

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ
ФЕДЕРАЛЬНОГО ГОСУДАРСТВЕННОГО БЮДЖЕТНОГО
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОГО УЧРЕЖДЕНИЯ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»
(МГТУ ГА)

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И МЕТОДОВ
ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ – 2016

СБОРНИК ТРУДОВ
IX Всероссийской научно-практической конференции
студентов и аспирантов
6–8 декабря 2016 г.

Том II

Иркутск – 2016

ББК 052-01
УДК 629.7
А-43

Редакционная коллегия

Ответственный редактор	Скрыпник Олег Николаевич, зам. директора Иркутского филиала МГТУ ГА по УНР, д.т.н., профессор.
Члены редколлегии –	Лежанкин Борис Валентинович, заведующий кафедрой АРЭО, к.т.н., доцент; Попов Владимир Михайлович, заведующий кафедрой АЭС и ПНК, к.т.н., доцент; Ходацкий Сергей Альбертович, заведующий кафедрой ЛА и Д, к.т.н., доцент; Мейер Оксана Сергеевна, председатель цикловой комиссии СТ; Скулина Мария Игоревна, начальник О РИ и НР; Хапилина Лариса Николаевна, редактор; Антонова Ксения Владимировна, специалист по УМР О РИ и НР.

Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2016. Сборник трудов IX Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов (6–8 декабря 2016 г): в 2-х т. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2016. – Т. II – 230 с.

В сборнике представлены доклады IX Всероссийской научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2016», заявленные в рамках работы секций «Летательные аппараты, авиационные двигатели и методы их эксплуатации», «Сервис и безопасность на воздушном транспорте».

Сборник предназначен для студентов и аспирантов авиационных специальностей, а также для широкого круга лиц, интересующихся современными проблемами гражданской авиации.

Сборник издается в авторской редакции.

СОДЕРЖАНИЕ

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

Карлин А. П., Федюков В. В., Максutow М-М. М., Ходацкий С. А. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА ПО ИССЛЕДОВАНИЮ МЕЖВАЛЬНЫХ ПОДШИПНИКОВ ГТД.....	7
Карлин А. П., Федюков В. В., Ходацкий С. А. ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ОБОЙМЫ МЕЖВАЛЬНОГО ПОДШИПНИКА АВИАЦИОННОГО ГТД.....	12
Доенин В. М., Настоящий К. Г., Барсуков А. Г. ДИАГРАММА ИСИКАВЫ КАК ИНСТРУМЕНТ АНАЛИЗА «ЗАЗОРОВ» В МОДЕЛИ SHEL.....	20
Усов К. А., Кузнецов С. Н. РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННОГО МОДУЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ.....	26
Мантахаев А. М., Караваев Ю. А. АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ МЕЖВАЛЬНОГО ПОДШИПНИКА ГТД.....	32
Батов И. А., Зиненков Ю. В. ОПТИМИЗАЦИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА.....	41
Куликов А. С., Луценко А. С., Головнева Т. И., Леденева И. В. ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГОРЮЧЕ-СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ НА АЭРОДРОМАХ В МИРНОЕ ВРЕМЯ.....	49
Степаненко С. С., Кузнецов С. Н. РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННОГО МОДУЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ, ИСПОЛЬЗОВАНИЯ И ОТХОДА НА ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И В РЕМОНТ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ.....	54

Аветисян Д. К., Тихонова А. А. ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АВИАЦИИ В САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ.....	60
Волгина К. М., Минеева К. И., Немчинов О. А. ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С АЛЬТЕРНАТИВНЫМИ ТИПАМИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА ПАССАЖИРСКИХ АВИАРЕЙСАХ.....	67
Салахов Р. Р., Хисматуллин Р. М., Гуреев В. М. ОБЗОР МОДИФИКАЦИЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ПОРШНЕВЫХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ, МОДЕЛИРОВАНИЕ В ПРОГРАММНОЙ СРЕДЕ LMS AMESIM.....	73
Куклин И. А., Вайчас А. А. ПЕРСОНАЛЬНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ.....	79
Бекишев А. С., Майрович Ю. И. КОНСТРУКЦИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ИМПУЛЬСНОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	88
Колгатин В. В., Сафарбаков А. М. ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	93
Ерёменко Р. П., Загороднев М. М., Трофимов Л. М. ЖАРОПРОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ГАЗОВЫХ ТУРБИН.....	99
Илюшин А. К., Петров А. В., Головнева Т. И. ОПЕРАТИВНЫЕ МЕТОДЫ ОЧИСТКИ ТОПЛИВА В СЛОЖНЫХ ПОЛЕВЫХ УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ.....	104
Легенький Д. А., Крылов А. А. РЕНТГЕНОСКОПИЧЕСКИЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ.....	111
Степанов С. А., Хоришко Р. А., Чоккой В. З. ИНФОРМАЦИОННО-ТРЕНАЖНЫЙ МОДУЛЬ SLOGGER ДЛЯ ОБУЧЕНИЯ ВОПРОСАМ ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЕТОВ BOEING B-737.....	115

Анкудинов А. Ю., Лодыгин А. А. ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИИ ПЛОСКОСТИ ВХОДА В ВОЗДУХОЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО С ЦЕЛЬЮ УМЕНЬШЕНИЯ ВИХРЕОБРАЗОВАНИЯ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ.....	121
Кочнев М. А., Диденко К. В., Караваев Ю. А. ЭЛЕКТРОННЫЙ ТРЕНАЖЕР БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЕТА АН-148.....	131
Ерзиков А. М., Такмовцев В. В., Филиппов А. А. ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ ЛАБИРИНТНЫХ УПЛОТНЕНИЙ ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД.....	141
Луценко А. С., Куликов А. С., Леденева И. В., Головнева Т. И. РАЗРАБОТКА НОВОГО ПЕРСПЕКТИВНОГО ДЕАКТИВАТОРА МЕТАЛЛОВ ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ТОПЛИВ.....	146
Ноговицын А. Т., Гаврильев А. С., Бурнашев В. Е. УСТРОЙСТВО ДЛЯ НАГРЕВАНИЯ ТОПЛИВА «ТЕПЛООБМЕННИК»	151
Васильев С. П., Чемпосов А. А., Бурнашев В. Е. ЭКРАНОПЛАНЫ ЯКУТИИ.....	154
Яковлева Т. Д., Павлинский Г. В. ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРА ЧАСТИЦ ИЗНОСА НА ИНТЕНСИВНОСТЬ РЕНТГЕНОВСКОЙ ФЛУОРЕСЦЕНЦИИ ПРИ ДИАГНОСТИКЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ.....	161
Евгеньев С. С., Джораев С. Б., Лиманский А. С. КОНВЕРТИРОВАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД, РАБОТАЮЩИЕ В КОМБИНАЦИИ С ЦИКЛОПЕНТАНОВОЙ УТИЛИЗАЦИОННОЙ ТУРБОУСТАНОВКОЙ.....	166

**СЕКЦИЯ «СЕРВИС И БЕЗОПАСНОСТЬ
НА ВОЗДУШНОМ ТРАНСПОРТЕ»**

Руденко Т. В., Мейер О. С. ИННОВАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ОХРАНЕ ТЕРРИТОРИИ АЭРОПОРТА.....	172
Мартиросова К. И., Морозова А. А., Карапетян Т. С. ВЛИЯНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА.....	180
Косачёва С. С., Максимова И. А. СМАРТФОНЫ В АВАНГАРДЕ ТЕХНОЛОГИЙ ОБСЛУЖИВАНИЯ АВИАПАССАЖИРОВ.....	189
Василькова В. А., Бурлуцкая С. А. БЕЗОПАСНОСТЬ АЭРОПОРТА – ЗАЛОГ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА.	196
Мацук Е. В., Канукова С. Б. СОВРЕМЕННЫЙ ПОДХОД К ОБСЛУЖИВАНИЮ НЕКОТОРЫХ КАТЕГОРИЙ ПАССАЖИРОВ – 2016.....	204
Багдужева А. Р., Золотарёва А. И. АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ ЗА 2016 ГОД.....	208
Шаталин В. И., Чигвинцев А. А. РОЛЬ И МЕСТО «ИКАО» В ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ.....	218

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

Председатель – к.т.н., доцент Ходацкий Сергей Альбертович
Секретарь – к.т.н., доцент Сафарбаков Андрей Мирсасимович

УДК 629.7.03

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА ПО ИССЛЕДОВАНИЮ
МЕЖВАЛЬНЫХ ПОДШИПНИКОВ ГТД

Карлин А. П., Федюков В. В., Максотов М-М. М.

Ходацкий С. А.
(научный руководитель)
Sergeixodatski@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассмотрен вопрос проведения экспериментальных исследований межвальных подшипников ГТД на базе экспериментальной установки. Дано обоснование основных элементов установки, показан объект исследования в сборе.

Ключевые слова: межвальный подшипник, система смазки, вибрация, температурный нагрев, экспериментальная установка, вал.

Опыт эксплуатации авиационных двигателей показал, что одной из причин их досрочного съема являются отказы межвального подшипника. Основной причиной нарушения работоспособности межвального подшипника является его повышенный нагрев при недостаточной прокачке масла.

Вследствие сложности теоретического расчета работоспособности данных подшипников представляется целесообразным проведение экспериментальных исследований.

Для проведения экспериментальных исследований подшипников была разработана экспериментальная установка. Схема экспериментальной установки приведена на рис. 1.



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

В данной статье рассмотрено создание объекта исследования. Данный объект исследования включает межвальный подшипник двигателя Д-30КП.

Он состоит из наружной и внутренней обойм, сепаратора и роликов. Количество роликов определяется нагрузочной способностью подшипника и может быть различным. При разработки данного объекта исследования число тел качения равно 28.

Схема основного узла экспериментальной установки приведена на рис. 2.



Рисунок 2 – Межвальный подшипник

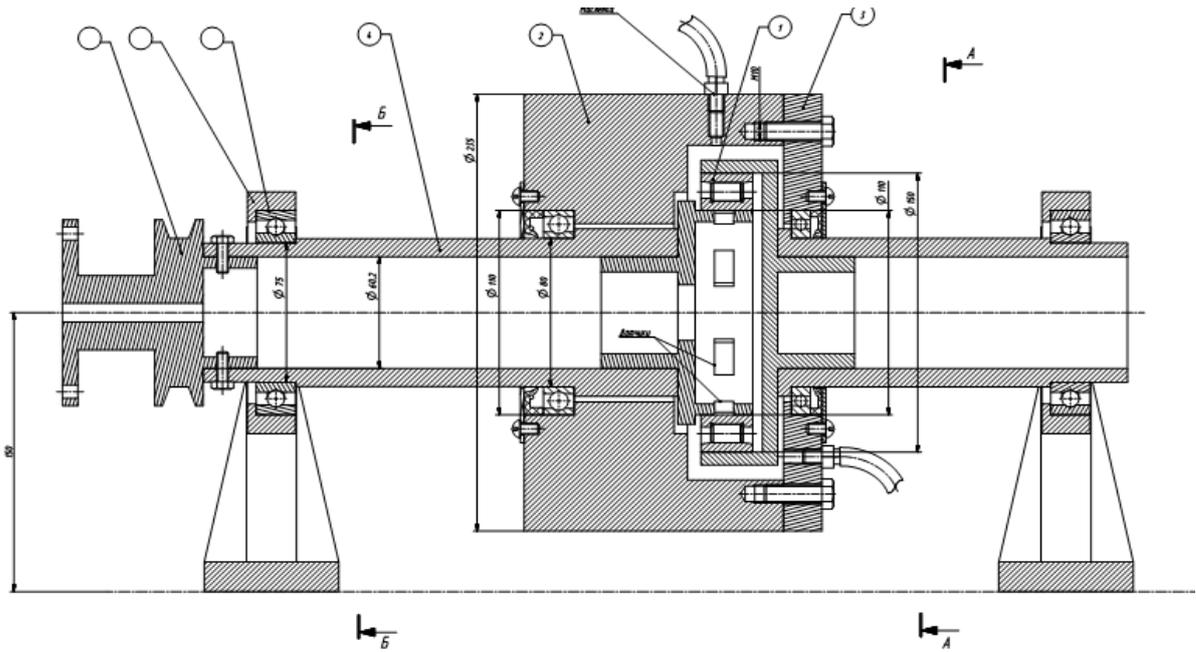


Рисунок 3 – Объект исследования

Исследуемый подшипник прессуется, внутренней обоймой на ведомый вал.



Рисунок 4 – Ведомый вал

Наружной обоймой подшипник впрессовывается в ведущий вал.



Рисунок 5 – Ведущий вал



Рисунок 6 – Ведущий вал и ведомый вал

Валы посредством подшипника соединяются в корпусе с крышкой.



Рисунок 7 – Корпус с крышкой

На валы дополнительно впрессованы опорные подшипники с сальниками которые в свою очередь впрессованы в торцы корпуса, и служат для поддержки валов.



Рисунок 8 – Поддерживающий подшипник и сальник

Размещение подшипника в корпусе показано на рис. 9.



Рисунок 9 – Подшипник в корпусе

На ведущем валу установлен шкив, который по средству ременной передачи приводится в движение от коллекторного двигателя с регулятором оборотов. Двигатель находится под экспериментальной установкой, на площадке с регулировкой натяжения ремня (рис. 10)



Рисунок 10 – Двигатель с регулятором оборотов

В ведомом валу имеются прорези для установки в них четырёх термопреобразователей, которые крепятся на внутренней обойме исследуемого подшипника.



Рисунок 11 – Крепление датчиков температуры

Таким образом, данная экспериментальная установка с объектом исследования позволяет провести экспериментальные исследования температурного состояния наружной и внутренней обойм подшипника при различных условиях нагружения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гачегов Н. А. Расчеты теплового состояния подшипников качения с различными системами смазки / Н. А. Гачегов, А. К. Маркин. – М.: Машиностроение, 2000. – 165 с.
2. Кикоть Н. В. Разработка метода анализа теплового состояния межроторных подшипников газотурбинных двигателей. Автореферат диссертации. – М., 2010. – 18с.
3. Электродвигатели стиральных машин [электронный ресурс] URL: http://www.a-qualux.ru/index/ehlektrodvigateli_stiralnykh_mashin/0-21

УДК 629.7.03

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНОГО ПОЛЯ ОБОЙМЫ МЕЖВАЛЬНОГО ПОДШИПНИКА АВИАЦИОННОГО ГТД

Карлин А. П., Федюков В. В.

Ходацкий С. А.
(научный руководитель)
Sergeixodatski@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассмотрен вопрос проведения экспериментальных исследований температурного поля обоймы межвального подшипника. Дано описание экспериментальной установки. Рассмотрены элементы экспериментальной установки, их назначение и конструкция.

Ключевые слова: межвальный подшипник, система смазки, ротор ГТД, температура, интерфейс, тепловое состояние.

Одной из причин досрочного съема 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 защемление подшипника вследствие уменьшения внутренних зазоров, износ дорожек и тел качения, коррозия поверхностей деталей, усталостное выкрашивание металла на рабочих поверхностях колец и тел качения. Кроме указанных выше причинами преждевременных повреждений подшипников могут быть – недостатки конструкции или неудачный выбор типа подшипника для работы в заданных условиях, производственно-технологические недостатки, нарушение условий эксплуатации и технического обслуживания двигателя.

Все рассмотренные повреждения межвального подшипника при несвоевременном обнаружении могут привести к отказам двигателя, непосредственно угрожающих безопасности полетов. Поэтому в условиях эксплуатации двигателя Д-30КП дополнительно к традиционным бортовым и лабораторным методам контроля опор ротора двигателя введен контроль исправности узла межвального подшипника виброакустическим прибором ИВУ-1М с периодичностью 50 часов.

Необходимый уровень надежности узла межвального подшипника во многом определяется долговечностью его деталей, которая зависит от конструкции подшипников, материала деталей, технологии изготовления и режимов эксплуатации.

Известно, что в ряде случаев долговечность авиационных подшипников оказывается меньше их расчетной долговечности, которая подсчитывается исходя из грузоподъемности подшипников и режимов работы. Это объясняется рядом причин: Долговечность авиационных подшипников определяется расчетом на усталостное разрушение, в то время как анализ статистики выходов из строя роликоподшипников ГТД показывает, что в большинстве случаев выход подшипника из строя обусловлен изнашиванием дорожек и тел качения. При этом особенно часто наблюдается заедание с последующим прогрессирующим изнашиванием рабочих поверхностей, вызываемое проскальзыванием в контактах роликов с дорожками качения колец [1].



Рисунок 1 – Фрагменты межвального подшипника

Для повышения надежности работы авиационных подшипников применяют некоторые технологические меры, как, например, термическая обработка колец для стабилизации размеров, специальный отбор металла для колец и тел качения, изготовление внутренних колец подшипников из трубной заготовки с выкаткой желоба, применение стали вакуумной выплавки и электрошлакового переплава.

Результаты проведенных экспериментальных [1, 2] исследований теплового состояния масляной системы двигателя показывают, что теплоподвод к маслу в подшипниковых узлах составляет $\approx 90\%$ суммарного теплоподвода к маслу в двигателе. При недостаточном теплоотводе в подшипнике может возникать значительный градиент температур между кольцами подшипника, что приводит к выборке радиального зазора в подшипнике и его заклиниванию. Источниками нагрева масла в подшипниковых узлах являются: тепловыделение трения в подшипниках и контактных уплотнениях; теплоотвод от воздуха, проникающего в масляные полости; теплопередача через стенки масляной полости и передача тепла теплопроводностью от элементов двигателя, сопряженных с подшипниковыми узлами. В зависимости от конструкции подшипниковых узлов опор роторов двигателя тепловыделение за счет трения в подшипнике может достигать $\approx 50\%$ от суммарного теплоотвода к маслу в опоре.

Причинами значительного тепловыделения в подшипниках являются:

- трение между слоями кристаллической решетки материала подшипника при взаимной деформации тела качения и дорожки качения в пятне контакта;
- проскальзывание тел качения в пятне контакта;
- трение тел качения в гнездах сепаратора, а в роликоподшипниках трение торцов ролика о направляющие бортики колец, и др.

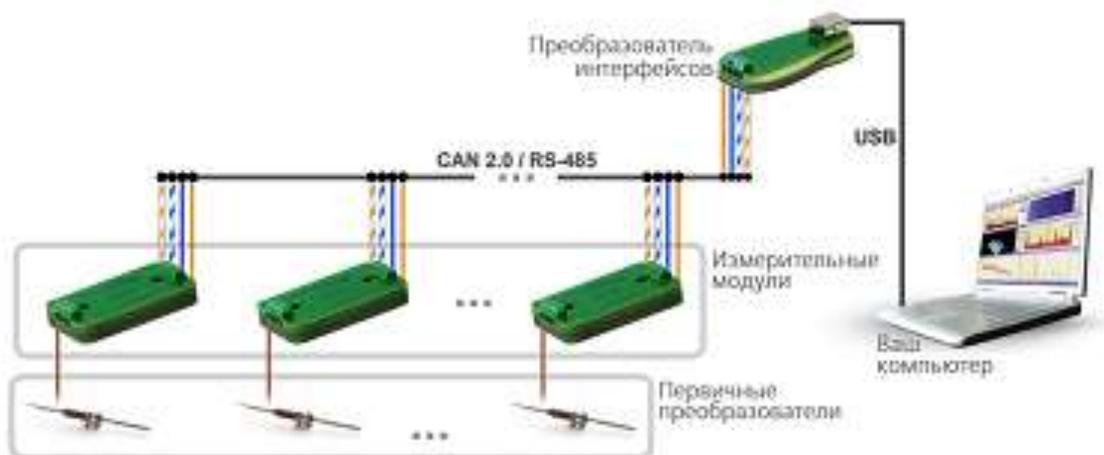


Рисунок 2 – Схема системы измерения температуры

Из вышеизложенного следует, что контроль теплового состояния обойм межвальных подшипников является важным фактором обеспечения работоспособности двигателя.

Для исследования температурного поля межвального подшипника использовалась система измерений ZET LAB

В качестве датчиков использовались термопреобразователи ЧЭМТ-50М, закрепленные на внутренней обойме исследуемого подшипника.

Проводами через ведомый вал датчики подключаются к модулю ZET 7121.



Рисунок 3 – Датчики температуры



Рисунок 4 – Модуль ZET 7121

Далее четыре модуля ET 7121 подключаются к модулю ZET 7176 (рис. 5).

Модуль ZET 7176 – это преобразователь интерфейсов, предназначенный для подключения измерительных интеллектуальных датчиков к компьютеру. Для работы с преобразователями интерфейса ZET7176 их следует подключить к локальной сети Ethernet или напрямую к компьютеру с помощью патч-корда RJ-45 и подать питание. На компьютере также должна быть установлена операционная система Windows, а также установлено и запущено программное обеспечение ZETLAB. Необходимо также подключить к USB разьему компьютера электронный ключ ZETKEY, поставляемый в комплекте с преобразователем интерфейса. Подключение и конфигурирование преобразователей интерфейса ZET7176 производится в программе «Диспетчер устройств», которая располагается в меню «Сервисные» на панели ZETLAB.



Рисунок 5 – Модуль ZET 7176

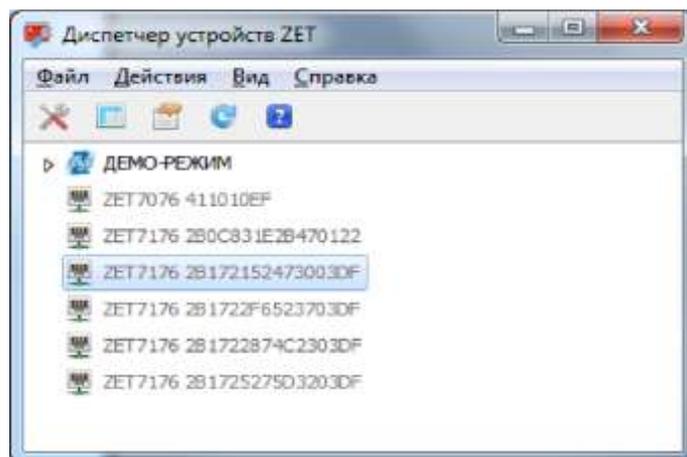


Рисунок 6 – Диспетчер устройств

Устройства в списке выделены серым цветом, так как они доступны для подключения, но еще не задействованы.

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 (рис. 8), а также становится доступно окно свойств преобразователя интерфейса, в котором можно выполнить его конфигурирование.

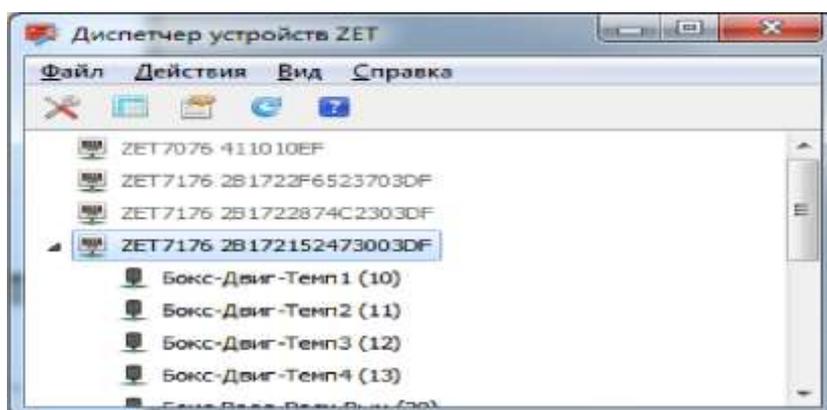


Рисунок 7 – Список диспетчера устройств

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

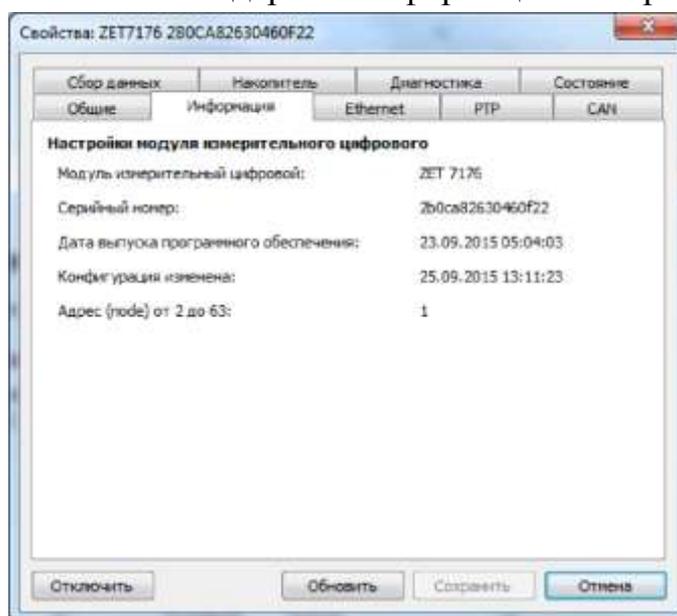


Рисунок 8 – Вкладка «Информация»

Вкладка «PTP» содержит информацию о временных интервалах системы.

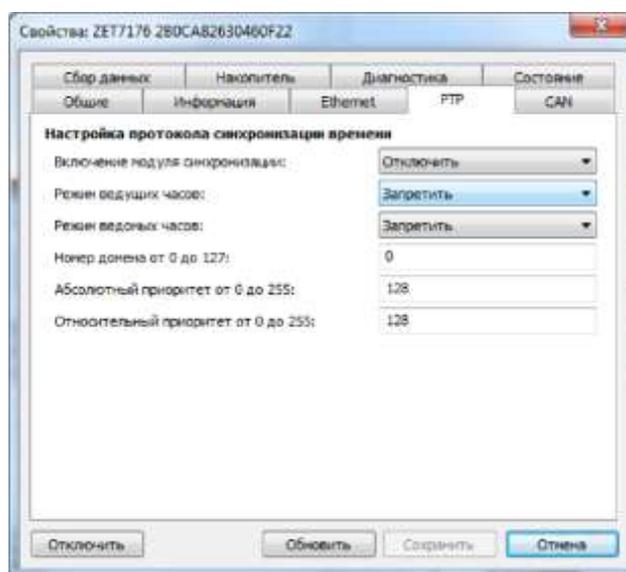


Рисунок 9 – Вкладка «PTP»

Для работы программы задействованы вкладки «CAN», «Накопитель».

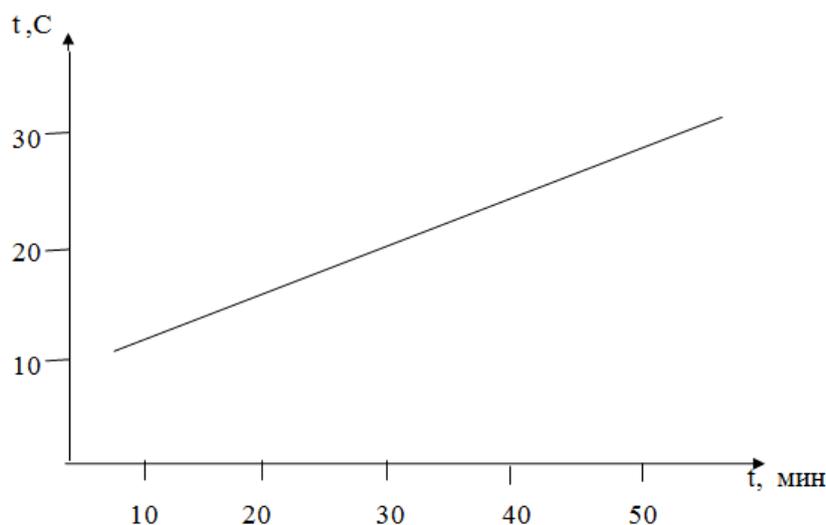


Рисунок 10 – Изменение температуры по времени

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

В ходе выполнения исследования было выяснено, что осредненная температура межвального подшипника изменяется линейно с течением времени при постоянных оборотах двигателя. При проведении эксперимента было получено, что температура повышается со скоростью 0,01 градус в секунду. Для получения температурного поля подшипника необходимы дальнейшие исследования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кикоть Н. В. Разработка метода анализа теплового состояния межроторных подшипников газотурбинных двигателей. Автореферат диссертации. Москва, 2010. – 18с.
2. Н. А. Гачегов, А. К. Маркин. Расчеты теплового состояния подшипников качения с различными системами смазки. – М.: Машиностроение, 2000. – 165 с.
3. Нечаев Ю. Н. и др. Теория авиационных двигателей. Ч.1. Учебник для Вузов ВВС. Под ред. Нечаева Ю. Н. – М.: Изд. ВВИА им. проф. Жуковского Н. Е., 2006. – 262с.

ДИАГРАММА ИСИКАВЫ КАК ИНСТРУМЕНТ АНАЛИЗА «ЗАЗОРОВ» В МОДЕЛИ SHEL

Доенин В. М., Настоящий К. Г.

Барсуков А. Г.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассмотрено применение диаграммы Исикавы для анализа концептуальной модели SHEL с целью наглядного раскрытия физической сущности несоответствий между компонентами авиационной транспортной системы.

Ключевые слова: авиационная транспортная система, безопасность полетов, человеческий фактор, модель SHEL, диаграмма Исикавы.

Важнейшей характеристикой авиационной транспортной системы (АТС) является достигнутый уровень безопасности полётов. Сегодня, благодаря повседневной деятельности создателей авиатехники, её производителей, персонала, участвующего в испытаниях и массовой эксплуатации, воздушный транспорт стал одним из самых безопасных в мире.

Эволюция подходов к решению проблемы безопасности полетов свидетельствует о научно обоснованном и практически проверенном переходе от этапа технического фактора к этапу личностного, а в конце XX века – к этапу человеческого фактора.

Решение проблемы технического фактора заключалось в создании надёжной авиатехники, а поиски путей снижения влияния человеческого фактора на безопасность полетов потребовали создания специальных научных направлений таких, как авиационная инженерная психология, авиационная эргономика и т. п. Благодаря диалектическому подходу к этой проблеме, большим достижением можно считать появление определений (трактовок) сначала личностного, а затем человеческого фактора.

Под личностным фактором сегодня понимается совокупность всех врожденных и приобретенных физических и психических свойств личности, которые могут быть поставлены в связь с причинами

возникновения, характера течения и исходом авиационного события. Личностный фактор охватывает сферу эмоциональных и волевых качеств, черт характера и темперамент, задатки и способности, склонности и интересы, вкусы и привычки, моральный облик, здоровье и физическое развитие, общую и специальную подготовку.

Данное определение и сама концепция личностного фактора стали на многие годы теоретической основой профилактики и расследования авиационных происшествий, концентрируя внимание исследователей на поиск причин происшествий в несовершенстве свойств и качеств человека.

Однако изучение проблемы личностного фактора не решило задачу обеспечения безопасности полетов. Ученые убеждались в том, что если нельзя приспособить работника к орудию труда и обстановке, то следует приспособить к человеку само орудие и обстановку. По мнению американского ученого У. Бингема, склонность к несчастным случаям, скорее всего, создается за счет условий труда и жизни.

Советский лётчик-медик, ученый Н. М. Добротворский, в 1937 г. в журнале «Вестник воздушного флота» опубликовал статью «Комфорт в самолёте как средство повышения безопасности», в которой сделал вывод: «Нам теперь необходимо добиться, чтобы все устройства и оборудование самолёта были так сделаны, чтобы средний лётчик смог полностью использовать даваемые самолётом возможности».

Таким образом, появилось понятие «человеческий фактор», как альтернатива личностному фактору для того, чтобы разделить нестандартные действия человека-оператора, связанные с его негативными характеристиками и обусловленные недостатками в компонентах АТС.

Наиболее полное и однозначное определение человеческого фактора с позиций теории управления, оценки качества и т. д., понимания этого фактора как причины авиационных происшествий дал В. В. Козлов: «Человеческий фактор – это учение о надежном и эффективном функционировании авиационной системы «пилот – воздушное судно – среда», в основе которой лежит гармонизация взаимодействия трёх её компонентов путем учета при создании каждого из них психофизиологических возможностей и ограничений, присущих пилотам». Это определение указывает на то, что в случае, если специалист (пилот) выполняет нестандартное действие, то это указывает на то, что какой-то компонент АТС создан без учета указанных выше

возможностей и ограничений, присущих этому компоненту, а следовательно, при взаимодействии с ним профессиональная надежность специалиста не обеспечивается. Но необходимо помнить, что человеческий фактор является не только источником аварийности, но и источником неиспользованных резервов. Как отмечал на симпозиуме Международной ассоциации воздушного транспорта (ИАТА) один из авиационных специалистов: «Мы часто слышим и считаем, что 75% авиационных происшествий связано с человеческим фактором, но можно также считать, что благодаря именно человеческому фактору другие причины составляют лишь 25%».

Процесс исследования и развития учения о человеческом факторе потребовал со временем доходчивого восприятия и понимания взаимодействия компонентов АТС между собой и поиска путей их гармонизации. Таким образом, безопасность и эффективность полетов на авиалиниях также становятся более тесно связанными с качеством работы людей, управляющих воздушными судами, обслуживающих их и обеспечивающих полеты. Чтобы облегчить понимание аспектов человеческого фактора, создаются формализованные алгоритмы, модели, описывающие взаимодействие компонентов авиационной системы.

В 1972 г. профессором Э. Эдвардсоном была предложена модель SHEL, а в 1975 г. – эта модель была усовершенствована для графического наглядного представления капитаном Ф. Хоукинсом (рис. 1). Эта модель является концептуальным инструментом, используемым для анализа взаимодействия компонентов авиационной системы.

Модель состоит из четырёх блоков, соответствующих компонентам АТС, и её название SHEL (L) образовано начальными буквами на английском языке:

- Liverware (человек, субъект) – авиационный персонал от пилота, руководителя до рядового исполнителя;
- Hardware (объект, машина) – воздушное судно, технический компонент АТС;
- Software (процедуры) – правила, руководства, символы;
- Environment (среда) – физическая среда, эксплуатационные условия на рабочих местах.

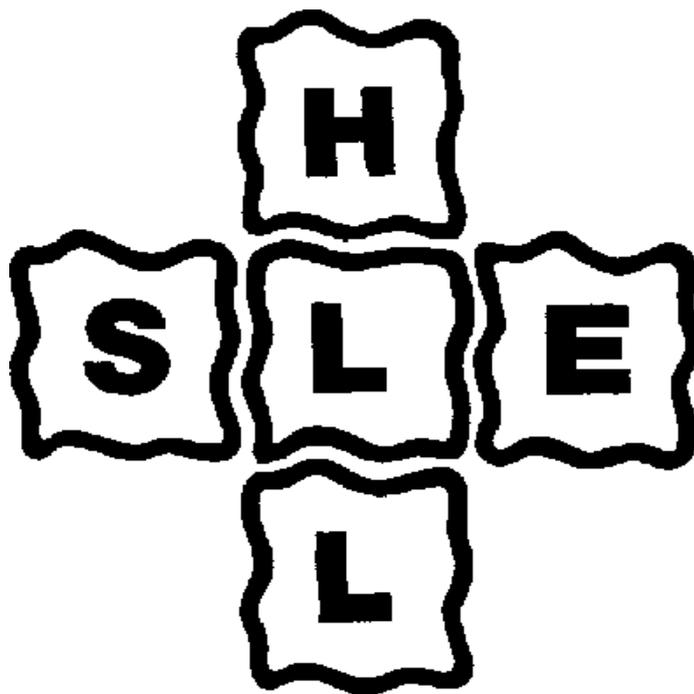


Рисунок 1 – Модель SHEL (адаптированный вариант, полученный из модели Хоукинса)

Рис. 1 иллюстрирует наличие в авиационной системе следующих интерфейсов:

- интерфейс «субъект – объект». Определяет взаимоотношение авиационного специалиста с воздушным судном и техническими средствами его обслуживания;

- интерфейс «субъект – процедуры». Определяет взаимоотношение между специалистом и поддерживающими его деятельность законодательными актами, стандартами, инструкциями, контрольными картами и т. д.;

- интерфейс «субъект – среда». Определяет условия трудовой деятельности специалиста;

- интерфейс «субъект – субъект». Определяет взаимоотношения между центральным звеном – индивидуумом (пилот, руководитель) и другими лицами на рабочем месте (рабочем пространстве).

Более подробную информацию об особенностях и предназначениях отдельных блоков модели SHEL можно найти в многочисленных публикациях ИКАО и комментариях к ним в научных сборниках.

Необходимо обратить внимание на наличие извилистых сторон соприкасающихся блоков модели – неровных границ и зазоров между ними. Совпадение или несовпадение неровностей свидетельствует

о качестве взаимодействия человека с другими элементами АТС. Несовпадение границ может свидетельствовать о скрытых или явных ошибках индивидуума и служит маркером о необходимости принятия соответствующих мер для «устранения зазоров» и совпадения неровностей.

Подчеркивая важное значение модели SHEL, необходимо признать, что для изучения вариантов её функционирования под влиянием факторов, воздействующих на компоненты модели, необходимы большие текстовые пояснения и комментарии. Это является недостатком модели, делает её громоздкой в описательном варианте, чем в определенной степени страдает наглядность. С этой точки зрения целесообразно модель SHEL раскрыть с помощью причинно-следственной диаграммы Исикавы, что обеспечит комплексную графическую интерпретацию проблемы человеческого фактора.

Диаграмма К. Исикавы (Япония) была предложена в 1952 г. и активно применяется в современном менеджменте качества продукции как один из семи «инструментов» качества. Она носит название причинно-следственной диаграммы «рыбий скелет» (рыбья кость). Представляет собой графический способ исследования и определения в простой и доступной форме взаимосвязи между различными факторами, более точного описания исследуемого процесса и помогают выявить наиболее значимые проблемы. На рис. 2 показана диаграмма для анализа модели SHEL.

Вид диаграммы напоминает скелет рыбы, голова которой находится на правой границе листа бумаги. В данном случае исследуемый процесс (человеческий фактор) изображается прямой горизонтальной линией – основной стрелкой (хребет рыбы), входящей в треугольник (голова рыбы), в котором записан результат исследуемого процесса – исход полета. Главное правило составления диаграммы состоит в записи у соответствующих стрелок ответов на вопрос: «Почему?». Способ взглянуть на логику анализа в направлении «почему» состоит в том, чтобы рассматривать это направление связанных между собой факторов, оказывающих влияние на проблему качества. Диаграмма Исикавы – это аналитический инструмент для просмотра влияния возможных факторов и выделение наиболее важных причин, действие которых порождает конкретные следствия и поддается управлению.

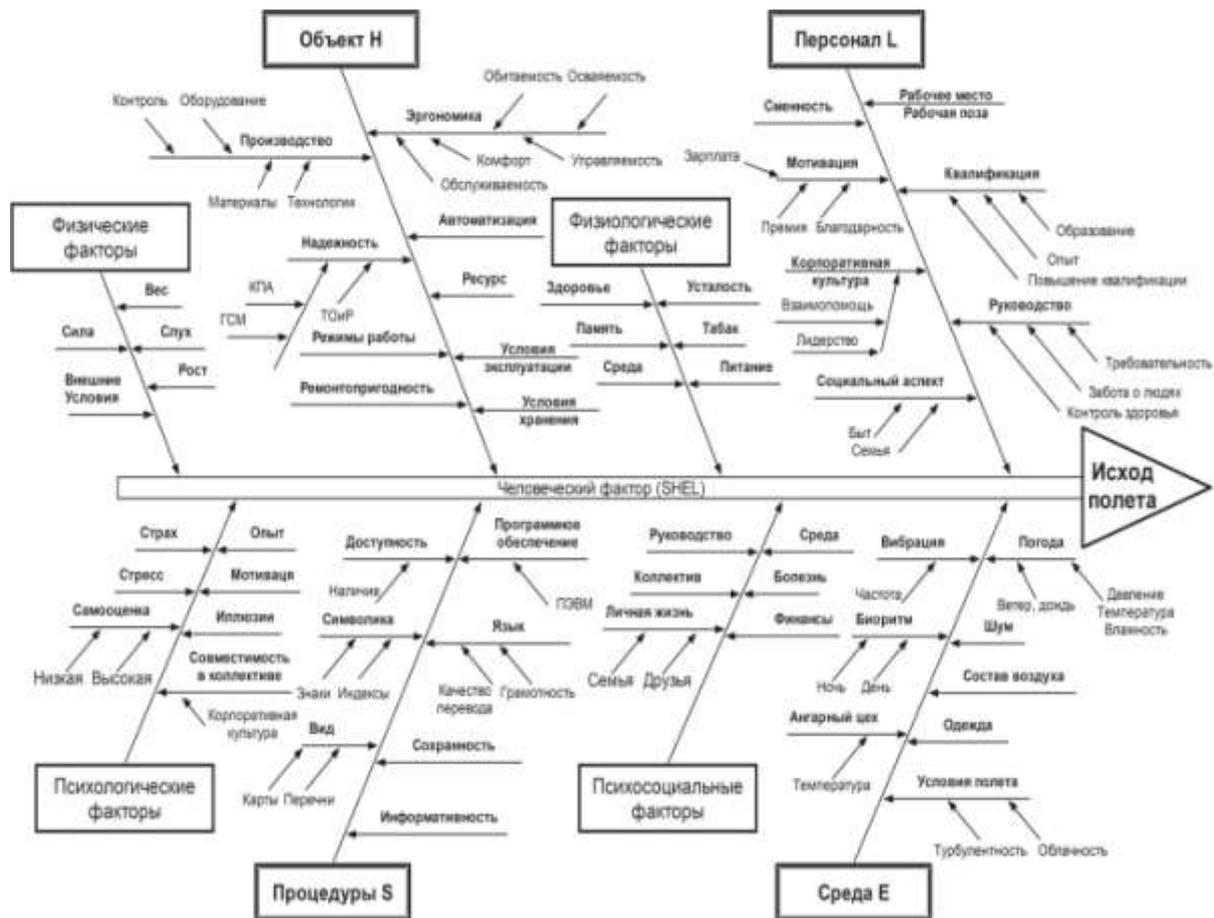


Рисунок 2 – Причинно-следственная диаграмма Исикавы для анализа модели SHELL

На рис. 2 причины и следствия также отображаются стрелками разного уровня: главные «кости» – главные категории причин: личностные (физические, психофизиологические, психические, психосоциальные), субъект, процедуры, среда, персонал. Эти стрелки выходят из восьми проблемных категорий (причин). К «главным костям» примыкают стрелки («кости») второго уровня, а к ним – третьего уровня (мелкие «кости»).

Поиск причин и следствий – достаточно трудоемкий процесс и требует вовлечение в него соответствующих специалистов, задача которых найти и обозначить причины и следствия в различных категориях. Эта задача, как правило, решается экспертным оцениванием с применением метода «мозгового штурма» или метода Дельфи в зависимости от располагаемого времени и потребной степени согласованности мнений экспертов.

Представленная диаграмма Исикавы, предназначенная для анализа проблемы человеческого фактора в авиационной системе, не претендует

на законченный вариант и может использоваться как первое приближение к совместному рассмотрению моделей SHEL и Исикавы с целью их понятийной графической интерпретации. Диаграмма Исикавы позволяет в данном случае одновременное восприятие влияния различных факторов на исход полета, а дальнейшее ее усовершенствование заключается в количественной оценке «вклада» каждого фактора в благополучный или неблагоприятный исход полета ВС и выделении группы главных факторов (причин) с помощью еще одного инструмента качества – диаграммы Парето.

ЛИТЕРАТУРА

1. Исикава К. Японские методы управления качеством. М.: Экономика, 1998. – 250с.

УДК 629.7.083

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННОГО МОДУЛЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ И РЕМОНТА ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Усов К. А.

rewqr1230931@mail.ru

Кузнецов С. Н.

(научный руководитель)

Sergei20320@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассматривается пример разработки электронного модуля технологического проектирования системы технического обслуживания и ремонта воздушных судов. В тексте рассматривается среда для создания электронного модуля и методика технологического проектирования системы технического обслуживания и ремонта воздушных судов.

Ключевые слова: воздушное судно, MatLab, регламент технического обслуживания, авиационная техника.

Электронный модуль предназначен для оказания помощи в проектировании новых, расширении, реконструкции и техническом перевооружении действующих авиационно-технических баз (АТБ) в классифицированных аэропортах.

Разработка электронного модуля состоит из основных этапов:

- выбор среды для разработки электронного модуля;
- сбор исходных данных;
- уточнение методики расчета;
- создание электронного модуля.

Предпочтение в выборе электронного модуля для разработки было отдано среде Matlab. Matlab – это высокоуровневый язык и интерактивная среда для программирования численных расчетов и визуализации результатов. С помощью Matlab можно анализировать данные, разрабатывать алгоритмы, создавать модели и приложения. По сравнению с традиционными языками программирования (C/C++, Java, Pascal, FORTRAN) позволяет сократить время решения типовых задач и значительно упростить разработку новых алгоритмов.

Основные особенности среды разработки:

- платформенезависимый, высокоуровневый язык программирования, ориентированный на матричные вычисления и разработку алгоритмов;
- интерактивная среда разработки кода, управления файлами и данными;
- функции линейной алгебры, статистики, анализ Фурье, решение дифференциальных уравнений и др.;
- богатые средства визуализации, 2-D и 3-D графика;
- встроенные средства разработки пользовательского интерфейса для создания законченных приложений;
- средства интеграции с C/C++, наследование кода, ActiveX технологии.

Исходными данными технологического проектирования системы технического обслуживания и ремонта воздушных судов являются:

- использование приписного парка воздушных судов (количество, тип, налет и т. п.);
- режимы работы подразделений АТБ (количество и продолжительность смен);

– эффективные годовые фонды времени инженерно-технического персонала.

Методика технологического процесса проектирования основана на расчете общего годового объема работ по техническому обслуживанию с учетом трудоёмкости обслуживания транзитных ВС.

В зависимости от объема выполняемых работ в АТБ осуществляется выбор состава зданий и сооружений, их площади, распределение трудоёмкости ТО между цехами АТБ, с учетом количества обслуживающего персонала. Определение пропускной способности одного места стоянки (МС) ВС в ангаре.

При проектировании цехов и участков АТБ предусматривается высокий уровень механизации и автоматизации производственных процессов, обеспечение технологическим и вспомогательным оборудованием, обеспечивающим высокую производительность труда и снижение себестоимости технического обслуживания и текущего ремонта авиационной техники. Разрабатываются энергетические потребности зданий и сооружений АТБ.

При проектировании системы ТО и Р следует руководствоваться «Ведомственными нормами технологического проектирования АТБ в аэропортах, ВНТП 11 – 85», «Пособием по проектированию АТБ (к ВНТП 11 – 85)», «Сводным табелем средств механизации и автоматизации производственных процессов технической эксплуатации летательных аппаратов», «Методикой анализа и оценки состояния механизации и автоматизации процессов технического обслуживания летательных аппаратов», «Каталогом лабораторного цехового оборудования», «Альбомами типовых рабочих мест», «Требованиями к минимально необходимому уровню оснащения АТБ», «Отраслевыми стандартами лабораторно-цехового оборудования», «Каталогом оборудования аэропортов».

На рис. 1 представлена схема технологического процесса проектирования системы ТО и Р АТ.



Рисунок 1 – Схема технологического процесса проектирования системы ТО и РАТ

На основании уточненной методики расчета создан программный модуль технологического проектирования системы технического обслуживания и ремонта воздушных судов, в основе которого положена среда визуальной разработки Guide (рис. 2).

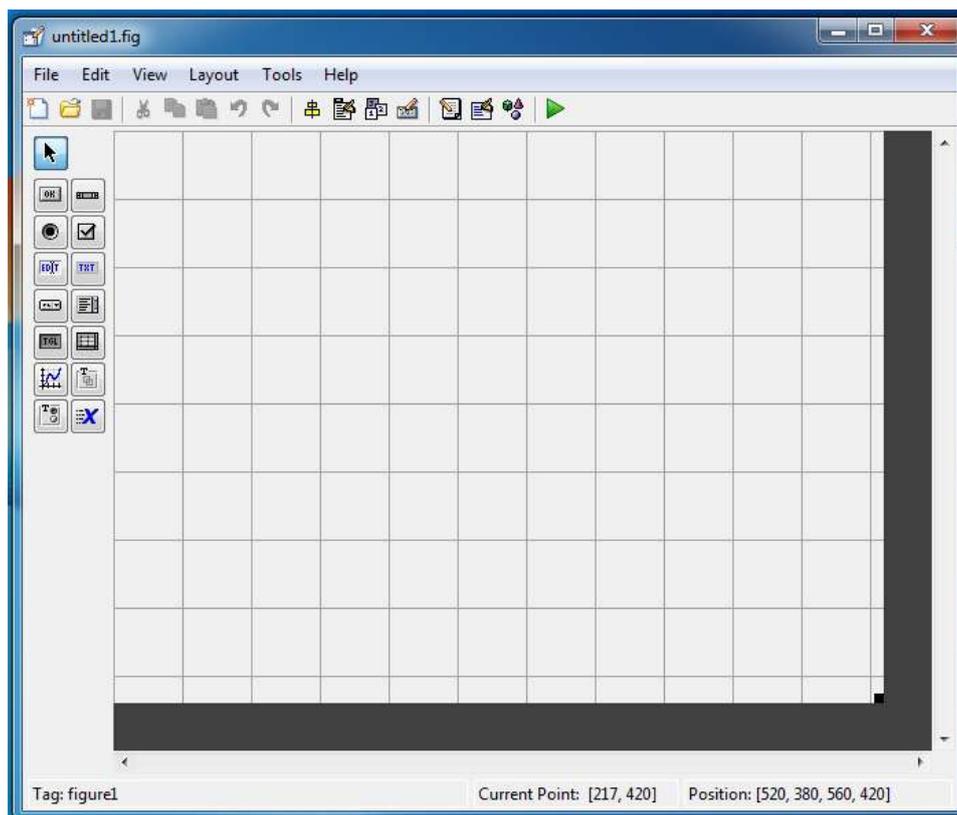


Рисунок 2 – Среда визуальной разработки Guide

В результате выполненных работ получена визуальная модель для введения исходных данных (рис. 3).

Для расчета основных показателей системы ТО и Р использовался редактор функций Editor (рис. 4).

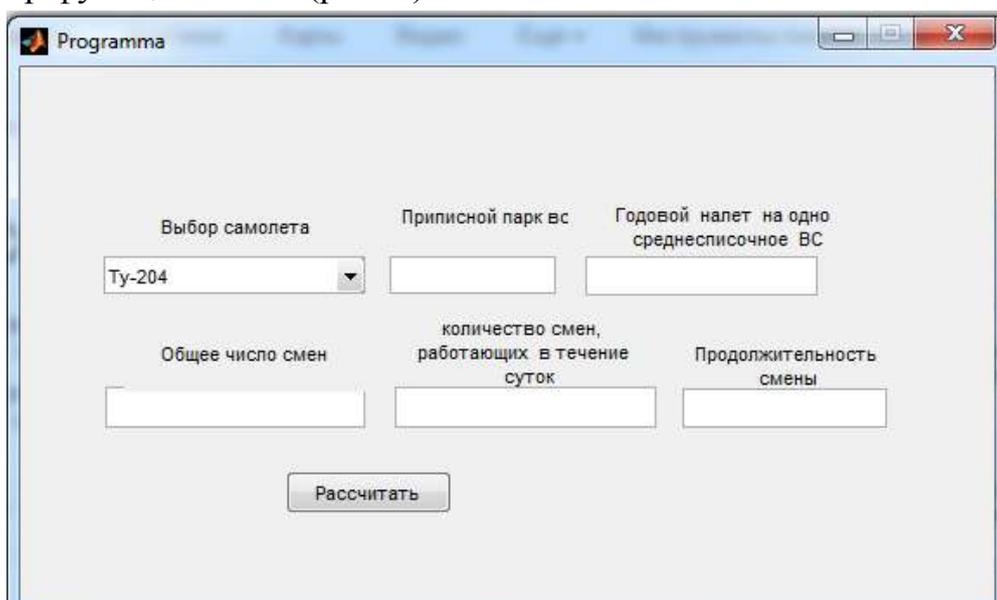


Рисунок 3 – Интерфейс области ввода исходных данных

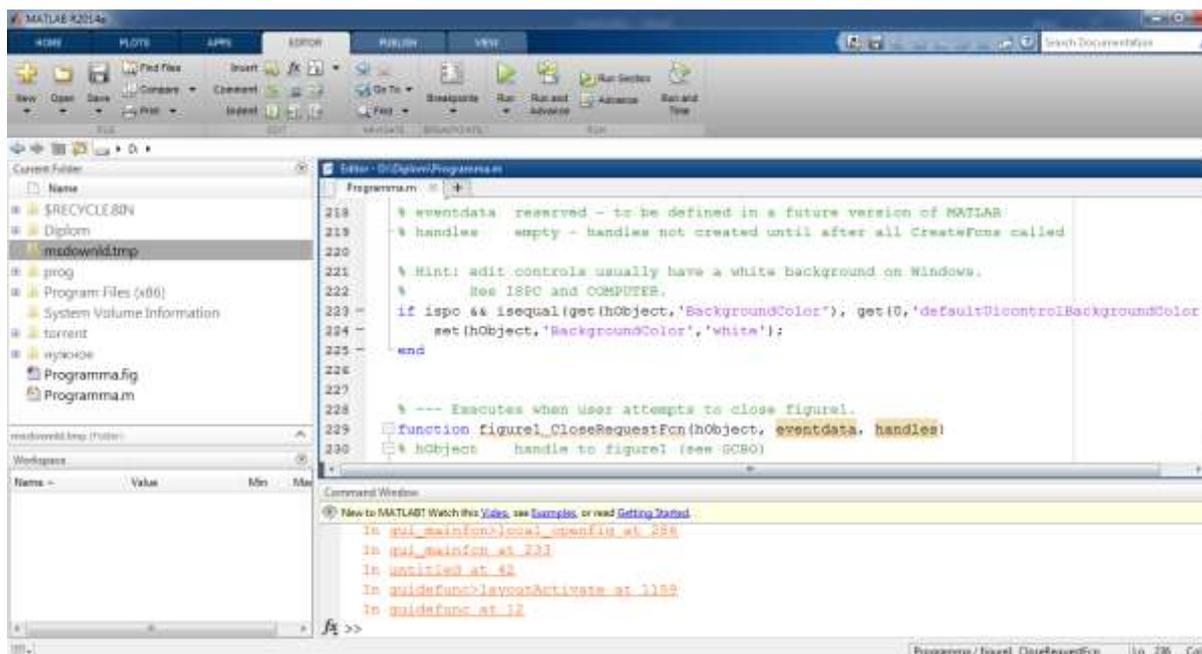


Рисунок 4 – Редактор функции Editor

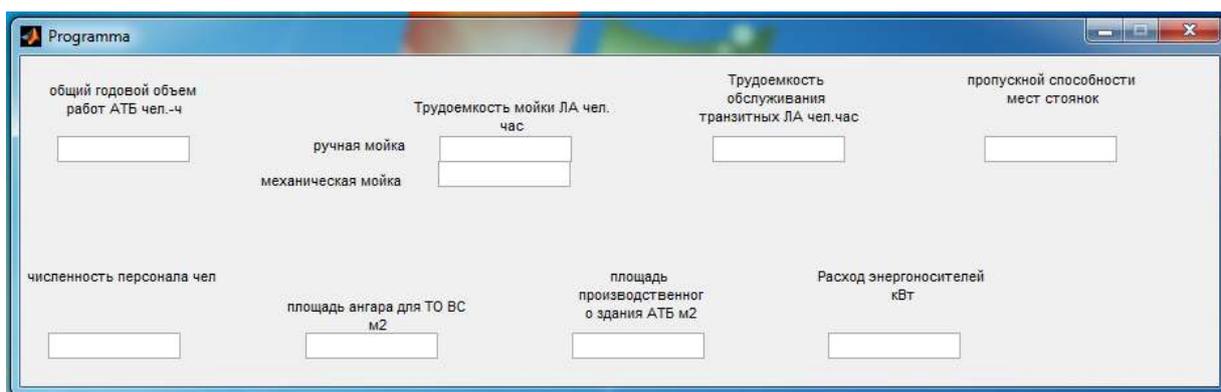


Рисунок 5 – Визуальный интерфейс вывода исходных данных

Результаты расчетов выводятся на экран монитора (рис. 5).

Разработанный электронный модуль, в настоящее время, проходит тестирование в учебном процессе Иркутского филиала МГТУ ГА.

ЛИТЕРАТУРА

1. «Поддержание летной годности» пособие по выполнению практических занятий. – М.: МГТУ ГА, 2013.
2. Ануфриев И. Е. «Самоучитель MatLab 5.3/6.x» БХВ-Петербург, Санкт-Петербург, 2002.

3. Ю. М. Чинючин, С. В. Далецкий, В. В. Маклаков «Нормативная база технической эксплуатации и поддержания летной годности воздушных судов». – М.: МГТУ ГА, 2015.
4. Ведомственные нормы технологического проектирования АТБ в аэропортах, ВНТП 11 – 85. – М.: ГПИ и НИИГА «Аэропроект», 1986.–59 с.
5. Пособие по проектированию АТБ (к ВНТП 11 - 85). – М.: ГПИ и НИИГА «Аэропроект», 1986. – 84 с.

УДК 629.7.036

АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ МЕЖВАЛЬНОГО ПОДШИПНИКА ГТД

Мантахаев А. М.

arturmantahaev@jandex.ru

Караваев Ю. А.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье приведен перечень характерных неисправностей подшипников роторов ГТД. Выполнен анализ существующей технологии контроля исправности межвальных подшипников авиационных ГТД типа Д-30КП в условиях эксплуатации. Обоснована необходимость совершенствования технологии контроля. Приведена краткая характеристика предлагаемой методики контроля исправности межвальных подшипников. Разработана функциональная схема автоматизированной системы контроля исправности межвального подшипника. Определены основные этапы выполнения контроля. Предложена конструкция тормозного устройства и выполнен расчет его параметров.

Ключевые слова: межвальный подшипник ГТД, автоматизированный контроль, технология контроля.

ВВЕДЕНИЕ

Значительное число досрочных съёмов двухконтурных авиадвигателей с эксплуатации связано с отказами межвальных подшипников. Возможными причинами таких отказов являются отклонения от расчетных значений параметров, характеризующих

напряженно-деформируемое состояние элементов межвального подшипника, а также нарушение условий их смазки и охлаждения. Для оценки технического состояния подшипников ГТД в эксплуатирующих организациях Гражданской авиации широко используется виброакустический анализ.

Виброакустический анализ основан на исследовании виброакустических сигналов (шумы, механические колебания), генерируемых подшипников, которые являются носителем информации об изменении его технического состояния.

Механические колебания (вибрации) обладают высокой информативностью и быстрой реакцией на изменения состояния деталей и узлов, а также высокой чувствительностью к дефектам на ранней стадии развития.

Задачи виброакустической диагностики ГТД можно разделить на две группы.

Первая группа задач – определение технического состояния двигателя и его элементов, а также раннее обнаружение неисправностей для обеспечения требуемой надежности двигателя и уменьшения затрат, связанных с устранением после действий неисправностей. Эти задачи решают на этапе эксплуатации, при стендовых испытаниях, во время доводки и в производстве.

Вторая группа задач – оценка вибрационного состояния двигателя и его элементов с целью предупреждения неисправностей, вызванных колебаниями.

Эффективность решения первой задачи виброакустической диагностики для раннего обнаружения неисправностей межвального подшипника двигателя Д-30КП в эксплуатации доказывается тем, что около трети всех досрочно снимаемых двигателей – результат оценки их вибросостояния [17]. Однако существующая технология выполнения контроля, содержание которой рассматривается ниже, является достаточно трудоемкой. Поэтому снижение затрат на выполнение виброакустического контроля межвального подшипника является актуальной задачей.

1 АНАЛИЗ СУЩЕСТВУЮЩЕЙ ТЕХНОЛОГИИ КОНТРОЛЯ МЕЖВАЛЬНОГО ПОДШИПНИКА ДВИГАТЕЛЯ Д-30КП

Наиболее характерными повреждениями межвальных подшипников являются:

- заземление подшипника вследствие уменьшения внутренних зазоров;
- износ дорожек, тел качения, сепараторов;
- коррозия поверхностей деталей;
- усталостное выкрашивание металла на рабочих поверхностях колец и тел качения.

О повреждениях подшипников судят по следующим внешним проявлениям: значительное снижение времени выбега ротора, по наличию посторонних шумов при выбеге роторов, повышение рабочей температуры опоры ротора, металлическая стружка на масляных фильтрах, потемнение масла вследствие перегрева.

На масляную систему приходится от 18 до 35% неисправностей, сопровождающихся досрочным съемом двигателей с эксплуатации. А если рассматривать отдельно неисправности масляной системы, то на долю межвального роликоподшипника приходится от 45% до 81% случаев. К тому же, согласно статистическим данным [2], необоснованный съем двигателей с крыла по показаниям существующих методов диагностики данного подшипника достигает 15%, что является неприемлемо большой величиной.



Рисунок 1 – Фрагменты межвального подшипника



Рисунок 2 – Вибродатчик, размещенный на штанге

Все рассмотренные повреждения межвального подшипника при несвоевременном обнаружении могут привести к отказам двигателя, непосредственно угрожающих безопасности полетов. Поэтому в условиях эксплуатации двигателя Д-30КП дополнительно к традиционным бортовым и лабораторным методам контроля опор ротора двигателя введен контроль исправности узла межвального подшипника виброакустическим прибором ИВУ-1М с периодичностью 50 часов.

Принцип действия прибора основан на сравнении с нормированным значением показаний микроамперметра, встроенного в электронный блок. Показания микроамперметра зависят от интенсивности колебаний вибродатчика, закрепленного на штанге, рис. 2, помещаемой внутрь вала турбины низкого давления ГТД.

Сигналы от вибродатчика на штанге генерируются при перекачивании роликов межвального подшипника в процессе прокрутки ротора турбокомпрессора высокого давления (ротор турбокомпрессора низкого давления при этом неподвижен).

Технологию контроля исправности межвального подшипника с помощью прибора ИВУ-1М поясняет схема, представленная на рис. 3:

- фиксируется ротор низкого давления;
- во внутрь вала ротора низкого давления в область размещения межвального подшипника помещается виброакустический датчик;

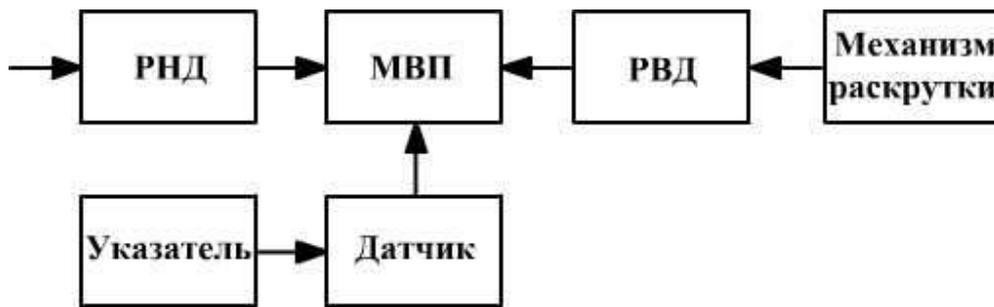


Рисунок 3 – Функциональная схема

– специальным приспособлением, через заднюю коробку приводов раскручивается ротор высокого давления до 120 об/мин;

– по шкале зафиксировать показания прибора ИВУ-1М. Параллельно с замером прослушивать шум в зоне межвального подшипника через головные телефоны прибора ИВУ-1М. При неисправном подшипнике прослушивается негармонический шум (стук);

– две последние операции повторяются при каждом повороте ротора низкого давления на 30° или 60°.

Контроль осуществляется двумя специалистами. При этом основное время, связанное с контролем межвального подшипника, затрачивается на выполнение подготовительных операций: установить стремянки под двигатель, открыть створки мотогондолы, стравить давление жидкости в гидросистеме реверсивного устройства, снять заглушку запасного привода и установить приводную ручку 001901490 в гнездо для прокрутки ротора турбокомпрессора высокого давления (или присоединить к гнезду приспособление для прокрутки А6384-8341), пометить мелом одну из лопаток четвертой ступени турбины низкого давления и прокрутив за лопатки, совместить эту лопатку с верхней вертикальной стойкой задней опоры двигателя.

2 АВТОМАТИЗИРОВАННАЯ СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ИСПРАВНОСТИ МЕЖВАЛЬНОГО ПОДШИПНИКА

Автоматизированный контроль межвального подшипника предлагается производить на этапе выбега роторов при останове двигателей после полета. Для контроля исправности межвального подшипника предлагается использовать пьезоэлектрический акселерометр.

Исходя из принятой методики контроля исправности межвального подшипника необходимо, чтобы при контакте вибродатчика

с поверхностью вала ТРДД, вал находился в состоянии покоя. При этом частота вращения второго вала должна составлять около 150 об/мин.

Поскольку автоматизированный контроль исправности межвального подшипника предлагается осуществлять на этапе останова двигателя, то необходимо учесть то, что время выбега ротора высокого давления меньше, чем ротора низкого давления, и составляет, приблизительно, 60 с и 90 с соответственно. Поэтому, в качестве неподвижной поверхности контакта датчика, следует выбирать вал ротора высокого давления.

С целью обеспечения приемлемого уровня чувствительности, вибродатчик целесообразно размещать в районе межвального подшипника, т. е. в полости кожуха вала.

Для обеспечения надежной фиксации ротора высокого давления в неподвижном положении в момент выполнения контроля исправности межвального подшипника, необходимо предусмотреть тормозное устройство. Тормозное устройство предлагается разместить на запасном фланце задней коробки приводов (точка раскрутки ротора высокого давления при наземном контроле исправности межвального подшипника). Тип привода тормоза – воздушный.

Функциональная схема системы контроля межвального подшипника представлена на рис. 4.

Так как торможение ротора необходимо производить в момент останова двигателя, то необходим дополнительный источник сжатого воздуха в виде баллона. Подвод воздуха к приводу тормоза производится при снижении частоты вращения ротора по указателю ИТЭ-2Т до нуля за счет подачи электрического тока на электромагнитный клапан, рис. 4.

Для определения требуемого давления воздуха для привода тормоза выполним приближенный расчет. Примем, что сигнал на включение тормоза проходит в момент снижения частоты вращения ротора высокого давления ниже значения 0,2 об/с. Тогда для остановки ротора в течение пяти секунд потребуются тормозной момент, величина которого определяется соотношением

$$M_{\text{торм}} = 2 \cdot \pi \cdot J \frac{dn}{dt}, \quad (1)$$

где J – момент инерции вращающихся масс ротора;

$\frac{dn}{dt}$ – ускорение частоты вращения ротора.

Величину момента инерции определяем на основе известной циклограммы этапа запуска двигателя. Примем время раскрутки ротора до частоты вращения 20 об/с равным 19 с. Тогда ускорение ротора высокого давления на этом этапе составит

$$\frac{dn}{dt} \approx \frac{\Delta n}{\Delta t} = \frac{30}{12} = 2,5 \text{ об/с}^2. \quad (2)$$

Зная величину максимального крутящего момента воздушного стартера определим величину момента инерции ротора высокого давления J .

$$\frac{dn}{dt} J = \frac{M_{\text{ст}}}{2 \cdot \pi \cdot \frac{dn}{dt}} = \frac{800}{2 \cdot 3,14 \cdot 2,5} = 51,0 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2 \approx \frac{\Delta n}{\Delta t} = \frac{30}{12} = 2,5 \frac{\text{об}}{\text{с}^2}. \quad (3)$$

Подставляя полученное значение в исходную формулу, определим величину тормозного момента

$$M_{\text{т}} = 2 \cdot 3,14 \cdot 51 \cdot 0,04 = 12,8 \text{ Нм}. \quad (4)$$

Тормозное устройство представляет собой вращающийся стальной диск и неподвижный прижимной диск с металлокерамическими накладками. Исходя из геометрических размеров тормозного устройства, определяем величину тормозной силы

$$P_{\text{т}} = \frac{M_{\text{т}}}{r_{\text{ср}}} = \frac{12,8}{0,045} = 284,7 \text{ Н}, \quad (5)$$

где $r_{\text{ср}}$ – средний радиус поверхности торможения дисков тормозного устройства.

С другой стороны, величина тормозной силы определяется соотношением

$$P_{\text{т}} = f \cdot p \cdot S \quad (6)$$

где $f = 0,4 \dots 0,47$ – коэффициент трения тормозных колодок;

p – давление воздуха;

S – площадь поршня тормозного цилиндра.

Отсюда находим необходимое давление воздуха

$$P = \frac{P_{\text{т}}}{f \cdot S} = \frac{284,7}{0,45 \cdot 0,0036} = 0,18 \text{ Мпа}. \quad (7)$$

Исходя из полученного значения необходимого уровня давления воздуха для тормозного устройства, определяем место отбора из двигателя – второй контур.

Рекомендуемое усилие прижатия пьезоэлектрического акселерометра к валу ротора высокого давления составляет $P_p = 30$ Н. Давление воздуха, отбираемого из второго контура на максимальном режиме составляет $p_{II} = 0,21$ Мпа. Отсюда определяем требуемую площадь поршня силового цилиндра, предназначенного для перемещения датчика вибраций на этапе контроля исправности межвального подшипника:

$$p = \frac{P_p}{S_{II}}, \quad (8)$$

где S_{II} – площадь поршня.

На завершающем этапе определим радиус поршня

$$r_{II} = \sqrt{\frac{S_{II}}{\pi}} = \sqrt{\frac{0,0000143}{3,14}} \approx 0,007 \text{ м.} \quad (9)$$

Рассмотрим порядок выполнения автоматизированного контроля исправности межвального подшипника. При достижении стрелкой указателя ИТЭ – 2Т «электрического нуля» срабатывает электромагнитный клапан включения тормозного устройства ротора высокого давления.

При этом сжатый воздух, накопленный в баллоне в процессе работы двигателя, поступая в тормозное устройство, обеспечивает останов ротора высокого давления и включение временного реле.

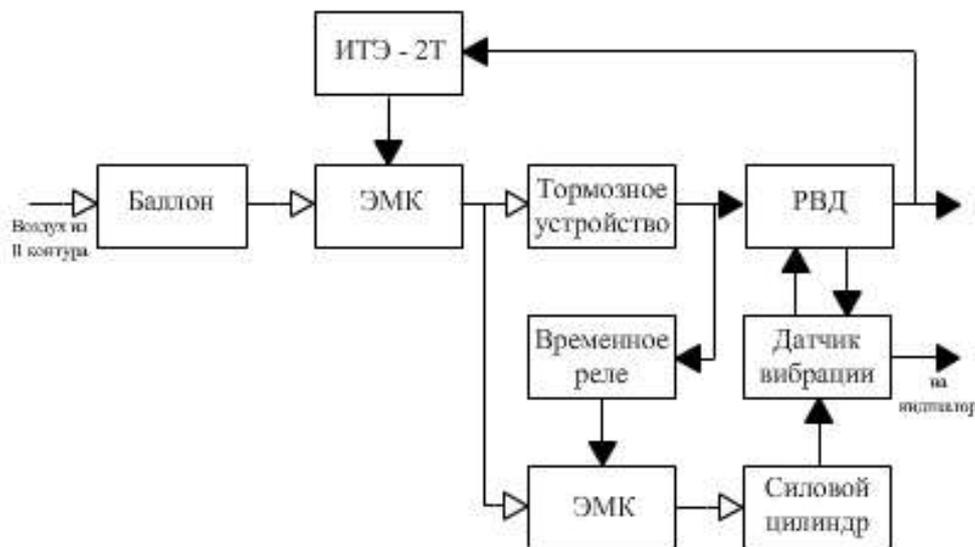


Рисунок 4 – Функциональная схема



Рисунок 5 – Щиток старшего бортового техника

По истечении пяти секунд временное реле включает второй электромагнитный клапан. Сжатый воздух поступает в силовой цилиндр, обеспечивая надежное прижатие датчика вибраций к валу двигателя.

При уровне сигнала вибрации, формируемого датчиком, более 25% загорается сигнальная лампа красного цвета и подается звуковой сигнал. В этом случае необходимо выполнить контроль исправности межвального подшипника с применением виброакустического прибора ИВУ-1М.

Четыре сигнальные лампы красного цвета предлагается разместить на щитке старшего бортового техника, размещенного в кабине экипажа, рис. 5.

Охлаждение датчика вибраций при работающем двигателе осуществляется воздухом, отбираемым из второго контура ТРДД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кокиль Н. В. Разработка метода анализа теплового состояния межроторных подшипников газотурбинных двигателей. Автореферат диссертации на соискание ученой степени КТН. Самара: СГАУ, 2007.
2. Караваев Ю. А., Ходецкий С. А. Оценка параметров потока масла при вдувании в межвальный подшипник авиационного ГТД. //Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. ИрГУПС. – № 2 (42). – 2014. – С. 50

ОПТИМИЗАЦИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Батов И. А.

Зиненков Ю. В.

(научный руководитель)

yura2105@mail.ru

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

Статья описывает методический подход к проведению оптимизационных исследований авиационных силовых установок. Раскрывается алгоритм поиска наилучшего варианта оптимизируемой системы заложенный в методе не прямой статистической оптимизации на основе самоорганизации. Так же представлен результат решения задачи оптимизации по поиску оптимального технического облика газотурбинного двигателя с большой степенью двухконтурности для высотного беспилотного летательного аппарата.

Ключевые слова: оптимизация, газотурбинный двигатель, беспилотный летательный аппарат, технический облик.

Жизненный цикл авиационной техники (летательного аппарата (ЛА), его силовой установки (СУ) и других систем, средств наземного обеспечения и др.) начинается со стадии исследования и обоснования разработки ЛА и стадии непосредственно разработки ЛА. Формирование технического облика ЛА и прогнозирование его развития заключается в определении оптимальных технических, летно-технических и тактико-технических параметров и характеристик новых (модернизируемых или перспективных) ЛА. Оптимальный облик выявляется путем сравнения функциональной эффективности ЛА и затрат на его создание, производство и эксплуатацию. Определение облика ЛА осуществляется до и на 1-й стадии жизненного цикла, а также, частично, на 2-й стадии.

Многочисленные и во многом противоречивые требования к проектируемому ЛА и его СУ оптимизируют, а основные параметры и характеристики СУ и ЛА согласуют по определенным условиям, зависящим от целевого назначения ЛА [1]. В качестве функции цели могут приниматься массовые, летно-технические, экономические, эксплуатационные и др. показатели ЛА, а также комплексы этих

показателей. Яркие примеры неоднозначного влияния тех или иных параметров СУ и ЛА на показатели эффективности системы «ЛА – СУ» показаны во многих работах, например в [2], на примере параметрических исследований и расчетов летно-технических характеристик высотного беспилотного летательного аппарата.

В процессе оптимизации критериев эффективности (КЭ) системы «ЛА – СУ» желательно одновременно оптимизировать значения варьируемых параметров как ЛА, так и его СУ. Например, для СУ это: параметры рабочего процесса, программа управления, размерность двигателя (потребная тяга на взлете), конструктивные параметры и схема газотурбинного двигателя (ГТД) и т. д. с учетом ограничений, накладываемых условиями газодинамической устойчивости двигателя, его прочности и т. п. В процессе оптимизации параметров СУ и разработки ее конструкции желательно учесть возможность проведения в дальнейшем модернизации, направленной на улучшение основных тактико-технических показателей СУ, а также возможность его модификации: с целью приспособления к иным условиям работы без изменения основной конструкции (например, приспособление двигателя для работы на другом ЛА иного назначения, в иных климатических условиях и т. п.).

В наиболее общем смысле теория оптимизации представляет собой совокупность фундаментальных математических результатов и численных методов, ориентированных на нахождение и идентификацию наилучших вариантов из множества возможных решений, позволяющих избежать полного перебора всех альтернативных вариантов. В специальной литературе по теории оптимизации, например в [3] и др., дается подробное описание и классификация экстремальных задач и численных методов их решения на ЭВМ, приводится теоретическое обоснование и краткая характеристика этих методов. Кроме того, в ряде работ, например [4], приводятся варианты решения задач оптимизации уже применительно к ЛА и их системам (авиационным паркам). При этом задачи оптимизации применительно к авиационным СУ имеют некоторые особенности:

1) в процессе решения задачи часто возникают противоречивые требования, предъявляемые к двигателю, при этом практический интерес представляет поиск экстремальных (однокритериальная оптимизация) и компромиссных (многокритериальная оптимизация) значений целого множества показателей эффективности системы «ЛА – СУ»;

2) необходимые для постановки задачи оптимизации КЭ и ограничения, правильный выбор которых является залогом её успешного решения, могут определяться на основе экспериментальных исследований, либо расчетных исследований посредством математического моделирования двигателя или его элементов, что является более приемлемым, исходя из экономии материальных и временных затрат;

3) из-за невозможности аналитического определения целевой функции расчет критерия оптимизации осуществляется в результате алгоритмического вычислительного процесса, реализованного в программе на ЭВМ;

4) задача оптимизации авиационных ГТД, ввиду сложности рассматриваемых внутренних процессов, может иметь большое число варьируемых переменных (100 и более), так как, чем большее количество переменных участвует в процессе оптимизации, тем большего выигрыша можно достигнуть по эффективности. Однако это вступает в противоречие с временными ограничениями на решение инженерных поисковых задач;

5) довольно часто возникает ситуация, когда необходимо выбрать взаимно-противоречивые критерии, что сводит решение задачи оптимизации к определению не одного оптимального варианта, а к выбору рационального варианта из множества Парето-оптимальных вариантов;

6) не менее важным является и время, необходимое для решения задачи оптимизации, так как оно может быть значительным и достигать десятков и сотен часов, что связано с уровнем моделирования СУ и его элементов, с числом переменных в задаче оптимизации, с топологией целевой функции и др.;

7) задачи оптимизации могут относиться к различным классам (с гладкими, недифференцируемыми, стохастическими и др. целевыми функциями), поэтому при решении задач оптимизации, когда топология целевой функции, как правило, неизвестна, возникают серьезные трудности с выбором наиболее подходящего метода оптимизации.

Таким образом, правильный выбор того или иного метода оптимизации – очень важный шаг для успешного решения поставленной задачи. Существует ряд различных методов оптимизации нулевого (прямые методы), первого (градиентные) и второго порядка и основанных на них автоматизированных пакетов оптимизации. Например, такие известные пакеты оптимизации, основанные на градиентных методах как: разработанный компанией Engenious (США) «iSight», «VisualDot» –

разработчик VanderPlaats (США), ModeFrontier – разработчик CarloPoloni (Италия), «pSeven» компании DatAdvans (Россия), которые достаточно эффективно работают на гладких функциях, на чем и позиционируют специфику своей работы, но при этом чувствительны к таким особенностям целевой функции как: сложная топология и зашумленность, к тому же имеют высокую стоимость. Поэтому для проведения исследований по поиску рационального облика авиационной СУ, с учётом вышеописанных особенностей решения задачи оптимизации авиационных ГТД, целесообразно использовать автоматизированный пакет оптимизации компании «Сигма-Технология» IOSO, основанный на современном Методе Непрямой Статистической Оптимизации на основе Самоорганизации (МНСО), разработанного проф. И. Н. Егоровым [5]. Метод МНСО за последние 20 лет неоднократно доказывал свою эффективность при решении большого числа прикладных и инженерных задач в разных отраслях науки и техники.

Основная идея этого метода нулевого порядка заключается в том, что вместо прямых обращений к математической модели (ММ) поиск оптимального решения осуществляется на функциях аппроксимации внутри метода. В связи с этим, МНСО имеет ряд преимуществ перед градиентными методами, которые заключаются в том, что он оказывается не чувствителен к таким особенностям целевой функции как:

- сложная топология;
- большая зашумленность;
- многоэкстремальность;
- разрывы (не дифференцируемость).

Работает МНСО в строго установленной последовательности, которую в общем виде можно представить в следующем порядке (рис. 1):

Первый шаг – генерация плана эксперимента

В зависимости от размерности задачи, случайным образом, происходит генерация определённого количества точек (значений независимых переменных), из которых формируются множество векторов независимых переменных \vec{X} . Далее вызывается ММ и по полученному множеству векторов \vec{X} происходит вычисление векторов целевой функции \vec{Y} .

Второй шаг – построение функций аппроксимации

Для каждой отдельной функции y_i строится своя зависимость в зависимости от вектора \vec{X} :

$$y_i = f(\vec{X}), i = 1, N_y. \quad (1)$$

При этом применяются различные способы построения функции аппроксимации, если задача имеет до семи независимых переменных, то строится полноквадратичная регрессия, если больше, то строится усечённая полноквадратичная регрессия.

Третий шаг – решение задачи оптимизации по функциям аппроксимации

На данном шаге, внутри основного алгоритма оптимизации, так же, в зависимости от размерности задачи, используется один из внутренних алгоритмов оптимизации. При количестве независимых переменных до 21 применяется симплекс метод, а при большем – метод адаптивного случайного поиска. Вычисление аппроксимированного вектора целевой функции \vec{Y} происходит очень быстро, поэтому нет ограничения по количеству обращений к внутренним алгоритмам оптимизации. По этим аппроксимированным значениям вектора \vec{Y} находится вектор потенциального решения задачи $\vec{X}_{\text{пр}}$.

Четвёртый шаг – поиск вектора целевой функции аппроксимации

Вызывается ММ с найденным вектором потенциального решения задачи $\vec{X}_{\text{пр}}$ и определяется вектор целевой функции аппроксимации. Далее, если вектор \vec{Y} действителен (задача имеет решение при данном $\vec{X}_{\text{пр}}$), то он идёт в план эксперимента, если нет, то происходит адаптация области поиска, при этом происходит замена одной или нескольких точек на векторе $\vec{X}_{\text{пр}}$, если и после этого вектор \vec{Y} не действителен, то происходит догенерация точек вектора $\vec{X}_{\text{пр}}$ случайным образом.

Переход на шаг 2

Этот цикл продолжается в зависимости от постановки условий поиска:

- до заданного максимального количества обращений к ММ;
- до заданного максимального времени поиска;
- пока все независимые переменные не будут перебраны в диапазоне варьирования с заданной точностью.

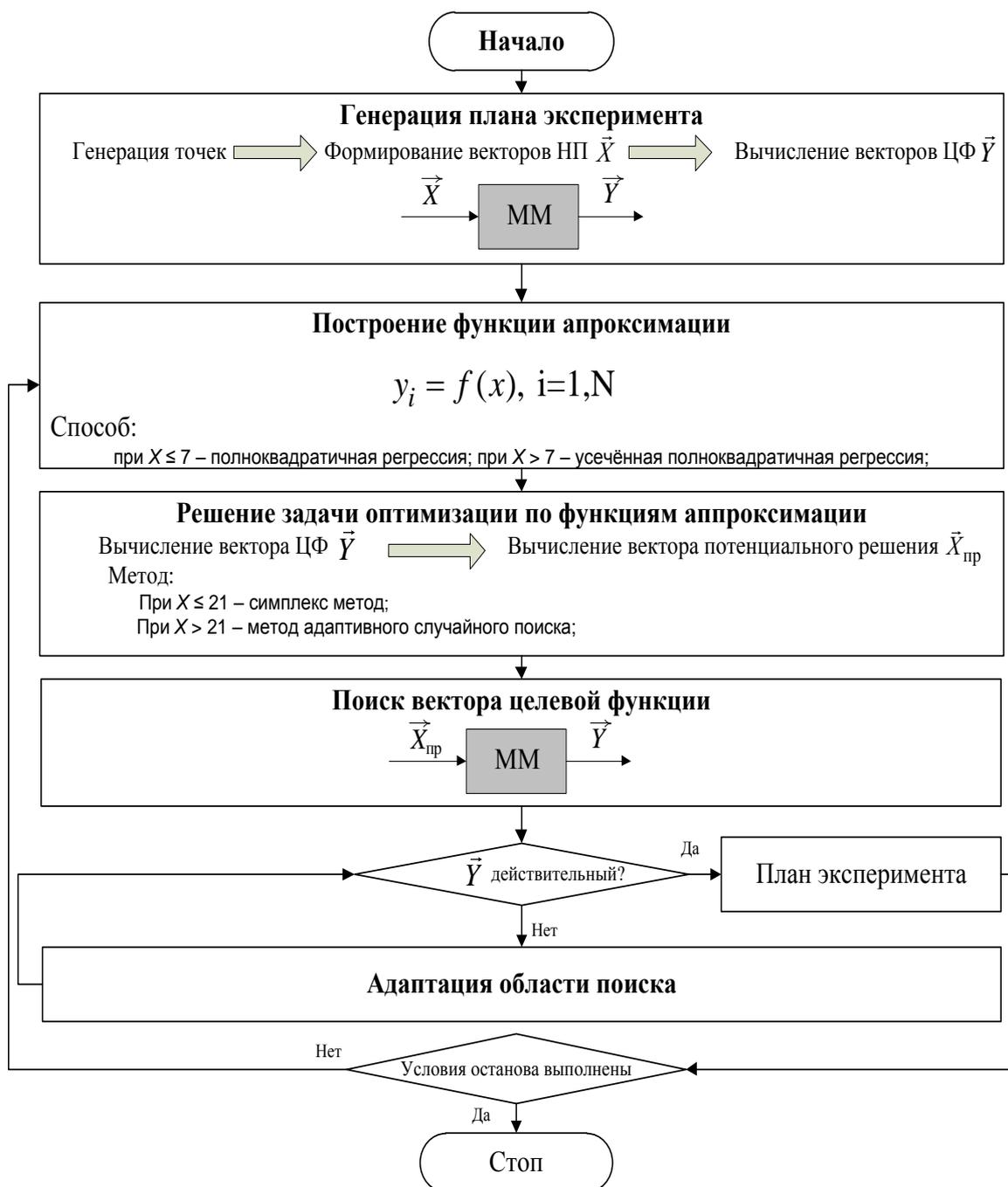


Рисунок 1 – Алгоритм работы МНСО

В такой последовательности происходит поиск наилучших вариантов оптимизируемой системы. Если задача оптимизации является однокритериальной, то пакет «IOSO» находит один наилучший вариант, а в случае с многокритериальной постановкой «IOSO» предлагает исследователю Парето – множество оптимальных вариантов, из которых необходимо выбрать наиболее рациональный.

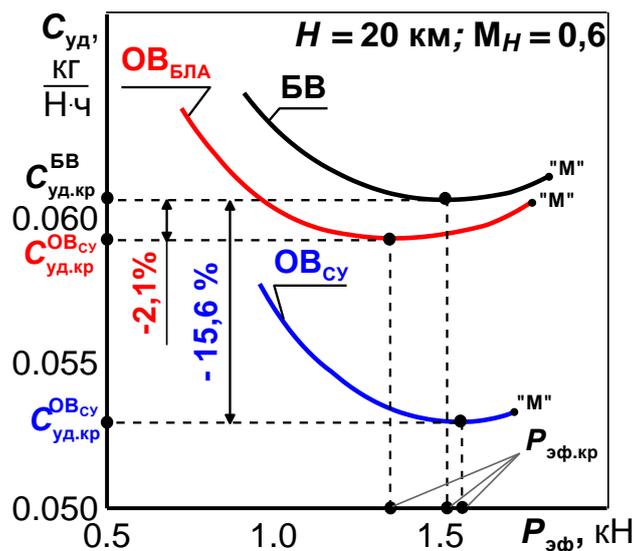


Рисунок 2 – Дроссельные характеристики оптимальных вариантов двигателей

С помощью данного метода авторами был решен ряд научно-исследовательских задач. Для примера на рис. 2 и 3 продемонстрировано решение задачи по повышению эффективности высотного беспилотного летательного аппарата (БЛА) путем оптимизации параметров его СУ на базе двухконтурного газотурбинного двигателя с большой степенью двухконтурности.

На рис. 2 представлены дроссельные характеристики оптимальных вариантов двигателей. Анализируя полученные зависимости, напрашивается вывод, что оптимальный вариант (ОВ_{су}), полученный в результате решения задачи оптимизации СУ по внутридвигательным параметрам, по сравнению с базовым вариантом (БВ), имеет меньший удельный расход топлива $C_{уд}$ и большую крейсерскую тягу P .

При этом, на рис. 3 продемонстрированы летно-технические характеристики высотного беспилотного летательного аппарата, имеющего в составе силовой установки те же варианты двигателей. Анализ данных зависимостей приводит к выводу, что решение задачи оптимизации параметров СУ по внутридвигательным критериям привело, несмотря на улучшение экономичности к ухудшению параметров продолжительности $t_{п}$ и дальности полета $L_{п}$ исследуемого БЛА. В свою очередь оптимизация параметров СУ в системе БЛА по критериям самолетного уровня привела к повышению летно-технических характеристик БЛА, что продемонстрировано на графике точкой ОВ_{БЛА}.

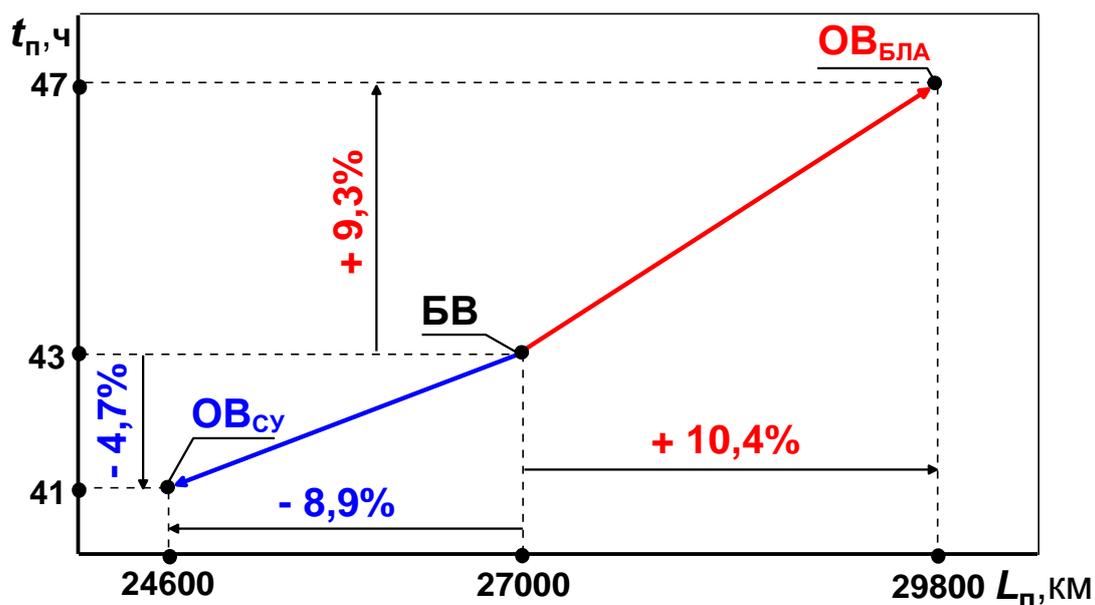


Рисунок 3 – Летно-технические характеристики беспилотного летательного аппарата с оптимальными вариантами двигателей

На данном примере показана противоречивость получаемых результатов оптимизации параметров авиационной техники в зависимости от уровня иерархической системы. На низком уровне может проявиться положительный результат, при этом система более высокого уровня может на него отрицательно прореагировать. И этого следует вывод о том, что исследователь в постановке задачи должен качественно представлять: на каком уровне необходимо решать задачу оптимизации для повышения эффективности исследуемой системы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Луковников А. В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2008. –Т 15. – № 3. – С. 34 – 43.
2. Зиненков Ю. В., Луковников А. В., Черкасов А. Н. Оценка эффективности силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата // Вестник Московского авиационного института. 2015. – Т. 22. – №3. – С. 91 – 102.

3. Васильев Ф. П. Численные методы решения экстремальных задач. Учеб. пособие для вузов. –2-е изд., перераб. и доп. М.: Наука, Гл. ред. физ.– мат. лит., 1988. – 552 с.
4. Брусов В. С., Баранов С. К. Оптимальное проектирование летательных аппаратов: Многоцелевой подход. М.: Машиностроение, 1989. – 232 с.
5. Egorov I.N., Kretinin G.V. Optimization of gas turbine engine elements by probability criteria. – ASME, 93-GT-191, 1993.

УДК 621.892

ЭКОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГОРЮЧЕ-СМАЗОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ НА АЭРОДРОМАХ В МИРНОЕ ВРЕМЯ

Куликов А. С., Луценко А. С.

Головнева Т. И., Леденева И. В.

(научные руководители)

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

В статье рассматриваются наиболее распространённые виды загрязнений, обусловленные военной деятельностью, а также способы очистки и восстановления околоаэродромных территорий от загрязнений нефтепродуктами.

Ключевые слова: нефтепродукты, топлива, экология.

Важнейшей задачей экологической безопасности при повседневной деятельности войск является защита окружающей природной среды от негативного воздействия опасных и вредных экологических факторов, возникающих в процессе военной деятельности.

Другой, не менее важной задачей, является защита личного состава, населения, вооружения и военной техники от негативного воздействия природных объектов, естественные свойства которых изменены путем антропогенной деятельности. Загрязнение природной среды может происходить как при штатном (нормальном) функционировании объектов различного назначения, так и при возникновении техногенных аварий,

катастроф, природных явлений и стихийных бедствий, а также в результате преднамеренного воздействия на окружающую природную среду.

Практически все объекты, связанные с добычей, транспортировкой, переработкой, хранением, применением нефти и нефтепродуктов, являются источниками загрязнения природной среды. Это, в первую очередь, предприятия нефтедобывающей, нефтеперерабатывающей, нефтехимической, топливно-энергетической отраслей промышленности, транспортные инфраструктуры (гражданская, военная авиация, автомобильный транспорт, танкерный флот и т. д.), военные объекты.

Загрязнения нефтепродуктами на военных объектах и в районах действий войск (сил) являются наиболее распространенными.

Загрязнения природной среды нефтепродуктами на военных объектах и в районах действий войск (сил) происходят в результате аварийных ситуаций природного и техногенного характера, приводящих к непреднамеренному разовому сбросу авиационного топлива в природную среду и в обстановке функционирования военных объектов в штатном режиме, когда по тем или иным причинам происходит постепенное накопление авиационного топлива в природных средах.

Непреднамеренные разовые сбросы нефтепродуктов, или аварийные разливы, как правило, происходят при нарушениях технологических режимов на этапах хранения, транспортировки, эксплуатации топлива и правил обращения с нефтепродуктами, при физическом износе оборудования, стихийных бедствиях и др.

Загрязнения природной среды нефтепродуктами на военных объектах и в районах действий войск могут образовываться как при функционировании объекта в штатном режиме, так и в результате аварийного разлива топлива любого масштаба.

На военных объектах и в районах действий войск (сил) распространены загрязнения нефтепродуктами: земель – почв, грунтов, поверхностных водных объектов – водоемов, водотоков, морских вод, подземных вод.

В повседневной деятельности войск загрязнению подвергается также атмосферный воздух. Однако в связи с протекающими в природной среде гидрометеорологическими и другими физико-химическими процессами происходит его самоочищение.

В окружающую природную среду может быть сброшен любой из видов ГСМ (горюче-смазочных материалов), используемых в Вооруженных силах, и характер возникшего загрязнения будет определяться его свойствами [1].

Наиболее распространенными в Вооруженных силах являются загрязнения мазутом, дизельным топливом, керосином, бензином. ГСМ отличаются друг от друга, прежде всего, значениями своей вязкости, с которой связаны особенности распространения топлива в природных средах. Значительная часть нефтепродуктов просачивается в грунт из-за ветхости хранилищ и трубопроводов, при заправке авиационной техники.

Проведенный анализ показывает, что за годы эксплуатации аэродромов основное количество утечек происходит по причинам коррозии цистерн с авиационным керосином, а также из-за халатности персонала.

Одной из важных характеристик загрязнения является временной фактор: если загрязнение не ликвидировано сразу после его возникновения, со временем происходит накопление. Прежде всего, это касается загрязнений земель. Долговременные загрязнения отличаются тем, что со временем составляющие основу нефтепродукта углеводороды трансформируются, преимущественно в асфальтеновые формы. Может происходить увеличение ущерба природной среде за счет продолжающегося распространения загрязнения при ливневых смывах, фильтрации нефтепродукта в более глубокие слои почвы. В связи с тем, что в повседневной деятельности войск (сил) по многим причинам не всегда своевременно решаются вопросы ликвидации образовавшихся загрязнений, из общего количества земель, находящихся в ведении Министерства обороны России, свыше 5 тыс. га длительное время загрязнено нефтепродуктами.

Все описанные выше виды загрязнений нефтепродуктами в связи с процессами их распространения взаимосвязаны между собой.

Возможно распространение сброшенного в природную среду нефтепродукта в следующих направлениях:

- а) при поступлении нефтепродуктов в атмосферный воздух;
- б) при поступлении нефтепродуктов в поверхностные водные объекты и морские воды: растекание нефтепродукта по водной поверхности с увеличением площади загрязнения и образованием пленочных загрязнений, испарение углеводородов в атмосферный воздух

с образованием вторичных загрязнений подстилающих поверхностей, вынос нефтепродукта в прибрежные зоны, растворение его в водных слоях с увеличением глубины загрязнения вплоть до достижения и загрязнения донных осадков;

в) при поступлении нефтепродуктов на поверхность земли: испарение углеводородов в атмосферный воздух с образованием вторичных загрязнений подстилающих поверхностей, растекание нефтепродукта и распространение загрязнения в направлении удобного для этого ландшафта, распространение с загрязнением более глубоких слоев почвы, грунта, подземных вод и с последующим возможным возникновением вторичных загрязнений за счет выноса «подземных» форм нефтепродукта подземными водами на поверхность.

Загрязнение окружающей природной среды авиационными топливами и продуктами их сгорания имеет некоторые особенности. В реактивной авиации наиболее распространённым топливом является авиационный керосин. Увеличенное содержание циклических соединений, в том числе ароматических, несколько повышает его токсичность. Основными источниками загрязнения являются технологические проливы при заправке и обслуживании топливных систем летательных аппаратов (например, слив отстоя из баков), потери при транспортировании и хранении топлив, слив не выработанного топлива из самолётов в воздухе в аварийных ситуациях. Токсичность продуктов сгорания реактивных топлив в авиационных газотурбинных двигателях, как правило, меньше по сравнению с продуктами сгорания бензинов, применяемых в поршневых двигателях. Авиационные газотурбинные двигатели характеризуются повышенным дымлением только на режимах взлёта и посадки, когда практически невозможно обеспечить благоприятные условия сгорания. Поэтому продукты сгорания авиатоплив наиболее неблагоприятное воздействие на окружающую природную среду оказывают именно в районе аэродромов [1].

С другой стороны, масштабы применения авиационных топлив и вероятность попадания их в окружающую природную среду очень велики. Масса топлива, необходимого для обеспечения полёта, составляет от 30% до 60% взлётной массы самолёта. Общий запас топлива на борту самолёта должен обеспечить выполнение программы полёта по заданному маршруту, запуск и опробование двигателя, выруливание на земле и маневрирование в воздухе в зоне аэродрома, а также необходимый

резерв посадки. Для современных самолётов невыработываемый и несливаемый остаток топлива на борту достигает 3 – 4 % от полной заправки. С ещё большим экологическим риском связаны такие режимы эксплуатации авиационной техники, как боевое маневрирование, взлёт и посадка на авианесущие корабли, дозаправка топливом в воздухе, воздушно-десантные операции.

На территориях, загрязнённых некоторыми веществами, необходимо создавать инженерно-экологические системы, т. е. постоянно или длительное время действующий комплекс сооружений и мероприятий, направленных на восстановление естественной самоочищаемости компонентов загрязнённых геосистем, локализацию очага загрязнения, уменьшение поступления и активное удаление загрязняющих веществ [2]. Создание инженерно-экологических систем является частью работ по природообустройству и составляет предмет инженерно-экологической деятельности.

В окружающей среде нефтепродукты постепенно окисляются аэробными бактериями до безвредных продуктов. Этот процесс самоочищения протекает при наличии достаточного количества кислорода только в тёплое время года и продолжается длительное время. При исходной концентрации нефтепродуктов 1 г/л процесс самоочищения водоёма завершается лишь через 20–30 суток. При температуре ниже 5–10 градусов, бактериальное разложение нефтепродуктов практически приостанавливается.

Существует ряд технологий обработки загрязнённых грунтов. Наиболее распространены сжигание, захоронение и биоокисление. По имеющимся сравнительным оценкам, биоокисление является наиболее дешёвым, экологически безопасным и перспективным методом. В литературе для обозначения этого процесса используются термины «биодеградация», «биовосстановление», «биорекультивация» и «биоремедиация». В основу очистки нефтяных загрязнений методами биоокисления положена биохимическая деятельность нефтеокисляющих микроорганизмов, которые довольно широко распространены в природе. При этом очевидно, что для эффективной очистки нефтяных загрязнений необходимо использовать быстрорастущие штаммы микроорганизмов, интенсивно потребляющих углеводородные субстраты.

ЛИТЕРАТУРА

1. Николайкин Н. И. Экология. М.: Дрофа, 2003. – 624 с.
2. Мусихина Е. А. Мониторинг почв территории Иркутской области / Е. А. Мусихина, Т. И. Головнева // Успехи современного естествознания. – 2008. – № 7. – С. 58–60.

УДК 629.7.083

РАЗРАБОТКА ЭЛЕКТРОННОГО МОДУЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ И ОТХОДА НА ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ И В РЕМОНТ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Степаненко С. С.
aviator.trd@mail.ru

Кузнецов С. Н.
(научный руководитель)
Sergei20320@mail.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается пример разработки электронного модуля по планированию использования воздушных судов в авиакомпаниях, являющегося аналогом информационных систем учета состояния и движения авиационной техники. В тексте затронуты вопросы разработки электронных программ в среде MatLab, а также возможность их использования в области эксплуатации авиационной техники.

Ключевые слова: воздушное судно, MatLab, регламент технического обслуживания, авиационная техника.

Важнейшей функцией системы сохранения летной годности ЛА (летательных аппаратов) в процессе их технической эксплуатации является функция управления ресурсным состоянием приписного парка ЛА и интенсивностью его использования по назначению. Комплекс задач, который решается при этом, включает:

- планирование поступления ЛА в данное предприятие (приобретение новых ЛА, по лизингу, на арендных условиях и т. п.);
- планирование убытия из авиапредприятия и списание ЛА;

- планирование расхода ресурса ЛА и их отхода в капитальный ремонт;

- планирование использования ЛА по назначению в пределах межремонтных ресурсов и отхода ЛА на периодическое обслуживание;

- оперативное планирование использования ЛА.

Система планирования использования, отхода в ремонт и на техническое обслуживание ЛА в АТБ (авиационно-техническая база) призвана обеспечивать:

- бесперебойное выполнение плана и заданий летной работы авиапредприятия на предстоящий год, квартал, месяц, неделю, сутки;

- своевременный отход авиационной техники в капитальный ремонт и на ТО по утвержденному графику;

- ритмичную работу АТБ за счет равномерного отхода ЛА на ТО (техническое обслуживание).

В связи с этим АТБ ведет, прежде всего, «перспективное планирование», включающее в себя составление годового графика отхода ЛА на ТО и Р и квартального плана использования и отхода на ТО ЛА с помесечной разбивкой.

Проект годового графика составляется предприятием на основании плана летной работы и остатков ресурсов приписного парка ЛА и двигателей на начало планируемого года.

Квартальный план использования ЛА составляется с учетом выполнения плана предыдущего квартала, плана летной работы на очередной квартал, а также налета каждого ЛА и отработки ресурса двигателей и агрегатов на начало планируемого квартала.

На основании квартального плана составляется месячный план использования и отхода ЛА на ТО.

Итогом планирования является оформление таблиц и графиков использования воздушных судов (ВС) в авиакомпании.

Для создания электронного модуля было решено использовать среду MatLab.

В настоящее время MatLab является мощным и универсальным средством решения задач, возникающих в различных областях человеческой деятельности. Спектр проблем, исследование которых может быть осуществлено при помощи MatLab, охватывает: матричный анализ, обработку сигналов и изображений, задачи математической физики,

оптимизационные задачи, нечетную логику, обработку и визуализацию данных.

Простой встроенный язык программирования позволяет легко создавать собственные алгоритмы. Его простота компенсируется огромным множеством функций MatLab и ToolBox (встроенные пакеты расчета). Данное сочетание позволяет достаточно быстро разрабатывать эффективные программы, направленные на решение практически важных задач.

Планирование использования и отхода ВС на ТО и Р попадает в разряд обработки и визуализации данных, т. е. можно утверждать, что данная среда подходит под эти задачи.

Для создания программ по обработке и визуализации данных пакет MatLab содержит простую и удобную визуальную среду GUIDE.

Визуальная среда GUIDE предназначена для написания приложений с графическим интерфейсом пользователя. Работа в среде GUIDE достаточно проста, но предполагает владение основами программирования и дескрипторной графики. Наличие определенного навыка работы в среде GUIDE предоставляет возможность создать визуальную среду для проведения собственных исследований, что значительно облегчает работу и существенно экономит время.

Существенным преимуществом MatLab над аналогами является возможность создания автономных программ, запуск которых осуществляется с любого персонального компьютера без предварительной установки пакета MatLab.

Разработка электронного модуля по планированию использования и отхода ВС на ТО и Р предполагает создание графического интерфейса пользователя (рис. 1), с помощью которого пользователь вводит исходные данные о парке ЛА авиакомпании и в конечном итоге получает годовой, квартальные и месячные планы использования ВС в виде таблиц.

Создание интерфейса пользователя заключается в необходимом размещении элементов ввода данных и управления. В разрабатываемом модуле ввод данных осуществляется в табличной форме с указанием дополнительной информации в областях с «флагами» (определяет ход работы приложения), «переключателями» (определяет ход работы приложения), «всплывающими списками» (выбор определяющих параметров). Элементами управления являются кнопки для вывода таблиц с результатами расчета.

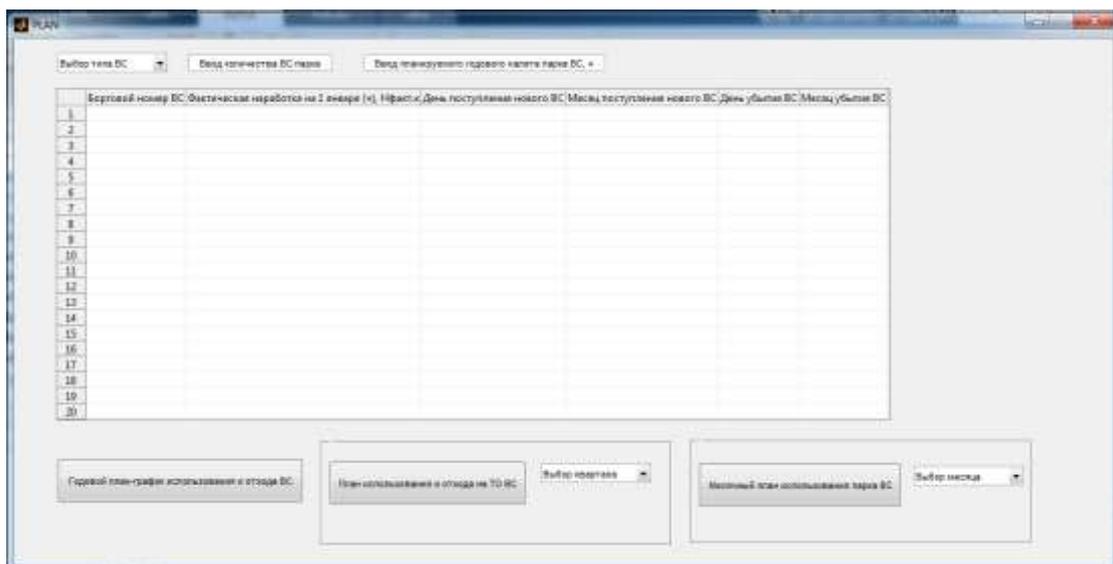


Рисунок 1 – Интерфейс пользователя разрабатываемого электронного модуля планирования использования и отхода на ТО и Р ВС

Для начала работы по созданию графического интерфейса необходимо открыть программу MatLab и запустить среду визуальной разработки (ввести в командном окне «guide»). В окне среды GUIDE (рис. 2) расположены все необходимые инструменты для создания интерфейса пользователя.

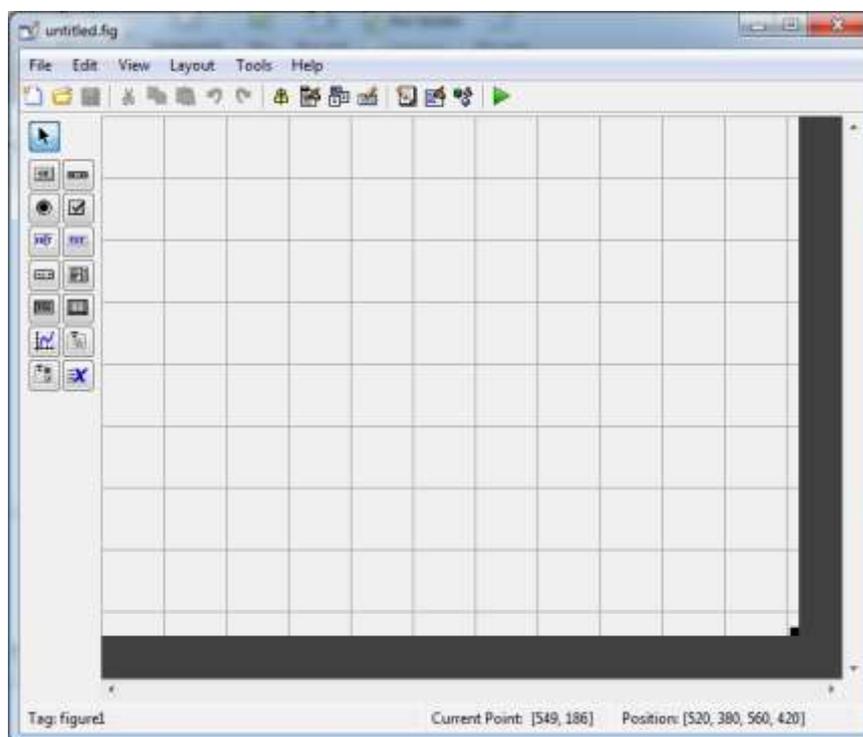


Рисунок 2 – Окно среды визуальной разработки GUIDE

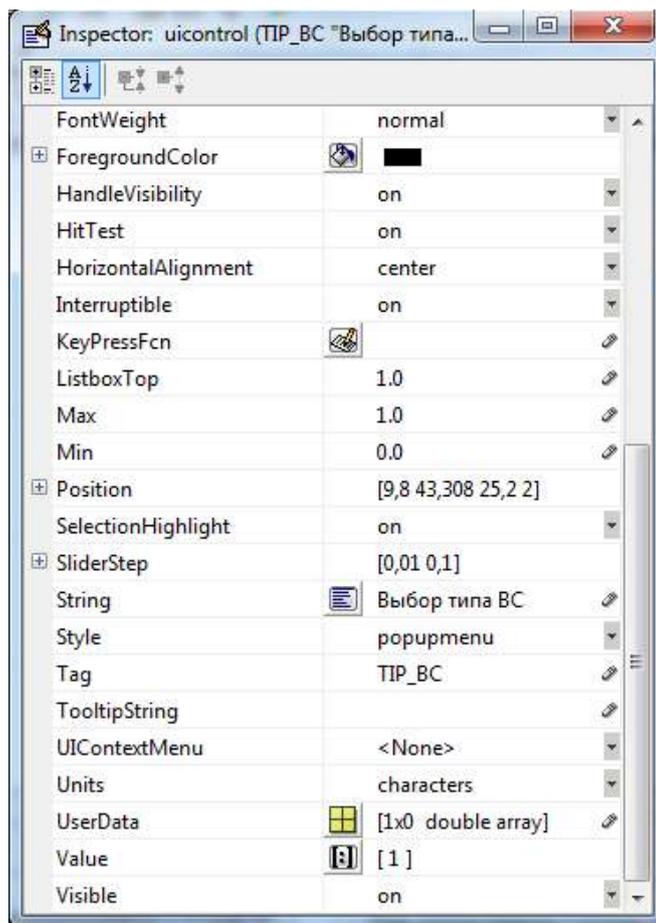


Рисунок 3 – Окно свойств одного из элементов интерфейса пользователя

Размещение элементов управления и ввода данных на рабочей области осуществляется «мышью» компьютера. Задаются свойства элементов интерфейса (при нажатии на элемент правой кнопкой необходимо выбрать строку параметров «Property Inspector»). В первую очередь необходимо задать имя элемента в коде (свойство «Tag»), а также имя, которое будет отображаться в интерфейсе пользователя (свойство «String»).

В свойствах (рис. 3) можно указать размер элемента, его цвет, шрифт текста, ограничения значений переменных и др.

Все элементы интерфейса пользователя автоматически получают свой «начальный» код при сохранении разрабатываемого интерфейса, дальнейшая доработка кода осуществляется при программировании элементов под требуемые задачи расчета в окне Editor программы MatLab.

Пример доработки части кода элемента выбора определяющих параметров (всплывающий список для выбора типа ВС):

```
% --- Executes on selection change in TIP_BC.
function TIP_BC_Callback(hObject, eventdata, handles)
% hObject handle to TIP_BC (see GCBO)
% eventdata reserved - to be defined in a future version of
MATLAB
% handles structure with handles and user data (see GUIDATA)
p2 = findobj('Tag','TIP_BC');
Num = get(p2,'Value');
switch Num
case 1
case 2 % Ил-96
% межремонтный ресурс ЛА, ч
global Resurs_LA
Resurs_LA = 6000
% межремонтный ресурс АД, ч
global Resurs_AD
Resurs_AD = 2500
% продолжительность ремонта, дни
global Remont_day
Remont_day = 200
. . .
% Hints: contents = cellstr(get(hObject,'String')) returns
TIP_BC contents as cell array
% contents{get(hObject,'Value')} returns selected item from
TIP_BC
end
```

После отладки разрабатываемый электронный модуль сохраняется в exe-формате, т. е. впоследствии становится самостоятельной программой.

В процессе разработки электронного модуля был создан интерфейс пользователя, проработан код расчета планирования использования и отхода на ТО и Р ВС, форма вывода результатов расчета выполнена в виде таблиц разработанной программы, также продолжается работа по выводу информации в виде табличных отчетов Microsoft Office Excel.

ЛИТЕРАТУРА

1. «Поддержание летной годности» пособие по выполнению практических занятий, МГТУ ГА, М., 2013.

2. Ануфриев И. Е. «Самоучитель MatLab 5.3/6.x» БХВ-Петербург, Санкт-Петербург 2002.
3. Ю. М. Чинючин, С. В. Далецкий, В. В. Маклаков «Нормативная база технической эксплуатации и поддержания летной годности воздушных судов». – М.: МГТУ ГА, 2015.

УДК 632.982.4

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ СЕЛЬСКОХОЗЯЙСТВЕННОЙ АВИАЦИИ В САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ

Аветисян Д. К.

Тихонова А. А.
(научный руководитель)

*Самарский национальный исследовательский университет
им. академика С. П. Королёва
(г. Самара)*

Объектом исследования является применение авиационного способа обработки сельскохозяйственных культур с целью удовлетворения потребностей сельскохозяйственного комплекса Самарской области. В работе был произведен анализ существующей авиатранспортной инфраструктуры и уровня развития сельскохозяйственного комплекса районов Самарской области. На основе полученных результатов предложено территориально-пространственное размещение точек базирования сельскохозяйственной авиации на территории области. Также было произведено исследование порога целесообразности применения различных типов воздушных судов на работах в аграрном секторе с целью выбора наиболее оптимальных вариантов для размещения в предложенных точках базирования.

Ключевые слова: сельскохозяйственная авиация, авиационно-химические работы, авиатранспортная инфраструктура, способ обработки, агропромышленный комплекс.

Одним из важных аспектов современного состояния российской авиационной сферы является кризис малой (легкой) авиации. В настоящее время в России почти не существует развитого парка летательных аппаратов малой авиации. Старая авиационная техника приходит в негодное состояние, а новая практически не производится.

В Советском Союзе существовало такое понятие как ПАНХ – применение авиации в народном хозяйстве. Обработка порядка 70% посевных площадей производилась с использованием авиации. В после перестроечный период деятельность сельскохозяйственной авиации практически прекратилась, и на сегодняшний день рынок услуг по проведению АХР (авиационно-химических работ) весьма ограничен и представлен разрозненными авиакомпаниями с небольшим парком воздушных судов, не способным удовлетворить потребности аграриев. Из-за отсутствия и недостаточной производительности наземной техники (опрыскивателей, тракторов) хозяйства порой не в состоянии обработать в нужные сроки необходимую площадь посевов. Обладая высокой производительностью и маневренностью, малая авиация в сельском хозяйстве позволяет эффективно, качественно и быстро проводить огромный комплекс работ: мониторинг площадей, аэросев, внесение минеральных удобрений, борьбу с вредителями и сорняками, применение стимуляторов роста, защиту растений от заболеваний и т. д.

Данные проблемы характерны и для Самарской области. Пути к их решению намечены в «Стратегии социально-экономического развития Самарской области», однако требуется детальная проработка данного вопроса [1].

Для оценки перспектив развития малой авиации для сельскохозяйственных нужд в Самарской области был произведен анализ агропромышленного комплекса области, различных вариантов сельскохозяйственной авиатехники и порога целесообразности их применения. На основании этого было выдвинуто предложение размещения точек базирования СХА (сельскохозяйственной авиации) в Самарской области.

Поиск решения выбора конкретного воздушного судна для проведения сельскохозяйственных работ был начат с анализа существующих вариантов различных типов авиационной техники. Среди имеющихся на Российском рынке самолетов, вертолетов, мотодельтапланов и дельталетов, а также БПЛА (беспилотных летательных аппаратов) были выбраны следующие:

- АН-2СХ;
- Х-32СХ Бекас;
- Robinson R44 Raven I;
- Дельталет «Ветер-2»;
- Yamaha RMAX.

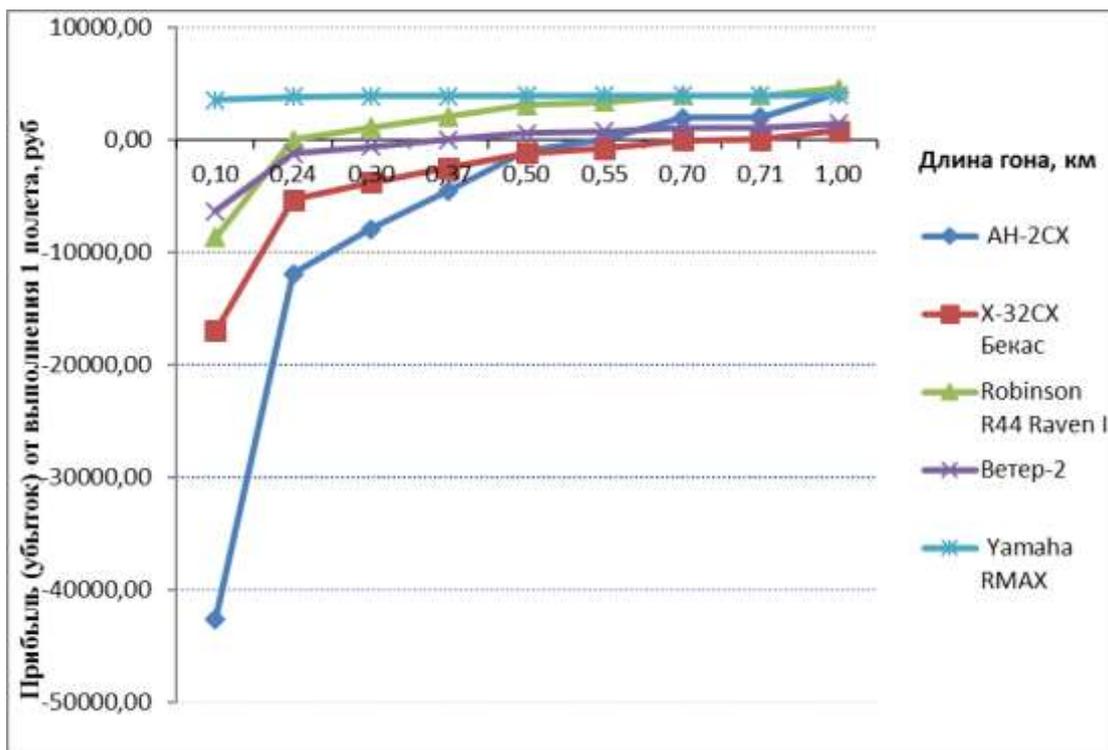


Рисунок 1 – Зависимость прибыли (убытка) от выполнения 1 полета от длины гона

Выбор обусловлен такими показателями как: цена изделия, его производительность, расход топлива и ресурс двигателя.

Для определения порога целесообразности применения различных типов воздушных судов на работах в аграрном секторе использовался метод, разработанный Кубанским государственным аграрным университетом. Целью исследований являлось определение порога целесообразности применения авиационной техники (точки безубыточности авиационных работ) для одного полета, т. е. нахождение такой длины гона, при которой прибыль от данного полета равна нулю и авиационное предприятие не несет убытки [2].

Рис. 1 наглядно показывает полученные результаты по каждому ВС

Проведенные исследования позволили определить порог целесообразности при заданных постоянных параметрах, варьируя длиной гона обрабатываемого участка.

Приняв допущение о том, что на расстоянии 1 км от поля имеется подходящая площадка для проведения подготовки к АХР, был сделан вывод об эффективности применения различных летательных аппаратов в зависимости от длины гона (т. е. размеров поля). На небольших участках

с длиной гона до 500 м наиболее выгодно использование БПЛА и вертолета. При превышении длины гона 500 м начинает приносить прибыль дельталет «Ветер-2». Целесообразность применения самолетов увеличивается с увеличением длины гона. АН-2СХ и Х-32СХ Бекас начинают приносить прибыль, когда длина гона переходит числовые значения 550 м и 710 м соответственно.

Исходя из полученных результатов, наиболее универсальными и независимыми от габаритов поля являются вертолет Robinson R44 Raven I и БПЛА Yamaha RMAX.

Согласно данным Министерства сельского хозяйства и продовольствия Самарской области средняя площадь одного поля по области составляет 100–150 гектар. Исследования ученых Пензенской сельскохозяйственной академии о зависимости длины гона от площади поля (табл.1) позволяют принять среднюю длину гона для Самарских сельскохозяйственных угодий равную 700 м.

Таблица 1 – Численное соотношение длины гона и площади поля

Длина гона, м	200	400	600	800	1000	1200
Площадь поля S, га	20	60	100	140	180	200

При такой длине гона эффективно (т.е. с прибылью), могут работать такие ВС как: АН-2СХ, Robinson R44 Raven I «Ветер-2», а также Yamaha RMAX. Однако, выбирая воздушное судно для проведения АХР, нельзя не учитывать такие критерии как стоимость, прибыль от 1 полета при длине гона 700 м, производительность за 1 полет, тариф за обработку (табл. 2).

Таблица 2 – Параметры воздушных судов по основным критериям

Тип ВС	Прибыль от 1 полета (при длине гона 700 м), руб	Стоимость ВС, млн руб	Производительность за 1 полет, га	Тариф, руб/га
АН-2СХ	1966,70	2,00	48,00	240,00
Х-32СХ Бекас	-28,69	3,25	25,00	180,00
Robinson R44 Raven I	3936,89	47,50	54,00	175,00
Ветер-2	1080,12	0,50	32,00	120,00
Yamaha RMAX	3976,58	5,60	7,62	650,00

Анализируя итоговые данные, можно сделать вывод, что использование самолета Х-32СХ Бекас для проведения авиаработ на территории Самарской области нецелесообразно, так как, учитывая размеры полей в Самарской области, ВС не приносит прибыли от 1 полета.

БПЛА Yamaha RMAX приносит наибольшую прибыль от 1 полета, однако данное ВС не может быть рекомендовано к широкомасштабному применению в Самарской области, ввиду его наиболее низкой производительности и высокого тарифа за обработку 1 гектара сельхозугодий, при котором спрос на услуги по проведению АХР данным видом ВС будет низким. Вертолет Robinson R44 Raven I обладает высокими показателями производительности и прибыли, но, несмотря на это, имеет наиболее высокую стоимость, дорог в эксплуатации, что не позволяет рекомендовать его для использования в Самарской области. Наиболее оптимальными по всем показателям являются самолет АН-2СХ и дельталет «Ветер-2». При проведении комплексных работ для компаний, имеющих в своем владении поля крупных размеров, наиболее целесообразным будет являться использование самолетов АН-2СХ, для частных же фермеров, с размерами сельхозугодий от 50 гектар, наиболее удобным вариантом является использование дельтапланов и дельталетов ввиду доступности их стоимости и низкого уровня тарифа.

Для предложения территориально-пространственного размещения точек базирования сельскохозяйственной авиации был проведен анализ объектов авиатранспортной инфраструктуры и распределения урожайности муниципальных районов Самарской области (рис. 2).

На его основании было предложено два варианта размещения точек базирования СХА в области.

Первым вариантом является размещение основной базы для СХА на территории посадочной площадки Смышляевка, так как это место имеет наиболее оптимальное территориальное расположение ввиду его равноудалённости относительно всех муниципальных районов области. К тому же, имеющаяся на данный момент инфраструктура позволяет в полной мере обеспечить организацию базирования СХА. Данная посадочная площадка способна принимать самолёты Ан-2, Л-410 и более лёгкие, а также вертолёты всех типов. Следовательно, в данном месте возможно базирование всех предложенных ВС.

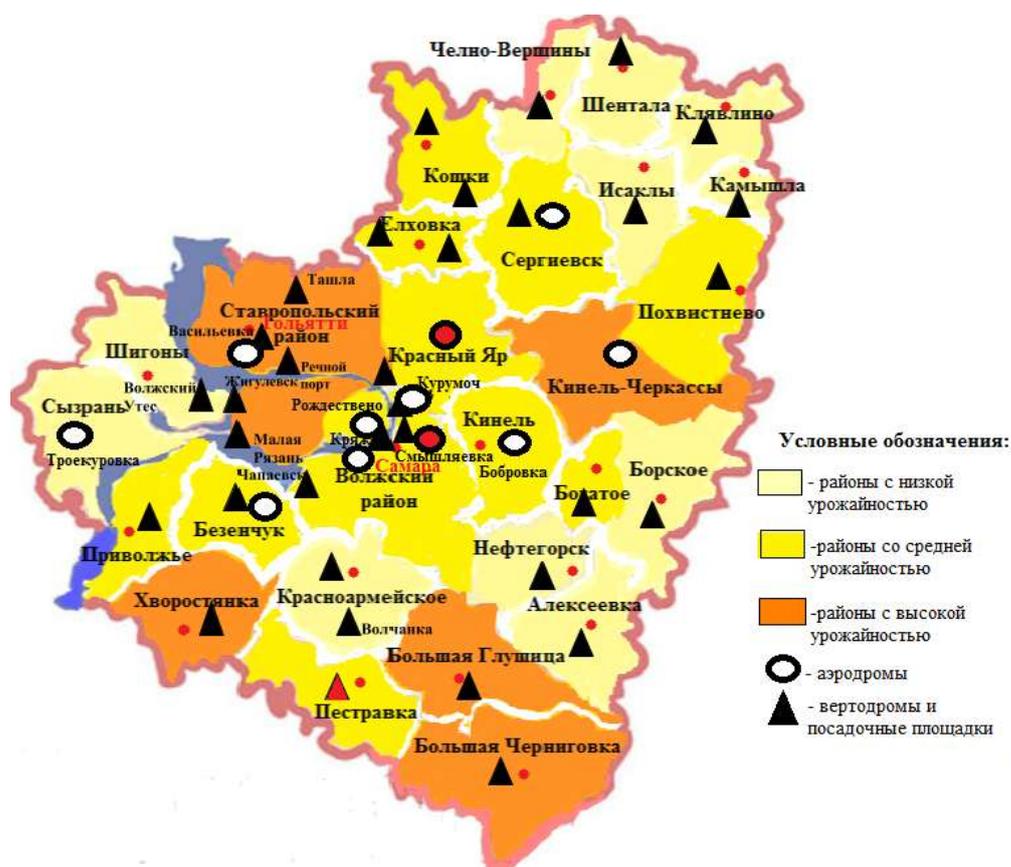


Рисунок 2 – Карта Самарской области, отображающая объекты авиатранспортной инфраструктуры и распределение уровня урожайности муниципальных районов

Другим вариантом является использование двух точек базирования: аэродрома «Красный Яр» и посадочной площадки в Пестравке. Аэродром Красный Яр предложен в качестве места базирования с целью обслуживания северных и центральных районов Самарской области. Он может осуществлять прием и выпуск самолетов всех типов с максимальной взлетной массой менее 7 тонн, вертолетов всех типов с максимальной взлетной массой менее 10 тонн, а также сверхлегких летательных аппаратов всех типов. Красный Яр, являясь районом со средним уровнем урожайности, расположен между двумя основными сельскохозяйственными районами Самарской области. Это обеспечивает его востребованность и позволяет снизить затраты на полет к обрабатываемым участкам. Пестравка выбрана с целью обслуживания южных районов области, так как географически расположена между тремя крупными сельскохозяйственными районами: Большеглушицким, Большечерниговским и Хворостянским. Там имеется посадочная

площадка, требующая модернизации для возможности ее полноценного использования в качестве точки базирования СХА. Выбор двух точек базирования можно обосновать также и тем, что в случае непредвиденных обстоятельств на одной из баз можно воспользоваться другой, без значительных материальных потерь.

В настоящее время без применения химических удобрений практически невозможно получить хороший урожай зерновых культур. Внесение средств химизации наземным транспортом не всегда эффективно, поэтому авиационная обработка остается актуальной задачей современного земледелия [3].

Результат анализа имеющейся авиатранспортной инфраструктуры и большие масштабы сельхозугодий области позволяют сделать вывод о возможности и необходимости повышения интенсивности использования сельхозавиации для удовлетворения потребностей СХ комплекса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Стратегия социально-экономического развития Самарской области на период до 2020 года [электронный ресурс] – URL: <http://www.consultant.ru> (дата обращения: 04.10.2016).
2. Определение порога целесообразности применения различных типов воздушных судов на работах в аграрном секторе [электронный ресурс] – URL: <http://ej.kubagro.ru/2003/01/06/> (дата обращения: 06.10.2016).
3. Эффективность сельскохозяйственных авиационно-химических работ [электронный ресурс] – URL: <http://cyberleninka.ru/article/n/effektivnost-selskohozyaystvennyh-aviatsionno-himicheskikh-rabot> (дата обращения: 15.10.2016).

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ С АЛЬТЕРНАТИВНЫМИ ТИПАМИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НА ПАССАЖИРСКИХ АВИАРЕЙСАХ

Волгина К. М., Минеева К. И.

Немчинов О. А.
(научный руководитель)

*Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С. П. Королёва
(г. Самара)*

Рассмотрены характеристики воздушных судов с классическими и альтернативными силовыми установками, произведен сравнительный анализ ряда воздушных судов по техническим и эксплуатационным характеристикам, а также экономические характеристики совершения рейса. Проанализирован пассажиропоток на различных авиалиниях и выявлен сегмент, в котором целесообразно применять ВС с альтернативными видами силовых установок. Изучена перспектива развития самолетов с гибридной или электрической силовой установкой. На примере региональной авиакомпании построена модель зависимости прибыли от перевезенных пассажиров на ВС с альтернативными силовыми установками и произведен анализ экономической эффективности.

Ключевые слова: функциональная модель, альтернативные типы силовых установок, электродвигатель, пассажироместимость, топливная эффективность.

Современный воздушный транспорт играет существенную роль в обеспечении устойчивого экономического и социального развития.

Развитие авиационной техники в настоящее время направлено на обеспечение ряда ключевых факторов: безопасности полётов, повышение эффективности эксплуатации, экологическую безопасность и пр.

Выполнение поставленных задач по достижению заявляемых показателей требует комплексного разностороннего подхода, рассмотрения всех областей, связанных с авиационной промышленностью и развитием передовых технологий, в том числе необходимо исследование новых прорывных конструктивно-схемных решений в области разработки авиационных двигателей.

В настоящее время существует множество различных силовых установок. Самыми распространёнными являются турбовинтовые

двигатели, которые практически доведены до совершенства. И хотя резервы для развития ещё остаются, конструкторы задумываются над принципиально новыми схемами самолётов и силовых установок. Движущими силами в этом процессе выступают потребность авиакомпаний во всё более экономичных самолётах и общественный запрос на повышение экологичности воздушного транспорта [1].

Увеличение прибыли авиакомпании возможно осуществить как за счёт увеличения тарифов, так и за счёт снижения затрат, которые в немалой степени зависят от цен на все виды ресурсов, в особенности на ограниченные топливно-энергетические ресурсы.

Прямые денежные затраты, включаемые в конечную стоимость совершения рейса: аэропортовые сборы за взлет и посадку, затраты на техническое обслуживание и ремонт, амортизацию ВС, затраты на авиатопливо. Затраты на ТОиР и авиатопливо определяются с учётом следующих факторов: затраты на ТОиР и амортизация ВС (денежных единиц за лётный час); цена авиатоплива (денежных единиц за тонну); средний расход топлива в крейсерском полете (тонн за лётный час); постоянные, т. е. слабо зависящие от дальности поездки, расходы топлива на рейс – на взлет, набор высоты, снижение и посадку (в тоннах на рейс).

В этой связи актуальной является задача оценки топливной эффективности современных воздушных судов, а также анализ разработок в области совершенствования силовых установок самолётов.

Наиболее перспективными являются самолёты с использованием гибридных и электрических силовых установок, а также приводимые в движение солнечными батареями.

Основными преимуществами использования воздушных судов с данными типами силовых установок являются: снижение вредных выбросов в атмосферу, снижение уровня шума, что положительно сказывается на комфорте не только пассажиров, но и наземного персонала аэропорта. Интегрированная схема позволяет значительно улучшить аэродинамику самолета, что также сказывается на расходе топлива.

В рамках исследования разработана функциональная модель согласно технологии IDEF0 (рис. 1).



Рисунок 1 – Контекстная диаграмма верхнего уровня А0 функциональной модели

В соответствии с моделью, нами рассмотрены конструкции и характеристики воздушных судов с альтернативными типами силовых установок и произведено сравнение с самолётами, имеющими схожие технические характеристики и пассажироместимость, но с классическими типами двигателей (табл. 1).

Таблица 1 – Сравнение характеристик ВС с различными типами силовых установок

Характеристики	Самолёт								
	E-430	Airbus E-FAN	Cri-Cri MC-10	PC-Aero e-One	Panthera гибрид	Дельфин 10М	Cessna 172	Diamond DA40	Virus
Максимальная скорость, км/ч	150	220	250	160	407	655	310	330	274
Крейсерская скорость, км/ч	90	160	110	140	375	545	230	278	263
Максимальная дальность, км	227	220	60	1000	400	640	1180	1454	1420
Вес пустого самолёта, кг	250	-	75	100	770	2280	813	810	289
Взлётный вес, кг	470	550	170	300	1315	3540	1157	1200	599
Длина, м	6,98	6,67	3,91	5,5	8,07	10,81	8,28	8,05	6,49
Размах крыла, м	13,8	9,5	4,9	13	10,8	10,29	11,02	12,04	10,7

Продолжение таблицы 1

Характеристики	Самолёт								
	E-430	Airbus E-FAN	Cri-Cri MC-10	PC-Aero e-One	Panthera гибрид	Дельфин 10М	Cessna 172	Diamond DA40	Virus
Силовая установка	1ЭД×40 КВт	2ЭД×30 КВт	4ЭД×12 КВт	1ЭД×16 КВт	1ЭД×145 КВт	Jabiru 3300	Textron Lycoming IO-360-L2A	Lycoming IO-360-M1A	Rotax 912 ULS
Источник энергии	Аккумуляторы	Аккумуляторы	Аккумуляторы	Батареи и солнечные панели	Батареи и генератор	Реактивный двигатель	Двигатель	Двигатель	Двигатель
Тип двигателя	2-х лопаст. Винт	Винт в кольце	2-х лопаст. винт	2-х лопаст. винт	2-х лопаст. винт	Поршень с тянущим винтом	Поршень	Поршень	Поршень
Количество мест, чел	2	2	1	1	4	2	4	4	1

В ходе исследования установлено, что наиболее эффективной на данный момент для воздушного судна является гибридная силовая установка.

В 2013 году испытан первый самолёт с гибридной силовой установкой, сочетающей двигатель внутреннего сгорания и электродвигатель [2]. На сегодняшний день вместимость таких самолетов невелика и не превышает 8 пассажиров, но по прогнозам конструкторских бюро, к 2030 г. планируется увеличение вместимости до 100 пассажиров [3].

Мощность современных образцов гибридных силовых агрегатов 200 киловатт. В состав агрегата входит электромотор, способный выдавать мощность в 200 киловатт во взлетном режиме и 150 киловатт в режиме крейсерского полёта [4]. Вклад электрического двигателя в формирование общей тяги всех силовых установок составляет 23% [5].

В работе произведено прогнозирование объема перспективного рынка использования самолётов с альтернативными типами силовых установок, проанализирована сеть воздушных линий использования данных воздушных судов и спрогнозирована перспективная пассажировместимость самолётов с гибридными двигателями.

Существуют проекты самолётов с гибридным двигателем пассажировместимостью до 340 человек и дальностью полёта 8900 км на скорости 963 км/ч, что удовлетворяет современным потребностям авиаперевозчиков [5].

На основе ряда характеристик (пассажировместимость, дальность полёта, скорость и пр.) воздушных судов с альтернативными видами тяги

рассмотрена возможность замены части или полного парка самолётов региональной авиакомпании. Произведён анализ экономических характеристик совершения рейса самолётами с альтернативными и классическими силовыми установками.

Примерный расчёт затрат на рейс производился для маршрута Самара (Курумоч) – Казань (табл. 2).

В ходе расчёта получены следующие значения себестоимости рейса для рассматриваемых типов ВС (табл. 3).

На основании произведённых расчётов затрат на выполнение одного рейса воздушными судами с различными видами двигателей, установлено, что самолёты с электрическими и альтернативными силовыми установками сокращают расходы авиакомпании примерно на 20% за один полёт. При этом затраты на топливную обеспеченность воздушного судна сокращаются примерно на 30%.

На основании результатов экономического анализа построена модель зависимости прибыли авиакомпании от количества перевезённых пассажиров на воздушных судах с альтернативной силовой установкой на заданной маршрутной сети.

Таблица 2 – Ставки и сборы в аэропорту вылета и аэропорту прилёта

Ставки и сборы	Аэропорт вылета (Курумоч)	Аэропорт прилёта (Казань)
Взлёт – посадка, руб./т	376	384,5
Авиационная безопасность, руб./т	330	220,52
Пользование аэровокзальным комплексом, руб./чел.	110	49,82
Обслуживание пассажиров, руб./чел	350	168,2
Предоставление трапа, руб.	3800	3245
Доставка пассажиров на автобусе от/до ВС, руб.	3200	1760
Сбор за метеобеспечение, руб.	2150	2485
Медицинский осмотр членов экипажа, руб./чел.	200	100
Автомобиль, сопровождающий ВС, руб.	400	350
Стоянка ВС, руб.	1500	1300
Приёмка и выпуска ВС, руб.	2900	2800
Стоимость ГСМ, руб./т	33750	32350
Контроль заправки, руб.	800	600

Таблица 3 – Общие затраты на рейс для разных типов ВС

Самолет	Затраты на рейс, руб.
Cessna 172	82857
Cessna 208B	90962
E 430	54403
Airbus E-FAN	56309
PC-AERO E-ONE	53900
Panthera hybrid	58252

Таким образом, внедрение новых самолётов обусловлено многими факторами: топливной эффективностью, экологичностью и сокращением эксплуатационных затрат на обслуживание самолётов с альтернативными силовыми установками. В совокупности все эти факторы влияют на постепенный переход от использования традиционных материалов и технологий в области авиастроения к внедрению современных передовых идей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Синицкий А. Гибридный турбоэлектрический самолет EADS [Электронный ресурс] – URL: <http://www.ato.ru/content/gibridnyy-turboelektricheskiy-samolet-eads> (дата обращения: 05.10.2016).
2. Уолл, Р. Электрические самолеты могут стать реальностью [Электронный ресурс] – URL: <https://www.vedomosti.ru/technology/articles/2016/06/17/645822-elektricheskie-samoleti> (дата обращения: 05.10.2016).
3. Губенко, А. В. Экономика воздушного транспорта [текст] / А. В. Губенко, М. Ю. Смуров, Д. С. Черкашин // СПб.: Питер, 2009. – 288 с.
4. Электронная газета «Aviation Explorer» [Электронный ресурс] – URL: <http://www.aex.ru/news/2016/7/22/156930/>
5. Электронный портал о науке и технологиях «N+1» [Электронный ресурс] – URL: <https://nplus1.ru/news/2016/02/25/hybrid>

ОБЗОР МОДИФИКАЦИЙ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ПОРШНЕВЫХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ, МОДЕЛИРОВАНИЕ В ПРОГРАММНОЙ СРЕДЕ LMS AMESIM

Салахов Р. Р., Хисматуллин Р. М., Гуреев В. М.

*Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А. Н. Туполева
(г. Казань)*

В данной статье рассмотрены некоторые варианты модификаций системы охлаждения поршневых дизельных авиадвигателей внутреннего сгорания, объяснен общий принцип их работы. Построена расчетная модель системы охлаждения и выполнена симуляция режима работы и прогрева в программной среде LMS Amesim. Приведен анализ полученных результатов симуляции, выполнена оценка актуальности методов модификации системы охлаждения авиадвигателей.

Ключевые слова: система охлаждения, теплообмен, теплотехника, моделирование, ДВС, авиадвигатель, LMS AMESim.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время в боевой и большой коммерческой авиации поршневые двигатели уступили реактивным, однако остаются актуальными в областях, где скорость не является решающим фактором. Развитие малой авиации дало второе рождение поршневым авиадвигателям. Одно из перспективных направлений – беспилотные летательные аппараты, так же вполне могут использовать поршневые двигатели. Основные преимущества авиационных поршневых двигателей над газотурбинными двигателями – низкая стоимость и экономичный расход топлива.

В июне 2016 года Министерство обороны России заказало 150 самолетов Як-152, предназначенных для первичного обучения будущих военных летчиков. На самолетах установлены немецкие дизельные двигатели RED A03 V12 мощностью 500 лошадиных. Известно, что ранее в 2011 году RED A03 V12 успешно завершили летные испытания на самолете Як-52.

В наиболее распространенных поршневых авиадвигателях используется воздушное охлаждение, однако в последнее время появились разработки современных высокоэффективных дизельных двигателей с жидкостной системой охлаждения. От эффективности подобной системы

охлаждения напрямую зависит эффективность рабочих процессов в цилиндре. Кроме того, для исключения опасных температурных напряжений в цилиндро-поршневой группе необходимо обеспечить оптимальную работу системы охлаждения.

Система охлаждения двигателя внутреннего сгорания – совокупность устройств, обеспечивающих подвод охлаждающей среды к нагретым деталям двигателя и отвод от них в атмосферу лишней теплоты, которая должна обеспечивать лучшую степень охлаждения и возможность поддержания в требуемых пределах теплового состояния двигателя при различных режимах и условиях работы.

Для избежания слишком высоких термальных напряжений и расширений, сгорания смазывающих двигателей, перегрева деталей все зарубашечное пространство двигателя должно интенсивно охлаждаться, особенно рубашка камеры сгорания [1].

СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ДИЗЕЛЬНЫХ АД

Рассмотрим стандартную систему охлаждения и варианты ее модернизации.

Базовая система жидкостного охлаждения

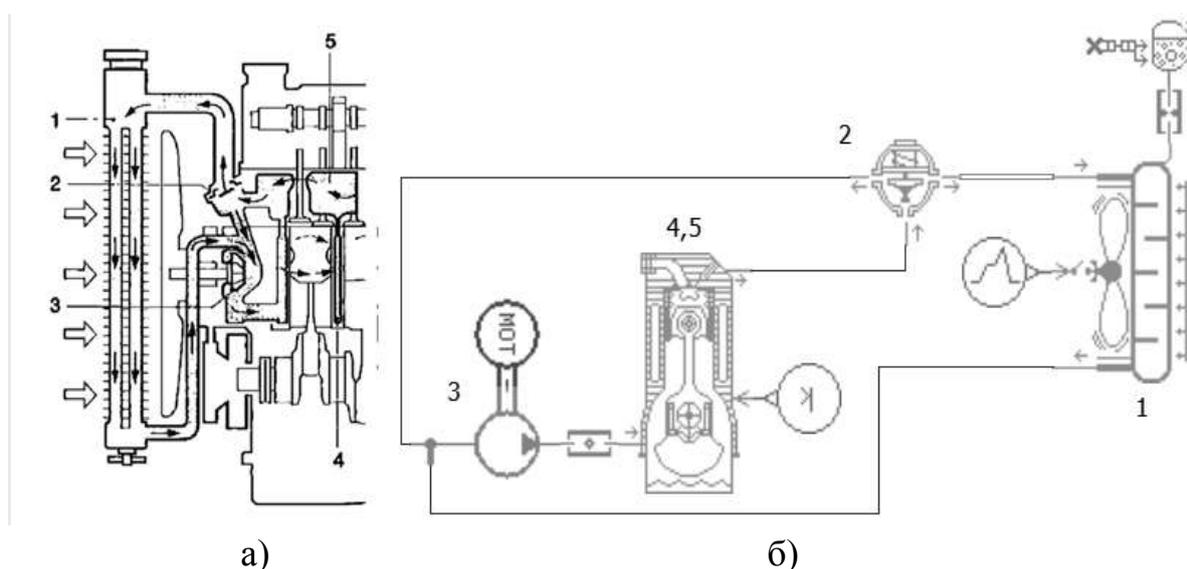


Рисунок 1 – Базовая система жидкостного охлаждения: а) принципиальная схема системы жидкостного охлаждения; б) модель системы охлаждения. 1 – радиатор; 2 – термостат; 3 – насос; 4 – каналы в блоке цилиндров; 5 – охлаждающие каналы в блоке цилиндров

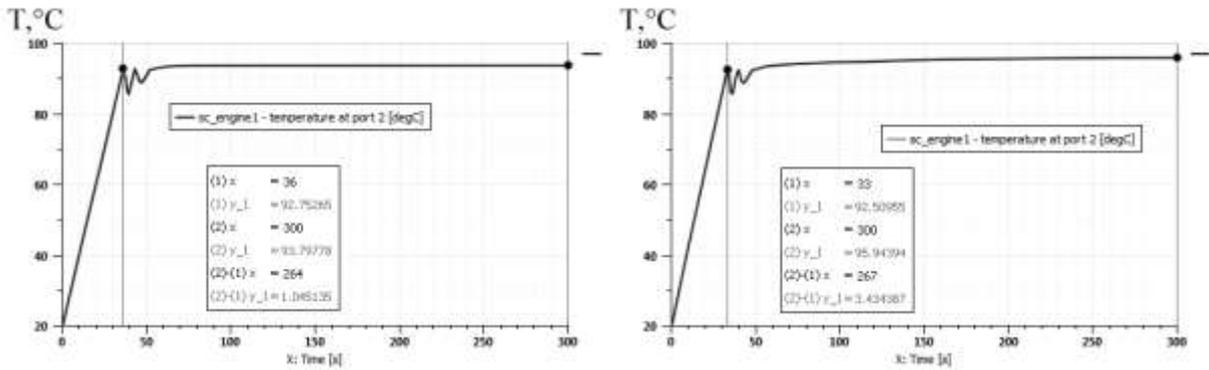


Рисунок 2 – Температура ОЖ в результате симуляции: а) температура ОЖ при 1500 оборотах/мин; б) температура ОЖ при 2000 оборотах/мин

Охлаждающая жидкость (ОЖ), поступающая из зарубашечного пространства двигателя (4, 5), направляется в термостат (2), где, в зависимости от температуры, направляется в малый, либо в большой круги охлаждения, после чего направляется в насос (3), откуда вновь в двигатель. В малом круге фактически не происходит охлаждения, поскольку он предназначен для прогрева двигателя [2]. При достижении температуры ОЖ 90°C начинает открываться второй проход термостата, ведущий в большой круг охлаждения. В нем жидкость попадает в воздушный радиатор (1), где отдает температуру, после которого направляется в водяную помпу (3).

Выполним моделирование прогрева в программном комплексе 1D моделирования LMS Amesim [3].

Система охлаждения с использованием управляемых термостатов

Особенностью использования данной модификации термостата является зависимость его открытия не только от температуры охлаждающей жидкости, но и от дополнительных сигналов, которые, преобразуясь в тепло, дополнительно позволяют увеличить, либо уменьшить расход охлаждающей жидкости. Целью является заблаговременное установление наиболее подходящего температурного режима, для увеличения эффективности и срока службы системы. В пример можно привести резкое нажатие на педаль акселератора, что искусственно заранее увеличивает поток ОЖ, это позволяет системе реагировать без задержек.

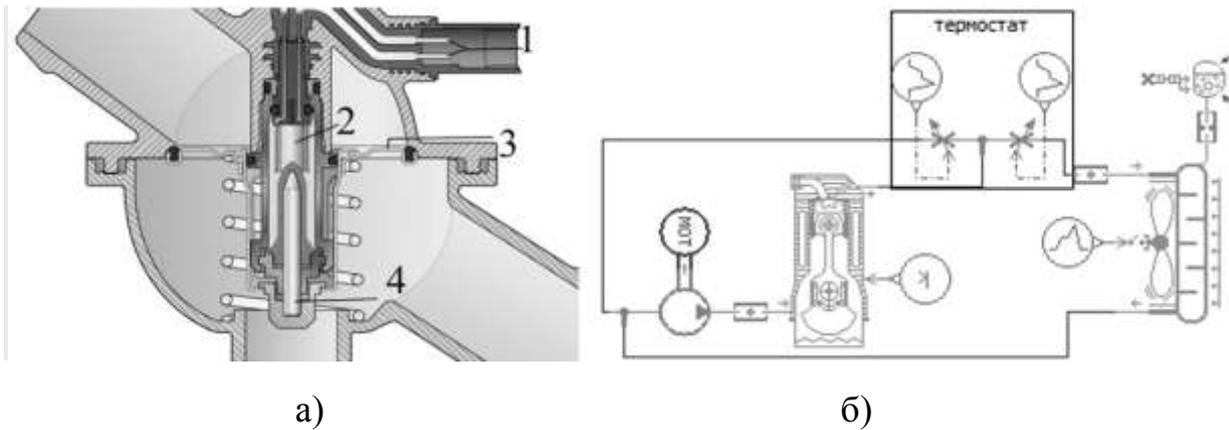


Рисунок 3 – Управляемый термостат: а) управляемый термостат; б) модель системы охлаждения с управляемым термостатом. 1 – штекерное соединение; 2 – нагревательное сопротивление; 3 – тарелка клапана; 4 – рабочий поршень

В результате симуляции работы двигателя в течение 300 секунд, при увеличенном расходе на большой круг охлаждения, и, соответственно, уменьшенном на малый, удалось в целом понизить температурный режим системы охлаждения и конечную установившуюся температуру (рис. 4).

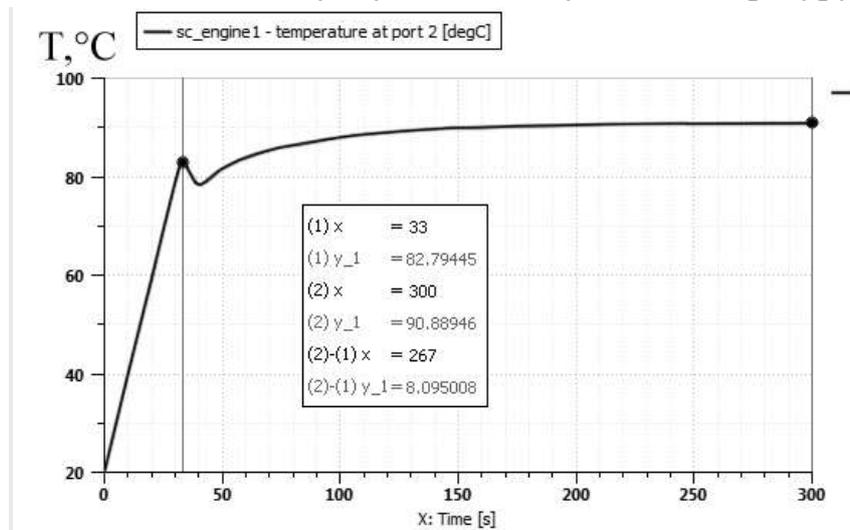


Рисунок 4 – Температура охлаждающей жидкости на выходе из рубашки охлаждения

Система охлаждения с использованием регулируемых жидкостных насосов

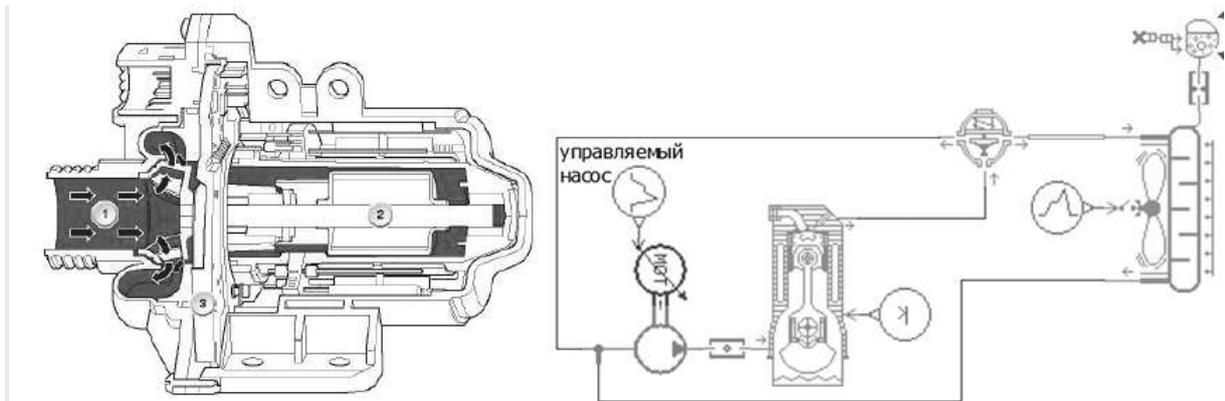


Рисунок 5 – Регулируемый жидкостный насос: а) электрический регулируемый водяной насос двигателя N54 BMW; б) модель системы охлаждения с регулируемым жидкостным насосом в LMS Amesim

Стандартный осевой водяной насос имеет механический привод с помощью ременной передачи от распределительного вала. Охлаждающая жидкость прокачивается через рубашку охлаждения с интенсивностью, зависящей от оборотов двигателя, чего может быть недостаточно для эффективной работы. Регулирование привода позволяет увеличивать расход охлаждающей жидкости в зависимости от температуры и потребностей системы. Так же возможно движение жидкости при экстренном отключении двигателя, для избежания перегрева.

Во время проведения симуляции (рис. 6), был заведомо увеличен расход жидкости на стадии прогрева и снижен в установившемся режиме.

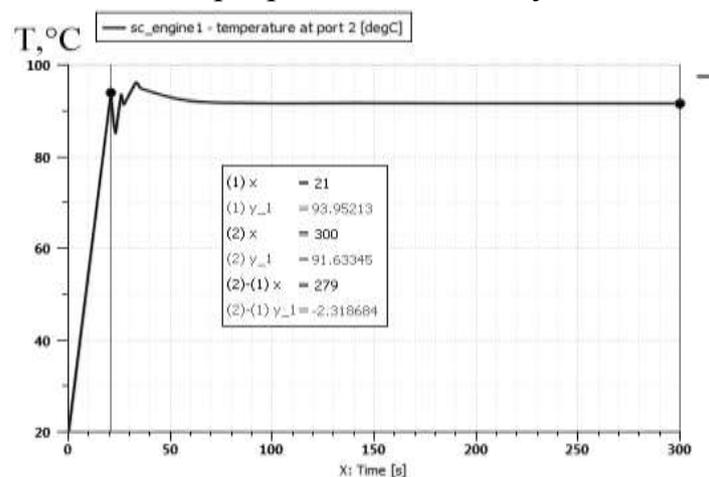


Рисунок 6 – Температура ОЖ на выходе двигателя при использовании регулируемого жидкостного насоса

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

На данный момент продолжается работа по настройке модели для приведения её к реальному образцу, но уже на текущем этапе можно выявить эффективность применения дополнительных устройств для улучшения работы системы охлаждения.

Надо отметить, что несмотря на эффективность управляемого термостата, его работа не всегда будет автономной, сигналы, приводящие в действие нагревательный элемент, в данном исполнении подаются по сигналу от человека (та же педаль акселератора). Соответственно, задействуется больше систем, что увеличивает вероятность отказа либо поломки. Регулируемый жидкостный насос не требует непосредственного вмешательства человека, также позволяет продолжать охлаждение при выключенном двигателе.

Работа выполнена в рамках договора Минобрнауки РФ № 14.577.21.0195 от 27 октября 2015 г.

ЛИТЕРАТУРА

1. Комплексные расчеты элементов ГТД с учетом пластичности и ползучести с применением методов конечно-элементного и структурного анализа: учебно-методическое пособие к лабораторным работам. Р. Ш. Мисбахов, В. М. Гуреев, Н. И. Москаленко, А. М. Ермаков, П. В. Бондарчук, Д. П. Давыдов, А. С. Котов, И. З. Багаутдинов. Казань: Центр инновационных технологий, 2014. – 248 с.
2. Моделирование процессов теплообмена и гидродинамики в кожухотрубном теплообменном аппарате. Известия ВУЗов. Проблемы энергетики. № 11–12, 2015, 75–80 с. Р.Ш. Мисбахов, В. М. Гуреев, Н. И. Москаленко, А. М. Ермаков 126 – 127 с.
3. Гимадиев, А. Г. LMS Imagine.lab AMESim как эффективное средство моделирования динамических процессов в мехатронных системах: учебное пособие // А. Г. Гимадиев, П. И. Грешняков, А. Ф. Синяков – Самара, 2014. – 136 с.

ПЕРСОНАЛЬНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

Куклин И. А.
nogrimm@mail.ru

Вайчас А. А.
f98@rambler.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В работе рассматриваются персональные летательные аппараты, сделана попытка их классифицировать, приведен исторический обзор, описаны последние достижения в области их разработки, а также обсуждается перспектива их дальнейшего применения.

Ключевые слова: персональный летательный аппарат, Jet Man, Jetpack, реактивный ранец, Flyboard.

ВВЕДЕНИЕ

Человеческое упорство не знает границ. Люди никогда не сдавались и не останавливались. На протяжении веков они мечтали покорить небо, отправиться жить и летать среди звезд. Первые шаги были робкие, человечество шло «вслепую», не зная, к чему это все приведет, но затем, быстро развиваясь, люди научились использовать законы природы для достижения своей мечты. Люди научились поднимать железные эскадрильи в воздух. Заставили небеса содрогнуться под натиском наших «железных птиц».

Сегодня человечество использует авиацию в военных целях, для перевозки грузов и пассажиров, но можно ли использовать ее в повседневной жизни, как автомобиль или мотоцикл? В данной работе рассматриваются персональные летательные аппараты (ЛА). Несмотря на то, что этот термин в последнее время широко используется, его точного определения в литературе до сих пор не встречается. Поэтому под персональным ЛА будем понимать тот ЛА, которые предназначен для полета и перемещения одного или двух человек, один из которых и управляет данным ЛА, не относящимся к классу самолетов. Стоит отметить, что в литературе также не встречается классификация подобных

аппаратов, хотя сообщения о новых разработках, отличающихся и конструктивно, и по принципу действия, появляются очень часто.

Таким образом, цель данной работы заключается в систематизации и классифицировании персональных летательных аппаратов, историческом обзоре некоторых их типов и описании последних достижений в области их разработки.

1 ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ ИНДИВИДУАЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

Человечество издревле мечтало летать подобно птицам. Подтверждением тому является известная многим легенда об Икаре и Дедале. В средние века идея о полетах охватывает ум знаменитого Леонардо Да Винчи (XV в.). Мечта о полёте нашла выражение в нескольких его проектах. Он одним из первых использовал винтовую поверхность в конструкции воздушного винта – главной детали, при помощи которой летательная машина могла бы подняться вертикально в воздух [1]. При этом он был также убежден, что человек сможет летать и при помощи крыльев. Но так считал не только он. На протяжении нескольких веков люди, в том числе и в России, пытались воплотить в реальность такие ЛА, которые получили название орнитоптеры или махолеты. Однако широкого распространения такие аппараты не получили.

1.1 Классификация персональных летательных аппаратов

В процессе своего исследования мы пришли к выводу, что все ЛА для персонального использования можно классифицировать по самым разным критериям. В данной работе сделана попытка классифицировать все многообразие таких аппаратов по способу создания силы, уравновешивающей силу тяготения.

В соответствии с выбранным критерием все известные персональные ЛА можно отнести к следующим группам:

1. Аэродинамические аппараты, которые поддерживаются в атмосферном полёте аэродинамической подъемной силой, возникающей за счёт быстрого движения в воздухе самого аппарата или его частей. Их также можно подразделить на:

– ЛА, подъемная сила которых создается с помощью подвижного крыла;

– ЛА, подъемная сила которых создается с помощью неподвижного крыла;

– ЛА, подъемная сила которых создается с помощью одного или нескольких несущих винтов.

2. Ракетодинамические аппараты, которые преодолевают силу тяготения за счёт тяги реактивного двигателя, направленной вертикально вверх, или имеющей достаточную вертикальную составляющую.

1.2 Летательные аппараты с подвижным крылом

К группе 1.1 можно отнести орнитоптеры (махолеты), приводимые в движение либо мускульной силой, либо с помощью мотора, но так и не получившие широкого распространения, хотя попытки их создания продолжают и по сей день.

1.3 Летательные аппараты с неподвижным крылом

Группа 1.2, к которой относятся ЛА, подъемная сила которых создается с помощью неподвижного крыла, представлена гораздо шире и весьма многообразна. На наш взгляд, к данной группе можно отнести такие известные многим ЛА, как: парaplаны, мотопарaplаны, паралеты, дельтапланы, дельталеты, планеры и мотопланеры. В мотопарaplанах, паралетах, дельталетах и мотопланерах наряду с неподвижным крылом используется двигатель, создающий тягу в горизонтальном направлении.

Также к данной группе персональных ЛА можно отнести изобретение Ива Росси – Jet Man – ранец-крыло [2]. Эта разработка представляет симметричное крыло с прикрепленными к нему реактивными баллонами, которые являются силовой установкой. Летательный аппарат и в России не предусматривает взлёт с земли на нужную для старта высоту, он поднимается на самолете, вертолете или воздушном шаре. Для посадки используется парашют. Одной из особенностей проекта является полное отсутствие механизации крыла. Управление летательным аппаратом осуществляется за счёт смещения центра масс, однако в отличие от дельтаплана, где пилот может перемещаться под плоскостью крыла, в летательном аппарате Ива Росси крыло жёстко закреплено на спине (рис. 1) [3].



Рисунок 1 – Jet Man – ранец-крыло [4]

Одновременно с Jet Man немецкой компанией SPELCO был представлен аналогичный ранцевый летательный аппарат «Грифон». С некоторой степенью допущения к категории ЛА с неподвижным крылом можно отнести и летающий автомобиль. Компания из Словакии «Aeromobil» обещает выпустить на рынок первый летающий автомобиль (рис. 2) [5]. Инженеры заявляют, что двухместная машина может ездить по обычной дороге, а затем трансформироваться и взлетать. Ей требуется небольшая взлетная полоса и обычное топливо. Автомобиль сделан из современных композитных материалов. Под капотом есть автопилот и парашютная система. В воздухе AeroMobil может достигать максимальной скорости в 200 км/ч. Размах крыла – около 8 метров, длина – около 6 метров. Тестовые испытания летающий автомобиль прошел в 2014 году, однако сроки появления первого такого автомобиля на рынке точно неизвестны [6].



а)



б)

Рисунок 2 – AeroMobil 3.0: а) – внешний вид; б) – приборная панель и элементы управления [5]

1.4 Летательные аппараты с одним или несколькими несущими винтами

Разработка персональных ЛА не ограничивалась применением в их конструкции только неподвижного крыла. Уже в первой половине 20-го века началась активная разработка персональных ЛА с одним или несколькими несущими винтами.

HZ-1 Aerocycle (УНО-2) – персональный вертолет, разработанный компанией de Lackner Helicopters (рис. 3а). «Аэроцикл» представлял собой платформу, снизу к которой крепились два вращающихся в разных направлениях винта (длина каждой лопасти – более 4,5 метра). В действие их приводил 4-цилиндровый двигатель мощностью 43 лошадиные силы, максимальная скорость полета агрегата – до 110 км/ч [7, 8].

К данной группе ЛА, на наш взгляд, можно отнести и автожир или гирокоптер, который был впервые разработан еще в 1920-году испанским инженером Хуаном де ла Сиерва. Автожир – летательный аппарат внеаэродромного базирования, сочетающий в себе свойства самолета и вертолета (рис. 3б). У него, как и у вертолета есть несущий винт, но он приводится в действие не двигателем, а набегающим потоком воздуха и выполняет функции крыла, создавая подъемную силу. Несущий винт (ротор) заставляет вращаться аэродинамические силы. Это явление известно как авторотация. Тяга создается силовой установкой. Это дает уменьшение взлетной и посадочной скоростей, разбега и пробега.



а)



б)

Рисунок 3 – а): HZ-1 Aerocycle (УНО-2); б) – автожир



а)



б)

Рисунок 4 – а): Martin Jetpack; б) – Scorpion 1

К группе 1.3 можно отнести и изобретение Martin Jetpack – ранцевый персональный ЛА, нынешняя версия которого является двенадцатой по счету с момента начала работы над джетпаком более 30 лет назад. Двигатели – воздушные винты малого диаметра в кольцевых каналах, вращаемые двигателем внутреннего сгорания. 2-литровый бензиновый двигатель мощностью 200 л.с. позволяет Martin Jetpack развивать максимальную скорость 74 км/ч, преодолевая на полном баке расстояние около 30 км в течение 30 минут. Его максимальная грузоподъемность составляет 120 кг, а высота полета – 1000 метров. Управление джетпаком осуществляется с помощью джойстиков напротив каждой руки (рис. 4а) [9].

Еще одним необычным типом персональных ЛА, подъемная сила которых создается с помощью винтов, является hoverbike или воздушный мотоцикл. В настоящее время сразу несколько изобретателей ведут разработки в этом направлении, например английский изобретатель и каскадер Колин Фёрз [10]. В России разработчики из Сколково создали Scorpion 1 – это грузовой электрический квадрокоптер, который может перевозить пилота. Грузоподъемность демонстрационного летательного аппарата составляет 100 кг, но есть модели, способные поднимать в воздух до 300 кг. Запаса батарей демонстрационной модели хватает на 15 минут полета со скоростью 60 км/ч. Также предлагаются дроны с силовой установкой на углеводородном топливе (бензине или дизеле). Одного бака хватит на час полета с той же скоростью (рис. 4б) [11].

1.5 РАКЕТОДИНАМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

Отдельной группой стоят персональные ЛА, использующие реактивную тягу. Уже в 50-х г. прошлого века в Америке началась разработка сверхлегкого летательного аппарата вертикального взлета и посадки – перспективного индивидуального транспортного средства – реактивного ранца (рис. 5). «Первопроходец» среди ракетных ранцев отличался невероятной «прожорливостью»: на полет длительностью до 30 секунд требовалось 19 литров пероксида водорода. Пилот мог эффективно подпрыгнуть в воздух или пролететь сотню метров, однако на этом все достоинства аппарата заканчивались. Для обслуживания ранца требовалась целая бригада специалистов, скорость его передвижения была относительно невысока, а для увеличения дальности полета был нужен бак, удержать который пилот бы не смог. Поэтому дальнейшие работы над данным проектом были прекращены [7, 12].

Неожиданное продолжение реактивные ранцы получили уже в наше время. Американская компания Jetlev Technologies и канадец Рэймонд Ли создали реактивный ранец под названием Jetlev R200 [13]. Этот аппарат предназначен для полётов над водой. В воздух владельца Jetlev поднимают мощные струи воды, создающие реактивную тягу. Насос и топливный бак располагаются внутри небольшой лодки, от которой к ранцу идёт 10-метровый шланг диаметром в 10 см. Насос подаёт воду в сопла, размещённые за спиной пилота, который управляет работой струй при помощи рукояток и может произвольно менять скорость, направление и высоту полёта, лететь, окуная ноги в воду, кратковременно нырять, выныривать обратно и зависать на одном месте (рис. 6а) [13].



Рисунок 5 – Реактивные ранцы «Jet Belt» и «Bell Rocket Belt», разработанные Венделом Муром



а



б

Рисунок 6 – Реактивные ранцы: а) – Jetlev; б) – Flyboard

Еще одним подобным устройством стал созданный французом Фрэнки Запата Flyboard, в котором в качестве реактивной тяги использовались потоки воды, вырывающиеся из-под доски (рис. 6б) [14].

Чуть позже Фрэнки Запата создал персональный ЛА Flyboard Air (рис. 7) [14]. Новая «летающая доска» лишена всяческой связи с землёй. В ее дно встроена мощная турбина, создающая реактивную тягу, способную поднять человека на высоту до 3000 метров, а время полёта, на которое хватает топлива в баке, не превышает 10 минут. При этом транспортное средство может развить скорость полёта около 150 км/ч. Управлять доской можно при помощи всё того же пульта, что использовался и в самой первой модели Flyboard. Но для полётов, разумеется, нужен пилот с отличной физической подготовкой.



а



б

Рисунок 7 – Flyboard Air: а) – внешний вид; б) – тестовые испытания [14]

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Персональные ЛА достаточно многообразны. Многие из рассмотренных используются уже давно, некоторые стали применяться сравнительно недавно. Однако, несмотря на все их многообразие, на данный момент нельзя выделить такой, который можно было бы использовать в повседневной жизни, подобно мотоциклу или автомобилю. Однако разработки новых, прочных и легких материалов, более компактных, но в то же время экономичных и мощных двигателей, уменьшение веса и размера аккумуляторов позволяют надеяться, что персональные ЛА обязательно получат широкое применение в повседневной жизни человека.

ЛИТЕРАТУРА

1. Карпушина Н. Проекты будущего в рисунках Леонардо да Винчи / Н. Карпушина // Наука и жизнь. – 2014. – Вып. 9. – С.81-87.
2. Портал проекта Jet Man [электронный ресурс] – URL: <http://www.jetman.com> (дата обращения 24.11.2016)
3. Видеоportal YouTube [электронный ресурс] – URL: https://youtu.be/x2sT9KoII_M (дата обращения 24.11.2016)
4. Видеоportal YouTube [электронный ресурс] – URL: <https://youtu.be/kSgrzMQv2Mc> (дата обращения 24.11.2016)
5. Портал проекта Aeromobil [электронный ресурс] – URL: <http://www.aeromobil.com> (дата обращения 24.11.2016)
6. Видеоportal YouTube [электронный ресурс] – URL: <https://www.youtube.com/watch?v=kzYb68qXpD0> (дата обращения 24.11.2016)
7. Информационный портал Bigpicture.ru [электронный ресурс] – URL: <http://bigpicture.ru/?p=592453> (дата обращения 24.11.2016)
8. Видеоportal YouTube [электронный ресурс] – URL: https://www.youtube.com/watch?v=1oYS_5SgU_0 (дата обращения 24.11.2016)
9. Портал проекта Martin Jetpack [электронный ресурс] – URL: <http://www.martinjetpack.com> (дата обращения 24.11.2016)

10. Видеоportal YouTube [электронный ресурс] – URL: <https://www.youtube.com/watch?v=soxxPyaAT1k> (дата обращения 24.11.2016)
11. Информационный портал Zoom CNews [электронный ресурс] – URL: http://zoom.cnews.ru/rnd/news/top/pervyj_rossijskij_hoverbajk_scorpion_1_podnyalsya_v_vozduh (дата обращения 24.11.2016)
12. Видеоportal YouTube [электронный ресурс] – URL: <https://www.youtube.com/watch?v=2JjCS2uciXo> (дата обращения 24.11.2016)
13. Портал проект Jetlev [электронный ресурс] – URL: <http://jetlev-flyer.com> (дата обращения 24.11.2016г.)
14. Портал проекта Flyboard [электронный ресурс] – URL: <http://www.flyboard-show.com> (дата обращения 24.11.2016)

УДК 629.7

КОНСТРУКЦИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ИМПУЛЬСНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Бекишев А. С.

Майрович Ю. И.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассматривается конструктивная схема импульсной камеры сгорания для двигателя космической станции.

Ключевые слова: импульсная камера сгорания, обратный клапан, сопло Лавалья, топливная импульсная форсунка.

В настоящее время на космических станциях применяются коррекционные двигатели, которые позволяют лишь скорректировать траекторию полета, тогда как есть потребность в двигателях, которые смогли бы разгонять космический ЛА до необходимых скоростей и при этом имели высокую топливную экономичность.

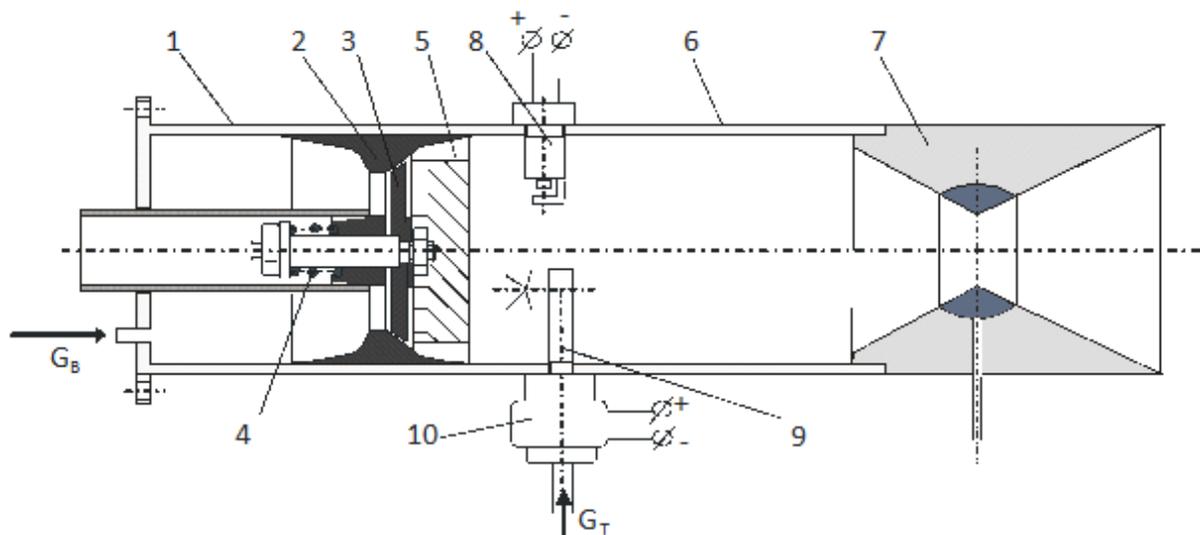


Рисунок 1 – Импульсная камера сгорания

К таким двигателям можно отнести импульсный маршевый двигатель. Его конструкция компактна, обладает небольшой массой, высокими показателями расхода газа и импульса силы, а так же низким удельным расходом топлива [1].

Основным элементом такого двигателя является импульсная камера сгорания (рис. 1), которая состоит из трубчатой герметичной жаровой трубы 6.

Жаровая труба включает в себя:

- фронтное устройство, выполненное в виде обратного клапана;
- топливную форсунку 9;
- свечу зажигания 8.

К жаровой трубе на выходе пристыковывается тяговое осесимметричное сопло 7, содержащее канал в виде сопла Лаваля (сужающийся и быстро расширяющийся канал в направлении истечения продуктов сгорания). В конструкции сопла в сужающейся части (критическом сечении) предусмотрен шаровый кран для запирания жаровой трубы и предотвращения истечения продуктов сгорания.

В импульсной камере сгорания ракетного двигателя фронтное устройство представляет собой обратный клапан (рис. 2).



Рисунок 2 – Фронтальное устройство импульсной камеры сгорания

Клапан – устройство, предназначенное для открытия, закрытия или регулирования потока среды при наступлении определённых условий (повышении давления в сосуде, изменении направления тока среды в трубопроводе). Обратный клапан – вид защитной трубопроводной арматуры, предназначенной для недопущения изменения направления потока среды в технологической системе. Обратные клапаны пропускают среду в одном направлении и предотвращают её движение в противоположном, действуя при этом автоматически. Принцип действия заключается в том, что при отсутствии потока среды через седло обратного клапана 2 тарелка обратного клапана 3, под действием пружины 4, закрывает проход в камеру сгорания. При возникновении потока тарелка обратного клапана под действием его энергии открывает проход через седло. После того как поток заполнит объём камеры сгорания, и давление в ней уравнивается с давлением до обратного клапана, тарелка клапана под действием пружины закрывает проход в камеру сгорания. Таким образом, срабатывание обратного клапана происходит под действием самой среды и является полностью автоматическим.

Жаровая труба камеры сгорания – это внутренняя оболочка камеры сгорания, ограничивающая объем, в котором происходит процесс горения топливовоздушной среды [2]. Для обеспечения процесса горения топливовоздушной смеси в жаровой трубе необходимо создать объемную циркуляционную зону, в которой происходит процесс перемешивания топлива и воздуха. Чем больше объем циркуляционной зоны, тем будет более полное перемешивание топлива и воздуха, тем больше будет выделение тепла и создание давления в процессе горения. В жаровой трубе установлены топливная форсунка и свеча зажигания. В объекте исследования жаровая труба является импульсной камерой сгорания. Объем импульсной камеры сгорания можно изменять, перемещая фронтное устройство по оси жаровой трубы. Регулируя объем камеры, можно регулировать величину импульса силы от истекающих газов.

Топливная форсунка – это устройство, предназначенное для подвода и распыливания топлива в камере сгорания [2]. Форсунка должна обеспечивать распыливание топлива до капель требуемого размера с требуемой формой топливного конуса на всех режимах работы двигателя. Удовлетворительное распыливание керосина достигается при избыточном давлении перед форсункой, равном $3...4 \text{ кг/см}^2$ [3].

В проектируемой импульсной камере сгорания применена центробежная топливная форсунка. В конструкцию данной топливной форсунки внесены изменения, обусловленные импульсной подачей топлива в камеру сгорания. Для осуществления импульсной подачи топлива в топливный канал форсунки установлено электромагнитное отсекающее устройство (рис. 3).

Электромагнитное отсекающее устройство состоит: из металлического корпуса, с каналом подачи топлива; подпружиненного якоря, совмещенного с дозирующей иглой и катушки управления (соленоида). Подавая через электрический разъем электрический импульс на соленоид, соленоидная катушка притягивает якорь запорной иглы, и она открывает канал подвода топлива к тангенциальному распылительному устройству. Топливо под давлением выходит через сопло распылителя. Давление впрыска через такое устройство составляет 8 кг/см^2 . При отсутствии электрического импульса, соленоидная катушка не воздействует на якорь дозирующей иглы и она под действием пружины закрывает канал подвода топлива к распылительному устройству топливной форсунки.

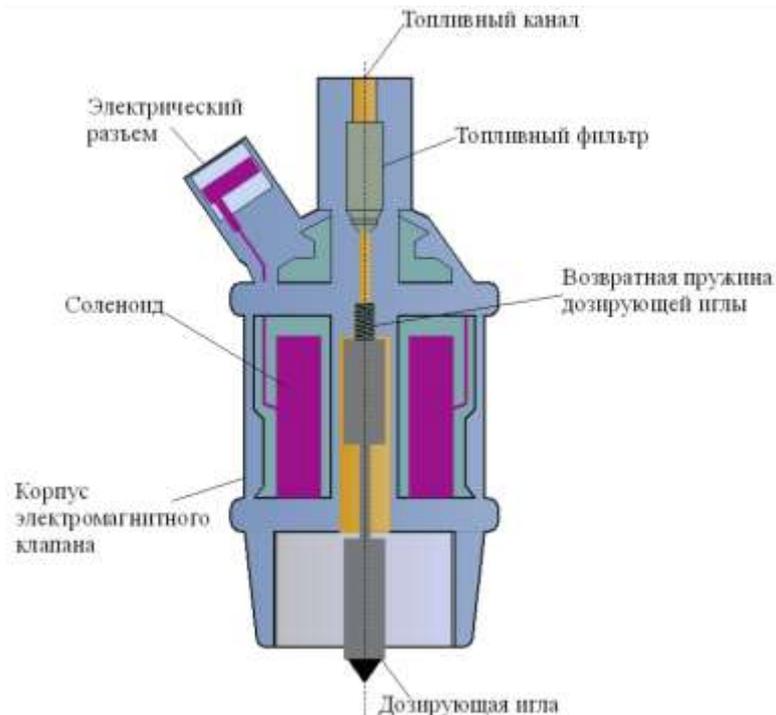


Рисунок 3 – Электромагнитное устройство для импульсной подачи топлива через топливную форсунку

Свеча зажигания – устройство для воспламенения топливо-воздушной смеси в самых разнообразных тепловых двигателях [6]. В турбореактивных двигателях свеча воспламеняет смесь в момент запуска мощным дуговым разрядом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Литвинов Ю. А., Боровик В. А. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 88 с.
2. ГОСТ 23851-79. Государственный стандарт Союза ССР. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения.
3. Базаров В. Г. Динамика жидкостных форсунок. – М.: Машиностроение, 1979. – 136 с, ил.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ПОТОКА В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

Колгатин В. В.

Сафарбаков А. М.
(научный руководитель)
safarbakov@yandex.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье рассматривается процесс формирования газовой-топливной смеси в импульсной камере сгорания космического двигателя.

Ключевые слова: импульсная камера сгорания, обратный клапан, завихритель, топливовоздушная смесь.

Камера сгорания – один из основных узлов пульсирующего воздушно-реактивного двигателя (ПуВРД). Её назначение – сжигание топлива и получение высоко нагретого рабочего тела [1]. Надежность пуска и работы камеры сгорания, ее экономичность и долговечность определяют технологические показатели космического двигателя. Горение топлива является основой рабочего процесса камеры сгорания. При этом в камере сгорания происходит химическая реакция, сложный теплообмен, диффузия, турбулентное перемешивание топливовоздушных и газовых потоков, испарение и газификация. В связи с трудностями строгого теоретического анализа даже некоторых элементов рабочего процесса, например смешения сложных потоков с различными температурами, движениями частичек топлива при их выгорании, в настоящее время еще не созданы надежные методы аналитического расчета камер сгорания. Поэтому проектирование камер сгорания в значительной степени связано с использованием опыта действующих моделей и специальных исследований.

Существует ряд способов экспериментального исследования по проблеме образования топливовоздушной смеси в камерах сгорания авиационных ГТД. К ним относятся: натурные испытания; испытания на специальных установках или стендах с использованием в качестве

рабочего тела (РТ) – воздуха, визуализируемого дымовым, паровым, тeneвым и другими способами; испытания на специальных установках или стендах с использованием в качестве РТ жидкости, окрашенной различными красителями [2]. В качестве базового способа проведения экспериментальных исследований был выбран метод с использованием в качестве рабочего тела воды. Для проведения экспериментов была разработана и построена специальная установка – гидробассейн и вспомогательное оборудование.

В качестве объекта исследования использовалась модель импульсной камеры сгорания трубчатого типа, с фронтным устройством, выполненным в виде обратного клапана. Следом за обратным клапаном может быть установлен завихритель потока. Модель жаровой трубы КС изготавливалась из органического стекла для лучшей визуализации. Фронтное устройство с завихрителем изготовлено из металла. Расход рабочего тела (воды), поступающего к фронтному устройству модели КС, оставался постоянным в течение всех экспериментов.



Рисунок 1 – Экспериментальная установка «Гидробассейн»

Экспериментальные исследования для получения качественной картины течения в модели камеры сгорания проводились следующим образом. В модель камеры сгорания задавался определенный расход воды и в канале модели исследовались пространственные течения, которые фиксировались фотоаппаратом и видеокамерой. При проведении исследований фиксировались площади зон обратных токов (ЗОТ) в канале модели. Площади ЗОТ фиксировались при помощи подкрашенной жидкости, вводимой медицинской иглой в зоны циркуляционного течения по всей длине модели КС.

Для имитирования процесса истечения воздуха в безвоздушное пространство принималось допущение. Плотность воды существенно больше, чем плотность воздуха. Поэтому вливая под давлением воду в воздух можно считать, что воздух истекает в безвоздушное пространство.

Исследования по определению циркуляционных течений в модели камеры сгорания импульсного ракетного двигателя проводились в следующей последовательности:

1. Определялись площади циркуляционных течений при истечении жидкости в камеру сгорания через фронтное устройство без завихрителя.
2. Определялись площади циркуляционных течений при истечении жидкости в камеру сгорания через фронтное устройство с завихрителем.

В результате проведенных исследований делался вывод. Какое фронтное устройство за собой создает наибольшую циркуляционную зону.

Тарелка обратного клапана является плохообтекаемым телом, и при обтекании ее потоком воздуха, создает следом за собой зону сильно возмущенного турбулентного течения. В этой зоне течения потоки частиц воздуха стремятся сместиться к оси тарельчатого клапана за счет того, что движение частиц потока создает за тарельчатым клапаном зону обратных токов (ЗОТ) (рис. 2). ЗОТ находится внутри кривой ОВС. В точке В происходит полное торможение потока. За этой точкой ЗОТ не наблюдается. С внешней стороны от линии ОВС проходит основной поток. Циркуляционное течение в ЗОТ будет тем интенсивнее, чем больше напряжение сдвига в точках О и С. Напряжение сдвига будет тем интенсивнее, чем выше будет скорость потока проходящего через седло обратного клапана.

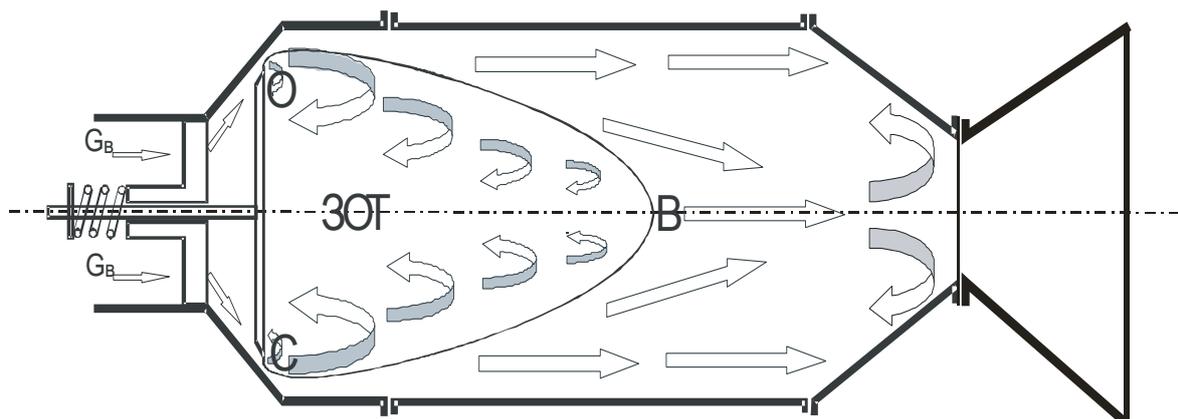


Рисунок 2 – Схема течения за обратным клапаном без завихрителя

Тарельчатый клапан создает за собой зону обратных токов, но она не столь обширна по объему жаровой трубы. Следовательно, в процессе смешения топлива и воздуха не все компоненты будут в равной степени перемешаны. А это, в свою очередь, вызовет неполное сгорание топливовоздушной смеси.

В результате проведения экспериментальных исследований установлено, что в случае обтекания потоком тарелки обратного клапана зона обратных токов занимает по длине камеры сгорания от 0.8 до 1.1 $D_{экв}$. Где $D_{экв}$ (диаметр эквивалентный) – характерный линейный размер, к которому относятся все другие линейные величины. За характерный линейный размер принят диаметр тарелки клапана $D_{экв} = D_T$. Где D_T – диаметр тарелки клапана.

Следует отметить, что циркуляционная зона при истечении среды в безвоздушное пространство будет существовать непродолжительный промежуток времени. Только до тех пор, пока камера сгорания не заполнится средой. Как только камера сгорания заполнится средой, циркуляционное течение прекратится. Следовательно, не все компоненты воздуха и топлива эффективно перемешаются между собой, и не произойдет эффективного процесса горения и выделения импульса тяги. Следовательно, необходимо увеличить время наполнения камеры сгорания. Это можно достичь постановкой завихрителя во фронтное устройство.

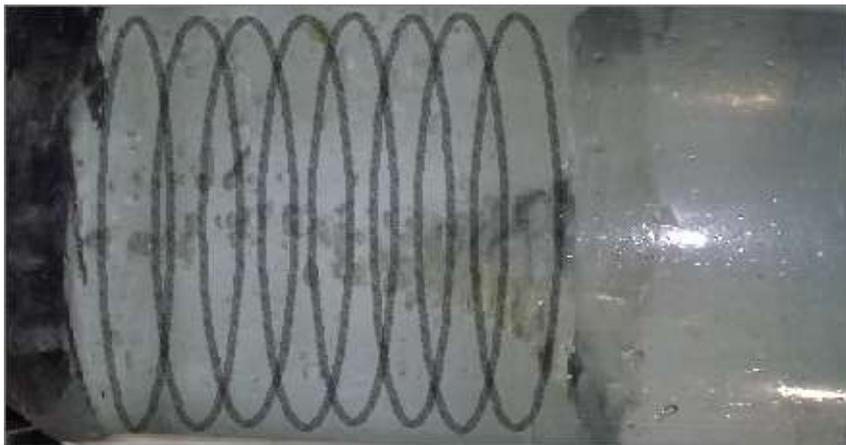


Рисунок 3 – Структура течения за завихрителем

При прохождении потока воздуха через лопатки завихрителя он закручивается и образует вихревое течение. Вихревое течение в закрученном потоке – хорошо известное явление; оно приводит к образованию зоны циркуляции в центральной области потока, если сообщаемая закрутка становится большой [3]. Циркуляционная зона, создаваемая таким образом, обеспечивает лучшее перемешивание газов, чем в других способах (например, при помощи плохо обтекаемых тел), так как вращательные составляющие скорости создают области сильного сдвига течения с высоким уровнем турбулентности и большой скоростью массообмена (рис. 3, 4).

Таким образом, установка завихрителя в головной части камеры сгорания позволит создать более качественное перемешивание компонентов топлива и воздуха.

Следует учесть, что в случае истечения воздуха в безвоздушное пространство через завихритель циркуляционная зона будет существовать более длительный промежуток времени. В результате произойдет лучшее смешение компонентов воздуха и топлива и образование топливно-воздушной смеси, которая при своем сгорании выделит большее количество энергии для создания импульса тяги.

Схема течения потока в данном случае будет выглядеть следующим образом (рис. 4).

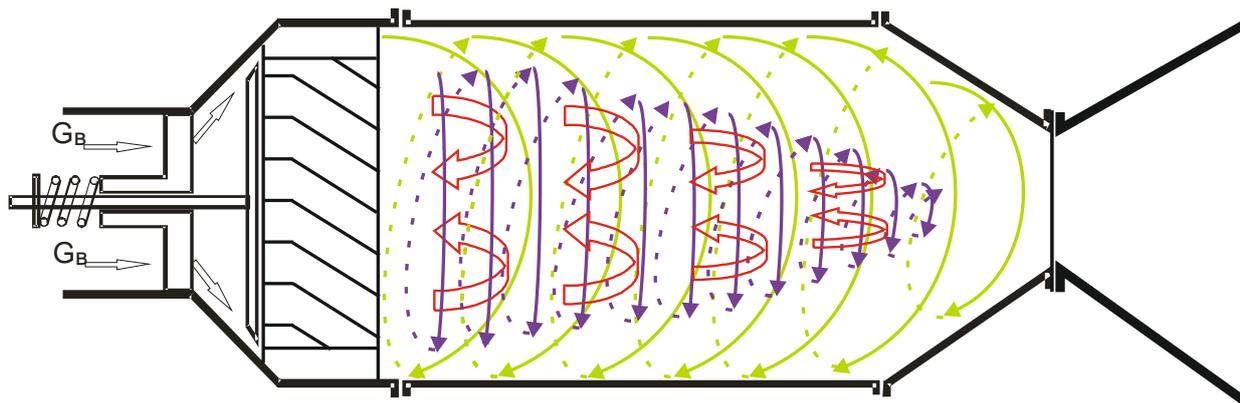


Рисунок 4 – Схема течения за обратным клапаном с завихрителем потока

ЛИТЕРАТУРА

1. Конструкция и рабочий процесс камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей / И. Ф. Кравченко, В. Е. Костюк, Ю. А. Гусев, В.Н. Гусев. – Учеб. пособие. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т», 2007. – 89 с.
2. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента. – М.: Мир, 1972. – 381 с.
3. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД: Пер. с англ. – М.: Мир, 1986. – 566 с, ил.

ЖАРОПРОЧНЫЕ МАТЕРИАЛЫ ДЛЯ ГАЗОВЫХ ТУРБИН

Ерёменко Р. П., Загороднев М. М.

Трофимов Л. М.
(научный руководитель)

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

Приведены результаты анализа развития жаропрочных сплавов на никелевой основе для газовых турбин авиационных газотурбинных двигателей. Показаны пути изменения состава, строения сплавов на основе никеля, технологических способов изготовления лопаток с целью повышения показателей жаропрочности, обеспечивающих повышение температуры рабочих газов, по этапам создания авиационных двигателей вплоть до двигателей 6 поколения. Представлены перспективные направления разработки жаропрочных материалов.

Ключевые слова: жаропрочность, жаропрочные никелевые сплавы, сбалансированное легирование, направленная кристаллизация.

Характеристики любого теплового двигателя определяет температура рабочего тела, а для реактивного двигателя это температура газа на выходе из камеры сгорания. Чем выше температура газа, тем мощнее двигатель, тем больше его тяга, тем выше экономичность и лучше массовые показатели. Использование новых жаропрочных и жаростойких материалов при изготовлении деталей и узлов турбины крайне важно при решении проблем, связанных с повышением температуры газа.

Наиболее широкое применение в авиадвигателестроении нашли никелевые сплавы. В настоящее время 70% массы авиадвигателей приходится на долю жаропрочных никелевых сплавов (ЖНС).

Анализ развития ЖНС (рис. 1) показал, что температурный уровень работоспособности литейных жаропрочных сплавов за последние 50 лет вырос на 350°C (в среднем 7°C в год). Максимальная температура газа перед турбиной увеличилась с 1300–1450 К в двигателях 3 поколения, до 1800–1950К в двигателях 5 поколения [1]. Такой рост температуры рабочего газа был достигнут за счет создания новых материалов и повышения эффективности систем охлаждения лопаток.

Жаропрочные сплавы первого поколения содержат традиционные легирующие элементы, такие как *Cr, Al, Ti, Mo, W, Ta, Nb*, которые

совместно с использованием охлаждения лопаток обеспечили температуру рабочих газов до 1300К. Это сплавы типа ЖС6У.

В течение длительного времени требуемый уровень характеристик литейных ЖНС достигался легированием никелевой основы все большим числом компонентов, совокупное действие которых положительно влияло на свойства – длительную прочность, пластичность, усталость, сопротивление окислению и газовой коррозии и др. В результате созданные литейные ЖНС, упрочненные высокодисперсными частицами γ' -фазы на основе интерметаллического соединения Ni_3Al , карбидами и боридами различного типа, содержат до 15 легирующих и микролегирующих элементов.

Однако проблему повышения температурного уровня работоспособности поликристаллических ЖНС с равноосной структурой это не решило. Дальнейшее повышение характеристик лопаточных сплавов связано с применением технологии направленной кристаллизации и созданием специально легированных монокристаллических ЖНС. За счет введения в состав ЖНС второго и третьего поколений рения, тантала, различной комбинации традиционных легирующих элементов, совершенствования технологии литья путем создания направленно кристаллизованных и монокристаллических сплавов была обеспечена температура рабочих газов до 1400К. Это сплавы типа ЖС6Ф-НК, ЖС6Ф-М, ЖС-36МОНО, ЖС-40МОНО [2].

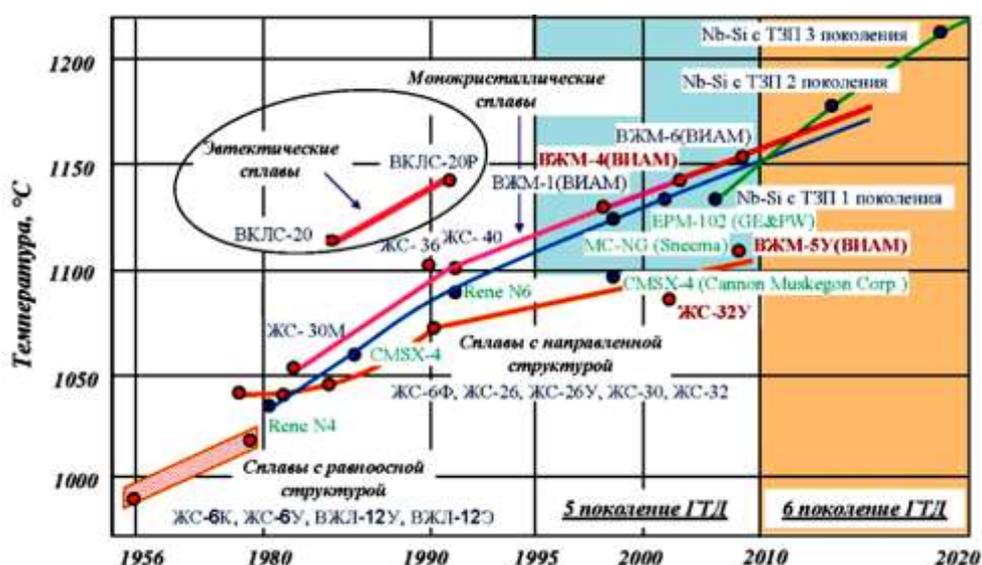


Рисунок 1 – Динамика развития жаропрочных сплавов

К четвертому и пятому поколениям относятся рений – содержащие ЖНС, дополнительно легированные рутением. Выбор оптимального химического состава ЖНС осуществляется на основе принципов сбалансированного легирования.

Таким образом, дальнейшее повышение характеристик лопаточных сплавов связано с применением технологии направленной кристаллизации и созданием специально легированных монокристаллических ЖНС, содержащих в своем составе новые легирующие элементы – рений (9-12%) и рутений (до 4%). Этот вывод подтверждают и зарубежные исследования, проведенные в Японии, США и Европе.

Разработчики последних отечественных сплавов ВЖМ-4 и ВЖМ-6 также продолжают следовать по пути повышения рабочих характеристик литейных никелевых жаропрочных сплавов легированием крайне дорогостоящими Re и Ru.

Легирование ЖНС дорогостоящими *Re* и *Ru* привело к настолько резкому повышению стоимости ЖНС, что возник естественный вопрос о возможности разработки современной системы легирования ЖНС без применения элементов платиновой группы. То есть, возможно ли добиться аналогичных результатов, не используя рутений, а легирование рением проводить более экономно?

С целью выявления базовой группы легирующих элементов был проведен анализ многокомпонентной системы легирования ЖНС (*Al, Co, Cr, Hf, Ir, Mo, Nb, Os, Pt, Re, Ru, Rh, Ta, Ti, V, W, Zr*) с точки зрения влияния каждого из легирующих элементов на силы межатомного взаимодействия в никелевых сплавах, или энергию когезии [3]. Обеспечение высоких значений когезивной прочности γ -матрицы и упрочняющей γ' -фазы являются тем фундаментом, на котором следует возводить сложную конструкцию гетерофазной структуры ЖНС. Оптимизируя затем характеристики гетерофазной структуры по другим ключевым параметрам: объемной доле упрочняющей γ' -фазы, величине несоответствия параметров кристаллических решеток γ - и γ' -фаз, температуре полного растворения γ' -фазы в γ -матрице, склонности ЖНС к образованию ТПУ фаз и др., выявлено, что существенный вклад в энергию когезии никелевых сплавов вносят базовые элементы W, Ta и Re. Можно ожидать, что предполагаемая корреляция между энергией когезии и характеристиками жаропрочности ЖНС должна проявиться

в известных сплавах в виде закономерного влияния суммы ($W+Ta+Re$) на длительную прочность.

Полученные результаты также показывают, что, исходя из характера влияния легирующих элементов на энергию когезии никелевых сплавов, целесообразно соблюдать следующую количественную иерархию базовых легирующих элементов: $W>Ta>Re$.

Основываясь на данных исследованиях получены сплавы: КС-1 (16%W, 5%Ta, без рения), КС-2 (12%W, 8%Ta, 2%Re), КС-3 (10%W, 8%Ta, 6%Re) – характеристики жаропрочности которых не уступают зарубежным сплавам, содержащим дорогостоящие Re и Ru (табл. 1). Более того, монокристалльный ЖНС КС-3 по жаропрочности не уступает лучшим рутений-содержащим сплавам TMS-162 и EPM-102.

Таблица 1 – Сравнение характеристик опытных сплавов с прототипами

Сплав	W, Ta, Re, масс.%	σ_{100}^{1000} , МПа	σ_{500}^{1000} , МПа
КС-1	16W, 5Ta	255	194
КС-2	(12-15)W, 8Ta, 2Re	270	-
КС-3	10W, 8Ta, 6Re	330	263
CMSX-2	8W, 6Ta	226	180
CMSX-4	6W, 7Ta, 3Re	270	190
CMSX-10M	5W, 8Ta, 6Re	300	215
EPM-102	6W; 8,25Ta; 5,95Re; 3Ru	330	240
TMS-162	5,8W; 5,6Ta; 4,9Re; 6Ru	325	265
ЖС6У	10,5W	165	

В перспективе до 2020 года переход от никелевых сплавов к сплавам системы ниобий-кремний может повысить рабочую температуру еще на 150-200°C.

В результате всестороннего исследования никелевых эвтектических ЖНС с дисперсионным упрочнением композитов стало понятно, что замену монокристаллам следует искать среди эвтектических сплавов на основе тугоплавких металлов с композиционным упрочнением интерметаллидами. В качестве матрицы таких композитов могут служить тугоплавкие переходные элементы периодической системы Ti, Zr, Hf, V, Nb, Ta, Cr, Mo, W, а в качестве интерметаллидных упрочнителей силициды этих элементов. Силициды переходных элементов Me_5Si_3 (5:3) имеют высокие температуры плавления в интервале 2500...2800 К и низкую

плотность. Среди бинарных систем тугоплавкий металл-кремний только три системы обнаруживают стабильность между силицидом 5:3 и металлом, а именно Nb_5Si_3 , Re_5Si_3 и W_5Si_3 . С точки зрения сочетания наибольшей температуры плавления и наименьшей плотности среди остальных силицидов отличается Nb_5Si_3 . Производство лопаток из Nb-Si композитов позволит поднять рабочие температуры до 1350°C. Это на 200°C превосходит температурную способность современных лопаток из монокристаллических ЖНС, что, безусловно, является резким скачком. Согласно расчетам, вес ротора перспективной турбины высокого давления уменьшится на 20% при замене лопаток из ЖНС на более легкие из Nb-Si композитов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Каблов Е. Н., Петрушин Н. В., Светлов И. Л., Демонис И. М. Литейные жаропрочные никелевые сплавы для перспективных авиационных ГТД // Технология легких сплавов. – 2007. – №2. – С. 6–16.
2. Логунов А. В., Розумовский И. Н., Ларионов В. Н. и др. Жаропрочные никелевые сплавы, получаемые методом монокристалльного литья, для деталей перспективных двигателей // Перспективные материалы. – 2008. – №3. – С. 1–9.
3. Логунов А. В., Шмотин Ю. Н. Тенденции разработки и применения Ni – суперсплавов для лопаток ГТД в современных и перспективных силовых установках авиационного назначения // Технология легких сплавов. – 2011. – №4. – С. 11–17.

ОПЕРАТИВНЫЕ МЕТОДЫ ОЧИСТКИ ТОПЛИВА В СЛОЖНЫХ ПОЛЕВЫХ УСЛОВИЯХ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Илюшин А. К.

Петров А. В., Головнева Т. И.

(научные руководители)

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

В статье рассматривается влияние степени загрязнённости топлива на время подготовки летательных аппаратов к повторному вылету и предлагаются методы очистки топлива, приводящие к сокращению этих сроков.

Ключевые слова: топлива, фильтрация, сепарация.

В настоящее время в современных войнах, локальных конфликтах, при проведении контртеррористических операций на авиацию возлагаются большие задачи. Исход боевых операций зависит не только от надежности и боевой эффективности авиационных комплексов, но и от обеспечения скрытности подготовительных операций.

Для обеспечения внезапности нанесения авиационного удара с оперативного аэродрома необходимо создать такие условия, чтобы время прибытия самолетов на аэродром совпало со временем начала подготовки к повторному вылету. Для этого в районе оперативного аэродрома должен быть сформирован запас топлива, необходимый для обеспечения запланированного количества боевых вылетов. Топливо, как правило, поступает в зону предполагаемых боевых действий в цистернах, при этом сильно загрязняясь в пути. Загрязненность топлива очень сильно влияет на готовность летательного аппарата и работу его систем, что влияет на его боевую эффективность. Основным методом достижения требуемого уровня чистоты топлива является его отстаивание, но формирование большого запаса топлива в течение суток сведет вероятность внезапности к нулю. Из этого следует вывод о необходимости разработки методов форсированной очистки топлива до требуемого уровня. Одним из таких способов является очистка топлива путем его сепарирования. Процесс сепарирования позволяет, во время слива топлива из железнодорожных

цистерн в емкости для отстаивания, отделять от него некоторую часть чистого. Если эту часть уже очищенного топлива сразу сливать в топливозаправщики, а затем заправлять самолеты, то можно обеспечить внезапность нанесения авиационного удара.

Разумеется, требование заправки только чистой жидкости в систему должно оставаться в силе, так как этот этап позволяет увеличить наработку на отказ, сократить время подготовки к повторному вылету и в целом повлиять на эффективность боевых авиационных комплексов (БАК). Поэтому целесообразно окончательную очистку топлива выполнять при заправке штатным фильтром топливозаправщика.

В связи с тем, что от отношения расходов по чистому и грязному каналам ($Q_{ч} / Q_{г}$) зависит концентрация загрязнений (C_{0}) в заправляемом топливе при форсированной очистке топлива, штатные фильтры топливозаправщика (ТЗ) начнут быстро загрязняться.

Но ранее известные методики определения времени к повторному вылету не учитывали время, необходимое на замену засорившихся фильтроэлементов ТЗ при заправке не отстоявшегося топлива. Считалось, что время подготовки ЛА ограничивается временем его снаряжения боевым вооружением. Это справедливо, когда заправка самолетов производится на аэродроме базирования с помощью ЦЗ. Для того чтобы выяснить: справедливо ли это предположение при эксплуатации с внебазового аэродрома и заправке не отстоявшегося топлива – произведен расчет необходимого количества средств аэродромно-технического обеспечения.

В расчетах предполагалось развертывание склада горючего оборудованного двумя группами резиноканевых резервуаров на базовых участках, а остальные резервуары устанавливаются на расходных участках. Вследствие того, что отстой горючего производится в течение 8–10 часов, количество остальных резервуаров (по вместимости) должно быть примерно равно половине суточной потребности авиаполка в горючем.

В ходе операции подвоз авиатоплива на аэродромы будет организовываться автомобильным транспортом.

Выдача горючего в ТЗ со склада осуществляется через 12 точек. Горючее на места стоянок самолетов подается по заявке инженерной службы авиационной группы. При среднем удалении склада горючего

на 2–4 км от стоянок самолетов и скорости движения ТЗ 15–20 км/ч для доставки горючего потребуется 10 – 12 мин.

Проводился эксперимент по сливу топлива из железнодорожных цистерн через фильтр тонкой очистки ТФ-2М, применяемый в ТЗ. После прокачки через этот фильтр 29 м³ топлива ТС-1 фильтр был полностью засорен. Эксперимент проводился в Европейской части России, где нормальные климатические условия. В других, более сложных климатических условиях, которые имеются в предполагаемых театрах боевых действий, топливные фильтры, устанавливаемые на ТЗ, будут засоряться в 1,5 – 2 раза быстрее. Учитывая вышесказанное, произведем расчет необходимого времени заправки для обеспечения трех вылетов авиационной группы за стартовое время – 12 часов.

Для определения необходимого количества ТЗ предлагается следующая методика, включающая:

- а) расчет потребного количества средств аэродромно-технического обеспечения;
- б) определение потребного количества топлива на полеты;
- в) расчет средств заправки ЛА топливом;
- г) определение времени занятости топливозаправщиков:

$$t_{ТЗ.С} = t_{ТЗ.0} \frac{M_C}{M_{ТЗ.Р}} + (K_{ПОВТ} - 1) \left[\frac{120l_{СКЛ}}{V_{ТЗ}} + \frac{W_{РО}}{q_{СКЛ}} + t'_{ВСП} \right],$$

где: $t_{ТЗ.0}$ – времени занятости топливозаправщика на заправку одного самолета;

M_C – количество самолетов;

$M_{ТЗ.Р}$ – количество ТЗ;

$K_{повт}$ – количество их повторных рейсов;

$l_{СКЛ}$ – расстояние до склада, км;

$V_{ТЗ}$ – скорость движения ТЗ;

$W_{ро}$ – объем топлива, заполняемого в ТЗ;

$q_{СКЛ}$ – производительность при заполнении средства на складе, л/мин;

$t'_{ВСП}$ – вспомогательное время при заполнении средства на складе.

В связи с тем, что при заправке не отстоявшегося топлива, засорение фильтроэлементов ТЗ может происходить неоднократно в течение

стартового времени; время, необходимое на их замену, следует учитывать при определении времени занятости топливозаправщиков.

Поэтому в предыдущую формулу предлагается ввести $t_{BCП}^{\prime 2}$ с коэффициентом замены фильтроэлемента КЗАМ, учитывающим концентрацию загрязненности топлива – СКОН, фильтровооруженность ТЗ – ФВООР, критический объем очищаемого фильтром топлива – W_{КР}, грязеемкость фильтроэлемента – МОС. КР и объем заправляемого топлива за рассматриваемый период – W_С:

$$t_{ТЗ.С} = t_{ТЗ.0} \frac{M_C}{M_{ТЗ.Р}} + (K_{ПОВТ} - 1) \left[\frac{120l_{СКЛ}}{V_{ТЗ}} + \frac{W_{РО}}{q_{СКЛ}} + t_{BCП}^{\prime} \right] + K_{ЗАМ} * t_{BCП}^{\prime 2}$$

где $K_{ЗАМ} = f(C_{КОН}; \Phi_{ВООР}; M_{ОС.КР}; W_{КР}; W_C)$.

$$K_{ЗАМ} = \frac{W_C}{\Phi_{ВООР} * W_{КР}} \left(1 - \frac{C_0 - C_{КОН}}{C_0} \right) = \frac{W_C * C_0}{\Phi_{ВООР} * M_{ОС}} \left(1 - \frac{C_0 - C_{КОН}}{C_0} \right)$$

Введение этого коэффициента позволяет оценить эффективность применения на ТЗ сепаратора, производящего предварительную очистку заправляемого в него топлива. Сепаратор позволяет управлять концентрацией загрязненности топлива за счет изменения производительности (отношения расходов по чистому и входному каналам) во время заправки ТЗ, то есть – $C_{КОН} = f(Q_Ч/Q_0; C_0)$.

Очевидно, что уменьшение концентрации загрязнения $C_{КОН}$ на выходе из сепаратора приводит к уменьшению $K_{ЗАМ}$ и, как следствие, к уменьшению времени занятости топливозаправщиков.

Но уменьшение концентрации загрязнения будет происходить соразмерно уменьшению расхода заправляемого топлива – $q_{СКЛ}$. Так как на внебазовом аэродроме ТЗ будет заправляться, используя свой штатный насос, то расход на входе в сепаратор будет составлять 600 л/мин.

Для определения взаимного влияния двух факторов – $q_{СКЛ}$ и $K_{ЗАМ}$ на время занятости топливозаправщиков, рассмотрен один день войсковой операции штурмового авиационного полка. Считаем, что за этот день необходимо обеспечить три полковых вылета. Стартовое время при ведении боевых действий может равняться 12 часам. С учетом боевой готовности в операции будет задействовано 24 ударных ВС. Если считать, что на начало операции, все ВС заправлены в соответствии с полетным заданием, то ТЗ начнут работу во время подготовки к повторному вылету,

то есть не раньше, чем через полчаса после начала полетов. Завершить же заправку крайнего вылета необходимо не позднее, чем за час до окончания операции, так как боевой вылет ВС типа СУ-25 длится 45–55 мин. Из этого следует, что время занятости топливозаправщиков не должно превышать 10 часов 30 минут.

Результаты расчетов времени занятости топливозаправщиков при заправке 48 самолетов, при условии, что каждый самолет в среднем должен получить $W_0 = 4575$ литров топлива, а в наличии имеется 4 ТЗ-7,5 приведен на рис. 1.

Из графиков, изображенных на рис. 1 видно, что время занятости топливозаправщиков зависит от режима работы сепаратора и концентрации загрязненности топлива. Причем, увеличение степени загрязненности требует форсирования работы сепаратора, то есть включения в работу большего количества ячеек. При использовании топлива с минимальной концентрацией загрязненности (менее 50 мг/л) применение сепаратора становится неэффективным. Но уже при увеличении загрязненности до 150 мг/л время занятости топливозаправщиков может быть сокращено с 15 часов до 11, а соответственно, время войсковой операции укладывается в стартовое время.

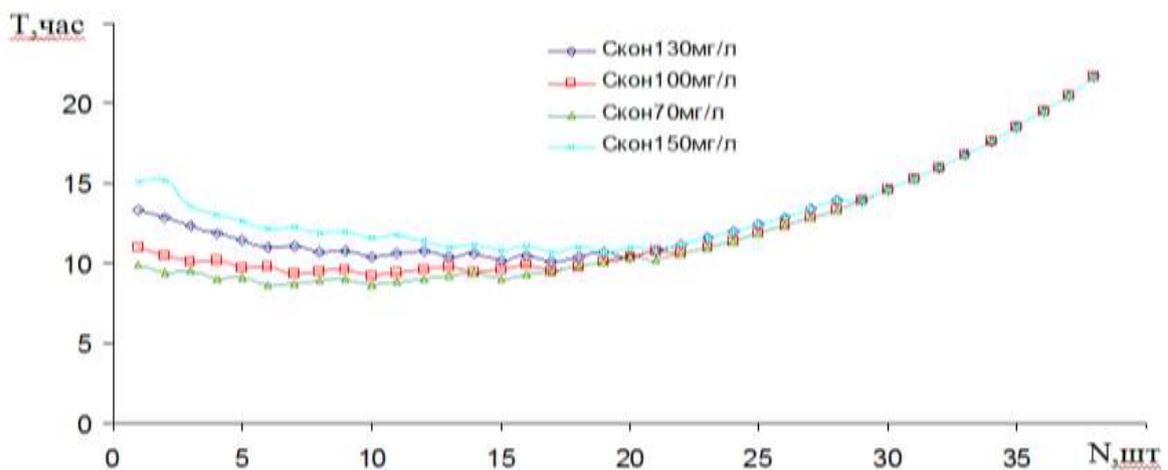


Рисунок 1 – Зависимость времени занятости топливозаправщиков от N количества ячеек сепаратора включенных в работу и концентрации загрязненности топлива

Оценить эффективность модернизации топливозаправщика можно по относительному превосходству одного авиационного комплекса над другим [1], оно измеряется отношением показателей их эффективности W_{632} и W_{631} :

$$U = \frac{W_{632}}{W_{631}},$$

где W_{632} и W_{631} – вероятности выполнения одной и той же боевой задачи авиационными комплексами после модернизации и до.

Когда за первый боевой авиационный комплекс выбран комплекс со стандартными средствами очистки ГСМ, а за второй – с новыми, тогда величину U можем назвать коэффициентом эффективности применения сепаратора.

Эффективность одиночного комплекса при действии по наземной цели определяется вероятностью ее поражения

$$W_m = P_o P_{\text{вых}} P_{\text{пор}} \frac{1 - (\bar{P}_{\text{нво}} \bar{P}_{\text{аэр}})^m}{1 - \bar{P}_{\text{нво}} \bar{P}_{\text{аэр}}},$$

где: P_o – вероятность своевременного вылета или вероятность своевременного появления ВС над целью;

$\bar{P}_{\text{нво}}$ – вероятность преодоления ПВО противника или вероятность ВС остаться непораженным при воздействии по нему средств ПВО противника;

$P_{\text{вых}}$ – вероятность выхода ВС на линию боевого пути;

$P_{\text{пор}}$ – вероятность поражения наземного объекта. Вероятность своевременного вылета представляется в виде произведения двух вероятностей

$$P_o = K_{mг} P_o';$$

P_o' – вероятность появления ВС в районе цели при условии, что вылет состоялся в назначенное время;

$K_{mг}$ – коэффициент технической готовности ВС:

$$K_{mг} = K_{nn} K_{гв},$$

где: K_{nn} – коэффициент планируемого применения;

$K_{гв}$ – коэффициент готовности к вылету:

$$W_m = P_o P_{\text{вых}} P_{\text{пор}} \frac{1 - (\bar{P}_{\text{нво}} \bar{P}_{\text{аэр}})^m}{1 - \bar{P}_{\text{нво}} \bar{P}_{\text{аэр}}},$$

где: $\bar{P}_{\text{аэр}}$ – вероятности не поражения ВС на аэродроме.

В этом выражении остается недостаточно определенным число m – количество вылетов, которое физически может обеспечить инженерно-авиационная служба при проведении операции. Число m берется либо из заданного боевого напряжения, которое определяет потребное число самолетовылетов по дням операции из оперативно-тактических соображений, либо оно определяется эксплуатационными свойствами авиационной техники. В последнем случае число вылетов определяется по формуле

$$m = \frac{T}{T_{\text{ц}}},$$

где T – продолжительность операции;

$T_{\text{ц}}$ – время боевого цикла.

$$T_{\text{ц}} = T_{\text{подг}} + T_{\text{пол}},$$

Где: $T_{\text{подг}}$ – время подготовки ВС к боевому полету;

$T_{\text{пол}}$ – время полета в район боевых действий и обратно.

Рассчитав вероятности выполнения одной и той же боевой задачи для операции с применением стандартного авиационного комплекса и для авиационного комплекса, в котором применяются сепараторы, и найдя отношение второго к первому, мы определим искомый коэффициент боевого потенциала U .

Коэффициент боевого потенциала авиационного комплекса с применением сепаратора при выполнении войсковой операции увеличивается в зависимости от самой операции.

Поэтому применение сепараторов в боевых авиационных комплексах может позволить:

1. Сократить сроки подготовки воздушных судов к вылету с оперативного аэродрома.
2. Увеличить суммарный ущерб, нанесенный противнику за войсковую операцию.

ЛИТЕРАТУРА

1. Болховитинов О. В. и др. Боевые авиационные комплексы и их эффективность – М.: ВВИА, 1990. – 194 с.

УДК 623.746.553.6

РЕНТГЕНОСКОПИЧЕСКИЙ МЕТОД КОНТРОЛЯ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЁТА С СОТОВЫМ ЗАПОЛНИТЕЛЕМ

Легенький Д. А.

Крылов А. А.

(научный руководитель)

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

Рассматривается методика рентгеноскопического контроля элементов конструкции воздушного судна с сотовым наполнителем. Представлены экспериментальные данные проведения контроля элементов конструкции с сотовым наполнителем, раскрыт алгоритм дисперсионного анализа этих данных. Получены результаты фрактального анализа снимков структур конструкции с сотовым наполнителем без дефекта и с дефектом.

Ключевые слова: рентгеноскопический контроль, воздушное судно, дефект.

Одним из мероприятий ИАС по поддержанию ЛА в исправном состоянии является своевременное обнаружение трещин, коррозии, недопустимых изменений механических свойств материалов, а также нарушения нормального положения или разрушения внутренних деталей, узлов, агрегатов и приборов, с тем, чтобы принять меры к своевременному устранению дефектов. Таким образом, целью данного исследования является разработка методики рентгеноскопического контроля сотовых конструкций самолёта МиГ-29 с рекомендациями по деффектации и ремонту.

МиГ-29 – советский и российский многоцелевой истребитель четвёртого поколения, разработанный в ОКБ МиГ.

Самолёт выполнен по интегральной аэродинамической схеме, с низкорасположенным крылом, двухкилевым оперением и разнесёнными

двигателями. Планер выполнен в основном из алюминиевых сплавов и стали, также применяется титан и композитные материалы. Угол стреловидности крыла по передней кромке составляет 42 град., на крыле имеются щелевые закрылки, элероны и отклоняемые носки. Кили имеют обшивку из углепластика и внешний «развал» в 6 град. Стабилизатор цельноповоротный и дифференциально отклоняемый. Шасси трёхопорное, с одноколёсными основными и двухколёсной передней стойками. Катапультное кресло – К-36ДМ.

Двигатели типа ТРДДФ РД-33. Имеется газотурбинный энергоузел ГТДЭ-117, мощностью 66,2 кВт. Регулируемые воздухозаборники на взлёте и посадке закрываются защитными панелями, и забор воздуха производится через пятисекционные верхние входы. Топливная система состоит из пяти фюзеляжных и двух крыльевых баков общей емкостью 4300 л (4540 л). Возможна подвеска фюзеляжного ПТБ на 1500 л и двух крыльевых ПТБ по 1150 л.

В рамках Военно-научной работы был проведен анализ серьезных авиационных инцидентов и авиационных инцидентов за пять лет по типам воздушных судов, который показывает, что отказы систем планера самолета МиГ-29 являются существенными, а дефекты агрегатов сотовой конструкции возникают в основном по причине отслоения, коррозии и деформации обшивки.

Проведя анализ особенностей конструкции самолета МиГ-29, были установлены следующие основные элементы конструкции с сотовым наполнителем (примерно 90 %) а именно: руль направления – клёпано клеевой.

К основным методам неразрушающего контроля, применяемым при техническом обслуживании авиационной техники, можно отнести: магнитно-порошковый ультразвуковой, вихретоковый, акустический, импедансный, капиллярный (метод красок), оптиковизуальный, тепловой и радиационный.

Остановимся поподробнее на каждом из них:

– магнитно-порошковый – основан на анализе взаимодействия магнитного поля с контролируемым объектом;

– вихретоковый – основан на анализе взаимодействия электромагнитного поля вихретокового преобразователя

с электромагнитным полем вихревых токов, наводимых в контролируемом объекте;

– радиоволновой – основан на регистрации изменений параметров электромагнитных волн радиодиапазона, взаимодействующих с контролируемым объектом;

– тепловой – основан на регистрации изменений тепловых или температурных полей контролируемых объектов, вызванных дефектами;

– оптиковизуальный – основан на регистрации параметров оптического излучения, взаимодействующего с контролируемым объектом;

– радиационный – основан на регистрации и анализе проникающего ионизирующего излучения после взаимодействия с контролируемым объектом. Слово «радиационный» может заменяться словом, обозначающим конкретный вид ионизирующего излучения, например, рентгеновский, нейтронный и т. д.;

– ультразвуковой – основан на регистрации параметров упругих волн, возбуждаемых или возникающих в контролируемом объекте. При использовании упругих волн ультразвукового диапазона (выше 20 кГц) допустимо применение термина «ультразвуковой» вместо термина «акустический»;

– проникающими веществами – основан на проникновении веществ в полости дефектов контролируемого объекта. Термин «проникающими веществами» может изменяться на «капиллярный», а при выявлении сквозных дефектов – на «течеискание».

В рамках проводимых исследований контроль состояния элементов конструкций с сотовым наполнителем выполнялся рентгеноскопическим методом с использованием установки «норка».

Первым этапом оценки качества снимков является – создание базы данных в количестве 42-х снимков для различных напряжений и расстояний от излучателя до объекта контроля. Так, например, при высокой мощности 70 кВт и расстоянии 10 см наблюдается засвечивание снимков, с увеличением расстояния до 120 см с той же мощностью наблюдаются соты.

Для оценки качества снимков базы данных предлагается использовать оценочную сетку. Путем наложения оценочной сетки на снимок выполняется оценка качества экспертом.

Заключительным этапом исследований было определение экономического эффекта от разработанных мероприятий.

Полученные значения позволяют сделать вывод: осуществление ремонта агрегатов сотовой конструкции с привлечением летающей авиационно-технической лаборатории, а не на АРЗ, эффективно производить при повреждениях, превышающих по площади 60 м.² Если повреждения сотовых конструкций самолёта МиГ-29 за год составляют 80 м.² экономический эффект составит 125000 рублей.

Таким образом, в рамках военно-научной работы решены все частные задачи:

- проведен анализ особенностей конструкции планера самолёта МиГ-29;
- проведен анализ методов неразрушающего контроля при техническом обслуживании авиационной техники;
- разработана методика рентгеноскопического контроля деталей с сотовым наполнителем самолёта МиГ-29;
- разработана рекомендация по выполнению неразрушающего контроля (рентгеноскопического) и ремонту деталей с сотовым наполнителем самолёта МиГ-29;
- выполнена оценка экономической эффективности разработанных предложений.

ЛИТЕРАТУРА

1. Зайцев В. Н. Конструкция и прочность самолётов / В. Н. Зайцев, В. Л. Рудаков. – Киев: Вища школа, 1978. – 488.с.
2. Крысин В. Н. Слоистые клееные конструкции в самолётостроении. – М.: Машиностроение, 1980. – 228.с.
3. Берсудский В. Е. Технология изготовления сотовых авиационных конструкций / В. Е. Берсудский, В. Н. Крысин. – М.: Машиностроение, 1975. – 296 с.
4. Основы конструкции самолётов / К. Д. Туркин, Г. А. Гершкович, Б. И. Федоренко и др. – М.: Воениздат, 1974. – 428 с.

5. Буланов И. М. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов/ И. М. Буланов, В. В. Воробей. – М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. – 516 с.
6. Комаров Г. В. Соединения деталей из полимерных материалов: учебное пособие / Г. В. Комаров. – СПб: Профессия, 2006. – 592 с.
7. Пригоровский Н. И. Методы и средства определения полей деформаций и напряжений: справочник / Н. И. Пригоровский. – М.: Машиностроение, 1983. – 248 с.
8. Клюев В. В. Неразрушающий контроль: справочник: в 8 т. / В. В. Клюев, В. П. Вавилов. – М.: Машиностроение, 2004. – 394 с.

УДК 629.7.021

ИНФОРМАЦИОННО-ТРЕНАЖНЫЙ МОДУЛЬ SLOGGER ДЛЯ ОБУЧЕНИЯ ВОПРОСАМ ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЕТОВ BOEING B-737

Степанов С. А., Хоришко Р. А.

Чоккой В. З.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье показана актуальность поддержания на требуемом уровне квалификации авиационного персонала, обслуживающего современные воздушные суда Boeing B737. В этом отношении одним из возможных направлений является формирование и использование электронных информационно-тренажных ресурсов, в частности, – электронного модуля SLOGGER. Показаны примеры тренажей (работы с модулем) в режимах обучения и контроля.

Ключевые слова: воздушное судно, тренажер, интерфейс, головное меню, информационная карта, тренажная карта.

Известные данные о состоянии парка авиатехники, уровне безопасности полетов и экономическом положении российских авиакомпаний требуют поиска и приведения в действие резервов эффективности. Одним из таких резервов является формирование, поддержание на должном уровне, а также систематический контроль квалификации авиAPERсонала, обслуживающего

современные воздушные суда (ВС), которые обеспечили в 2015 году до 96 % магистральных авиаперевозок. К таким ВС в полной мере относятся весьма интенсивно используемые узкофюзеляжные самолеты Boeing B 737 всех модификаций Classic NG.

Интенсификация эксплуатации самолетов B737 предполагает частое, ограниченное по времени и технологически сложное межполетное обслуживание. При таком обслуживании, наряду с плановыми работами, выполняются и дополнительные работы, связанные с выявленными отказами. В отдельных случаях потребный фонд трудозатрат обслуживающего авиаперсонала на дополнительные работы можеткратно превышать трудозатраты на плановые работы. В этой связи работы, связанные с отказами, часто определяют фактическое время межполетного обслуживания ВС, непосредственно влияя на регулярность и безопасность полетов. Очевидно, что умения и навыки быстрой и корректной «обработки» ситуаций, связанных с отказами оборудования, становятся ключевыми в профессиональной подготовке авиаперсонала.

Отмеченные обстоятельства обусловили необходимость формирования доступного организациям и пользователям специализированных по типам актуальных ВС информационно-тренажных электронных ресурсов (ИТЭР), одним из которых является модуль SLOGGER, ориентированный на вопросы технического обслуживания ВС типа B737.

Функциональность модуля обеспечивает многорежимную работу: в групповом и автономном (индивидуальном) вариантах; в режимах первоначального обучения и периодических тренажей; тренажи без протоколирования и с протоколированием (включая архивирование протоколов), с включением и выключением функции автоматически формируемой результирующей оценки. Получаемые результаты тренажей в последующем могут использоваться, например, для оценки производственной надежности операторов, анализа ее тренда и прогнозирования.

Модуль SLOGGER представляет собой интерфейсную оболочку для работы с информационными и тренажными картами по вопросам технического обслуживания планера, силовой установки, систем и оборудования B 737. Скриншот головной панели модуля представлен на рис. 1. Основу интерфейса составляют: линейка головного меню и закладки с просмотрными окнами.

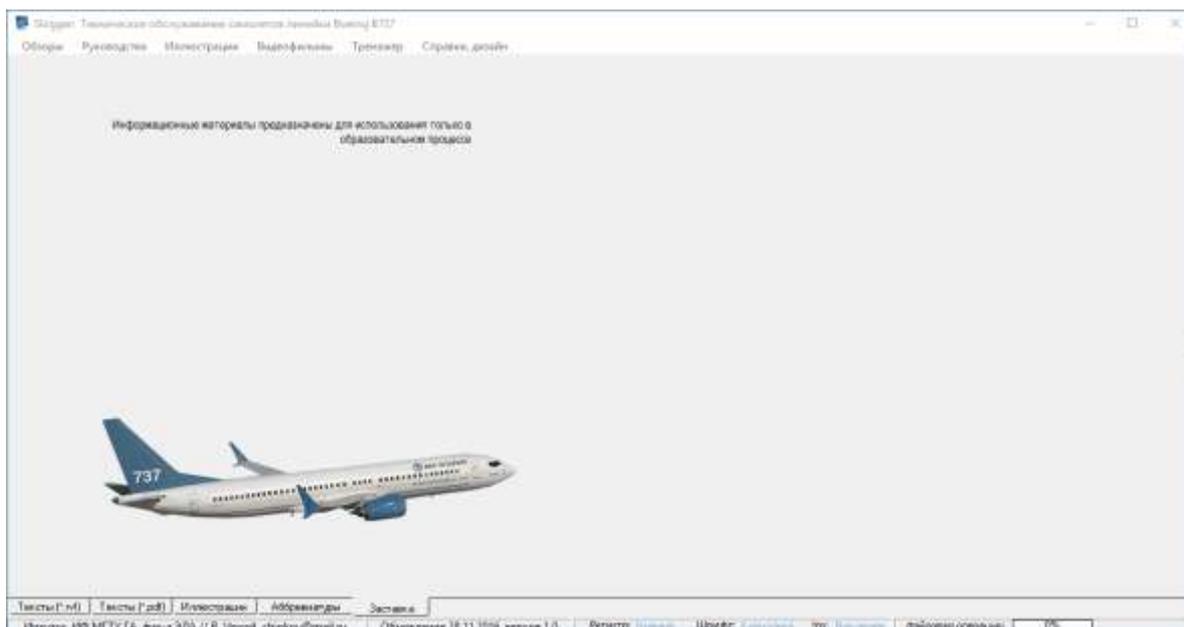


Рисунок 1 – Головная панель модуля SLOGGERc исходной заставкой

Головное меню имеет иерархическую структуру, при которой каждая из отмеченных групп имеет вложенные меню, состоящие из субменю. Для выбора информационных и тренажных карт курсором активируется соответствующая позиция меню, после чего выбранный ресурс загружается в просмотровое окно одной из закладок.

Закладки с просмотровыми окнами обеспечивают группировку информации по видам (тексты, графика, видео, тренажные карты), загрузки информации в окна, и последующей работы с закладками без потери времени на поиск актуальной информации в меню. Некоторые закладки заполняются по умолчанию, например, закладка Аббревиатуры. Примеры работы с информационными материалами (картами) представлены на рис. 2, 3, 4 и 5. Проработка информационных материалов обеспечивает возможность последующей процедурной тренажной подготовки операторов. Примеры работы с тренажными картами представлены на рис. 6 и 7.



Рисунок 2 – Пример работы с графическим ресурсом Развертка кабины B737NG



Рисунок 3 – Пример работы с графическим ресурсом Двигатель CFM56-7B

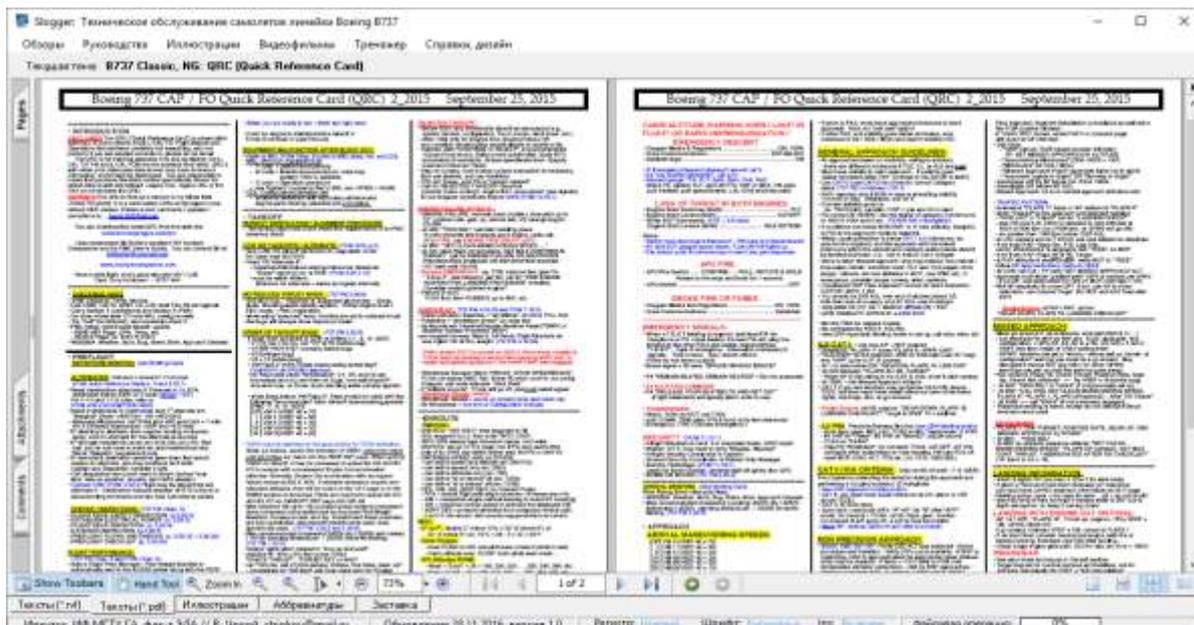


Рисунок 4 – Пример работы с текстовым ресурсом QRСВ737 Classic

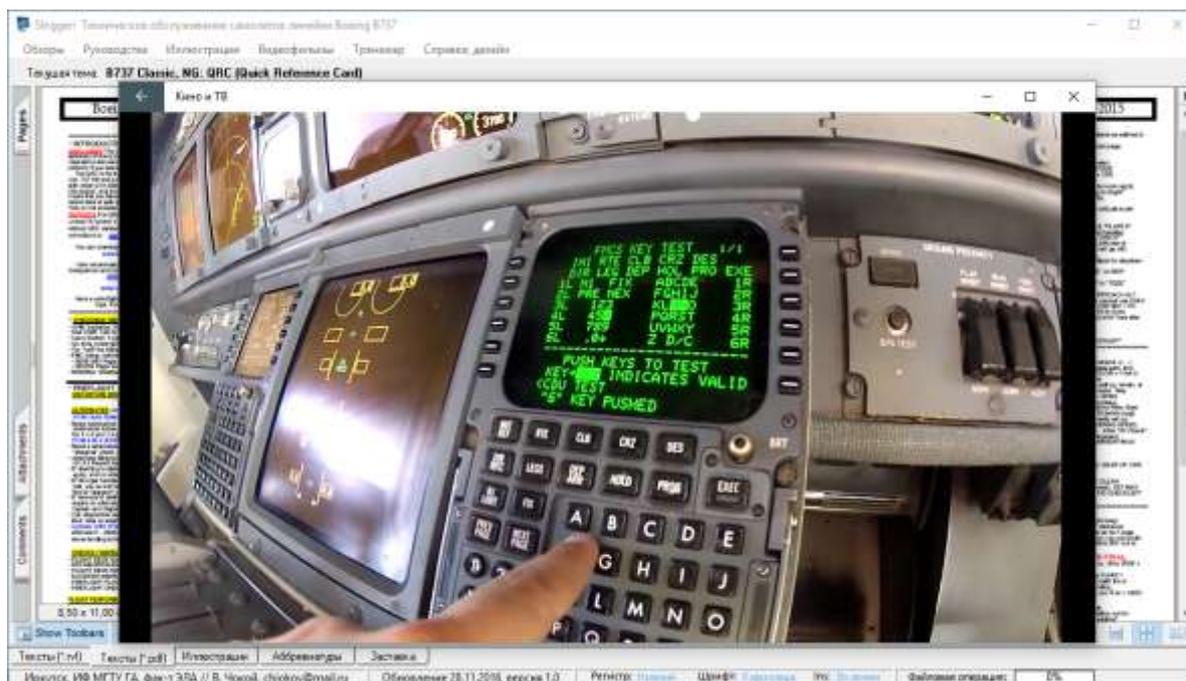


Рисунок 5 – Пример работы с видеоресурсом. Программирование МСДУ



Рисунок 6 – Пример работы с тренажной картой в режиме Тренаж



Рисунок 7 – Пример работы с тренажной картой в режиме Контроль

Модуль SLOGGER исполнен как полнофункциональное windows-приложение. В нем использованы программные решения, аналогичные решениям в известном модуле SPELLER – по вопросам технического обслуживания самолетов линейки Airbus A320 [1]. Все интерфейсные

решения соответствуют установленным для электронных ресурсов стандартам [2]. В настоящее время работы по модулю SLOGGER находятся в стадии отладки, практической апробации, расширения функциональности и охваченной предметной области.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чоккой В. З. Разработка и использование процедурного тренажера Speller для подготовки авиаперсонала, эксплуатирующего самолеты Airbus // Сб. трудов Первой всероссийской научно-практической конференции «Современные проблемы профессионального образования: опыт и пути решения». – Иркутск: Изд. ИрГУПС, 2016. – С. 940–945.
2. Информационная поддержка жизненного цикла изделий. Информационные материалы. НИЦ CALS-технологий «Прикладная логистика» // [Электронный ресурс]. – 2008.

УДК 629.7

ОПТИМИЗАЦИЯ ГЕОМЕТРИИ ПЛОСКОСТИ ВХОДА В ВОЗДУХОЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО С ЦЕЛЬЮ УМЕНЬШЕНИЯ ВИХРЕОБРАЗОВАНИЯ ПРИ РАБОТЕ ДВИГАТЕЛЯ

Анкудинов А. Ю.

Лодыгин А. А.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассматривается проблема вихреобразования под воздухозаборными устройствами силовых установок воздушных судов. Актуальность проблемы заключается в досрочном снятии двигателей с эксплуатации по причине попадания посторонних предметов.

Ключевые слова: воздухозаборник, вихревой шнур, плоскость входа в воздухозаборник, силовая установка.

Современный авиационный турбореактивный двигатель – агрегат настолько же мощный, насколько и сложный и чувствительный к среде, в которой работает. Если его заставить работать в несвойственных ему условиях, то возможны всякие неприятности. ТРД – это, как известно, сердце самолета, и с его помощью летательный аппарат поднимается в воздух, но возможные неприятности для движка, собственно, начинаются с земли.

При определенной, можно сказать, помощи человека в воздух, к сожалению, иной раз поднимаются предметы, которые к этому вроде бы природой не предназначены. Но законам ее они все же подчиняются, поэтому летающими становятся совершенно разные объекты. В авиационной науке они официально называются посторонними предметами и начинают угрожать двигателю с момента начала его работы, пока самолет еще даже не набрал скорость.

Чем это может обернуться для двигателя, предугадать сложно, но чаще всего ничего хорошего ждать не приходится. Вопрос этот достаточно серьезный, потому что в случае неблагоприятных условий он чреват, как минимум, немалыми финансовыми потерями – это съем и дальнейший ремонт двигателя на заводе-изготовителе или ремонтном предприятии.

Проблема еще осложняется и тем, что Россия занимает обширные территории, пролегающие во всех климатических поясах, характерных большими суточными и сезонными перепадами температур. В результате этого бетонные покрытия РД и ВПП испытывают температурные деформации, что приводит к разрушению бетонного покрытия аэродромов.

В последнее время, в связи с появлением двигателей четвертого поколения, имеющих большую степень двухконтурности, значительно возрос расход воздуха через СУ – это привело к увеличению интенсивности вихревых течений перед ВЗ. Интенсивные вихревые структуры на поверхности аэродрома приводят к неравномерности скоростей притекающего воздуха к плоскости входного сечения ВЗ, и тем самым способствует втягиванию ПП, которые могут причинить неремонтируемые повреждения (рис. 1). До 43% авиадвигателей досрочно снимаются по причине попадания посторонних предметов в двигатель (рис. 2).



Рисунок 1 – Неремонтируемое повреждение ГТД

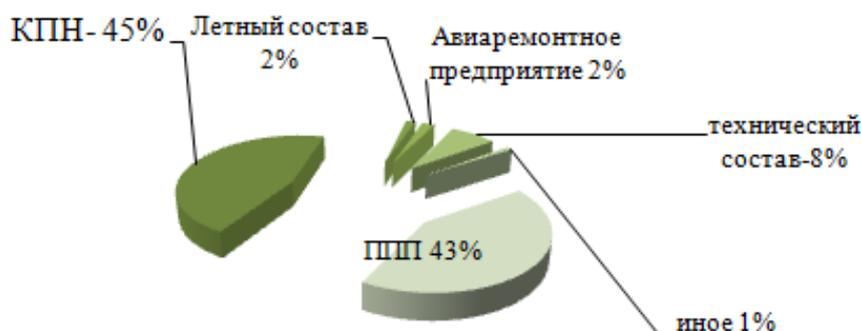


Рисунок 2 – Основные причины повреждения авиадвигателей

В процессе запуска двигателей и движения ВС фрагменты и другие ПП увлекаются вихревыми течениями в ВЗУ (рис. 3), соударение с элементами проточной части двигателя приводит к появлению забоин или полному разрушению лопаток ВНА и ОК. Что, в большинстве случаев, заканчивается ДСД. В результате, затрачиваются огромные средства на демонтаж поврежденного двигателя, его ремонт и установку на ВС. Кроме того, срываются планы АП.

Для того чтобы найти пути решения дорогостоящей проблемы повреждения авиационных двигателей ПП, необходимо было бы исследовать основные причины ППП, причины возможного попадания на вход в двигатели ПП с поверхности аэродрома существенно зависят от компоновочной схемы самолета, т. е. от расположения и формы входного сечения воздухозаборника.



Рисунок 3 – Вихрь под силовой установкой

При низком расположении ВЗ – образование ВТ становится вероятным.

При скошенных прямоугольных формах – образование ВТ становится неизбежным.

На основании экспериментальных и теоретических исследований были установлены параметры защищенности ГТД от вихревого шнура. Эти параметры можно рассчитывать по геометрическим данным компоновочной схемы самолета. Таким параметром, который можно рассчитать для каждой компоновочной схемы самолета, может служить величина максимальной горизонтальной скорости $V_{Г\ MAX}$ у поверхности

$$V_{Г\ MAX} = \frac{G_B}{20,1 * H_0^2},$$

где G – весовой расход воздуха через двигатель, кг/с; H – высота расположения оси ВЗ от поверхности аэродрома.

Хорошо видно, что компоновочные схемы многих современных самолетов не обеспечивают защищенность двигателей от возможного образования интенсивных вихрей, а это большинство ВС ГА (рис. 4).

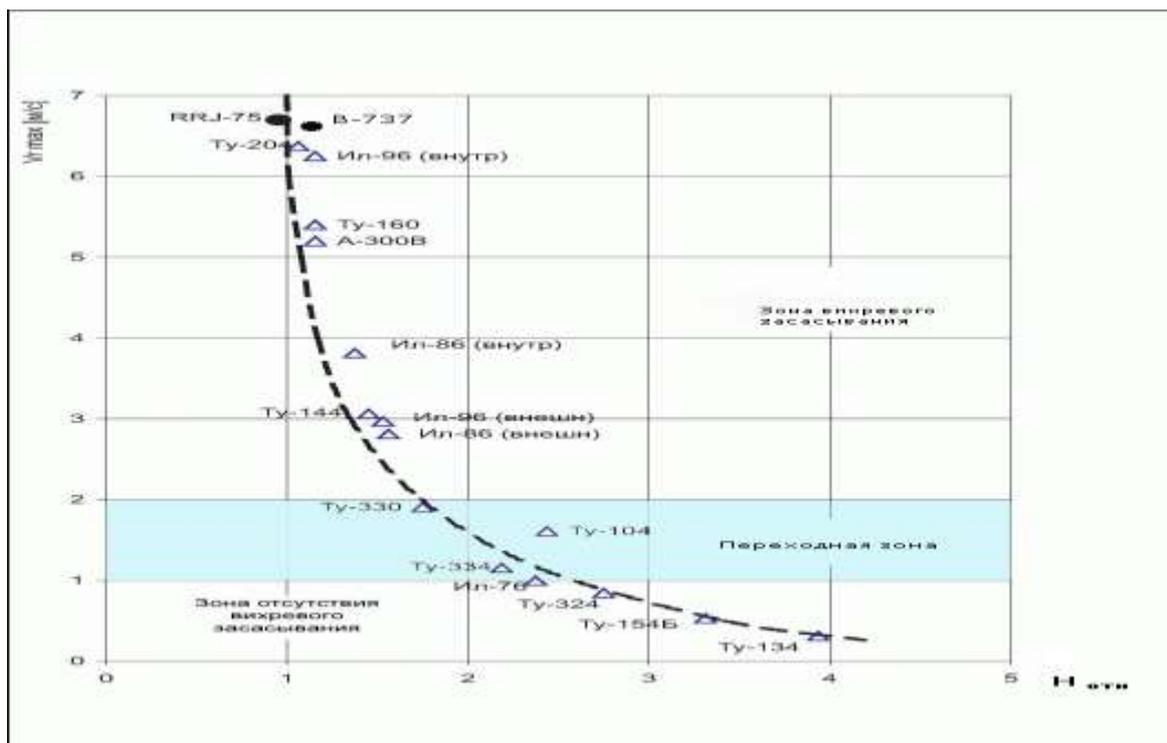


Рисунок 4 – Параметры защищенности двигателей компоновочной схемой самолета от вихревых шнуров и попадания ПП

В ходе длительных исследований, проводимых в этом направлении, были предложены **ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ** и **КОНСТРУКЦИОННЫЕ** методы защиты ГТД от воздействия ВТ, но, как показала практика, все разработанные способы и средства борьбы с вихреобразованием не могут защитить двигатели, следовательно, задача о снижении повреждаемости двигателей ПП в настоящее время является достаточно актуальной и требует поиска новых путей ее решения (рис. 5).

Пути решения:

- постановкой на борт ВС эффективного (БЗУ), предотвращающего ППП в тракт Д;
- соблюдение технологической дисциплины ИТС;
- улучшение качества бетонных покрытий аэродромов;
- выбор наиболее рациональной формы ВУ и компоновки силовой установки на ВС, позволяющей минимизировать интенсивность вихревых течений на поверхности аэродрома.

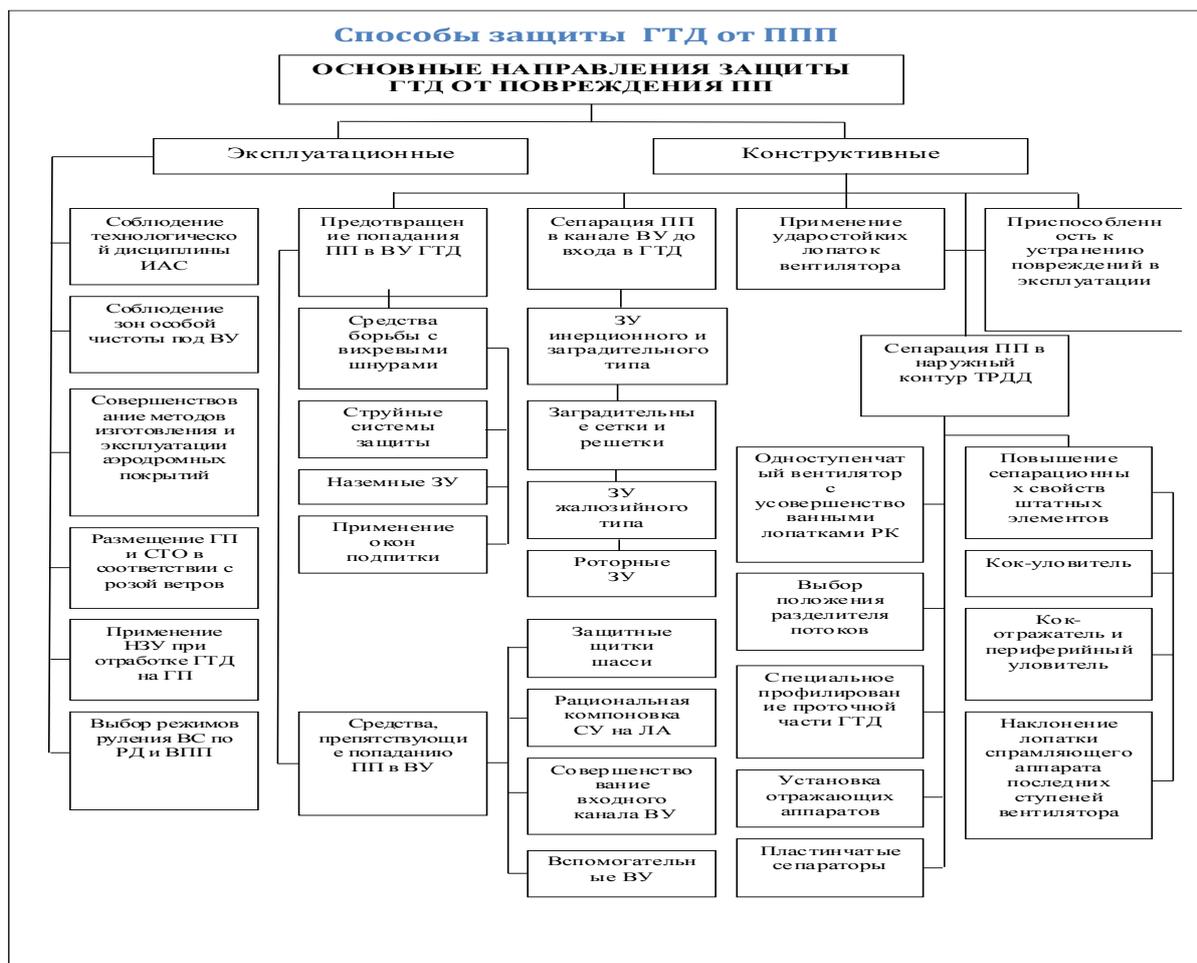


Рисунок 5 – Основные направления защиты ГТД от повреждения ПП

Для того чтобы приступить к решению задачи по выбору наиболее рациональной формы плоскости входного сечения ВЗ канала, необходимо проанализировать уже проведенные в ИВВАИУ на экспериментальной установке исследования с применением, в качестве рабочего тела подкрашенной воды. Где в качестве базового способа проведения экспериментальных исследований выбран метод газо-гидравлической аналогии. Установка позволяла проводить газодинамические исследования потока на входе во ВУ. Объектами исследований были выбраны формы входных сечений: квадратного сечения со скосом; квадратного сечения без скоса; круглого сечения; полукруглого с губой, поднятой вверх; полукруглого с губой, опущенной вниз; ромбовидного сечения (рис. 6).

Для исследований необходимо было:

1. Установить границы системы: – поверхность аэродрома,

на некоторой высоте от которого расположена модель ВУ.

2. Определить критерий, на основе которого можно произвести выбор оптимального варианта. От него требуется максимальное сходство с целью. Критерий эффективности первого рода – степень достижения целей системой в заданной области, принимаем частоту попадания ПП в канал ВУ, по нему оценивается эффективность предлагаемых рекомендаций по выбору компоновки и геометрии ВУ. Задача состоит в снижении значения V_{Γ} у поверхности раздела сред. При решении задачи использованы два критерия:

Критерий ЭФ-ТИ первого рода – $P(A)$ – частоту попадания ПП в канал ВУ.

Критерий ЭФ-ТИ второго рода – $V_{\Gamma_{MAX}}$ геометрия, которая бы индуцировала минимальные ВТ.

При выборе формы ВС ВЗ К, необходимо, чтобы величина $V_{\Gamma_{MAX}}$ стремилась к минимуму.

Определение скоростей для ВУ квадратного сечения со скосом – Анализируя графики видно, что интенсивность вихревого движения с уменьшением H увеличивается. Объясняется это тем, что под ВУ происходит поджатие потока, что влечет за собой увеличение его скорости. Проанализировав эпюры под ВУ, можно определить МАХ значения скоростей.

– Заборный канал квадратного сечения без скоса индуцирует вихревые течения несколько меньшей интенсивности, чем ВУ со скосом.

– ВЗ круглого сечения индуцирует вихревые течения меньшей интенсивности, чем ВУ квадратного сечения со скосом и без скоса.

– ВУ полукруглого сечения с губой, поднятой вверх, V_{Γ} становятся выше, нижняя кромка сильнее поджимает поток и заставляет его течь с большей скоростью V_{Γ} .

– ВУ полукруглого сечения с губой, опущенной вниз индуцирует вихревые течения меньшие, чем ВУ с полукруглым сечением и губой верхней.

– ВЗ ромбовидного типа – анализ показывает, что скорости V_{Γ} , индуцируемые ВЗ данного типа, существенно ниже скоростей, рассмотренных выше ВУ. Соответственно, ниже по своей интенсивности и вихревые течения под этим заборным каналом, поток, текущий под ней,

имеет меньшее поджатие.

Для наглядного сравнения необходимо классифицировать ВЗ по значениям $V_{\Gamma \max}$ (рис. 6). **Анализ показал** – наибольшими скоростями V_{Γ} под нижней кромкой обладает ВУ квадратного сечения со скосом. Наименьшими скоростями V_{Γ} – ВУ ромбовидного сечения. Следовательно, геометрия может внести существенное изменение в интенсивность вихревых течений.

При постановке задачи следует учитывать все основные переменные, которые влияют на функционирование системы или качество принимаемых решений. При выборе формы входного сечения воздухозаборника параметры $A, B_{\text{вк}}, B_{\text{нк}}$ могут изменяться, **трансформируясь из квадратной формы в треугольную** ВЗ имеет некоторую площадь $F_{\text{вх}} = \text{const}$. **Площадь входного сечения можно**

выразить через эквивалентный диаметр: $D_{\text{экв}} = \sqrt{\frac{4F_{\text{вх}}}{\pi}}$, который

принят «характерным линейным размером». ВЗ устанавливается на ВС на некоторой высоте, которая определится соотношением: $\bar{H}_{\text{вк}} = H_{\text{вк}} / D_{\text{экв}}$.

$\bar{H}_{\text{вк}}$ определяется конструкцией конкретного самолета в пределах $\bar{H}_{\text{вк}} = 1 \dots 2,5$). $\bar{h}_{\text{вх}}$, не должна превышать высоту расположения верхней кромки т. е. $0 < \bar{h}_{\text{вх}} < \bar{H}_{\text{вк}}$. Наиболее значимой энергетической особенностью, моделирующей вход в ВЗ, является ТОЧКА СТОКА вихря – она совпадает с геометрическим центром ВЗ.

Если принять параметры воздушного потока во входном сечении постоянными: $T^* = \text{const}, q(\lambda) = \text{const}, p^* = \text{const}$ становится возможным не только определить набор геометрических параметров, влияющих на склонность ВЗ к вихреобразованию, но и наметить возможные пути по выбору рациональной формы входного сечения.

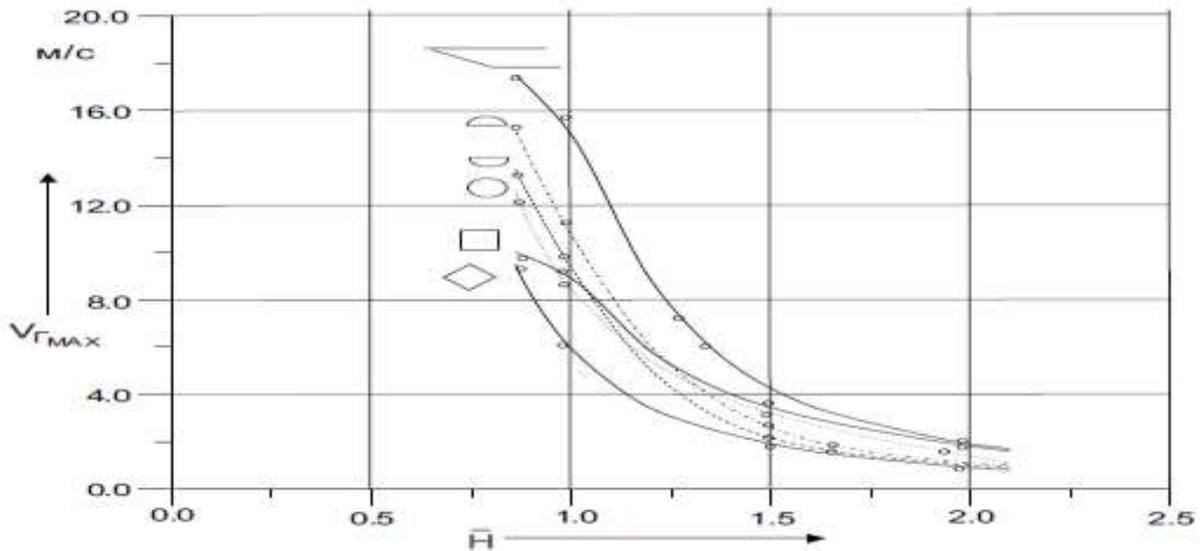


Рисунок 6 – Диаграмма воздухозаборников

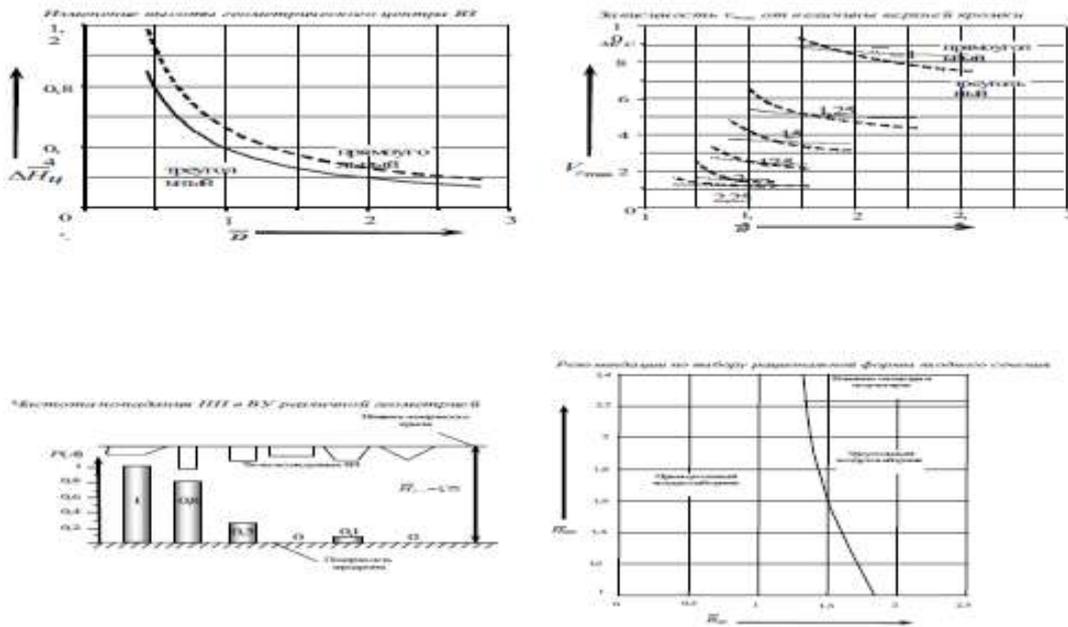


Рисунок 7 – Выбор геометрии плоскости

На рис.7 показаны зависимости величины V_{2max} от $\bar{V}_{вк}$ для ВЗ с прямоугольными и треугольными ВС для каждой фиксированной $\bar{V}_{вк}$. По точкам пересечения кривых строится линия равных скоростей для П-У и Т-У ВЗ и наносятся принятые ранее ограничения. Где ось ординат – есть высота расположения верхней кромки от поверхности аэродрома, а ось абсцисс – длина верхней кромки. Соответственно, слева от линии

равных скоростей находится область, в которой наиболее предпочтительной является прямоугольная форма входного сечения, а справа – треугольная.

Созданию теории вихрей перед воздухозаборниками СУ ЛА с ГТД предшествовали исследования физики и рабочего процесса таких аналогичных природных вихревых явлений, как атмосферные фронты, циклоны и смерчи.

Так, например, область существования вихрей перед воздухозаборником по относительной высоте расположения воздухозаборника над подстилающей поверхностью дает основание утверждать:

1) вихри образуются меньше на большей высоте от поверхности плоскости аэродрома;

2) возможности математического моделирования и экспериментальных результатов по исследованию вихрей перед воздухозаборниками самолетов, дают возможность на принятие мер по их предотвращению.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пахомов С. В., Сафарбаков А. М. Методы и средства защиты газотурбинных двигателей воздушных судов от попадания посторонних предметов / – Иркутск: ИрГУПС, 2010. – 359 с.
2. Даниленко Н. В. Теория вихрей перед воздухозаборниками самолетов при работе газотурбинных двигателей на аэродроме. / Н. В. Даниленко, П. М. Кривель, С. В. Пахомов, А. М. Сафарбаков, М. М. Федотов – Иркутск: ИВВАИУ, 2009.
3. Аникин Н. В., Назаров Ю. В., Техническая эксплуатация самолётов. Учебное пособие для средних специальных учебных заведений гражданской авиации. М.: Транспорт 1984 г. – 199 с.
4. Смирнов Н. Н., Владимиров Н. И., Черненко Ж. С., и др. Техническая эксплуатация летательных аппаратов. М.: Транспорт 1990 г. – 423 с.
5. Александров В. Г., Мырцымов В. В., и др. Справочник авиационного инженера. М.: Транспорт 1973 г – 400 с.
6. Никитин Г. А., Баканов Е. А.. Топливные, масляные и гидравлические системы воздушных судов. М.: Машиностроение 1977 г. – 280 с.

7. Гаража В. В., Желиба А. Н., Савельев Г. В. и др. Функциональные системы воздушных судов. Учебное пособие. К.: КИИГА 1989 г. – 402 с.

УДК 004.588

ЭЛЕКТРОННЫЙ ТРЕНАЖЕР БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ САМОЛЕТА АН-148

Кочнев М. А.¹, Диденко К. В.²

¹*Mak-87g@mail.ru*, ²*ksenya.didenko.87@mail.ru*

Караваяев Ю. А.

(научный руководитель)

karavaev50@bk.ru

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье обоснована цель разработки электронного тренажера – привитие первичных практических навыков работы студентов авиационных ВУЗов и инженерно – технического персонала эксплуатирующих авиапредприятий с бортовыми системами технического обслуживания. Приведена краткая характеристика бортовой системы технического обслуживания самолета Ан-148. На основе представленных в статье иллюстративных материалов раскрывается порядок работы с процедурным тренажером.

Ключевые слова: процедурный тренажер, бортовая система технического обслуживания, диагностика.

ВВЕДЕНИЕ

Непрерывное совершенствование авиационной техники приводит к усложнению конструкции ее элементов, а также методов технического обслуживания. С целью сокращения времени на контроль технического состояния функциональных систем самолета в их конструкции, в настоящее время, предусматривают бортовые системы технического контроля.

Для привития первичных практических навыков работы студентов авиационных ВУЗов и инженерно-технического персонала эксплуатирующих авиапредприятий с такими системами с целью

диагностики функциональных систем самолета целесообразно использовать либо учебное воздушное судно (в настоящее время не представляется возможным), либо функциональный тренажер самолета. Но доступ к функциональному тренажеру самолета в часы самостоятельной работы затруднен из-за временных ограничений (расписание занятий в тренажерном классе не обеспечивает самостоятельную работу студентов). Поэтому задача разработки электронного процедурного тренажера в рамках дипломного проектирования была признана актуальной и своевременной.

1 ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА СИСТЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ БСТО-148

Для самолетов Ан-148-100 с целью предотвращения или снижения задержек вылета предусмотрена централизованная система технического обслуживания (СЦТО).

СЦТО представляет собой совокупность бортового оборудования и программных средств, функционально объединенных для определения технического состояния самолета при техническом обслуживании.

В состав СЦТО входят:

- встроенные средства контроля бортовых систем и оборудования;
- бортовая система технического обслуживания А148 (БСТО);
- два многофункциональных пульта управления системы ВСС-100;
- система управления общесамолетным оборудованием СУОСО-148 (СУОСО);
- комплексная система электронной индикации и сигнализации КСЭИС-148 (КСЭИС);
- регистратор параметров прочности Р-015 (РПП).

Структурная схема СЦТО приведена на рис. 1.

Встроенные средства контроля (ВСК) осуществляют непрерывный контроль технического состояния бортовых систем и оборудования, выдают информацию об отказах, а также обеспечивают выполнение тестовых проверок.

На этапе полета информация об отказах, передаваемая ВСК систем, накапливается в энергонезависимом запоминающем устройстве (ЭЗУ) БСТО.

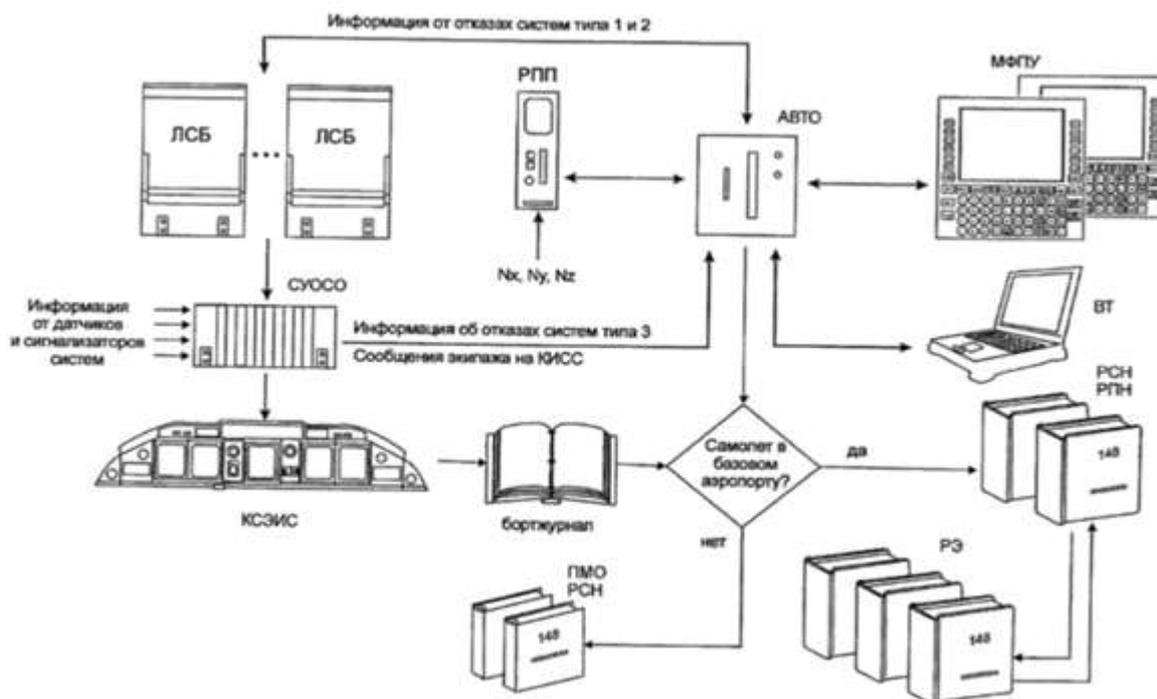


Рисунок 1 – Структурная схема СЦТО

Многофункциональные пульта управления (МФПУ) вычислительной системы самолетовождения ВСС-100, являются основным средством управления работой и отображения информации СЦТО.

БСТО является основным компонентом СЦТО, выполняющим функции сбора и обработки результатов контроля технического состояния систем самолета.

БСТО обеспечивает:

- стандартизованный интерфейс пользователя для инициации выполнения непосредственно на борту проверочных тестов самолетных систем,
- регистрацию в энергонезависимой памяти данных о выявленных в полете неисправностях для их последующего анализа на земле,
- выдачу сообщений об отказах самолетных систем в полете и на земле,
- возможность проведения наземного контроля и локализации отказов без дополнительной контрольно-проверочной аппаратуры,
- возможность проверки сменных модулей самолетных систем и их замены в случае наличия неисправностей, проверки систем в целом,
- выполнение функций контроля самолета, объединенных с функциями встроенного контроля.

БСТО взаимодействует с системами и оборудованием:

- системой управления общесамолетным оборудованием СУОСО-148 как средством интегрирования функций управления, контроля и информационного взаимодействия бортовых систем и оборудования;
- двумя многофункциональными пультами управления системы ВСС-100 как средством управления и отображения информации;
- комплексной системой электронной индикации и сигнализации КСЭИС-148 как средством отображения текущего состояния систем и оборудования самолета;
- встроенными средствами контроля (ВСК) систем и оборудования.

В состав бортовой системы технического обслуживания входит Авиационный Вычислитель Технического Обслуживания (АВТО) и Выносной Терминал (ВТ).

АВТО выполнен в виде моноблока, имеющий в своем составе:

- центральный процессор;
- эксплуатационный регистратор объемом до 4 Гб, обеспечивающий регистрацию 2048 параметров в секунду в течение всего полета;
- регистратор отказов, обеспечивающий запоминание не менее 1024 последних отказов и неисправностей.

Выносной терминал, подключаемый к АВТО, обеспечивает доступ к информации о текущих отказах и неисправностях самолетных систем и самолетного оборудования, архивным данным о неисправностях, инициацию проведения проверочного контроля самолетных систем.

2 ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ЭЛЕКТРОННОГО ТРЕНАЖЕРА БСТО -148

Электронный тренажер предназначен для:

- изучения порядка включения и выключения бортовой системы технического контроля, расположения органов управления и вида индикации на многофункциональных пультах управления;
- привития практических навыков по выполнению операций вывода информации об отказах функциональных систем в прошедшем и предыдущих полетах, вывода начального меню систем и выполнения предписанных функций по контролю и обслуживанию контролируемых систем, вывода текущих отказов функциональных систем и оборудования.

Процедурный тренажер может быть использован в авиационных учебных заведениях при изучении эксплуатационных дисциплин, в том

числе и при дистанционном обучении, а также в учебных тренировочных центрах гражданской авиации и при организации технической подготовки инженерно-технического состава, эксплуатирующего самолеты Ан-148 всех модификаций [1].

База данных процедурного тренажера разработана в программной среде «flash-8», состоит из трех частей и обеспечивает последовательный доступ к информации в процессе решения учебных задач. В их число входит:

- информация об отказах в прошедшем и предыдущих полетах;
- начальное меню функциональных систем и информация об отказах любой из интересующих эксплуатанта систем;
- информация о текущих отказах функциональных систем, имеющих на рассматриваемый момент времени, отказы.

На экране монитора представлены, рис. 2:

– лицевая панель многофункционального пульта управления бортовой системой технического обслуживания с активированной клавиатурой управления и информационным экраном.

– текстовая часть, содержащая инструкцию о пошаговой деятельности обучающегося с клавиатурой управления с целью получения диагностической информации, а также пояснения для раскодирования выводимых на экран сведений.



Рисунок 2 – Лицевая панель МФПУ

Дополнительную информацию, связанную с переводом на русский язык названий функциональных систем самолета, представленных в начальном меню систем, пользователь может получить, наведя курсор мыши на строку соответствующей системы.

К элементам навигации, обеспечивающих вывод необходимой диагностической информации, относятся:

- кнопки выбор строки (КВС) 1;
- кнопка «Next» 2 - следующий кадр;
- кнопка «Pref» 3 - предыдущий кадр;
- возврат в предыдущее меню «Return» 4.

Выполнение задания с использованием процедурного тренажера осуществляется в следующем порядке:

1. Нажать функциональную кнопку IDX и удерживать ее до появления на экране многофункционального пульта страницы MCDU MENU, содержащей пункт меню < OMS, кадр показан на рис. 3.

2. Для вывода исходного меню нажать кнопку выбора строки (КВС) OMS (рис. 3).

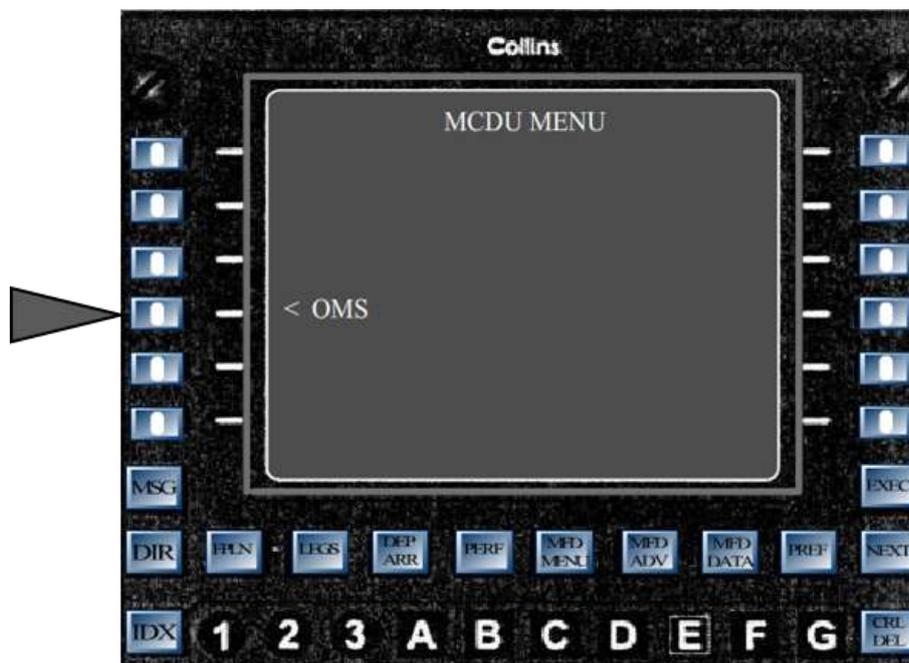


Рисунок 3 – Кадр подтверждения включения БСТО-148



Рисунок 4 – Исходное меню

Исходное меню наземного обслуживания (рис. 4), обеспечивает:

- чтение отказов, сигнализируемых экипажу в прошедшем и предыдущих полетах – кнопка выбора строки (КВС) FAULTSLASTFLIGHT;
- выполнение предписанных функций по контролю и обслуживанию контролируемых систем – КВС STATE MONITORING;
- определение текущего перечня систем, встроенные средства контроля которых выявили отказы, и текущих отказов по выбранной системе – КВС CURRENT FAULT LIST.

Рассмотрим более подробно порядок определение выводимых на КИСС эквивалентов сигнальных сообщений экипажу в прошедшем и предыдущих полетах. Для выполнения этой функции в исходном меню нажать КВС FAULTS LAST FLIGHT (рис. 4).

На экран многофункционального пульта выводится перечень систем, об отказах элементов которых выводились сигнальные сообщения экипажу. Каждая система на экране монитора представлена номером системы по РЭ и аббревиатурой наименования системы или блока (рис. 5).



Рисунок 5 – Перечень отказавших в полете систем

Меню запомненных полетов выводится нажатием кнопки PILOT/SDR MSG (рис. 6). Страница содержит строки выбора полета, например, LEG 000 – номер прошедшего полета, LEG 001...004 - номер одного из предыдущих полетов. Число после слова FAULTS соответствует количеству сообщений о неисправностях и отказах в данном полете.

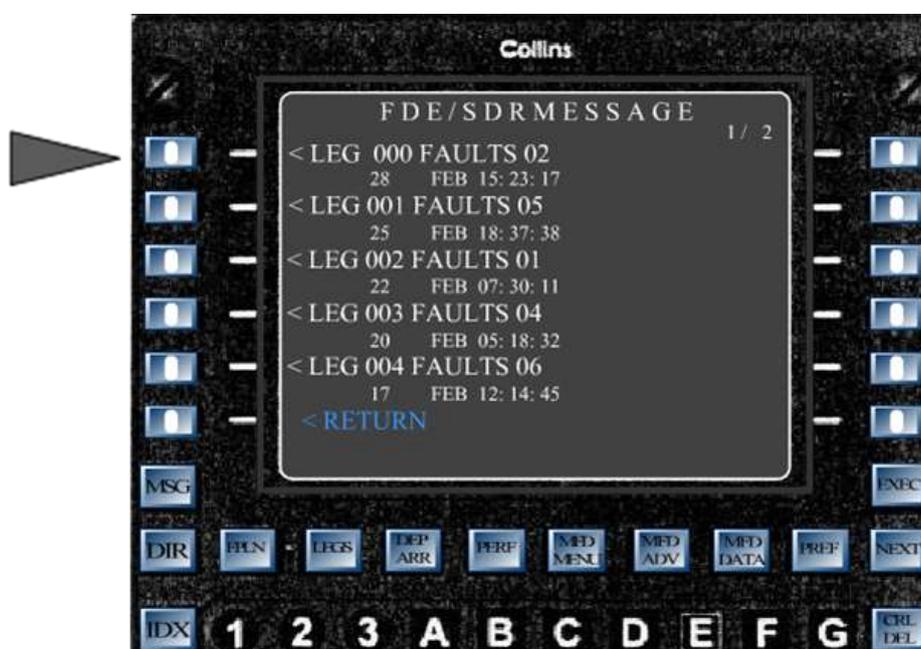


Рисунок 6 – Меню запомненных полетов



Рисунок 7 – Кадр информации по прошедшему полету

В запоминающем устройстве бортовой системы технического обслуживания может накапливаться достаточно большой объем информации о неисправностях и отказах, поэтому их вывод на экран multifunctional control panel осуществляется постранично. Номер выведенной на экран страницы и общее количество страниц размещается во второй строке в правом верхнем углу экрана.

Под строкой выбора полета отображается дата и время взлета самолета. При нажатии на КВС выбранного полета отображается первая страница информации по выбранному полету (рис. 7).

На одной странице выводится информация об одном сообщении, поэтому количество страниц соответствует числу сообщений о неисправностях и отказах в данном полете. Содержание страницы по строкам содержит следующую информацию:

- LEG 000 – номер выбранного полета;
- код сообщения в виде: «* * * * *» – если источник формирования сообщения система управления общесамолетным оборудованием; «3160» – если источник – комплексная система электронной индикации и сигнализации; «0550» – если источник – регистратор параметров прочности,
- если источник формирования сообщения СУОСО, то под кодом «*****» отображается краткое наименование системы на английском

языке и порядковый номер текста (по нумерации СУОСО) – GEAR 312.

Ниже приводится служебная информация в составе:

- FLT 0125 – номер рейса;
- ALT 250 – высота (м);
- A / S 270 – приборная скорость (км/час);
- 28 FEB – дата полета (число и месяц соответственно);
- 12 : 18 : 45 – время вывода сообщения.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, представленный процедурный тренажер полностью отображает штатное функционирование бортовой системы технического обслуживания самолета Ан-148 при выполнении наземных работ. Процедурный тренажер оснащен структурированным программным модулем, позволяющим в реальном времени выполнять проверку функционирования систем, а также поиск неисправностей и обеспечивает активизацию процесса усвоения учебного материала.

ЛИТЕРАТУРА

1. Караваев Ю. А., Ходацкий С. А. Процедурный тренажер как элемент дидактического арсенала кейс – метода // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. Выпуск 3. Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2016.

ПОВЫШЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ ЛАБИРИНТНЫХ УПЛОТНЕНИЙ ТУРБИН АВИАЦИОННЫХ ГТД

Ерзиков А. М.¹, Такмовцев В. В.², Филиппов А. А.

¹AMErzikov@kai.ru, ²VVTakmvtsev@kai.ru

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

В данной работе обсуждаются отказы рабочих лопаток авиационных ГТД, связанные с перегревом и прогаром гребешков бандажной полки, которые являются одними из самых проблемных элементов рабочей лопатки. Представлены варианты тепловой защиты данного элемента лопатки, недостатки существующих схем и варианты устранения данного дефекта в них. Рассмотрено влияние изменения угла наклона отверстия, подводящего охлаждающий воздух, и выбор оптимального значения его расхода.

Ключевые слова: турбинная лопатка ГТД, лабиринтное уплотнение, бандажная полка, дросселирующий элемент, расход воздуха, надежность работы.

ВВЕДЕНИЕ

В современных авиационных ГТД применяются турбины с высокой температурой газа перед турбиной до 1900 К. Поэтому на передний план по степени важности выходит проблема эффективной тепловой защиты лопаток и повышения их ресурса. Одним из самых проблемных элементов рабочей турбинной лопатки ГТД является ее бандажная полка с уплотнительными гребешками, т. к. она имеет малую толщину и поэтому наиболее подвержена действию высоких температур. Для защиты бандажной полки рабочей лопатки турбины от действия горячего трактового газа, как правило, организуется выдув охладителя в зоне бандажной полки. В работе [1] представлен конструктивный вариант рабочей турбинной лопатки ГТД, в котором охладитель выдувается в отверстия, расположенные между гребешками на бандажной полке. Выдуваемый охладитель не только снижает температуру бандажной полки, но и препятствует перетеканию через зазор между гребешками полки и над роторной вставкой.

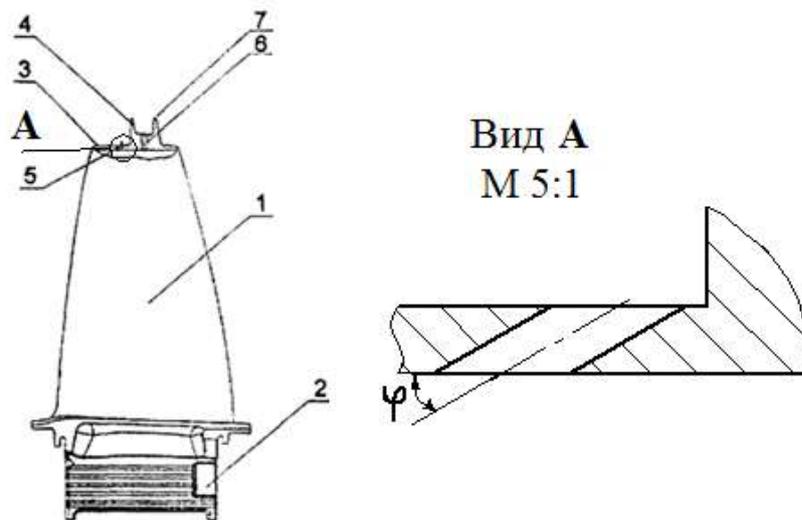


Рисунок 1 – Конструкция охлаждаемой турбинной лопатки ГТД [2]

Недостатком такой конструкции является отсутствие охлаждения передней части первого гребешка, хотя данная зона первой попадает под воздействие горячего газа. Охлаждающий воздух выдувается в радиальный зазор за первым гребешком и в результате более теплонапряженный первый гребешок остается неохлажденным, его температура резко повышается, он может выйти из строя и лабиринт перестанет выполнять свои функции. Прогар, возникающий в результате перегрева гребешка, в значительной степени понижает эффективность работы бандажной полки как уплотнителя.

Для устранения этого дефекта в работе [2] предлагается осуществлять выдув охладителя перед первым уплотнительным гребешком лабиринтного уплотнения первой ступени турбины высокого давления через отверстие, расположенное под определенным углом φ (рис. 1), обеспечивающим выдув и натекание охлаждающего воздуха на переднюю поверхность первого уплотнительного гребешка.

Охлаждаемая турбинная лопатка ГТД содержит полое перо 1, замковое соединение елочного типа 2, и бандажную полку 3 перед первым гребешком 4, которой располагает отверстие 5 под определенным углом φ , обеспечивающим натекание охлаждающего воздуха на переднюю поверхность гребешка и отверстие 6 для охлаждения бандажной полки 3 и второго 7 уплотнительного гребешка, находящегося между первым 4 и вторым 7 уплотнительными гребешками, расположенными в верхней части бандажной полки 3 и образующими ее внутреннюю полость.

При такой конструкции охлаждается самое теплонапряженное место бандажной полки – первый гребешок. Кроме того, выдуваемый охладитель приводит к «запиранию» зазора между первым гребешком и над роторной вставкой. В этом зазоре из-за стесненности пространства в соответствии с законами газодинамики неизбежно будет образовываться застойная зона.

Таким образом, преимущества данной конструкции заключаются в более интенсивном охлаждении бандажной полки и ее самого теплонапряженного элемента – первого уплотнительного гребешка и в более эффективном снижении перетекания рабочего тела через гребешки полки из-за образующейся перед первым гребешком застойной зоны.

Результатом является: снижение температуры полки в целом; повышается ресурс лопатки, благодаря эффективной защите первого уплотнительного гребешка, а также достигается более эффективное снижение перетекания через гребешки.

К сожалению, в работе [2] не указана оптимальная величина угла φ , при которой при действующем перепаде давления во внутренней полости пера лопатки и газовым трактом обеспечивается максимальный расход охлаждающего воздуха. С этой целью в КНИТУ–КАИ имени А. Н. Туполева на кафедре Теплотехники и энергетического машиностроения проведен цикл экспериментальных исследований по определению оптимального угла наклона отверстия, обеспечивающего подачу охлаждающего воздуха в зазор между уплотнительными гребешками и над роторной вставкой. С этой целью была создана модель, состоящая из двух пластин, между которыми был выполнен зазор Δr , представляющий собой разветвленный незамкнутый канал сложной формы, в который под давлением подавалось рабочее тело через наклонный канал рис. 2. Величина зазора $\Delta r = 1$ мм, диаметр отверстия дросселя $d_d = 1$ мм, перепад давления на входе в отверстие $p_{вх} = (1,94...3,92) \cdot 10^5$ Па.

Важной задачей является выбор размеров и расположения отверстия, подающего охлаждающий воздух. Указанные факторы определяют расход охлаждающего воздуха, подаваемого к гребешкам бандажной полки.

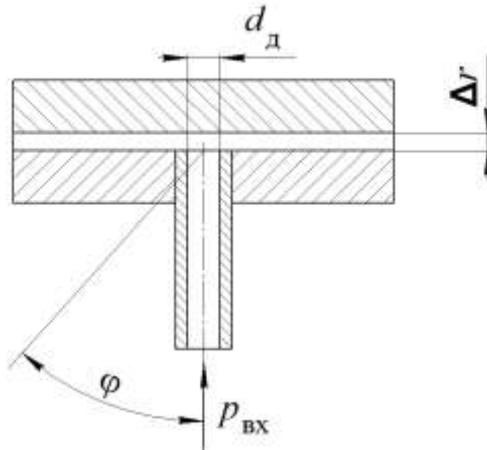


Рисунок 2 – Схема экспериментальной модели

Представлены результаты экспериментального исследования изменения угла наклона оси канала, подводящего охлаждающий воздух при трех значениях угла φ и различных давлениях на входе в наклонное отверстие.

В результате исследования получены расходные характеристики для каждого значения угла φ . Для удобства использования полученные результаты представлены в относительном виде. Изменение \bar{Q} происходит

в зависимости от угла $\varphi = 0^\circ \dots 45^\circ$: так, при $\varphi = 30^\circ$ $\bar{Q} = \frac{\bar{Q}_{\text{при } \varphi=30}}{\bar{Q}_{\text{при } \varphi=0}} = 1,5$;

а при $\varphi = 45^\circ$ $\bar{Q} = \frac{\bar{Q}_{\text{при } \varphi=45}}{\bar{Q}_{\text{при } \varphi=0}} = 2$.

Увеличение расхода охлаждающего воздуха при изменении угла φ объясняется следующим образом. В канале площадь проходного отверстия

$$F_{\text{отв}} = \pi R^2 = 0,785 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 \quad (1)$$

Дросселирующим элементом является зазор между пластинами и диаметр отверстия. В реальной конструкции – зазор между гребешком и над роторной вставкой. Площадь распространения охлаждающего воздуха равняется

$$F_0 = \pi d_{\text{д}} \Delta r = 3,14 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 (\varphi = 0) \quad (2)$$

Если $\varphi = 30^\circ$, то площадь растекания

$$F_{30} = L_{\text{эл}} \Delta r = 3,38 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2 \quad (3)$$

Здесь $L_{эл}$ – это длина эллипса $L_{эл} = \pi[1,5(a+b) - \sqrt{a*b}]$, где a и b – его оси. Аналогичным образом находится площадь распространения $F_{45} = 3,82 \cdot 10^{-6} \text{ м}^2$. Площадь распространения охлаждающего воздуха от F_0 до F_{45} увеличивается в 1,22 раза, и в результате с изменением угла наклона оси канала увеличится расход охлаждающего воздуха через отверстие перед первым гребешком лабиринтного уплотнения.

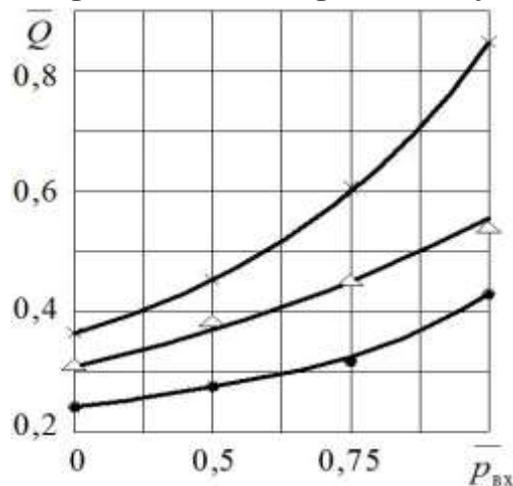


Рисунок 3 – Зависимость \bar{Q} от \bar{p}_{BX} : \bullet – $\varphi = 0^\circ$, Δ – $\varphi = 30^\circ$, \times – $\varphi = 45^\circ$

Зависимость относительного расхода охлаждающего воздуха \bar{Q} от относительного давления на входе $\bar{p}_{BX} = \frac{p_{BX}}{p_{BXmax}}$ приведена на рис. 3.

При максимальном перепаде давления в дросселирующем элементе и $\varphi = 45^\circ$ относительный расход увеличивается на 91% по сравнению со значением при $\varphi = 0^\circ$ и на 53% – при $\varphi = 30^\circ$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полученные экспериментальные данные показывают существенный прирост расхода охлаждающего воздуха с увеличением угла φ . Кроме того, выдув охлаждающего воздуха через отверстие под углом 45° позволяет обеспечить наиболее эффективное охлаждение передней части первого гребешка лабиринтного уплотнения и избежать отказов, связанных с перегревом данного элемента и его прогаром. Дальнейшее увеличение угла φ приводит к выдуву охлаждающего воздуха в корневую часть гребешка, что снижает эффективность охлаждения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Скубачевский Г. Н. Авиационные газотурбинные двигатели. – М: Машиностроение, 1974. – 520 с.
2. Полезная модель. Охлаждаемая лопатка турбины газотурбинного двигателя / С.Е. Белова // Заявка № 2012107349, дата подачи 28.02.2012 г. Патент РФ на полезную модель № 117976. Патентообладатель: ФГБОУ ВПО «Рыбинский государственный авиационный технический университет им. П.А. Соловьева»; опубл. 10.07.2012, Бюл. № 19.

УДК 623.746.553.6

РАЗРАБОТКА НОВОГО ПЕРСПЕКТИВНОГО ДЕАКТИВАТОРА МЕТАЛЛОВ ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ТОПЛИВ

Луценко А. С., Куликов А. С.

Леденева И. В., Головнева Т. И.

(научные руководители)

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

Предложен синтетический аналог известной зарубежной присадки – дезактиватора-металла – N,N-дисалицилиден-1,2-диаминопропана – на основе производных класса формазанов. Разработан метод синтеза 2-{(Z)-[2-(2-дигидрофенил) гидразинилиден] [(E)-фенилдиазенил] метил} фенола из коммерчески доступных реагентов, изучены его строение и свойства. Изучена комплексообразующая способность указанного производного класса формазанов и рассмотрена возможность его применения в качестве дезактиватора металлов.

Ключевые слова: авиационные топлива, присадки, дезактиватор металлов (ДАМ), формазаны.

Известно, что многие металлы с переменной валентностью каталитически влияют на окисление топлив – в их присутствии ускоряется окисление и образование смол. Для подавления отрицательного влияния металла на топлива применяются специальные присадки – дезактиваторы металлов (ДАМ). Они обладают свойством: очищать топливо от следов присутствующих в них металлов. Действие ДАМ основано

на их способности к комплексообразованию с металлами, благодаря чему ионы металла переводятся в хелатные структуры, растворимые в топливе. К деактиваторам металлов относятся салицилидены, аминифенолы и др. С антиокислительными присадками они образуют синергические пары [1, 2].

ДАМ для топлив в настоящее время применяются только в США, и, главным образом, в качестве добавок к бензинам. Для реактивных топлив за рубежом разрешен к применению N,N'-дисалицилиден-1,2-пропилендиамин [3].

Тем не менее, в настоящее время стоит проблема изменения свойств топлив при его хранении в металлических емкостях. Частицы металла конструкции попадают в объем топлива и катализируют окислительные процессы, вызывая полимеризацию и осмоление. Поэтому поиск эффективной присадки – деактиватора металлов для авиационных керосинов является актуальной задачей современной химмотологии [4]. В качестве деактиваторов металлов используются хелатирующие агенты с высоким координационным числом. Механизм действия последних основан на образовании комплексных связей с переходными металлами, что дает возможность замедлять процессы окисления материалов среды (в частности, углеводородов в топливе). Образование комплексов препятствует протеканию цепных радикальных реакций, приводящих к полимеризации компонентов топлива и его осмолению.

Цель настоящей работы заключалась в поиске структуры комплексообразователя, который будет удовлетворять следующим требованиям:

1. Простая технология получения из коммерчески доступных реагентов.
2. Высокая растворимость в органических растворителях и компонентах топлива, в том числе при низких температурах.
3. Высокие – химическая, термическая, термоокислительная – стабильности.
4. Высокая комплексообразующая способность.
5. Совместимость с конструкционными материалами.
6. Малая срабатываемость.
7. Высокая растворимость образующихся комплексных соединений в компонентах топлива, низкая их конгломерация.
8. Дешевизна производства.

Среди превосходных комплексообразующих и хелатирующих агентов можно выделить такой класс органических соединений, как формазаы. Высокая термическая и химическая стабильность данного класса веществ, простота получения из коммерчески доступных органических реагентов, обуславливают применение их в различных областях науки и техники [5]. В настоящее время класс формазаы достаточно широко изучен с химической и физико-химической точек зрения, однако постоянно находятся новые области практического применения данных производных.

Предполагается, что некоторые производные формазаы могут быть внедрены в качестве новых присадок – деактиваторов металлов – для авиационных топлив.

С целью изучения взаимодействия авиационных керосинов, загрязненных частицами металлов конструкционных материалов, с новым компонентом, было синтезировано полифункциональное соединение, относящееся к классу формазаы – 2- $\{(Z)-[2-(2\text{-дигидрофенил})\text{ гидразинилиден}] [(E)\text{-фенилдиазенил}] \text{ метил}\}$ фенол. Схема синтеза представлена на рис 1.

В качестве исходных реагентов в данном процессе используются доступные реагенты – анилин, салицилальдегид, фенилгидразин и нитрит натрия, которые в больших объемах выпускаются на предприятиях химической промышленности Российской Федерации. Технология производства не требует больших энергозатрат.

Строение синтезированного производного формазаы доказано современными физико-химическими методами: ядерным магнитным резонансом на ядрах ^1H (ЯМР ^1H), масс-спектрометрией высокого разрешения (LC-MS), инфракрасной спектроскопией (ИКС). Все аналитические эксперименты проводились в сертифицированных химических лабораториях квалифицированными специалистами. Некоторые физико-химические и спектральные характеристики соединения представлены в табл. 1.

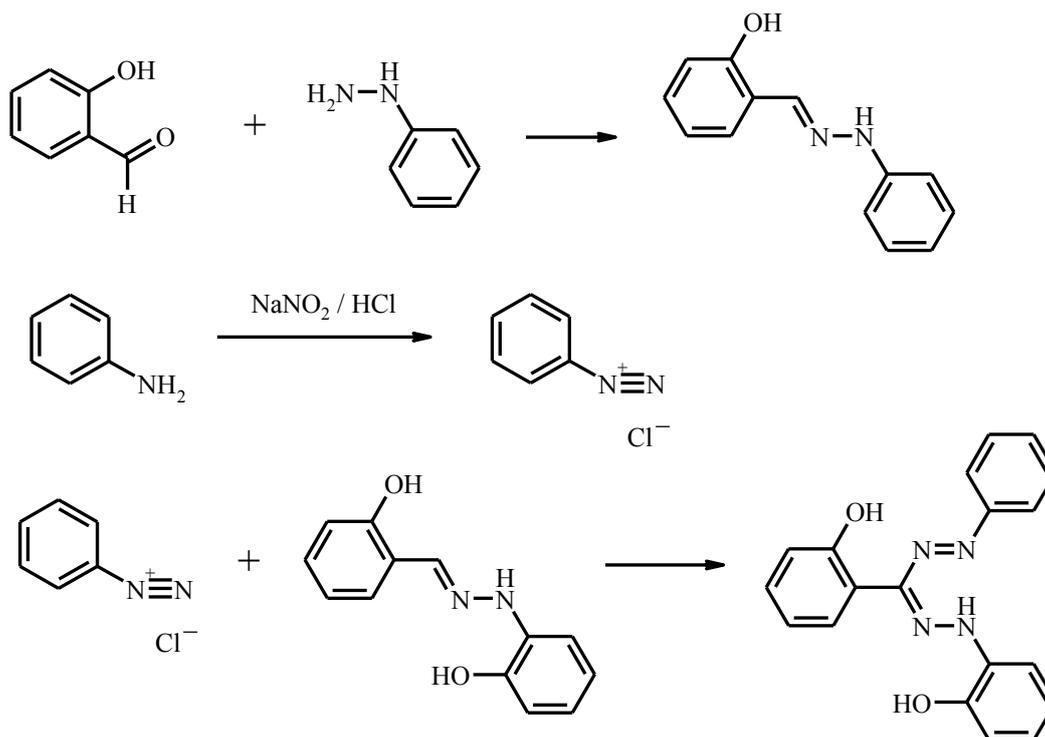


Рисунок 1 – Схема синтеза 2-{(Z)-[2-(2-дигидрофенил) гидразинилиден] [(E)-фенилдиазенил] метил} фенола

Таблица 1 – Некоторые физико-химические и спектральные характеристики 2-{(Z)-[2-(2-дигидрофенил) гидразинилиден] [(E)-енилдиазенил] метил} фенола

<p><i>Физико-химические характеристики:</i> Конверсия: 69% Внешний вид: желтое кристаллическое вещество Температура плавления: 220 – 222 °С Температура вспышки: > 300 °С Растворимость: не растворим в воде, хорошо растворим в полярных и неполярных органических растворителях Поляризуемость: $38.20 \pm 0.5 \cdot 10^{-24} \text{ см}^3$</p>
<p><i>Спектральные характеристики:</i> <u>Спектр ЯМР ^1H</u> (500 МГц, ДМСО-d_6), δ, м.д. (J, Гц): 3.88 (1H, с уш., OH); 3.94 (1H, с уш., OH); 7.15-7.89 (18H, м, Ph); 8.15, 8.51 (по 1H, оба с уш., 2NH). <u>Масс-спектр, m/z</u> (LC-MS): 333.1487 [M+H]$^+$; 665.2974 [2M+H]$^+$ <u>ИК-спектр, ν, см^{-1}</u>: 1125, 1134 (2 OH), 3018-3039 (2 NH)</p>

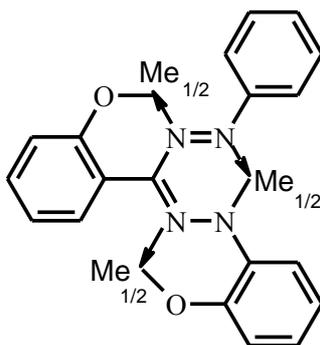


Рисунок 2 – Механизм комплексообразования 2-{(Z)-[2-(2-дигидрофенил) гидразинилиден] [(E)-фенилдиазенил] метил} фенола

Установлено, что производное формазана является хорошим хелатирующим агентом, способным связывать ионы железа, меди, алюминия, цинка, кадмия. Механизм его комплексообразования представлен на рис. 2.

В дальнейшем планируется изучение зависимости физико-химических свойств керосинов (путем определения йодного, кислотного числа, температуры вспышки и вязкости) от содержания присадки - деактиватора металла, а также изменения свойств топлив, обогащенных присадкой, при длительном хранении в разных условиях (изменяемые параметры – влажность, температура, излучение).

ЛИТЕРАТУРА

1. Дубровин Н. Ф., Яновский Л. С., Верховомов В. К., Суриков Е. В. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. – М.: РГТУ им. К. Э. Циолковского, 2001. – 443 с.
2. Большаков Г. В. Образование гетерогенной системы при окислении углеводородных топлив. – Новосибирск: Наука. Сиб. Отделение, 1990. – 248 с.
3. Виппер А. Б., Виленкин А. В., Гайснер Д. А. Зарубежные масла и присадки. – М.: Химия, 1987. – 192 с.
4. Химмотология: вчера, сегодня, завтра // Химия и технология топлив и масел. – 1998. – № 5. – С. 3–4.
5. Прогресс в химии формазанов: синтез-свойства-применение // Г. Н. Липунова и др. Под ред. И. Н. Липунова, Г. И. Сигейкина. – М.: Научный мир, 2009. – 296 с.

УСТРОЙСТВО ДЛЯ НАГРЕВАНИЯ ТОПЛИВА «ТЕПЛООБМЕННИК»

Ноговицын А. Т., Гаврильев А. С.

Бурнашев В. Е.
(научный руководитель)

*Якутское авиационное техническое училище гражданской авиации
(колледж) – филиал СПбГУ ГА
(г. Якутск)*

В данной научно-практической работе курсантами исследованы эксплуатационные дефекты топливной системы двигателя самолета Ан-24 и их возможности предотвращения в условиях эксплуатации. В условиях Севера отказы топливных фильтров, связанные с кристаллизацией топлива, – явление частое и влияющее на безопасность полета. Курсантами предложено портативное нехитрое промышленное устройство в виде теплообменника, где горячим маслом подогревают топливо до определенной температуры. Для этого углубленно изучены свойства авиационного керосина: гигроскопичность и кристаллизация углеводородного топлива при низких температурах наружного воздуха и при нарушении условий хранения. Данный проект может заинтересовать эксплуатантов, которые несут большие убытки, связанные с ПРАПИ-98, с заменой топлива и простоем самолета.

Ключевые слова: керосин, теплообменник.

1 ТОПЛИВО ПРИМЕНЯЕМОЕ НА ДВИГАТЕЛЕ АИ-24 И ЕГО СВОЙСТВА, НА САМОЛЕТЕ АН-24

Топлива ТС-1 высшего и первого сорта, Т-2 и РТ, предназначенные для применения во всех климатических районах, за исключением района 11 (по ГОСТ 16350-80), допускается вырабатывать с температурой начала кристаллизации не выше -50°C . Допускается применять в климатическом районе 11 (ГОСТ 16350-80) топлива ТС-1 и РТ с температурой начала кристаллизации не выше -50°C при температуре воздуха у земли не ниже -30°C в течение 24 ч до вылета. Топливо для применения в климатическом районе 11 с температурой начала кристаллизации не выше -55°C (РТ) и -60°C (ТС-1) вырабатывают по требованию потребителей (табл. 1).

Таблица 1 – Технические свойства керосина ТС 1

Наименование показателя	Норма по ГОСТ (ТУ)
Плотность при 20°C, кг/м ³ , не менее	780
Фракционный состав:	
t\Температура начала перегонки, °С	150
10% отгоняется при температуре, °С, не выше	165
50% отгоняется при температуре, °С, не выше	195
90% отгоняется при температуре, °С, не выше	230
98% отгоняется при температуре, °С, не выше	250
Кинематическая вязкость, мм ² /с (сСт):	
при 20°C, не менее	1,3 (1,3)
при -40°C, не более	8 (8)
Низкая теплота сгорания, кДж/кг, не менее	43120
Высота некопящего пламени, мм, не менее	25
Кислотность, мг КОН на 100 см ³ топлива, не более	0,7
Йодное число, г йода на 100 г топлива, не более	2,5
Температура вспышки, определяемая в закрытом тигле, °С,	28
Температура начала кристаллизации, °С, не выше	-50

2 ГИГРОСКОПИЧНОСТЬ ТОПЛИВА И ПРОЦЕСС НАЧАЛА КРИСТАЛЛИЗАЦИИ

Все углеводороды обладают гигроскопичностью, способностью растворять в себе воду. Растворимость воды в топливе зависит от химического состава, молекулярной массы углеводородов, влажности температуры воздуха и атмосферного давления.

Молекулы воды не вступают в химические взаимодействия с молекулами углеводородов и удерживаются в топливе, подчиняясь законам диффузии, молекула воды находится в межмолекулярном пространстве углеводородов. Такие растворы называют ограниченными. Они обладают обратимой гигроскопичностью, свойством поглощать в себе (растворять) или выделять (испарять) при изменении условий некоторое количество влаги.

Вода может находиться в трех состояниях:

- растворенным;

- эмульсионным;
- свободным.

При снижении температуры растворимость воды уменьшается, например, при снижении температуры от 20 до 0°С с каждой тонны топлива может выделяться 60 г воды в виде эмульсии мелких капель размером 10... 40 мкм. Например, за один полет самолета Ан-24 – 0,3...0,4л.

Главная опасность от присутствия эмульсионной воды заключается в том, что она может вызвать обмерзание фильтров (отказ фильтра) и нарушить работы топливной системы самолета. Мельчайшие капельки воды склонны к сильному переохлаждению (капельки диаметром 10 мкм переохлаждаются –40°С). Такие капельки воды, сталкиваясь с твердой поверхностью фильтров, мгновенно превращаются в лед, вызывая обмерзания сетки фильтра, из-за этого происходит отказ фильтра.

3 ЦЕЛЬ И ЗАДАЧА ПРЕДСТОЯЩЕГО ИССЛЕДОВАНИЯ, ПУТИ ВНЕДРЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ СРЕДСТВ ПОДОГРЕВА

Для предотвращения кристаллизации топлива в особо низких температурах нашего регион, предлагаем внести дополнительные изменения в топливной системе двигателя Аи-24.

Хотим дополнительно установить нехитрое, но простое и портативное устройство «Теплообменник» для подогрева топлива. Перед фильтром тонкой очистки, для предотвращения замерзания фильтра.

Мы для этого будем использовать горячее масло, получаемое от магистрали откачки, которое будет поступать в теплообменник для того чтобы нагреть спиральную трубку через которую проходит топливо. Таким образом, мы повышаем температуру топлива, чтобы кристаллики льда растаяли и не забивали топливный фильтр. Мы считаем – это позволит нагреть топливо до положительных температур, при этом масло не будет слишком охлаждаться, это можно учесть при исследовании.

Это позволит нам уменьшить расходы на ремонт, замену топливных фильтров, простой самолета и слив оставшегося топлива в баках. Главное, увеличит безопасность полетов в условиях Крайнего Севера.

ЛИТЕРАТУРА

1. «Авиационные топлива смазочные материалы и специальные жидкости» – Некипелов Ю. Г.;
2. «Топлива смазочные материалы технические жидкости» – Анисимов И. Г.;
3. «Смазочно-охлаждающие технологические средства» – Чередниченко С. Ю.

УДК 629.735.33

ЭКРАНОПЛАНЫ ЯКУТИИ

Васильев С. П., Чемпосов А. А.

Бурнашев В. Е.

(научный руководитель)

*Якутское авиационное техническое училище гражданской авиации
(колледж) – филиал СПбГУ ГА
(г. Якутск)*

В данной научно-практической работе курсантами исследованы проекты и разработки экранопланов и экранолетов как незаменимый круглогодичный вид транспорта, их технические характеристики, летные качества и возможности их применения в суровых условиях Севера. Рассмотрен тип экраноплана по категории В, что сочетает качества экраноплана и экранолета для маневренности на сильнопересеченной местности. Данный проект может быть более пригоден для проектировщиков экранопланов, так как в нем есть вариант подогрева топлива в баках с линией возвратного топлива от двигателя. Это исключает замерзание топливных фильтров, что является проблемой Севера. Кроме того, применение реверсивных пропеллеров, предкрылков, винглентов, противообледенительной системы, обогрева салона и кабины от теплообменников системы охлаждения увеличивает привлекательность проекта.

Ключевые слова: экраноплан, экранолет, обогрев.

1 ПРОЕКТ МНОГОЦЕЛЕВОГО ЭКРАНОПЛАНА «СНЕЖНАЯ СОВА»

Экраноплан – это многорежимное судно, которое в своём основном эксплуатационном режиме летит с использованием «экранного эффекта» над водной или иной поверхностью без постоянного контакта с ней и поддерживается в воздухе подъемной силой крыла. Таким образом, экраноплан объединяет в себе лучшие качества речного судна и самолета.

Экранопланы способны эксплуатироваться на различных широтах и маршрутах и могут передвигаться и над твердой поверхностью и базироваться.

Экранопланы пассажироместимостью от 40 человек и более могут появиться на мировом рынке, по крайней мере, в ближайшие 8–10 лет.

Таким образом, в мире чрезвычайно высок интерес к экраноплану как транспортному средству, способному эффективно удовлетворять потребности как частного сектора, так государственных и международных организаций. Поэтому хотелось бы не упустить возможности реализовать сохраняющийся пока приоритет России в создании экранопланов и занять лидирующие позиции в мировых транспортных высокоскоростных перевозках на их основе.

К счастью, отрасль возродилась и, хотя медленно, но развивается силами энтузиастов малых частных компаний, силами отдельных учёных и предпринимателей. Китай и Корея на государственном уровне продвигают эту тематику и уже захватили инициативу в разработке основополагающих международных документов. И сейчас речь идёт не об «удержании позиций». Нам бы сохранить последнее, что осталось. Отойдём мы от активной деятельности – и Россия будет закупать экранопланы в том же Китае.

Наш проект предусматривает, прежде всего, экраноплан многоцелевой, универсальный по применению и адаптированный в условиях Крайнего Севера и Якутии.

Для этого выбрали тип экраноплана по классу ИМО тип В, способного выполнять полеты в тундровой зоне, на реках и озерах Якутии. Адаптированность будет заключаться в особенностях эксплуатации в особо низких температурах наружного воздуха и в условиях снежного тумана.

2 ЗАДАЧИ, ВЫПОЛНЯЕМЫЕ НАШИМ ЭКРАНОПЛАНом

1. Перевозка пассажиров, почты и партий груза.
2. Оказание скорой медицинской помощи в отдаленных и труднодоступных местах.
3. Выполнение поисковых работ, включая водоемы.
4. Сопровождение морских и речных судов в условиях ограниченной видимости.
5. Доставка продуктов и медикаментов терпящим бедствие людям.

3 СОСТАВНЫЕ ЧАСТИ ЭКРАНОПЛАНА И КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ

3.1 Фюзеляж

Типа полумонок, балочно-стрингерной цельнометаллической конструкции. Нижняя часть лодочного типа для передвижения по воде. Изнутри имеет антикоррозионное покрытие и камеры с заборниками воды, которые могут быть заполнены водой при высоком балле волны для устойчивости. Кроме этого, могут использоваться как резервуары воды при выполнении работ по тушению лесных пожаров.

Таким образом, фюзеляж на уровне пола делится на две палубы. Пол герметизирован, имеет конструктивное усиление продольными балками и поперечными профилями двутаврового сечения и узлы для крепления груза. Формы и материалы этих элементов имеют облегченный вариант. Верхняя палуба размещает кабину экипажа, тамбур, пассажирский салон и грузовой отсек.

Кабина экипажа рассчитана на 2 членов экипажа, хотя управление спроектирована на одного пилота. Второй член экипажа необходим как оператор и помощник, а при длительных полетах и как сменный пилот.

Кабина обеспечивается обзорным фонарем с электрическим обогреваемым триплексным лобовым стеклом с механическим «дворником». Это обеспечит хорошую видимость при низкой облачности, морозящем дожде и в условиях обледенения.

Тамбур расположен между кабиной экипажа и салоном. Разделяется шпангоутами – стенками с проемами для дверей. Вверху имеет люк-дверь на петлях. Используется как дверь при эксплуатации на воде и как аварийный люк для покидания экраноплана в аварийных ситуациях.

Кроме этого, там хранятся: плав редства, жилеты в полном комплекте, плоты – в зависимости от количества людей.

Так же можно разместить ручные средства пожаротушения, медицинскую аптечку с полной комплектацией, медицинское оборудование для санитарных рейсов, акваланги для поисковых работ под водой водолазами.

Пассажирский салон может быть переменной вместимостью с расчетом до 8–12 пассажиров. Для этого задняя стенка может быть легкоъемной и быстросборной в полевых условиях. Это обеспечит большую универсальность перевозок пассажиров, почты и партии грузов простой перестановкой стенки.

Салон, обогреваемый теплым воздухом от теплообменников системы охлаждения двигателей. Для регулирования температуры используются смесительные краны. В летнее время используется система кондиционирования воздуха с использованием турбохолодильников. Пассажирские сиденья складные, облегченной конструкции. При необходимости они могут убраться к бортам. Четыре сиденья, соединенные между собой могут применяться как носилки для больного.

Грузовой отсек может разместить негабаритные тары или сыпучий груз до 800 кг. Снабжается комплектом швартовочного оборудования, сетками и ремнями. Для выравнивания центровки часть груза может расположиться в тамбуре. Задняя часть фюзеляжа выполнена в виде четырехугольного грузового люка, что позволит производить загрузку прямо с низкобортных автомашин.

3.2 Крыло

Является основным элементом, создающим подъемную силу. По типу крыло: свободнонесущее, центропланное с элементами механизации для управляемости, увеличения несущей способности и торможения.

Центроплан – основная силовая часть крыла, соединяющая две половины. Продольный силовой набор состоит из трех лонжеронов с усиливающими элементами в местах крепления пилонов двигателей. При эксплуатации, с твердых поверхностей в нем могут быть установлены шасси или лыжи. Для этого имеются кронштейны, закрытые легкоъемными лючками.

Общий размах центроплана может занять 5–6 метров от размаха крыла, что обеспечит устойчивую колею шасси и разнос двигателей.

Носовая часть центроплана имеет жидкостную противообледенительную защиту. Нервюры, составляющие поперечный набор, исполнены силовыми, так как воспринимают и передают большие усилия от двигателей, от отъемных частей крыльев, от шасси, фюзеляжа. В задней части имеется отклоняемый вниз щиток, который, в зависимости от угла отклонения, играет роль закрылка или тормозного щитка при посадке.

Часть центроплана размещает расходные и резервные топливные баки. Топливная система закольцована специальным краном, что позволяет выравнивать уровни топлива выработкой двигателями.

Отъемные части крыла могут быть исполнены съемными и складными. Основные части и панели выполнены из композита, что облегчает конструкцию и удобство демонтажа и складывания. Профиль крыла аэродинамический, создающий эффект экранолета. Продольный набор состоит из 2 лонжеронов, из нервюр и обшивки. Для улучшения качества крыла применены винглеты, уменьшающие концевое перетекание воздуха, вызывающее индуктивное сопротивление завихренного потока. В носовой части установлены автоматические предкрылки, управляющие пограничным слоем верхней поверхности крыла для увеличения критического угла атаки. На концевой задней части установлен интерцептор поперечного управления экраноплана. Он автономный, без элерона. Такая конструкция сохраняет цельной нижнюю часть крыла, исключая повреждение рулей или их заклинивание.

Внутри, в межлонжеронном пространстве размещаются топливные жесткие баки. Заправка баков производится пистолетом через заливную пробку, а выработка внутрибаковыми центробежными насосами – в расходные баки центроплана. Выработку топлива можно производить в автоматическом режиме, а, при необходимости, ручным способом. Имеет полузакрытую дренажную систему, исключая попадание воды и влаги внутрь баков.

3.3 Хвостовое оперение

Хвостовое оперение состоит из двух килей и стабилизатора. Двухкилевая схема увеличивает путевую устойчивость и управляемость, необходимые при обходе внезапных препятствий или при плоских разворотах с использованием тяги двигателя.

Киль обеспечивает вертикальную устойчивость и управляемость экраноплана. На стенках задних лонжеронов килей установлены рули

направления. Для синхронного поворота от одного ножного пульта управления передача осуществляется через вал синхронизации с помощью угловых качалок.

Применение дополнительных элементов управления не предусмотрено, так как при значительных усилиях на педалях пульта ножного управления можно использовать изменение режима работ двигателей по отдельности.

Стабилизатор закрепляется на концевых нервюрах килей и имеет установочный угол относительно продольной оси фюзеляжа, для поддержания тангажа. При массе экраноплана более трех тонн целесообразнее применение отклоняемого от бустера стабилизатора. Но это увеличит дополнительно вес и усложнит конструкцию.

К задней стенке второго лонжерона стабилизатора на узлах крепится руль высоты с триммером, снимающий усилие с органов управления. Управление триммером гибкое тросовое для надежности. Оно необходимо как резервный элемент управления тангажом при рассоединении системы управления рулем высоты.

Все части хвостового оперения имеют лонжеронно-стрингерный набор элементов с применением преимущественно композитных материалов. Это облегчает конструкцию хвостовой части, сдвигая центр масс вперед, что необходимо экраноплану.

3.4 Силовая установка

Составляют два автомобильных двигателя переделанные для установки на экранолет. В нашем случае использован автомобильный двигатель фирмы Мерседес-Бенц, установленный на самолете ДА-40 «Тундра». Двигатель снабжен турбонаддувом от турбины с приводом от выхлопных газов и развивает мощность на пропеллере до 165 л.с. Имеет программное обеспечение управления подачей топлива и работой пропеллера. Для этого используются два электронных блока, дублирующие друг друга. В случае выхода из строя активированного блока, второй перехватывает рабочий цикл по той же программе. Это обеспечивает безопасность экраноплана при полете в режиме экранолета, т. е. при «взмывании» или крутом вираже.

4 МАТЕРИАЛ

Базальтовое волокно (далее – БВ) получают из природных минералов, путем их расплава и последующего преобразования в волокно без использования химических добавок. Спрос на него в настоящее время превышает предложение. Это объясняется более высокими потребительскими качествами базальтового волокна перед аналогами – изделиями из шлаковаты и стекловаты. БВ производят из горных пород, близких по химическому составу: базальта, базанитов, амфиболитов, габродиабазов или их смесей.

Характеристика БВ:

- относительно высокая удельная прочность волокон на разрыв, существенно превышающая эти показатели для металла (в 2–2,5 раза) и стекловолокна из Е-стекла (1,4–1,5 раза);

- высокая коррозионная и химическая стойкость к воздействию агрессивных сред: растворов солей, кислот, щелочей;

- высокая термическая стойкость базальтовых волокон;

- высокие термо- и звукоизоляционные характеристики;

- высокая стойкость и долговечность к знакопеременным нагрузкам.

Профильные пластики – прутки на основе непрерывных базальтовых волокон после многих лет эксплуатации (более 9 лет) под воздействием знакопеременных нагрузок практически не имеют следов усталостных разрушений – трещин и других признаков разрушения;

- высокая совместимость с другими материалами: металлами, пластмассами, пластиками. Это открывает широкую перспективу использования материалов из базальта в непосредственном контакте со всеми используемыми в авиации материалами;

- при промышленном производстве базальтовых волокон, на основе новых технологий, их стоимость равна и даже меньше стоимости стекловолокна. При этом, соотношение качества, эксплуатационных характеристик и цены у базальтовых волокон самое высокое по сравнению со стекло- и углеродными волокнами. Стекловолокно не обладает теми характеристиками, присущими БВ, а углеродные волокна во много раз более дорогие.

ВЛИЯНИЕ РАЗМЕРА ЧАСТИЦ ИЗНОСА НА ИНТЕНСИВНОСТЬ РЕНТГЕНОВСКОЙ ФЛУОРЕСЦЕНЦИИ ПРИ ДИАГНОСТИКЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Яковлева Т. Д.

Павлинский Г. В.
(научный руководитель)

*Иркутский национальный исследовательский технический университет
(г. Иркутск)*

В работе произведено сравнение моделей для исправного и дефектного двигателей. Установлено существенное различие в количестве и в интенсивности рентгеновской флуоресценции. Для оценки технического состояния авиационных двигателей ПД-14 предложено фракционирование.

Ключевые слова: интенсивность рентгеновской флуоресценции; смыв с фильтроэлемента; влияние размеров частиц на интенсивность; фракционирование.

Диагностика авиационного двигателя основана на определении содержания металла в пробе масла. При превышении установленной границы по содержанию двигатель отстраняется от эксплуатации [1]. С внедрением тонкоячеистых фильтров типа Pall при диагностировании двигателей таким способом, возникают проблемы, поскольку содержание не отражает картины износных процессов в двигателе. При использовании данных фильтров информация об износных процессах в двигателе накапливается на маслофильтре. Поэтому для достоверной оценки технического состояния двигателя необходимо использовать пробу смыва с маслофильтра.

Известно, что при возникновении и развитии дефекта, как правило, размер частиц увеличивается. В этой связи предлагается оценка доли крупных частиц размером более 100 мкм в пробе смыва с помощью рентгенофлуоресцентного метода.

Интенсивность рентгеновской флуоресценции массивного образца в первом приближении (без учета избирательных эффектов) определяется [2] зависимостью:

$$I_i = Const \frac{c_i}{\frac{\mu_m}{\sin \varphi} + \frac{\mu_{mi}}{\sin \psi}}, \quad (1)$$

где c_i – содержание флуоресцирующего элемента; μ_m и μ_{mi} – массовые коэффициенты ослабления первичного и флуоресцентного излучения, соответственно; φ и ψ – углы падения первичного и выхода флуоресцентного излучения.

Для частиц железа и меди, размеры которых представляют наибольший интерес при изучении смывов с маслофильтров, фактор ослабления первичного и флуоресцентного излучений в образце, определяемый знаменателем уравнения (1), характеризуется величинами массовых коэффициентов ослабления порядка $150 \text{ см}^2 \text{ г}^{-1}$, соответственно (при длине волны первичного излучения 0.7 \AA и условии $\varphi = \psi = 45^\circ$).

Фактор ослабления рентгеновского излучения оказывается пренебрежимо малым при толщине флуоресцирующего слоя железа и меди порядка 2–3 мкм. Однако металлические частицы размером 40–50 мкм следует считать массивными и для них справедливо соотношение (1).

Следует заметить, что рассматриваемое уравнение не учитывает форму флуоресцирующих частиц. Поэтому для выполнения расчетов в случае смывов частиц с маслофильтров рационально использовать более сложную зависимость для рентгеновской флуоресценции отдельных частиц кубической формы, предложенную в работе [3], предполагая, что крупные частицы располагаются на подложке без их наложений. Как показано в работе [4], кубическая форма металлических частиц не является критичной, поскольку при размерах, вплоть до 70 мкм, погрешность расчета их рентгеновской флуоресценции относительно шаровых частиц того же объема не превышает 10%.

Результаты расчета суммарной интенсивности рентгеновской флуоресценции для железных кубических частиц разных размеров представлены в (табл. 1) и (табл. 2).

Таблица 1 – Модель исправного двигателя

Размер частиц, мкм	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110
Интенсивность одной частицы, усл.ед	0.005	0.03	0.08	0.16	0.24	0.35	0.47	0.60	0.75	0.92	1.10
Кол-во частиц	52	46	28	46	27	22	18	10	6	8	3
Интенсивность всех частиц, усл. ед.	0.26	1.38	2.24	7.36	6.48	7.70	8.46	6.0	4.5	7.36	3.30

Размер частиц, мкм	120	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220
Интенсивность одной частицы, усл.ед	1.30	1.51	1.74	1.99	2.25	2.54	2.83	3.14	3.47	3.81	4.17
Кол-во частиц	1	0	1	0	1	0	0	0	0	0	0
Интенсивность всех частиц, усл. ед.	0.26	0	1.74	0	2.25	0	0	0	0	0	0

Таблица 2 – Модель дефектного двигателя

Размер частиц, мкм	10	20	30	40	50	60	70	80	90	100	110
Интенсивность одной частицы, усл. ед.	0.005	0.03	0.08	0.16	0.24	0.35	0.47	0.60	0.75	0.92	1.10
Кол-во частиц	235	78	43	29	23	41	17	27	16	12	15
Интенсивность всех частиц, усл. ед.	1.27	2.34	3.44	4.64	5.52	14.35	7.99	16.2	12.0	11.0	16.5

Размер частиц, мкм	120	130	140	150	160	170	180	190	200	210	220
Интенсивность одной частицы, усл. ед.	1.30	1.51	1.74	1.99	2.25	2.54	2.83	3.14	3.47	3.81	4.17
Кол-во частиц	7	15	10	5	0	1	1	4	2	1	1
Интенсивность всех частиц, усл. ед.	9.1	22.6	17.4	10.0	0	2.54	2.83	28.3	6.94	3.81	4.17

Из табл. 1 и табл. 2 следует, что с увеличением размера рост интенсивности частиц существенно замедляется. Так, рост интенсивности, пропорциональный объему частицы при размерах до 3 мкм, при увеличении их размера от 10 мкм до 40 мкм (объем частицы вырос в 64 раза) увеличился только в 17 раз. То есть, замедлился примерно в 3,8 раза. При дальнейшем росте увеличение их интенсивности приближается к зависимости от облучаемой площади.

Результаты, приведенные в (табл.1) и (табл.2), представлены в виде гистограмм. На рис. 1 отображено распределение частиц в пробе смыва от размера. На рис. 2 дано распределение интенсивности этих частиц с учетом размера.

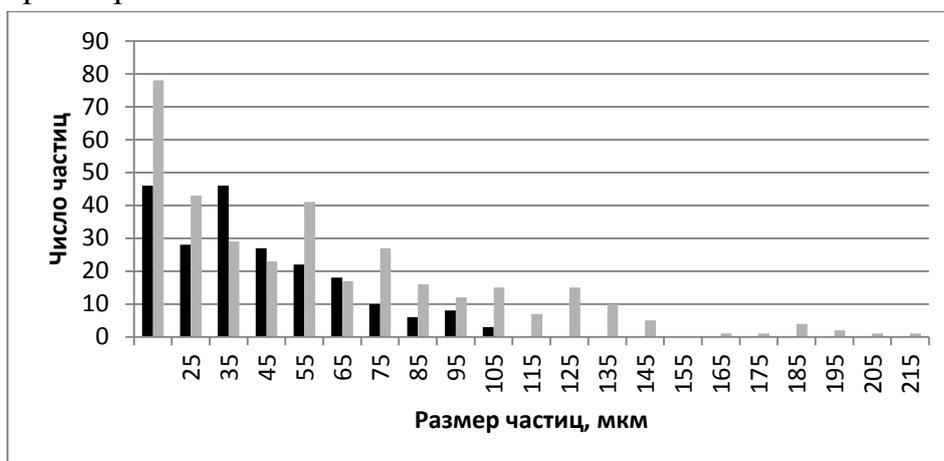


Рисунок – 1 Сопоставление распределения частиц в отработанном масле для исправного (черная диаграмма) и для дефектного (серая диаграмм) двигателя ПД-14 без учета частиц размером до 10 мкм

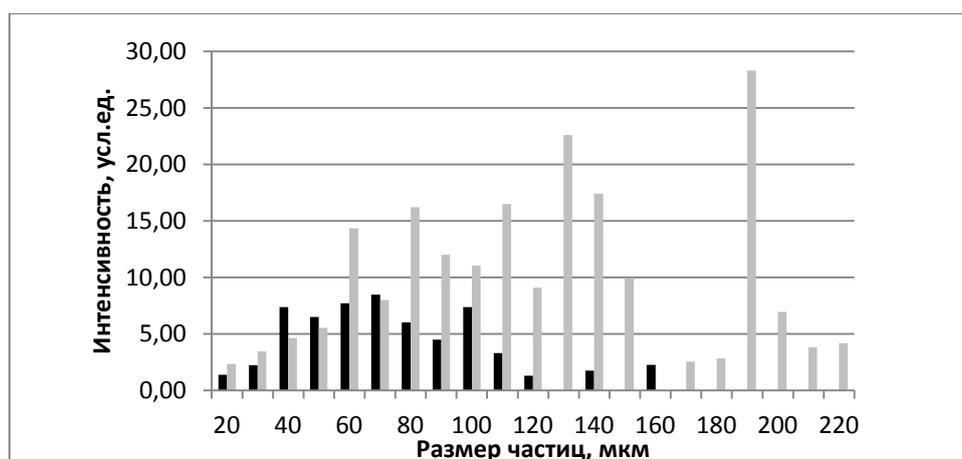


Рисунок – 2 Распределение интенсивностей частиц с учетом их числа по каждой фракции

Особое внимание следует обратить на рис. 2, из которого следует, что крупные частицы вносят весьма существенный вклад в интенсивность рентгеновской флуоресценции дефектного двигателя.

Данные, представленные на рис. 2, свидетельствуют о том, что: интенсивность рентгеновской флуоресценции дефектного двигателя превосходит таковую для исправного двигателя в 3.7 раза.

Данные на рис. 2 свидетельствуют о целесообразности разделения полученной пробы на две составляющие, с целью поиска граничных значений для исправного двигателя.

В табл. 3 представлено отношение интенсивности рентгеновской флуоресценции крупной фракции к мелкой в зависимости от размера ячеек для модели исправного и дефектного двигателей.

Таблица 3 – Отношения интенсивности рентгеновской флуоресценции в зависимости от размера ячеек сита

Тип двигателя	Отношение интенсивности рентгеновской флуоресценции фракций +100 к -100 мкм	Отношение интенсивности рентгеновской флуоресценции фракций +80 к -80 мкм
Для модели исправного двигателя	0.16	0.49
Для модели дефектного двигателя	1.3	2.3

Из (табл.3) видно: для дефектного двигателя при использовании сита с размером ячеек 80 мкм отношение интенсивности рентгеновской флуоресценции возрастает в 1,7 раза.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Использование рентгеновской флуоресценции при разделении пробы смыва на две составляющие позволяет надежно выявить для двигателей ПД-14 частицы размером более 100 мкм и оценить техническое состояние этих двигателей.

2. Для установления граничных значений исправных двигателей необходим статистически значимый массив их смывов с маслофильтров.

ЛИТЕРАТУРА

1. Степанов В. А. Диагностика технического состояния узлов трансмиссии газотурбинных двигателей по параметрам продуктов износа в масле // ЦИАМ, Рыбинск, 2002. – 232 с.
2. Блохин М. А. Физика рентгеновского излучения. – М.: ГИТТЛ, 1957. – 518 с.
3. Bonetto R. D., Riveros J. A. Intensity for cubic particles in X-Ray fluorescence analysis // X-Ray Spectrometry. 1985. V.14. No.1. p.2–7.
4. Павлинский Г. В., Баранов Е. О., Дроков В. Г., Владимиров Л. И., Рыбакова А. А. Зависимость интенсивности рентгеновской флуоресценции отдельной частицы от ее формы, размеров и ориентации в пространстве // Контроль. Диагностика. 2010. – № 6. – С. 8–15.

УДК 621.31.22:621.592

КОНВЕРТИРОВАННЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ГТД, РАБОТАЮЩИЕ В КОМБИНАЦИИ С ЦИКЛОПЕНТАНОВОЙ УТИЛИЗАЦИОННОЙ ТУРБОУСТАНОВКОЙ

Евгеньев С. С., Джораев С. Б.¹
¹*sunnetbiz@mail.ru*

Лиманский А. С.
(*научный руководитель*)

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

Даны результаты оценочных расчетов эффективности конвертированных ГТД авиационного типа, работающие в комбинации с утилизационной установкой, состоящей из морозоустойчивой органической жидкости типа циклопентан, термостойкого масла в качестве промежуточного теплоносителя и утилизационной турбины, работающей на паре органической жидкости.

Ключевые слова: конвертированный авиационный ГТД, энергия выхлопных газов, термостойкое масло, утилизационная турбина.

ВВЕДЕНИЕ

Существующие типы стационарных газотурбинных энергоустановок по ряду причин не соответствуют современным требованиям по экономичности, а производственные возможности заводов не обеспечивают замену физически и морально устаревших установок.

Решение проблемы создания эффективных энергоустановок возможно благодаря ориентации авиадвигателестроения на стационарную энергетику.

На базе конвертируемых ГТД авиационного типа возможно создание в короткие сроки энергетических установок высокого технического уровня при минимальных затратах.

Одним из доминирующих путей повышения топливной экономичности является применение комбинированных газопаротурбинных установок (ГПТУ), паротурбинный контур, который использует (утилизирует) выхлопное тепло ГТД.

Снижение потерь энергии с выхлопными газами частично обеспечивается более высокими термогазодинамическими параметрами цикла авиационного двигателя (АГТД), что требует больших ресурсных затрат на его длительную доводку с целью повышения надежности и ресурса. Даже при высоком КПД около 40%, тепловые потери свихлопными газами ГТД составляют, соответственно, 60% от всего подведенного с топливом тепла.

В настоящее время наряду с традиционными схемами утилизации энергии выхлопных газов, использующими специально подготовленную воду в дополнительном паротурбинном контуре [1], большое внимание уделяется применению вместо воды органических жидкостей, которые обладают выгодными термодинамическими характеристиками и упрощают эксплуатацию газоперекачивающих агрегатов при температуре атмосферного воздуха от +35 до -50°C. При этом характерно, что для передачи тепла от выхлопных газов ГТД к теплообменнику с органической жидкостью используется промежуточный контур с термостойким маслом, обладающий высокой термической стабильностью при температуре от -35 до 350°C [2].

В настоящей работе оценивается эффективность термодинамического цикла приводных ГТД типа НК с дополнительным утилизационным контуром, морозоустойчивую органическую жидкость типа циклапентан

C5H10 , имеющую при нормальных атмосферных условиях температуру кипения 50°C, температуру замерзания –94°C, газовую постоянную $R = 118.8 \text{ Дж/кг}\cdot\text{К}$. Циклопентан в жидкой фазе не замерзает при температуре окружающей среды –50°C и не закипает при 35°C [2].

Схема комбинированной ГТУ с утилизационной циклопентановой турбоустановкой (УЦТУ) показан на рис. 1. ГТУ состоит из компрессора (К), камеры сгорания (КС), газовой турбины (ГТ) и нагнетателя (Н). В утилизационном теплообменном аппарате (УТА), установленном в выхлопном тракте ГТУ, часть уходящего тепла передается промежуточному теплоносителю в виде термостойкого масла, подаваемого маслонасосом (МН). Затем тепло по замкнутому контуру подводится к циклопентановому парогенератору (ЦПГ). В ЦПГ происходят: подогрев циклопентана в жидкой фазе, испарение и перегрев пара

Перегретый пар поступает в утилизационную турбину (ТУ), соединенную с электрогенератором (ЭГ). После расширения в турбине, пар поступает в конденсационное устройство (КУ). После КУ жидкий циклопентан перемещается с помощью питательного насоса (ПН) и после подогрева в регенеративном теплообменнике (на рис. 1 не показан) вновь направляется в ЦПГ .

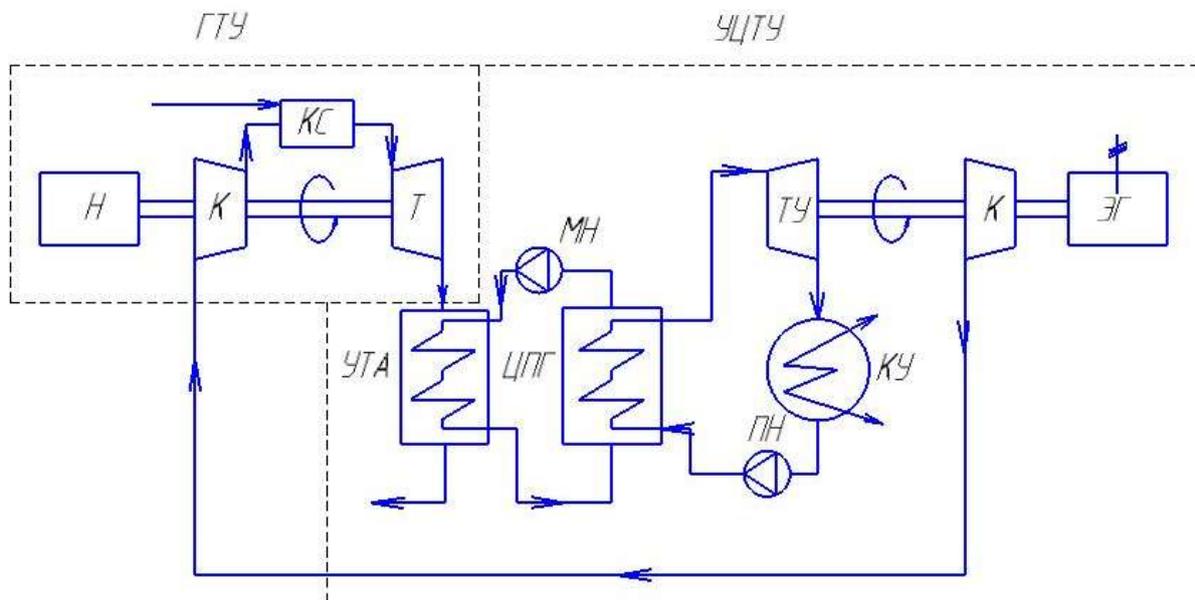


Рисунок 1 – Принципиальная схема комбинированной ГТУ с утилизационной циклопентановой турбоустановкой

Основные зависимости, использованные для определения тепловых потоков в узлах УЦТУ.

Известно, эффективный КПД ГТУ [3]:

$$\eta_e^{ГТУ} = \frac{N_e^{ГТУ}}{Q_1^{ГТУ}}, \quad (1)$$

где $Q_1^{ГТУ}$ – подведенное тепло к рабочему телу в КС.

Тепловая мощность выходящих газов

$$Q_{вых}^{ГТУ} = Q_1^{ГТУ} - N_e^{ГТУ} = N_e^{ГТУ} \left(\frac{1}{\eta_e^{ГТУ}} - 1 \right). \quad (2)$$

Указанная тепловая мощность является входящей (греющей) для УТА, выходящая же мощность равна (без учета потерь тепла в коммуникациях) входящей в ЦПГ:

$$Q_{ex}^{ЦПГ} = \sigma_p^{УТА} * Q_{вых}^{ГТУ}, \quad (3)$$

где $\sigma_p^{УТА}$ – степень регенерации УТА, может быть выбрана в диапазоне 0,60...0,85 [3].

В ЦПГ полученная циклопентаном тепловая мощность

$$Q_{вых}^{ЦПГ} = \eta^{ЦПГ} * Q_{ex}^{ЦПГ}, \quad (4)$$

где $\eta^{ЦПГ}$ – 0,8...0,9 [3].

Эффективная мощность на валу утилизационной турбины, работающей на циклопентановом паре, и, следовательно, всей УЦТУ:

$$N_e^{УЦТУ} = Q_{вых}^{ЦПГ} * \eta_e^{УЦТУ}, \quad (5)$$

здесь $\eta_e^{УЦТУ} = 0,25 \dots 0,35$ – эффективный КПД утилизационного циклопентанного контура, который зависит от параметров пара, термического кпд цикла и кпд утилизационной турбины. Может быть определен в детальных расчетах цикла Ренкина [3].

Мощность $N_e^{УЦТУ}$ является дополнительной к мощности базового (исходного) ГТУ $N_e^{ГТУ}$, для которой не производится подвод тепла за счет сжигания топлива.

Суммарная мощность всей комбинированной ГТУ с УЦТУ (КГТУ):

$$N_{e\Sigma}^{ГТУ} = N_e^{ГТУ} + N_e^{УЦТУ}. \quad (6)$$

Соответствующий ей суммарный КПД:

$$\eta_{e\Sigma}^{КГТУ} = \frac{Ne_{\Sigma}^{КГТУ}}{Q_1^{ГТУ}} = \eta_e^{ГТУ} + \Delta\eta_e^{УЦТУ}, \quad (7)$$

где $\Delta\eta_e^{УЦТУ}$ – дополнительное повышение всей комбинированной ГТУ (КГТУ), которое является характерным параметром, характеризующим экономическую эффективность дополнительного контура (УЦТУ).

В настоящее время приводные ГТД типа НК широко применяются в газоперекачивающих агрегатах (ГПА), в транспортировочных магистралях [4].

Ниже приведены результаты расчетов для ряда отечественных ГТУ типа НК в составе УЦТУ [5, 6]. В расчетах были приняты $\sigma_p^{УТА} = 0,7$, $\eta^{УЦГ} = 0,8$, $\eta_e^{УЦТУ} = 0,3$, а также исходные данные, помещенные в работах [7].

Таблица 1 – Исходные данные

№ п/п	Тип ГТУ	Мощность ГТУ $Ne^{ГТУ}$, МВт	Расход Газа G_r , кг/с	КПД ГТУ $\eta_e^{ГТУ}$, %
1.	НК-25СТА	25	108,5	34
2.	НК-14СТ	8	35,4	32
3.	НК-16СТ	16	102,4	29
4.	НК-16-18СТ	18	106,6	31
5.	НК-38	16	57,9	36
6.	НК-36	25	105,1	36

Таблица 2 – Результаты расчетов

№ п/п	Тип ГТУ	Мощность УЦТУ $Ne^{УЦТУ}$, МВт	Повышение КПД УЦТУ $\Delta\eta_e^{УЦТУ}$, %	Суммарный КПД $\eta_{e\Sigma}^{КГТУ}$, %
1	НК-25СТА	8,1	11,0	45,1
2	НК-14СТ	3,0	9,0	41,0
3	НК-16СТ	7,0	11,0	40,0
4	НК-16-18СТ	7,1	12,0	43,0
5	НК-38	5,3	10,0	46,0
6	НК-36	7,9	11,0	47,0

Анализ результатов расчета показывает, что дополнительное повышение КПД комбинированного цикла находится в пределах $\Delta\eta_e = 9...12\%$.

Причем, если дополнительно учесть данные, изложенные в [5, 6] для зарубежным ГТУ, можно отметить, что в пределах рассматриваемых КПД ГТУ $\eta_e^{ГТУ} = 28,8...41,7$ % прирост КПД $\Delta\eta^{УЦГУ}$ изменяется соответственно от 19 до 12%, т. е. наблюдается некоторая корреляция по $\eta_e^{ГТУ}$. Это объясняется тем, что чем ниже КПД ГТУ, тем больше выходящая тепловая мощность $Q_{\text{вых}}$.

Для более детальной оценки результирующего эффекта комбинированной ГТУ следует учесть энергопотребление на собственные нужды УЦТУ, а именно, на привод питательного масляного насоса, циркуляционного насоса циклопентана и затраты на обеспечение охлаждения в конденсационном устройстве.

ЛИТЕРАТУРА

1. Парафейник В. П., Смирнов А. В., Сергеев С. П. Концепция создания блочно – комплектных газоперекачивающих агрегатов нового поколения // Проектирование и исследование компрессорных машин / Под ред. Д. т. н. И. Г. Хисамеева. Вып.6. Казань: ЗАО «НИИ турбокомпрессор им. В. Б. Шнеппа», 2009. – С. 174–190.
2. Буррато А. Повышение общей эффективности термодинамического цикла газотурбинной установки // Газотурбинные технологии. Сентябрь 2010. – С. 16–17.
3. Елисеев Ю. С., Манушин Э. А., Михальцев В. Е. и др. Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок: Учебник для вузов. 2 изд., перер. И доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. – 640 с.
4. Гриценко Е. А., Овчинников В. Н., Шитарев И. Л., Авиационные конвертированные ГТД семейства «НК» для газовой промышленности и энергетики // Газотурбинные технологии. 2002. – № 1 (16). – 16 – 19.
5. Каталог газотурбинного оборудования. // Приложение к журналу «Газотурбинные технологии». 2000. – С. 30, 41.
6. Каталог газотурбинного оборудования. Приложение к журналу «Газотурбинные технологии». 1999. – С. 13, 24.
7. Евгеньев С. С., Лиманский А. С., Горюнов Л. В. и др. Повышение экономичности эксплуатации ГТУ с двигателем типа «НК». Вакуумная техника. 2011. – № 3. – С. 29–33.

СЕКЦИЯ
«СЕРВИС И БЕЗОПАСНОСТЬ НА ВОЗДУШНОМ ТРАНСПОРТЕ»

Председатель – Мейер Оксана Сергеевна
Секретарь – Бурлуцкая Светлана Александровна

УДК 656.71

**ИННОВАЦИОННЫЙ ПОДХОД К ОХРАНЕ
ТЕРРИТОРИИ АЭРОПОРТА**

Руденко Т. В.
tanja-rudenko89041208856@mail.ru

Мейер О. С.
(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассмотрены комплексные подходы к охране территории аэропорта. Дана краткая характеристика инженерно-технических средств охраны, особое внимание уделено требованиям пропускного и внутриобъектового режимов в аэропорту. Приведены интеллектуальные охранные системы, уже зарекомендовавшие себя в процессе охраны территории аэропорта. Вниманию читателей представлены инновационные российские разработки, способные без участия человека осуществлять автоматический мониторинг местности, находить нарушителей и отслеживать их передвижения, передавая всю информацию на операторский пункт.

Ключевые слова: инновации, инженерно-технические средства охраны, интегрированная система безопасности, интеллектуальная система контроля и охраны периметра, роботизированный комплекс.

Охрана территории аэродромов и аэропортов – это, безусловно, непростая задача для служб охраны аэропорта, задействованных в сфере обеспечения авиационной безопасности. На территории аэропортов сосредоточено большое количество материальных ценностей, и неграмотно организованная охрана, порой, способствует проникновению на «охраняемую» территорию посторонних лиц.

Для выполнения комплекса охранных мероприятий в аэропорту функционирует служба авиационной безопасности, которая охраняет

территорию аэропорта, воздушные суда; досматривает членов экипажей, пассажиров, ручную кладь, багаж, почту, грузы; предотвращает и пресекает акты незаконного вмешательства в деятельность гражданской авиации [1].

Осуществление надёжной охраны таких больших территорий возможно лишь при качественной и добросовестной работе сотрудников охраны территории аэропортов, с использованием надежных технических средств, начиная от дорогостоящих систем видеонаблюдения и слежения, и заканчивая сложными системами контроля доступа.

Слабая работа патрулей, регулярно совершающих обходы территории, становится причиной беспрепятственного проникновения посторонних лиц на «охраняемую» зону. Причины, способствующие некачественной работе по обходу патрулями периметра территории аэродрома, довольно банальны. Зачастую, охранникам просто лень совершать столь протяжённые обходы, прибавьте к этому желание поспать в ночное время, неблагоприятные погодные условия, плохое самочувствие и т. д.

В настоящее время в аэропорту существует ряд инженерно-технических средств охраны:

1. Ограждение. Оно предназначено для создания физического и психологического барьера, а также для препятствия проникновению посторонних лиц и крупных животных на территорию аэропорта.

2. Контрольно-пропускные пункты, через которые контролируется проход работников аэропорта и посторонних лиц на территорию предприятия.

3. Освещение служит помощником для системы видеонаблюдения; в ночное время обязательно освещение отдельно стоящих складов горюче-смазочных материалов, цеха бортового питания, коммерческих складов, контрольно-пропускных пунктов.

4. Видеонаблюдение предназначено для наблюдения за большой территорией аэропорта.

5. Охранная сигнализация предназначена для обнаружения появления нарушителя и подачи сигнала тревоги.

Для того чтобы исключить нахождение посторонних лиц на охраняемой территории, в аэропорту организованы пропускной и внутриобъектовый режимы.

Пропускной режим исключает несанкционированное проникновение посторонних лиц и транспортных средств на охраняемую территорию

аэропорта, а внутриобъектовый режим исключает возможность бесконтрольного передвижения персонала и транспортных средств в контролируемой зоне аэропорта.

Пропускной режим предназначен для:

- определения порядка допуска работников и транспорта авиапредприятий в контролируемую зону аэропорта к воздушным судам и объектам с учётом сменности их работы;

- установления порядка допуска пассажиров и членов экипажей в контролируемую зону аэропорта.

Для достижения целей внутриобъектового режима:

- определяются зоны ограниченного доступа;
- создаются стерильные зоны для прохода пассажиров, прошедших предполётный досмотр, к местам посадки в воздушные суда;

- организуется патрулирование сотрудниками службы авиационной безопасности, в целях контроля за проходом работников авиапредприятия и лиц сторонних организаций, зон или объектов аэропорта, доступ в которые ограничен;

- внедряются технические средства контроля и охраны территории аэропорта;

- осуществляется досмотр работников аэропорта и всех других лиц для допуска их в контролируемую зону аэропорта [1].

Для организации пропуска в контролируемую зону лиц и автотранспорта в аэропортах создаются контрольно-пропускные пункты. Они оборудуются надежными средствами связи, освещением, турникетами, металлическими воротами с автоматизированными системами открытия и закрытия, тревожной сигнализацией, техническими средствами для досмотра работников аэропорта и всех лиц при допуске их в контролируемую зону, а также специальными устройствами для досмотра транспортных средств и грузов.

В периоды повышенной опасности или при наличии особой угрозы усиливается действующая в аэропорту система пропускного и внутриобъектового режимов за счет привлечения дополнительных сил и средств.

Чёткое выполнение требований пропускного и внутриобъектового режимов является эффективным методом обеспечения безопасности аэропорта.



Рисунок 1 – Интегрированная система безопасности «Интеллект»

Профессиональная организация охраны не обходится без применения современного оборудования, необходимого для обеспечения визуального контроля за территорией аэропорта. На сегодняшний день одной из последних инновационных разработок в области охраны территорий аэропорта является интегрированная система безопасности «Интеллект» (рис. 1). «Интеллект» – это многофункциональная открытая программная платформа, предназначенная для создания комплексных систем безопасности любого масштаба.

Система безопасности на базе программного комплекса «Интеллект» способна объединить видеонаблюдение, охранно-пожарную сигнализацию (ОПС), периметральную систему защиты (ПСЗ), систему контроля и управления доступом (СКУД), аудиоконтроль в согласованно работающую инфраструктуру [2].

Благодаря «Интеллекту» комплекс различных систем безопасности превращается в единую информационную среду, в которой реализованы функции обработки и интеллектуального анализа информации, обладающую способностью гибко реагировать на различные события. А благодаря модульной архитектуре заказчик может выбирать именно те функции, которые нужны для построения эффективной системы безопасности конкретного объекта – таким образом, получая систему с оптимальным набором функций и минимальными издержками.

«Интеллект» – как раз то, что необходимо руководству аэропорта, которые предъявляют повышенные требования к безопасности объекта, и которым необходима максимальная надежность как аппаратной, так и программной составляющей системы безопасности.

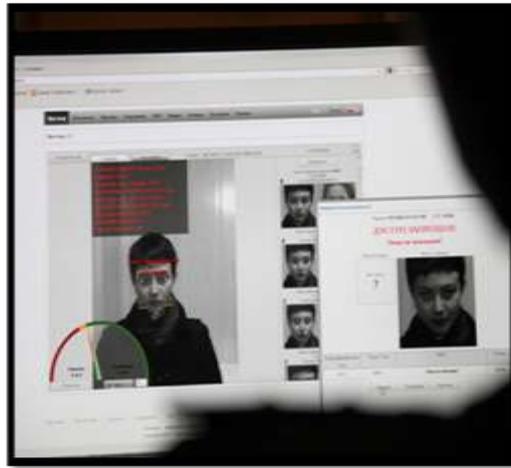


Рисунок 2 – Система идентификации человека «Face-Интеллект»

Распознавание и поиск похожих лиц – одна из уникальных функций интегрированной системы «Интеллект». «Face-Интеллект» – это система идентификации человека, основанная на распознавании лица (рис. 2). Система «Face-Интеллект» может быть интегрирована с различными подсистемами (видеонаблюдение, СКУД/ОПС/ПСЗ, распознавание номеров автомобилей). Такое оборудование помогает обеспечить эффективную защиту объекта, благодаря построению комплексной системы, включающей различные уровни охраны [2].

Аэропорты относятся к одним из самых сложных с точки зрения обеспечения безопасности объектам, отличающихся большой площадью, удаленностью и одновременно являющихся местом массового скопления людей, техники, а также горюче-смазочных материалов. От их стабильного функционирования зависит безопасность полетов, следовательно, и жизнь тысяч людей.

При создании систем безопасности в аэропортах необходимо предусмотреть решение многих частных задач, обеспечить скорейшее выявление и ликвидацию угроз, наладить предоставление данных для принятия решений. Здесь необходимы высокоэффективные, быстросрабатывающие и надежные системы безопасности, интегрированные в действующую инфраструктуру аэровокзального комплекса.

Благодаря новейшим технологиям, российские ученые прилагают максимум усилий для произведения новых открытий. Так, в 2017 году Объединённая приборостроительная корпорация (входит в Госкорпорацию Ростех) начнет серийные поставки нового роботизированного радиолокационно-оптического комплекса «Полет-1» для охраны

территорий. Комплекс способен без участия человека осуществлять автоматический мониторинг местности, находить нарушителей и отслеживать их передвижения, передавая всю информацию на операторский пункт.

В комплекс входит радиолокатор, тепловизор, видеокамеры разного типа и специальное (отечественное) программное обеспечение, отвечающее за автоматизированное взаимодействие всех технических средств. Разработку в составе Объединённой приборостроительной корпорации ведёт Челябинский радиозавод «Полет» [3].

С помощью роботизированного радиолокационно-оптического комплекса «Полет-1» (рис. 3) система обнаруживает нарушителя, без участия оператора передает команду целеуказания оптико-электронному модулю, который распознает тип объекта – человек, автомобиль и другие виды техники, включая низколетящие беспилотные летательные аппараты, на расстоянии нескольких километров. Технические возможности комплекса позволяют вести наблюдение в любое время суток даже в сложных метеословиях.

Также Объединенная приборостроительная корпорация ведёт работы над интеллектуальной системой контроля и охраны периметра для особо важных объектов (рис. 4). В состав комплекса входит группа воздушных и наземных роботов, оборудование которых позволяет без участия человека осуществлять непрерывный мониторинг обширных территорий и оперативно информировать службы безопасности об изменениях в обстановке.



Рисунок 3 – Роботизированный радиолокационный-оптический комплекс «Полет-1»



Рисунок 4 – Наземный робот интеллектуальной системы контроля и охраны периметра

По замыслу разработчиков, система сможет постоянно контролировать территорию, площадью до нескольких сотен гектаров. Без участия человека она будет способна определить четкие координаты нарушителей, идентифицировать и отслеживать различные объекты, направлять робототехнические комплексы для детального мониторинга ситуации [3].

Система считывает малейшие вибрации поверхности с помощью волоконно-оптического кабеля, проложенного по охраняемой территории, позволяя точно определить тип объекта нарушителя (человек, автомобиль, гусеничная техника). Получив сигнал, она выводит детализированную информацию о нарушении периметра на карту операторского пульта и в автоматизированном режиме отправляет на место беспилотники самолетного или вертолетного типа, оснащенные средствами видеофиксации.

Высокая степень автоматизации комплекса позволяет значительно снизить затраты на персонал и охранное оборудование, так как вся необходимая информация о состоянии территории отображается в едином центре мониторинга. Особенно это актуально для сложных объектов с несколькими охраняемыми участками. В результате исключается необходимость установки множественных охранных систем и дежурных постов на каждом отдельно взятом участке. В корпорации полагают, что данную разработку можно будет использовать для охраны территории аэропортов, а также закрытых гражданских объектов.

В заключение хочется отметить, что вопросу создания комплексных систем безопасности в аэропортах необходимо уделять достаточное внимание, т. к. они направлены на своевременное выявление и ликвидацию всех возможных угроз. В связи с непрерывным потоком людей, круглосуточной работой и рядом других факторов все существующие угрозы рассматриваются через призму максимальной защиты, в первую очередь, людей. Система безопасности аэропорта обязана работать как единый организм 24 часа 7 дней в неделю. Для этого, в области безопасности ученые должны делать все возможное, чтобы стоять на шаг впереди от возможных посягательств в деятельность гражданской авиации.

ЛИТЕРАТУРА

1. Постановление Правительства Российской Федерации от 1 февраля 2011 г. № 42 «Об утверждении Правил охраны аэропортов и объектов их инфраструктуры».
2. Воронин С.А. Интегрированная система безопасности аэропорта «под ключ»/ С.А. Воронин// Транспортная безопасность и технологии. – 2016. – Вып. 3. – С.128–129.
3. Информационный портал «Робототехника в России и мире» [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.robogeek.ru> (дата обращения 21.11.2016). – Загл. с экрана.

ВЛИЯНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА НА БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЕТА

Мартиросова К. И., Морозова А. А.

Карапетян Т. С.
(*научный руководитель*)

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

В докладе проанализировано, каким образом в такой технологически сложной системе, как воздушный транспорт, человеческая ошибка является самой распространенной причиной авиационных происшествий. В отличие от летных экипажей, которые в реальном времени чувствуют совершение своих ошибок, технический персонал выявляет ошибки только после того, как они произошли. Дополнительный потенциал риска могут создавать условия, в которых проводятся работы, и человеческий фактор, имеющий непосредственное отношение к техническому обслуживанию самолетов. Для того чтобы минимизировать влияние человеческого фактора, необходимо выявить причины, вызывающие ошибки. Обслуживающий персонал, условия работы, внедрение усовершенствованных средств автоматизации и организация работы – основные аспекты человеческого фактора, которые рассмотрены в данной работе. На основе полученных результатов определяются причины возникновения потенциальной угрозы и пути ее предотвращения.

Ключевые слова: безопасность полетов, человеческий фактор, наземное обслуживание, авиационное происшествие.

ВВЕДЕНИЕ

В связи с возрастающим объемом авиаперевозок в мире, повышенной интенсивностью использования воздушного судна (далее – ВС) неизбежно возрастают требования по обеспечению безопасности полетов. Необходимость решения проблемы обеспечения безопасности полетов обусловило поиск и разработку новых методов оценки ее уровня, формирования теоретических основ сохранения летной годности и обеспечения безопасности полетов. При этом следует иметь в виду, что во всех случаях, связанных с исследованиями в данной области, присутствует и в явном или неявном виде «человеческий фактор» (далее – ЧФ) как один из важнейших аспектов безопасности полетов.

Целью данной работы является дать общее представление о роли человеческого фактора при техническом обслуживании воздушного судна. Показать, как возможности человека могут повлиять на его деятельность и безопасность в определенных условиях проведения технического обслуживания (далее – ТО).

1 МОДЕЛЬ SHEL И МОДЕЛЬ РИЗОНА

Для исследования «человеческого фактора» используются две модели, широко применяемые в ИКАО, «SHEL» и «Ризона».

Основная идея модели SHEL: показать, как человек взаимодействует с другими компонентами подсистемы. Виды взаимодействия:

- 1) человек – человек;
- 2) человек – программные установки;
- 3) человек – среда;
- 4) человек – машина.

Модель Ризона более приспособлена для использования при расследовании АП. Она поясняет, каким образом люди содействуют нарушению работоспособности сложных, взаимодействующих и хорошо защищенных систем, в результате чего происходит авиационное происшествие (далее – АП).

2 ВИДЫ ОШИБОК ЧЕЛОВЕКА ПРИ ТЕХНИЧЕСКОМ ОБСЛУЖИВАНИИ ВОЗДУШНОГО СУДНА

Ошибки могут быть двух основных видов:

- приводящие к конкретному отказу или повреждению, которых не было до начала проведения ТО;
- невыявление нежелательного или небезопасного технического состояния ВС при ТО.

Примерами ошибок первого вида могут служить: неправильная установка сменных блоков; неправильное соединение тросовой проводки; оставленная в трубопроводе при сборке гидромагистрали предохранительная заглушка.

Примерами ошибок второго вида: незамеченная при визуальном осмотре трещина в силовом элементе; нехватка выделенных ресурсов или инструментов, необходимых для ТО и т. п.

Как показывает практика расследования АП и инцидентов, причины, связанные с ЧФ при ТО, могут носить как личностный, так и организационный характер, при этом, как правило, выявляется множество различных факторов, одновременное проявление которых просто не ожидалось. Специалисты считают, что еще не было ни одного АП, которое было бы вызвано одним событием, какими бы очевидными ни казались бы факторы. Практически всегда есть цепь скрытых нарушений [2].

Наиболее значимой является задача классификации стратегий предотвращения ошибок при ТО ВС:

1. Снижение частоты ошибок. Стратегии этого класса предназначены для непосредственного воздействия на источник самой ошибки. Примерами таких стратегий являются: облегчение доступа к обслуживаемым объектам; улучшение освещения в зоне выполнения работ; предварительный детальный инструктаж.

2. Перехват ошибок. Делается попытка «перехватить» уже совершенную ошибку до вылета ВС. Примерами таких ошибок являются: контрольные проверки качества выполненных работ по ТО перед вылетом; проверка работоспособности систем.

Терпимость к ошибкам. Данная стратегия предполагает способность системы ТО ВС реагировать на ошибку без серьезных последствий. Терпимость к ошибкам может обеспечиваться как конструкторскими методами, так и совершенством процедур контроля технического состояния ВС. Примерами являются: многократное резервирование (повышенная живучесть) функциональных систем ВС (когда ошибка человека может вывести из строя только одну из систем); программа контроля целостности конструкции ВС, предусматривающая несколько возможностей своевременного выявления усталостной трещины элемента конструкции.

3 СОВРЕМЕННЫЕ ПРОБЛЕМЫ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Обязанности, связанные с техническим обслуживанием ВС, могут быть очень сложными и меняться в обстановке, благоприятствующей совершению ошибок. Обслуживающий технический персонал работает при значительном дефиците времени. Кроме того, технические специалисты часто сталкиваются с такой проблемой, как обслуживание парка стареющих воздушных судов. Несмотря на это парк многих

авиатранспортных компаний мира пополняется воздушными судами, которые соответствуют новому уровню развития техники. Тем самым значительно увеличивается объем работ, связанных с техническим обслуживанием воздушных судов. Установка комплектов шумопоглощающих устройств на двигателях некоторых старых узкофюзеляжных воздушных судов делает их выгодными для эксплуатации с экономической точки зрения и с точки зрения охраны окружающей среды. Однако эти воздушные суда нуждаются в интенсивном техническом обслуживании. Их планеры требуют тщательной проверки на наличие признаков усталости, коррозии и общего износа. Это ложится дополнительным бременем на обслуживающий технический персонал и создает стрессовые производственные ситуации, особенно для тех, кто связан с проверкой, поскольку требуется дополнительное техническое обслуживание; более того, могут быть серьезные последствия, если признаки старения, часто почти неуловимые, останутся невыявленными. Необходимость одновременно обслуживать парк новых и старых воздушных судов требует высококвалифицированной рабочей силы с надлежащим уровнем общей подготовки [3].

Ответом на вопрос: «Являются ли авиационные происшествия и инциденты, связанные с техническим обслуживанием, «новым» феноменом в авиации?» служит статическое подтверждение. За последние 10 лет среднегодовой рост их числа превысил 100%, в то время как число полетов увеличилось менее чем на 55%.

4 ПОДГОТОВКА ПЕРСОНАЛА

Тенденция в разработке воздушных судов и систем ясно указывает, что персонал, которому предстоит обслуживать воздушные суда в будущем, для успешного выполнения этой задачи должен быть высокообразован и иметь уровень подготовки инженера или соответствующего ему специалиста.

Из-за нехватки времени очень часто техническое обслуживание воздушных судов часто выполняется ночью. Психологически и физически человек находится в наиболее активном состоянии в дневные часы, а ночью предпочитает спать или отдыхать. Когда профессия требует нарушения данного стереотипа, это может приводить к снижению работоспособности. Несомненно, что при обслуживании воздушных судов, где безопасность самым главным образом связана с безошибочной работой

технического персонала, указанное обстоятельство ставит серьезную проблему. В большинстве авиационных происшествий, связанных с ошибками при техническом обслуживании неправильно выполненные операции технического обслуживания, ставшие одной из причин происшествия, выполнялись в ночную смену. Чтобы разрешить данную проблему, авиакомпании должны очень внимательно подходить к распределению производственных заданий, учитывая влияние этого фактора и на технический персонал, и на выполняемую им работу. За физически тяжелыми заданиями не должна следовать монотонная работа, требующая сосредоточения внимания.

Длительные исследования показали, что бдительность тех, кто выполняет такие задания, очень быстро притупляется, и затем легко допускаются ошибки.

Использование некоторых видов оборудования также связано с ошибками при выполнении работ. Устаревшее контрольно-поверочное оборудование в значительной мере рассчитано на мастерство технических специалистов, работающих с ним, и на их умение правильно считывать и истолковывать неоднозначные показания приборов.

Контроль в дневные часы качества технического обслуживания, выполненного ночью, – вот еще один путь значительного снижения вероятности ошибок, подобных тем, которые были допущены на воздушных судах, с которыми произошли авиационные происшествия.

Здоровье и физическое состояние технического обслуживающего персонала также могут влиять на его работу. Техническое обслуживание и инспекция воздушных судов иногда требуют хорошей физической формы. Ползание по крыльям и горизонтальному стабилизатору, работа в неудобной позе или в тесном и ограниченном отсеке – вот общие примеры таких работ. Они могут быть особенно трудными для техников с излишним весом, больных или находящихся в недостаточно хорошем состоянии. А это может привести к пропуску, незавершению или неправильному выполнению работ. Необходимость в хорошем зрении, а иногда и в нормальном восприятии цвета также важна.

В настоящее время редко можно найти авиакомпанию или администрацию, которые требовали бы регулярного медицинского обследования технического обслуживающего персонала, чтобы выявить отклонения от нормы, которые могут ухудшить его работу. Однако из-за усиления зависимости авиационной безопасности

от профессиональных характеристик технического обслуживающего персонала представляется своевременным рассмотреть вопрос о введении его регулярного медицинского обследования.

5 ПРОИЗВОДСТВЕННЫЕ ПОМЕЩЕНИЯ И УСЛОВИЯ РАБОТЫ

Один из наиболее важных факторов, влияющих на обслуживание воздушных судов, – освещенность. Очень трудно обеспечить требуемую освещенность при выполнении всех операций технического обслуживания. При выполнении специальных работ чаще всего используются переносные лампы и ручные фонари. Их преимущество в том, что они легко переносятся с места на место и не требуют времени для установки. К числу недостатков относятся слабая яркость и то, что они обычно лишают возможности использовать для работы одну из рук, принуждая выполнять техническое обслуживание или проверку с помощью одной свободной руки. В результате обследования нескольких ангаров была отмечена наиболее часто возникающая проблема – слабая освещенность производственных площадей. Освещенность в ангаре является достаточной в том случае, если она составляет, по крайней мере, порядка 100–150 кандел на квадратный фут.

Шум – это другой важный фактор, характеризующий условия работы. Операции технического обслуживания обычно сопровождаются перемежающимися шумами, вызываемыми такими работами, как клепка, работа механизмов внутри ангара, запуск и гонка двигателей. Шум мешает разговаривать и может также вредно влиять на здоровье. Громкий или интенсивный шум имеет тенденцию вызывать повышенную реакцию вегетативной нервной системы человека. Одним из его следствий может быть усталость. Но, возможно, еще более важным является его влияние на слух. Регулярная подверженность громкому шуму может привести к долговременной потере слуха. Шум меньшей интенсивности может вызвать временную потерю слуха, которая отражается на безопасности рабочего места. Неуслышанное или неправильно понятое из-за шума или ухудшения слуха сообщение может иметь серьезные последствия. К числу мер, которые может предпринять авиакомпания для борьбы с шумами, относятся: экранирование источников шума с помощью кожухов и шумопоглощающих устройств; обособление мест проведения шумных работ, чтобы меньше людей подвергалось воздействию шума;

предоставление рабочим средств индивидуальной защиты и требование использовать их; сведение до приемлемого минимума времени запуска и гонки двигателей, а также измерение уровней шума в рабочих зонах. Время воздействия шума, уровень которого превышает 110 дБ, не должно превышать 12 минут в течение 8-часового периода, а непрерывное воздействие шумов с интенсивностью до 85 дБ требует применения индивидуальных средств защиты. Уровни освещенности и шума легко измерить с помощью относительно недорогих ручных приборов.

С появлением более сложных в техническом отношении воздушных судов, в конструкции которых используются композитные материалы, а также другие опасные вещества (герметики топливных баков или химикалии для соединения элементов), при техническом обслуживании воздушных судов преимущественно стали применяться токсичные материалы. Некоторые неразрушающие методы контроля, например, с применением рентгеновского излучения, также представляют потенциальную опасность. Работники компании должны быть информированы об опасности работы с токсичными веществами и обучены обращению с ними. Они должны получить указания относительно правильных методов работы с такими веществами и должны быть снабжены защитными приспособлениями – защитной одеждой, резиновыми перчатками и защитными очками.

Есть и другие опасности, связанные с техническим обслуживанием воздушных судов. Главная среди них – это работа на технологических лесах или других рабочих платформах, включая подвижные телескопические люльки, иногда называемые «вишнесборниками». Поскольку конструктивные элементы больших транспортных воздушных судов отстоят от земли на несколько десятков футов, то поскользнуться и упасть с рабочей платформы – это большая вероятность получить серьезные телесные повреждения. Ни в коем случае нельзя использовать подручные средства в качестве технологических лесов или небрежно установленные лестницы на скользком полу ангара. Применение надлежащим образом сконструированных вспомогательных средств для работы, в конечном счете, окупится, поскольку это приведет к уменьшению ошибок и травм технических работников.

Приведенные выше сведения о шумах, токсичных материалах, технологических лесах и платформах для доступа к месту работы –

это хорошие примеры, показывающие, где и как могут проявиться изъяны в организации взаимодействия «субъект – среда» в условиях цеха, в котором производится техническое обслуживание воздушных судов. И хотя все они касаются здоровья и безопасности обслуживающего технического персонала, совершенно очевидно влияние указанных факторов и на авиационную безопасность вообще. Данная проблема требует большого внимания, поскольку, как правило, последствия ошибок человека, совершенных при техническом обслуживании, проявляются на большом расстоянии во времени и в пространстве [3].

6 ВНЕДРЕНИЕ АВТОМАТИЗАЦИИ И УСОВЕРШЕНСТВОВАННЫХ СРЕДСТВ НА ОСНОВЕ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

Большинство изготовителей воздушных судов или уже имеют, или разрабатывают электронные версии своих руководств по техническому обслуживанию. В таком случае техник, вместо того чтобы в поисках нужной информации перелистывать страницы руководства, может искать ее на магнитной пленке или диске, используя для этого вычислительную машину или ее внесенный монитор.

Заслуживающим внимания примером такого средства является интегрированная система информационного и технического обслуживания (ИСИТО/IMIS). В ней воплощено множество достижений вычислительной техники, помогающих технику поставить диагноз неисправному воздушному судну или системе и выполнить требуемое техническое обслуживание. Система портативная и, подобно другим инструментам, которые могут потребоваться технику, легко переносится к неисправному ВС. ИСИТО имеет жидкокристаллический индикатор и может индицировать увеличенные изображения, каталоги деталей; специальности техников, которые нужны для ремонта конкретной системы, последовательность операций проверки и ТО и множество другой информации, которая содержится в печатной форме [3].

ИСИТО – хороший пример вспомогательного средства, существенно облегчающего работу специалистов по ТО. Сэкономленное время можно плодотворно употребить на выполнение задания, для чего техник экипирован наилучшим образом, т. е. на техническое обслуживание самолета. Недавно разработанные «перьевые» вычислительные машины помогают максимально автоматизировать процесс заполнения документов.

ВЫВОДЫ

В данной работе было рассмотрено влияние человеческого фактора на безопасность полетов при техническом обслуживании ВС. Чтобы понять, как повысить безопасность и избежать ошибок, каждый из факторов рассматривался индивидуально:

1. При допуске к обслуживанию ВС технического персонала, необходимо учитывать знание процессов, систем ВС и задач по техническому обслуживанию, владение техническими навыками, необходимыми для безошибочного выполнения заданий. Чтобы избежать ошибок, необходимо улучшить систему отслеживания и проверки работы инженеров по техническому обслуживанию.

2. Условия, в которых проводится обслуживание ВС, не должны вызывать проблем со здоровьем и безопасностью обслуживающего персонала: обязательно должны быть хорошо закрыты все источники питания, защитная одежда должна быть удобной, не сковывать движения и выполнять определенную защитную функцию. Ничто не должно препятствовать визуальному осмотру объекта. В рабочее пространство должен быть обеспечен беспрепятственный доступ. Плохая освещенность – одна из проблем, которая может повлечь за собой неправильное прочтение чертежей.

ЛИТЕРАТУРА

1. ИКАО Doc 9760-AN/967 Руководство по летной годности (том I. Организация и процедуры);
2. ИКАО Doc 9683-AN/950 Руководство по обучению в области человеческого фактора;
3. Циркуляр 253-AN/151 Человеческий фактор. Сборник материалов № 12. Роль человеческого фактора при техническом обслуживании ВС;
4. Руководство по управлению безопасностью полетов (РУБП) ИКАО Doc 9859-AN/460;
5. Сборник научных трудов ГосНИИГА № 311;
6. Овчаров В. Е. «Человеческий фактор» в авиационных происшествиях – М., 2005. – 79 с.

СМАРТФОНЫ В АВАНГАРДЕ ТЕХНОЛОГИЙ ОБСЛУЖИВАНИЯ АВИАПАССАЖИРОВ

Косачёва С. С.

golukonstantin@gmail.com

Максимова И. А.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассмотрены актуальные вопросы повышения качества обслуживания и обеспечения безопасности авиапассажигов. Задачей аэропортов и авиакомпаний в современных условиях является поиск путей сокращения времени обслуживания пассажиров, что позволяет качественно повысить пассажиропоток и пропускную способность аэропортов. За основу в статье взяты мобильные решения, представляющие наибольшую инвестиционную привлекательность и сегодня стоящие первыми в списке потенциальных сервисов. С помощью современных гаджетов можно узнать информацию по тарифам, бонусным программам, правилам перевозок, найти наиболее выгодные предложения, приобрести билет, проверить бронирование и многое другое. Используя широкие возможности мобильных приложений у пассажиров появился уникальный шанс сделать поездку гораздо комфортнее. В конечном счете процесс распространения самообслуживания позволит сократить затраты аэропортов и авиакомпаний, что снизит себестоимость перевозки и сделает выбор потребителей в пользу воздушного транспорта ещё более привлекательным.

Ключевые слова: сокращение времени, самообслуживание, мобильные приложения, IT-технологии.

Повышение качества обслуживания и обеспечения безопасности авиапассажигов стали главной движущей силой инвестиций в IT-инфраструктуру. Тотальный контроль пассажиров отвлекает все больше дорогостоящих ресурсов. На фоне роста пассажиропотока, увеличения нагрузки на пропускную способность и инфраструктуру, это стало приоритетной задачей аэропортов и авиакомпаний.

В 2014 г. Европейское агентство по безопасности авиаперевозок (EASA) разрешило использование мобильных устройств пассажирами на борту самолетов на всех этапах полета. Сегодня уже 98% пассажиров отправляются в путешествие как минимум с одним смартфоном [1]. В связи с чем, для аэропортов и авиакомпаний наибольшую

инвестиционную привлекательность представляют мобильные решения, а значит, их можно считать первыми в списке потенциальных сервисов. Уже сейчас основными каналами продаж для авиакомпаний стали сайты в Интернете, а также их мобильные приложения. С их помощью можно узнать информацию по тарифам, бонусным программам, правилам перевозок, найти наиболее выгодные предложения, приобрести билет, проверить бронирование и многое другое.

Огромную популярность набирает процедура онлайн регистрации на рейс. Эта услуга предоставляется большинством авиакомпаний, избавляя пассажира от прохождения регистрации в аэропорту. В 2015 году уже примерно два из пяти пассажиров приезжали в аэропорт, предварительно зарегистрировавшись.

Неоспоримыми преимуществами электронной регистрации можно назвать:

- значительную экономию времени, благодаря отсутствию необходимости дожидаться своей очереди на регистрацию среди других пассажиров, а также позволяет выбрать самое комфортное место в самолете;

- возможность самостоятельной регистрации багажа: его можно либо оставить на стойке «DropOff», либо сдать на стойке регистрации вашего рейса, но уже вне очереди;

- круглосуточная доступность услуги: можно зарегистрироваться на рейс в любое удобное время.

В России регистрация с помощью мобильного телефона осложняется тем, что представители службы авиационной безопасности и пограничники должны поставить штамп на посадочный талон. Чтобы решить эту проблему, авиакомпании устанавливают электронные терминалы в аэропорту перед линией спецконтроля, где пассажир с помощью телефона может распечатать бумажный посадочный талон.

Помимо этого перевозчики внедряют решения по возможности печати багажных бирок на домашнем принтере, что позволит еще больше повысить экономический эффект по самообслуживанию пассажиров в аэропорту [3].

Однако на этом процесс упрощения прохождения аэропортовых формальностей не остановился. Международная ассоциация воздушного транспорта (IATA) предложила перейти к полностью дистанционной процедуре регистрации в аэропорту [2].

На данный момент SITA работает над созданием единого идентификатора личности на основе революционной защищенной технологии блокчейн. Это позволит избавиться от необходимости многих документов для путешествия и от передачи пассажирами своих персональных данных другим лицам.

Идея в том, что на этапе бронирования связываются сведения о пассажире, его биометрические данные и информация о поездке, на основе которых создается единый перевозочный идентификатор на всю поездку. В качестве биометрической информации используется лицо человека и его фотография – этот метод имеет высокую надежность, он не столь сложен, как анализ радужной оболочки глаза, и не вызывает нормативно-правовых проблем, связанных с получением информации об отпечатках пальцев. В аэропорту пассажир проходит саморегистрацию на рейс с помощью терминала – при этом происходит подтверждение его личности, поскольку скан фотографии в паспорте сличается с изображением пассажира, созданным этим терминалом. Далее на всех этапах – самостоятельной сдачи багажа, прохождения пограничного контроля, спецдосмотра и др. – также производится сверка данных и проверка личности пассажира. Данные паспорта и сделанные самим пассажиром фото шифруются, запечатываются электронным ключом и отправляются в облачное хранилище данных. У пассажира на смартфоне хранится только QR-штрихкод с зашифрованной информацией. Этот код считывается на всех этапах поездки; более того, в процессе каждой идентификации информация в облаке дополняется новыми фотографиями пассажира, что позволяет надежно верифицировать его личность. Страна, в которую прибывает путешественник, не будет иметь значения.

В конечном счете, блокчейн – это просто база данных, где операции регистрируются и подтверждаются анонимно. Но самое главное – как только информация введена, она уже не может быть подделана, поскольку все изменения тоже фиксируются. В этом заключаются весомые преимущества данной технологии – это неприкосновенность частной жизни и безопасность [5].

Помимо этого мобильные устройства активно используют аэропорты для мониторинга пассажиропотоков с помощью Wi-Fi. На основе получаемых данных о движении пассажиров в терминалах оптимизируются потоки. Кроме того, можно, например,

дифференцировать стоимость рекламных поверхностей в терминале в зависимости от того насколько в людном месте располагается рекламный щит. А магазины и кафе, расположенные в терминале, могут не только отслеживать количество посетителей, но и анализировать эффективность действия рекламы.

Все большую популярность приобретает технология с использованием небольших передающих устройств – айбиконов (ibeacon), или маяков. При установке приложения на мобильные устройства путешественников стало возможным оперативно получать детализированную информацию в аэропорту по месторасположению того или иного пункта. Сообщения приходят в момент пересечения линий действия маяков, расположенных на стенах или в других неприметных местах аэропорта. При включении пассажиром bluetooth-сигнала на своем мобильном устройстве маяки позволяют идентифицировать пассажира и предоставлять детализированные рекомендации по нахождению пассажира в аэропорту. Таким же образом можно найти оптимальный маршрут и рассчитать время до ворот выхода на посадку.

Получаемая пассажиром информация постоянно актуализируется при прохождении пассажиром зоны действия этих устройств. В результате пассажир всегда находится в зоне контроля служб аэропорта и авиакомпании, а также получает возможность планировать свои перемещения по зонам аэропорта.

Помимо этого подобные технологии позволяют отслеживать пассажиров в определенных точках: сколько человек стоит в очереди, сколько заходит в магазин, сколько времени тратится на прохождение спецконтроля. Благодаря чему, уже очень скоро может стать обыденным явлением – получение данных о прогнозируемом времени ожидания в очередях на пунктах контроля или о длительности пешей прогулки до выхода на посадку.

Однако существует ещё одна технология, призванная помочь пассажирам планировать время и маршрут своих перемещений по зонам аэропорта, так как это уже становится критичными для самих пассажиров, имеющих стыковочные маршруты в крупном аэропорту, и для авиакомпаний, которым приходится планировать места стоянки самолетов в аэропорту для оптимизации транзитных потоков пассажиров.

Суть технологии заключается в определении положения пассажира в аэровокзале методом сканирования перевозочного документа как в виде

бумажного посадочного талона, так и в виде посадочного талона на мобильном устройстве. Эти данные считываются сканером, установленным на информационных терминалах или терминалах самостоятельной регистрации, и обрабатываются соответствующим приложением. Посредством данного приложения на информационное табло или, при необходимости, на экран мобильного устройства выводится различная информация в зависимости от ситуации: данные по кратчайшему пути до места посадки в самолет, полезная информация по местам дополнительного сервиса, местам промежуточного досмотра или паспортного контроля, информация по возможным местам отдыха (рестораны, бары, магазины и пр.) и местам, где необходимо подготовить те или иные документы для контроля (паспорт, посадочный талон и пр.).

Ещё одно нововведение вступит в силу в 2018 г., согласно резолюции № 753 IATA, которая обяжет перевозчиков и аэропорты внедрить систему отслеживания багажа. Для этого компания SITA разработала решение Bag Journey, которое позволит в режиме реального времени отслеживать статус багажа на всех этапах путешествия. Система, прежде всего, рассчитана на пассажиров, однако воспользоваться ею смогут также авиаперевозчики и турагентства.

Bag Journey позволяет узнать статус и местоположение багажа в любой момент полета, в том числе во время путешествия по сложному маршруту, состоящему из нескольких перелетов. Доступ к информации можно получить как с помощью мобильных устройств, так и на сайте сервиса. В случае с мобильными устройствами, соответствующее приложение может отправлять пользователю сообщения об изменении статуса багажа [4].

Все более популярной среди перевозчиков и агентов по продаже перевозок становится услуга по предоставлению пассажирам информации об аэропорте, рейсах и отелях в реальном режиме времени: через электронную почту или на их мобильный телефон. Но не стоит забывать и об уже имеющихся мобильных приложениях, которые призваны помочь авиапассажирам в решении многих других вопросов. Вот краткий обзор наиболее интересных и полезных из них:

1. SkyScanner дает возможность путешественнику найти как лучшую цену для перелета из одной точки в другую, так и выбрать наиболее выгодные на текущий момент предложения для вылета из страны в любой пункт по заданному месяцу или датам. Еще одна полезная опция позволяет

найти наиболее дешевый для перелетов месяц в году. К дате прилета можно сразу подобрать гостиницу и заказать прокат авто по своему вкусу с возможностью встречи прямо в аэропорту.

2. SeatGuru необходим тем, кому важно выбрать наиболее удобное место на борту самолета. Вбив авиакомпанию, номер рейса и дату вылета, вы увидите подробную карту посадки с фотографиями и описанием опций по каждому креслу.

3. GateGuru даст возможность найти необходимую торговую точку или предприятие общественного питания в более чем 180 аэровокзалах планеты. Эта программа поможет не заблудиться на территории аэропорта и рассчитать время на регистрацию.

4. MyDutyFree позволяет заранее выбрать понравившиеся позиции из ассортимента магазина беспошлинной торговли и заказать их прямо в онлайн. В аэропорту вам останется только забрать их на кассе, предъявив посадочный талон на рейс.

5. Turbulence предоставляет информацию о всевозможных турбулентностях в разных частях мира на сутки вперед. Достаточно выбрать из списка нужный континент. России в списке карт, к сожалению, нет.

6. Идеальное приложение для забывчивых путешественников и непунктуальных туристов – AppintheAir. Если сюда заранее занести свой рейс, то в нужное время вас разбудят, а также известят обо всех изменениях. Помимо этого, в приложении можно зарегистрироваться на рейс, узнать о нём подробную информацию и даже свериться со списком составленных обязательных дел.

Установив эти приложения на свой смартфон или планшет, можно подготовиться и провести очередную поездку гораздо комфортнее.

Сегодня клиенты хотят сами контролировать все этапы поездки. Они ждут, что изменится не только ассортимент услуг, предлагаемый авиакомпаниями и аэропортами, но и способ коммуникаций. Разработчиками IT-технологий в первую очередь учитывается стремительный рост использования смартфонов, поскольку подобные мобильные устройства как нельзя лучше подходят для этих целей. Поэтому в скором времени стоит ожидать следующий шаг к модернизации – самостоятельная посадка пассажиров на рейс с применением смартфонов. Это значит, что процедуры, связанные с оказанием услуг воздушных перевозок, в ближайшем будущем претерпят большие

изменения в пользу максимальной автоматизации работы перевозчиков. То есть, повсеместное распространение тенденции самообслуживания с помощью новых технологий, сократит время прохождения аэропортовых формальностей, приведёт к улучшению качества сервиса и значительно повысит безопасность полётов. В конечном счёте этот процесс позволит сократить затраты аэропортов и авиакомпаний, что снизит себестоимость перевозки и сделает выбор потребителей в пользу воздушного транспорта ещё более привлекательным.

ЛИТЕРАТУРА

1. АТО. RU. Статья: «EASA разрешило использовать мобильные устройства в полете» 29.09.14 [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/content/easa-razreshilo-ispolzovat-mobilnye-ustroystva-v-polete?sea=20590>(дата обращения 24.11.2016). – Загл. с экрана.
2. АТО. RU. Статья: «IATA предложила отказаться от регистрации пассажиров в аэропортах» 15.08.14 [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/content/iata-predlozhila-otkazatsya-ot-registracii-passazhirov-v-aeroportah> (дата обращения 24.11.2016). – Загл. с экрана.
3. И. Митропольский. Трендовые технологии для повышения удобства пассажиров в аэропортах. 2.02.15 [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/content/trendovye-tehnologii-dlya-povysheniya-udobstva-passazhirov-v-aeroportah?sea=17129> (дата обращения 24.11.2016).
4. АТО. RU. Статья: «Авиапассажиры смогут отслеживать свой багаж» 29.04.15 [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.ato.ru/content/aviapassazhiry-smogut-otslezhivat-svoy-bagazh?sea=17129> (дата обращения 24.11.2016). – Загл. с экрана.
5. RU.SITA.AERO. Статья: «Sita работает над новой концепцией идентификации авиапассажиров» [электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ru.sita.aero/> <http://ru.sita.aero/2016/press-relizy/sita-rabotaet-nad-novoj-kontseptsiej-identifikatsii-aviapassazhirov/>(дата обращения 24.11.2016). – Загл. с экрана.

БЕЗОПАСНОСТЬ АЭРОПОРТА – ЗАЛОГ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА

Василькова В. А.

vasya-vfsiliok@mail.ru

Бурлуцкая С. А.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Современная международная обстановка не даёт каких-либо утешительных прогнозов на то, что в новом тысячелетии исчезнут проблемы в сфере безопасности. Террористическая и криминальная опасность вызывает озабоченность и вынуждает принимать меры по обеспечению безопасности граждан. Задача обеспечения безопасности воздушного транспорта вышла за рамки отдельных государств и стала глобальной задачей всего мирового сообщества. Полная безопасность пассажиров определяется и отсутствием на борту террориста, и техническим состоянием самолета, и квалификацией экипажа (человеческий фактор). Это притом, что безопасности аэропортов угрожает не только терроризм. В арсенале правонарушителей: контрабанда, хищение, попытки незаконного пересечения границ и т. д. Самой обычной и принятой в большинстве стран мерой авиационной безопасности, с которой непосредственно сталкивается пассажир, является досмотр. В настоящее время при разработке досмотровых систем применяются самые современные достижения науки и техники. В статье представлены разработки досмотрового оборудования, которые позволяют обеспечить наивысший уровень безопасности в аэропорту.

Ключевые слова: бодисканер, авиационная безопасность, досмотровое оборудование, акты незаконного вмешательства.

Обострение политических и социально-экономических проблем, появление обширных зон конфликтных ситуаций, терроризм, захват заложников, криминализация общества – все это не обошло стороной и Россию. Непосредственным объектом негативного воздействия оказался и воздушный транспорт, аккумулирующий гигантские денежные и материальные ресурсы и играющий особую роль в деле поддержания нормальной жизнедеятельности любого государства. Любой инцидент на воздушном транспорте вызывает огромный резонанс в обществе. Попытки захвата и захваты воздушных судов, угрозы и взрывы

в аэропортах, иные акты незаконного вмешательства (АНВ) серьезно осложняют обстановку на воздушном транспорте, подрывают веру людей в безопасность пользования его услугами, влекут за собой тяжелые моральные, экономические и даже политические последствия, наносят ущерб национальным интересам.

Несмотря на тенденцию роста числа АНВ в деятельность гражданской авиации, Федеральная авиационная служба России, как орган государственного управления отраслью, активно совершенствует отечественную систему авиационной безопасности (АБ). Это объясняется и ростом числа аэропортов, открытых для выполнения международных авиаперевозок, и участием России в создаваемой мировой системе АБ.

Авиационная безопасность – это состояние защищенности авиации от незаконного вмешательства в деятельность в области авиации, обеспечиваемое людскими и материальными ресурсами, предназначенными и для защиты гражданской авиации от актов незаконного вмешательства в ее деятельность.

В настоящее время актов незаконного вмешательства, к сожалению, все большее и большее количество, не исключая и терроризм.

Терроризм в современном мире приобретает масштабный характер и несет за собой большие потери. По статистике один раз в два дня происходит теракт, в результате которого гибнут невинные люди. Число терактов неуклонно растет с каждым годом. За ним и растет число жертв, количество сломанных судеб, размер материальных потерь, а также подготовленность и организованность террористов. Каждый последующий теракт всегда страшнее предыдущего.

К примеру, теракт в Домодедово, совершенный в 2011 году вследствие нарушения правил авиационной безопасности, связан с несоблюдением правил досмотра при входе в здание аэропорта. Дело в том, что рамки с металлоискателями, которые стояли возле входных дверей, или не работали на тот момент, или за ними никто не следил, и пассажиры смогли спокойно их обойти. В результате чего, террористка – смертница пронесла взрывное устройство, и произошел взрыв в зале прилета международного терминала, в месте, где встречающие ждут пассажиров после получения ими багажа и прохождения таможенного контроля.

И поэтому в настоящее время авиакомпании делают все возможное, чтобы предотвратить акты незаконного вмешательства и не нарушить безопасность аэропорта, учитывая влияние человеческого фактора.

Так, 24 августа 2004 г., произошла крупная авиационная катастрофа в небе над аэропортом Домодедово. Практически одновременно (с интервалом в одну минуту) взорвались в воздухе два авиалайнера, вылетевшие из Домодедово: Ту-134А-3 авиакомпании «Волга-Авиаэкспресс» (рейс WLG1303 Москва – Волгоград) и Ту-154Б-2 авиакомпании «Сибирь» (рейс SBI1047 Москва – Сочи). Через час с небольшим после взлёта оба лайнера были взорваны террористками-смертницами. Причиной взрыва послужил тот фактор, что в результате опоздания на рейс террористки прошли на борт воздушного судна без прохождения досмотра. Все было заранее спланировано организаторами данного теракта и приведено в действие с помощью сообщников, которые являлись сотрудниками аэропорта.

Помимо человеческого фактора большая ответственность за обеспечение авиационной безопасности возлагается на технические средства досмотра. И, в первую очередь, это бодисканеры.

Впервые решение об использовании бодисканеров предложило Правительство Великобритании с целью повышения авиационной безопасности. Этому поспособствовала попытка совершения теракта на борту воздушного судна американской авиакомпании DeltaAirlines в 2009 году. И первым бодисканер появился в аэропорту Хитроу.

Но те бодисканеры, которые использовались до этого, сегодня потеряли свою актуальность и поэтому многонациональная ассоциация СИТА занимается изобретением новых, более совершенных бодисканеров (рис. 1).

Вообще принцип работы бодисканера заключается в следующем, оператор выбирает на мониторе уровень интенсивности радиационного излучения и пассажиры становятся на вращающуюся платформу. Затем генератор радиационного излучения, почувствовав человека, вращающегося сквозь арку, автоматически выделяет очень узкий коллимированный пучок рентгеновских лучей, и изображение пассажира передается на мониторы компьютеров, где оператор может ознакомиться с ними для проведения проверки безопасности. Весь процесс занимает приблизительно 6 секунд.



Рисунок 1 – Бодисканер в аэропорту Хитроу

Но помимо того, что данный сканер имеет такие достоинства как: легкость в управлении, возможность сканирования большого потока людей, а также их ручной клади и багажа – имеет и свои недостатки: негативные последствия для здоровья (превышение уровня рентгеновского излучения может привести к развитию раковых заболеваний), посягательство на личную жизнь и злоупотребление информацией, полученной с бодисканера.

В связи с тем, что бодисканеры имеют большое количество недостатков, это привело к протестам со стороны пассажиров, которые опасаются за свое состояние здоровья и использование информации со сканера. В результате чего, использование и производство данных бодисканеров было приостановлено.

И в связи с этим, многонациональная ассоциация SITA занялась разработкой других инновационных установок для обеспечения авиационной безопасности:

– перчатки-металлодетекторы, предназначенные для обнаружения металлических предметов. При обнаружении металлических предметов срабатывает вибродатчик и сотрудник службы безопасности сразу может определить точное местоположение предмета, провести тактильный досмотр и определить наличие или отсутствие угрозы. На сегодняшний момент такие перчатки используются в российском аэропорту Домодедово (рис. 2);



Рисунок 2 – Перчатки-металлодетекторы

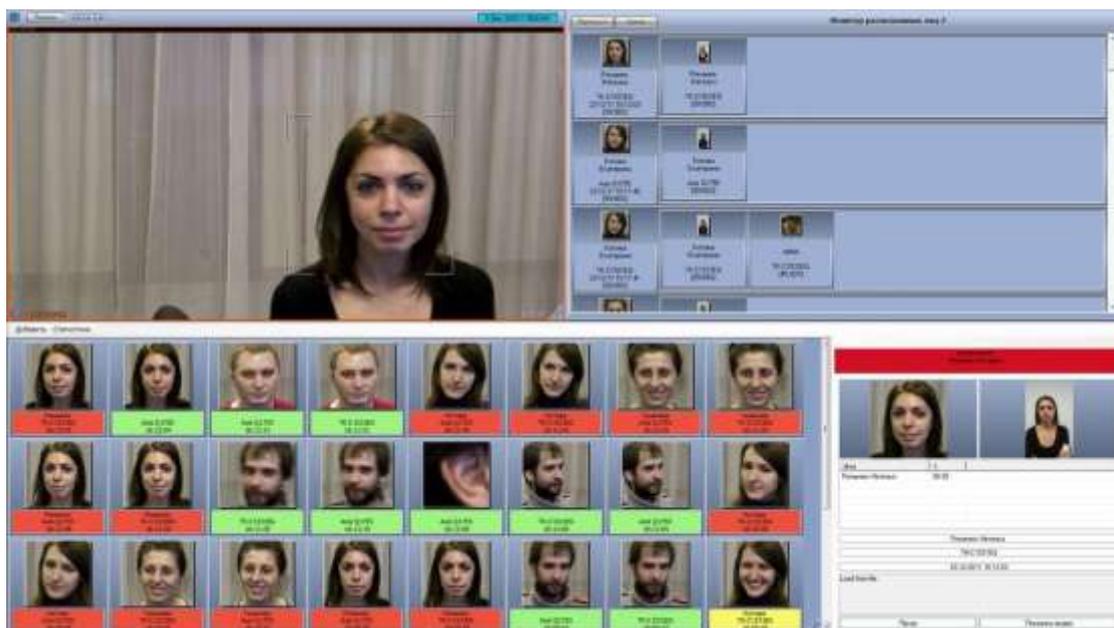


Рисунок 3 – Система распознавания «Face-Интеллект»

– система распознавания «Face-Интеллект», которая применяется для обеспечения безопасности в местах массового скопления людей (вокзалах, аэропортах, метрополитене и спорткомплексах и т. д) и идентификации людей, находящихся в розыске. Данная система используется в аэропорту Внуково (рис. 3).

– система биометрического распознавания «Broadway 3D» – устройство трехмерного зрения, способное визуально распознавать личность так же легко и быстро, как сами люди узнают друг друга. Процесс распознавания занимает мгновение; для этого достаточно просто взглянуть на устройство, и система безошибочно идентифицирует личность человека среди десятков тысяч людей, ранее зарегистрированных в базе данных. Подобная система внедрена в аэропорту Шереметьево (рис. 4);

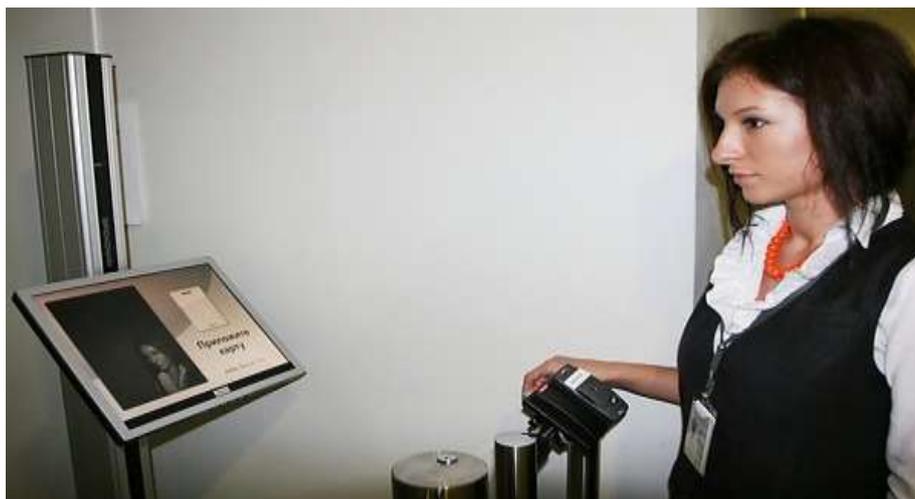


Рисунок 4 – Система биометрического распознавания «Broadway 3D»

– биометрическая система контроля «BioSmart» – система идентификации по отпечаткам пальцев или венозного рисунка ладони, которая широко применяется в аэропорту Домодедово.

Но на сегодняшнее время российским ученым удалось усовершенствовать «прошлые» бодисканеры. И в 2012 году в аэропорту Толмачево прошел успешное испытание бодисканер «Сибскан», разработанный Институтом ядерной физики им. Будкера. Данный сканер избавляет от необходимости снимать одежду и обувь, а также вынимать из карманов металлические предметы и мобильные телефоны. Предназначен для обнаружения скрытых на теле и в одежде человека взрывчатых веществ, стеклянных и пластиковых ампул и других запрещенных предметов. Он выделяет значительно меньшее количество излучения и сам процесс сканирования занимает менее 5 секунд.

Таким образом, современные технические разработки дают возможность обеспечения авиационной безопасности в аэропорту, не ограничиваясь данным перечнем устройств.

В перспективах СИТА планирует внедрение высокоэффективных специальных технических средств, детекторов для выявления взрывчатых веществ, современных инновационно-технологичных компьютеров, а также проведение тренингов для персонала аэропорта.

Начало XXI века поставило перед государствами во всех регионах мира один вопрос: как победить международный терроризм и можно ли противостоять ему. 11 сентября 2001 г. показало всему мировому сообществу, что время убеждения террористов в отказе от преступных

деяний безвозвратно ушло в прошлое. Только объединение усилий всех государств в борьбе с терроризмом является гарантией успеха

Можно выделить три основных направления работы для обеспечения безопасности на транспорте – досмотр грузов (больших, средних и малогабаритных, вплоть до ручной клади), персональный досмотр пассажиров, а также обеспечение безопасности объектов транспортной инфраструктуры (аэропортов, вокзалов, контроль ж.-д. путей, контроль периметров и т. п.).

Досмотр должен быть: эффективным, безопасным, быстрым (высокая пропускная способность), не доставлять дискомфорта и не быть унижительным.

Целью досмотра является обнаружение любых подозрительных (в том числе и неметаллических) предметов и веществ, наличие которых незаконно и человек пытается их скрыть (в одежде, обуви, на теле, внутри тела). Желательна возможность досмотра и в особых случаях: человек с протезом, в гипсе и т. п. Организационно досмотр может быть сплошным или выборочным. Соответственно, и реализация различна.

В целях совершенствования мер по обеспечению авиационной безопасности в международной гражданской авиации в ведущих авиационных державах, в том числе и в России, были проведены исследовательские работы по созданию новых технических средств. Они базируются на различных физических принципах, позволяющих практически исключить возможность проноса пассажирами и доставки в находящихся при них вещах и багаже взрывчатых веществ, являющихся основой взрывных устройств, способных при их активации разрушить воздушное судно в полете.

В настоящее время в нашей стране и за рубежом продолжают интенсивные разработки технических средств в целях их применения для обеспечения авиационной безопасности. Такие системы используют новейшие научные достижения и технические решения, что позволяет максимально повысить уровень защиты людей и имущества при авиационных перевозках.

ЛИТЕРАТУРА

1. ИТ – системы аэропортов: акцент на контроль и безопасность [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: [http:// www.cnews.ru /](http://www.cnews.ru/) (дата обращения 21.11.16). – Загл. с экрана.
2. Новейшее досмотровое оборудование [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: [http:// wekey.ru / security](http://wekey.ru/security) (дата обращения 21.11.16). – Загл. с экрана.
3. Террористические акты в двух самолетах [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: [http:// newsruss.ru /](http://newsruss.ru/) (дата обращения 22.11.16). – Загл. с экрана.
4. Теракт в Домодедово [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <https://ria.ru/spravka/> (дата обращения 22.11.16). – Загл. с экрана.
5. Сотрудники Домодедово будут использовать перчатки с металлоискателем [электронный ресурс]. – Режим доступа URL [https://ria.ru /](https://ria.ru/) (дата обращения 21.11.16). – Загл. с экрана.
6. Распознавание и поиск похожих лиц [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.itv.ru/> (дата обращения 21.11.16). – Загл. С экрана.
7. Система биометрического распознавания личности [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: [http://www.hitsec.ru /](http://www.hitsec.ru/) (дата обращения 21.11.16). – Загл. с экрана.
8. Контроль доступа [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: [http://www.bio-smart.ru /](http://www.bio-smart.ru/) (дата обращения 24.11.16). – Загл. с экрана.

СОВРЕМЕННЫЙ ПОДХОД К ОБСЛУЖИВАНИЮ НЕКОТОРЫХ КАТЕГОРИЙ ПАССАЖИРОВ – 2016

Мацук Е. В.

Cat.matsuk@yandex.ru

Канукова С. Б.

(научный руководитель)

Ms.iris63@mail.ru

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В настоящее время многие люди с ограничениями жизнедеятельности отказываются от авиапутешествий, предполагая большое количество препятствий, которые могут возникнуть у них при прохождении ряда формальностей в аэропорту и передвижении по аэровокзалу, а так же трудностей размещения в салоне самолета. Одной из причин ограничения передвижения по стране и миру является отсутствие информации о недавно вступивших в силу документах, регламентирующих создание авиакомпаниями и аэропортами безбарьерной среды для инвалидов. В статье автор рассматривает руководящие документы по перевозке данной категории пассажиров. Дает подробную информацию о требованиях к обслуживанию указанной категории пассажиров, возможностях перевозчика модернизировать ряд услуг для слабовидящих и слабослышащих пассажиров. В статье раскрыты актуальные вопросы необходимости разнообразия и увеличения количества услуг, включая IT разработки для пассажиров с ограничениями жизнедеятельности.

Ключевые слова: обслуживание пассажиров, безбарьерная среда, IT-разработки, прохождение формальностей в аэропорту.

Еще вчера некоторые авиакомпании могли отказать в перевозке пассажиру-инвалиду, а аэропорты не могли предоставить полноценный комплекс услуг. Благодаря изменениям, внесенным Федеральным Законом в Воздушный Кодекс Российской Федерации от 07.07.2013 за № 124 – «...инвалидность и наличие ограничений жизнедеятельности не может быть основание для отказа в перевозке» [1]. Каждая авиакомпания и аэропорт обязаны принимать и перевозить такую категорию пассажиров.

Сегодня путешествовать может не только обычный пассажир, но и пассажир с ограниченными возможностями. Во исполнение приказа Министерства Транспорта Российской Федерации № 24 от 14.02.2016 г., Регламента Европейского Союза № 1107/2006, Конвенции о правах

инвалидов, аэропорты и авиакомпании разработали и обеспечивают транспортную доступность для пассажиров с ограниченными возможностями. Каждый инвалид имеет возможность заранее проинформировать аэропорт со всеми его службами и авиакомпанию о том, что он собирается воспользоваться их услугами. После этого такой пассажир получит всесторонне сопровождение в аэропорту [2, 3].

В аэропорту города Томска имеются:

– бесплатные места для парковки автомобиля, обозначенные специальным знаком, находящиеся в непосредственной близости от аэровокзала (при документальном подтверждении статуса инвалида);

– беспрепятственный подъезд на инвалидной коляске от места парковки автомобиля до аэровокзала;

– пандусы на входе в аэровокзал.

В каждом аэропорту должна быть разметка для остановки пассажиров-инвалидов, специальный пульт вызова помощи (расположенный в 700–1200 мм над уровнем земли). В течение 20 минут сотрудник аэропорта обязан прийти на помощь для прохождения регистрации, досмотра. Например, в аэропорту Шереметьево для слепых и слабовидящих пассажиров входы в терминалы аэропорта оборудованы специальной тактильной плиткой, ведущей к интерактивной информационной стойке для вызова сопровождения и оказания содействия в прохождении предполетных формальностей. У входа в терминалы (до пунктов контроля безопасности) расположены интерактивные информационные стойки, позвонив с которых пассажир-инвалид может попросить сопровождение с того места, откуда звонит.

На привокзальных площадях есть телефоны-автоматы «Народный телефон», по которым пассажир может связаться с Единым диспетчерским пунктом помощи пассажирам с ограниченными возможностями здоровья. В здании аэровокзала имеются стойки для прохождения «формальных процедур», высотой не более 1200 мм; для передвижения по зданию есть различные виды инвалидных кресел.

Новосибирский аэропорт Толмачево еще в сентябре 2009 года приобрел две наклонные подъемные платформы RPSP, с помощью которых передвигающиеся на креслах-каталках инвалиды смогут свободней перемещаться по двухэтажному зданию аэровокзала. Лестничные наклонные подъемные платформы RPSP предназначены

для перемещения лиц с ограниченными возможностями, использующими кресло-коляску. Они снабжены поручнями, защитным барьером и датчиком перегрузки. При возникновении препятствия на пути платформы, ее останавливают специальные устройства для защиты от ударов. Грузоподъемность подъемника – до 190 килограммов. Ранее по программе адаптации инфраструктуры аэропортового комплекса для лиц с ограниченными физическими возможностями для здравпункта аэропорта дополнительно были приобретены: инвалидный эвакуатор, кресло с двумя лямками, кресло-каталка и другое медицинское оборудование.

В аэропорту Шереметьево установлено портативное устройство для чтения для слабовидящих пассажиров. А так же имеется зал со «звуковой панелью «для пассажиров с нарушением слуха в режиме индукционной катушки «Т».

В терминалах международного аэропорта Шереметьево установлены специальные телефонные аппараты для слабослышащих пассажиров. Преимуществом таких аппаратов является увеличенная громкость в трубке до 53 децибел; совместимость со слуховым аппаратом, а так же наличие клавиатуры, оборудованной шрифтом Брайля для возможности использовать телефонные аппараты слабовидящими и слепыми людьми.

Аэропорт Шереметьево имеет комфортную зону отдыха с плазменным увеличенным экраном. В зале ожидания посадки на самолет в аэропорту Внуково есть специально отведенное место для связи по скайпу с сотрудниками Московской специальной диспетчерской службы, зоны индукционной петли, передающей аудио-сигналы на слуховой аппарат не слышащего человека; туалетные комнаты с увеличенными дверными проемами дверей, организована площадка для выгула, обозначенная специальной табличкой.

Для вызова медицинского персонала можно воспользоваться специальной кнопкой, расположенной на всех этажах аэровокзала и в туалетных комнатах.

Сотрудниками аэропорта также будет оказана помощь в прохождении пограничного и таможенного контроля. Все услуги данной категории пассажиров оказываются без очереди. Доставка пассажиров на борт и с борта воздушного судна производится на амбулаторном лифте (амбулифт).

При необходимости сотрудники аэропорта оказывают помощь в получении багажа прилетевшим пассажирам, а так же в сопровождении, посадке пассажира и погрузке его багажа в автотранспорт.

Пассажиры, использующие кресло-коляски и другие вспомогательные средства, перевозят их без взимания платы [4].

В аэропорту «Кольцово» г. Екатеринбурга в 2018 г. планируют установить интерактивную тактильно-звуковую 3D-карту Екатеринбурга, посредством которой люди с инвалидностью смогут легко узнать основные ориентиры, название главных улиц Екатеринбурга, получить представление о городе в целом или дополнить собственные знания.

Оборудование состоит из рельефной карты-подложки, сенсорной рамки, аудиосистемы и экрана. Пользователю необходимо провести пальцем по объектам, в результате сенсор уловит прикосновение, а аудиосистема озвучит название объектов и информацию о них.

Если пассажиры с ограниченными возможностями столкнулись с проблемами при перевозке, они могут написать отзыв на сайте аэропорта или авиакомпании.

Свои пожелания по улучшению качества обслуживания они могут реализовать, участвуя в программе «Секретный пассажир», заполнив анкету.

Аэропорт «Шереметьево» выпустил информационный лифлет для пассажиров с ограничениями здоровья.

Немаловажное внимание уделяется и обучению сотрудников авиапредприятий навыками обслуживания особых категорий пассажиров, этикету общения и правилам оказания медицинской помощи.

ЛИТЕРАТУРА

1. Федеральный закон № 124 от 07.07.2013 «Об изменениях в Воздушном Кодексе Российской Федерации».
2. Приказ Министерства транспорта РФ № 24 от 15 февраля 2016 г. «Об утверждении Порядка предоставления пассажирам из числа инвалидов и других лиц с ограничениями жизнедеятельности услуг в аэропортах и на воздушных судах».
3. Регламент Европейского союза № 1107/2006 от 5 июля 2006 г. «Права инвалидов и лиц с ограниченной подвижностью во время путешествий по воздуху».

4. Официальный сайт авиакомпании ПАО «Аэрофлот – российские авиалинии» [электронный ресурс]. – Режим доступа URL: <http://www.aeroflot.ru> (дата обращения 20.11.2016). – Загл. с экрана.

УДК 629.735.015

**АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ
В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ
ЗА 2016 ГОД**

Багдueva А. Р.
bagnastia@mail.ru

Золотарёва А. И.
(научный руководитель)

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

В статье проанализировано состояние безопасности полётов в ГА при выполнении коммерческих перевозок, использовании авиации общего назначения и осуществлении учебно-тренировочных полётов. Детально рассмотрены виды воздушных судов и инциденты, связанные с их эксплуатацией. Дана статистика общего числа авиапроисшествий в 2016 году. Приведена диаграмма несчастных случаев по различным видам рисков. Обобщив информацию, связанную с безопасностью полётов в ГА РФ, рассмотрены наиболее характерные мероприятия, направленные на предотвращение несчастных случаев.

Ключевые слова: безопасность полётов, состояние безопасности на текущий момент, статистика несчастных случаев, мероприятия, направленные на предотвращение авиапроисшествий.

Безопасность полетов воздушных судов гражданской авиации представляет собой состояние авиационной транспортной системы, под которой понимается многоуровневая система безопасности, в которую включены все направления деятельности: выполнение полетов, управление производством, поддержание летной годности, работы в пассажирской кабине, наземное обслуживание и защита от актов незаконного вмешательства.

1 ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ ГА РФ

В первом полугодии 2016 года было перевезено 38,06 млн пассажиров, что на 7,6% меньше чем за аналогичный период 2015 года. Налет воздушных судов коммерческой гражданской авиации составил 1,21 млн часов. Уменьшение налета по сравнению с первым полугодием 2015 года составило 8,4%.

В первом полугодии 2016 года при перевозке пассажиров, грузов, а также при выполнении авиационных работ эксплуатантами воздушных судов коммерческой гражданской авиации Российской Федерации произошло 7 авиационных происшествий, в том числе 3 катастрофы, в которых погибло 6 человек. За аналогичный период 2015 года произошло 5 авиационных происшествий, катастроф не было.

В первом полугодии 2016 года, по сравнению с первым полугодием 2015 года, уменьшилось число авиационных происшествий при перевозке пассажиров (с трех до одного), однако возросло число авиационных происшествий при выполнении авиационных работ (с двух до шести).

С самолетами коммерческой авиации в первом полугодии 2016 года в Российской Федерации произошло 5 авиационных происшествий, в том числе 3 катастрофы, в которых погибло 6 человек. В первом полугодии 2015 года с самолетами коммерческой авиации произошло 2 авиационных происшествия, катастроф не было.

При выполнении нерегулярных коммерческих воздушных перевозок пассажиров на самолетах в первом полугодии 2016 года произошла 1 авария, в результате которой находившиеся на борту пассажиры и члены экипажа не пострадали. Авария была связана с преждевременным снижением и столкновением самолета с препятствиями на земле в управляемом полете (CFIT).

По итогам первого полугодия 2016 года произошло увеличение числа авиационных происшествий с воздушными судами авиации общего назначения.

С воздушными судами авиации общего назначения в первом полугодии 2016 года произошло 18 авиационных происшествий (в первом полугодии 2015 года – 14 авиационных происшествий), в том числе 11 катастроф с гибелью 18 человек (в первом полугодии 2015 года – 5 катастроф, погибло 9 человек).

2 ОБЩИЕ СВЕДЕНИЯ О СОСТОЯНИИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ В ГА РФ В ПЕРВОМ ПОЛУГОДИИ 2016 ГОДА

Общие данные о состоянии безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации по итогам первого полугодия 2016 года приведены в табл. 1.

Таблица 1 – Состояние безопасности полетов в гражданской авиации Российской Федерации по итогам первого полугодия 2016 года

Эксплуатанты воздушных судов ГА	Авиационные происшествия		Погибшие	Число АП на 100 тыс. часов налёта	
	Всего	Катастрофы		Всего	Катастрофы
Эксплуатанты коммерческой ГА	7	3	6	0,57	0,25
Эксплуатанты коммерческой ГА, отвечающие требованиям ФАП, в том числе:	1	-	-	-	-
Регулярные перевозки	-	-	-	-	-
Нерегулярные перевозки	1	-	-	0,63	-
Авиационные работы	-	-	-	-	-
Эксплуатанты авиации общего назначения	18	11	18	-	-
Незарегистрированные воздушные суда	7	4	4	-	-

Число авиационных происшествий, катастроф (погибших в них людей) с воздушными судами коммерческой гражданской авиации в первых полугодиях 2015 и 2016 годов содержится в табл. 2.

Таблица 2 – Безопасность полетов в коммерческой ГА РФ 2015–2016 годов

Период		Число АП	Катастрофы	Погибло на борту
Общие данные о состоянии безопасности полётов				
1 полугодие 2015		5	-	-
1 полугодие 2016		7	3	6
В том числе				
Воздушные суда	1 полугодие 2015	5	-	-
	1 полугодие 2016	7	3	6

Обзор абсолютных показателей безопасности полетов с воздушными судами АОН в первом полугодии 2016 года, в сравнении с аналогичным периодом 2015 года, приведен в табл. 3.

Таблица 3 – Безопасность полетов ВС АОН 2015 и 2016 годов

Период	Число АП	Катастрофы	Погибшие
1 полугодие 2015	14	5	9
1 полугодие 2016	18	11	18

3 БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЁТОВ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ КОММЕРЧЕСКИХ ВОЗДУШНЫХ ПЕРЕВОЗОК

В данном разделе рассматриваются авиационные происшествия с самолетами гражданской авиации, происшедшие при выполнении коммерческих воздушных перевозок пассажиров или грузов.

Общие сведения о количестве авиационных происшествий при выполнении коммерческих воздушных перевозок пассажиров и грузов на самолетах в первых полугодиях 2015 и 2016 года приведены в табл. 4.

Таблица 4 – Абсолютные показатели БП в 2015 и 2016 годах

Классификация		Годы	Всего	Воздушные суда
Авиационные происшествия		6 мес. 2015	2	2
		6 мес. 2016	-	-
Катастрофы		6 мес. 2015	-	-
		6 мес. 2016	-	-
Погибло		6 мес. 2015	-	-
		6 мес. 2016	-	-
В том числе:	экипаж	6 мес. 2015	-	-
		6 мес. 2016	-	-
	пассажиры	6 мес. 2015	-	-
		6 мес. 2016	-	-
Аварии		6 мес. 2015	2	2
		6 мес. 2016	-	-

В первом полугодии 2016 года при выполнении коммерческих воздушных перевозок на самолетах произошла одна авария с самолетом Вае 125-800АРА-02773 в районе аэропорта Нерюнгри (Республика Саха (Якутия)): преждевременное снижение и столкновение с препятствиями (CFIT). В результате авиационного происшествия никто не пострадал.

4 БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЁТОВ ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ АВИАЦИОННЫХ РАБОТ И УЧЕБНО-ТРЕНИРОВОЧНЫХ ПОЛЁТОВ

В данном разделе рассматриваются авиационные происшествия с самолетами и коммерческой гражданской авиации, происшедшие при выполнении учебно-тренировочных полетов, а также полетов в сельском хозяйстве, строительстве, для охраны окружающей среды, оказания медицинской помощи и других целей, установленных ФАП «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации».

Сравнение абсолютных показателей безопасности полетов (число авиационных происшествий, катастроф и погибших) с самолетами при выполнении авиационных работ и учебно-тренировочных полетов в первых полугодиях 2015 и 2016 годов приведено в табл. 5.

Таблица 5 – Состояние безопасности полетов при выполнении авиационных работ и учебно-тренировочных полетов в первых полугодиях 2015 и 2016гг

Категория воздушного судна	Период	Число АП	Катастрофы	Погибло на борту
ВС	1 полугодие 2015	1	1	-
	1 полугодие 2016	4	3	6

В первом полугодии 2016 года при выполнении авиационных работ произошли:

– 06.02.2016 в Оренбургской области катастрофа самолета Ан-2РА-40204 (при выполнении работ по осмотру трубопровода столкновение с землей). Погибло 3 человека.

– 14.03.2016 в Республике Башкортостан авария вертолета R-44РА-04179 (при выполнении работ по осмотру трубопровода попадание в обледенение; при вынужденной посадке опрокидывание вертолета на бок).

– 06.06.2016 в Ростовской области катастрофа самолета Стретеп RA-1675G (при выполнении АХР столкновение с землей). Погиб 1 человек.

– 10.06.2015 в Волгоградской области авария самолета Сокол-2М RA-1801G (при осмотре поля перед началом АХР столкновение с проводами ЛЭП).

– 21.06.2016 в г. Екатеринбурге авария вертолета Ми-2 RA-23709 (при взлете после завершения задания столкновение рулевым винтом с землей).

– 30.06.2016 в Саратовской области катастрофа самолета Ан-2 RA-33462 (при выполнении АХР столкновение с землей). Погибло 2 человека.

5 БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЁТОВ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ АВИАЦИИ ОБЩЕГО НАЗНАЧЕНИЯ

В данном разделе рассматриваются авиационные происшествия с самолетами авиации общего назначения (организаций, имеющих сертификаты эксплуатанта АОН, и частных владельцев воздушных судов), а также авиационные происшествия с незарегистрированными в установленном порядке гражданскими самолетами.

В первом полугодии 2016 года безопасность полетов ВС АОН определялась, в наибольшей степени, событиями, связанными со столкновениями с землей в управляемом полете (4 авиационных происшествия), столкновением с препятствиями при полетах на малых высотах (4 авиационных происшествия) и потерей управления в полете (2 авиационных происшествия).

Сравнение абсолютных показателей безопасности полетов (число авиационных происшествий, катастроф и погибших) с воздушными судами АОН в первых полугодиях 2015 и 2016 годов приведено в табл. 6.

Таблица 6 – Состояние БП АОН РФ

Вид ВС	Период	Число АП	Катастрофы	Погибло на борту	Погибших на земле
Самолёты	1 полугодие 2015	10	4	6	-
	1 полугодие 2016	6	5	7	-
Вертолёты	1 полугодие 2015	3	1	3	-
	1 полугодие 2016	10	5	10	-
Всего	1 полугодие 2015	14	5	9	-
	1 полугодие 2016	18	6	18	-

6 ИНЦИДЕНТЫ, СВЯЗАННЫЕ С ЭКСПЛУАТАЦИЕЙ САМОЛЕТОВ КОММЕРЧЕСКОЙ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

Инциденты и производственные происшествия, обусловленные такими проблемами обеспечения полетов, как безопасность воздушного движения и безопасность полетов при эксплуатации аэродромов (включая

вопросы авиационной безопасности), а также влияние внешней среды, рассмотрены на рис. 1

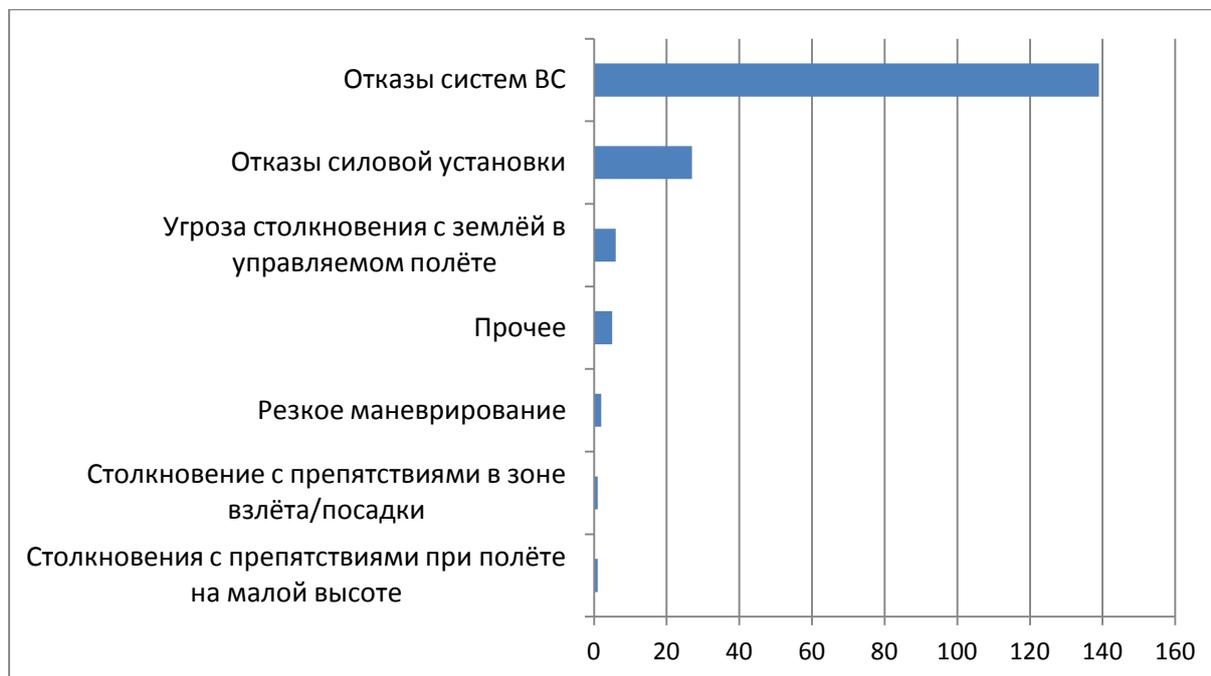


Рисунок 1 – Типы событий, обусловившие инциденты с самолетами в 2016 году

7 БЕЗОПАСНОСТЬ ПОЛЁТОВ НА АЭРОДРОМЕ И ПРИ АЭРОНАВИГАЦИОННОМ ОБСЛУЖИВАНИИ ПОЛЁТОВ

В данном разделе рассматриваются инциденты, связанные с нарушениями норм эшелонирования воздушных судов, отказами средств радиотехнического обеспечения полетов, потерей радиосвязи в полете, попаданием воздушного судна в опасные явления погоды, нарушения порядка использования воздушного пространства Российской Федерации, события, связанные с инфраструктурой и эксплуатацией аэродрома (оборудованной посадочной площадки), а также и инциденты, обусловленные столкновениями воздушных судов с птицами и диким животными. В данный раздел также включены происшедшие в первом полугодии 2016 года случаи незаконного вмешательства в деятельность гражданской авиации.

Распределение происшедших в течение первого полугодия 2016 года инцидентов по типам событий, с которыми они были связаны, приведено на рис. 2.



Рисунок 2 – Типы событий, определявшие БП в 2016 году

Таким образом, для избегания несчастных случаев в гражданской авиации требуется соблюдение и выполнение определенных мероприятий по обеспечению безопасности полётов. Разработанные в первом полугодии 2016 года мероприятия имеют следующие направления:

1. Столкновение с землей в управляемом полете:

– при подготовке частных пилотов акцентировать внимание на действия при встрече с погодными условиями, не позволяющими продолжать полет по ПВП;

– при выдаче свидетельства частного пилота контролировать соответствие налета по приборам и ночью требованиям федеральных авиационных правил;

– соблюдать порядок предоставления полетно-информационного обслуживания в части передачи экипажам сведений о фактических и ожидаемых явлениях погоды по маршруту полета;

– соблюдение правил принятия решения на вылет по ПВП.

2. Потеря управления в полете:
 - контроль достоверности сведений, предоставляемых при сертификации единичных экземпляров воздушных судов (ЕЭВС);
 - исключение возможности сертификации в качестве ЕЭВС воздушных судов, имеющих сертификат типа, выданный государством разработчика;
 - реализация системы управления безопасностью полетов.
3. Резкое маневрирование:
 - знание и соблюдение частными пилотами общих эксплуатационных ограничений и летных характеристик эксплуатируемых воздушных судов;
 - учет особенностей выполнения полетов и техники пилотирования воздушного судна в условиях сильной болтанки.
4. Отказ силовой установки (SCF-PP):
 - соблюдение требований эксплуатационно-технической документации и правил поддержания летной годности;
 - изучение с летным составом порядка контроля параметров силовой установки и действий в аварийной ситуации, связанной с отказом одного или двух двигателей;
 - учет особенностей эксплуатации воздушных судов в условиях морского побережья или соленого озера, а также во влажном тропическом климате.
5. Отказ систем/компонента (не силовой установки):
 - соблюдение правил транспортировки и сборки силовых элементов планера воздушного судна.
6. Обледенение:
 - при подготовке частных пилотов акцентировать внимание на необходимые действия при встрече в полете с опасными явлениями погоды.
7. Несанкционированное занятие ВПП:
 - уточнение разметки, знаков и указателей, используемых на аэродроме;
 - проведение занятий и обучение водителей автомашин и механизмов правилам движения на аэродроме;
 - проведение занятий с водителями автомашин и механизмов по изучению назначения и расположения визуальных средств на аэродроме для предотвращения несанкционированных выездов на ВПП.

8. Столкновение с препятствиями при рулении:
- проведение занятий и обучение водителей автомашин и механизмов правилам движения на аэродроме.
9. Нештатное касание ВПП/посадочной площадки (ARC):
- учет особенностей выполнения посадок на подобранные с воздуха площадки;
 - учет особенностей выполнения работ по борьбе с лесными пожарами;
 - порядок (особенности) определения максимальной посадочной массы с учетом требований РЛЭ.
10. Столкновение в воздухе:
- знание и соблюдение правил полетов, необходимых для предотвращения столкновений в воздухе, включая правила полетов с неконтролируемых аэродромов и использования бортовых огней;
 - соблюдение правил визуальной осмотрительности и распределения внимания при пилотировании воздушного судна по ПВП.
11. Выполнение полетов на малой высоте:
- изучение правил визуальной осмотрительности при полетах на малых высотах и обеспечения безопасного расстояния при пролете препятствий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шумилов И. С. Нормативное обеспечение безопасности полётов и предотвращение авиационных происшествий / И. С. Шумилов.– М.: Предотвращение авиационных происшествий, 2008. – 9 с.
2. Анализ состояния безопасности полётов в гражданской авиации РФ [электронный ресурс] – URL <http://civilavia.info> (дата обращения 21.11.2016). – Загл. с экрана.

РОЛЬ И МЕСТО «ИКАО» В ОБЕСПЕЧЕНИИ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ

Шаталин В. И.

slaw.sh@yandex.ru

Чигвинцев А. А.

(научный руководитель)

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Постоянное повышение уровня безопасности полетов в глобальном масштабе имеет основополагающее значение для обеспечения того, чтобы воздушный транспорт и впредь играл важную роль одного из движителей устойчивого экономического и социального развития во всем мире. В отрасли, которая прямо или косвенно обеспечивает работой 56,6 млн человек, генерирует вклад 2 трлн долл. в глобальный валовой внутренний продукт (ВВП) и ежегодно осуществляет перевозку более 2,5 млрд пассажиров и грузов общей стоимостью 5,3 трлн долл., обеспечение безопасности полетов должно быть первейшей и первостепенной задачей. Эта задача является основополагающим направлением Международной организации гражданской авиации (ИКАО).

Ключевые слова: безопасность полётов, глобальный план обеспечения безопасности полётов, ИКАО, безопасность полётов в России.

ВВЕДЕНИЕ

Постоянное повышение уровня безопасности полетов в глобальном масштабе имеет основополагающее значение для обеспечения того, чтобы воздушный транспорт и впредь играл важную роль одного из движителей устойчивого экономического и социального развития во всем мире. В отрасли, которая прямо или косвенно обеспечивает работой 56,6 млн человек, генерирует вклад 2 трлн долл. в глобальный валовой внутренний продукт (ВВП) и ежегодно осуществляет перевозку более 2,5 млрд пассажиров и грузов общей стоимостью 5,3 трлн долл., обеспечение безопасности полетов должно быть первейшей и первостепенной задачей. Этой задача является основополагающим направлением Международной Организации Гражданской Авиации (ИКАО).

1 ДЕСЯТЬ ОСНОВНЫХ ПРИНЦИПОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТОВ ИКАО

С точки зрения обеспечения безопасности полетов ИКАО придерживается следующих основных принципов:

1. Приверженность реализации стратегических целей ИКАО.
2. Обеспечение безопасности полетов является наивысшим приоритетом.
3. Многоуровневый подход к планированию в области обеспечения безопасности полетов.
4. Государственная программа по безопасности полетов и системы управления безопасностью полетов.
5. Поддержка ИКАО приоритетов в области обеспечения безопасности полетов.
6. Региональные и государственные приоритеты в области обеспечения безопасности полетов.
7. Цели ГПБП и инструменты эффективного обеспечения безопасности полетов.
8. Использование целей и инструментов эффективного обеспечения безопасности полетов.
9. Затраты – выгоды и финансовые вопросы.
10. Анализ и оценка планов в области обеспечения безопасности полетов.

2 ГЛОБАЛЬНЫЙ ПЛАН ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ (ГПБП)

Глобальный план обеспечения безопасности полетов (ГПБП) – это высокоуровневый документ, излагающий основные принципы, планы и направления реализации, который во взаимодействии с Глобальным аэронавигационным планом (ГАНП) ИКАО определяет в рамках всего сектора прогресс в сфере воздушного транспорта. ГПБП и изменения к нему утверждаются Советом ИКАО до последующей разработки бюджетных положений и одобряются Ассамблеей.

2.1 Стратегия глобального плана обеспечения безопасности полётов

Глобальные планы определяют средства и задачи, руководствуясь которыми, ИКАО, государства и заинтересованные стороны в авиации

могут предвидеть рост объемов воздушного движения и эффективно управлять им, принимая при этом упреждающие меры в целях поддержания или повышения уровня безопасности полетов. Государства – члены ИКАО и регионы могут использовать ГПБП в своей деятельности по разработке политики, планов и внедренческих мероприятий в области безопасности полетов следующим образом:

1. Во-первых, в нем изложены глобальные цели в области обеспечения безопасности аэронавигации.

2. Во-вторых, он предлагает знакомые рамки планирования для оказания государствам и регионам помощи в повышении уровня безопасности полетов путем использования четырех инструментов эффективного обеспечения безопасности полетов: стандартизация, взаимодействие, ресурсы и обмен информацией о безопасности полетов.

3. В-третьих, он содержит стратегии внедрения и инструктивный материал по передовой практике для оказания государствам и регионам помощи в их усилиях по выработке на уровне государств и регионов решений для реализации глобальных целей и приоритетов.

2.2 Цели ГПБП

ГПБП определяет на ближайшие 15 лет стратегию постоянного совершенствования для реализации государствами, путем создания базовой, а затем и более совершенной системы, обеспечения безопасности полетов. Плановые сроки и общие цели приводятся ниже:

Таблица 1 – Плановые сроки и общие цели ГПБП

Плановый срок	Общая цель
Ближнесрочная цель (до 2017 г.)	Внедрение эффективной системы обеспечения безопасности полетов
Среднесрочная цель (до 2022 г.)	Полное внедрение разработанных ИКАО основных принципов государственной программы по безопасности полетов
Долгосрочная цель (до 2027 г.)	Перспективная система обеспечения безопасности полетов, включая упреждающее управление рисками

2.2.1 Ближнесрочная цель

Внедрение Стандартов и Рекомендуемой практики (SARPS) ИКАО, касающихся процессов выдачи государствами утверждений, разрешений, сертификатов и свидетельств, является необходимой предпосылкой безопасного и устойчивого развития воздушного транспорта.

2.2.2 Среднесрочная цель

Среднесрочная цель требует от государств перехода в сфере надзора от подхода, основанного на соблюдении, к такому подходу, который позволяет начать управлять рисками глобально за счет выявления и устранения существующих и возникающих проблем в области безопасности полетов.

2.2.3 Долгосрочная цель

Долгосрочная цель направлена на внедрение прогнозных систем, которые станут неотъемлемой частью будущих авиационных систем. Долгосрочная цель направлена на поддержку эксплуатационной среды, характеризующейся более высоким уровнем автоматизации и интеграции усовершенствованных характеристик на земле и в воздухе.

2.3 Глобальные приоритеты

ИКАО продолжает устанавливать приоритеты в трех сферах обеспечения безопасности полетов: повышение безопасности операций на ВПП, сокращение количества авиационных происшествий по причине столкновения исправного воздушного судна с землей (CFIT) и сокращение количества авиационных происшествий и инцидентов, связанных с потерей управления в полете. Все эти меры будут способствовать реализации глобальной первоочередной задачи ГПБП, заключающейся в постоянном сокращении глобального показателя аварийности.

2.4 Инструменты эффективного обеспечения безопасности полетов

Инструменты эффективного обеспечения являются структурной основой для реализации инициатив ГПБП и соответствующих целей в сфере обеспечения безопасности полетов, устанавливаемых в регионах, государствах или отрасли.

1. Стандартизация.

2. Взаимодействие.
3. Ресурсы.
4. Обмен информацией о безопасности полетов.

3 ОТРАЖЕНИЕ ГЛОБАЛЬНОГО ПЛАНА ОБЕСПЕЧЕНИЯ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТОВ В РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

Одна из сильных сторон ГПБП заключается в том, что, устанавливая глобальные цели и приоритеты, он позволяет государствам и регионам планировать и внедрять свои собственные конкретные подходы к реализации этих целей и приоритетов с учетом имеющихся в каждом государстве-члене возможностей в сфере контроля за обеспечением безопасности полетов. Государственная организация, отвечающая за ГПБП в России, называется Министерство Транспорта РФ.

3.1 Структура Министерства транспорта РФ

На рис. 1 представлены структурные элементы Министерства транспорта РФ, задействованные в решении задачи обеспечения безопасности полетов.

В структуру центрального аппарата Минтранса России входит:

Департамент государственной политики в области гражданской авиации:

- отдел нормативного правового обеспечения и развития деятельности организации гражданской авиации;
- отдел воздушных сообщений;
- отдел лётных стандартов;
- отдел технических норм и требований;
- отдел аэронавигационного обеспечения.



Рисунок 1 – Структурная схема Министерства транспорта РФ

В состав департамента включаются:

– Федеральная служба по надзору в сфере транспорта (Ространснадзор);

– Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация).

Межгосударственный авиационный комитет (МАК) осуществляет координацию решения задач обеспечения безопасности полетов в рамках государств бывшего СССР.

3.2 Отражение ГПБП в структуре Министерства транспорта РФ

Мнение президента Международной ассоциации воздушного транспорта (ИАТА) Тони Тайлера: «Россия нуждается в приведении авиационного законодательства в соответствие с международными нормами». Это подтверждает то, что в гражданской авиации РФ на сегодняшний день действует порядка 7 тысяч оставшихся с советских времен стандартов и правил. Еще около 14 тысяч – в авиационной промышленности!

После некоторого анализа безопасности полётов в РФ, перейдём непосредственно к структурным элементам, отражающих ГПБП.

Министерство транспорта Российской Федерации (Минтранс России) – федеральное министерство, осуществляющее функции по выработке государственной политики и нормативно-правовому регулированию в сфере гражданской авиации, использованию воздушного пространства и аэронавигационного обслуживания пользователей воздушного пространства Российской Федерации, авиационно-космического поиска и спасания.

Федеральная служба по надзору в сфере транспорта (Ространснадзор) – федеральный орган исполнительной власти России, осуществляющий функции по контролю и надзору в сфере воздушного транспорта. Основной его функцией в области гражданской авиации является осуществление эксплуатационной сертификации.

Федеральное агентство воздушного транспорта (Росавиация) – федеральный орган исполнительной власти, который занимается организацией исполнения федеральных целевых программ и федеральной адресной инвестиционной программы; оказанием имеющих общественную значимость государственных услуг на установленных федеральным законодательством условиях неопределенному кругу лиц; изданием

индивидуальных правовых актов на основании и во исполнение Конституции Российской Федерации, федеральных конституционных законов, федеральных законов, актов и поручений Президента Российской Федерации, Правительства Российской Федерации и Министерства транспорта Российской Федерации.

Межгосударственный авиационный комитет (МАК) – это независимый исполнительный орган по делегированным государствами функциям и полномочиям в области гражданской авиации и использования воздушного пространства. Услугами МАК пользуются 12 государств СНГ. МАК занимается расследованиями причин авиационных происшествий, произошедших в результате отказа авиатехники. Функции МАК по сертификации типов воздушных судов были переданы Росавиации, аэродромов – Минтрансу, а двигателей и воздушных винтов – Минпромторгу.

3.2.1 Системы управления безопасностью полетов (СУБП)

Функции ГПБП в России взяли на себя системы управления безопасностью полетов (СУБП). Они являются функционирующей составляющей Росавиации.

Согласно требованиям международных стандартов и рекомендуемой практики (SARPS) ИКАО, системы управления безопасностью полетов (СУБП) в авиакомпаниях внедряются в целях достижения приемлемого уровня БП. СУБП должна гарантировать выполнение процедуры контроля за показателями БП, причем текущий уровень БП должен не только соответствовать приемлемому уровню, но и отражать соответствие заданному темпу снижения частоты (статистической вероятности) авиационных событий фиксированной степени тяжести.

Согласно Глобальному плану обеспечения безопасности полетов, «Безопасность полетов – ожидаемая характеристика», а наиболее надежным источником информации для оценивания БП являются данные о частоте авиационных событий с процедурой «измерения рисков». Эти «измерения рисков» получили название прогнозных систем.

3.2.2 Прогнозные системы

Достижение требуемой достоверности прогнозов – достаточно сложная математическая процедура, поэтому в авиакомпании «ТРАНСАЭРО» в 2010 году была разработана Автоматизированная система прогнозирования уровня безопасности полетов «АС ПУБП», в данном примере – Россия опередила долгосрочную цель ГПБП на 17 лет, которая была направлена на внедрение прогнозных систем и рассчитана до 2027 года!

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

ИКАО публикует ежегодные отчеты о состоянии безопасности полетов, содержащие регулярно обновляемые данные о достигнутом прогрессе в реализации целей ГПБП, основанные на оценке реактивных, проактивных и прогностических показателей безопасности полетов.

При последней проверке ИКАО России в конце 2015 года авиационные эксперты посчитали самыми уязвимыми в отечественном авиасекторе следующие направления: порядок выдачи свидетельств, контроль за подготовкой авиационного персонала, правила эксплуатации и поддержания летной годности воздушных судов. В соответствии с ней в России, как члене ИКАО, должны быть выполнены следующие мероприятия:

1. Установлен подлежащий достижению Приемлемый уровень эффективности обеспечения безопасности полетов.

2. Разработана и внедрена «Государственная программа обеспечения безопасности полетов воздушных судов гражданской авиации РФ (ГПБП)» в целях достижения приемлемого уровня безопасности полетов.

3. Внедрена система управления безопасностью полетов всеми поставщиками авиационного обслуживания.

Поэтому до следующей проверки ИКАО в РФ предлагается определить:

1. Параметр, характеризующий эффективность обеспечения безопасности полетов.

2. Подлежащий достижению приемлемый уровень эффективности обеспечения безопасности полетов.

3. Политику и цели в области безопасности полетов.

Для достижения указанных целей необходимо:

1. Разработать и утвердить в Правительстве РФ соответствующую требованиям Приложения 19 Чикагской Конвенции новую ГПБП для достижения приемлемого уровня эффективности обеспечения безопасности полетов. При этом, эта программа должна иметь статус федеральной целевой программы с выделением ресурсов, необходимых для ее реализации.

2. Необходимо принять решение о назначении в Правительстве РФ должностного лица, ответственного за ГПБП (это уровень не ниже первого вице-преьера, так как он должен координировать и гражданскую авиацию, и авиационную промышленность).

3. На этапе подготовки к проверке ИКАО необходимо внести в Положение о Минтрансе РФ ответственность за безопасность полетов в РФ, государственных программ по безопасности полетов.

Последствия, к которым может привести игнорирование российскими авиационными властями требований Чикагской Конвенции, российского законодательства (ст. 24.1 «Обеспечение безопасности полетов гражданских воздушных судов») могут быть следующими:

1. Включение любой страной мира РФ в свой «черный список» с запретом выполнения российскими авиакомпаниями полетов в ее воздушном пространстве.

2. Запрет любой страной мира полетов в Россию.

3. Запрет любой страной мира, включая Россию, полетов воздушным судам российской разработки и производства в ее воздушном пространстве.

4. Отказ признания некоторыми странами российских пилотских свидетельств.

5. Отказ страховых компаний от выплат по страховым обязательствам в случае АП российским авиакомпаниям и другим поставщикам авиационного обслуживания, а также эксплуатантам российских ВС.

Таким образом, в РФ целью в области обеспечения безопасности полетов может быть достижение в течение ближайших пяти лет уровня эффективности обеспечения безопасности полетов не ниже достигнутого в мире.

ЛИТЕРАТУРА

1. International Civil Aviation Organization [электронный ресурс]. – Режим доступа URL <http://www.icao.int/Pages/default.aspx> (дата обращения 22.11.2016). – Загл. с экрана.
2. Система управления безопасностью полетов / Портал Федерального агентства воздушного транспорта [электронный ресурс]. – Режим доступа URL <http://www.favt.ru/deyatelnost-bezopasnost-poletov/> (дата обращения 22.11.2016). – Загл. с экрана.
3. Проверка ИКАО: Что необходимо делать? [электронный ресурс]. – Режим доступа URL <http://www.aex.ru/docs/4/2014/9/9/2111> (дата обращения 22.11.2016). – Загл. с экрана.
4. Проверка ИКАО: что необходимо делать? [электронный ресурс]. – Режим доступа URL <http://aviapanorama.ru/2014/08/proverka-ikao-chto-delat/> (дата обращения 22.11.2016). – Загл. с экрана.
5. Портал Минтранса РФ [электронный ресурс]. – Режим доступа URL <http://www.mintrans.ru/> (дата обращения 22.11.2016). – Загл. с экрана.
6. Материалы 35-й сессии ассамблеи ИКАО [электронный ресурс]. – Режим доступа URL http://www.icao.int/Meetings/AMC/MA/Assembly%2035th%20Session/wp116_ru.pdf (дата обращения 22.11.2016). – Загл. с экрана.
7. Актуальные инициативы ИКАО [электронный ресурс]. – Режим доступа URL <http://www.aviaport.ru/digest/2015/02/18/327807.html> (дата обращения 22.11.2016). – Загл. с экрана.
8. Годовой доклад совета [электронный ресурс]. – Режим доступа URL http://airspot.ru/book/file/867/9916_ru.pdf (дата обращения 22.11.2016). – Загл. с экрана.

Именной указатель

А

- Аветисян Д. К. 60
Анкудинов А. Ю. 121

Б

- Багдужева А. Р. 208
Барсуков А. Г. 20
Батов И. А. 41
Бекишев А. С. 88
Бурлуцкая С. А. 196
Бурнашев В. Е. 151, 154

В

- Вайчас А. А. 79
Васильев С. П. 154
Василькова В. А. 196
Волгина К. М. 67

Г

- Гаврильев А. С. 151
Головнева Т. И. 49, 104, 146
Гуреев В. М. 73

Д

- Диденко К. В. 131
Джораев С. Б. 166
Доенин В. М. 20

Е

- Евгеньев С. С. 166
Ерёменко Р. П. 99
Ерзиков А. М. 141

З

- Загороднев М. М. 99
Зиненков Ю. В. 41
Золотарёва А. И. 208

И

- Илюшин А. К. 104

К

- Канукова С. Б. 204
Карапетян Т. С. 180
Караваев Ю. А. 32, 131
Карлин А. П. 7, 12
Колгатин В. В. 93
Косачёва С. С. 189
Кочнев М. А. 131
Крылов А. А. 111
Кузнецов С. Н. 26, 54
Куклин И. А. 79
Куликов А. С. 49, 146

Л

- Легенький Д. А. 111
Леденева И. В. 49, 146
Лиманский А. С. 166
Лодыгин А. А. 121
Луценко А. С. 49, 146

М

- Майрович Ю. И. 88
Максимова И. А. 189
Максутов М-М. М. 7
Мантахаев А. М. 32
Мартиросова К. И. 180
Мацук Е. В. 204
Мейер О. С. 172
Минеева К. И. 67
Морозова А. А. 180

Н

Ноговицын А. Т.	151
Настоящий К. Г.	20
Немчинов О. А.	67

П

Павлинский Г. В.	161
Петров А. В.	104

Р

Руденко Т. В.	172
--------------------	-----

С

Салахов Р. Р.	73
Сафарбаков А. М.	93
Степаненко С. С.	54
Степанов С. А.	115

Т

Такмовцев В. В.	141
Тихонова А. А.	60
Трофимов Л. М.	99

У

Усов К. А.	26
-----------------	----

Ф

Филиппов А. А.	141
Федюков В. В.	7, 12

Х

Хисматуллин Р. М.	73
Ходацкий С. А.	7, 12
Хоришко Р. А.	115

Ч

Чемпосов А. А.	154
Чигвинцев А. А.	218
Чокоев В. З.	115

Ш

Шаталин В. И.	218
--------------------	-----

Я

Яковлева Т. Д.	161
---------------------	-----

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И МЕТОДОВ
ЕЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ – 2016**

СБОРНИК ТРУДОВ
IX Всероссийской научно-практической конференции
студентов и аспирантов
6–8 декабря 2016 г.

Том II

Подписано в печать 07.12.2016 г.

Печать трафаретная
14,4 печ.л.

Формат 60x84/16
Заказ № 574

11,8 уч.-изд.л.
Тираж 75 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, 2016