavic Pro.

Собранный набор данных [Knyaz, 2019] содержит более 5000 пар цветных и тепловых изображений городских и пригородных сцен, собранных в разное время года, суток и при различных погодных условиях.

Калибровка всех камер проводилась с использованием ранее разработанных методик лабораторной [Knyaz, 2010] и выездной калибровки [Knyaz, Zheltov, 2017].

Вектор $v_e^i = (x_p, y_p, m_x, m_y, a_0, \dots, a_5)^T$ расчетных параметров внутреннего ориентирования для калибровки камер включает в себя координаты главной точки x_p, y_p , масштаб изображения m_x, m_y и дополнительные параметры $a_0, \dots, a_5$ учета нелинейных искажений в модели камеры (уравнения коллинеарности). Предварительная калибровка включает в себя оценку внутреннего и внешнего ориентирования камер.

Процедура калибровки использует модель центральной проекции для связи между точкой трехмерной сцены и соответствующей точкой ее изображения – коллинеарности, выражающую условие, что точка сцены G , центр проекции O и изображение этой точки g лежат на одной прямой:

$$X_G = X_0 - \lambda A^T \cdot (x_g - x_p) \quad (1)$$

где:

$X_0 = (X_0, Y_0, Z_0)$ – координата центра проекции;

$X_G = (X, Y, Z)$ – координаты точки сцены;

$x_g = (x, y, -f)$ – соответствующие координаты точки сцены на изображении;

A – матрица преобразования системы координат;

x_p – координаты главной точки снимка;

λ – масштабный коэффициент.

Для учета искажений в уравнения коллинеарности Δx и Δy вводятся дополнительные члены, описывающие различные искажающие факторы. Следовательно, пространственные (искаженные) координаты точки x_d, y_d на изображении определяются следующим образом:

$$x_d = x + \Delta x;$$

$$y_d = y + \Delta y;$$

Практика фотограмметрических измерений доказала, что хорошим описанием нелинейных искажений является следующая модель:

$$\Delta x = a_0 y_a + x_a (a_1 r^2 + a_2 r^4 + a_3 r^6) + a_4 (r^2 + 2x_a^2) + 2a_5 x_a y_a;$$

$$\Delta y = a_0 x_a + y_a (a_1 r^2 + a_2 r^4 + a_3 r^6) + a_5 (r^2 + 2y_a^2) + 2a_4 x_a y_a;$$

$$\text{при } r^2 = x_a^2 + y_a^2$$

где x_a, y_a – координаты точки на изображении;

$a_0, \dots, a_5$ – параметры внутренней ориентации камеры:

a_0 – коэффициент аффинных искажений;

a_1, a_2, a_3 – коэффициенты радиальных искажений;

a_4, a_5 – коэффициенты тангенциальных искажений.

Вектор $v_e^i = (x_p, y_p, m_x, m_y, a_0, \dots, a_5)^T$ расчетных параметров для калибровочного поля включает координаты главной точки, шкалы изображений и, соответственно, дополнительные параметры, причем пространственные координаты опорных точек известны из независимых измерений.

Калибровка камеры FLIR ONE PRO

Тепловизионная камера FLIR ONE PRO (рисунок 1) получает синхронизированные изображения видимого диапазона с разрешением 1440×1080 пикселей и тепловые изображения с разрешением 640×480 пикселей. Термальный датчик работает в спектральном диапазоне 8-14 мкм и имеет размер пикселя 12 мкм.

Основные технические характеристики FLIR ONE PRO приведены в таблице 1.



Рисунок 1 – FLIR ONE PRO камера

Таблица 1 – Характеристики камеры FLIR ONE PRO

Характеристика	Значение
Тепловой датчик	Размер пикселя 12 мкм
Спектральный диапазон	8-14 мкм
Тепловое разрешение	160x120
Визуальное разрешение	1440x1080
Вертикальное / горизонтальное поле зрения	55°/ 43°
Частота кадров	8,7 Гц
Фокус	Фиксированный от 15 см до ∞
Динамический диапазон сцены	От -20 °C до 400 °C
Точность	±3 °C
Тепловая чувствительность	150 мК
Рабочая температура	0 – 35 °C
Размер	68x34x14 мм

Цветовые и тепловые датчики FLIR ONE PRO выровнены для получения пар синхронизированных изображений. Камера генерирует выходные изображения в различных режимах: цветной, тепловой в чёрно-белом диапазоне, цветовых палитрах и других.

Камера FLIR ONE PRO предоставляет для технологии MSX (или Multi Spectral Dynamic imaging) высококонтрастное визуальное изображение для наложения контуров объектов на цветном изображении поверх полного теплового изображения. Эта функция помогает легко идентифицировать положение тепловых паттернов в захваченном изображении сцены, но, как показывает рисунок 2, она не может обеспечить точное соответствие объектов.

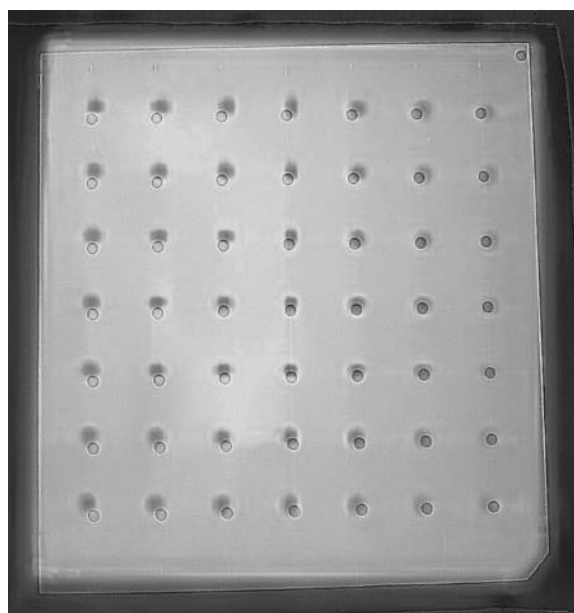


Рисунок 2 – Изображение испытательного поля, снятое в режиме MSX

Калибровка цветных и тепловизионных камер проводилась в лабораторных условиях с использованием специального калибровочного поля (рисунок 3), позволяющего получить необходимые соответствующие точки контраста для тепловизионных изображений и изображений видимого диапазона.

Для калибровки тепловизионной камеры оценивались различные условия получения (положительный и отрицательный тепловой контраст испытуемого поля относительно фона).

В качестве испытательного поля для калибровки использовалась плоская металлическая пластина с 49 точечными отверстиями.

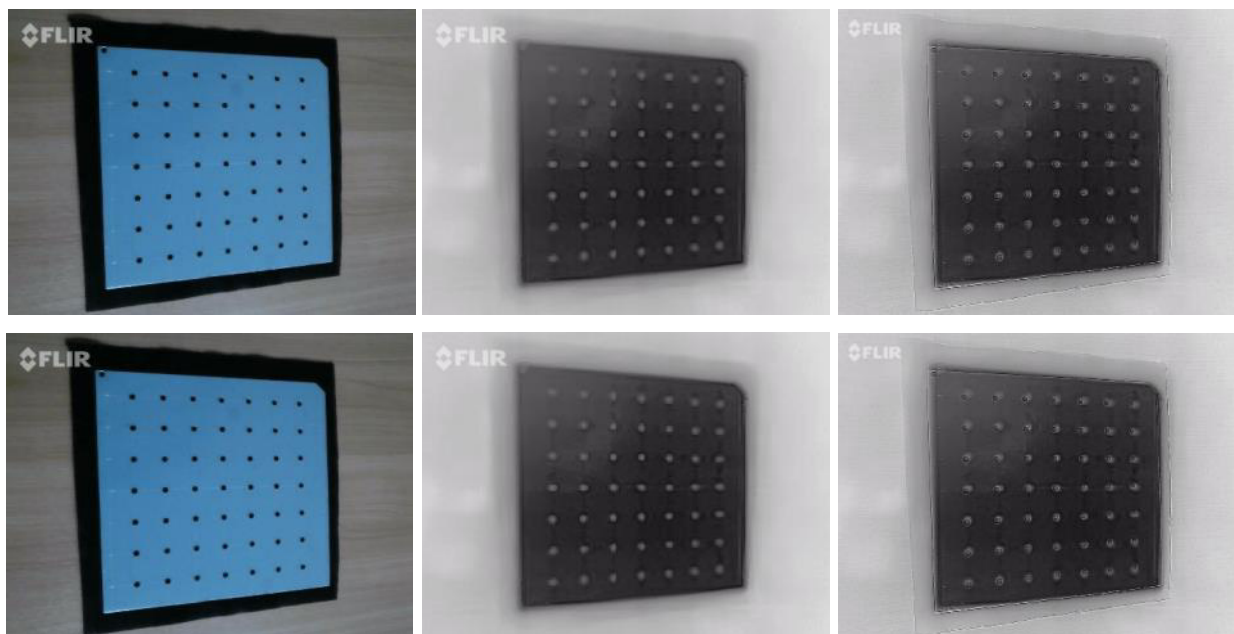


Рисунок 3 – Примеры изображений, участвующих в калибровке

Результаты оценки параметров внутренней ориентации камер FLIR ONE PRO представлены в таблице 2.

Таблица 2 – Результаты калибровок камер FLIR ONE PRO

Телевизионная камера		Тепловизионная камера	
m_{x_c}	0.01210001	m_{x_t}	0.01184560
m_{y_c}	0.01240495	m_{y_t}	0.01221366
x_{p_c}	301.0574	x_{p_t}	318.9313
y_{p_c}	140.8023	y_{p_t}	132.4496
a_{0_c}	-0.02317030	a_{0_t}	-0.01824143
a_{1_c}	0.00148937	a_{1_t}	0.00153720
a_{2_c}	0.00000517	a_{2_t}	-0.00007570
a_{3_c}	-0.00000178	a_{3_t}	-0.00000178
a_{4_c}	-0.00196251	a_{4_t}	-0.00146680
a_{5_c}	-0.00059759	a_{5_t}	-0.00079429

Невязка на опорных точках после процедуры регулировки пучка находилась на уровне 2,3 мм для рабочего пространства $2\text{ м} \times 2\text{ м} \times 2\text{ м}$ как для положительного теплового контраста, так и для отрицательного теплового контраста.

Калибровка камер беспилотного летательного аппарата (БПЛА)

Вторая пара камер установлена на БПЛА DJI MavicPro (Рисунок 4). Он оснащен 12-мегапиксельной КМОП (комплементарная структура металл-оксид-полупроводник) камерой высокого разрешения, которая содержит объектив с полем зрения в 80 градусов. Длинноволновая инфракрасная (8–14 мкм) камера МН-SM567-6 дополнительно устанавливается на квадрокоптер DJI Mavic Pro. Камера МН-SM567-6 представляет собой неохлаждаемый микроболометр (FPA), выполненный из неохлаждённого аморфного кремния, с разрешением 640×480 пикселей.



Рисунок 4 – ТВ и ИК камеры, установленные на БПЛА

Основные технические характеристики камеры МН-SM567-6 приведены в таблице 3.

В качестве испытательного поля для синхронизации камер использовано современное здание (Рисунок 5).

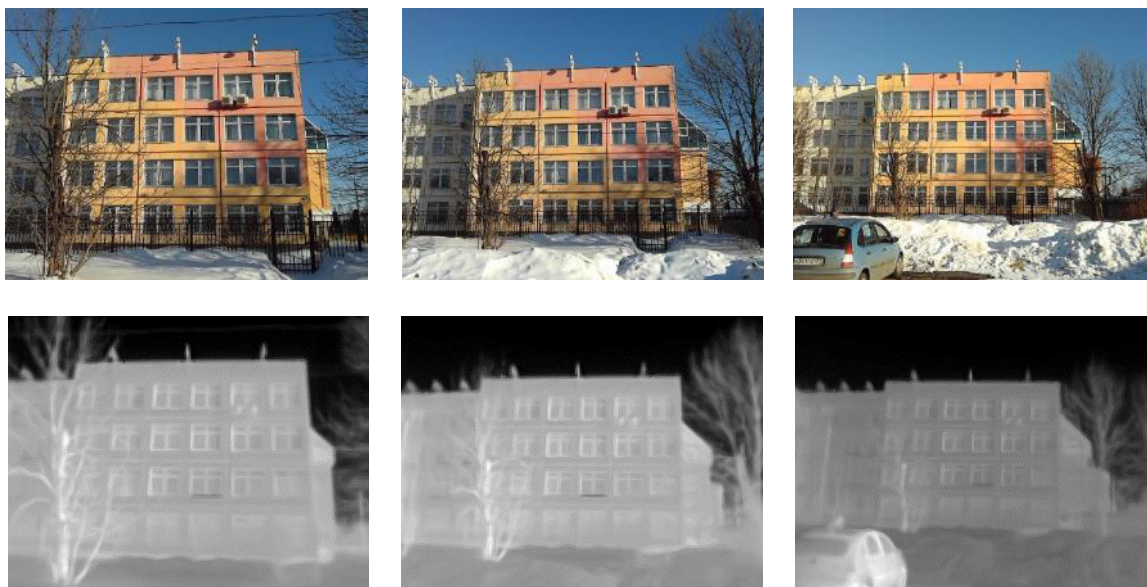


Рисунок 5 – Изображения, участвующие в калибровке

Несколько эталонных расстояний измерялись независимо лазерным дальномером для обеспечения метрических характеристик.

Разработаны оригинальные алгоритмы для автоматизированного обнаружения и идентификации опорных точек круглой формы (калибровочное поле) и для «угловых» опорных точек (натурное испытательное поле).

Вектор оцениваемых параметров:

$$v_e = (x_p, y_p, m_x, m_y, a_0, \dots, a_5, x_{1r}, y_{1r}, z_{1r}, \dots, x_{nr}, y_{nr}, z_{nr})^T$$

Таблица 3 – Характеристики камер DJI Mavic Pro

Тепловой датчик	
Тип	Неохлаждаемый микроболометр
Разрешение датчика	640x480
Шаг пикселя	17 мкм
Чувствительность	≤ 150 МК при $f/1.0$ 300K
Частота кадров	50 Гц
Спектральный диапазон	8-14 мкм
Объектив	12.8 мм
Датчик видимого диапазона	
Тип датчика	1/2,3 дюйма, КМОП матрица
Эффективные пиксели	12.35 млн
Поле зрения камеры	78.8°
Фокусное расстояние	28 мм
Диафрагма	$f/2.2$
Искажение	$\leq 1.5\%$
Диапазон фокусировки	От 0.5 м до ∞

Для калибровки камер используются параметры внутреннего ориентирования v_e^i и пространственные координаты обнаруженных опорных точек X_r . Расстояния между опорными точками независимо измерялись лазерным дальномером. Они служили для определения точного масштаба испытательного поля.

Полученные невязки в координатах опорных точек после уравнивания пучков лучей находились на уровне 60 мм. Этой точности вполне достаточно для решения задачи 3D реконструкции сцены и фотореалистичного текстурирования для создания многоспектрального набора данных.

ПРИМЕНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ КАЛИБРОВКИ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ОБУЧАЮЩЕЙ ВЫБОРКИ

Реконструкция 3D модели сцены

Для обеспечения синхронизации собранных цветовых и тепловых изображений применена методика, основанная на реконструкции 3D модели сцены [Knyaz, 2019]. Как цветовые, так и тепловые последовательности изображений использовались для реконструкции 3D сцены по технологии восстановления 3D объекта на основе множества разноракурсных снимков (Structure From Motion).

Алгоритм реконструкции 3D модели сцены [Knyaz, Zheltov, 2017] включает в себя следующие этапы. Сначала в заданной последовательности изображений обнаруживается набор соответствующих точек. Затем выбирается исходная стереопара изображений с достаточным стереобазисом съёмки и перекрытием 60-70%, и ее относительное ориентирование оценивается по обнаруженным соответствующим точкам. Пространственные координаты в базисной системе координат для соответствующих точек, видимых на этих изображениях, вычисляются при помощи определенных параметров.

Затем для следующего изображения в последовательности выполняется внешняя ориентация с использованием пиксельных координат обнаруженных точек и пространственных координат точек, найденных на предыдущем шаге. Пространственные координаты новых обнаруженных точек, видимых на текущем изображении и на предыдущем изображении, вычисляются за счёт определенных параметров внешней ориентации. Новые вычисленные 3D точки добавляются в 3D модель. Кроме того, пространственные координаты ранее вычисленных точек пересчитываются с использованием скорректированных параметров внешнего ориентирования. Затем повторяется процедура внешней ориентации следующего изображения и добавления новых точек в 3D модель.

После определения внешнего ориентирования для всех изображений строится более детальная модель с применением корреляционного алгоритма для решения задачи стереосоответствия. Для определения реального масштаба сцены производится съёмка опорных расстояний при помощи лазерного дальномера. Примеры полученных 3D моделей, построенных на основе последовательностей ТВ и ИК изображений, показаны на рисунке 6.



Рисунок 6 – Восстановленные 3D модели сцен

Такая процедура выполняется как для цветных, так и для тепловых последовательностей изображений, для построения двух 3D моделей (3D модели, основанные на цветных и тепловых последовательностях), которые приводятся к двум системам координат в соответствующей системе координат.

Совместная синхронизация двух камер

Приведённая методика восстановления трёхмерной модели сцены позволяет оценить параметры внешнего ориентирования для каждого изображения. Эти параметры определяются в системе координат, связанной с формируемой 3D моделью, как для моделей, построенных на основе цветных кадров, так и для моделей, построенных на основе тепловизионных кадров. Поэтому необходимо преобразовать их в одну общую систему координат для выполнения точной 2D маркировки и установления соответствия между цветными и тепловыми изображениями.

Для нахождения параметров преобразования системы координат использовалась следующая методика. Сначала обнаруживаются характерные точки при помощи дескрипторов особых точек. Для каждой точки на изображении находятся её 3D координаты. Эта процедура приводит к созданию двух 3D массивов координат, соответствующих 3D моделям сцен на основе ТВ и ИК изображений. Параметры преобразования координат системы из 3D модели на основе тепловизионных изображений в 3D модель на основе цветных изображений найдены методом наименьших квадратов на основе расстояний между соответствующими точками.

Нелинейная минимизация ошибок наблюдения (перепроецирования) с помощью уравнивания пучков лучей [Knyaz, 2010] используется для определения внешнего ориентирования камеры для изображений, не участвующих в процедуре 3D реконструкции. Для оценки параметров совместного ориентирования цветной и тепловизионной камер применялся метод уравнивания пучков лучей, исходными данными для которого являются координаты опорных точек x_{ij} на изображении j в зависимости от неизвестных параметров внешней ориентации изображения (R, X) и известных координат опорной 3D точки p_i с использованием метода наименьших квадратов. Для проекционных уравнений: $x_{ij} = f(p_i, R_j, X_j)$.

Итеративная минимизация ошибки перепроецирования вычисляется на основе следующего уравнения:

$$E = \sum_{i,j} \left(\frac{\partial f}{\partial x} \Delta x + \frac{\partial f}{\partial R} \Delta R + \frac{\partial f}{\partial X} \Delta X - r_{ij} \right),$$

где $r_{ij} = x_{ij} - \widehat{x}_{ij}$ – текущий остаточный вектор (2D ошибка в прогнозируемом положении), а частные производные берутся по неизвестным параметрам ориентации (вращение камеры и ее сдвиг).

После этой процедуры строится совместная многоспектральная 3D модель сцены и определяется положение обоих датчиков в системе координат данной сцены. Геометрическое совмещение изображения инфракрасного диапазона с изображением видимого диапазона производится на основе найденных параметров ориентирования камер и трёхмерной модели сцены. Результат геометрического совмещения двух изображений ТВ и ИК представлены на рисунке 7.

Предложенный метод позволяет расширить набор данных, создавая новые синтетические изображения сцены с помощью виртуальной камеры. Многоспектральный набор данных, созданный и дополненный с использованием этой методики, применяется для обучения сверточных нейронных сетей задачам обнаружения объектов и их повторной идентификации [Knyaz, 2019; Kniaz V. V; Knyaz V. A., 2019].



Рисунок 7 – Ориентированные и синхронизированные изображения

Оценка качества работы сверточных нейронных сетей, обученных на созданном наборе данных, показала улучшение производительности работы нейросетей для рассматриваемых задач.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Целью работы являлась разработка методики совместной геометрической калибровки в лабораторных и полевых условиях цветных и длинноволновых инфракрасных камер. Для лабораторной калибровки использовалось плоское калибровочное поле, обеспечивающее возможность получения тепловых изображений как положительного, так и отрицательного контраста. Результаты калибровки в различных условиях показали, что параметры внутреннего ориентирования практически не зависят от знака контраста. Современное здание использовалось в качестве калибровочного поля для оценки параметров датчиков в полевых условиях, а его характерные особенности (углы окон) применялись в качестве опорных точек.

Результаты совместной калибровки цветных и длинноволновых инфракрасных камер применяются для создания обучающей выборки с целью обучения глубоких свёрточных нейронных сетей. Разработанная методика на основе совместной геометрической калибровки позволяет выравнивать и синхронизировать многоспектральные изображения в автоматизированном режиме.

Использование сформированного набора данных многоспектральных изображений для обучения глубоких свёрточных нейронных сетей позволяет повысить эффективность глубокого обучения для распознавания и повторной идентификации объектов в различных диапазонах электромагнитного спектра.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Beyer, H.*, 1992. Advances in characterization and calibration of digital imaging systems. *Int. Arch. Photogramm. Remote Sens. Spatial Inf. Sci.* XXIX, pp. 545–555.
2. *Borrmann, D., Afzal, H., Elseberg, J. and Nuchter, A.*, 2012. Mutual calibration for 3d thermal mapping. *IFAC Proceedings Volumes* 45(22), pp. 605 – 610. 10th IFAC Symposium on Robot Control.
3. *Choinowski, A., Dahlke, D., Ernst, I., Pless, S. and Rettig, I.*, 2019. Automatic calibration and co-registration for a stereo camera system and a thermal imaging sensor using a chessboard. *ISPRS – International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences* XLII-2/W13, pp. 1631–1635.
4. *Conte, P., Girelli, V. A. and Mandanici, E.*, 2018. Structure from motion for aerial thermal imagery at city scale: Pre-processing, camera calibration, accuracy assessment. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing* 146, pp. 320–333.
5. *Dias, A., Bras, C., Martins, A., Almeida, J. and Silva, E.*, 2013. Thermographic and visible spectrum camera calibration for marine robotic target detection. In: 2013 OCEANS – San Diego, pp. 1–5.
6. *Engstrom, P., Larsson, H. and Rydell, J.*, 2013. Geometric calibration of thermal cameras. In: G. W. Kamerman, O. K. Steinvall, G. J. Bishop and J. D. Gonglewski (eds), *Electro-Optical Remote Sensing, Photonic Technologies, and Applications VII; and Military Applications*

in Hyperspectral Imaging and High Spatial Resolution Sensing, Vol. 8897, International Society for Optics and Photonics, SPIE, pp. 104–111.

7. *Iwaszczuk, D. and Stilla, U.*, 2017. Camera pose refinement by matching uncertain 3D building models with thermal infrared image sequences for high quality texture extraction. *ISPRS Journal of Photogrammetry and Remote Sensing* 132, pp. 33–47.

8. *Kniaz, V. V.*, 2017. A photogrammetric technique for generation of an accurate multispectral optical flow dataset. In: F. Remondino and M. R. Shortis (eds), *Videometrics, Range Imaging, and Applications XIV*, Vol. 10332, International Society for Optics and Photonics, SPIE, pp. 104–114.

9. *Kniaz, V. V. and Knyaz, V. A.*, 2019. Chapter 6 - multispectral person re-identification using gan for color-to-thermal image translation. In: M. Y. Yang, B. Rosenhahn and V. Murino (eds), *Multimodal Scene Understanding*, Academic Press, pp. 135–158.

10. *Knyaz, V.*, 2019. Multimodal data fusion for object recognition. *Proc. SPIE 11059, Multimodal Sensing: Technologies and Applications 11059*, pp. 198–209.

11. *Knyaz, V. A.*, 2010. Multi-media projector – single camera photogrammetric system for fast 3d reconstruction. *ISPRS - International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences XXXVIII-5*, pp. 343–348.

12. *Knyaz, V. A. and Zheltov, S. Y.*, 2017. Accuracy evaluation of structure from motion surface 3d reconstruction. *Proc. SPIE 10332, Videometrics, Range Imaging, and Applications XIV 10332*, pp. 103320P.

13. *Knyaz, V. A., Vygolov, O., Kniaz, V. V., Vizilter, Y., Gorbatshevich, V., Luhmann, T. and Conen, N.*, 2017. Deep learning of convolutional auto-encoder for image matching and 3d object reconstruction in the infrared range. *2017 IEEE International Conference on Computer Vision Workshops* pp. 2155–2164.

14. *Lagueta, S., Armesto, J., Arias, P. and Herraiz, J.*, 2012. Automation of thermographic 3d modelling through image fusion and image matching techniques. *Automation in Construction* 27, pp. 24–31.

15. *Lagueta, S., Gonzalez-Jorge, H., Armesto, J. and Arias, P.*, 2011. Calibration and verification of thermographic cameras for geometric measurements. *Infrared Physics & Technology* 54(2), pp. 92–99.

16. *Luhmann, T., Ohm, J., Piechel, J. and Roelfs, T.*, 2010. Geometric calibration of thermographic cameras. *ISPRS - International Archives of the Photogrammetry, Remote Sensing and Spatial Information Sciences XXXVIII-5*, pp. 411–416.

17. *Luhmann, T., Piechel, J. and Roelfs, T.*, 2013. *Geometric Calibration of Thermographic Cameras*. Springer Netherlands, Dordrecht, pp. 27–42.

18. *Usamentiaga, R., Ibarra-Castanedo, C. and Maldague, X.*, 2018. Comparison and evaluation of geometric calibration methods for infrared cameras to perform metric measurements on a plane. *Appl. Opt.* 57(18), pp. D1–D10.

19. *Vidas, S., Lakemond, R., Denman, S., Fookes, C., Sridharan, S. and Wark, T.*, 2012. A mask-based approach for the geometric calibration of thermal-infrared cameras. *IEEE Transactions on Instrumentation and Measurement* 61(6), pp. 1625–1635.

20. *Yang, M.-D., Su, T.-C. and Lin, H.-Y.*, 2018. Fusion of infrared thermal image and visible image for 3d thermal model reconstruction using smartphone sensors. *Sensors*.

**АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ ПРИМЕНЕНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ
ПРИ ПОЛЕТАХ В ОБЩЕМ ВОЗДУШНОМ ПРОСТРАНСТВЕ**

Рубцов Е. А.¹, канд. техн. наук
Кириенко И. В.²

¹*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)*

²*Федеральное казенное учреждение «Центр управления в кризисных ситуациях
Главного управления МЧС России по Магаданской области»
(г. Магадан)*

В статье рассматриваются проблемы совместного применения беспилотной и пилотируемой авиации. Рассматриваются методы идентификации беспилотных аппаратов. Предлагается для малых аппаратов применять приемо-передающие модули с SIM-картой, которые не только позволят производить идентификацию аппаратов, но и обеспечат возможности позиционирования в сетях мобильной связи. Рассматриваются особенности обеспечения полетов пилотируемых воздушных судов и беспилотных аппаратов в общем воздушном пространстве, в частности вопрос обеспечения зависимого захода на посадку на параллельные ВПП. Показано, что существующие тяжелые беспилотные воздушные суда не могут совершать зависимые заходы по причине низкой посадочной скорости. Предлагается выделять интервалы для посадки группы беспилотных воздушных судов между посадками пилотируемых ВС.

Ключевые слова: безопасность полетов, беспилотное воздушное судно, идентификация, параллельные взлетно-посадочные полосы, зависимая посадка.

Введение

В настоящее время полеты беспилотных воздушных судов (БВС) производятся в закрытом (сегрегированном) воздушном пространстве, нахождение в пределах которого пилотируемых ВС запрещено. Развитие беспилотных авиационных систем (БАС) неминуемо приведет в скором времени к необходимости полетов в общем воздушном пространстве, что вызовет ряд новых проблем, требующих всестороннего анализа. Из всего многообразия требующих решения задач в рамках данной статьи будут рассматриваться две: задача, связанная с учетом, регистрацией и идентификацией БВС в общем воздушном пространстве, а также задача обеспечения посадки БВС на параллельные взлетно-посадочные полосы (ВПП).

Методика идентификации беспилотных воздушных судов

Причинами чрезвычайных происшествий на воздушном транспорте в подавляющем большинстве случаев является человеческий фактор. Такую же тенденцию можно наблюдать и в области беспилотной авиации. При этом аварии и инциденты связаны не только с ошибками внешнего пилота, но и с пренебрежением установленными правилами и инструкциями. Следует учесть,

что многие пользователи имеют недостаточную теоретическую и практическую подготовку.

БВС, управляемое плохо подготовленным оператором, может выйти за пределы разрешенной зоны полетов, попасть в район аэродрома, врезаться в сооружения, конструкции, наземный транспорт, а также совершить неконтролируемое падение в людном месте с соответствующими последствиями.

Для наблюдения за БВС можно применять различные технические средства. Для некооперативного независимого наблюдения целесообразно применять видеокамеры (оптического и инфракрасного диапазонов), поскольку малая эффективная площадь рассеивания БВС делает радиолокационные средства малоэффективными. Впрочем, малые размеры беспилотных аппаратов не позволяют обеспечить большую дальность действия средств видеонаблюдения, особенно в сложных метеоусловиях. Поэтому целесообразно применять кооперативные средства наблюдения: как независимого, так и зависимого. В первом случае на борту БВС размещается ответчик системы вторичной радиолокации, работающий в режиме *S*, что в силу достаточно большой массы и размеров ответчика возможно осуществить только для достаточно крупных аппаратов. Во втором случае на борту беспилотного аппарата можно разместить малогабаритный модуль автоматического зависимого наблюдения (АЗН), например, выпускаемый НПП ЦРТС «Колибри» [Первый в России компактный бортовой ответчик для дронов и авиации общего назначения представлен на выставке «Транспорт России»].

Однако высокая стоимость оборудования, вызванная малым объемом производства и профессиональным предназначением, не позволит обеспечить массовое оборудование всех средних и крупных БВС. Но не иметь всепогодных средств идентификации современные аппараты не могут, поскольку в Воздушном кодексе РФ указано, что БВС массой от 250 г до 30 кг должны пройти государственный учет, а БВС массой более 30 кг – государственную регистрацию. Перед проведением полетов пользователь обязан подготовить соответствующие документы, согласно Порядку использования воздушного пространства РФ беспилотными ВС [Порядок использования воздушного пространства РФ беспилотными воздушными судами].

При возникновении инцидентов или опасных ситуаций, а также ситуаций близких к опасным, владелец аппарата-нарушителя может уйти от ответственности из-за недоказуемости того, что БВС принадлежит именно ему.

Для решения обозначенной проблемы предлагается внедрить систему учета беспилотных аппаратов путем установки на них приемо-передающего модуля с SIM-картой.

При регистрации аппарата и получении SIM-карты, паспортные данные пользователя вносятся в базу данных и аппарат, оснащенный модулем, приобретает однозначную привязку к владельцу. Это заставляет человека более ответственно подходить к управлению аппаратом.

При выполнении полетов БВС периодически (в некоторых случаях по принудительному запросу) передает сигнал со своим идентификационным номером (также возможна передача дополнительной информации, например, координат и вектора скорости). Такой тип идентификации является более совершенным по сравнению с визуальными методами (размещением на БВС номеров или специальных знаков) за счет:

- 1) возможности идентификации БВС классов мини и микро, которые плохо наблюдаются визуально или с помощью видеокамер;
- 2) стабильной работы в сложных метеоусловиях;
- 3) возможности применения методов позиционирования в сотовых сетях;
- 4) применения существующей инфраструктуры мобильных операторов, что уменьшит затраты при развертывании системы идентификации.

Анализ зависимой посадки пилотируемого и беспилотного ВС

В документах ИКАО оговорено, что безопасность полетов в несегрегированном воздушном пространстве может быть обеспечена только при условии соблюдения беспилотными аппаратами всех требований и условий полета пилотируемых ВС (что должно определяться соответствующими техническими решениями) [Беспилотные авиационные системы (БАС), 2011; Руководство по дистанционно пилотируемым авиационным системам (ДПАС), 2015]. Важнейшей задачей при этом является обеспечение требуемых норм горизонтального и вертикального эшелонирования на всех этапах полета. Особенно это требование должно обеспечиваться на этапе посадки, при наличии параллельных ВПП, требующих зависимого захода.

Несмотря на то, что взлетная масса современных крупных БВС варьируется от десятков до сотен килограмм (например, «Инспектор-601», «Дозор-700», «Иркут-850»), в ближайшем будущем планируется широкое внедрение тяжелых аппаратов массой в несколько тонн [Кудряков, 2015]. Таким БВС для посадки необходимы асфальтобетонные ВПП длиной не менее 1–1,5 км. Строить отдельные аэродромы только для БВС нерентабельно, поэтому имеет смысл рассмотреть возможность совместного использования ВПП пилотируемыми ВС и тяжелыми беспилотными аппаратами.

Согласно существующим нормам при разнесении параллельных ВПП на расстояние не менее 4300 футов (1290 м), обеспечивается так называемый независимый заход на посадку. Если расстояние между ВПП меньше этой величины, заход считается зависимым, при этом ВС выстраиваются в шахматном порядке, а экипажам необходимо строго соблюдать нормы горизонтального эшелонирования [Massimini, 2006].

Как правило, при зависимом заходе выбираются пары ВС, для которых рассчитываются безопасные моменты времени пролета контрольных точек схемы захода. Существуют методики управления не только парой, но и тройкой заходящих на посадку ВС [Airport Capacity – Into the Future]. При этом до сих пор не решена задача зависимого захода пилотируемых ВС и беспилотных аппаратов.

Для БВС могут быть применены те же алгоритмы, что и для пилотируемых ВС. Необходимо также выделить пару ВС–БВС (это производится примерно за 30 мин. до входа в район аэродрома) и вывести каждое воздушное судно к назначенному моменту времени в точку сопряжения, находящуюся на удалении 12 морских миль (22,2 км) от порога ВПП. До точки сопряжения траектории ВС сходятся с углом 6° , за 2 морские мили до торца ВПП они становятся параллельными [Farrahi, 2016].

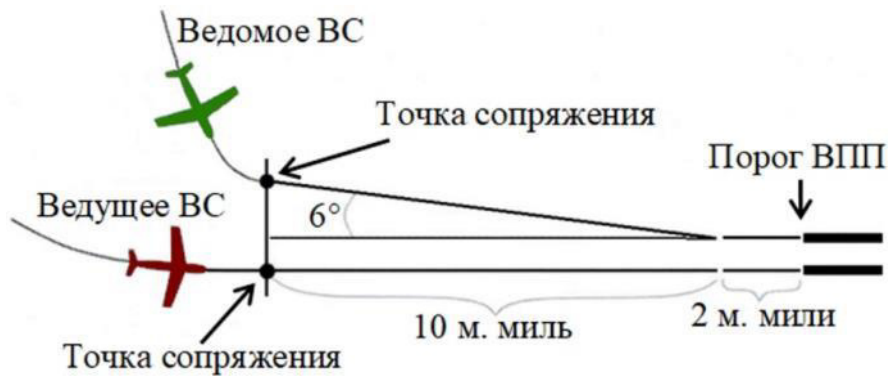


Рисунок 1 – Схема захода на посадку пары ВС

Безопасность обеспечивается при соблюдении требуемого интервала отставания ведомого ВС от ведущего (рис. 2), который составляет 5...25 с в зависимости от типа самолета (табл. 1) [Farrahi, 2016].

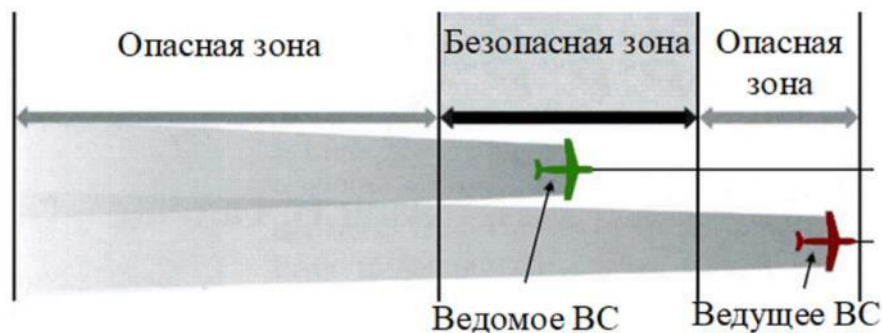


Рисунок 2 – Безопасная зона ведомого ВС

Таблица 1 – Безопасные временные интервалы между ВС (в секундах)

		Тип ведомого ВС			
Тип ведущего ВС		малое	легкое	среднее	тяжелое
	малое	98	83	83	72
	легкое	147	83	83	72
	среднее	180	125	125	106
	тяжелое	213	152	152	106

Рассмотрим особенности посадки современных турбореактивных самолетов. Как правило, их скорость на этом этапе составляет 250 км/ч или 70 м/с. Исходя из описанных требований по интервалам отставания, ведомый самолет для обеспечения безопасности должен находиться от ведущего на удалении 350–1750 м (на интервале порядка 1400 м) [Кудряков, 2019].

Для существующих тяжелых БВС (например, «Иркут-850») посадочная скорость должна составлять 100...160 км/ч (30...45 м/с). Такую же скорость имеют самолеты Ан-2, Ан-24 и их аналоги. Таким образом, посадочная скорость современных тяжелых БВС оказывается вдвое меньше скорости турбореактивных пилотируемых ВС. Такую большую разницу не удастся скомпенсировать, так как уменьшение скорости пилотируемого самолета приведет к сваливанию, а увеличение скорости беспилотного аппарата либо технически невозможно, либо приведет к жесткой посадке. Принимая это во внимание, можно сказать, что разность в скоростях пилотируемого и беспилотного ВС на этапе посадки составит порядка 25...40 м/с [Кудряков, 2019].

Поскольку протяженность безопасной зоны составляет 1400 м, беспилотный аппарат, выйдя в точку сопряжения (рис. 1), уже через 35...56 с отстанет от ведущего ВС на столько, что попадет в зону турбулентности от его спутного следа. Чтобы этого не происходило, точку сопряжения придется перенести ближе к торцу ВСС, на расстояние 2450...3920 м, что не соответствует установленным нормативам [Рубцов, 2019].

Описанные соображения верны для идеальных условий. В реальной практике нередки задержки при выполнении полета по схеме по тем или иным причинам. Пусть беспилотное ВС (ведомое ВС) выполняет полет по схеме с опозданием и достигает точки сопряжения, находясь на расстоянии от пилотируемого ВС (ведущего ВС) на расстоянии более 350 м. Также учтем иные факторы, которые сокращают интервал времени пребывания ведомого ВС в безопасной зоне на 5 с. В этом случае возможны два варианта:

- 1) ведомое ВС входит в точку сопряжения на удалении 400 м от ведущего ВС (тогда интервал времени пребывания в безопасной зоне равен 29...49 с);
- 2) ведомое ВС входит в точку сопряжения на удалении 450 м от ведущего ВС (тогда интервал времени пребывания в безопасной зоне равен 27...42 с).

Первый вариант предполагает размещение точки сопряжения на удалении 2030...3430 м от порога ВПП, второй вариант – 1890...2940 м.

Таким образом, большая разница в скорости пилотируемого и беспилотного ВС требует размещения точки сопряжения ближе к порогу ВПП (менее 2 морских миль), что недопустимо, поскольку после точки сопряжения выполнятся выравнивание. Поэтому существующие тяжелые беспилотные аппараты, не могут вместе с пилотируемыми ВС выполнить зависимый заход на посадку.

Для обеспечения требований по безопасности на этапе посадки беспилотное ВС должно пройти точку сопряжения на удалении более 2 морских миль от порога ВПП, а это возможно при разнице в посадочных скоростях 20 м/с и менее. Поскольку снизить скорость пилотируемого ВС

технически невозможно, единственным вариантом решения будет увеличение посадочной скорости БВС как минимум до 50 м/с (180 км/ч). Причем это требование должно быть заложено на этапе проектирования беспилотного аппарата [Рубцов, 2019].

Если конструкция беспилотного аппарата или род выполняемых задач ограничивает посадочную скорость, то выходом может стать сортировка заходящих на посадку ВС по типам и скоростям. В определенный временной отрезок (временное окно) зависимый заход будут совершать пилотируемые турбореактивные ВС и скоростные БВС, в другой временной отрезок на посадку будут заходить винтовые ВС (пилотируемые и беспилотные, либо только беспилотные). Поскольку спутный след винтовых ВС менее выражен, возможно значительное уменьшение безопасной зоны и, как следствие, увеличение пропускной способности ВПП. Стоит отметить, что увеличение количества БВС приведет к необходимости создания принципиально новых алгоритмов определения очередности посадки ВС на параллельные ВПП.

Заключение

Становление беспилотной авиации требует применения принципиально новых решений для обеспечения полетов в общем воздушном пространстве. Одной из важнейших проблем при этом является идентификация БВС (особенно микро и мини аппаратов). Приведенные в Воздушном кодексе методы учета и регистрации беспилотных аппаратов необходимо дополнить требованием по обязательному внедрению бортовых приемо-передающих модулей с SIM-картой (при невозможности установки ответчика режима S или аппаратуры АЗН). При наличии оборудования на борту БВС его можно будет легко и однозначно идентифицировать, при этом обеспечивается возможность определения местоположения аппарата методами позиционирования в сетях сотовой связи.

Применение модулей с SIM-картой позволит однозначно определять принадлежность БВС конкретному владельцу (физическому лицу), поскольку его паспортные данные будут внесены в базу данных по учету БАС. Это повысит уровень ответственности пользователей, а также заставит их более серьезно подходить к вопросу подготовки и проведения полетов.

Что касается обеспечения зависимой посадки на параллельные ВПП, то можно сделать следующие выводы:

- увеличение количества тяжелых БВС приведет к необходимости решения проблем с посадкой таких аппаратов на ВПП с искусственным покрытием и достаточной длиной;
- строительство отдельных аэродромов для беспилотной авиации также как и реконструкция региональных аэродромов потребует значительных затрат и в ближайшие годы не будет иметь выгоды;
- для посадки тяжелых БВС в среднесрочной перспективе будут использоваться существующие аэродромы, при этом проблемой будет обеспечение зависимых заходов;

– потребуется внедрять новые методы определения очередности посадки ВС на параллельные ВПП: скоростные БВС (с посадочной скоростью не менее 50 м/с) могут безопасно садиться одновременно с пилотируемыми самолетами, для низкоскоростных БВС необходимо будет формировать временные окна, при этом беспилотные аппараты могут садиться в составе группы с уменьшенными интервалами продольного эшелонирования, что позволит обеспечить требуемую пропускную способность.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Беспилотные авиационные системы (БАС) // ICAO, cir. 328, AN/190, 2011. – 66 с.
2. Кудряков С. А. Бесконфликтное использование пилотируемых и беспилотных воздушных судов / С. А. Кудряков, Е. А. Рубцов // Системный анализ и логистика. – 2019. – №1(19). – С. 88-101.
3. Кудряков С. А. Беспилотные авиационные системы / С. А. Кудряков, В. Р. Ткачев, Г. В. Трубников, В. И. Кисличенко. – СПб.: Свое Издательство, 2015. – 121 с.
4. Первый в России компактный бортовой ответчик для дронов и авиации общего назначения представлен на выставке «Транспорт России» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.npp-crts.ru/media/news/pervyy_v_rossii_kompaktnyy_bortovoy_otvetchik_dlya_dronov_i_aviatsii_obs_hchego_naznacheniya_predstav/?sphrase_id=718 (дата обращения: 23.03.2020).
5. Порядок использования воздушного пространства РФ беспилотными воздушными судами [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.favt.ru/poryadok-ispolzovaniya-bespilotnyh-vozduchnih-sudov> (дата обращения: 23.03.2020).
6. Рубцов Е. А. Анализ использования общего воздушного пространства и захода на посадку при использовании параллельных взлетно-посадочных полос пилотируемыми и беспилотными воздушными судами / Е. А. Рубцов, С. А. Кудряков, В. В. Романцев, С. А. Беляев // Известия СПбГЭТУ ЛЭТИ. – 2019. – № 4. – С. 13-19.
7. Руководство по дистанционно пилотируемым авиационным системам (ДПАС) // ICAO, Doc 10019, AN/507, 2015. – 196 с.
8. Airport Capacity – Into the Future [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.icao.int/Meetings/GACS/Documents/Speaker%20Presentations/Day%203/Session%202/Bernard%20Lisker%20-%20MITRE%20Airport%20Initiatives.2%20October%202014.pdf> (дата обращения: 23.03.2020).
9. Farrahi Amir H., Verma Savita A., Kozon Thomas E. On the problem of pairing aircraft for closely spaced parallel approaches // IEEE transactions on intelligent transportation systems. – 2016. – Volume 17 №3. – Pp. 631-643.
10. Massimini Vincent S. Simultaneous Independent and Dependent Parallel Instrument Approaches. Assumptions, Analysis, and Rationale // MITRE. – McLean, Virginia, 2006. – 27 p.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОЙ ПЛОЩАДИ РАССЕЯНИЯ БЕСПИЛОТНЫХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ ПРИ НАБЛЮДЕНИИ С ПОМОЩЬЮ ПОСАДОЧНОГО РАДИОЛОКАТОРА

Рубцов Е. А., канд. техн. наук
Тюников П. Г.

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)*

Посадочный радиолокатор позволяет обеспечить диспетчера управления воздушным движением информацией о положении ВС на протяжении всего этапа посадки. Кроме того, только посадочный радиолокатор способен обнаруживать беспилотные воздушные суда, находящиеся на посадочной прямой и представляющие опасность для заходящих на посадку пилотируемых самолетов. В статье рассматриваются существующие посадочные радиолокаторы. Производится анализ методов определения эффективной площади рассеяния беспилотных воздушных судов. Делается вывод о необходимости проведения натурных экспериментов с реальными аппаратами и существующими посадочными радиолокаторами.

Ключевые слова: безопасность полетов, беспилотные воздушные суда, посадочный радиолокатор, ЭПР.

Введение

Развитие беспилотной авиации дает не только преимущества для отрасли и экономики в целом, но имеет и негативные стороны. Так, рядовой гражданин вполне может приобрести малый или средний аппарат и в автономном режиме совершить полет в районе аэродрома. Особенно опасны полеты беспилотных воздушных судов (БВС) в секторе курса, когда БВС могут пересекать посадочную прямую, создавая угрозу безопасности. Такие БВС необходимо обнаруживать днем и ночью, в любых погодных условиях, поэтому средства видеонаблюдения не всегда смогут выполнить эту задачу. Радиолокаторы обзора летного поля теоретически способны обнаруживать малые объекты, однако их основная задача – наблюдение наземных целей, а значит и характеристики обнаружения за пределами рабочей площади аэродрома могут значительно отличаться от заявленных производителем. Таким образом, в настоящее время единственным средством, которое можно рекомендовать для обнаружения и определения координат БВС-нарушителей является посадочный радиолокатор (ПРЛ). Актуальной является задача определения эффективной площади рассеяния (ЭПР) беспилотных воздушных судов при наблюдении с помощью ПРЛ для оценки максимально дальности обнаружения.

Анализ посадочных радиолокаторов

При аэродромном обслуживании основным средством определения местоположения ВС является визуальный контакт с ним из диспетчерского

пункта. В периоды интенсивного движения и в условиях ограниченной видимости должна использоваться радиолокационная система наблюдения для повышения уровня безопасности и эффективности операций на аэродроме. Согласно [Большаков, 2005], применение ПРЛ позволяет сделать заходы на посадку в пять раз более безопасными.

Согласно рекомендациям ИКАО, посадочная радиолокационная система может состоять из следующих элементов [Aeronautical Surveillance Manual, 2017]:

1) Радиолокатор точного захода на посадку (PAR).

2) Диспетчерский радиолокатор (ДРЛ), имеющий первичный (PSR) и вторичный (SSR) каналы.

PAR способен обнаруживать ВС с требуемой вероятностью при условии, что их ЭПР будет не менее 15 м^2 . Радиолокатор точного захода на посадку с требуемой вероятностью должен определять местоположение ВС (отклонения от номинальной траектории захода на посадку) в секторах размерами 20° по азимуту и 7° по углу места. Дальность действия должна составлять не менее 16,7 км.

Посадочные радиолокаторы широко применяются за рубежом, как на военных, так и на гражданских аэродромах. Антенные системы многих ПРЛ (GCA-2000, MPN-14K RAPCON, AN/TPN-31) представляют собой, как правило, активные фазированные решетки (АФАР) с электронным сканированием, либо с механическим сканированием только в одной плоскости [Большаков, 2005]. АФАР имеет достаточно высокую стоимость, но это окупается за счет уникальных характеристик по ширине лепестков диаграммы и скорости сканирования.

К моделям нового поколения относится система AN/MPN-25, состоящая из диспетчерского радиолокатора с первичным и вторичным каналами (PSR и SSR), а также посадочной радиолокационной станции (PAR). Кроме этого в состав системы входят устройства обработки и отображения информации, а также средства передачи данных [Воробьев, 2018].

Система AN/MPN-25 позволяет сопровождать ВС на этапах взлета и посадки, производить управление заходящими на посадку ВС в простых (ПМУ) и сложных (СМУ) метеоусловиях. Стоимость системы составляет порядка 8-9 млн. долл. [Воробьев, 2018].

В России в гражданской авиации ПРЛ практически не применяются, однако на военных аэродромах и аэродромах совместного базирования все еще находятся в эксплуатации модели фирмы Tesla (RP-3G, RP-4G, RP-5G). Также на аэродромах продолжают эксплуатироваться радиолокационные системы посадки (РСП), например, РСП-6М2, РСП-10МН-1, которые в настоящее время считаются устаревшими. В отличие от современных посадочных радиолокаторов, оснащенных АФАР, в системах предыдущих поколений применяются зеркальные антенны с механическим сканированием пространства.

На сегодняшний день налажено производство посадочного радиолокатора ПРЛ-27СМ, который входит в состав радиолокационной системы посадки РСП-27С.

ПРЛ-27СМ обеспечивает [Воробьев, 2018]:

- секторный обзор по каналам курса и глиссады;
- обнаружение ВС (в том числе при наличии переотражений от рельефа, зданий и сооружений) и определение их местоположения;
- обработку радиолокационной информации в интересах метеослужбы;
- выдачу данных об обстановке в воздухе на рабочее место руководителя зоны посадки и модуль управления РСР-28М.

Стоимость РСР-27СМ в 2015 г. составила порядка 311 млн. руб.

ПРЛ-27СМ и АН/МРН-25 оборудованы АФАР, решают схожие задачи, однако характеристики различаются (см. табл. 1) [Воробьев, 2018].

Таблица 1 – Характеристики радиолокационных систем РСР-27 и АН/МРН-25

Характеристика	РСР-27	АН/МРН-25
Зона обзора первичного канала диспетчерского радиолокатора: – по углу места (высоте); – по дальности	0,5...60° (0...18 км) 110 км	0,5...20° (0...2,4 км) 56 км
Период обновления информации первичного канала диспетчерского радиолокатора	6 с	1 с
Дальность действия вторичного канала диспетчерского радиолокатора	350 км	185 км
Период обновления информации SSR	6 с	4 с
Зона обзора посадочного радиолокатора: – по азимуту; – по углу места (высоте); – по дальности в ПМУ (СМУ)	35° -1°...+8° 40 (25) км	30° -1°...+7° 37 (27) км
Период обновления информации посадочного радиолокатора	1 с	1 с
Ширина диаграммы направленности антенны PAR: – по азимуту; – по углу места	1,1° 0,55°	1,4° 0,75°
Частотный диапазон посадочного радиолокатора	9175...9575 МГц	9000...9200 МГц

Анализ ЭПР беспилотных воздушных судов

В настоящее время не разработана общая методика по расчету ЭПР беспилотных аппаратов, исходя из их конфигурации, материалов и др. Имея экспериментальные данные об отражающих характеристиках пилотируемых ВС, можно перенести их на БВС. Поскольку большинство БВС относятся к аппаратам вертолетного типа, можно экстраполировать на них характеристики вертолетов. Размеры вертолетов варьируются в достаточно больших пределах:

- длина и диаметр фюзеляжа 7...35 × 2...6 м;
- длина лопастей основного винта 3...10 м;
- число лопастей: 3...7.

По существующим данным ЭПР вертолета Ми-8 (при $\lambda=3\ldots 10$ см) составляет $3\ldots 50 \text{ м}^2$ в зависимости от проекции. Среднее значение ЭПР, как правило, не превышает 10 м^2 . Для миллиметрового диапазона эти значения будут больше [Павельев, 2009].

Другой подход заключается в моделировании ЭПР различных объектов [Sukharevsky, 2015].

Существуют работы, направленные на исследование ЭПР различных БВС методом моделирования [Sirish Kumar, 2019; Ряполов, 2014; Сухаревский, 2016, с. 73-76; Сухаревский, 2012; Сухаревский, 2016, с. 33-38]. Рассмотрим в общем виде применяемые в этих работах методы на примере беспилотного аппарата RQ-4B Global Hawk. В первую очередь строится модель БВС для расчета ЭПР методом оценки гладкой и кромочной металлической поверхности объекта, учитывается наличие оборудования под диэлектрической оболочкой, а также элементов, изготовленных из композитных материалов (рис. 1). После этого рассчитываются диаграммы обратного вторичного излучения (ДОВИ) для различных длин волн λ и углах места зондирования ε (рис. 2) [Ряполов, 2014].



Рисунок 1 – RQ-4B Global Hawk: а – компоновочная схема; б – модель

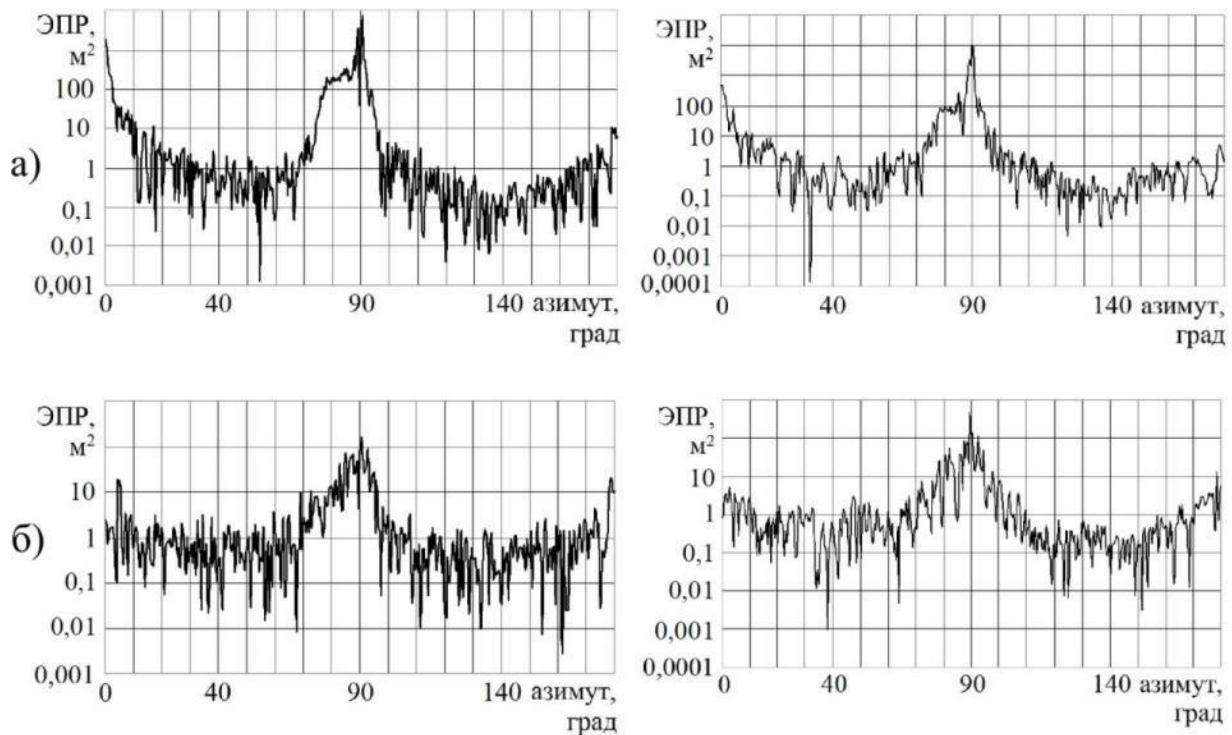


Рисунок 2 – ДОВИ RQ-4B Global Hawk при $\lambda=3$ и 10 см, для углов ε : а – 0° ; б – 10°

Рассчитанную ЭПР представим в виде круговой диаграммы или гистограммы (рис. 3) [Сухаревский, 2016, С. 73-76].

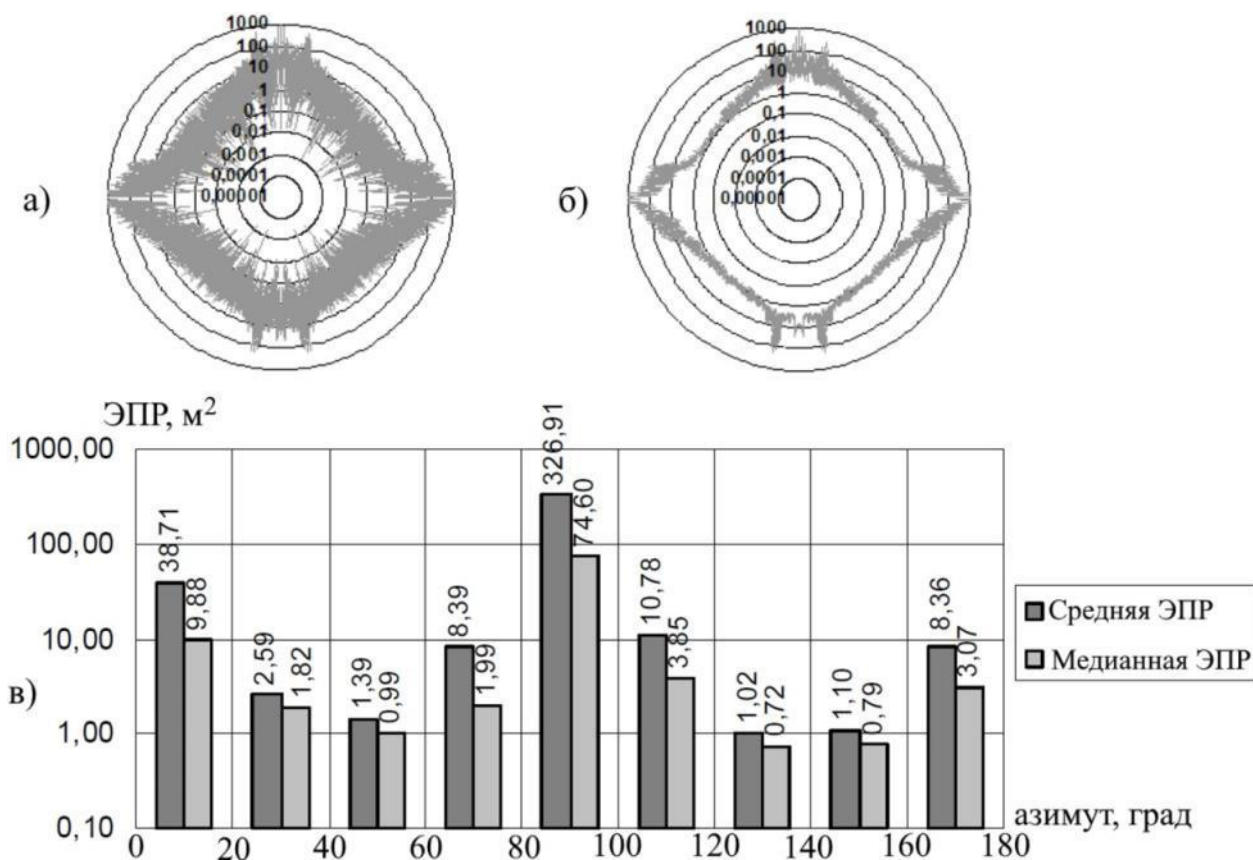


Рисунок 3 – Характеристики RQ-4B Global Hawk: а – когерентная ЭПР; б – некогерентная ЭПР; в – средние и медианные значения ЭПР

Подобным образом были выполнены работы по моделированию ЭПР для американского аппарата RQ-1 Predator (рис. 4) [Сухаревский, 2012] и российского аппарата Орлан-10 (рис. 5) [Сухаревский, 2016, с. 33-38]

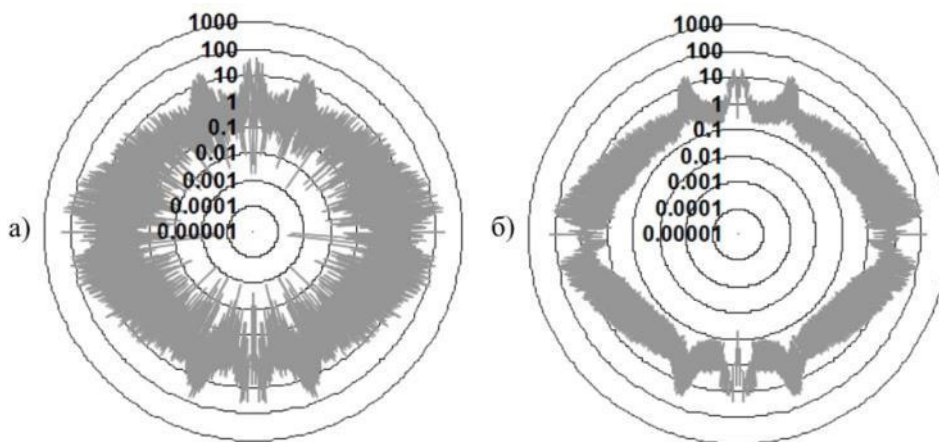


Рисунок 4 – Характеристики RQ-1 Predator: а – когерентная ЭПР; б – некогерентная ЭПР

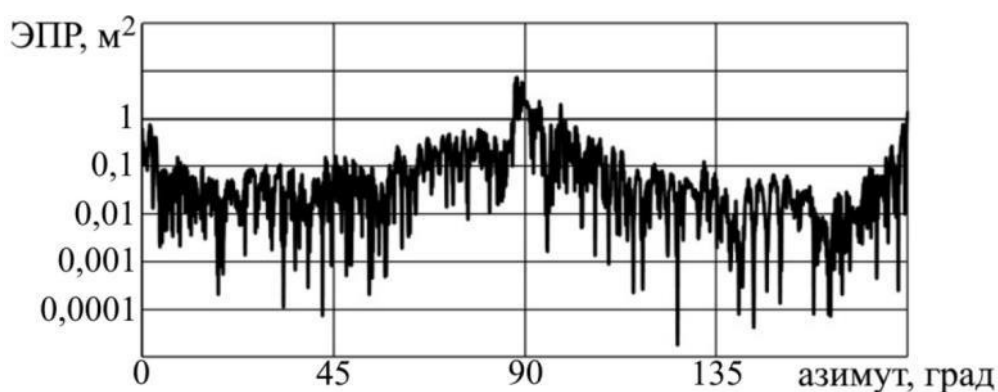


Рисунок 5 – ДОВИ Орлан-10 при $\lambda = 4$ см, для угла $\varepsilon = 5^\circ$

Найденные путем моделирования значения ЭПР могут быть приняты за базовые, однако необходимо произвести испытания с реальными аппаратами и ПРЛ для уточнения методик расчета ЭПР и получения более достоверных данных.

Заключение

В настоящее время диспетчер УВД имеет возможность наблюдать ВС на начальном этапе захода на посадку с помощью ОРЛ-А, а также при пробеге и рулении визуальнo или с помощью РЛС ОЛП. Для обеспечения диспетчера информацией о положении ВС на протяжении всего этапа посадки ВС необходимо внедрять ПРЛ.

Кроме задачи наблюдения ВС на этапе посадки ПРЛ способен обнаруживать БВС-нарушителей, которые могут оказаться на посадочной прямой по злoму умыслу или без oного. При этом важно оценить ЭПР беспилотного аппарата, чтобы иметь возможность расчета максимальной дальности его обнаружения.

Рассмотренные методы моделирования позволяют произвести априорную оценку ЭПР практически любого БВС, однако полученные расчетные значения должны быть проверены, чтобы учесть особенности работы ПРЛ. На текущий момент требуется проведение натурных испытаний имеющихся методик определения ЭПР беспилотных аппаратов при учете особенностей работы применяемых посадочных радиолокаторов.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Большаков Ю. П.* Посадочные радиолокаторы гражданской авиации и тенденции развития техники их построения / Ю. П. Большаков, Е. Е. Нечаев // Научный вестник МГТУ ГА. – 2005. – №159. – С. 5-9.
2. *Воробьев В. А.* Краткий обзор и сравнительный анализ радиолокационных систем посадки РСР-27 и AN/MPN-25 / В. А. Воробьев, Д. А. Чистилин, А. Г. Попов // Воздушно-космические силы. Теория и практика. – 2018. – №8. – С. 67–76.
3. *Павельев В. А.* Рассеяние электромагнитных волн миллиметрового диапазона природными и антропогенными объектами / В. А. Павельев, Д. В. Хаминов. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. – 277 с.

4. *Ряполов И. Е.* Характеристики рассеяния беспилотного летательного аппарата RQ-4B Global Hawk в сантиметровом и дециметровом диапазонах длин волн / И. Е. Ряполов, В. А. Василец, О. И. Сухаревский // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2014. – № 3(16). – С. 25-28.
5. *Сухаревський О. І.* Розрахунок радіолокаційних характеристик моделі висотного розвідувального безпілотного літального апарату RQ-4 «Global Hawk» / О. І. Сухаревський, В. О. Василець, Я. О. Белевщук, І. В. Московченко // Системи обробки інформації. – 2016. Випуск 9 (146). – С. 73-76.
6. *Сухаревський О. І.* Розрахунок радіолокаційних характеристик моделі безпілотного літального апарату RQ-1 «Predator» / О. І. Сухаревський, В. О. Василець, Я. О. Белевщук, К. І. Ткачук // Системи обробки інформації. – 2012. – Випуск 5 (103). – С. 68-72.
7. *Сухаревський О.І.* Оцінювання параметрів зон виявлення безпілотного літального апарату «Орлан-10» радіолокаційними засобами самохідного зенітного ракетного комплексу 9К33МЗ «Оса-АКМ» / О. І Сухаревський, В. О Василець, І.Є. Ряполов // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2016. – № 4(25). – С. 33-38.
8. Aeronautical Surveillance Manual. Doc. 9924 AN/474. ICAO, 2017. – 372 p.
9. *Sirish Kumar P.* Evaluation of Radar Cross Section in Aerial Operations by using POFACTS for a standard Unmanned Aerial Vehicle (UAV) / P. Sirish Kumar, K. Krishnam Raju , G.Sateesh Kumar, M. Bala Krishna, P. Krishna Rao // International Journal of Innovative Technology and Exploring Engineering (IJITEE), 2019. – Pp. 4629-4633. DOI: 10.35940/ijitee.J9881.0881019.
10. *Sukharevsky O.I.* Electromagnetic wave scattering by aerial and ground radar objects. CRC PressTaylor & Francis Group, 2015. – 334 p.

УДК 629.735.3

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ ОРГАНИЗАЦИИ ПРОИЗВОДСТВА БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ УЗБЕКИСТАНА

Сайтов К. Г.

Абдужабаров Н. А., канд. техн. наук

*Ташкентский государственный технический университет им. И. Каримова
(г. Ташкент, Республика Узбекистан)*

В данной статье дан обзор ведомств, имеющих разрешение на ввоз и эксплуатацию БПЛА в Узбекистане, представлены ведомственные задачи, модели применяемых для этого дронов, приведены некоторые параметры мультироторных беспилотников, спектр возможностей. Кроме того, сформирован примерный список предприятий для организации локального производства и указана необходимость учета климатических условий на основе долговременных метеорологических наблюдений.

Ключевые слова: авиация, БПЛА, дрон, время полёта, регистрация, производство, локализация, климат, погода, температура.

Последние годы ознаменовались бурным научно-техническим прогрессом, который наиболее ярко характеризуется развитием различных технологий, таких как искусственный интеллект, робототехника, электромобили, беспилотные летательные аппараты и т.п. Использование

подобных инновационных решений подразумевает получение дополнительной выгоды по эффективному использованию человеческих ресурсов, экономии времени, получению более качественной и полной информации или услуг.

В Узбекистане, также как и в других странах, уделяется особое внимание планомерному, обоснованному и эффективному использованию инновационных решений в различных отраслях экономики с учетом обеспечения безопасности на транспорте, права на частную жизнь и других ограничений.

Вместе с этим постановлением Кабинета Министров Республики Узбекистан №322 от 26 ноября 2014 года на территории республики запрещается ввоз, реализация и использование беспилотных летательных аппаратов.

Исключением является ввоз и использование беспилотных летательных аппаратов Государственным унитарным предприятием «Геоинновационный центр» при Государственном комитете Республики Узбекистан по земельным ресурсам, геодезии, картографии и государственному кадастру, а также на основании отдельных решений Кабинета Министров Республики Узбекистан. Как правило, такое разрешение может получить только юридическое лицо и только для выполнения ведомственных задач.

Согласно информации, опубликованной на официальном веб-сайте Агентства гражданской авиации при Министерстве транспорта Республики Узбекистан, в настоящее время (по состоянию на май 2020 года) разрешение на ввоз и использование БПЛА получили следующие организации и ведомства: ГУП «УЗГАШКЛИТИ»; Национальная телерадиокомпания Узбекистана (НТРК); Главное научно-производственное управление по охране и использованию объектов культурного наследия Министерства культуры Республики Узбекистан; Государственный комитет Республики Узбекистан по земельным ресурсам, геодезии, картографии и государственному кадастру; Холдинговая компания «Узбекозиковкатхолдинг»; ГУП «Геоинновационный центр» при Государственном комитете Республики Узбекистан по земельным ресурсам, геодезии, картографии и государственному кадастру; Государственный комитет Республики Узбекистан по лесному хозяйству; Государственный комитет Республики Узбекистан по геологии и минеральным ресурсам; Национальное агентство проектного управления при Президенте Республики Узбекистан; Медиа центр «Зие» при международной исламской академии Узбекистана; Ассоциация организаций по производству и переработке солодки и других лекарственных растений, Генеральная прокуратура Республики Узбекистан [<http://uzcaa.uz/ru/drones>].

Модели беспилотных летательных аппаратов, их примерное количество и ведомственные задачи, для выполнения которых были получены заключения об их допуске, приведены в таблице 1 [<http://uzcaa.uz/ru/registries>].

Таблица 1 – Сведения о моделях БПЛА и ведомственных задачах

№	Наименование организации	Перечень ведомственных задач	Тип БПЛА	Кол-во БПЛА
1.	ГУП «УЗГАШКЛИТИ»	Получение геопривязанных фотографий объектов и площадной съёмки, с последующей обработкой фотоматериалов, создание модели местности в формате 3D и высот местности.	Geoscan 201 Pro, Geoscan 401, DJI PHANTOM 4 Pro	16
2.	ГУП «Геоинформкадастр»	Производство работ при картографировании территории и мониторинга сельскохозяйственных угодий.	DJI PHANTOM 4 Pro, A6 PLUS»	6
3.	Холдинговая компания «Узбекосизиковкатхолдинг»	Мониторинг посевов овощных, бахчевых культур и садов, фермерских хозяйств.	БАС Птеро-G1	1
4.	Министерство культуры Республики Узбекистан	Использование в научных, научно-технических исследованиях и документации объектов культурного наследия.	DJI PHANTOM 4 Pro	2
5.	Национальная телерадиокомпания Узбекистана	Фото- и видеосъёмки различных политических, культурных и спортивных мероприятий.	DJI PHANTOM 4 Pro Plus, DJI Inspire 2	9
6.	ГУП «Геоинновационный центр» при Государственном комитете Республики Узбекистан по земельным ресурсам, геодезии, картографии и государственному кадастру	Картографические работы (аэрофотосъёмка), опылнение сельскохозяйственных угодий и посевов	DJI PHANTOM 4 Pro, A6 PLUS, SWIFT, HG-BOO	8
7.	Медиацентр «Зиё» при Международной исламской академии Узбекистана	Аэрофотовидеосъёмка	DJI PHANTOM 4 Pro Plus	1

Из всех приведенных в данной таблице БПЛА только две модели имеют самолетную компоновку (с фиксированным крылом) – это Geoscan 201 Pro и БАС Птеро-G1, остальные все модели являются мультироторными моделями – квадро- или гескакоптерами [<https://www.geoscan.aero/ru>; <http://ptero.ru>].

Из указанных в таблице мультироторных дронов наиболее распространенной моделью, широко применяемой для фото и видеосъемки является DJI PHANTOM 4 Pro (Plus), представляющая собой квадрокоптер весом 1388 гр, с максимальной высотой полета 6000 метров (от уровня моря), максимальное время полета примерно 30 минут, температурные условия для эксплуатации от 0 до 400 С и предельную ветровую нагрузку в полете до 10 м/с. Также данная модель поддерживает GPS/GLONASS, оснащена аккумуляторной батареей емкостью 5870 mAh и камерой с разрешением 20 мегапикселей.

На официальном сайте производителя объявлено о том, что данная модель будет снята с производства (см рис. 1) [<https://www.dji.com>].

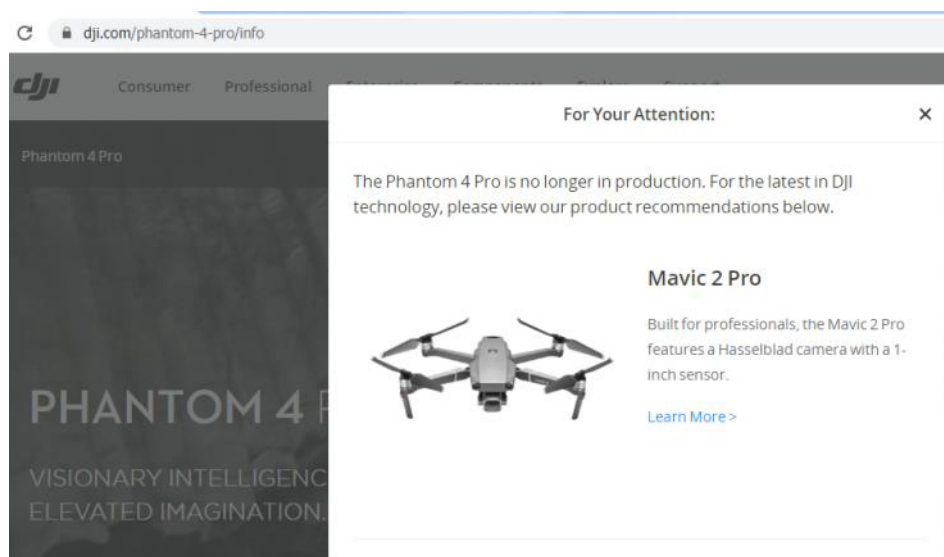


Рисунок 1 – Объявление на сайте производителя DJI о снятии с производства модели Phantom 4 Pro и замены её на модель Mavic 2 Pro

Вместо данной модели предлагается другая модель DJI Mavic 2 Pro, которая по сравнению с моделью DJI PHANTOM 4 Pro имеет несколько иные характеристики – вес 905-907 гр, максимальная высота полета 6000 метров (от уровня моря), максимальное время полета 29-31 минуты, температурные условия для эксплуатации от -10 до 400 С, предельную ветровую нагрузку в полете до 29-38 км/ч (8-10 м/с). Данная модель также поддерживает GPS/GLONASS, оснащена аккумуляторной батареей емкостью 3950 mAh и камерой с разрешением 12 или 20 мегапикселей [<https://www.dji.com>].

Следует учесть то, что все вышеперечисленные модели являются БПЛА, которые производятся за рубежом (в РФ или КНР) и импортируются в республику в установленном порядке.

В целях поэтапной локализации производства конструктивных элементов и разработки программного обеспечения для беспилотных летательных аппаратов, внедрения новейших технологий и зарубежного опыта при производстве и использовании беспилотных летательных аппаратов, а также для оказания услуг по их ремонту и техническому обслуживанию постановлением Президента №3639 от 29 марта 2018 года было организовано ГУП «Геоинновационный центр» и совместное предприятие «BSharkuz», предлагающее следующие модели мультироторных дронов [ГУП «Геоинновационный центр»]:

«А6 Plus» – мультироторный дрон гексакоптер с шестью электродвигателями, грузоподъемностью 7 кг, с временем полета 70 мин и 22 мин (с грузом 6 кг), максимальной высотой 3500 метров (от уровня моря), предельную ветровую нагрузку в полете до 8 м/с.

«MMC Swift» – мультироторный дрон гексакоптер с шестью электродвигателями, грузоподъемностью 10 кг (или 10 л), оснащенный двумя аккумуляторными батареями емкостью 16000 mAh, с ограничением рабочей высоты 30 метров и эффективной дальностью управления до 500 метров. Основное предназначение данной модели – это применение в сельском хозяйстве для опрыскивания полей (рис, пшеница, кукуруза и т.д.)

«Narwhal 1» – мультироторный дрон гексакоптер с двигателями на водородном топливе (объем топлива 12 л) грузоподъемностью 1,5 кг, имеющий максимальное время полета до 180 минут и дальность до 15 км. Данная модель БПЛА может быть оснащена фото или видео камерой, тепловизором, мегафоном, осветительным прожектором, системой сбрасывания.

При всех преимуществах и некоторых недостатках вышеуказанных моделей БПЛА следует учитывать то, что данные модели производятся методом крупноузловой сборки из комплектующих, ввозимых из КНР, функционируют на основе программного обеспечения разработчика, а их локализация и последующий трансфер технологий во многом зависят от головного производителя.

Исходя из этого, в целях развития конкурентноспособной среды, широкого распространения инновационных технологий и повышения научно-технического потенциала предлагается на начальном этапе организовать опытно-конструкторское и мелкосерийное производство БПЛА мини и миди класса с мультироторной и самолетной компоновкой на базе следующих авиационных предприятий, имеющих длительный опыт производства и производственную базу для ремонта и технического обслуживания летательных аппаратов и авиадвигателей (Таблица 2).

Таблица 2 – Возможные места организации производства БПЛА в республике

Наименование	Расположение	Примечание
АП Uzbekistan Airways Technics	г. Ташкент	Имеет опыт и условия для Т О и Р ВС: Ил-62, Ил-76, Boeing 757/767/787, Airbus A 310/320
Ташкентский механический завод (бывший ТАПОиЧ)	г. Ташкент	Имеет опыт производства и ремонта ВС: Ил-76, Ил-114
Чирчикский авиационный ремонтный завод	Ташкентская область	Имеет опыт и условия для Т О и Р различных летательных аппаратов

Кроме того, при разработке опытной конструкторской модели или выборе модели для локализации следует принимать во внимание данные из многолетних климатических данных Центра гидрометеорологической службы Республики Узбекистан, так как исходя из того, что в климатических данных за 1981-2010 годы – в Нукусе среднесуточная температура в январе составляла -7,5⁰С, в декабре -7,5⁰С, в Термезе среднесуточная температура в июне и августе составляла +38⁰С, в июле 39,7⁰С [Сайт Центра гидрометеорологической службы].

Из этих данных видно, что в северной и южной части республики в определенные сезоны эксплуатация БПЛА, имеющих допуск температуры от 0 до 40⁰С, может быть на границе предельных значений или же существенно ограничена.

Конкретные модели БПЛА для разработки или производства могут быть определены из вышеприведенного списка моделей, которые широко эксплуатируются в настоящее время с учетом климатических особенностей региона, а также на основании примерных задач целевых ведомств.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Веб-сайт производителя БАС «Птеро-G1» [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://ptero.ru/> (дата обращения: 20.09.2020)
2. Веб-сайт производителя БПЛА «DJI Mavic 2 Pro» [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.dji.com/> (дата обращения: 15.08.2020)
3. Веб-сайт производителя БПЛА «DJI Phantom 4 Pro» [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.dji.com/> (дата обращения: 20.08.2020)
4. Веб-сайт производителя БПЛА «Геоскан 201» [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.geoscan.aero/ru> (дата обращения: 22.08.2020)
5. Постановление Кабинета Министров Республики Узбекистан №322 от 26 ноября 2014 года «О мерах по предупреждению несанкционированного использования беспилотных летательных аппаратов в воздушном пространстве Республики Узбекистан».
6. Проектирование самолетов / Под ред. академика РАН Погосяна М. А. – М.: «Инновационное машиностроение», 2018. – С.559-584.
7. Реестр с официального сайта Агентства гражданской авиации при Министерстве транспорта Республики Узбекистан [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://uzcaa.uz/ru/drones> (дата обращения: 20.08.2020)
8. Реестр с официального сайта Агентства гражданской авиации при Министерстве транспорта Республики Узбекистан [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://uzcaa.uz/ru/registries> (дата обращения: 20.08.2020)
9. Сайт ГУП «Геоинновационный центр» [Электронный ресурс] – Режим доступа: <https://www.geoic.uz/category/139>, <https://www.geoic.uz/category/119> и <https://www.geoic.uz/category/143> (дата обращения: 20.08.2020)
10. Сайт Центра гидрометеорологической службы [Электронный ресурс] – Режим доступа: <http://meteo.uz/#/ru/forecasts/climate-in-nukus> и <http://meteo.uz/#/ru/forecasts/climate-in-termez> (дата обращения: 24.08.2020)

**КАНАЛ ПЕРЕДАЧИ ОПТИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИИ БЕСПИЛОТНОГО
ПОИСКОВОГО АВИАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА**

Стукалов С. Б., канд. техн. наук
Гаврюшин Р. С.

*Московский государственный технический университет гражданской авиации
(г. Москва)*

В статье рассматриваются вопросы по построению и применению беспилотных летательных аппаратов длительного полета в задачах поискового характера. Обосновано применение конструкции планера типа высокоплан. Представлено конструктивное расположение камер оптико-электронного оборудования. Дано описание структурной схемы соединений бортового радиотехнического и оптико-электронного оборудования. Для уверенной передачи оптической информации беспилотного поискового авиационного комплекса предложено использование антенн круговой поляризации. Представлены результаты летных экспериментов по регистрации изображений исследуемых поверхностей местности бортовым оптико-электронным оборудованием.

Ключевые слова: оптико-электронное оборудование, регистрация изображений, беспилотный летательный аппарат длительного полета, антенны с круговой поляризацией.

Для решения ряда задач в гражданской авиации все чаще применяют беспилотные летательные аппараты (БПЛА), которые могут выполнять длительный полет по заданному маршруту и нести комплект оптико-электронного оборудования. Задачей полета БПЛА могут быть поисковые задания, выполнение комплекса мероприятий в районе аэропорта, направленных на подготовку к выполнению полетов, предотвращение столкновений воздушных судов с птицами [Вытовтов, 2019; Батов, 2017]. Весомым достоинством применения БПЛА является оперативность выполнения просмотровых и поисковых задач, высокие показатели разрешающей способности оптико-электронных бортовых средств [Лутин, 2019].

Для выполнения подобных задач в конструкции БПЛА должны быть предусмотрены возможности размещения достаточно габаритного оптико-электронного оборудования. Кроме того, следует учитывать влияние эволюций пространственного положения БПЛА на процесс передачи наблюдаемой оптической информации.

Для исследования особенностей передачи поисковой информации от бортовых оптико-электронных средств разработан и изготовлен беспилотный поисковый авиационный комплекс, который включает в свой состав наземное приемо-передающее оборудование и беспилотный летательный аппарат длительного полета. Выбран вариант конструкции планера типа высокоплан. Это позволило создать оптимальное подкапотное пространство фюзеляжа для размещения оптико-электронного оборудования и устройств передачи оптической информации (рис. 1).



Рисунок 1 – Беспилотный поисковый летательный аппарат длительного полета с комплектом оптико-электронного оборудования

На разработанном беспилотном летательном аппарате установлены оптико-электронные камеры (рис. 2).



камера №1

камера №2



камера №3

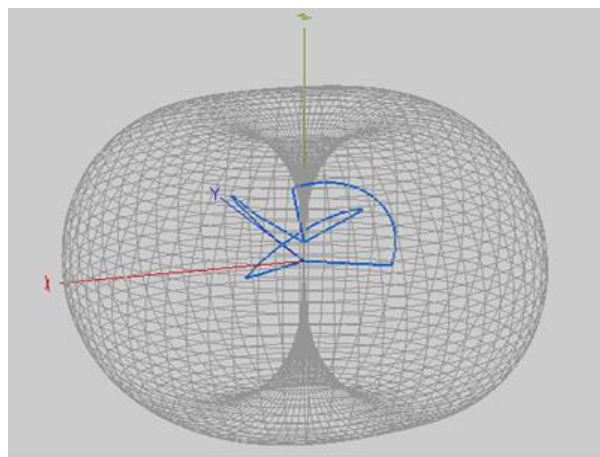
Рисунок 2 – Бортовые курсовые камеры №1 и №2 (а) и подфюзеляжная камера №3 обзора нижней полусферы

Курсовая камера №1 подключается к системе полетного контроллера и обеспечивает обзор пространства в носовой части БПЛА. Бокового обзора №2 функционирует с поворотной системой и системой HD. Подфюзеляжная №3 имеет расширенный спектральный диапазон и поляризационный оптический фильтр.

Для передачи наблюдаемой поисковой оптической информации разработаны и созданы устройства комплекса бортового и наземного оборудования. В состав канала передачи оптической информации входят: оптико-электронные камеры, две поворотные 2-х осевые системы, передатчик видеосигнала, антенна 5800 МГц (рис. 3). Общее управление полетом обеспечивают полетный контроллер, переключатель камер, GPS датчик, антенны и приемники управления 2.4 ГГц и 900 МГц.



а).



б).

Рисунок 4 – Бортовая антенна передачи оптической информации (а) и ее диаграмма направленности (б)

В приемном канале наземного оборудования установлены две антенны: типа «клевер» и спиральная (рис. 5) с автоматическим взаимным переключением. Включение двух антенн обеспечивает уверенную связь за счет объединения диаграмм направленности: круговой и узко лепестковой. Взаимное переключение производится при уменьшении уровня сигнала на одной из антенн.



Рисунок 5 – Антенная система наземного оборудования

Для оценки работы канала передачи оптической информации были проведены летные эксперименты с полетом БПЛА по установленным маршрутам. При выполнении экспериментов получены кадры передачи оптической информации с курсовой камеры, которая зафиксировала подлёты к ориентирам установленного маршрута (рис. 6).



Рисунок 6 – Результаты регистрации изображений местности оптико-электронной системой при подлете к ориентиру и выполнении разворота с креном

Передача оптической информации осуществлялась устойчиво при маневрировании БПЛА, выполнении разворотов над ориентирами, полете на малых высотах над деревьями, при кренах БПЛА, заходе на посадку. Степень устойчивости передачи оптической информации оказалась выше, чем при использовании антенн с линейной поляризацией.

Результаты регистрации изображений местности позволяют различить объекты над пролетаемой территорией. На основании результатов обработки изображений поверхности можно оперативно выделить помеховые объекты в районе аэропорта, найти объекты поискового характера на поверхности местности.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Батов И. А. Формирование технического облика гибридной силовой установки беспилотного летательного аппарата / И. А. Батов, Ю. В. Зиненков // Сборник материалов II-ой Международной заочной научно-практической конференции учреждения образования «Белорусская государственная академия авиации». Минск, 9–10 ноября 2017 г. – Минск: БГАА, 2017. – С. 152–154.
2. Вытовтов А. В. Создание и научное обоснование технологии автоматизированного мониторинга линейных объектов с борта беспилотного воздушного судна / А. В. Вытовтов, С. В. Костыков // Сборник статей по материалам XV Международной научно-практической конференции. Воронеж, 28–29 марта 2019 г. – Воронеж: ВГТУ. Часть 1, 2019. – С. 42–45.
3. Лутин Э. А. Исследование инновационных подходов применения систем визуализации на воздушных судах. Отчет о НИР №07-16 № госрегистрации АААА-А-16-116121410012-8. / Э. А. Лутин, Д. С. Стукалов, В. И. Кондриков. – М., МГТУ ГА, 2019. – 69 с.

СЕКЦИЯ
«ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ИННОВАЦИОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ
ТЕХНОЛОГИЙ В ВУЗЕ»

Председатель – Волосов Е. Н., декан факультета СТ, д-р истор. наук, доцент

УДК 378.16

СОВРЕМЕННЫЕ ФОРМЫ ПРЕДСТАВЛЕНИЯ НАУЧНОЙ И
УЧЕБНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Варнавская Е. В., канд. филолог. наук
Яковенко Н. С., канд. филолог. наук
Димитрова Е. Г.

Воронежский государственный медицинский университет им. Н.Н. Бурденко
(г. Воронеж)

В статье рассматриваются современные виды представления научной и академической информации в виде презентации, конференции, научного доклада. Показаны основные черты таких новых видов проведения конференций, как панельная дискуссия, постерный или стендовый доклад, питчинг, конференция в формате TED. Авторы раскрывают преимущества стрим-технологий для проведения научных и образовательных мероприятий в дистанционном формате, особенно актуальных в настоящее время. В статье раскрываются лингвистические аспекты этимологии каждого нового вида презентации информации, для понятия «панельная дискуссия» показан путь заимствования в русский язык.

Ключевые слова: панельная дискуссия, стендовый доклад, презентация, научная конференция, питчинг, обучающая среда, дистанционное образование.

Введение. Современный мир отличается быстрым развитием технического прогресса, что находит свое отражение в различных сферах деятельности человека, включая и педагогическую деятельность. Новые способы академической коммуникации и представления научной и учебной информации активно появляются в течение последних пяти лет и находят свое применение в образовательных технологиях, в форме проведения научных конференций, дискуссий, конференций.

В нашей статье мы рассмотрим новые виды представления новой научной или учебной информации. Все данные виды активно начали использоваться в течение последних пяти лет.

Панельная дискуссия или дискуссионная панель – это обсуждение некоторой темы группой людей перед аудиторией, как правило, на научных, деловых или академических конференциях.

Интересна этимология данного понятия – в своем первом значении существительное панель пришло в русский язык из нижненемецкого *Paneel* или нидерландского *paneel* «панель, обшивка», «деревянная обшивка стен

комнаты», которые возводятся к ром. *pannellus* «сукно» или *pānis* «футеровка, набивка» [Фасмер, 2004]. И в русском языке, соответственно, данное существительное приобрело следующие значения :

1. Дорожка для пешеходов по краям улицы, покрытая асфальтобетоном, камнем и т. п.; тротуар.
2. Деревянная обшивка, облицовка или окраска нижней части стен (внутри здания).
3. Железобетонная или деревянная плита, применяемая в сборном строительстве (спец).
4. Часть установки, агрегата, прибора, на которой монтируются приборы контроля и управления (спец).
5. Участок шахты, выделяемый при разработке горизонтальных или пологих пластов ископаемого (горн).

В современном же значении понятие *панельная дискуссия* или *дискуссионная панель* вторично заимствовано уже из английского языка в своем новом значении: a panel discussion, or simply a panel, involves a group of people gathered to discuss a topic in front of an audience, typically at scientific, business, or academic conferences, fan conventions, and on television shows [Mataeva, 2016, p. 683].

Панельная дискуссия или дискуссионная панель – это обсуждение темы группой людей перед аудиторией, как правило, на научных, деловых или академических конференциях. Типичный формат дискуссионной панели включает в себя организатора (модератора), который должен контролировать, направлять дискуссию и задавать наводящие вопросы. В панельной дискуссии очень важно достижение единого решения проблемы (мнения). Актуальность данного метода заключается в том, что данная форма проведения мероприятия позволяет не только выразить свою точку зрения и подвергнуть критике ту или иную информацию, но и выработать конечную идею, содержащую вклад и мысли всех, кто в ней участвовал. В дискуссионной панели важен подбор участников. Они должны быть компетентными в соответствующих проекту сферах. Модератор дискуссии формулирует проблему. Все участники размышляют над заданной проблемой и обсуждают ее, не отклоняясь от темы. Для того, чтобы дискуссионная панель прошла успешно, коллектив разбивается на маленькие группы, состоящие не более чем из 8 человек.

При проведении дискуссионной панели группы рассаживаются в аудитории так, чтобы модератор мог наблюдать за порядком и направлять группу в случае возникновения трудностей. Группы должны выбрать в своем коллективе лидера, который будет выражать общее мнение. Лидеру важно прислушаться к мнению других её членов для того, чтобы озвучить четко сформулированную коллективную позицию. Дискуссия лидеров является главной и завершающей частью в дискуссионной панели. Если участники не могут прийти к единому мнению, то они берут перерыв для обсуждения дальнейших действий со своими членами группы. Дискуссию можно считать завершённой только после того, как выработан общий результат, или время, отведенное модератором на обсуждение данного вопроса, закончилось.

Постерный, или стендовый доклад – это одна из востребованных форм представления информации на конференциях, представляющая набор иллюстративных материалов и поясняющего текста. Эта форма доклада позволяет донести до аудитории разноплановые сведения большого объема за короткий промежуток времени. Этимология названия представления информации связана с английским словом *poster*, что означает афиша, объявление, плакат, также существует второе название, связанное с существительным *stend*, которое означает стойку, на которой выставляются предметы для обозрения. Главным отличием постерного доклада от классической конференции является возможность ознакомления с проектами в любое время, даже если докладчик отсутствует. Постерный доклад должен содержать несколько разделов: название исследования, аннотацию, введение, методы и материалы, результаты, заключение, литературный список. Основная задача постерного доклада – кратко, интересно и понятно изложить избыточное количество информации, именно поэтому он должен отражать только основные результаты исследования.

Далее мы рассмотрим новый для российского научного сообщества формат выступления, носящий название Печа-куча, в английском варианте – PechaKucha. **Печа-куча** – это один из способов представления информации, основанный на ограничении во времени и количестве слайдов. Pecha-kucha в переводе с японского означает *болтовню или звуки беседы*. Выступающий представляет презентацию-доклад из 20 слайдов, каждый из которых демонстрируется 20 секунд, после чего автоматически сменяется. Таким образом, продолжительность доклада составляет 6 минут 40 секунд. За 400 секунд спикер сможет представить проект, выделив на слайдах только главную мысль. Основной целью докладчика является интерес аудитории. В среднем количество докладов обычно варьируется от 8 до 12. После каждой презентации делается перерыв до 4 минут на обсуждение. Спикер должен говорить быстро, четко, лаконично и грамотно, для того чтобы не запутать аудиторию в быстром потоке информации.

Не менее интересным представляется формат проведения конференций TED формата. **TED** расшифровывается как *technology, entertainment, design*. TEDx – проект TED, позволяющий людям в различных странах, городах, сообществах или университетах организовать независимые конференции в стиле TED. Конференция TEDx является независимым мероприятием, проводимым по лицензионной программе TED. Выступления на конференции могут проходить на различные темы от науки и бизнеса до глобальных проблем человечества. Конференция проводится 4 дня. В ней участвуют 50 спикеров с выступлениями по 18 минут. Мероприятие в формате TED оформлено в стиле стендапа: спикеры подготавливаются несколько недель к выступлению, тщательно репетируя свою речь и убирая из нее лишнюю информацию. Основная суть такого выступления – донести до аудитории главную мысль проекта, но не загружать их большим объемом сложной информации. Аудитория TED не специализирована на определенный круг тем: она может быть различной. Здесь нет запретов: спикер может шутить, смеяться, показывать различные видео- и фотопрезентации. Единственное ограничение – это время. На каждого спикера отводится ровно

18 минут. Именно этого времени достаточно, чтобы изложить суть своей идеи и при этом удержать внимание зрителей на себе.

Один из новейших типов выступлений носит название **ПИТЧИНГ** или **ПИТЧ**, в переводе с английского *to pitch* означает *выставить на продажу*, – устная или визуальная презентация проекта с целью нахождения заинтересованных в данном проекте людей. Зародившись в среде IT специалистов Кремниевой долины и найдя свое удачное применение в киноиндустрии, питчинг с уверенностью начинает применяться и в других сферах образовательной, научной и социальной жизни. В вузах, в академической и научной сферах данный тип презентаций может быть использован как «Питчинг научно-исследовательского проекта».

Существует несколько видов питчинга:

1. Elevator pitch – самый короткий вид презентации, ее длительность не превышает одной минуты. Основной целью данного вида питча является привлечение аудитории, работодателя или инвестора для того, чтобы получить приглашение на дальнейшее обсуждение проекта. За минуту необходимо успеть кратко сказать о существующей проблеме, о решении, которое вы предлагаете и дальнейших перспективах вашего проекта.

2. Idea pitch: длительность до 3 минут. Данный вид питчинга наиболее часто практикуется в стартап конкурсах; idea pitch включает в себя такие блоки информации как название проекта, проблему, ее решение, краткий обзор бизнес-структуры и контакты.

3. Funding pitch: длительность около 7-10 минут. Funding pitch является более развёрнутой презентацией по сравнению с Idea pitch. Кроме разделов Idea pitch funding pitch должен включать информацию о таких разделах как конкуренты, нынешняя позиция и необходимые инвестиции. В двух последних видах питчинга мы можем говорить о том, что речевое воздействие будет выполнять следующее воздействие на целевую аудиторию: информирование и побуждение – призыв к совершению действий [Стеблецова, 2018, с. 49].

Вышеперечисленные виды представления информации подразумевают под собой очное участие докладчика на сцене и в аудитории, и, как правило, живую коммуникацию, обсуждение проблемы с участниками. Далее мы рассмотрим заочную, онлайн форму коммуникации со слушателями и зрителями.

Стрим от англ. stream – *течь, поток, ручей* – прямая видеотрансляция, другими словами – онлайн урок, лекция, презентация по любому предмету. Стрим может быть проведен с любого электронного аппарата – компьютера, ноутбука или планшета или даже телефона, самые распространенные платформы для стрима – ютуб, twitch, zoom. В процессе проведения занятия в формате стрим преподаватель может презентовать текстовые документы, графики; есть чат, в котором преподаватель-стример общается со зрителями – обучающимися. В образовательных целях используется несколько известных платформ для онлайн обучения в формате стрим. Как известно, использование аудиовизуальных средств массовой коммуникации «способствует формированию медиаумений: а) эмоционально воспринимать информацию, подаваемую с

кино/теле/видео/компьютерного экрана; б) понимать ее; оценивать содержание медиатекста; выделять основные элементы композиции аудиовизуального медиатекста; видеть позицию автора, которая определяется отбором эпизодов, манерой актерской игры, приемами операторского решения» [Иванова, 2013, с. 400]. Многими авторами отмечается, что сеть Интернет представляет собой новую социокультурную сферу [Варнавская, 2019, с. 206; Дегтярева, 2018], в которой будут действовать новые методы и принципы обучения и коммуникации.

Важность применения различных цифровых средств массовой коммуникации в процессе обучения подчеркивается многими исследователями: «Поскольку в последние годы контакты между людьми становятся все более виртуально опосредованными в условиях экспоненциального развития информационного пространства, то и сам процесс медиаобразования органически вписывается в урок иностранного языка. В этом состоит принципиально новый подход к использованию средств массовой коммуникации» [Иванова, 2013, с. 399]. В настоящее время, в связи с временным переходом вузов и школ на дистанционное обучение, данные платформы выполняют функцию образовательных для тысячи обучающихся. Очевидно, что умение работать в данном формате необходимо всем современным преподавателям и научным сотрудникам.

Вывод. Таким образом, быстрые изменения общества, медиа- и интернет технологий приводят к появлению новых форматов презентации научной информации, а старые формы обучения претерпевают изменения. В современных, зачастую форс-мажорных обстоятельствах педагогическое сообщество нуждается в новых образовательных инструментах, способных выполнять функцию онлайн обучающих платформ. Рассмотренные нами новые виды презентации информации, конференций и обучения соответствуют всем современным вызовам и могут быть использованы преподавателями для успешной работы, в том числе и дистанционной.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Варнавская Е. В. Сетевой медицинский дискурс в блогосфере: социолект и специфика онлайн общения / Е. В. Варнавская // Научно-методический электронный журнал «Концепт». – 2019. – № 5 (май). – С. 206–216. – URL: <http://e-koncept.ru/2019/195017.htm>.
2. Дегтярёва Е. С. Анализ вовлеченности студентов второго курса лечебного факультета ВГМУ в научно-исследовательскую деятельность вуза / Е. С. Дегтярёва, Н. С. Яковенко // Молодежный инновационный вестник. – 2018. Т. 7 – № S1. – С. 352–353.
3. Иванова Л. А. Дигитальный экран как эффективный ресурс овладения иностранной культурой, языком и медиа / Л. А. Иванова // Вестник Иркутского государственного технического университета. – 2013. – № 12 (83). – С. 396–402.
4. Стеблецова А. О. Речевое воздействие в медицинском дискурсе / А. О. Стеблецова // Вестник Воронежского государственного университета. – 2018. – № 2. – С. 49–51.
5. Фасмер М. Этимологический словарь русского языка: В 4-х т.: Пер. с нем. = Russisches etymologisches Wörterbuch / Перевод и дополнения О. Н. Трубачёва. – 4-е изд., стереотип. – М.: Астрель – АСТ, 2004. – Т.3. – 830 с.
6. Mataeva L. K., Yakovenko N. S. Lexical innovation in dentistry // Молодежный инновационный вестник. 2016. – Т. 5. – № 1. С. – 683–684.

ВЛИЯНИЕ ТРЕВОЖНОСТИ НА ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ПИЛОТА

Гвозденко Д. В.
Соломянный А. В.
Филоненко Л. А.

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)*

В данной работе рассмотрено такое профессионально важное качество (ПВК) пилотов гражданской авиации (ГА), как высокая стрессоустойчивость, а также такой негативно влияющий на неё фактор, как тревожность человека. Приведены данные, полученные в результате проведённого на базе Ульяновского института гражданской авиации (УИГА) эксперимента. В эксперименте была использована методика, созданная известным специалистом в области психодиагностики Ч. Д. Спилбергом, которая позволяет дифференцированно измерять тревожность и как личностное свойство, и как состояние. Приведен математический анализ результатов исследования ситуативной и личностной тревожности в группе курсантов, а также в группе действующих пилотов.

Ключевые слова: профессионально важные качества, тревожность, стрессоустойчивость, психодиагностика.

Оценить уровень развития личностных качеств человека и дать им оценку в соответствии с требованиями, которые к ним предъявляет конкретная профессия, – это задача профессионального психологического отбора (ППО). То есть ППО даёт возможность допустить к освоению профессии именно тех, кто по своим способностям ей достаточно соответствует, и отсеять всех тех, кто ей не соответствует. Существующий же ныне ППО, по мнению авторов работы [Ариничева, 2016], обладает целым рядом весьма существенных недостатков и требует своего дальнейшего целенаправленного совершенствования для того, чтобы повысить безопасность авиационной деятельности.

Высокая стрессоустойчивость – есть одно из самых ключевых профессионально важных качеств (ПВК) пилота, а в то же время тревожность снижает стрессоустойчивость пилота, поскольку тревога является одним из ярких проявлений стресса. Тревожность несет в себе самый негативный эмоциональный смысл, который связан с самыми различными отрицательными ожиданиями, мыслями, эмоциями. Тревога у пилота возникает до стрессовой ситуации (СС), в состоянии тревожности пилот может весьма быстро и легко придумать некие несуществующие условия, которые лишь усиливают это отрицательное чувство.

Проблема же разграничения неких понятий, таких как «тревога» и «страх», является весьма актуальной в настоящее время, ведь грань их разделяющая будет настолько тонкой, что иногда одно понятие просто перетекает в другое или даже исходит из него. Ряд психологов придерживаются того мнения, что страх – это ответная реакция человека на некую реальную конкретную опасность, а тревожность – это переживание некой воображаемой человеком угрозы.

Высокая стрессоустойчивость у пилота предполагает низкий уровень эмоциональности, а также умение хорошо сдерживать у себя отрицательную реакцию на любой стресс и переносить все стрессовые нагрузки без каких-либо существенных проблем. Низкий же уровень стрессоустойчивости делает пилота весьма уязвимым и приводит к достаточно существенному искажению его психоэмоционального состояния.

Для изучения уровней личностной тревожности (ЛТ) и ситуативной тревожности (СТ), а также для выявления связи уровня такой тревожности с результатами профессиональной работы пилота ГА, нами был проведён эксперимент, в котором приняли участие 27 человек. В том числе 17 курсантов 4-го курса УИГА, имеющих свой общий налет 150 часов, и 12 действующих ныне профессиональных пилотов с налетом более 5 тысячи часов. Возраст курсантов был на момент проведения опроса 20-22 года, возраст же пилотов был 35-50 лет. Все участники – лица мужского пола.

Методикой, которая позволяет нам дифференцированно оценивать тревожность и как личностное свойство (ЛТ), и как состояние (СТ), является методика, разработанная известным специалистом в области психодиагностики Спилбергом Ч. Д. На русском языке его шкала была адаптирована Ю. Л. Ханиным. Именно эта методика и была использована в данном эксперименте по оценке ЛТ и СТ.

Математический анализ (МА) результатов исследования ситуативной и личностной тревожности в обеих обследованных нами группах показан в табл. 1 и 2 соответственно.

Таблица 1 – МА данных исследования СТ и ЛТ в группе курсантов УИГА с помощью теста Спилберга Ч. Д.

Показатель	Ситуативная тревожность	Личностная тревожность
Коэффициент вариации (V)	22,4%	26,45%
Стандартное отклонение (σ)	6,514	8,603
Максимальный результат в выборке	41	51
Минимальный результат в выборке	20	22
Среднее арифметическое значение	29,06	32,53

Таблица 2 – МА данных исследования СТ и ЛТ в группе действующих ныне профессиональных пилотов с помощью теста Спилберга Ч. Д.

Показатель	Ситуативная тревожность	Личностная тревожность
Коэффициент вариации (V)	24,74%	19,31%
Стандартное отклонение (σ)	7,856	6,05
Максимальный результат в выборке	53	46
Минимальный результат в выборке	25	21
Среднее арифметическое значение	31,75	31,33

МА полученных данных проведённого нами эксперимента позволяет вполне уверенно утверждать, что в целом показатели личностной тревожности у курсантов УИГА относительно выше (среднее арифметическое значение личностной тревожности составляет 32,53 балла, если сравнивать его со средним арифметическим значением ситуативной тревожности – 29,06 балла).

Следует также отметить большую вариабельность результатов, то есть более широкий диапазон распределения ответов учащихся по шкале ЛТ – есть как показатели весьма низкого уровня ЛТ (минимальное значение 22 бала), так и весьма высокие значения (51 балл).

Это подтверждается и вычисленным здесь коэффициентом вариации V – для шкалы ЛТ показатель выше и составляет 26,45%, чем для шкалы СТ (22,4%), хоть различия и достаточно невелики. Таким образом, предпринятое нами экспериментальное исследование выявило, что по показателям СТ обследованная нами группа более однородна, чем по показателям ЛТ.

Данный факт можно объяснить тем, что все участники настоящего исследования находятся примерно в равных условиях – переживают сходные по значимости и силе ситуации стрессы, связанные как с лётной, так и с учебной подготовкой, а также и с социальным взаимодействием, и прочими различными случайными факторами.

По результатам исследования ЛТ можно утверждать, что в исследованной нами группе представлены индивиды с разными показателями ЛТ. Однако в настоящем исследовании полностью отсутствуют показатели ЛТ, которые можно было бы назвать неприемлемыми – то есть показатели выше 55 баллов, каковые, согласно мнению авторов методики Спилберга Ч. Д., следует считать проявлениями тревожного расстройства личности пилота.

С помощью подобного анализа мы можем также сделать вывод и об исследовании уровней тревожности у пилотов-профессионалов. Показатели СТ в этой группе незначительно выше (среднее арифметическое значение СТ составляет 31,75 балла, по сравнению со средним арифметическим значением ЛТ – 31,33).

Большую вариабельность данных содержит в себе шкала СТ – есть показатели не только низкого уровня СТ (минимальное значение 25 баллов), но также даже и достаточно высокого (53 балла). Это также подтверждается вычисленным здесь коэффициентом вариации V – так для шкалы СТ этот показатель составляет 24,74%, что существенно выше, чем для шкалы ЛТ, где коэффициент равен 19,31%.

В нашем случае это экспериментальное исследование обнаружило, что группа пилотов более однородна по показателям ЛТ. Несмотря на то, что разница весьма небольшая, мы можем объяснить это тем, что в отличие от курсантов УИГА, пребывающих в одних и тех же жизненных условиях, пилоты-профессионалы существуют в самых разных и переживают самые разные значительные события, что не может не сказаться на общем плане статистики.

Следует также отметить, что данное влияние ЛТ и СТ не ограничивается исключительно перечисленными ранее последствиями. Оно носит существенно более разнообразный характер. Так в работах [Малишевский, 2016; Ариничева, 2016; Малишевский, 2006; Малишевский, 2017] разрабатывается подход к оценке эффективности взаимодействия на базе использования соционических моделей интертипных отношений.

При этом на основе теории нечётких множеств оценивается возможность возникновения того или иного интертипного отношения. Это возникновение не случайно, поскольку возможность и вероятность – вещи принципиально разные.

Вполне понятно, что и СТ, и ЛТ будут либо увеличивать, либо уменьшать возможность проявления тех или иных интертипных отношений, а значит, влиять и на эффективность взаимодействия в экипаже или диспетчерской смене.

Кроме того, вполне очевиден и факт влияния ЛТ и СТ на интеллектуальную деятельность человека, и, в частности, на возможность и характер протекания у него различных конфликтных ситуаций [Ариничева, 2020], что также влияет на эффективность взаимодействия.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Ариничева О. В.* Исследование качества тестовых методик оценки конфликтного поведения для целей совершенствования профессионального психологического отбора авиационного персонала / О. В. Ариничева, А. В. Малишевский // *Качество и жизнь*. – 2020. – № 2. – С. 90-96.
2. *Ариничева О. В.* Недостатки существующего профессионального отбора пилотов и проблема его совершенствования / О. В. Ариничева, А. В. Малишевский // *Транспорт: наука, техника, управление*. – 2016. – № 6. – С. 41-51.
3. *Ариничева О. В.* Экипаж самолёта: ресурсы взаимодействия / О. В. Ариничева, А. В. Малишевский, Е. В. Власов // *Мир транспорта*. – 2016. – № 1 (62). – С. 220-231.
4. *Малишевский А. В.* Вопросы оценки эффективности взаимодействия в экипаже воздушного судна с использованием интертипных отношений Г. А. Шульмана – В. В. Гуленко / А. В. Малишевский // *Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации*. – 2017. – № 1(14). – С. 24-38.
5. *Малишевский А. В.* Психологическая совместимость в трудовом коллективе. Соционический подход / А. В. Малишевский, О. В. Ариничева, И. А. Парфёнов, М. В. Петрова // *Вестник психотерапии*. – 2006. – № 17 (22). – С. 46-53.
6. *Малишевский А. В.* Исследование методов и средств управления и планирования в сфере воздушного транспорта на базе соционических моделей / А. В. Малишевский, О. В. Ариничева // *Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. Сер. Аэромеханика и прочность*. – 2008. – № 125 (1). – С. 186-190.

СОЦИОНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТУДЕНТОВ-ДИСПЕТЧЕРОВ

Кривоборский И. Ю.

Хуморов А. Р.

*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
(г. Санкт-Петербург)*

Рассмотрены результаты определения соционических характеристик студентов Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации, специализации «Использование воздушного пространства» (ИВП). Проведён сравнительный анализ полученных нами результатов с данными, полученными в ходе эксперимента на специальном диспетчерском тренажёре. Приведено сравнение соционических характеристик обследованных студентов с помощью теста «ММ-1» и теста Дэвида Кейрси. Построены соционические портреты и соционические модели обследованной в эксперименте группы. Проведен корреляционный анализ зависимости результатов эксперимента от соционических характеристик. Объём выборки составил 29 человек.

Ключевые слова: профессионально важные качества, психодиагностика, соционика, работоспособность.

В авиационной психологии в настоящее время к «общим способностям, адекватным требованиям летного труда» относят способности личности человека, а именно «положительные свойства интеллекта, такие как сообразительность, логичность и критичность мышления». Из всего этого однозначно вытекает, что высокий уровень развития интеллекта человека всенепременно будет обязан относиться к профессионально важным качествам (ПВК) пилота воздушного судна (ВС), равно как диспетчера по управлению воздушным движением (УВД). Однако же интеллект – это не единственная важная способность, связанная с мышлением.

Любой человек, выполняющий операторскую работу, должен быть не только логичен и сообразителен, но и быть логичен и сообразителен в нужный момент. Поэтому важна и скорость обработки поступающей информации, и присущий данному конкретному человеку тип мыслительной деятельности.

Способ, каковым данный человек получает, обрабатывает и отдаёт вовне информацию, называется типом информационного метаболизма (ТИМ) или же соционическим типом. Но ныне ни разные тесты, созданные для определения соционических характеристик, ни тесты для оценки коэффициента интеллекта (IQ) в России в практике профессионального психологического отбора (ППО) никак не используются. Этот вопрос рассматривался в ряде трудов, например, в [Ариничева, 2016; Малишевский, 2008].

Кроме того, согласно воззрениям соционической науки, ТИМ людей определяет эффективность их взаимодействия, что весьма важно в экипаже ВС или в смене по УВД. Каковой аспект данной проблемы подробно был исследован в работах [Ариничева, 2016], но это полагает и корректное решение проблемы соционического типирования. Проще говоря, нужно правильно определять ТИМ.

В данном случае было использовано два различных теста. Это тест «ММ-1», широко используемый в авиационной соционике, а также опросник, явившийся плодом творчества Д. Кейрси, и который достаточно признан в психологии.

Соционические модели обследованных, рассчитанные по данным этих тестов, показаны в табл. 1 и 2.

Таблица 1 – Соционическая модель обследованных по тесту «ММ-1» (в %)

ИЛЭ	СЭИ	ЭСЭ	ЛИИ	ЭИЭ	ЛСИ	СЛЭ	ИЭИ
6,2	3,7	7,5	6,2	5,3	8,4	9,3	2,6
ЛИЭ	ЭСИ	СЭЭ	ИЛИ	ЛСЭ	ЭИИ	ИЭЭ	СЛИ
9,1	4,7	6,5	3,7	13,4	3,5	4,6	5,4
Здесь типы информационного метаболизма (ТИМ): ЛСЭ – логико-сенсорный экстраверт; ЛСИ – логико-сенсорный интроверт; ЛИЭ – логико-интуитивный экстраверт; ЛИИ – логико-интуитивный интроверт; ЭСЭ – этико-сенсорный экстраверт; ЭСИ – этико-сенсорный интроверт; ЭИЭ – этико-интуитивный экстраверт; ЭИИ – этико-интуитивный интроверт; СЛЭ – сенсорно-логический экстраверт; СЛИ – сенсорно-логический интроверт; ИЛЭ – интуитивно-логический экстраверт; ИЛИ – интуитивно-логический интроверт; СЭЭ – сенсорно-этический экстраверт; СЭИ – сенсорно-этический интроверт; ИЭЭ – интуитивно-этический экстраверт; ИЭИ – интуитивно-этический интроверт.							

Таблица 2 – Соционическая модель обследованных по тесту Кейрси (в %)

ИЛЭ	СЭИ	ЭСЭ	ЛИИ	ЭИЭ	ЛСИ	СЛЭ	ИЭИ
3,9	2,0	11,8	6,7	7,9	9,5	5,0	2,0
ЛИЭ	ЭСИ	СЭЭ	ИЛИ	ЛСЭ	ЭИИ	ИЭЭ	СЛИ
9,9	6,3	3,6	2,4	17,9	4,9	3,4	2,9

По своим соционическим характеристикам обследованная нами группа из 29 студентов специализации ИВП не имеет достоверных отличий от каких-либо аналогичных коллективов. Их соционическая модель практически не имеет отличий от соционической модели диспетчера УВД, по данным, собранным в СПбГУ ГА. Хотя имеются различия между полученными по разным тестам социомоделями, тем не менее, между ними при этом имеет место и сильная, очень высоко значимая корреляция ($r_{\text{корр.}} = 0,8296 > 0,7$; $N_{\text{факт.}} = 3,21 > 2,87 = N_{\text{кр.}}$, т.е. $p \leq 0,001$).

Если при этом сравнить некие отдельные составляющие соционических моделей человека (СМЧ), которые получены с помощью тестов «ММ-1» и Кейрси, то далеко не всегда при этом более значимые корреляции наблюдаются между составляющими с одноименным ТИМ. Это соответствие имеет место в основном для таких ТИМ, как ЛИИ, ЛСИ и ИЭИ. Наиболее частым отличием результатов между двумя данными исследуемыми тестами будет отличие по психологической дихотомии (ПД) рациональность – иррациональность.

Кроме оценки соционических характеристик подопытных нами был проделан ещё и тренажерный эксперимент на тренажере «Эксперт», в каковом участвовало 29 студентов ИВП пятого (выпускного) курса. При этом перед ними ставилась задача, в

ходе выполнения которой им было нужно разрешить возникающие при управлении ВС потенциальные конфликтные ситуации (ПКС). Основная масса студентов весьма успешно справилась с заданием, хотя один из них и допустил опасное сближение. Оценивались такие качества, как правильность использования ими фразеологии радиообмена, взаимодействие со смежными диспетчерскими пунктами УВД, обеспечение эффективного ИВП и особенно достижение безопасности при УВД. Большинство студентов весьма успешно справились с разрешением упомянутых ПКС, лишь пятеро из них получили оценку удовлетворительно.

Все интеркорреляции между измеряемыми в эксперименте параметрами вполне в соответствии с имеющимися у нас теоретическими предположениями получились положительными (см. табл. 3). Однако же не все они при этом оказались значимыми. Наиболее сильное влияние на общую оценку (Y) оказала правильность взаимодействия со смежными диспетчерскими пунктами УВД (X_2) и, в особенности, достижение безопасности полетов при УВД (X_4).

В целом, испытуемые, за исключением пятерых человек, с заданием справились и имели оценки 7-10 баллов, которые соответствуют стандартным вузовским оценкам «хорошо» и «отлично».

Таблица 3 – Интеркорреляции между измеряемыми в нашем эксперименте на тренажёре «Эксперт» параметрами

	X_1	X_2	X_3	X_4	Y
X_1		0,3534	0,5268	0,3925	0,4939
X_2	$p > 0,05$		0,4660	0,3210	0,6088
X_3	$p < 0,01$	$p < 0,05$		0,1410	0,5673
X_4	$p < 0,05$	$p > 0,05$	$p > 0,05$		0,7701
Y	$p < 0,01$	$p < 0,001$	$p < 0,01$	$p < 0,001$	

Более высокие оценки по соблюдению правил фразеологии радиообмена получили лица с преобладанием в их СМЧ (по опроснику Кейрси) таких ТИМ, как ЛСИ, СЭИ и СЛИ. Наиболее хорошее взаимодействие со смежными диспетчерскими пунктами наблюдалось у лиц, у которых в СМЧ преобладала интровертная компонента.

Более эффективное ИВП показали студенты с весомым преобладанием в их СМЧ таких ТИМ, как ИЭИ и ИЛИ. Более высокие оценки по достижению безопасности при УВД получили студенты с относительным преобладанием в их СМЧ такого социотипа как ЭСИ.

Результаты эксперимента оказались не вполне однозначными, некоторые из них противоречат бытующим ныне теоретическим предпосылкам. Однако же, поскольку общие тенденции с этими теоретическими предпосылками в целом весьма совпадают, то представляется целесообразным продолжать дальнейшее исследование в этом направлении с целью снизить негативное влияние человеческого фактора на безопасность воздушного движения, так как данная проблема стоит весьма остро.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. *Ариничева О. В.* Недостатки существующего профессионального отбора пилотов и проблема его совершенствования / О. В. Ариничева, А. В. Малишевский // Транспорт: наука, техника, управление. – 2016. – № 6. – С. 41-51.
2. *Ариничева О. В.* Экипаж самолёта: ресурсы взаимодействия / О. В. Ариничева, А. В. Малишевский, Е. В. Власов // Мир транспорта. – 2016. – № 1 (62). – С. 220-231.
3. *Малишевский А. В.* Исследование методов и средств управления и планирования в сфере воздушного транспорта на базе соционических моделей / А. В. Малишевский, О. В. Ариничева // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. Сер. Аэромеханика и прочность. – 2008. – № 125 (1). – С. 186-190.

УДК 629.7.083

АНАЛИЗ ТЕХНОЛОГИИ ОЦЕНКИ ЭЛЕКТРОННЫХ ОБРАЗОВАТЕЛЬНЫХ РЕСУРСОВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ АВИАЦИОННЫХ СПЕЦИАЛИСТОВ

Кудряков С. А.¹, д-р техн. наук
Остапченко Ю. Б.², канд. техн. наук
Рубцов Е. А.¹, канд. техн. наук

¹*Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации*

²*ОАО «НИЦ СПб ЭТУ»
(г. Санкт-Петербург)*

В настоящее время актуальной является задача подготовки требуемого количества авиационных специалистов, обладающих необходимыми знаниями, умениями и навыками. При использовании тренажеров целесообразно внедрять методы объективного контроля для повышения достоверности и информативности оценки подготовленности специалистов. Целесообразно применять индивидуальные образовательные траектории, при этом необходимо внедрить электронные образовательные ресурсы. Для оценки ресурсов предлагается применять многокритериальную экспертную оценку. Результаты, выставленные по пятибалльной шкале целесообразно отображать в виде графика типа «радар», а также представлять интегральную числовую оценку.

Ключевые слова: безопасность полетов, человеческий фактор, объективный контроль, электронные образовательные ресурсы, экспертная оценка.

Введение

Согласно данным многочисленных исследований одним из основных причин авиационных происшествий и инцидентов является «человеческий фактор» [Борисов, 2019]. Если рассматривать количественные соотношения, то около 80% происшествий происходят из-за ошибок авиационного персонала [Global Aviation Safety Plan, 2019].

Актуальность этой проблемы отмечена в документе «The Global Air Navigation Plan» международной организация гражданской авиации (ИКАО) [Global Air Navigation Plan]. Также этот вопрос является одним из основных в

программе «Развитие транспортной системы» [Государственная программа «Развитие транспортной системы»].

Для обеспечения безопасности полетов (БП) необходимо кардинально снизить степень влияния человеческого фактора, то есть влияния персонала, обеспечивающего полеты воздушных судов (ВС). К этому персоналу относят авиационных специалистов, прежде всего пилотов и диспетчеров, однако сюда следует также включить и работников службы эксплуатации радиотехнического обеспечения полетов и связи (ЭРТОС), чья деятельность по поддержанию требуемого уровня надежности работы оборудования напрямую связана с БП.

Подготовка профессиональных кадров важна для всей мировой гражданской авиации. Согласно прогнозу ИКАО к 2040 году количество самолетов, эксплуатируемых авиакомпаниями, вырастет на 25000. Это приведет к необходимости обучения более 300 тысяч пилотов и почти полумиллиона специалистов по наземному обслуживанию ВС.

Современные автоматизированные системы управления воздушным движением являются эргатическими, то есть включающими присутствие в контуре управления человека-оператора.

Техническая составляющая эргатических систем намного надежнее оператора. Поэтому важной задачей становится анализ и оценка функциональной надежности специалиста (совокупность психофизиологических свойств, определяющих работоспособность управляемой системы в различных условиях функционирования) [Фролов, 1987]. Для экипажей ВС и диспетчеров управления воздушным движением (УВД) вследствие специфики их работы (необходимость принимать решение в крайне ограниченном интервале времени) функциональная надежность – есть психофизиологические свойства человека, определяющие способность решить комплексную задачу по управлению воздушным судном (для пилотов) или управлению воздушным движением (для диспетчеров) с необходимым резервом внимания и запасом возможностей оператора для выявления возможных конфликтов и их успешного предотвращения. Эти навыки формируются при обучении, при этом большое значение имеет подготовка на соответствующих тренажерах [Вельмисов, 2018].

Исследования последних лет показали, что не все обучаемые могут в полной мере освоить программу, а также присутствует значительная дифференциация по скорости и глубине освоения материала. Этот факт ставит задачу разработки технологии оценки образовательных ресурсов, применяемых для подготовки авиационных специалистов и работников службы ЭРТОС.

Анализ деятельности авиационного специалиста

Для эксплуатируемых в настоящее время систем, относящихся к полиэргатическому типу, можно предложить следующие показатели функциональной надежности:

- 1) качество выполняемых оператором задач и подзадач;
- 2) выходные характеристики управляющих воздействий;
- 3) состояние выполняющего задачи оператора;

4) субъективные оценки инструктора по результатам тренажерной подготовки.

Первые показатели (качество выполняемых оператором задач и подзадач) показывают, как ведет себя объект управления при учете принимаемых специалистом решений, и характеризуют конечный результат его деятельности. Вторые характеризует рациональность действий специалиста. Третьи характеризуют психофизиологическое состояние специалиста. Четвертые показатели часто применяются при тренажерной подготовке.

Для оценки качества выполняемых оператором задач и подзадач в настоящее время принято применять терминальные критерии. С помощью этих критериев можно отследить то, как соблюдаются параметры при выполнении элементарных операций в заданные моменты времени. Как указано в [Вельмисов, 2010], соответствие фактического значения i -го параметра номинальному целесообразно рассчитать как:

$$R_i = \frac{1}{m} \sum \frac{|x_{Эij} - x_{Тij}|}{\sigma_{ij}}, \quad (1)$$

где $x_{Эij}$ – номинальное значение i -го параметра в j -й момент времени, $i = 1(1)n, j = 1(1)m$;

$x_{Тij}$ – фактическое значение i -го параметра в j -й момент времени, определяемое принятым оператором решением;

$\sigma_{Тij}$ – допустимое отклонение i -го параметра в j -й момент времени (исходя из требований по безопасности полетов).

Следует отметить, что несмотря на широкое применение терминальные критерии обладают недостатками. Главный из них заключается в дискретной форме выполняемого контроля. Выходом может служить применение частотно-временных критериев, в ряде случаев удобно применять и интервальные критерии. Так, для непрерывного анализа качества выполняемых оператором задач и подзадач можно применять: среднее значение $\Delta x_{ср.м}$ модуля отклонения параметра x_T (индекс i опустим) от номинальной величины x_0 и его среднеквадратическое отклонение σ_x . Сами критерии можно считать результатом действия оператора (согласно принятому решению), а также результатом отказа от действия на определенном интервале времени:

$$\Delta x_{ср.м} = \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} |\Delta x| dt, \quad (2)$$

$$\sigma_x = \sqrt{\frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} \Delta x^2 dt}, \quad (3)$$

где $\Delta x = x_T - x_0$;

$t_2 - t_1$ – анализируемый интервал времени.

На практике работу авиационного специалиста сложно, а порой и невозможно формализовать. Для решения этой задачи прибегают к некоторому упрощению и определяют типовые задачи, которые выполняют операторы конкретной системы. При этом выбранные типовые задачи можно в свою очередь разбить на подзадачи и, таким образом, практически неограниченно декомпозировать, с целью добиться компромисса между точностью формируемой модели и сложностью в ее реализации. При этом во главу угла ставится задача по оценке влияния деятельности оператора на безопасность полетов.

Также следует учесть, что деятельность авиационного специалиста сопряжена с высоким уровнем нервно-эмоциональной напряжённости. Уровень нервно-эмоциональной напряжённости в целом зависит от квалификации персонала и его тренированности, а также в немалой степени и от функциональной надежности.

Для учета нервно-эмоциональной напряжённости можно использовать такие показатели, как различные виды пульса (по датчикам на пальцах, запястье, у сердца и т.д.), частота дыхания, объем вдыхаемого воздуха, кожно-гальваническая реакция и другие.

Методика освоения знаний специалистом

Для анализа степени освоения знаний авиационным специалистом нам потребуется построить модель данного процесса. Эта модель позволяет определить уровень знаний специалиста $Z(t)$ в зависимости от выделенного (или потраченного) учебного времени t :

$$Z(t) = [Z_0 + (Z_1 - Z_0)(1 - e^{-\gamma t})]e^{-\eta t}, \quad (4)$$

где Z_0 – первоначальный уровень знаний специалиста;

Z_1 – уровень знаний специалиста после обучения в течение времени t ;

γ, η – интенсивность получения специалистом знаний;

γ, η – интенсивность забывания специалистом знаний в течение времени t .

Для упрощения величины γ и η можно задать. Однако более достоверные результаты будут получены при эмпирическом определении величин. Для этого необходимо определить начальный и конечный объем образовательных модулей, изучаемых авиационным специалистом.

При освоении информации происходит формирование логических связей, объединяющих между собой новые и уже сформированные знания. Сформированные знания отличаются различной степенью закрепленности, которая определяет скорость их забывания. Для повышения степени закрепленности в настоящее время рекомендуется применять многокомпонентную модель обучения [Майер, 2014].

Объем образовательного модуля можно менять не только в зависимости от предметной области обучения, но и в зависимости от способностей конкретного специалиста для обеспечения индивидуальной скорости подачи новой информации. Необходимость такого подхода продиктована тем, что

среди учебных групп наблюдается большая дисперсия показателей. Например, в [Свиридов, 1974] средняя скорость забывания обучающихся в группе составила $\eta = 25 \cdot 10^{-6}$ 1/час, при этом разброс достиг $1 \cdot 10^{-6} \dots 75 \cdot 10^{-6}$ 1/час. То есть в одной учебной группе разница в скорости усвоения материала (с учетом забывания) превысила значение в 70 раз.

Приведенный пример показывает, что даже одну группу обучающихся, прошедших единый входной контроль, обучать с одинаковой скоростью нельзя. Для устранения этого противоречия необходимо внедрять для каждого обучающегося индивидуальную образовательную траекторию, которая включает [Шаповалов, 2018]:

- 1) индивидуальные учебные планы и образовательные программы, предполагающие разное количество учебных часов и разную глубину проверки материала;

- 2) специализированные и индивидуальные педагогические технологии, учитывающие скорость освоения материала каждым обучающимся;

- 3) организационные особенности, обеспечивающие наиболее комфортные для обучающегося условия усвоения материала и тренировки навыков.

Указанные признаки индивидуальных образовательных траекторий показывают, что внедрение подобной технологии на практике встретит большие трудности. Особенно сильно это скажется при подготовке специалистов, чьи задачи включают комплексные виды деятельности, сопряженные с риском гибели людей. Для решения задачи необходимо сформировать цели для каждого учебного модуля, а также гибкую систему оценки результатов. Поскольку в настоящее время наблюдается кадровый голод среди профессорско-преподавательского состава, реализация предлагаемого подхода возможна только при использовании электронных образовательных ресурсов (ЭОР), которые принято рассматривать как «электронные образовательные и информационные ресурсы».

Технология оценки ЭОР для обучения авиационных специалистов

Для подготовки авиационных специалистов (прежде всего пилотов и диспетчеров УВД) применяются различные тренажеры. Комплексные тренажеры для наземных служб (например, службы ЭРТОС) находятся на стадии разработки.

При оценке качества ЭОР необходимо учитывать потребности обучающегося, включая его техническую оснащенность, а также то, что значительное число характеристик ЭОР являются качественными (субъективными).

Рассмотрим основные свойства ЭОР, влияющие на качество обучения авиационных специалистов [Хахаев, 2017; Шаповалов, 2018]:

1. Адаптивность. Определяет возможность запуска ЭОР на различных технических устройствах и на различных программных платформах.

2. Взаимодействие с обучаемым. Это свойство характеризует возможность выбора и тонкой настройки средств сопровождения электронного

ресурса, а также возможность оказания помощи для обучаемого в режимах оффлайн и онлайн. Для оценки этого свойства необходимо учитывать: дизайн системы в целом и ее отдельных модулей, скорость взаимодействия с пользователем (включая как скорость обработки запросов, так и скорость обучения работе с данной системой), возможность мониторинга результатов и построения кривой прогресса, а также эргономику интерфейса каждого применяемого инструмента. Уровень и стиль работы обучаемого с системой и отдельными модулями существенно влияют на получаемый опыт.

3. Содержательность (контент). Свойство показывает степень полезности всей системы и отдельных ее модулей при решении задач обучаемого. Помимо количества и презентабельности контента важным фактором является его качество, в том числе достоверность предоставляемой информации. Эта особенность диктует необходимость поддержки ЭОР в целях актуализации контента.

4. Управление. Свойство определяет наличие, а также возможность гибкой настройки управления доступом и ролями обучаемых, а также позволяет оценить показатели устойчивости и общей работоспособности ЭОР в различных режимах работы. При этом возможно выявление недокументированных возможностей и ограничений, которые могут существенным образом повлиять на получаемый при использовании системы опыт.

5. Расширяемость. Свойство характеризует наличие возможности наращивания функций всей системой и ее отдельными модулями. ЭОР могут быть как нерасширяемыми, так и перестраиваемыми под конкретную организацию или даже отдельного пользователя.

6. Ценовая политика. Подразумевает вид ресурса (платный/бесплатный) и способ оплаты.

Указанные свойства необходимо подвергнуть оценке, исходя из предпочтений обучаемого. Для этого целесообразно применить пятибалльную шкалу оценок: от 1 – низшей оценки свойства, до 5 – наивысшей оценки свойства. При этом для каждого свойства можно установить следующие диапазоны оценок [Хахаев, 2017; Шаповалов, 2018]:

1) Для адаптивности: 1 – предлагаемый ЭОР может быть запущен только на определенном цифровом устройстве, 5 – система может воспроизводиться по желанию пользователя на любых цифровых устройствах и платформах, стационарных и мобильных.

2) Для свойства «взаимодействие с обучаемым»: оценка 1 выставляется, если внешний вид всей системы нельзя изменить, оценка 5 выставляется, если ЭОР позволяет менять как систему целиком, так и отдельные модули под каждого пользователя.

3) Для содержательности ресурса: оценка 1 выставляется, если концепция обучающей системы предполагает наполнение ее контентом силами самого пользователя, оценка 5 выставляется, если ЭОР с момента поставки пользователю уже наполнена контентом, причем проведена проверка на актуальность и достоверность информации.

4) Для свойства «управление»: 1 – обучаемый не может управлять режимами ЭОР, 5 – обучаемый может управлять всеми режимами ЭОР.

5) Для расширяемости: оценка 1 выставляется, если обучающая система не позволяет производить наращивание отдельных модулей или их составных блоков, оценка 5 выставляется, если имеется возможность наращивать целые модули системы, а также добавлять в отдельные модули дополнительные блоки информации и функции.

6) Для свойства «ценовая политика»: оценка 1 выставляется, если система предусматривает оплату при поставке, ежемесячную (или ежегодную) оплату за поддержку, а все дополнительные функции, блоки и модули являются платными, оценка 5 выставляется в случае, если ЭОР предоставляется на безвозмездной основе.

Для того чтобы провести комплексную оценку ЭОР, целесообразно использовать метод экспертного опроса. Каждое свойство ЭОР оценивается отдельно каждым экспертом, затем выставляется средняя оценка. Для обеспечения достоверности выставляемых оценок необходимо, чтобы эксперты представляли профессиональное сообщество [Зарубин, 2016].

Для устранения возможных выбросов в статистике оценок определяется дисперсия оценки каждого эксперта по критерию Фишера. Методика согласования оценки по критерию дисперсии приведена в [Пустыльник, 1968]. Согласованность экспертов обеспечивается при выставлении минимально различающихся оценок, при этом наилучшее согласование обеспечивается либо при отсутствии различий в оценках, либо при различии не более чем в один балл [Шаповалов, 2018].

Помимо оценки свойств важно выбрать вид отображения для адекватного анализа результатов. Так, описанный в [Солсо, 2006] когнитивный подход и симультантный режим анализа [Parondjanov, 1994] предполагают отображение результатов в виде двумерных диаграмм типа «радар» (примеры подобных графиков для двух обучающих систем приведены на рис. 1).

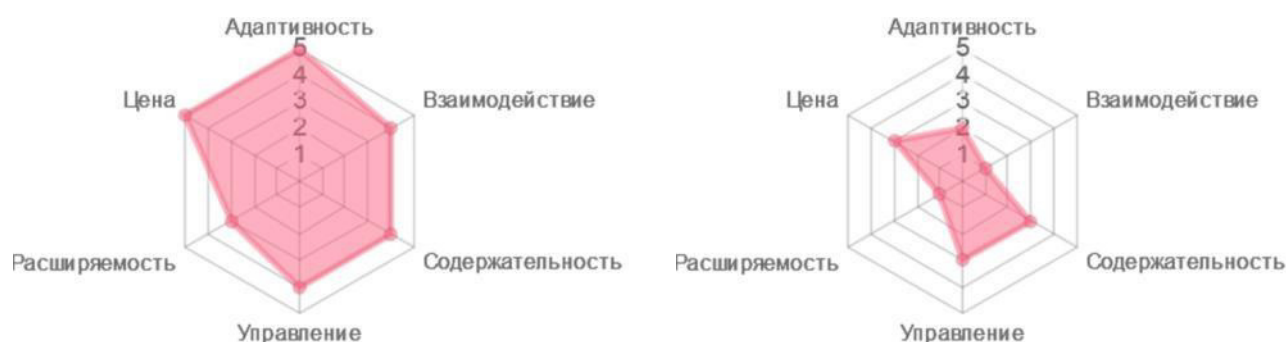


Рисунок 1 – Пример графиков оценки двух обучающих систем

Для удобства сравнения двух обучающих систем, можно применять интегральную числовую оценку. Интегральная оценка находится как длина вектора, нормированная по числу оцениваемых свойств электронного образовательного ресурса [Шаповалов, 2018]:

$$L = \frac{\sqrt{\sum_{i=1}^{i=N-2} x_i}}{N}, \quad (5)$$

где x_i – оценка свойства ЭОР, выставленная i -м экспертом;
 N – количество оцениваемых свойств.

Заключение

Согласно статистике, ошибки авиационных специалистов являются причиной большинства авиационных происшествий и инцидентов. Причинами ошибок, как правило, являются недостаточный уровень знаний, умений и навыков, сформированный в процессе обучения. Таким образом, одной из важнейших задач при обеспечении безопасности полетов является разработка комплекса мер по совершенствованию программы подготовки авиационных специалистов, а также работников службы ЭРТОС.

Ведущую роль при этом приобретают достоверные и адекватные методы оценки деятельности специалистов. Стоит сказать, что применяемые в настоящее время методы не вполне подходят для работников авиационных предприятий по причине особенностей, связанных с выполняемыми обязанностями. Для повышения достоверности оценки целесообразно внедрить методы объективного контроля, применяемые при работе на тренажерах.

При обучении специалистов целесообразно применять индивидуальные образовательные траектории. Сделать это можно только путем внедрения ЭОР. Проблема заключается в том, что пользователь далеко не всегда может объективно оценить качество обучающей системы. Для решения этой проблемы предлагается ряд методик оценки ЭОР по ряду показателей (свойств): «адаптивность», «взаимодействие», «содержательность», «управление», «расширяемость» и «цена». Для анализа результатов комплексной оценки обучающей системы целесообразно применять двумерные диаграммы типа «радар», а также рассчитывать интегральную числовую оценку.

БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ СПИСОК

1. Борисов В. Е. Анализ влияния профессиональных качеств персонала ОВД на безопасность воздушного движения / В. Е. Борисов, В. В. Борисова, С. М. Степанов, А. И. Степнова // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2019. – Т. 22. – № 1. – С. 8-17.
2. Вельмисов И. А. Показатели профессиональной деятельности авиационных специалистов / И. А. Вельмисов, С. А. Кудряков, Ю. Б. Остапченко, Е. Н. Шаповалов, Е. А. Рубцов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2018. – № 2 (19). – С. 26-37.
3. Вельмисов И. А. Разработка показателей для оценки деятельности диспетчеров управления воздушным движением на основе данных объективного контроля / И. А. Вельмисов // Научный вестник МГТУ ГА. – 2010. – №159. – С. 5–9.
4. Государственная программа «Развитие транспортной системы» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://government.ru/rugovclassifier/841/events> (дата обращения: 23.03.2020).

5. Зарубин В. С. Возможность сравнительной оценки электронных образовательных ресурсов / В. С. Зарубин, И. А. Хахаев, Е. Н. Шаповалов // Одиннадцатая конференция «Свободное программное обеспечение в высшей школе»: Материалы конференции. – Переславль, 30–31 января 2016 года. – М.: Альт Линукс, 2016. – С. 23-25.
6. Майер Р. В. Кибернетическая педагогика: имитационное моделирование процесса обучения: монография / Р. В. Майер. – Глазов: Глазов, гос. пед. ин-т, 2014. – 141 с.
7. Пустыльник Е. И. Статистические методы анализа и обработки наблюдений / Е. И. Пустыльник. – М.: Наука, 1968. – 288 с.
8. Свиридов А. П. Введение в статистическую теорию обучения и контроля знаний. Часть II. Элементы статистической динамики знаний / А. П. Свиридов – М.: МЭИ, 1974. – 152 с.
9. Солсо Р. Л. Когнитивная психология / Р. Л. Солсо. – М.: Тривола, 2006. – 589 с.
10. Фролов М. В. Контроль функционального состояния человека-оператора. Монография / М. В. Фролов. – М.: Наука, 1987. – 196 с.
11. Хахаев И. А. Сравнительная оценка электронных образовательных ресурсов / И. А. Хахаев, Е. Н. Шаповалов, А. И. Вайнтрауб, К. Г. Зиновьев // Известия СПбГЭТУ ЛЭТИ. – 2017. – № 1. – С. 12-16.
12. Шаповалов Е. Н. Методика оценки электронных образовательных ресурсов / Е. Н. Шаповалов, И. А. Хахаев, С. А. Кудряков, Е. А. Рубцов // Вестник Санкт-Петербургского государственного университета гражданской авиации. – 2018. – № 1 (18). – С. 30-41.
13. Global Air Navigation Plan, 6 edition [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www4.icao.int/ganpportal> (дата обращения: 23.03.2020).
14. Global Aviation Safety Plan 2020-2022. Doc. 10004. ICAO, 2019. – 144 p.
15. Parondjanov V. D. Intensification of the Students' Intellect and the Theory of Intensive Distance Education // Distance Learning and New Technologies in Education: Proc. Of the First International Conference on Distance Education in Russia. – М.: Association for International Education, 1994. – Pp. 415-416.

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

А

Абдужабаров Н. А.	279
Адамов Д. С.	120
Аникин П. В.	125
Анюточкина А. С.	59
Арефьев Р. О.	129
Арефьева Н. Г.	129
Артюх А. С.	167

Б

Баасанболд Б.	12
Бабошко Л. Н.	198
Батзоригт Э.	12
Бекишев С. А.	7
Бестугин А. Р.	133
Боймонов И. Ж.	221

В

Варнавальская Е. В.	290
Васильев М. А.	138
Володягин А. В.	143, 148
Вольф И. Э.	42

Г

Гавришев П. В.	224
Гаврюшин Р. С.	285
Галсандорж А.	12
Гвозденко Д. В.	295
Григорьева Е. С.	179

Д

Даниленко Н. В.	23
Диль В. Ф.	95
Димитрова Е. Г.	290
Дьяченко М. В.	59

Е

Ермаков А. К.	143
Ерохин В. В.	174

Ж

Жертиев Д. Н.	54
---------------	----

З

Зиненков Ю. В.	232
Зотин Н. А.	239
Зуб В. П.	109
Зубарев Д. В.	224

К

Кабак Д. И.	109
Караваев Ю. А.	15
Караченцев В. А.	138
Киричев А. Г.	23
Кириенко И. В.	266
Книжниченко Н. В.	242
Князь В. А.	251
Котлов Ю. В.	103
Кривоборский И. Ю.	299
Крылов А. А.	34
Кудряков С. А.	242, 302
Кузнецов С. Н.	23
Кусков И. Э.	42

Л

Леденева И. В.	34, 39
Лесков В. В.	39
Логвин А. И.	153, 158
Лутин Э. А.	158
Лутина Л. Э.	153

М

Малагин А. М.	167
Мартынкевич Д. С.	109
Марченко И. П.	192
Марюхненко В. С.	174
Межетов М. А.	179
Миролубов А. М.	186
Монаков А. А.	186
Мостовой В. М.	206
Мошканцев П. В.	251

Н

Негрескул Г. Г.	133
Никитич П. Т.	179

О

Опарин А. И.	206
Остапченко Ю. Б.	302
Павлов П. В.	42

П

Платонов Д. С.	215
Поваренкин Н. В.	143, 148, 167
Поддубный С. С.	148
Попов В. М.	113
Прейс А. А.	47
Прокопенков Д. О.	192
Пчельников А. В.	91

Р

Рогов Н. В.	54
Рубцов Е. А.	59, 198, 206, 215, 242, 266, 273, 302

С

Сажин А. Н.	64
Сажин Н. А.	64
Сайдумаров И. М.	221, 228
Сайтов К. Г.	279
Саранина Е. В.	73
Сафарбаков А. М.	73
Селиванова В. В.	120
Семенов П. А.	133

Сизых В. Н.	95
Скоробогатов С. В.	79
Соломянный А. В.	295
Стукалов С. Б.	285

Т

Тюников П. Г.	273
--------------------	-----

Ф

Федотов М. М.	47
Филоненко В. В.	224
Филоненко Л. А.	295

Х

Ходацкий С. А.	84
Хрянин В. Н.	91
Хуморов А. Р.	299

Ш

Шамсиев З. З.	228
Шукурова С. М.	228

Я

Яковенко Н. С.	290
Яманов Д. Н.	125

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

СБОРНИК ТРУДОВ

IX Международной научно-практической конференции

15-22 октября 2020 г.

Подписано в печать 25.11.2020 г.

Печать трафаретная
19,6 печ. л.

Формат 60x84/16
Заказ № 777

19,2 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, 2020