

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ИРКУТСКИЙ ФИЛИАЛ
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»
(МГТУ ГА)

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗВИТИЯ
АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ И МЕТОДОВ ЕЕ
ЭКСПЛУАТАЦИИ – 2014

СБОРНИК ТРУДОВ
VII Региональной научно-практической конференции
студентов и аспирантов
16-17 октября 2014 г.

Том II

Иркутск – 2015

ББК 052-01
УДК 629.7
А-43

Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2014. Сборник трудов VII Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов. 16-17 октября 2014 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2015. – Т.2 – 149 с.

В сборнике представлены доклады VII Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2014», заявленные в рамках работы секций «Проектирование и эксплуатация летательных аппаратов», «Авиационные двигатели», «Приложения гуманитарных и социально-экономических дисциплин в гражданской авиации».

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

Сборник издается в авторской редакции.

Подписано в печать 02.03.2015г.

Печать трафаретная
9,3 печ.л.

Формат 60x84/16
Заказ № 455

9,2 уч.-изд.л.
Тираж 75 экз.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
664047, г. Иркутск ул. Коммунаров, д.3*

*Редакционно-издательский отдел
664050, г. Иркутск ул. Байкальская, д.261 «А»*

© ИФ МГТУ ГА, 2015

Содержание

СЕКЦИЯ «ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»

| | |
|--|----|
| Прокофьев Д.Г., Сажин Н.А. РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЕДИНЕНИЙ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ..... | 7 |
| Железнов А.А., Пчельников А.В., Хрянин В.Н. КОНТРОЛЬ ВЯЗКОСТИ ЛАКОКРАСОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ РЕМОНТНОМ ОКРАШИВАНИИ МАШИН..... | 16 |
| Хоришко Р.А., Степанов С.А., Чокоев В.З. ЭЛЕКТРОННЫЙ РЕСУРС «СПЕЛЛЕР» ПО КОНСТРУЦИИ И ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ САМОЛЕТА А320 | 20 |
| Родин Р.В., Кривель С.М. ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ 3D-ПРИНТЕРА В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ..... | 25 |
| Ермаков А.В., Караваев Ю.А. ВЫБОР ВИДА И ПАРАМЕТРОВ ТЕРМООБРАБОТКИ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЕФЕКТОВ ДЕТАЛЕЙ СБОРНОГО ОБЪЕКТА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ..... | 27 |
| Степаненко С.С., Усов К.А., Кривель С.М. ПРОЕКТИРОВАНИЕ МАЛОГАБАРИТНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ..... | 31 |
| Дядькин Н.И., Бобарика И.О. АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ЗАКОНЦОВКИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА..... | 37 |
| Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А., Кривель С.М. ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ЭКРАНОПЛАНА С ШИРОКИМ ДИАПАЗОНОМ ДОПУСТИМЫХ В ПОЛЕТЕ УГЛОВ АТАКИ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ANSYS... | 43 |

**СЕКЦИЯ
« АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ »**

| | |
|---|----|
| Зиненков Ю.В., Черкасов А.Н. РАСЧЕТ УДЕЛЬНО-МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ..... | 50 |
| Киренчев А.Г., Даниленко Н.В. ОСОБЕННОСТИ МЕТОДИКИ ИССЛЕДОВАНИЯ СТОКОВЫХ НАВЕДЁННЫХ ВИХРЕЙ В ПОЛЕ ДЕЙСТВИЯ КОРИОЛИСОВОЙ СИЛЫ..... | 54 |
| Ивко С.Ю., Перепелов Д.В., Ходацкий С.А. ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ МЕЖВАЛЬНЫХ ПОДШИПНИКОВ ГТД РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ МЕТОДАМИ..... | 59 |
| Усенко А.Н., Майрович Ю.И., Сафарбаков А.М. ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ..... | 64 |
| Скоробогатов С.В., Исаев А.И. ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИЗБЫТКА ВОЗДУХА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ..... | 70 |
| Агеев Д.В., Перепелов Д.В., Ходацкий С.А. РАЗРАБОТКА МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО СТЕНДА..... | 76 |
| Карпенко О.Н., Казарин Е.В., Масютенко Д.А., Попов А.В. ОБ ОЦЕНКЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЛАЗЕРНОГО ОПТИКО- АКУСТИЧЕСКОГО МЕТОДА ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПРИГОДНОСТИ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ | 81 |
| Теницкий М.Ф., Кривенок А.Г. АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ВИХРЕВОГО РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ В СИСТЕМЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ..... | 86 |
| Карпенко О.Н., Бурлаков Д.С., Масютенко Д.А., Попов А.В. РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПРИГОДНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ | 90 |

| | |
|--|-----|
| Гильманшин А.Т., Жернаков С.В. ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ И КЛАССИФИКАЦИИ ОТКАЗОВ АВИАЦИОННОГО ГТД В БОРТОВЫХ УСЛОВИЯХ..... | 95 |
| Нго Куанг Туен, Исаев А.И. ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОРГАНИЗАЦИИ ТОПЛИВО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ НА ЭМИССИЮ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ В ГТД..... | 100 |
| Лещенко А.В., Масютенко Д.А., Попов А.В. ОДИН ИЗ ПОДХОДОВ К ПОВЫШЕНИЮ ДОСТОВЕРНОСТИ ИССЛЕДОВАНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ..... | 105 |
| Людвиг Д.А., Даниленко Н.В. ВОЗМОЖНОСТИ ФОРСИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД..... | 110 |
| Усенко А.Н., Майрович Ю.И., Сафарбаков А.М. СТЕНД ДЛЯ ЗАМЕРА ТЯГИ МАЛОГАБАРИТНОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ..... | 114 |

**СЕКЦИЯ
«ПРИЛОЖЕНИЯ ГУМАНИТАРНЫХ И
СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН
В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»**

| | |
|---|-----|
| Ткаченко И.А., Норманов А.С. СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ РАБОТЫ СЛУЖБЫ АВИАЦИОННОГО СЕРВИСА ОАО «МЕЖДУНАРОДНЫЙ АЭРОПОРТ ИРКУТСК»..... | 117 |
| Юдина О.П., Вишнякова А.А. ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ КАДРОВОЙ ПОЛИТИКИ В ОАО АВИАКОМПАНИЯ «АНГАРА» | 122 |
| Смирнов Д.А., Лавренова Л.Н. ОЦЕНКА ПАССАЖИРОПОТОКА И АВИАПОДВИЖНОСТИ КУРСКОЙ ОБЛАСТИ..... | 130 |
| Паршикова И.Е., Немчинов О.А. ПРОЕКТ СОЗДАНИЯ АЭРОПОРТА ДЕЛОВОЙ АВИАЦИИ В САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ..... | 136 |

| | |
|--|-----|
| Алиханова А.С., Вишнякова А.А. ТЕХНОЛОГИЯ ФОРМИРОВАНИЯ КОНКУРЕНТНЫХ ПРЕИМУЩЕСТВ В ОАО «АВИАКОМПАНИЯ «АНГАРА» | 141 |
| Именной указатель..... | 148 |

**СЕКЦИЯ
«ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ»**

Председатель – к.т.н., доцент Кривель Сергей Михайлович
Секретарь – Вшивков Юрий Федорович

**РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЕДИНЕНИЙ
АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ**

Прокофьев Д.Г.
prokofev@ifp.edu

Сажин Н.А.
(научный руководитель)
sazhin@uca.edu

Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье рассматриваются достоинства и недостатки применения существующих (традиционных) крепежных соединений (заклепок) в конструкции планера воздушного судна. Приводятся запатентованные и перспективные крепежные элементы (заклепки из ПКМ) и технологии соединений авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов, позволяющие повысить эффективность их крепежа.

Перспективность использования полимерных композиционных материалов (ПКМ) в различных отраслях техники определяется их широким спектром различных свойств: высокими значениями удельной прочности и жесткости, высокими характеристиками усталостной прочности, сопротивляемостью коррозии, радиопоглощающими или радиопрозрачными свойствами и другими.

Современные ПКМ нашли применение, в первую очередь, в авиационной и космической технике, для которых наиболее важным является снижение массы конструкции при одновременном повышении ее прочности и жесткости, что в свою очередь существенно увеличивает полезную нагрузку, а значит и эффективность применения ЛА.

Однако, применение этих новых материалов-углепластиков, боропластиков, органопластиков, стеклопластиков, перспективных технологий изготовления существенно опередили разработку методов их ремонта, ремонтпригодности и надежности в конструкциях ЛА.

Улучшение характеристики ЛА при использовании новых конструкционных материалов в известной мере теряет свое значение, если ЛА будет проводить больше времени на земле в ожидании ремонта из-за неучета факторов ремонтпригодности авиационных конструкций из композитов [1].

Последствия, возникающие в результате этих недоработок, могут быть снижены или ослаблены, если факторам ремонтпригодности будет уделяться значительно больше внимания уже на этапе проектирования новых ЛА [1].

Согласно ГОСТ 13377-75, ремонтпригодность – свойство объекта, заключающееся в приспособленности к предупреждению и обнаружению причин возникновения его отказов, повреждений и устранению их последствий путем проведения ремонтов и технического обслуживания.

В настоящее время основными видами соединений при производстве и ремонте авиационных конструкций из ПКМ являются соединения (заклепки – болт-заклепки, заклепки типа ЗВСС, заклепки с вытяжным сердечником, взрывные заклепки, гайкопистоны) из традиционных материалов – стали, сплавов титана и алюминия [2,3]. Исследования, проводимые в нашей стране и за рубежом, показывают, что композитные авиационные конструкции являются ремонтпригодными (рис. 1) [3], хотя затраты труда и ассигнований на их восстановление значительно превосходят затраты труда и ассигнований на восстановление аналогичных авиационных конструкций из традиционных материалов [1, 5].

Следует особо выделить ремонт для обеспечения прочности, равной исходной прочности агрегата. С этой целью применяется метод, основанный на клепано-клеевом соединении с постановкой заплата на ус (с соотношением параметров уса, равными $\delta/b = 1/18$, где δ – толщина ремонтируемого участка, b – длина уса). Этот метод может быть использован при решении многих различных задач ремонта слоистых углепластиков, насчитывающих от 10 до 30 слоев и более (рис. 1) [3].

Ремонт панели конструкции самолета, выполненной из углепластика, производится постановкой заплата на ус из препрега углепластика типа КМУ (рис. 1.а) или из родственного углепластика с ориентированием слоев, аналогичным ремонтируемой конструкций (рис. 1.б).

Для компенсации усилий отслаивания конца уса применяются заклепки, устанавливаемые безударным методом, что приводит к увеличению общей прочности ремонтируемого участка (рис. 1.б).

Представленные способы ремонта требуют специально подготовленных исполнителей и инструмента, оборудования, специальных помещений для обработки поврежденного участка конструкции и ремонтной заплата на ус, приспособлений для обеспечения полимеризации клеевого соединения (с целью ускорения процесса склеивания), приборов дефектоскопического контроля.

Отремонтированный участок в любом случае должен быть подвергнут неразрушающему контролю (ультразвуковому или импедансному) на наличие 100%-ного склеивания, а в условиях АРЗ и последующей рентгенокопии.

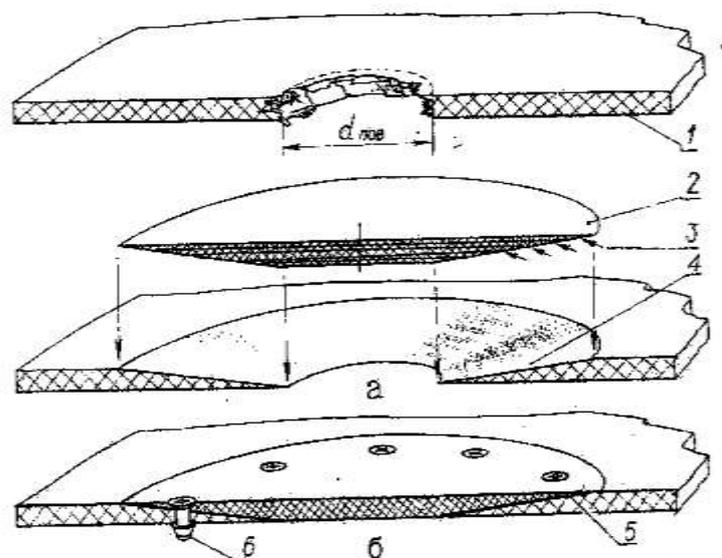


Рисунок 1. Ремонт слоистого углепластика типа КМУ-4 (КМУ-7ТР) (1 – ремонтируемый участок панели; 2 – предварительно отвержденная заплата; 3 – слои заплаты из препрега; 4 – ус; 5 – клей типа ВК-9 (ВК-36, ВК-51); 6 – спецзаклёпка, устанавливаемая безударными методами (болт-заклепка, заклепка типа ЗВСС, заклепка с вытяжным сердечником, взрывная заклепка, гайкопистон); а – использование при ремонте препрега углепластика; б – использование при ремонте предварительно отвержденной заплаты из родственного углепластика).

Итак, ремонтпригодность – свойство объекта, характеризующее его приспособленность легко и успешно быть восстановленным до исправного состояния при наличии отказа или повреждения.

К основным недостаткам авиационных конструкций из композитов, снижающих их ремонтпригодность при применении соединений (заклепок) из традиционных материалов – стали, сплавов титана и алюминия (болт-заклепок, заклепок типа ЗВСС, заклепок с вытяжным сердечником, взрывных заклепок, гайкопистонов) следует отнести:

1) повышенную чувствительность (по сравнению с алюминиевыми и титановыми сплавами, легированными сталями) к воздействию внешней среды с высокой влажностью [1].

Это особенно сильно проявляется при ремонте авиационных конструкций из композитов, если последние имеют вынужденный контакт с металлическими крепежными элементами – заклепками или болтами.

Нетрудно предположить, что композит из углепласта (его основой является графит) в условиях применения ЛА на морских ТВД в контакте с металлическими крепежными элементами будет способствовать электрохимической коррозии последних, что уже само по себе является существенной эксплуатационной проблемой (рис. 2) [1].

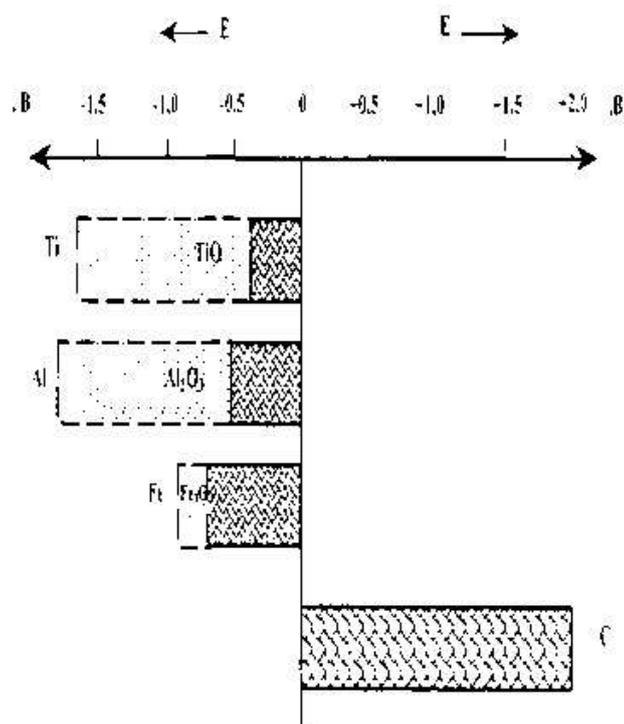


Рисунок 2. Ряд напряжений металлов и углерода, применяемых в качестве крепёжных элементов в авиационных конструкциях.

Это происходит по причине того, что графит (углеродные волокна) является крайним катодным элементом в гальванической последовательности (рис. 2).

Поэтому он сам весьма устойчив против коррозии, но создает электрохимический потенциал, что приводит к коррозии всех менее инертных металлов в контакте или в непосредственной близости с графитом. Все это приводит к существенному снижению прочности заклепочных швов, а значит авиационной конструкции в целом.

Эта проблема, заключается в том, что как было установлено в экспериментальных исследованиях наиболее дорогостоящим технологическим процессом при технической эксплуатации и ремонте самолетов является удаление или замена прокорродировавших или ослабленных крепёжных элементов в композитных конструкциях.

Это капиталовложение доминирует независимо от того, является ли самолет военным или гражданским [4];

2) высокую чувствительность к соблюдению технологической дисциплины в процессе сборки и ремонта агрегатов планера, выполненных из ПКМ.

Визуальный и инструментальный контроль материала в местах, где установлены традиционные крепёжные элементы (болт-заклепки, заклепки типа ЗВСС, заклепки с вытяжным сердечником, взрывные заклепки, гайкопистоны из традиционных материалов – стали, сплавов титана и алюминия) показывают, что вокруг них возникают внешние и под поверхностные повреждения в виде трещин и сколов (рис. 3) [1].

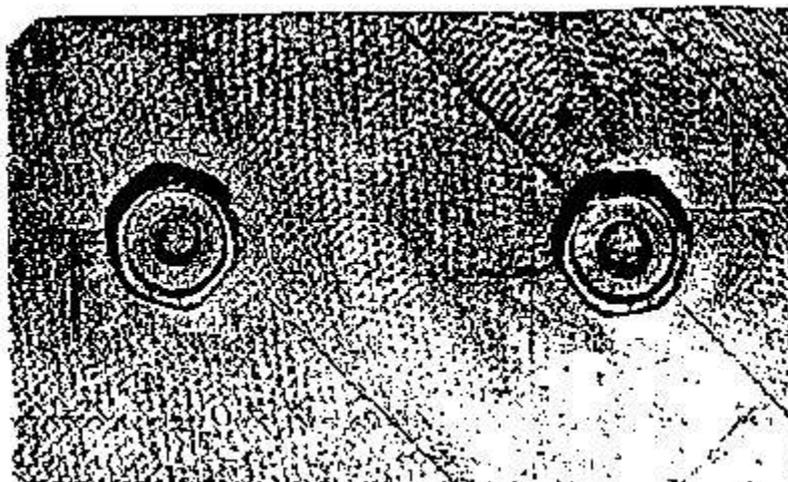


Рисунок 3. Место установки ЗВСС (материал 30ХГСА) на трубе канала ВЗ двигателя (вокруг заклёпок видны трещины).

Исследования показывают, что даже при безударной клепке, в результате обжатия металлических крепежных элементов, в районе отверстия конструкции из композита наблюдается его разрушение.

Последнее существенным образом влияет на прочностные характеристики соединения в целом и является недопустимым согласно требованиям стандарта ОСТ 1.11200-73.

Ударная и прессовая методы клепки для авиационных конструкций из композитов при производстве и ремонте вообще не приемлемы по причине того, что приводят к появлению большого количества дефектов, влияющих на прочность заклепочных соединений из-за разрушения связующего композита;

3) недостатком всех этих заклёпок (кроме ремонтпригодности) из традиционных металлических материалов является и то, что они сами по своей сути являются несовместимыми с соединяемыми деталями, если последние выполнены из полимерных композиционных материалов, с точки зрения радиозаметности при облучении самолёта радиолокационными станциями обнаружения противника;

4) недостатком заклёпок из традиционных металлических материалов является и то, что они обладают сравнительно большой массой.

Это необходимо иметь в виду, если учесть тот фактор, что количество крепежных элементов в конструкции планера воздушного судна может достигать от 400000 до 2 миллионов единиц в зависимости от его взлетной массы.

Таким образом, взаимодействие природно-климатических, эксплуатационных и технологических факторов приводит к снижению прочностных характеристик авиационных конструкций из композитов (к снижению их надежности), а значит требует повышения их надежности при производстве ВС или их ремонтпригодности при технической эксплуатации и ремонте воздушного судна.

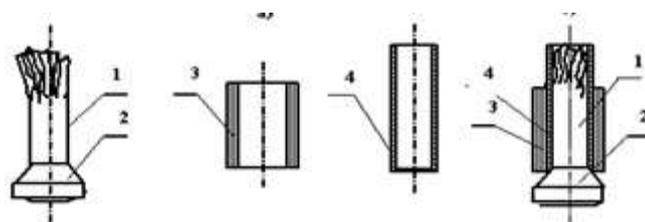


Рисунок 4. Специальная заклепка с односторонним подходом к ремонтируемому участку.

В настоящее время в целях борьбы с электрохимической коррозией при сборке агрегатов из ПКМ в местах их соединения используются антикоррозионные покрытия, а также устанавливаются крепежные элементы из стали, сплавов титана и алюминия, что в свою очередь не может не сказаться на показателях массы и стоимости ЛА.

В связи с этим возникают вопросы о необходимости принятия мер, уменьшающих или ослабляющих подобные явления, поскольку в противном случае это может привести к последствиям, связанных с ослаблением силовой схемы авиационных конструкций из композитов.

Повысить ремонтпригодность композитных авиационных конструкций можно, применив новые крепежные элементы, изготовленные из ПКМ.

На рис. 4 в работе [6] представлена заклепка (крепежный элемент), которая позволяет проводить ремонт авиационных конструкций из композитов при одностороннем подходе к ремонтируемому участку. В настоящее время с целью борьбы с электрохимической коррозией при сборке агрегатов планера из ПКМ в местах их соединений используются антикоррозионные покрытия, а также устанавливают различные крепежные элементы из нержавеющей стали и титана, что не может не сказаться на показателях массы и стоимости ЛА.

В ходе решения задач настоящей работы проведен анализ возможности использования для сборки и ремонта агрегатов планера из ПКМ крепежных элементов, изготовленных из материала аналогично ремонтируемому. Понятно, что применение таких крепежных элементов практически исключает условия возникновения электрохимической коррозии, а также, учитывая малый удельный вес углепластика, значительно снизит массу конструкции. Учитывая все вышесказанное, в работе предлагается использовать крепежный элемент типа заклепки, выполненной из композиционного материала. Конструкция такой специальной заклепки представлена на рис. 4 [6].

Это устройство содержит стержень 1, выполненный из волокнистого композиционного материала с волокнами невысокой жесткости, ориентированными вдоль оси заклепки и оболочки в виде втулки 3 из препрега, родственного соединяемым деталям композиционного волокнистого материала, волокна которого имеют высокую удельную прочность на срез после полимеризации и ориентированы вдоль оси заклепки. В момент установки втулка находится в неотвержденном состоянии. Стержень заклепки выполнен с одной стороны с закладной головкой.

Недостатками заклёпки и способа получения неразъёмного заклепочного соединения, представленных в работе [6] является низкая надёжность заклепочного соединения, что обусловлено тем, что после удаления фторопластовой обечайки со стержня, между стержнем и внутренней поверхностью оболочки в виде втулки из неотвержденного препрега, образуется пустота, что снижает прочность заклёпки и заклепочного соединения в целом и низкая технологичность заклепочного шва, обусловленная тем, что оболочка в виде втулки в момент поставки находится в неотверждённом (неполимеризованном) состоянии.

Наиболее близким к предлагаемому изобретению по технической сущности и достигаемому результату является заклепка и способ получения неразъёмного заклепочного соединения деталей из ПКМ [6].

Техническими результатами настоящего изобретения является повышение надёжности и технологичности заклёпки и неразъёмного заклепочного соединения деталей из ПКМ, представленных в работе [7].

Указанный технический результат достигается тем, что заклёпка состоящая из стержня, выполненного из полимерного композиционного материала с волокнами, ориентированными вдоль оси стержня, с цилиндрической головкой на одном конце и неотверждённой верхней частью стержня на другом конце установлена в корпус, выполненный из отвержденного препрега родственного соединяемым деталям композиционного материала и состоящий из цилиндрических соосных закладной головки и втулки, при этом закладная головка прозенкована, а нижняя часть втулки выполнена на конус, между цилиндрической головкой заклепки и нижней частью втулки корпуса установлено кольцо из тканного неотвержденного препрега, при этом длина втулки корпуса равна толщине соединяемых деталей, а конус нижней части втулки корпуса находится под соединяемыми деталями на толщину кольца, внешний диаметр втулки корпуса равен диаметру цилиндрической головки заклепки, а внутренний – диаметру стержня, внешний диаметр кольца равен внешнему диаметру втулки, при этом только на неотвержденную верхнюю часть стержня установлена фторопластовая обечайка [7].

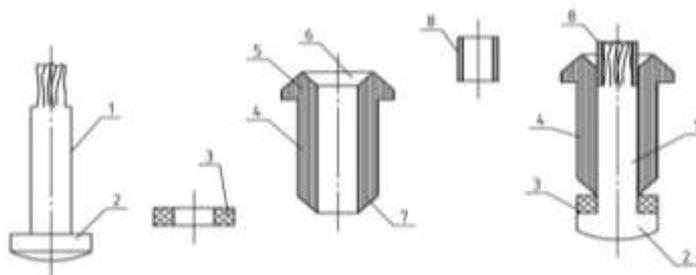


Рисунок 5. Перспективная специальная заклепка с односторонним подходом к ремонтируемому участку (к заклепочному шву).

На рис. 5 показано продольное сечение заклепки, где обозначено (а): 1 – стержень заклепки, 2 – цилиндрическая головка, 3 – кольцо из тканного неотвержденного препрега КМУ – 7ТР, 5 – закладная головка корпуса заклепки, 4 – втулка корпуса заклепки, 6 – прозенкованное отверстие закладной головки, 7 – конус нижней части втулки корпуса, 8 – фторопластовая обечайка (б – заклепка в сборе).

Повышение технологичности получения неразъемного заклепочного соединения деталей из ПКМ при отсутствии двухстороннего подхода (одновременно к закладной и замыкающей головкам) к заклепочному шву заключается в том, что корпус заклепки в виде втулки с закладной головкой в момент поставки находится в отвержденном состоянии.

На рис. 6 [7] показан способ получения неразъемного заклепочного соединения, где обозначено: а, б – размещение заклепки в отверстиях соединяемых деталей, в – фиксация закладной головки корпуса заклепки, г – образование замыкающей головки, д – удаление фторопластовой обечайки, е – пропитка клеевой композицией, ж – формирование фиксирующей части закладной головки, 11 – соосные отверстия соединяемых деталей, 12 – упорное кольцо, 13 – шприц с клеевой композицией, 14 – фторопластовая оправка.

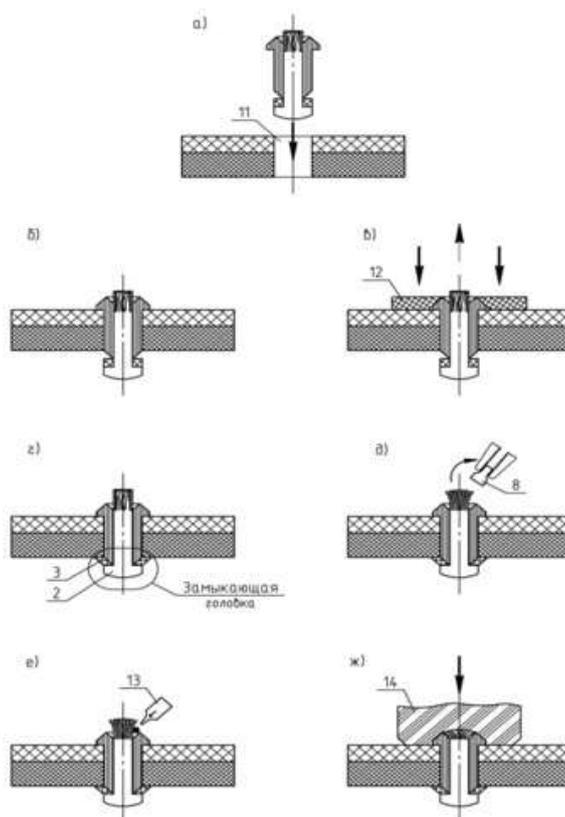


Рисунок 6. Технология получения неразъемного заклепочного соединения авиационной конструкции из ПКМ специальной заклепкой с односторонним подходом к ремонтируемому участку (к заклепочному шву).

Предлагаемая технология получения неразъемного заклепочного соединения авиационной конструкции из ПКМ специальной заклепкой позволяет образовывать замыкающую головку за счет деформации препрега кольца в холодном состоянии о конусную (концевую) часть корпуса заклёпки, при отсутствии двухстороннего подхода (одновременно к закладной и замыкающей головкам) к заклёпочному шву, улучшая, тем самым, надежность и технологичность заклёпочного соединения.

Таким образом, новые технические решения – заклёпка и способ получения неразъёмного заклёпочного соединения при помощи неё, соответствует критерию «новизна».

Эффективность от применения предлагаемых технических решений достигается за счёт повышения надежности и технологичности получаемого неразъёмного заклёпочного соединения деталей авиационной конструкции из полимерных композиционных материалов, при отсутствии двухстороннего подхода к заклёпочному шву.

Применение их в конструкциях ЛА позволит существенно сократить применение различных антикоррозионных грунтов и покрытий, а также будет являться средством для уменьшения уровня возвращаемого радиосигнала при облучении ЛА радиолокационной станцией, поскольку ПКМ обладает свойствами частичного поглощения этих сигналов.

С точки зрения технологии применения крепежных элементов из ПКМ позволяет сократить время ремонтных работ и не требует специальных устройств и приспособлений для их постановки, тем самым повышается ремонтпригодность, надежность и технологичность композитной конструкции, уменьшается ее радиолокационная заметность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Разработка технологических процессов ремонта авиационных конструкций из композитов: отчет о НИР: шифр «Ореол – 2002»/ Иркутский военный авиационный инженерный институт (ИВАИИ); Научный руководитель Н.А. Сажин; исполнители: С.Л. Алесковский, С.А. Нацубидзе, А.Н. Сажин и др. – Иркутск, 2003. – 60 с.
2. Горюнов Ю.Б. Клёпальные работы / Ю.Б. Горюнов – М.: Военное издательство МО СССР, 1960. – С.54-67.
3. Сажин Н.А. Восстановление авиационной техники. Курс лекций / Н.А. Сажин, Е.Н. Медведев, В.Т. Сементин, Н.И. Миненко, В.А. Ермолаев. – Иркутск: ИВВАИУ, 1988. – 288 с.
4. Picard С.А. Use of new materials and new technologies in modern aircraft structures // Materet Techin, 1988. – №1-2. – pp.14-39.
5. Сажин. А.Н. К вопросу об оценке влияния применения композиционных материалов в конструкции планера летательного аппарата на его боевую живучесть, ремонтпригодность и заметность / А.Н. Сажин,

- М.П. Подоляк // VIII научные чтения по авиации. Ч. 1. Военно-возд. инж. акад. им. Н.Е. Жуковского. – М.: ВВИА, 2007. – С.42-43.
6. Патент № 2261374 Российской Федерации, МПК⁷ F 16 В 19/06, В 21 J 15/02. Заклёпка и способ получения неразъёмного заклёпочного соединения / Сажин Н.А., Сажин А. Н. [и др.]; заявитель и патентообладатель Иркутский военный авиационный инженерный институт. – № 2003109920/11; заявл. 07.04.2003; опубл. 27.09.2005, Бюл. № 27. – 6 с.: ил. (прототип).
7. Сажин А.Н., Сажин Н.А., Подоляк М.П., Прокофьев Д.Г. Заявка на изобретение. Заклёпка и способ получения неразъёмного заклёпочного соединения, ВУНЦ ВВС, ВВА имени Н.Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина. – 2014 – 9 с.: ил.

КОНТРОЛЬ ВЯЗКОСТИ ЛАКОКРАСОЧНЫХ МАТЕРИАЛОВ ПРИ РЕМОНТНОМ ОКРАШИВАНИИ МАШИН

Железнов А.А.¹, Пчельников А.В.²
¹*azec50@mail.ru*, ²*pchelaleksandr@mail.ru*

Хрянин В.Н.
(научный руководитель)
hryaninvn@ngs.ru

Инженерный институт
Кафедра надежности и ремонта машин
Новосибирский государственный аграрный университет
(г. Новосибирск)

Проанализированы различные способы определения условной вязкости лакокрасочных материалов при ремонтном окрашивании различной техники, а также конструкции различных вискозиметров. Предложена к практическому применению конструкция вискозиметра, позволяющая определять условную вязкость исследуемых жидкостей по её количеству, попавшей в измерительный капилляр вискозиметра. Разработанные устройство позволит повысить точность измерений, а также значительно уменьшить объем пробы материала и трудозатраты при проведении испытаний.

Металлические части любого вида техники за время ее эксплуатации неизбежно подвергаются различным видам коррозионного разрушения. Это приводит к различного рода отказам техники, к значительным денежным затратам на ее ремонт либо приобретение новых техники, а также затратам, связанным с простоями машин в ремонте.

Одним из основных способов защитить технику от коррозии и продлить срок ее службы является высококачественное окрашивание техники при ремонте.

Качество восстановленного покрытия во многом определяют соблюдение технических требований по применению лакокрасочных материалов (ЛКМ) и строгое выполнение технологии их нанесения.

Для получения наиболее качественного лакокрасочного покрытия в зависимости от метода нанесения каждому лакокрасочному материалу должна соответствовать определенная рабочая вязкость. Вязкостью жидкости называют свойство жидкости сопротивляться сдвигу ее слоев относительно друг друга, обуславливающее силы внутреннего трения между слоями, имеющими различные скорости движения. Применительно к лакокрасочным материалам, во многом вязкость определяет их физико-механические (в большей степени адгезию), малярно-технические и другие свойства [1, 2].

В настоящее время для контроля условной вязкости при ремонтном окрашивании различной техники, в т.ч. и летательных аппаратов, предусмотрено использование вискозиметров типа ВЗ-246 (ГОСТ 9070) [3, 4], которые выполнены в виде воронки с калиброванным отверстием в 2, 4 или 6 мм (рис. 1). Измерение условной вязкости определяется по времени истечения жидкости из данного резервуара и замеряется с помощью секундомера. Этот способ, обладая рядом преимуществ (простота конструкции прибора, доступность), также имеет значительные недостатки – методика измерения требует проведения нескольких измерений, при этом нужен большой объем материала, а точность измерения зависит от точности установки прибора, секундомера и скорости реакции испытателя.



Рисунок 1. Вискозиметр ВЗ-246.



Рисунок 2. Вискозиметр ротационный BROOKFIELD Reometro DV3T.

Также распространены ротационные вискозиметры различных конструкций (рис. 2), определяющих динамическую вязкость исследуемых материалов. Измерение вязкости осуществляется посредством пересчета крутящего момента, необходимого для вращения шпинделя прибора с постоянной скоростью при погружении его в исследуемую среду [5]. Такой способ измерения обладает высокой точностью, не требует проведения нескольких измерений. Недостатком же является то, что ротационные вискозиметры являются конструктивно сложными приборами, поэтому их стоимость довольно высока, и их приобретение ремонтными предприятиями целесообразно только при обеспечении больших объемов заказов на окрашивание.

Такими же преимуществами и недостатками обладают вискозиметры с вибрирующим зондом (т.н. вибрационные вискозиметры), принцип работы которых основан на измерении резонансной частоты колебаний в жидкости различной вязкости. Так как частота будет зависеть и от плотности измеряемой жидкости, некоторые модели позволяют определять эту плотность независимо от вязкости, тогда как другие используют заданное известное значение плотности [6].

Проанализировав различные способы измерения вязкости ЛКП, а также конструкции различных вискозиметров, на кафедре надежности и ремонта машин Новосибирского государственного аграрного университета была разработана и запатентована конструкция вискозиметра [7] (рис. 3), не имеющая вышеперечисленных недостатков.

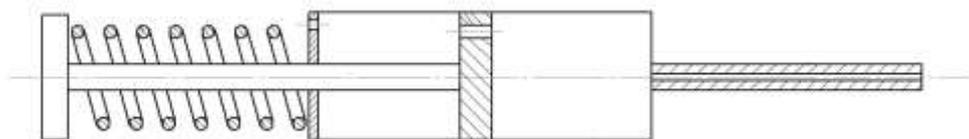


Рисунок 3. Вискозиметр (общий вид, повернуто).

Основными задачами разработки конструкции устройства было изучение вопроса о возможности «уйти» от фактора измерения времени, что позволило бы повысить точность измерения, а также создание конструктивно простого прибора, обладающего невысокой стоимостью, простого в эксплуатации и обслуживании. Разработанный вискозиметр позволяет определить условную вязкость исследуемой жидкости по её количеству, попавшей в измерительный капилляр за счет вакуума созданного поршнем при воздействии на него пружины. Шкала, нанесенная на измерительном капилляре, предварительно градуируется по показаниям условной вязкости контрольных жидкостей.

Разработанный вискозиметр позволяет повысить точность измерения, а также значительно уменьшить объем пробы материала и трудозатраты при проведении испытаний, а практическое его применение позволит повысить качество подготовки материалов и выполняемых работ, культуру труда, а также требования безопасности проведения испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лившиц М.Л. Лакокрасочные материалы: Справочное пособие / М.Л. Лившиц, Б.И. Пшиялковский. – М.: Химия, 1982 – 360 с., ил.
2. Яковлев А.Д. Химия и технология лакокрасочных покрытий: Учебник для вузов / А.Д. Яковлев. – 3-е изд., перераб. – СПб: ХИМИЗДАТ, 2008. – 448 с., ил.
3. Денкер И.И. Технология окраски самолетов и вертолетов гражданской авиации / И.И. Денкер, В.Н. Владимирский – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1988 – 128 с., ил.
4. ГОСТ 9070-75. Вискозиметры для определения условий вязкости лакокрасочных материалов. Технические условия. – М.: ИПК Издательство стандартов, 1977.
5. Вискозиметры ротационные Brookfield (США) [электрон. ресурс] – Режим доступа URL: http://www.novolab.ru/catalog/viscometers_brookfield/ (дата обращения 21.09.2014).
6. Вискозиметр [электрон. ресурс] – Режим доступа: URL: <http://ru.wikipedia.org/wiki/%C2%E8%F1%EA%EE%E7%E8%EC%E5%F2%F0> (дата обращения 21.09.2014).
7. Пат. 2248551 RU С2, МПК7 G01N 11/00. Вискозиметр / Хрянин В.Н., Рыбаков Ю.И., Гребенщиков А.Г., заявитель и патентообладатель Хрянин В.Н. – № 2002131743/28 заявл. 12.11.2002, опубл. 20.03.2005.

ЭЛЕКТРОННЫЙ РЕСУРС «СПЕЛЛЕР» ПО КОНСТРУЦИИ И ТЕХНИЧЕСКОМУ ОБСЛУЖИВАНИЮ САМОЛЕТА A320

Хоришко Р.А., Степанов С.А.

Чоккой В.З.

(научный руководитель)

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Сложившиеся в последние годы тенденции на рынке авиационных перевозок в Российской Федерации требуют от авиакомпаний и образовательных организаций повышения внимания к вопросам подготовки авиационного персонала, обслуживающего воздушные суда зарубежного производства, а также к должному информационно-методическому обеспечению эксплуатационных процессов. В полной мере это относится и к самолетам линейки Airbus.

В статье представлены материалы по электронному ресурсу СПЕЛЛЕР, ориентированному на техническое обслуживание самолетов линейки A320. Представлено описание интерфейсной оболочки, приведены примеры работы с информационными материалами. Показаны подходы к иллюстрированию и русификации базовой информации, изложенной в традиционных Руководствах Airbus: АММ, TSM, IPS, MMEL. Результаты апробации электронного ресурса СПЕЛЛЕР в образовательном процессе кафедры Летательных аппаратов ИФ МГТУ ГА свидетельствуют о востребованности ресурса (как по охваченной предметной области, так и его функциональности), а также о методической эффективности предлагаемых решений.

Устаревание и сокращение авиапарка магистральных воздушных судов отечественного производства при росте объемов грузо- и пассажиро-перевозок обусловило широкое использование российскими авиакомпаниями авиатехники зарубежного производства. К таким воздушным судам относятся, прежде всего, самолеты семейства Airbus и Boeing. Этому способствует их высокая безопасность и экономическая эффективность.

По итогам 2013 года более 94% российских авиаперевозок выполнено на авиатехнике зарубежного производства. В настоящее время основу магистрального авиапарка гражданской авиации России составляют самолеты линейки A320 (A318, A319, A320, A321 – всего ~270 судов) и B-737 (более 260 судов). До 30% самолетов авиакомпаниями закуплены, а остальные эксплуатируются в рамках лизинга. Причем доля лизинговой авиатехники неуклонно сокращается. В планах авиакомпаний закупка в 2015-2017 годах до 350 магистральных и региональных самолетов.

В этих условиях очевидна необходимость обучения и адаптации летного, инженерно-технического и административного персонала авиакомпаний

к новой авиатехнике. Особо остро данная проблема стоит перед образовательными учреждениями и региональными учебно-тренировочными центрами гражданской авиации.

С начала 2014 года в иркутском филиале МГТУ ГА в образовательный процесс введены два комплекта процедурного тренажера FMGS A320-200 фирмы ECA FAROS с соответствующим программным обеспечением. Однако функциональность тренажера, изначально ориентированного на летный состав, не в полной мере соответствует специфике инженерного ВУЗа. Определенные ограничения на использование тренажера накладывает и англоязычный интерфейс программного обеспечения.

В этой связи на кафедре Летательных аппаратов филиала МГТУ ГА организована разработка и внедрение в образовательную практику информационного ресурса, условно названного Спеллер. Он задуман в развитие информационного обеспечения тренажера FMGS A320-200 за счет расширения предметной области в сторону технической эксплуатации. Кроме этого предполагается расширить функциональность тренажера за счет русификации информационных материалов и интерфейса части программного обеспечения.

Работы выполняются группой студентов факультета Эксплуатации летательных аппаратов под руководством доцента В.З. Чокоя. К настоящему времени разработана интерфейсная оболочка ресурса (рис.1) и проводится ее наполнение информационными материалами. По состоянию на октябрь 2014 года объем оболочки с информационными компонентами составляет ~8 ГБт.

Интерфейсная оболочка Спеллера сформирована в среде Delphi Enterprise 7.0 с использованием дополнительных компонент – Alpha Control и Rich View. В оболочке использованы: классическая для windows-приложений линейка меню; многооконный интерфейс; закладки; система всплывающих подсказок. Часть всплывающих подсказок имеет аудио-сопровождение (англоязычная часть подсказок).

Информационные материалы сгруппированы в библиотеки, как по тематике, так и по форме представления. Основными формами представления (библиотеками) являются: иллюстрированные тексты; фотоальбомы, наборы схем и рисунков; видеофильмы; тренажер самоконтроля; интерактивный имитатор MCDU для тестирования и поиска мест отказов. Примеры панелей с перечисленными элементами в виде коллажей представлены на рис. 2 и 3.

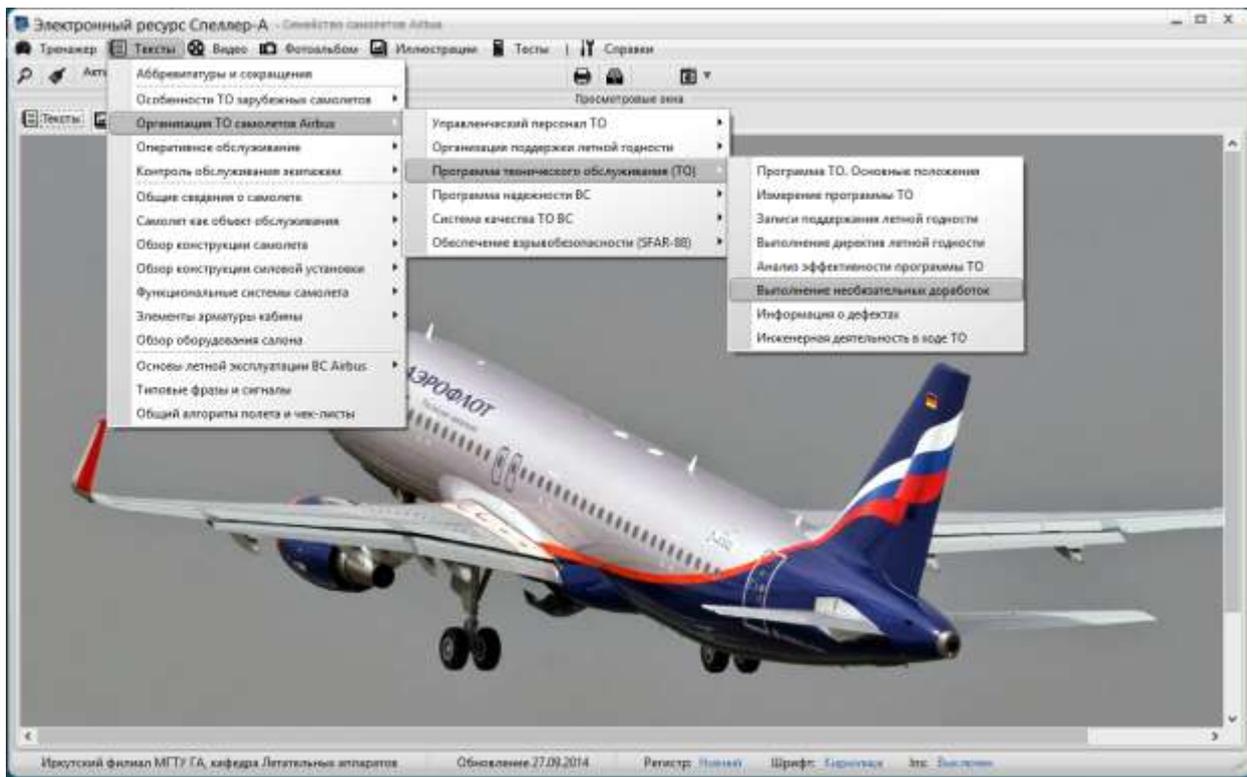


Рисунок 1. Головное меню ресурса Спеллер.



Рисунок 2. Работа с фотоальбомом Эксплуатационные панели.

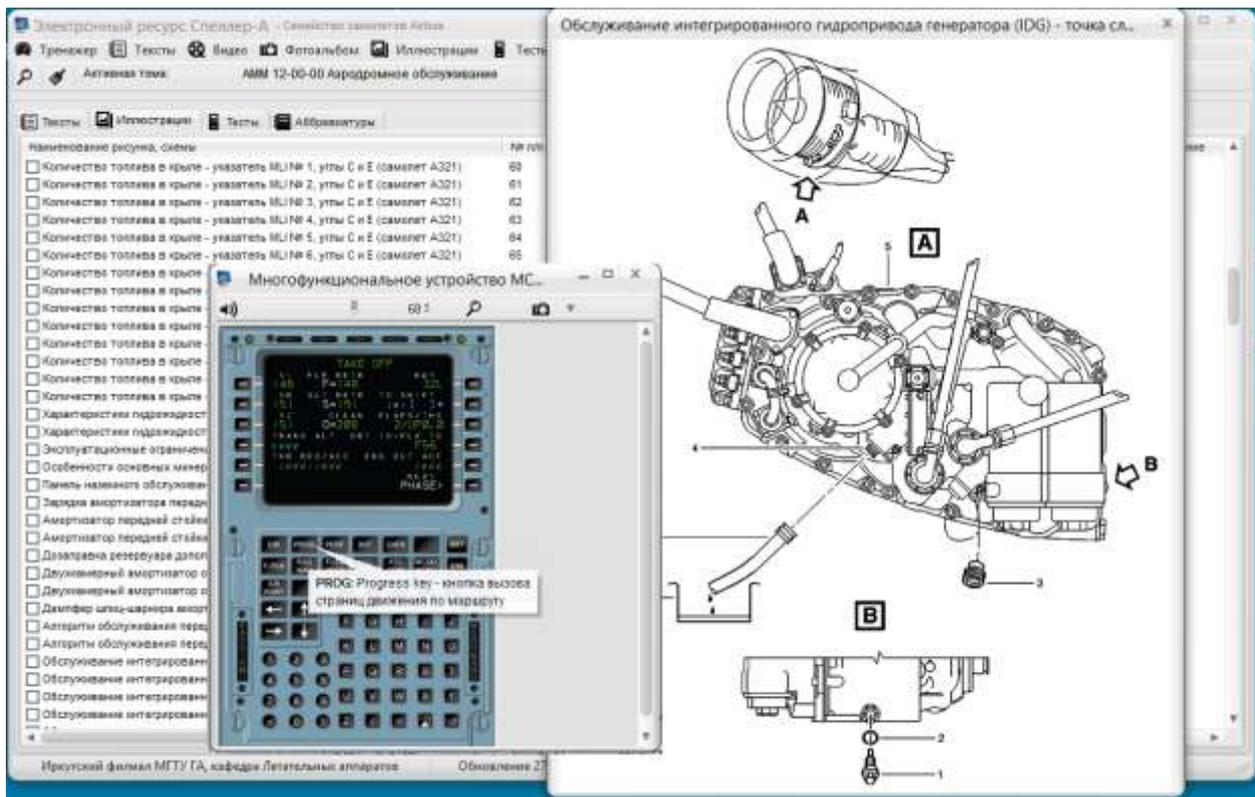


Рисунок 3. Работа со схемами двигателя CFM-56 и аудиоподсказчиком MCDU.

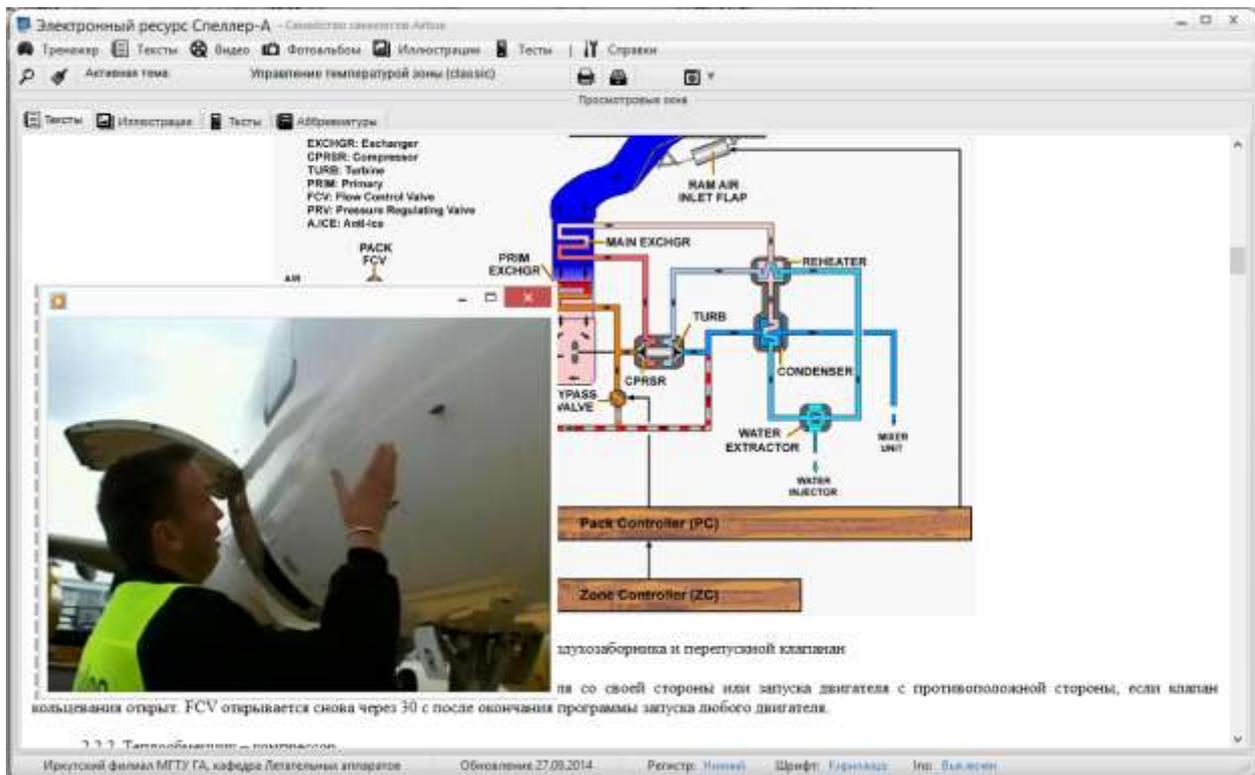


Рисунок 4. Работа с текстом и видеофильмом Высотная система.

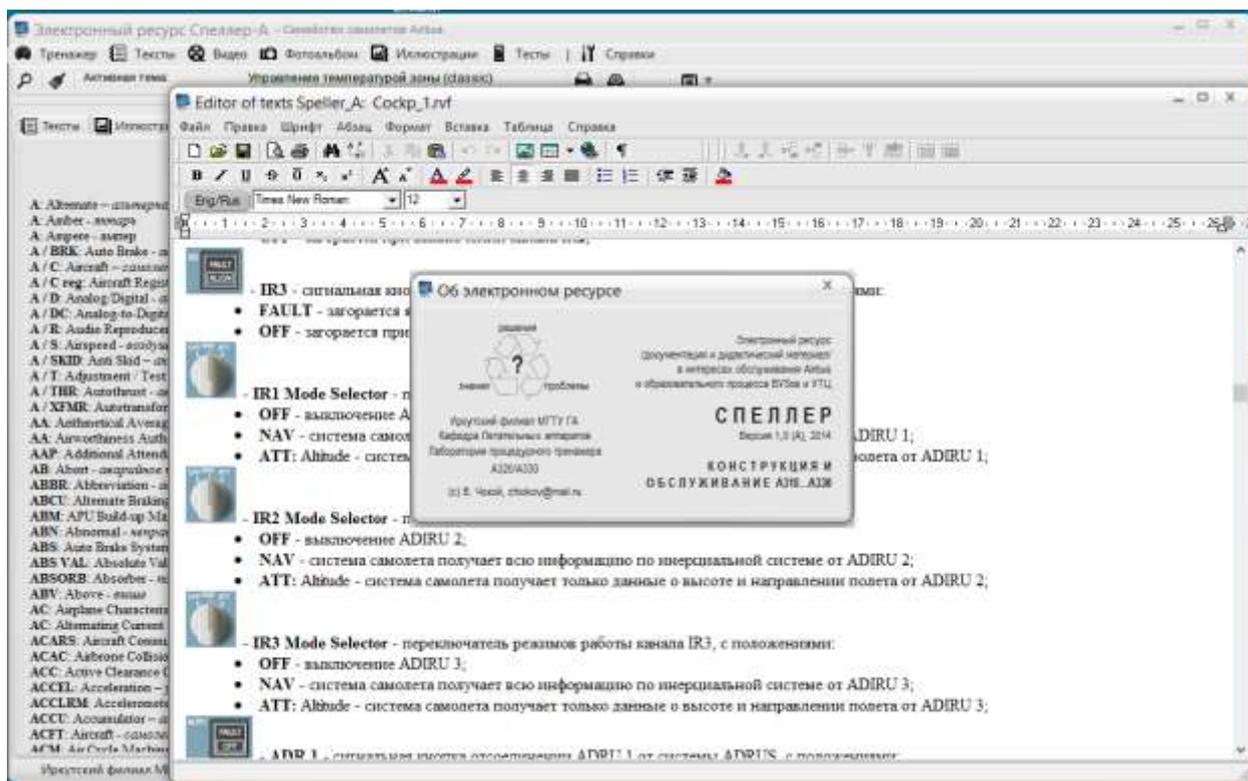


Рисунок 4. Работа с редактором текста и вывод заставки.

Основной проблемой при формировании текстовых и графических ресурсов является адекватный перевод нормативно-технической документации. Основную сложность представляет широкое использование в исходных текстах авиационного сленга и аббревиатур. Для облегчения работы пользователей в Спеллере встроены: библиотека разверток аббревиатур в англо- и русскоязычных версиях, библиотека типовых сленговых фраз, а также электронный переводчик PROMT Professional 9.0.

Архитектура ресурса Спеллер открыта для корректировок текстов и пополнения библиотек. Редактирование текстовых материалов возможна с помощью встроенного текстового редактора (рис. 4), обеспечивающим и копирования выбранных текстово-графических материалов на принтере.

В текущем учебном году запланировано использование ресурсов Спеллера при изучении ряда дисциплин, в частности: Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей, практика авиационно-механическая-1, практика эксплуатационная-1. Тестирование отдельных компонент было выполнено на практиках прошедшего учебного года при проработке материалов обслуживания современных воздушных судов. Полученные результаты свидетельствуют о востребованности и эффективности ресурса.

Можно полагать, что после завершения основных работ и должном документировании электронный ресурс Спеллер может быть полезен сторонним организациям и, прежде всего, авиакомпаниям для которых актуально техническое обслуживание самолетов линейки Airbus.

ПРАКТИЧЕСКОЕ ПРИМЕНЕНИЕ 3D-ПРИНТЕРА В АВИАЦИОННОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Родин Р.В.

Иркутский техникум авиастроения и обработки материалов
(г. Иркутск)

Кривель С.М.

krivel66@mail.ru

(научный руководитель)

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В данной работе ставится вопрос применения 3D-принтеров в машиностроении и в частности в авиационной промышленности. Рассматривается возможность использования в будущем 3D печати в совокупности с порошковой металлургией при производстве изделий. Приведен пример создания элемента летательного аппарата с применением САD-программ, перечислены преимущества применения данной технологии в производстве.

Мнение многих ученых сводится к тому, что будущее в машиностроении и авиации за 3D-технологиями. Есть эксперты, которые убеждены, что в недалеком будущем беспилотные летательные аппараты можно будет печатать на 3D-принтере.

В апреле 2014 года на областном образовательном форуме, в проекте совместном с ОГАУ СПО ИТАМ и ОГАОУ ДПО ИРО нам удалось наглядно продемонстрировать, что практическое применение 3D-принтера в промышленности возможно. В данном проекте мы с группой студентов смоделировали детали редуктора, распечатали на 3D-принтере и затем собрали все детали в полноценный рабочий механизм, который от настоящего редуктора отличало только материал и масштаб (рис. 1). Следовательно, можно сделать вывод о том, что применять 3D печать можно и в авиационной промышленности.

Придет время, и развитие 3D принтеров в совокупности с порошковой металлургией заменят многие станки, так как применение таких технологии значительно сократит производственный цикл изделия. В машиностроительной промышленности до 90% металлообрабатывающих станков можно будет заменить на станки 3D-принтеры. Это станет возможным с развитием высокопрочных порошковых технологий. Хоть эта идея кажется фантастической, но уже сейчас существует корпорация, которая изготовила опытную партию настоящих деталей, распечатанных на 3D принтере печатающем металлом, для реактивных двигателей (рис. 2).

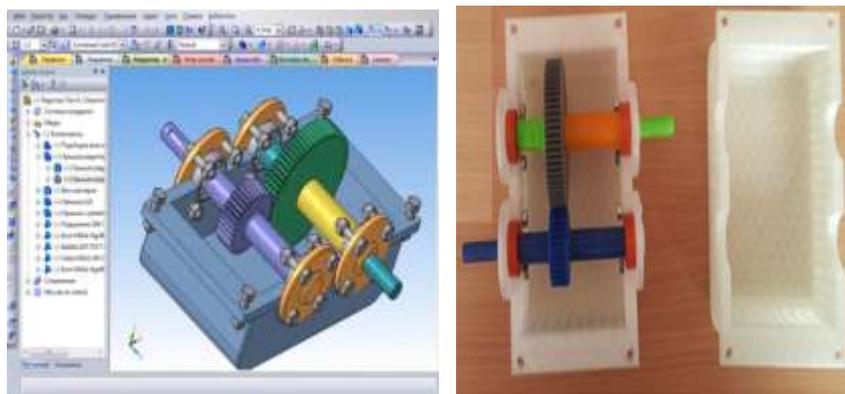


Рисунок 1. Математическая 3D модель редуктора и «распечатанный» действующий вариант этого редуктора.



Рисунок 3. Математическая модель двигателя.

Используя опыт предыдущего проекта, целесообразно применить 3D-принтер для печати модели летательного аппарата или его элементов, с целью испытания в аэродинамической трубе.

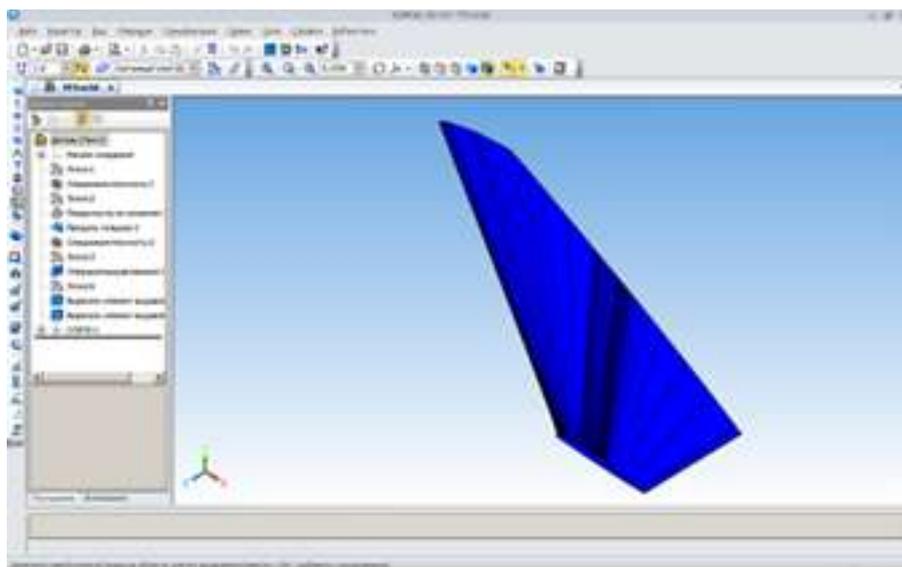


Рисунок 3. Модель переднего горизонтального оперения экраноплана.

Для испытания в аэродинамической трубе и последующего выявления и анализа технических характеристик летательного аппарата, необходима его физическая модель. Вот здесь и должен «прийти на помощь» 3D-принтер. Для испытаний модель можно изготовить из дерева или сконструировать жестяную конструкцию, но на это уйдет большое количество времени. Применяя современные технологии, достаточно будет сделать математическую модель ЛА в любой из САД-программ, перевести файл с сохраненной моделью в нужный формат и запустить эту модель в печать (рис. 3).

Затраты на материал для печати прототипа модели составят порядка 1700 рублей за катушку пластика, из которой получится распечатать несколько изделий. Про экономию времени на изготовления модели и говорить не приходится. Еще одним преимуществом данной технологии является то, что применяя станки детали сложной формы можно изготовить лишь по частям. 3D-принтеры печатают без единого шва.

Прогресс не стоит на месте и применение 3D-принтеров позволит значительно упростить производство деталей в машиностроении.

ВЫБОР ВИДА И ПАРАМЕТРОВ ТЕРМООБРАБОТКИ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ ДЕФЕКТОВ ДЕТАЛЕЙ СБОРНОГО ОБЪЕКТА НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ

Ермаков А.В.

Караваев Ю.А.

(научный руководитель)

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье рассматривается проблема искусственного формирования дефектов с заданным расположением на детали для использования в учебном процессе при овладении методами неразрушающего контроля. С этой целью экспериментальным путем определены параметры закалки детали типа «болт», обеспечивающие образование поперечной трещины.

В современных условиях эксплуатации авиационной техники возрастает роль методов неразрушающего контроля, позволяющих объективно фиксировать состояния целостности элементов отдельных конструкций планера, двигателя, функциональных систем, как правило, без их предварительной разборки. Достоверность результатов контроля определяется многими факторами, к числу которых можно отнести:

- свободу доступа к объекту контроля;

- технические возможности применяемой диагностической аппаратуры;
- совершенство применяемых методик неразрушающего контроля;
- уровень профессиональной подготовки специалиста.

При подготовке авиационных специалистов по ультразвуковому методу неразрушающего контроля целесообразно использовать узлы и агрегаты с реальными, имеющими место в эксплуатации, дефектами. Однако сложность подбора дефектных деталей сборного узла с заданными параметрами в условиях малочисленности эксплуатируемого самолетного парка местной авиакомпанией вынуждает нас прибегнуть к искусственному формированию дефектов типа «трещина» деталей конструкции.

Трещины являются наиболее распространенными повреждениями деталей авиационных конструкций, подверженных знакопеременным нагрузкам. К их числу можно отнести силовые элементы конструкции крыла и фюзеляжа, детали стоек шасси, элементы ГТД (валы, шестерни, рабочие лопатки, силовые корпуса). Вместе с тем, не единичными являются случаи, когда причинами разрушения деталей являются производственные дефекты, например, закалочные или шлифовочные трещины.

В данной статье приводятся результаты работы по выбору вида и параметров термообработки с целью получения закалочных поперечных трещин на детали «болт», соединяющей проушину бокового подкоса шасси вертолета с кронштейном крепления к фюзеляжу.

В качестве образца был изготовлен болт из конструкционной стали 30ХГСА. Это доэвтектоидная, среднеуглеродистая низколегированная сталь.

Закалкой доэвтектоидной стали называется вид термообработки, связанный с ее нагревом выше линии фазовых превращений на $30...50^{\circ}$, выдержкой при этой температуре и последующим резким охлаждением.

В соответствии с [1] для закалки 30ХГСА рекомендуются следующие параметры:

- нагрев до температуры 880°C ;
- выдержка при этой температуре;
- охлаждение в масле.

Время выдержки детали при высокой температуре определялось по эмпирическому соотношению:

$$t_{\text{выд}} = 10 \cdot \frac{\pi d^2}{4}, \quad (1)$$

где 10 – время (мин), необходимое для прогрева детали с площадью поперечного сечения 1 см^2 ; d – диаметр болта.

При проведении эксперимента время выдержки составляло 38-40 мин.

Основной причиной появления закалочных трещин является наложение внутренних напряжений в детали, вызванных структурными изменениями стали в процессе закалки, а также термическими напряжениями,

обусловленными неравномерностью температурного поля по сечению детали в процессе охлаждения [2].

С целью повышения уровня напряжений, возникающих в детали в процессе закалки охлаждение болта, было произведено в воде. Однако после двухкратной закалки трещины на теле болта не образовалось.

Изменение температуры охладителя в данной работе не рассматривалось, так как это мероприятие не обеспечит заметного снижения скорости охлаждения детали в мартенситной области, где как раз и происходит наложение максимально возможных напряжений, вызванных структурными изменениями и неравномерностью температурного поля.

Поэтому было принято решение о поэтапном повышении температуры нагрева выше линии GS на диаграмме «железо – цементит» до 930°C и 1000°C. После закалки с температуры 1000°C болт разделился на две части.

На следующем этапе эксперимента было решено увеличить скорость охлаждения детали при температурах последовательного нагрева: 880°C и 930°C. Для выбора среды охлаждения использовались рекомендации [3].

После двухступенчатой закалки с охлаждением в водном растворе NaCl под головкой болта образовалась поперечная трещина с максимальной глубиной около 1/3 диаметра.

Для формирования трещины заданного направления были изучены особенности возникновения температурных напряжений [4]. Температурные напряжения, перпендикулярные к плоскости поперечного сечения болта, возникают при неравномерном температурном поле в его поперечном сечении. Для уяснения условия возникновения температурных напряжений представим болт в виде совокупности стержней, имеющих различную температуру, рис. 1.

Таблица 1. Характеристика закалочных сред.

| № п/п | Закаливающая среда | Температурный интервал пузырьчатого кипения, °C | Относительная интенсивность охлаждения |
|-------|-----------------------------|---|--|
| 1 | Вода, 20°C | 400...100 | 1,0 |
| 2 | Дистиллированная вода, 20°C | 350...100 | 0,5 |
| 3 | Масло минеральное, 20°C | 500...250 | 0,3 |
| 4 | Раствор в воде 1% NaCl | 500...100 | 1,5 |

Менее нагретые стержни, которые в процессе резкого охлаждения располагаются ближе к поверхности болта, будут препятствовать свободному температурному расширению стержней, расположенных ближе к оси симметрии болта. В результате этого внешние слои материала будут испытывать деформации растяжения, а внутренние – сжатия. Поскольку в процессе деформирования поперечные сечения болта остаются плоскими, то во внешних слоях возникают напряжения растяжения, а во внутренних – сжатия. Если действующие напряжения превышают предел временной прочности – образуется трещина.

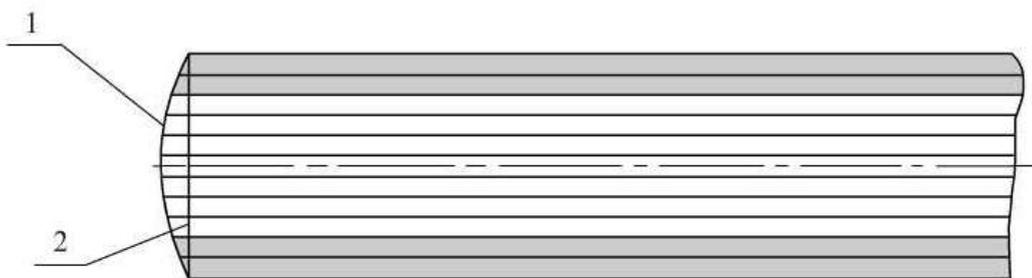


Рисунок 1. Механизм возникновения температурных деформаций (1 – линия, ограничивающая длину стержней при наличии свободы температурных деформаций; 2 – линия, ограничивающая длину стержней при отсутствии свободы температурных деформаций).

Для создания максимальной неравномерности температурного поля в поперечном сечении болта на этапе охлаждения, его погружение в охладитель осуществлялось так, чтобы ось симметрии болта была параллельна поверхности воды.

Таким образом, поставленная перед экспериментом задача, решена.

ЛИТЕРАТУРА

1. Филиппов М.А. Методология выбора металлических сплавов и упрочняющих технологий в машиностроении / М.А. Филиппов, В.Р. Бараз, М.А. Гервасьев, М.М. Розенбаум. – УрФУ, 2011. – 234 с.
2. Арзамасов Б.Н. Материаловедение. Учебник для вузов / Б.Н. Арзамасов, В.И. Макарова, Г.Г. Мухин и др. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 648 с.
3. Гуляев А.П. Материаловедение / А.П. Гуляев. – М.: Металлургия, 1977. – 647 с.
4. Секистов В.А. Конструкция авиационных двигателей / В.А. Секистов – Киев: КВИАУ, 1979. – 635 с.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ МАЛОГАБАРИТНОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Степаненко С.С.¹, Усов К.А.²
¹aviator.trd@mail.ru, ²rewqr1230931@mail.ru

Кривель С.М.
krivel66@mail.ru
(научный руководитель)
Кафедра летательных аппаратов
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В данной статье рассматриваются пять этапов проектирования турбореактивного двигателя для беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Произведен термогазодинамический расчет проектируемого двигателя, в ходе которого были получены необходимые геометрические параметры деталей и узлов двигателя. На основе полученных данных была построена 3D модель с применением САД программы. Отдельно рассмотрены технические преимущества проектируемого ТРД и нерешенные в настоящее время потенциальные проблемы конструкции.

Проектирование любого технического агрегата, в том числе и авиационного двигателя, состоит из пяти этапов:

- 1) формирование технического задания;
- 2) разработка эскизного проекта и исполнение проектных расчетов;
- 3) разработка технического проекта и исполнение проверочных расчетов;
- 4) создание технической и технологической документации для изготовления деталей;
- 5) испытания изделия, его доводка и корректировка проекта.

Настоящая работа освещает ход работ и состояние проекта по созданию малого турбореактивного двигателя для беспилотного летательного аппарата.

1 ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ДВИГАТЕЛЮ (ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДАНИЯ)

Характеристики БПЛА определены его предполагаемым целевым назначением.

Требуемые летно-технические характеристики БПЛА:

- полетная масса до 100 кг в зависимости от варианта загрузки, количества топлива;
- тяговооруженность на стартовых режимах не менее 0,2;
- крейсерская скорость полета (скорость выполнения задачи) 200-500 км/ч;
- высота полета до 5 км;

- время полета до 3 ч;
- практическая дальность полета до 300 км.

Характеристики БПЛА выдвигают требования к техническим параметрам двигателя:

- масса не более 10кг;
- тяга, регулируемая в пределах 2-50 кГс;
- расход топлива не более 50 кг/ч на режимах максимальной тяги (взлет и набор высоты);
- температура газа перед турбиной не более 1300 К (требования к стоимости материалов);
- степень повышения давления в компрессоре (минимальная) 5-10.

2 ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ, ПРОЕКТИРОВОЧНЫЕ РАСЧЕТЫ

Первым этапом проектирования двигателя является термогазодинамический расчет [1]. Он включает в себя подбор определенных характеристик, которыми должен обладать данный тип ТРД, общий и детальный термогазодинамические расчеты [2]. Общий термогазодинамический расчет позволяет определить геометрические размеры проточной части двигателя, детальный – размеры всех его деталей (лопаток компрессора, лопаток турбины, камеры сгорания и т.д.).

Исходные данные для расчета представлены в табл. 1.

Таблица 1. Исходные данные для термогазодинамического расчета.

| Тип ГТД | Взлетная тяга P , кН | Общая степень повышения давления π_k^* | Температура газа перед турбиной $T_{г^*}$, К |
|---------|---------------------------|---|--|
| ТРД | 0,5 | 7 | 1273 |

Термодинамический расчет произведен с целью определения параметров газа и геометрических размеров в контрольных сечениях (рис. 1) на входе в двигатель (ВХ), на входе в компрессор (В), на выходе из компрессора (К), перед сопловым аппаратом (Г), на выходе из турбины (Т), на срезе сопла (С).

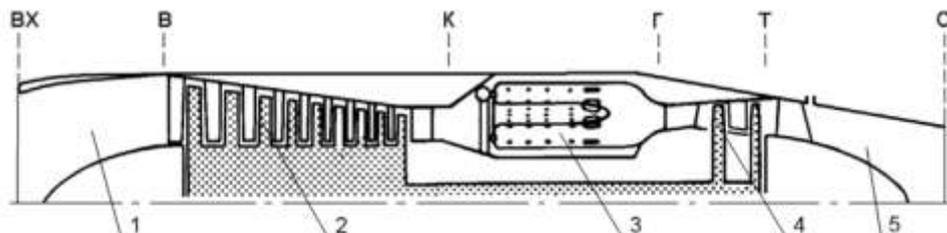


Рисунок 1. Схема с изображением контрольных сечений (1 – входное устройство (воздухозаборник), 2 – компрессор, 3 – камера сгорания, 4 – турбина, 5 – выходное устройство (сопло)).

Таблица 2. Результаты термогазодинамического расчета.

| № п/п | Параметр расчета | Число | № п/п | Параметр расчета | Число | № п/п | Параметр расчета | Число |
|-------|---------------------|-----------|-------|--------------------------|---------|-------|----------------------|----------|
| 1 | $T_{в}^*$; К | 288,15 | 22 | $c_{к}$; м/с | 100 | 42 | z | 4 |
| 2 | $P_{в}^*$; Па | 99800 | 23 | $c_{г}$; м/с | 150 | 43 | $\eta_{вд}$; об/мин | 99752,97 |
| 3 | $L_{к}$; Дж/кг | 243398,32 | 24 | $c_{т}$; м/с | 250 | 44 | $D_{вн}$; м | 0,074 |
| 4 | $T_{к}$; К | 530,46 | 25 | $c_{с}$; м/с | 570 | 45 | $D_{ввн}$; м | 0,037 |
| 5 | $p_{к}$; Па | 691600 | 26 | $\lambda_{в}$ | 0,515 | 46 | $D_{вср}$; м | 0,055 |
| 6 | $p_{г}$; Па | 657020 | 27 | $q(\lambda_{в})$ | 0,73 | 47 | $h_{в}$; м | 0,018 |
| 7 | $q_{кс}$; кДж/кг | 898,47 | 28 | $\lambda_{к}$ | 0,237 | 48 | $D_{кн}$; м | 0,074 |
| 8 | $g_{г}$ | 0,0184 | 29 | $q(\lambda_{к})$ | 0,365 | 49 | $D_{квн}$; м | 0,0626 |
| 9 | $\alpha_{г}$ | 3,91 | 30 | $\lambda_{г}$ | 0,232 | 50 | $D_{кср}$; м | 0,068 |
| 10 | $R_{г}$; Дж/(кг*К) | 287,45 | 31 | $q(\lambda_{г})$ | 0,36 | 51 | $h_{к}$; м | 0,0057 |
| 11 | $L_{г}$; Дж/кг | 253698,47 | 32 | $\lambda_{г}$ | 0,425 | 52 | $D_{гн}$; м | 0,0826 |
| 12 | $\pi_{г}^*$ | 1,054 | 33 | $q(\lambda_{г})$ | 0,624 | 53 | $D_{гвн}$; м | 0,0654 |
| 13 | $T_{г}^*$; К | 1054,035 | 34 | $\lambda_{с}$ | 0,969 | 54 | $D_{гср}$; м | 0,074 |
| 14 | $P_{г}^*$; Па | 623358,63 | 35 | $y(\lambda_{с})$ | 1,77 | 55 | $h_{г}$; м | 0,0086 |
| 15 | $P_{с}^*$; Па | 336841,36 | 36 | $F_{в}$; м ² | 0,0032 | 56 | $D_{гн}$; м | 0,079 |
| 16 | $c_{с}$; м/с | 570 | 37 | $F_{к}$; м ² | 0,00124 | 57 | $D_{гвн}$; м | 0,069 |
| 17 | $T_{с}$; К | 913,58 | 38 | $F_{г}$; м ² | 0,00201 | 58 | $D_{гср}$; м | 0,074 |
| 18 | $G_{в}$; кг/с | 0,55 | 39 | $F_{т}$; м ² | 0,00118 | 59 | $h_{г}$; м | 0,005 |
| 19 | $P_{уд}$; (Н*с)/кг | 909,09 | 40 | $F_{с}$; м ² | 0,00077 | 60 | $D_{с}$; м | 0,03 |
| 20 | $G_{тч}$; кг/ч | 34,5 | 41 | $u_{тср}$; м/с | 386,31 | 61 | | |
| 21 | $c_{в}$; м/с | 160 | 41 | $u_{вн}$; м/с | 386,31 | 62 | | |

Расчет выполняется для режима максимальной тяги двигателя (табл. 2). Из термогазодинамического расчета получены необходимые данные для построения чертежа проточной части двигателя (рис. 2).

Результатом расчета является доказательство возможности создания двигателя с заданными характеристиками.

3 ТЕХНИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ И ПРОВЕРОЧНЫЕ РАСЧЕТЫ

Расчетные характеристики ТРД выбраны по условию прочности материала лопаток рабочих колес. Этим материалом являлся титановый жаропрочный сплав ЖС-6-К. В целях стоимости двигателя предлагается использовать легированные высокоуглеродистые стали. В связи с этим уменьшается частота вращения вала с 99752 об/мин до 10000 об/мин. При этом обеспечивается выполнение требований к двигателю. Максимальная тяга составляет 6,5 кГс, а тяга на крейсерском режиме – 3,1 кГс. Скорость на крейсерском режиме – 399 км/ч, максимальная скорость – 697 км/ч при условии, что площадь миделя БПЛА составит 0,5 м². Расход топлива составит 2,2 кг/ч. Время полета при загрузке топлива 2 кг – 1 час. Практическая дальность – 390 км.

Технический проект выполнялся и оформлялся в программе КОМПАС-3DV13 (рис. 3, 4).

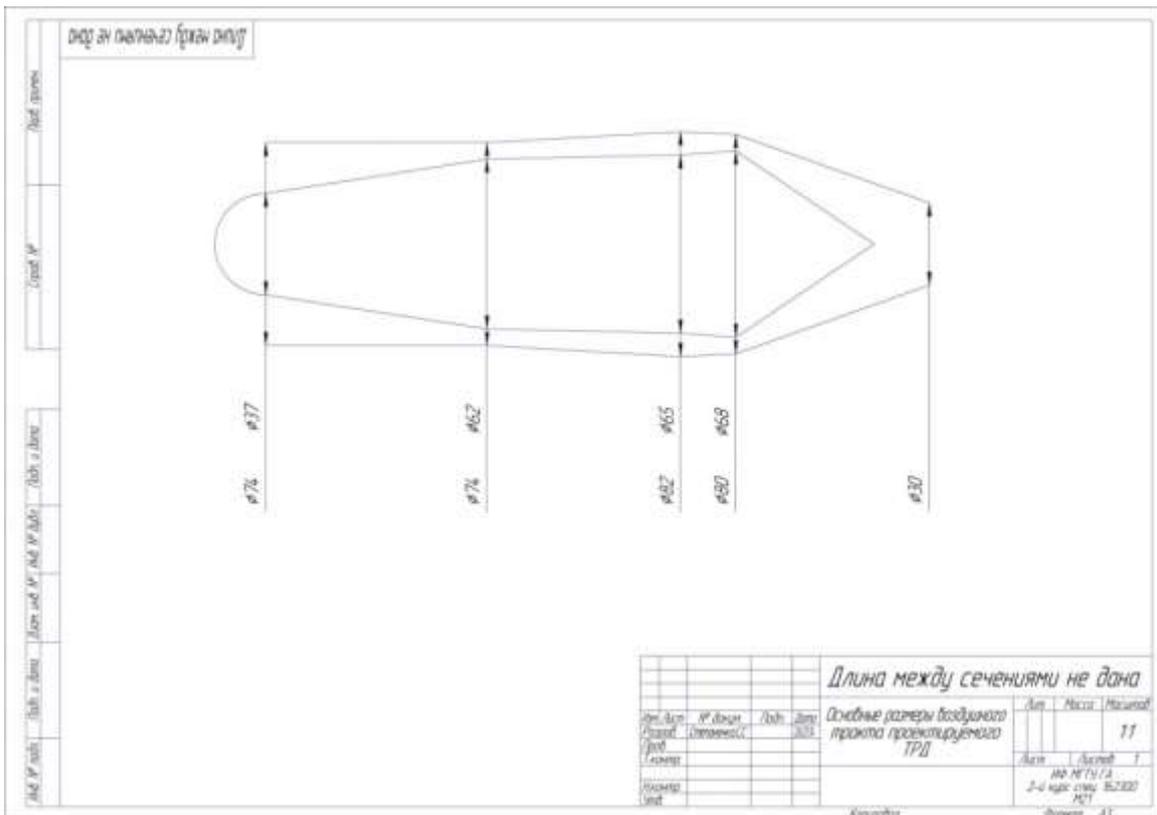


Рисунок 2. Основные размеры воздушного тракта проектируемого ТРД.

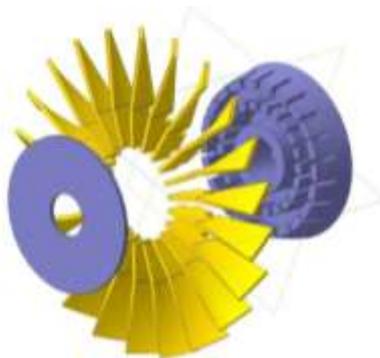


Рисунок 3. Пример разработки рабочего колеса 1-й ступени компрессора в КОМПАС-3DV13.



Рисунок 4. Пример разработки газогенератора ТРД в КОМПАС-3DV13.



Рисунок 5. Проектируемый ТРД.

Итогом проектирования в программе КОМПАС-3DV13 стал конечный облик двигателя (рис. 5).

Масса двигателя составила 3,3 кг.

4 ТЕХНИЧЕСКАЯ ДОКУМЕНТАЦИЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ

После оформления чертежей в программе КОМПАС-3DV13 их можно распечатать (рис. 6).

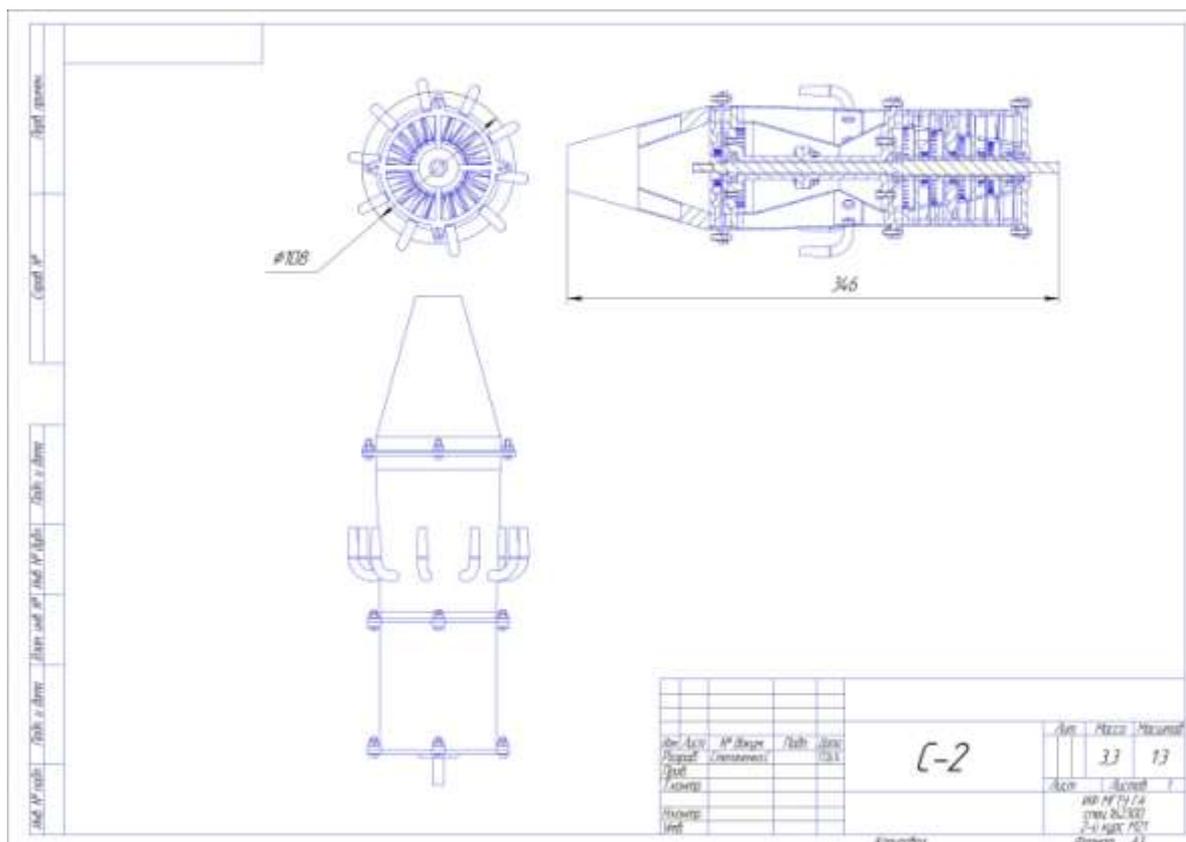


Рисунок 6. Чертеж общего вида проектируемого ТРД.

5 ТЕХНИЧЕСКИЕ ПРЕИМУЩЕСТВА И НЕДОСТАТКИ ПРОЕКТИРУЕМОГО ТРД

Преимущества:

- относительно малая масса;
- хорошие тяговые характеристики (удельная тяга);
- экологичность (за счет использования газового топлива);
- относительно малая себестоимость;
- технологичность производства;
- модульная конструкция;
- большой потенциал к модернизации.

Недостатки:

- низкая теплотворная способность газового топлива по отношению к керосину и, вследствие этого, высокий удельный расход топлива;
- относительно большой ресурс (однако соизмерим с реальным ресурсом БПЛА).

Проектируемый двигатель сравнительно дешевый в производстве, экономичный, имеет достаточный запас тяги и потенциал к модернизации. Такой двигатель полезен авиации гражданской и военной, учитывая возможность его использования на крылатых ракетах.

В данное время двигатель воплощается в металле, далее его ждут испытания и доводка.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шулекин В.Т., Медведев В.В. Газодинамический расчет турбореактивных и турбовальных двигателей воздушных судов гражданской авиации / В.Т. Шулекин, В.В. Медведев. – Часть 1. – М: МГТУ ГА, 2008. – 89с.
2. Забобин В.В. Термогазодинамический расчет двухконтурного турбореактивного двигателя / В.В. Забобин Иркутский филиал МГТУ ГА. 2009. – 117с.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ЗАКОНЦОВКИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА

Дядькин Н.И.
nikitoc-07@mail.ru

Бобарика И.О.
(научный руководитель)
MegusMC@mail.ru

Кафедра самолетостроения и эксплуатации авиационной техники
Национальный исследовательский
Иркутский государственный технический университет
(г. Иркутск)

Проведен анализ влияния законцовок крыла, применяемых авиастроительными компаниями Airbus и Boeing, а также выполнено численное моделирование обтекания крыла с различными вариантами законцовок и без законцовки. Исходные данные о геометрических параметрах крыла конечного размаха взяты из [3]. Приведены картины обтекания различных моделей концевой части крыла.

Согласно [1], **подъемная сила** участка крыла единичного размаха $Y = \rho_{\infty} V_{\infty} \Gamma$ (рис. 1.а). Следовательно, вокруг профиля имеется циркуляционный поток с циркуляцией скорости Γ . Если циркуляция направлена по часовой стрелке, то на верхней стороне профиля скорости больше, а на нижней – меньше. Поэтому в соответствии с уравнением Бернулли давление сверху меньше, чем снизу, и подъемная сила направлена вверх, как показано на рис. 1.б. Циркуляция равна напряжению вихря \mathcal{K} , поэтому участок крыла можно заменить проходящим вдоль его размаха эквивалентным вихрем с указанным напряжением. Этот вихрь назван Н.Е. Жуковским присоединенным. Таким образом, в гидродинамическом смысле крыло бесконечного размаха эквивалентно присоединенному вихрю.

При рассмотрении приближенной схемы обтекания крыла конечного размаха прямоугольной формы в плане, С.А. Чаплыгин установил, что присоединенный вихрь вблизи боковых кромок поворачивается и в виде пары вихревых жгутов уходит за крыло, приблизительно совпадая с направлением скорости набегающего потока. Расстояние (рис. 1.в) от вихревого жгута до боковой кромки зависит от геометрических размеров крыла. Таким образом, гидродинамический эффект крыла конечного размаха можно получить путем замены его присоединенным и парой свободных вихрей, образующих П-образную схему или схему Чаплыгина.

Вихревая система, эквивалентная крылу конечного размаха, индуцирует в потоке жидкости дополнительные скорости и этим вызывает скос потока, свойственный обтеканию крыла конечного размаха.

В рассмотренной схеме прямоугольного крыла циркуляция вдоль размаха принята постоянной в соответствии с предположением, что подъемная сила каждого элементарного участка крыла одинакова. В действительности подъемная сила вдоль размаха крыла той же прямоугольной формы изменяется.

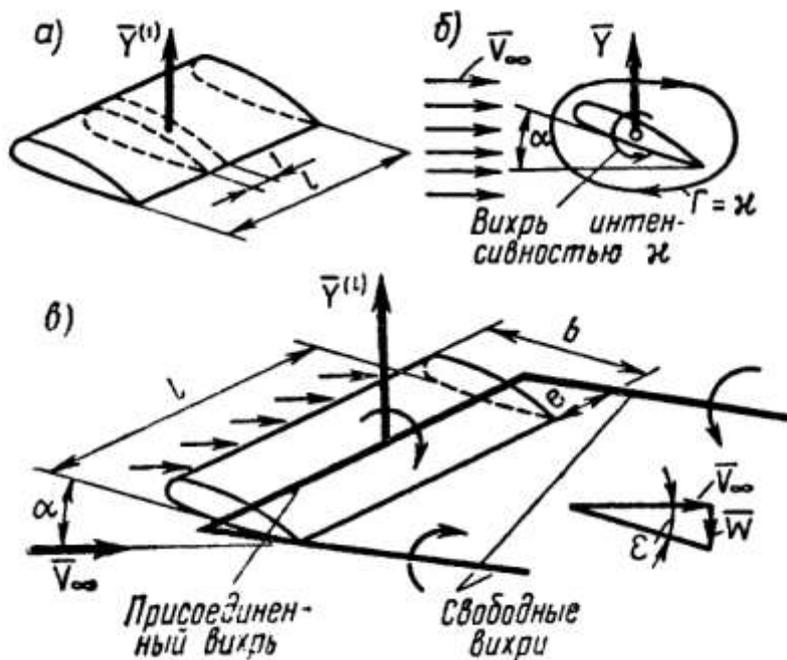


Рисунок 1. Система эквивалентных вихрей для крыла прямоугольной формы в плане.

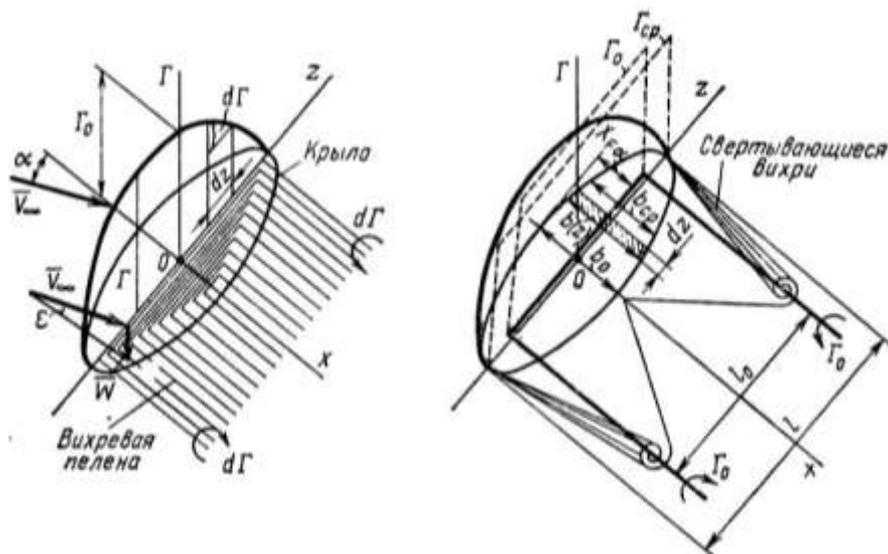


Рисунок 2. Вихревая пелена и свертывающиеся вихри за крылом.

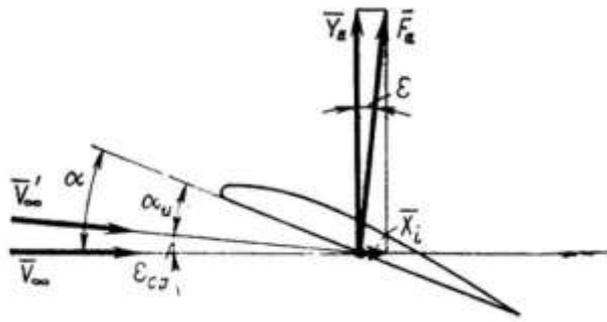


Рисунок 3. Скос потока у крыла и возникновение индуктивного сопротивления.

Это изменение невелико в средней части крыла и более заметно у боковых кромок. Для крыла произвольной формы в плане изменение циркуляции носит ярко выраженный характер и обусловлено неодинаковыми размерами участков и, следовательно, различными значениями подъемной силы. Вихревую схему обтекания крыла с формой в плане, отличной от прямоугольной, можно получить, если заменить крыло системой П-образных вихрей, образующей вихревую пелену (рис. 2). Вдоль каждого вихря циркуляция будет постоянной, но при переходе от одного вихря к другому изменяется. Для сечения, расположенного в середине крыла, подъемная сила наибольшая, поэтому напряжение соответствующего вихря и циркуляция будут максимальными.

Наличие угла скоса приводит к изменению силового воздействия среды на обтекаемое тело. Если скос потока отсутствует, то вектор аэродинамической силы нормален к направлению скорости невозмущенного потока \bar{V}_∞ . При наличии скоса вектор результирующей аэродинамической силы ориентирован по нормали.

К направлению истинной скорости \bar{V}'_∞ (рис. 3). В результате такого отклонения результирующей силы на угол ϵ_{cp} появляется составляющая X_i по направлению невозмущенного потока. Эту дополнительную силу X_i , появившуюся в результате скоса потока, вызванного индукцией вихрей, называют **индуктивным** сопротивлением. С физической точки зрения возникновение индуктивного сопротивления обусловлено потерями части кинетической энергии движущегося крыла, затрачиваемой на образование вихрей, сходящих с его задней кромки.

Известны три способа уменьшения влияния индуктивного сопротивления, возникающего на крыле летательного аппарата:

- а) увеличение удлинения крыла;
- б) применение отрицательной аэродинамической крутки концевой части крыла;
- в) применение законцовки крыла.

Способ (а), в большинстве случаев, предполагает увеличение размаха крыла, что влечет за собой увеличение веса самолета. Что касается применения

приема (б), то он предполагает изменение угла атаки в сторону уменьшения на участке, где требуется снизить пагубное влияние индуктивного сопротивления, и при этом несколько усложняет конструкцию крыла. Однако аэродинамическая крутка существенно улучшает аэродинамические характеристики крыла на больших углах атаки.

Способ (в) является наиболее эффективным способом борьбы с индуктивным сопротивлением. В этом случае вес самолета повышается незначительно, в сравнении с увеличением веса самолета при изменении удлинения крыла, также сокращается расход топлива, уменьшается явление перетекания газа, и как следствие снижается интенсивность вихря на концевом участке крыла.

В 1897 году, английский инженер Frederick W. Lanchester запатентовал специальные концевые поверхности, как способ контроля концевых вихрей. Позже в 1910 году авиационный инженер, американец шотландского происхождения William E. Sommerville запатентовал первые реально функционирующие винглеты и в дальнейшем устанавливал их на бипланы и монопланы своей конструкции.

В 70-х годах инженер NASA Ричард Уиткомб разработал и всесторонне исследовал законцовку, которая сейчас называется законцовкой Уиткомба. Она представляет собой поверхность, распространяющуюся перпендикулярно крылу вверх и вниз.

Однако уже с конца 70-х началась установка винглетов на самолеты бизнес-авиации, и уже на первых моделях было получено увеличение дальности до 6,5%.

Впервые на современном пассажирском лайнере законцовка крыла в виде винглета была установлена на Boeing-747-400 в 1985 году.

Существует множество различных конфигураций законцовок крыла, но остановимся лишь на двух из них, одна из которых в свое время использовалась компанией Boeing на модели самолета B-757-200, винглет, показанный на рис. 4, а вторую использовала компания Airbus на модели самолета A310, законцовка Уиткомба (рис. 5).



Рисунок 4. Винглет на модели самолета Boeing 757-200.



Рисунок 5. Законцовки Уиткомба на самолетах Airbus.

Применение винглета Boeing приводит к 5% экономии топлива, а экономия топлива при использовании законцовки Уиткомба составляет всего 1,5%. В обоих случаях сравнение проводится с крылом без законцовки.

В данной статье целью моделирования является наглядная демонстрация влияния двух конкретных видов законцовок на характер обтекания концевой части крыла и подъемную силу.

За основную геометрическую модель крыла взято крыло пассажирского самолета Boeing 737-300 без винглетов, геометрические данные для которого взяты из [3].

Было построено три геометрических модели:

- а) модель крыла без применения законцовки;
- б) модель крыла с винглетом модели B-757-200;
- в) модель крыла, оснащенная законцовкой Уиткомба самолета Airbus A310.

Для моделирования обтекания крыла были взяты следующие параметры:

- а) параметры стандартной атмосферы согласно [2] на высоте 8000 метров;
- б) скорость набегающего потока воздуха 700 км/ч;
- в) угол атаки крыла 4° ;
- г) шероховатость поверхности 10 мкм.

На рисунке 6, 7 и 8 представлены траектории потока на концевой части крыла для моделей (а), (б), и (в) соответственно.



Рисунок 6. Обтекание крыла без законцовки.

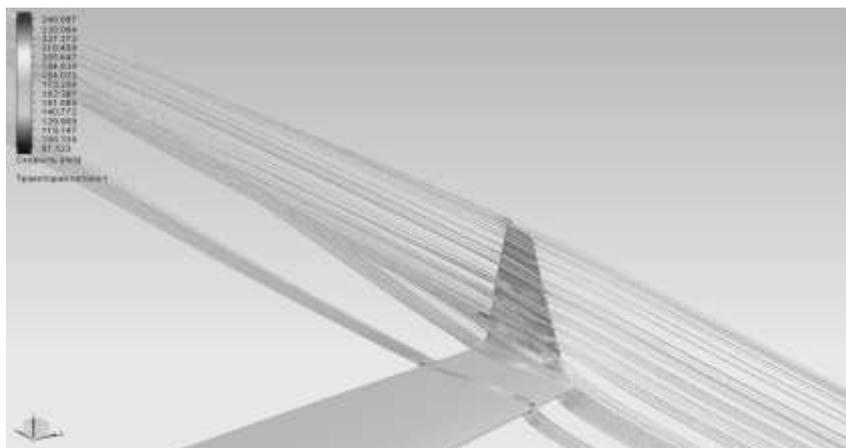


Рисунок 7. Обтекание крыла с винглетом.

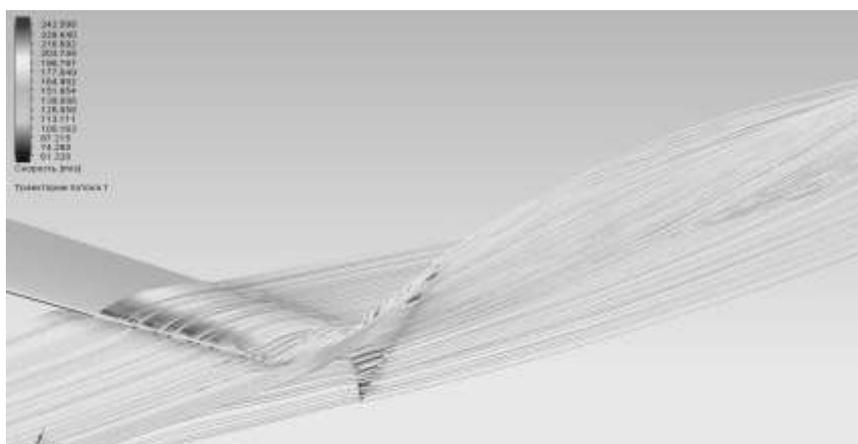


Рисунок 8. Обтекание крыла с шайбой Уиткомба.

В табл. 1 приведены результаты моделирования обтекания потока, где приведены значения **подъемной силы**, а также влияние вихря на концевую часть крыла.

Таблица 1. Полученные значения подъемной силы крыла и влияние концевых вихрей на характер обтекания.

| Модель | Подъемная сила Y, Н | Прирост подъемной силы, % по сравнению с а | Зона действия концевого вихря, в % от полуразмаха |
|--------|---------------------|--|---|
| а | 154468,595 | | 7,48 |
| б | 159369,393 | 3,173 | 4,86 |
| в | 156752,081 | 1,478 | 2,88 |

Выполненный газодинамический анализ в качественном виде подтверждает общеизвестные эффекты от применения законцовок различных видов, однако, обладает доступной наглядностью и качественной визуализацией процесса обтекания элементов ЛА.

Вывод: на сегодняшний момент применение вычислительной динамики (CFD) является высокоэффективным современным инструментом и может применяться на этапе анализа и выбора аэродинамической компоновки при проектировании новых ЛА и их элементов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Часть 1 / Н.Ф. Краснов. – М.: Высшая школа, 1980. – 482с.
2. ГОСТ 4401-81 – Атмосфера стандартная. Параметры. – Введ. 01.07.82. – М.: Изд-во стандартов, 2004. – 181 с.
3. Аэродинамика самолета Боинг 737 [электронный ресурс] URL: <http://dic.academic.ru/> (дата обращения 10.10.2014).

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ ЭКРАНОПЛАНА С ШИРОКИМ ДИАПАЗОНОМ ДОПУСТИМЫХ В ПОЛЕТЕ УГЛОВ АТАКИ НА ОСНОВЕ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ В ANSYS

Вшивков Ю.Ф., Галушко Е.А.

Кривель С.М.

krivel66@mail.ru

(научный руководитель)

Кафедра летательных аппаратов

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В данной работе проведен аэродинамический расчет компоновки экраноплана схемы тандем, с использованием программы конечно-элементного анализа ANSYS. Исследованы несущие свойства предлагаемой системы на различных углах атаки и углах крена. Произведен поиск путей обеспечения эффективного продольного и поперечного управления экранопланом по силам и моментам, при различных углах отклонения управляющих поверхностей. Представлены результаты изменения коэффициентов подъемной силы и сил сопротивления от угла атаки, продольного и поперечного моментов от угла атаки в зависимости от варианта отклонения управляющих поверхностей. Сделан вывод об эффективности предлагаемой компоновки с точки зрения достижения приемлемых эксплуатационных свойств экраноплана и оценены возможности управления предлагаемой компоновкой.

В настоящей работе ставится задача аэродинамического проектирования экраноплана с высокими несущими свойствами, обеспечивающими широкий диапазон скоростей горизонтального полета от максимальных до предельно-минимальных. При этом требуется обеспечение приемлемых несущих свойств

на предельно-минимальных скоростях полета (при больших углах атаки), с последующей оценкой возможности продольного и поперечного управления компоновкой при помощи аэродинамических управляющих поверхностей.

Для расчета использовался программный пакет конечно-элементного анализа ANSYS, представленный в дисциплине динамика жидкостей и газов двумя самостоятельными продуктами ANSYS CFX и ANSYS Fluent [1]. Метод конечных элементов [1] сочетает в себе универсальность алгоритмов решения различных краевых задач с эффективностью реализации компьютерных вычислений. На рис. 1 демонстрируется расчетная сетка ANSYS исследуемой компоновки. Компоновка представляет собой две несущие поверхности, расположенные друг за другом по схеме тандем с управляющими поверхностями (УП) в районах задних кромок. Отклонение управляющих поверхностей задней кромкой вниз обозначается со знаком «-», вверх – со знаком «+». Для УП переднего крыла (УП-1, УП-4) угол отклонения обозначается δ_1 и δ_4 , для УП заднего крыла (УП-2, УП-3) – δ_2 и δ_3 .

В результате аэродинамического расчета компоновка показала относительно высокие несущие свойства. Были получены коэффициенты подъемной силы, лобового сопротивления, продольного и поперечного момента при изменении угла атаки и отстояния от экрана, как компоновки в целом, так и отдельно для каждого крыла при условии их влияния друг на друга [2]. В соответствии с зависимостью, представленной на рис. 2, коэффициент подъемной силы $c_{y\alpha}$ достигает максимального значения равного 3,427 на угле атаки α около 27° (соответственно углы атаки первого и второго крыльев $\alpha_1 \approx 31^\circ$ и $\alpha_2 \approx 37^\circ$). За характерную площадь в расчетах коэффициентов бралась площадь первого крыла. Представленные результаты расчетов получены при относительном отстоянии $\bar{h} = 0,1$.

О несущих свойствах компоновки при различных углах крена можно судить по рис. 3, поворот компоновки производился вокруг оси проходящей через концевую кромку заднего крыла.

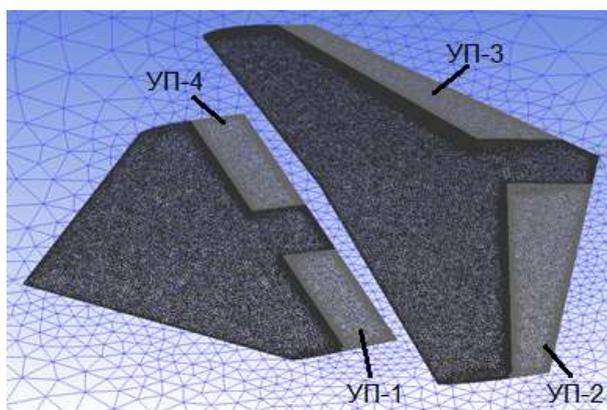


Рисунок 1. Фрагмент конечно-элементной сетки в расчетной области.

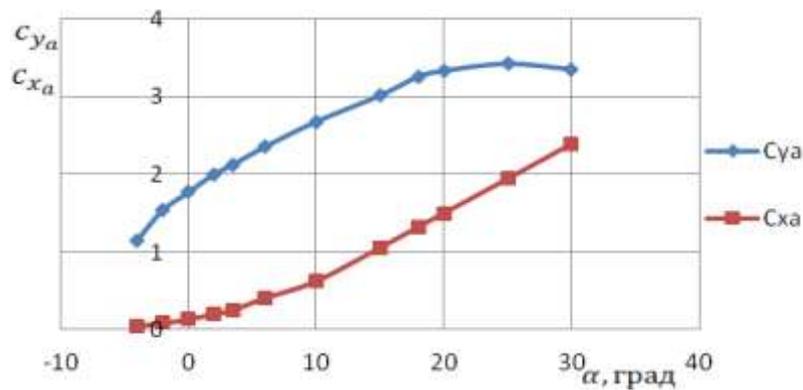


Рисунок 2. Зависимость коэффициентов подъемной силы и сил сопротивления от угла атаки.

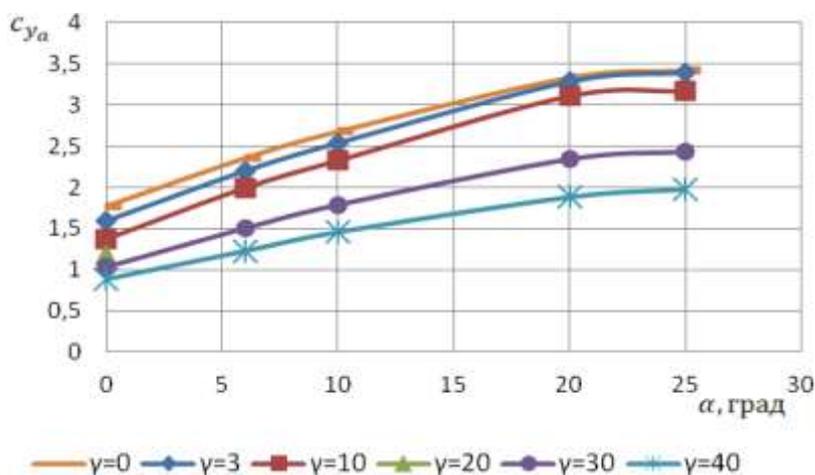


Рисунок 3. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки при различных углах крена.

Наличие угла крена существенно влияет на аэродинамические характеристики. Так, например, при одном и том же угле атаки, коэффициент подъемной силы при увеличении угла крена от 0° до 10° снижается на 10%, при крене 20° – уменьшение до 30 %, при крене 40° – уменьшение до 50%. Данное изменение аэродинамических характеристик скажется на особенностях и законах управления компоновкой.

Как видно из зависимости, представленной на рис. 3, до угла атаки 20° она близка к линейной, поэтому несущие свойства компоновки могут характеризоваться производной $c_{y\alpha}^\alpha$. В частности для угла крена $\gamma = 0^\circ$, значение $c_{y\alpha}^\alpha = 0,0755 \frac{1}{град}$, а для $\gamma = 40^\circ$, $c_{y\alpha}^\alpha = 0,0505 \frac{1}{град}$.

Для оценки возможности управления компоновкой был произведен расчет аэродинамических коэффициентов подъемной силы $c_{y\alpha}$, продольного момента m_z , в зависимости от угла атаки α , углов отклонения управляющих

поверхностей, варианта отклонения управляющих поверхностей, при относительном отстоянии $\bar{h} = 0,1$.

В виду большого количества вариантов отклонения рулевых поверхностей были рассмотрены только отклонения в крайние положения.

При углах атаки до 20° и отклонении УП-2 на угол $\delta_2 = -15^\circ$ происходит увеличение $c_{y\alpha}$ (рис. 4), а значение m_z (рис. 5) значительно больше по сравнению со значением, когда управляющие поверхности находятся в нейтральном положении. При отклонении УП-1 на $\delta_1 = -15^\circ$ значение $c_{y\alpha}$ практически совпадает со значением в нейтральном положении при всех углах атаки, а значение m_z отрицательное и с увеличением угла атаки увеличивается по модулю.

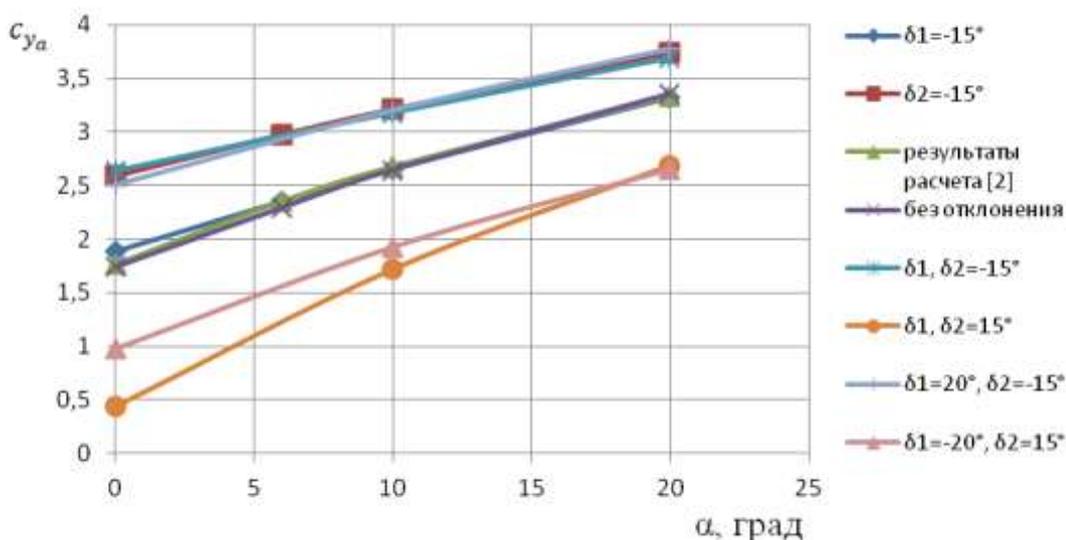


Рисунок 4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

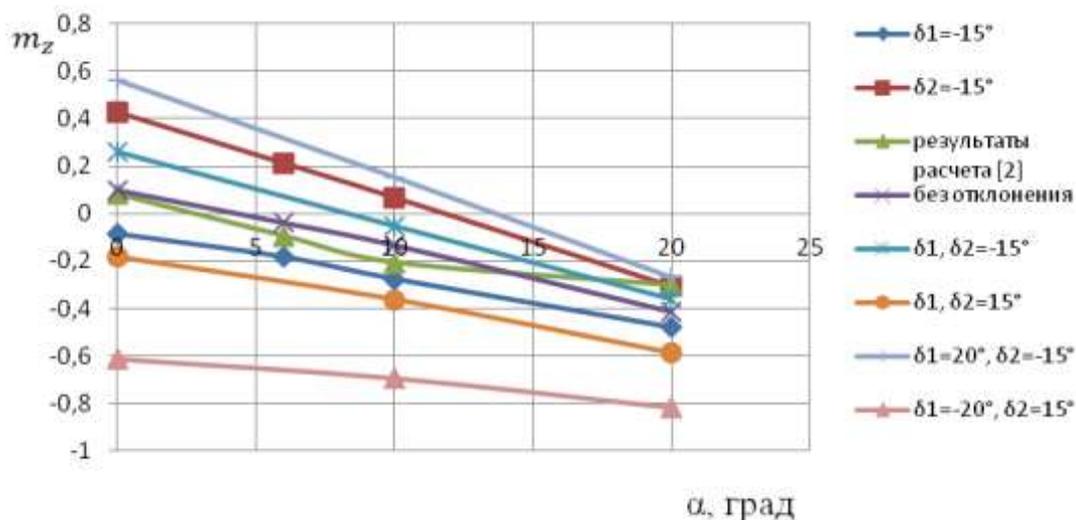


Рисунок 5. Зависимость коэффициента продольного момента от угла.

При одновременном отклонении всех управляющих поверхностей задней кромкой вверх на угол равный 15° значения c_{y_a} и m_z значительно меньше, чем в нейтральном положении, а при отклонении задней кромкой вниз на угол равный -15° значения c_{y_a} и m_z немного больше, чем в нейтральном положении. При отклонении УП-1 на угол $\delta_1=20^\circ$ и УП-2 на угол $\delta_2=-15^\circ$ значение c_{y_a} практически совпадает со значением, полученным при отклонении УП-2 на угол $\delta_2=-15^\circ$, а m_z превышает эти значения. При отклонении УП-1 на угол $\delta_1=-20^\circ$ и УП-2 на угол $\delta_2=15^\circ$ значения c_{y_a} и m_z значительно меньше, чем в нейтральном положении.

Таким образом, при увеличении угла атаки и вариантах отклонения управляющих поверхностей:

1) УП-1 и УП-2 на угол $\delta_1 = \delta_2 = 15^\circ$;

2) одновременное отклонение УП-1 и УП-2 на угол $\delta_1 = -20^\circ$ и угол $\delta_2 = 15^\circ$ невозможно парировать возникающий в продольном канале отрицательный момент.

Был произведен анализ управляемости аэродинамической компоновки экраноплана по крену на основе результатов расчетов и зависимостей, изображенных на рис. 6 и 7.

Как видно из графика (рис. 6) при любом варианте отклонения управляющих поверхностей, с увеличением угла атаки происходит существенный рост коэффициента подъемной силы c_{y_a} , а его величина изменяется не существенно. Из графика (рис. 7) видно, что при любом варианте отклонения управляющих поверхностей, с увеличением угла атаки происходит уменьшение m_x , однако величина изменяется не существенно. При вариантах отклонения управляющих поверхностей на углы:

1) $\delta_2 = 15^\circ$ и $\delta_3 = 15^\circ$;

2) $\delta_1 = \delta_2 = -15^\circ$ и $\delta_3 = 15^\circ$;

3) $\delta_1 = \delta_2 = -15^\circ$ и $\delta_3 = \delta_4 = 15^\circ$.

Значения коэффициента поперечного момента m_x практически совпадают и наиболее приемлемы по величине. Значения коэффициента подъемной силы c_{y_a} при этих углах также совпадают.

С точки зрения создания момента крена малоэффективным является отклонение управляющих поверхностей на углы:

1) $\delta_4 = 15^\circ$ и $\delta_3 = -15^\circ$;

2) $\delta_1 = -15^\circ$ и $\delta_4 = 15^\circ$.

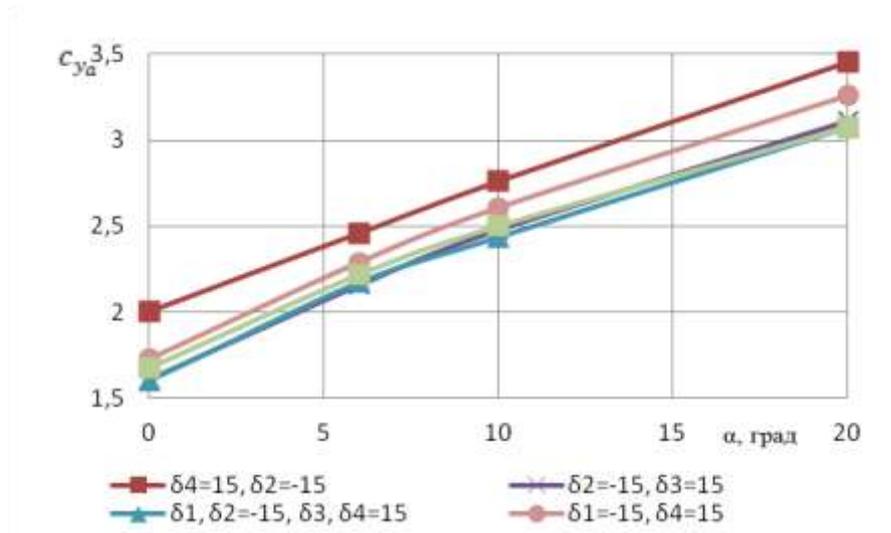


Рисунок 6. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки.

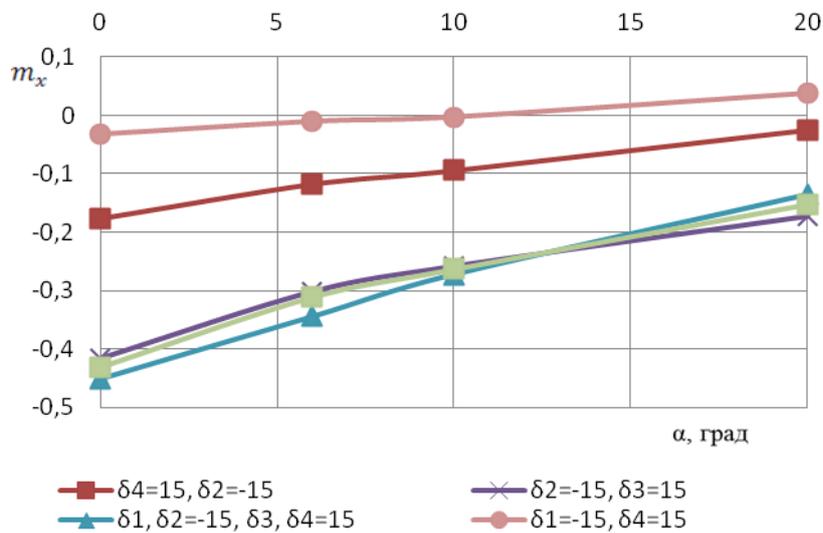


Рисунок 7. Зависимость коэффициента поперечного момента от угла атаки.

Выводы по работе:

1) программный пакет ANSYS позволяет с высокой точностью и приемлемой достоверностью решать задачи моделирования аэродинамических процессов при обтекании экранопланов, что подтверждено сопоставлением данных эксперимента с расчетными [2];

2) предлагаемая система из двух крыльев обеспечивает сохранение высоких несущих способностей в широком диапазоне углов атаки (скоростей горизонтального полета) Это позволяет существенно улучшить эксплуатационные свойства экранопланов;

3) наличие угла крена существенно влияет на аэродинамические характеристики компоновки и, соответственно, на управление экранопланом.

4) исследуемая компоновка очень чувствительна к отклонению органов управления как по c_{ya} , так и m_z . По c_{ya} это ожидалось, так как отклонение

рулей влияет на обтекание двух крыльев, то по m_z это не очевидный результат, так как продольные размеры компоновки малы;

5) наиболее эффективно с точки зрения управления продольным моментом отклонение УП-1 и УП-2 одновременно. Однако такое решение усложняет конструкцию и структуру системы управления. Отклонение УП-2 значительно проще в исполнении и имеет предпочтительные значения по градиентам и приращениям c_{y_a} и m_z ;

6) наиболее эффективно с точки зрения управления поперечным моментом отклонение всех управляющих поверхностей одновременно. Однако такое решение усложняет конструкцию и структуру системы управления. Отклонение УП-2 и УП-3 одновременно значительно проще в исполнении и имеет предпочтительные значения по градиентам и приращениям c_{y_a} и m_x ;

7) управление c_{y_a} является многовариантным, одного и того же эффекта можно достичь различными способами управления. В то же время при этом реализуются различные варианты управления моментом. Этот факт позволяет выбрать наиболее оптимальный или наиболее приемлемый вариант управления в зависимости от задач управления;

8) управление m_x также является многовариантным, одного и того же эффекта можно достичь различными способами управления. В то же время значение коэффициента подъемной силы практически не изменяется. Этот факт позволяет выбрать наиболее оптимальный вариант управления;

9) зависимости c_{y_a} , m_z и m_x от отклонения рулей носят линейный характер при всех отстояниях. Поэтому для оценки мощности управления можно использовать производные c_{y_a} , m_z и m_x по углам отклонения рулей, что существенно упрощает уравнения динамики движения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чигарев А.В. ANSYS для инженеров: Справ. Пособие / А.В. Чигарев, А.С. Кравчук, А.Ф. Смалюк – М.: Машиностроение – 2004. – 512 с.
2. Кривель С.М. Синтез несущей системы экраноплана с улучшенными эксплуатационными характеристиками / С.М. Кривель, Е.А. Галушко, Ю.Ф. Вшивков // Сборник IV научно-практической конференции преподавателей, научных работников и аспирантов «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России» (3-5 декабря 2013г.) – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2014. – С.202-209.

**СЕКЦИЯ
«АВИАЦИОННЫЕ ДВИГАТЕЛИ»**

Председатель – д.т.н., профессор Исаев Александр Иванович
Секретарь – Майрович Юрий Игоревич

**РАСЧЕТ УДЕЛЬНО-МАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК
СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ**

Зиненков Ю.В.
yura2105@mail.ru

Черкасов А.Н.
(научный руководитель)
gliden@inbox.ru

Кафедра авиационных двигателей
ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
г. Воронеж

В данной статье описывается методический подход к расчету удельно-массовых характеристик силовой установки (СУ) на базе двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) с учетом применяемых в его конструкции материалов. Более подробно раскрыт блок расчета массового баланса СУ входящий в созданную авторами математическую модель (ММ) СУ. Представлены результаты расчета массового баланса элементов ТРДД его массовая сводка и удельно-массовые характеристики.

При анализе эффективности СУ в системе летательного аппарата (ЛА) необходимо оценивать ее удельно-массовые характеристики. Масса СУ зависит от многих параметров, и в первую очередь от конструктивно-компоновочной схемы и расчетных параметров двигателя, входного и выходного устройств.

В основе алгоритма расчета масс отдельных элементов двигателя лежат корреляционные зависимости, разработанные ЦИАМ [1].

Масса силовой установки $m_{СУ}$ определяется суммой масс его основных элементов: входного устройства, двигателя и выходного устройства (сопла). Обычно массу сопла относят к массе двигателя, поскольку он создается и проектируется в двигательном ОКБ.

В качестве примера, уравнение баланса СУ с двухвальным ТРДД выглядит следующим образом:

$$m_{СУ} = \sum_{i=1}^N m_i = m_{ВхУ} + m_{МГ} + m_{к} + m_{окс} + m_{Т} + m_{корп} + m_{ВыУ} + m_{нэ}, \quad (1)$$

где: $m_{ВхУ}$ – масса входного устройства; $m_{МГ}$ – масса мотогондоллы; m_K – масса компрессора; $m_{ОКС}$ – масса основной камеры сгорания; m_T – масса турбины; $m_{корп}$ – масса корпуса; $m_{ВыхУ}$ – масса выходного устройства; $m_{не}$ – масса неучтенных элементов СУ.

Массы отдельных элементов m_i определяются по корреляционным функциям, связывающим расчетные параметры и геометрические размеры каждого из них. В сумме эти элементы (без массы входного устройства $m_{ВхУ}$ и $m_{не}$ – массы неучтенных элементов СУ) составляют массу двигателя $m_{дв}$.

Рассмотрим алгоритм расчета составляющих массы ГТД.

Масса компрессора:

$$m_K = (0,6 \dots 0,75) D_{к.ср}^{2,8} z_k^{0,85} \bar{u}_k + (0,4 \dots 0,25) 250 D_{к.ср}^{2,8} z_k^{0,85}, \quad (2)$$

где первое слагаемое представляет собой массу ротора компрессора (лопаток и дисков), зависящую от окружных скоростей лопаток; второе – массу статора; $D_{к.ср} = (D_{к.ср}^{вх} - D_{к.ср}^{вых})/2$ – средний диаметр компрессора; $\bar{u}_k = (u_k/400)^2$ – коэффициент, учитывающий частоту вращения компрессора; u_k – окружная скорость лопаток компрессора, м/с.

Масса турбины:

$$m_T = (0,52 \dots 0,58) 367 D_{т.ср}^{2,25} z_t^{0,55} \bar{u}_t + (0,4 \dots 0,5) 367 D_{т.ср}^{2,25} z_t^{0,55}, \quad (3)$$

где первое слагаемое также представляет собой массу ротора турбины (лопаток и дисков), зависящую от окружных скоростей лопаток; второе – массу статора; $\bar{u}_t = \bar{u}_k = (u_k/400)^2$ – коэффициент, учитывающий частоту вращения турбины.

Масса корпуса определяется по площади наружной поверхности корпуса, равной площади цилиндра с диаметром, равным диаметру компрессора, и длиной от входного сечения двигателя до критического сечения сопла по формуле:

$$m_{корп} = \gamma_{корп} S_{корп} = \gamma_{корп} \pi D_k L_{корп}, \quad (4)$$

где $\gamma_{корп}$ – масса 1 м² поверхности корпуса, изменяется в сравнительно узких пределах: $\gamma_{корп} = 20$ кг/м² при $\pi_{к\Sigma.p}^* < 3,3$ и $\gamma_{корп} = 20 + 1,48(\pi_{к\Sigma.p}^* - 3,3)$ – при $\pi_{к\Sigma.p}^* > 3,3$.

Массы остальных элементов двигателя (системы автоматического управления, коммуникаций, вала, элементов трансмиссии, принимаются постоянными по статистическим данным.

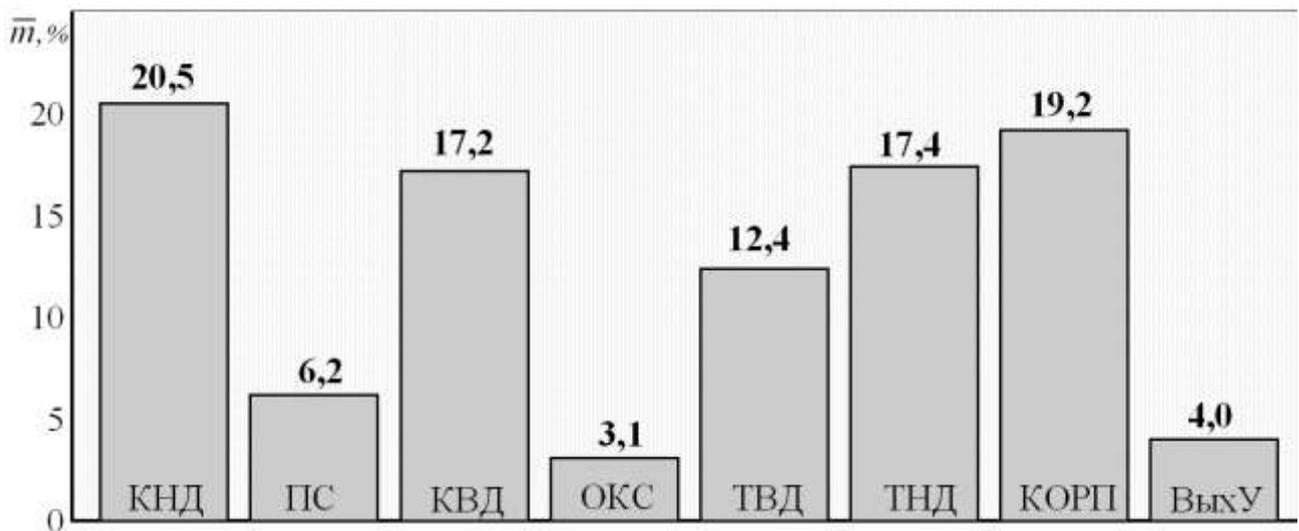


Рисунок 1. Массовый баланс элементов ТРДД.

В конце алгоритма расчета массовых характеристик производится суммирование масс всех элементов двигателя и определение удельной массы ТРДД:

$$\gamma_{\text{дв}} = \frac{m_{\text{дв}}}{P}, \quad (5)$$

где P – внутренняя тяга двигателя на земле ($H = 0, M_H = 0$).

Получаемые удельно-массовые показатели СУ в большой мере зависят от применяемых в их конструкции материалов. В данной ММ расчет массовых характеристик СУ может осуществляться как в случае применения в ее конструкции традиционных материалов, так перспективных. Поэтому в данную методику авторами была добавлена реализация учета применения различных конструкционных материалов. В результате полученные выше массы элементов двигателя умножаются на коэффициенты, зависящие от осреднённых плотностей применяемых в конструкции материалов. Также предусмотрена корректировка массы по целевому назначению летательного аппарата и его максимальному числу M_H полета.

На рис. 1 представлен полученный массовый баланс, на котором продемонстрировано распределение масс по элементам двигателя в процентном соотношении. Здесь мы наблюдаем, что самым тяжелым элементом исследуемого двигателя является его вентилятор (КНД), так как при высокой степени двухконтурности КНД имеет большой диаметр входа по сравнению с внутренним контуром.

Данная методика получения удельно-массовых характеристик СУ реализована в разработанной авторами ММ СУ, описание которой приводится в [2]. Следует сказать, что она успешно прошла проверку на достоверность получаемых результатов на примере нескольких серийных двигателей с погрешностью не более 4%.

В табл. 1 сведены удельно-массовые характеристики ТРДД и весовая сводка его элементов, рассчитанные по рассмотренному выше алгоритму.

В итоге можно сделать следующие выводы:

- для оценки эффективности СУ в системе ЛА необходимо располагать её удельно-массовыми характеристиками;
- описанный выше алгоритм позволяет с достаточной точностью определять удельно-массовые характеристики любого ТРД прямой реакции;
- реализация данного алгоритма в ММ СУ позволяет сделать задел для оценки эффективности СУ в системе ЛА после разработки ММ ЛА.

Таблица 1. Удельно-массовые характеристики и весовая сводка элементов ТРДД.

| | |
|--|--------|
| Удельная масса двигателя (без входного устройства), кг/Н | 0,0132 |
| Удельная масса силовой установки, кг/Н | 0,0142 |
| Масса одного двигателя (без входного устройства) $m_{ДВ}$, кг | 518,7 |
| Масса одной силовой установки $m_{СУ}$, кг | 559,5 |
| Масса компрессора низкого давления $m_{КНД}$, кг | 106,2 |
| Масса подпорной ступени КНД $m_{СП}$, кг | 32,3 |
| Масса компрессора высокого давления $m_{КВД}$, кг | 89,4 |
| Масса основной камеры сгорания $m_{ОКС}$, кг | 15,9 |
| Масса турбины высокого давления $m_{ТВД}$, кг | 64,2 |
| Масса турбины низкого давления $m_{ТНД}$, кг | 90,1 |
| Масса корпуса двигателя $m_{корп}$, кг | 99,8 |
| Масса выходного устройства силовой установки $m_{ВыхУ}$, кг | 20,8 |
| Масса входного устройства силовой установки $m_{ВхУ}$, кг | 14,3 |
| Масса неучтенных элементов СУ $m_{нэ}$ | 26,5 |

ЛИТЕРАТУРА

1. Коральник Б.Н., Баркалова Л.Д. Методика и программа приближенного расчета веса ГЛА и СУ по статистическим зависимостям (на основании иностранных материалов). Технический отчет ЦИАМ № 9956. – М.: Изд. ЦИАМ им. П.И. Баранова, 1983.
2. Зиненков Ю.В., Луковников А.В., Черкасов А.Н. Формирование технического облика силовой установки высотного беспилотного летательного аппарата [текст] / Ю.В. Зиненков, А.В. Луковников, А.Н. Черкасов // Вестник МАИ – М.: Изд. МАИ. – т.21. – 2014. – С. 86-94.

ОСОБЕННОСТИ МЕТОДИКИ ИССЛЕДОВАНИЯ СТОКОВЫХ НАВЕДЁННЫХ ВИХРЕЙ В ПОЛЕ ДЕЙСТВИЯ КОРИОЛИСОВОЙ СИЛЫ

Киренчев А.Г.
antonkirenchev25@mail.ru

Даниленко Н.В.
(научный руководитель)
danko_irk@mail.ru

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

На базе рабочего процесса (РП) стокового вихреобразования (ВО) исследуется возможность учета кориолисовой силы в генерации вихрей воздухозаборников (ВЗ) воздушных судов (ВС) с газотурбинными двигателями (ГТД). Приводятся результаты расчета линии тока стокового потока у подстилающей поверхности под ВЗ в поле силы Кориолиса.

Деятельность человека сопровождается генерацией наведённых вихрей. Наиболее заметными из них являются вихри, генерируемые стоковыми течениями ВЗ реактивных самолетов при работе ГТД на земле (рис. 1). Появление этих вихрей породило ряд проблем, связанных с засасыванием посторонних предметов (ПП) в проточную часть силовой установки (СУ) с ГТД, а также с нарушением устойчивой работы ГТД и его помпажом. Повреждения элементов проточной части ГТД ПП и помпаж двигателя заметно снижают безопасность полетов, а также ведут к досрочному снятию этих двигателей с эксплуатации (ДСД). Возрастают экономические потери и убытки авиапредприятий.



Рисунок 1. Вихрь ВЗ при работе ГТД на аэродроме [AIRLINERS.NET].

Проблема ВО перед ВЗ, засасывание ПП и ДСД, носит экономический характер, а также является существенной проблемой современной авиационной науки. За многие десятилетия эксплуатации ВС ученые так и не смогли создать теорию вихрей ВЗ, понять их РП, классификацию и вихревые характеристики.

Решение указанной проблемы познания вихрей ВЗ частично реализовано иркутскими учеными военного института (ИВВАИИ) в монографии [1]. К сожалению, оно носит незавершенный характер. А именно, в этой монографии в разделе «классификация вихреобразования ВЗ» не обоснована возможность формирования вихрей за счёт проявления кориолисовой силы.

Целью настоящей работы является разработка методики расчета стокового течения у подстилающей поверхности под ВЗ с учетом кориолисова ускорения, проявляемого в поле суточного вращения Земли.

Теоретическим обоснованием возможности применения кориолисовой силы в теории стокового ВО у подстилающей поверхности земли перед ВЗ является взаимосвязь силы с циркуляцией Γ среды, обтекающей аэродинамическое тело (крыло) размахом l . Эта взаимосвязь представлена уравнением проф. Н.Е. Жуковского для подъемной силы крыла Y :

$$Y = \rho V \Gamma l, \quad (1)$$

где ρ и V – плотность и скорость набегающего потока.

Как видим, выражением (1) между силой и циркуляцией установлена однозначная и двухсторонняя связь. Сила Y , приложенная к набегающему потоку, вызывает циркуляцию этого потока вокруг обтекаемого тела, следовательно, циркуляцию вектора скорости набегающей газовой среды в поле этого тела.

Известно, что кориолисово ускорение $\omega_{кор}$ [2] определено выражением:

$$\omega_{кор} = 2\omega_3 u \sin\lambda, \quad (2)$$

где: ω_3 – угловая скорость суточного вращения Земли; u – скорость относительно подстилающей поверхности Земли; λ – географическая широта в точке проявления кориолисова ускорения. Это ускорение в сочетании со II законом Ньютона позволило автору кориолисова ускорения найти одноименную силу $P_{кор}$, приложенную к массе m тела или среды, перемещающейся с относительной скоростью u вдоль поверхности Земли:

$$P_{кор} = m2\omega_3 u \sin\lambda, \quad (3)$$

действующую в сторону, противоположенную вектору кориолисова ускорения и отклоняющую тело (среду) массой m вправо от направления его (её) перемещения u . Следовательно, в задачах исследования стокового течения воздушной стоковой среды под ВЗ кориолисова сила является силой, отклоняющей эту среду у подстилающей поверхности вправо. Эффект

кориолисова ускорения и силы генерирует циклоническую (по вращению Земли) закрутку стокового потока под ВЗ и образование вихря.

Задача математического моделирования влияния кориолисовой силы на вихреобразование под ВЗ решается в стационарной постановке с использованием двумерной прямоугольной системы декартовых координат Oxz (рис. 2), наложенной на подстилающую поверхность, с началом в точке мнимого стока. При этом, в окрестностях точки мнимого стока, ограниченных линией максимальной тангенсальной скорости c_{tmax} [1], использовано распределение этой скорости по гиперболическому закону стока:

$$c_{ty=0} = \frac{Q}{2\pi r}, \quad (4)$$

где: Q – интенсивность стока; π – тригонометрическая константа ($\pi = 3,14 \dots$); r – радиус-вектор расстояния от исследуемой точки до стока, а выражение $y=0$ характеризует плоскость подстилающей поверхности. В реальных течениях под ВЗ в области, охваченной линией c_{tmax} , характер стокового течения существенно отличается от закона (4). А именно, в точке мнимого стока тангенсальная скорость равна нулю, а ускоренное течение с положительными градиентами скорости (отрицательными градиентами давления) переходит в течение с отрицательными градиентами скорости и положительными градиентами давления. Такой характер реального стокового течения вблизи точки мнимого стока определяется экспериментальными или численными методами исследования, например, методом дискретных вихрей (МДВ) проф. С.М. Белоцерковского [4].

Компоновочная схема модели исследуемого течения у подстилающей поверхности под ВЗ и исследуемой плоскости А представлена на рис. 2.

Исходными данными для расчета скорости стокового течения у подстилающей поверхности и кориолисова ускорения являются угловая скорость суточного вращения Земли $\omega_3 = 7,292 \cdot 10^{-5} \text{ c}^{-1}$ и географическая широта расположения места проведения исследования (г. Иркутск $\lambda = 52^\circ$).

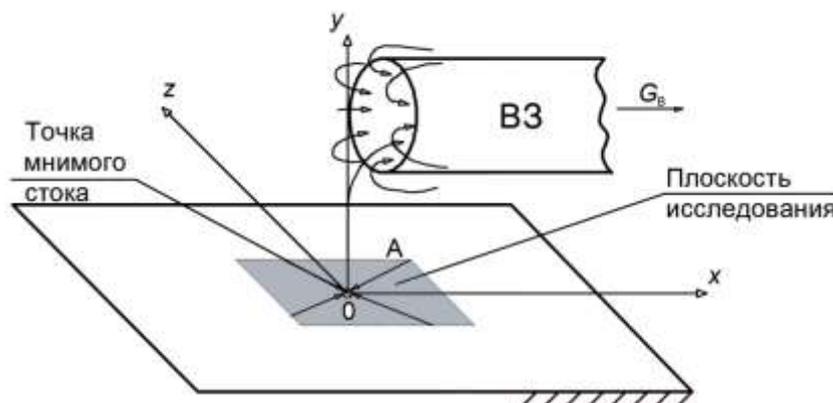


Рисунок 2. Положение исследуемой плоскости А в поле стокового течения под моделью воздухозаборника.

Для удобства выполнения расчета исключим константу 2π в формуле (4), положив интенсивность идеального стока Q , равным этой константе. Тогда тангенсальная скорость c_τ газового потока будет обратно пропорциональна расстоянию r от стока до исследуемой точки:

$$c_\tau = \frac{1}{r}, \quad (5)$$

В поле исследуемого течения выберем координаты положения начала одной из четырех стоковых линий тока. Далее, используя выражение (5) для одной из начальных её точек, определим проекции местной тангенсальной скорости у подстилающей поверхности $c_{\tau x}$ и $c_{\tau y}$. По указанным проекциям установим направление стокового течения без учета кориолисова ускорения (рис. 3.а). Оно строго ориентировано в точку мнимого стока. Выберем временной шаг $\Delta t = 1$ с и по выражению (2) определим проекции отклоняющей скорости $c_{\tau x \text{кор}}$ и $c_{\tau y \text{кор}}$, генерируемой кориолисовым ускорением $\omega_{\text{кор}}$. Методом построения треугольников скоростей установим модуль отклоняющего направления вектора местной стоковой скорости $c_{\tau \text{кор}}$ вызванного кориолисовым ускорением. Далее по формулам (6) рассчитаем положение очередной точки на искомой линии тока стокового потока с учетом отклоняющего вправо действия кориолисовой силы [2]:

$$x_i = x_{i-1} + \Delta t c_{\tau x \text{кор}}; y_i = y_{i-1} + \Delta t c_{\tau y \text{кор}} \quad (6)$$

где: $x_i, y_i, x_{i-1}, y_{i-1}$ – координаты положения искомой и предшествующей точек исследуемой линии тока с учетом отклоняющего действия кориолисовой силы.

По описанному алгоритму повторим расчет оставшихся точек исследуемой линии тока с учетом отклоняющего действия кориолисовой силы. Следует помнить, что итерационный процесс расчёта необходимо проводить до выхода исследуемой точки в точку мнимого стока. Во избежание выброса очередной исследуемой точки за пределы стока в алгоритм расчета необходимо вводить ограничения по итерациям счета (i), либо по координатам точки мнимого стока с принятыми допусками. Указанный алгоритм повторить для оставшихся линий тока.

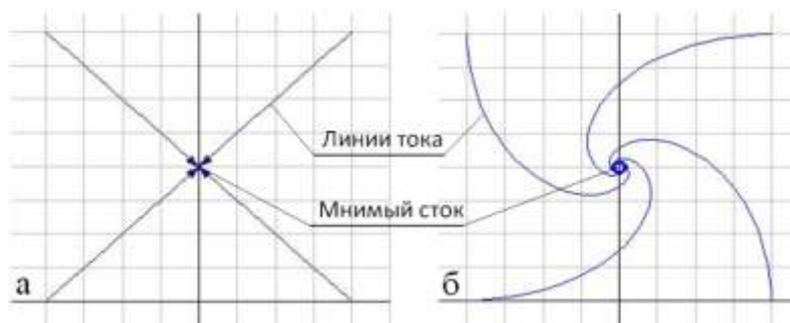


Рисунок 3. Линии тока стокового течения у подстилающей поверхности: а – без учета кориолисовой силы; б – с учетом кориолисовой силы.

Примечание: В силу малого значения угловой скорости суточного вращения земли ω_3 , указанного выше, и малого времени пребывания исследуемой точки в поле активного участка стокового течения (больших значений модуля тангенсальной скорости стокового потока) эффект отклоняющего действия кориолисовой силы оказывается малозаметным. Для его визуализации авторы статьи вынуждены были увеличить масштаб проекций отклоняющей скорости $C_{\text{тхкор}}$ и $C_{\text{ткор}}$, что позволило увидеть траектории линий тока в форме спиралей Архимеда, показанных на рис. 3б и подтверждающих проявление вихревой закрутки кориолисовой силой в поле стокового течения у подстилающей поверхности воздухозаборника.

Предлагаемая методика может быть использована при моделировании стоковых течений МДВ, генерируемых ВЗ в пространственной компоновке посредством линии тока стокового потока с учетом кориолисовой силы. При этом по геометрии линий тока и кинематическим параметрам потока в исследуемых точках могут быть установлены циркуляция вектора скорости каждой из струек тока и циркуляция вихря перед воздухозаборником. В основу расчета циркуляции должны быть положены формулы закона Био-Савара (4) и Стокса [3]:

$$\Gamma = \iint_S \omega dS, \quad (7)$$

где ω – угловая скорость; S – площадь, омываемая линией тока по завершению перемещения расчетной точки на угол поворота 360° .

ЛИТЕРАТУРА

1. Даниленко, Н.В. Теория вихрей перед воздухозаборниками самолетов при работе газотурбинных двигателей на аэродроме. Монография / Н.В. Даниленко, П.М. Кривель, С.В. Пахомов, А.М. Сафарбаков, М.М. Федотов. Изд. 2 (дополн.). ISBN 978-5-8038-0685-1. – Иркутск: МГТУ ГА, 2011, – 350 с.
2. Тарг С.М. Краткий курс теоретической механики: Учеб.для втузов / С.М. Тарг – 10-е изд., перераб. и доп. – М.: Высш. шк., 1986. – 416 с.
3. Аэродинамика боевых летательных аппаратов и гидравлика их систем / под ред. М.И. Ништа. М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1994. – 570 с.
4. Белоцерковский С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тел потоком идеальной несжимаемой жидкости / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.

ОЦЕНКА РАБОТОСПОСОБНОСТИ МЕЖВАЛЬНЫХ ПОДШИПНИКОВ ГТД РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ МЕТОДАМИ

Ивко С.Ю.¹, Перепелов Д.В.
¹*Ivko-mgtu@yandex.ru*

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

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

В статье проведен анализ методик экспериментальных и расчетных исследований межвальных подшипников. Рассмотрены расчетно-экспериментальные методы оценки работоспособности межвальных подшипников.

Многолетний опыт эксплуатации самолетов транспортной авиации показал, что одной из причин досрочного съема двигателей являются отказы межвального подшипника. К их числу относятся: повышенный износ дорожек, тел качения и сепараторов, усталостное выкрашивание металла на рабочих поверхностях колец и роликов, проскальзывание колец подшипников. В данной работе описаны расчетно-экспериментальные методы оценки работоспособности межвальных подшипников.

Межвальный подшипник (рис. 1) установлен в районе задней опоры КВД и представляет собой роликовый подшипник с безбортовым внутренним кольцом и центрированием сепаратора по бортам наружного кольца [1].

В авиационных и промышленных ГТД обычно используются циркуляционные системы смазки подшипников качения [3]. Тепловое состояние подшипника определяется действующими нагрузками, частотой вращения ротора, внешними тепловыми потоками и прокачкой масла через подшипник.

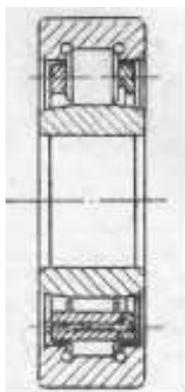


Рисунок 1. Межвальный подшипник

Существующие методики ЦИАМ и КАИ позволяют определять среднюю температуру подшипника и температуру масла на выходе из подшипника при заданных нагрузках, частоте вращения ротора и заданных внешних тепловых потоках [2]. Такой подход к оценке теплового состояния подшипников вращения не мог устроить конструкторов ГТД.

Поэтому в ОАО «Авиадвигатель» в 1999 году были начаты работы по созданию методики расчета теплового состояния подшипников на стадии проектирования и доводки двигателей. Основанием для начала таких работ было наличие большого количества результатов термометрирования как наружных, так и внутренних колец шариковых и роликовых подшипников двигателей семейства Д-30 и ПС-90А. В основу разработанной методики был положен подход профессора В.М. Демидовича из КАИ. Работы по созданию современной методики были продолжены в ОАО «НПО» Сатурн». Созданная методика позволяет расчетным путем определять величину подогрева масла в подшипниках при заданной прокачке или необходимую величину прокачки масла при допустимой температуре масла, определять распределение прокачки масла слева, справа от подшипника. Расчетом определяется распределение температур по ширине колец, а при использовании пакета ANSYS – распределение температур в сечении колец, изменение посадок колец и радиального зазора в подшипнике по полетному или рабочему циклу. Разработанная методика использовалась при проектировании авиационных двигателей ПС-90А и Д-30 «Бурлак», а также промышленных ГТД. В малоразмерных ГТД применяются другие системы смазки подшипников качения.

В связи с этим были разработаны методики расчета теплового состояния подшипников качения:

- смазываемых топливом;
- смазываемых масло-воздушной смесью;
- смазываемых консистентной смазкой.

При применении консистентной смазки подшипник охлаждается воздухом.

Методики экспериментально проверены при испытании подшипников на установке и на малоразмерных ГТД.

Известен способ виброакустической диагностики межвальных подшипников качения двухвальных турбомашин.

Этот способ заключается в том, что приводят во вращение один из валов двигателя, затем, обеспечив возможность свободного вращения вала, измеряют амплитудные значения виброускорения и усредненные значения виброускорения. Используя последние для установления диагностических пороговых уровней, производят сравнение измеряемых амплитудных значений виброускорения и усредненных значений виброускорения с диагностическими пороговыми уровнями. По результатам судят о наличии и характере дефектов межвальных подшипников.

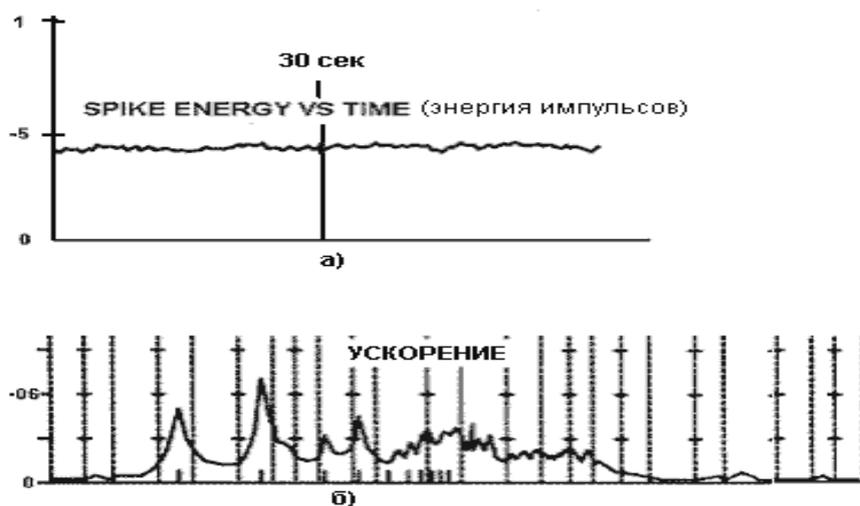


Рисунок 2. Амплитудные значения виброускорения.

Недостатком данного способа является ограниченность времени измерения периодической последовательности импульсов, которые выделяются при управлении постоянным опорным напряжением, то есть в конце периода свободного вращения вала, когда интенсивность вибросигнала уменьшается, невозможно измерить амплитуду, количество и частоту следования импульсов (рис. 2).

В том же патенте описано устройство для виброакустической диагностики межвальных подшипников качения двухвальных турбомашин, наиболее близкое к предлагаемому. Это известное устройство содержит вибродатчик, с выхода которого сигнал, пропорциональный величине виброускорения на корпусе в месте установки этого датчика (далее вибросигнал), поступает на вход согласующего усилителя, а потом на вход фильтра. Выход фильтра соединен с входом детектора усредненных значений вибросигнала и входом детектора амплитудных значений вибросигнала. В качестве детектора усредненных значений вибросигнала в данном устройстве используется детектор средних значений вибросигнала.

Недостатком такого устройства является узкий диапазон применения и недостаточная достоверность обнаружения дефектов особенно в конце периода свободного вращения вала, когда интенсивность вибросигнала уменьшается, импульсы не регистрируются.

Способ прогнозирования технического состояния межвального подшипника качения двухвальной турбомашин [4] предназначен для виброакустической диагностики турбомашин. Вибродатчик устанавливают в полости внутреннего вала ротора в верхней его части в зону межвального подшипника. При замере спектра вибросигналов и определении резонансных частот внутренний вал ротора жестко закрепляют в окружном направлении с корпусом турбомашин и раскручивают наружный вал ротора до заданных частот вращения. После остановки наружного вала ротора повторяют замеры в двух и более окружных положениях внутреннего вала относительно

вибродатчика. Оценку остаточного ресурса подшипника производят по виду спектра вибросигналов (рис. 3), что обеспечивает повышение точности прогнозирования при проведении вибродиагностики технического состояния межвального подшипника качения путем повышения помехоустойчивости при измерениях за счет возможности максимального приближения датчика к месту крепления подшипника, зафиксированного во время измерения относительно корпуса и являющегося его неподвижной частью.

Кроме методов оценки состояния подшипников качения с помощью частотного анализа (спектр огибающей, прямой спектр, временная форма вибросигнала) некоторые ведущие производители подшипников предлагают более простые методы: пик-фактор, эксцесс, метод ударных импульсов и др. Эти методы не требуют от специалиста специальных знаний анализа вибросигнала и сложной виброаппаратуры. Поэтому они широко применяются на практике обслуживающим вращающееся оборудование персоналом.

Диагностика подшипников качения, в которых анализ наличия дефекта в подшипнике производится по соотношению на временной форме вибросигнала пиковых значений амплитуд к среднеквадратичному уровню вибрации.

Суть метода Пик-Фактора состоит в том, что наличие даже зарождающихся дефектов в подшипнике приводит к появлению высокочастотных ударных импульсов и, следовательно, к увеличению уровней пиков амплитуд в высокочастотном сигнале вибрации, при этом его среднеквадратичные уровни, в общем случае, могут даже оставаться неизменными.

Рост значения ПФ, превышающий некоторый пороговый уровень, свидетельствует о возникновении единичных ударных импульсов (например: микроудары тел качения о раковину на внутренней кольце подшипника), а последующее снижение уровня ПФ говорит о появлении большого количества ударных импульсов, опасных для дальнейшей эксплуатации подшипника.

Для оценки технического состояния подшипника с помощью данного метода используют простейший виброметр позволяющий измерять два параметра вибрации:

1) среднеквадратичное значение (СКЗ) амплитуды виброускорения, то есть энергию вибрации;

2) пиковое значение (ПИК) амплитуды виброускорения (положительную, отрицательную или размах значения не имеет).

$$\text{ПФ} = \frac{a_{\text{пик}}}{a_{\text{скз}}} \quad (1)$$

Отношение двух параметров ПИК к СКЗ называется Пик-Фактором.

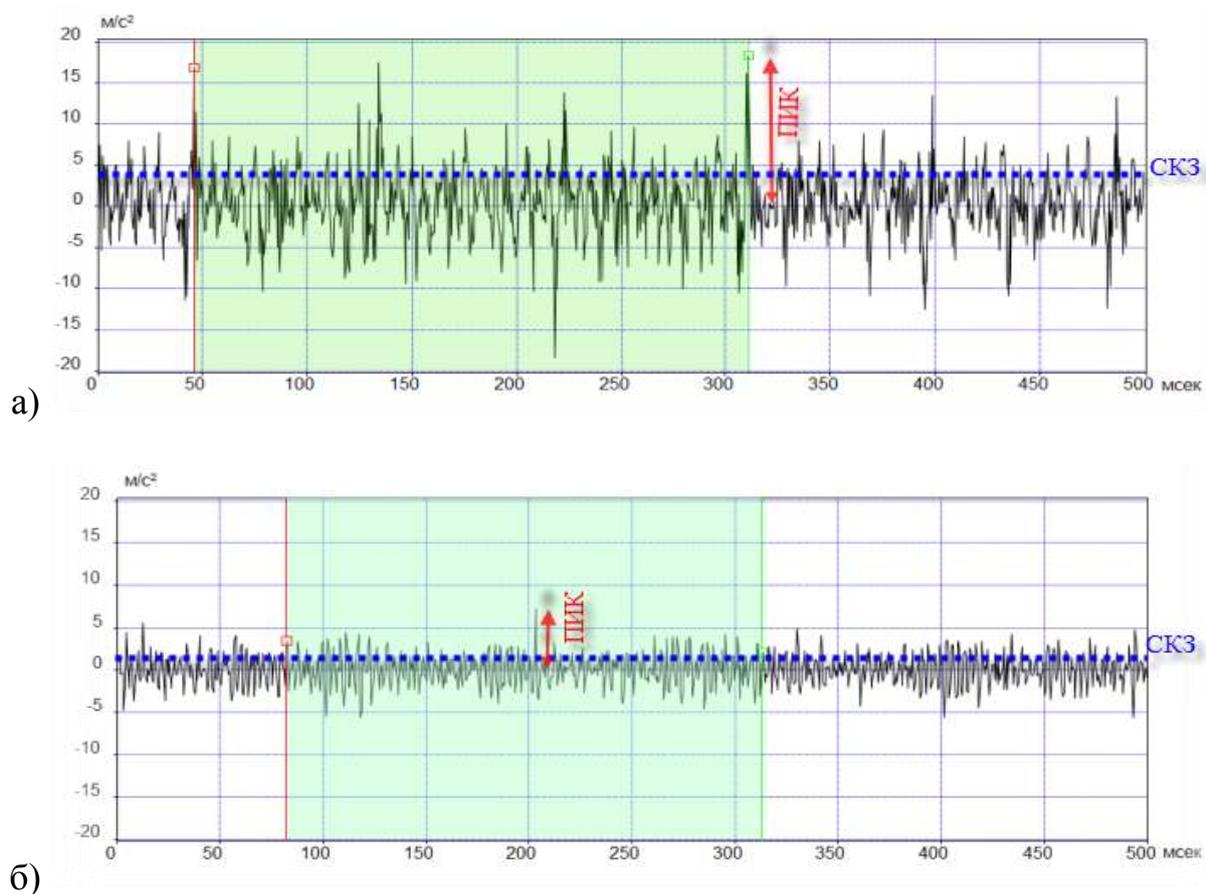


Рисунок 3. Временная форма вибросигнала подшипника качения.

Применение данного способа оценки работоспособности межвального подшипника обеспечивает более высокую вероятность обнаружения дефекта.

В целом, экспериментальные исследования, направленные на оценку работоспособности элементов межвальных подшипников в условиях эксплуатации, являются актуальными и обеспечивают повышение надежности авиационных двигателей.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шустова И.Г. Авиационные, ракетные, морские, промышленные. Иллюстрированный каталог авиадвигателей с их характеристиками, описанием / И.Г. Шустова. – М.: 2000 – 173 с.
2. Гачегов Н.А. Расчеты теплового состояния подшипников качения с различными системами смазки / Н.А. Гачегов, А.К. Маркин. – М.: Машиностроение, 2000. – 165 с.
3. Лозицкий Л.П. Конструкция и прочность авиационных газотурбинных двигателей / Л.П. Лозицкий, А.Н. Ветров, С.М. Дорошко. – М. 1992. – 511 с.
4. Патент РФ 1807770, МПК G 01 M 13/04.

ОРГАНИЗАЦИЯ ПРОЦЕССА ГОРЕНИЯ ТОПЛИВА В ИМПУЛЬСНОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Усенко А.Н.¹, Майрович Ю.И.²
¹bestday2008@mail.ru, ²mator38@mail.ru

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

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Реализация положенного в основу рабочего процесса современных газотурбинных двигателей термодинамического цикла Брайтона и анализа эффективности таких двигателей достаточно полно изучен. На сегодняшний день реализация иных термодинамических циклов является актуальной задачей, а повышенный интерес представляет использование в реактивном движении цикла Гемфри. В отличие от цикла Брайтона эффективность цикла Гемфри зависит еще и от степени повышения давления при изохорном подводе теплоты. В результате, переход от цикла Брайтона к циклу Гемфри может обеспечить повышение эффективности преобразование теплоты в работу на 30...50 %, что является актуальной задачей.

В основу организации процесса работы камер сгорания всех эксплуатируемых газотурбинных турбинных двигателей (ГТД) положен цикл Брайтона (рис. 1) протекающий при $p = const$ [1]. Реализация данного цикла, позволяет получить значительную работу и значительный термический КПД.

Однако известны и другие термодинамические циклы работы ГТД, которые бы позволили получить больший прирост полезной работы цикла и термического КПД. Таким циклом является термодинамический цикл Гемфри (рис. 2), реализация которого идет при $v = const$ [1].

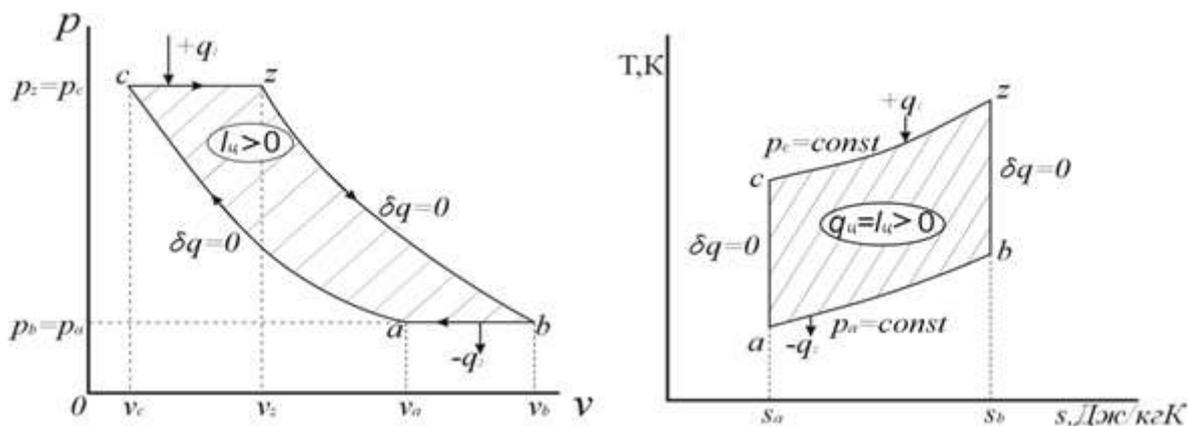


Рисунок 1. Термодинамический цикл Брайтона.

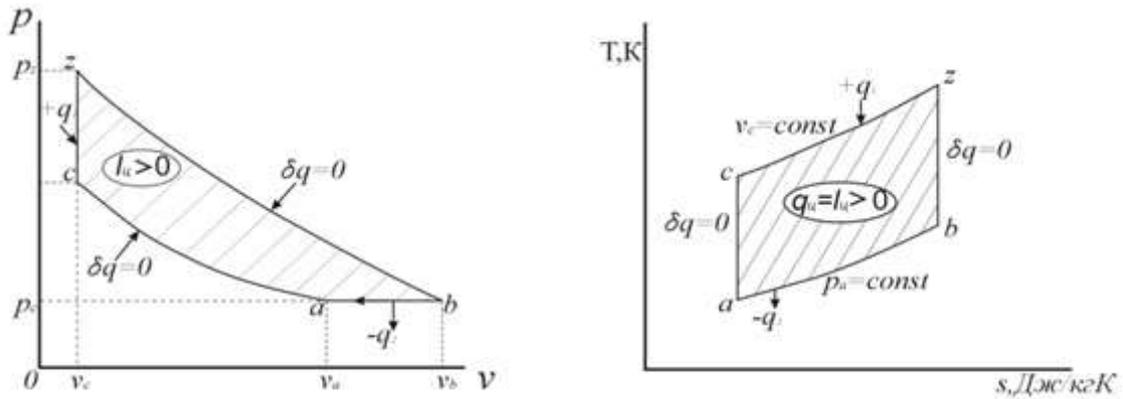


Рисунок 2. Термодинамический цикл Гемфри.

Реализация цикла Гемфри возможна в пульсирующем воздушно реактивном двигателе [1].

Существует два класса ПуВРД (рис. 3):

- бесклапанные;
- с механическим клапаном.

Бесклапанные ПуВРД в качестве рабочего тела используют горючие газы. Так как в таких ПуВРД отсутствует предварительное сжатие воздуха то рабочий цикл такого двигателя из цикла Гемфри вырождается в цикл Ленуара.

Принцип работы бесклапанного ПуВРД заключается в следующем: в камеру сгорания впрыскивается газ, поджигается, происходит повышение давления, раскаленные газы устремляются наружу через сопло и входное устройство, внутри камеры сгорания образуется разрежение, за счет чего камера сгорания наполняется порцией свежей газозвушной смеси.

В свою очередь клапанные ПуВРД имеют импульсную камеру сгорания (ИКС) с фронтальным устройством, состоящим из обратного клапана. Обратный клапан представляет собой тарелку 2 и шток 5.

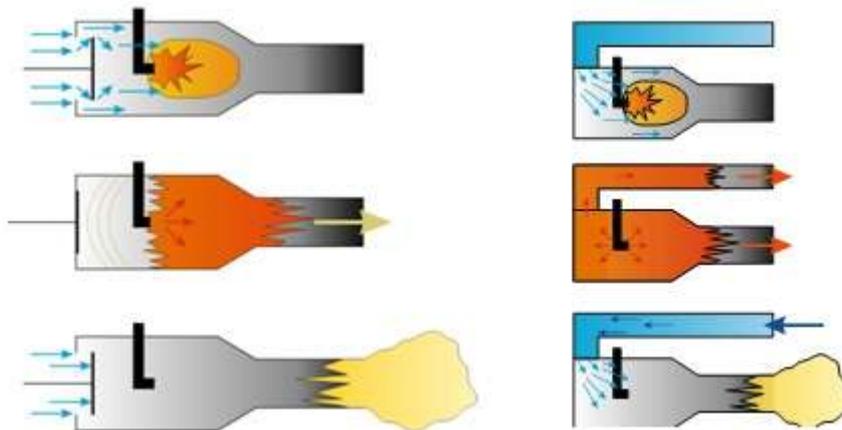


Рисунок 3.Схема работы клапанного и бесклапанного ПуВРД.

Принцип работы такого ПуВРД заключается в следующем: в жаровую трубу, наполненную свежим воздухом, подается топливо, образовавшаяся топливно-воздушная смесь поджигается. При сгорании топливно-воздушной смеси происходит резкое повышение давления, в результате чего обратный клапан закрывается, а раскаленные газы под большим давлением устремляются на выход через сопло, создавая разряжение внутри камеры сгорания. За счет перепада давления обратный клапан открывается и происходит наполнение свежим воздухом. Далее процесс повторяется.

Для обеспечения рабочего процесса в ИКС необходимо:

- за счет формирования газодинамической структуры течения сформировать топливно-воздушную смесь (ТВС);
- осуществить воспламенение ТВС;
- обеспечить отвод горячих газов.

Проектируемая ИКС (рис. 4) состоит из [2]:

- фронтального устройства 1, обеспечивающего импульсную подачу воздуха в жаровую трубу;
- цилиндрической части 6 (жаровой трубы), обеспечивающей определенный объем для существования зон обратных токов (ЗОТ);
- суживающейся части 7, обеспечивающей дросселирование потока газов для создания давления в КС;
- импульсной форсунки 9, 10, служащей для импульсной подачи топлива в зону обратных токов (ЗОТ);
- свечи розжига топлива 8, служащей для воспламенения топливовоздушной смеси.

В данной КС тарелка обратного клапана является плохообтекаемым телом и за собой формирует зону турбулентного течения, где перемешивается топливо с воздухом и создается ТВС. Однако эта зона не обеспечивает эффективное создание ТВС. По объему КС эта зона составляет примерно 30% от объема КС.

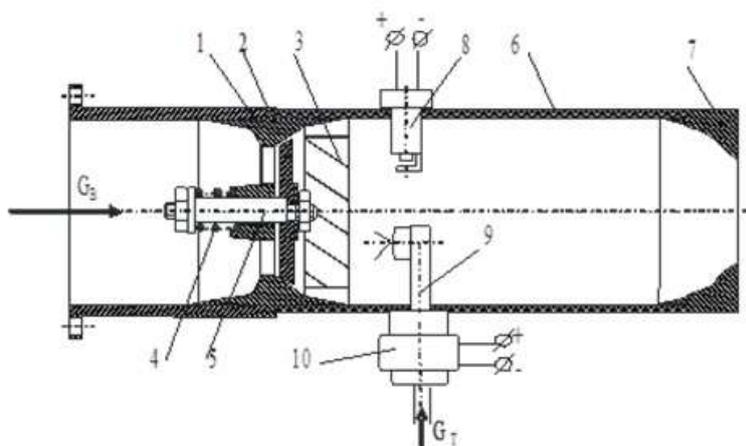


Рисунок 4. Схема импульсной камеры сгорания.

Создать объемную циркуляционную зону можно при помощи периферийного завихрителя 3 [2].

Завихритель представляет собой устройство, имеющее элементы, закручивающие воздух или топливно-воздушную смесь для осуществления процесса горения в камере сгорания (ГОСТ 23851-79) [3].

Величина циркуляционных зон в КС зависит от [4]:

- угла установки лопаток завихрителя;
- высоты лопаток завихрителя;
- диаметра КС и ее длины;
- диаметра сопла газосборника.

Фронтное устройство, выполнено в виде обратного клапана и периферийного завихрителя, создает за собой газодинамическую структуру потока состоящую из:

- спирального течения;
- кольцевого течения (граница ЗОТ);
- циркуляционной зоны или ЗОТ.

Виды течения зависят от соотношения осевых и тангенсальных скоростей.

Выявление структуры течения в ИКС проводилось на экспериментальной установке гидробассейн (рис. 5).

Были созданы модели ИКС с фронтным устройством в виде обратного исследования производились замеры высоты границы циркуляционных зон по радиусу камеры сгорания.

Проведение экспериментальных исследований потребовало соблюдение выполнения газодинамического подобия [5], которое заключается в соблюдении:

- 1) геометрического подобия;
- 2) кинематического подобия;
- 3) динамического подобия.



Рисунок 5. Экспериментальная установка гидробассейн.

За критерий подобия выбрано число Re .

Результаты экспериментальных исследований представлены в зависимостях $V_{зот}=f(\theta^0)$ $V_{зот}=f(H)$ $V_{зот}=f(D_{кc})$ $V_{зот}=f(D_c)$.

Для построения зависимостей $V_{зот}=f(\theta^0)$ были исследованы камеры сгорания с различными θ^0 .

Анализируя и обобщая результаты можно построить график (рисунок 6), анализ которого показывает, что при изменении управляющего воздействия изменяется размер ЗОТ, а оптимальному значению управляющего воздействия соответствуют завихрители с углом установки лопаток от 40^0 до 60^0 .

Для решения оптимизационной задачи выбираем метод градиентов. Градиент это вектор, своим направлением указывающий направление наискорейшего возрастания некоторой величины, значение которой меняется от одной точки пространства к другой (скалярного поля), а по величине (модулю) равный скорости роста этой величины в этом направлении. При решении оптимизационной задачи получили график изменения градиента (рис. 7). Изменение знака градиента говорит о нахождении экстремума функции. Это означает, что оптимальным будет являться завихритель с углом выхода потока 53^0 .

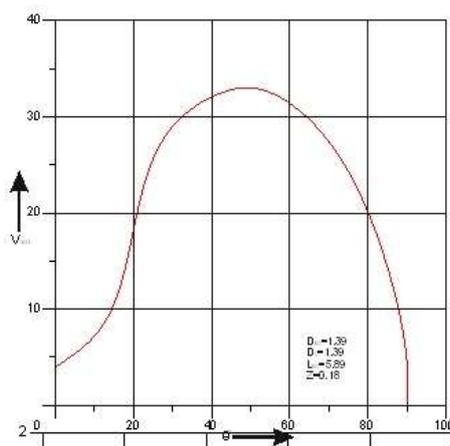


Рисунок 6. Влияние угла установки лопаток на размеры циркуляционной зоны.

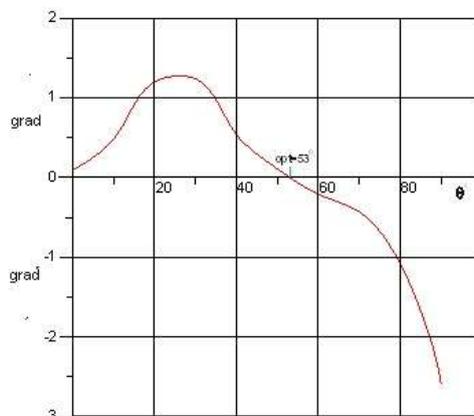


Рисунок 7. График градиента функции $V_{зот}$ в зависимости от θ^0 .

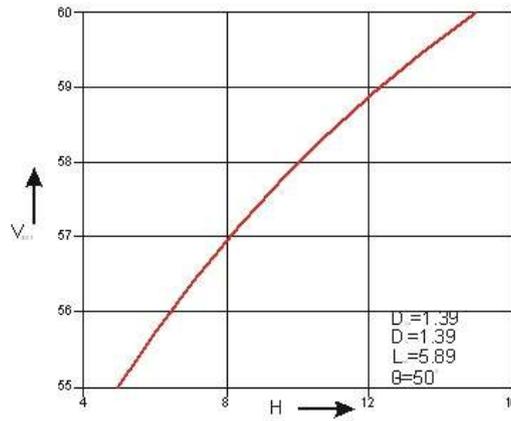


Рисунок 8. Зависимость объема ЗОТ от высоты лопаток завихрителя.

Исследование влияния высоты лопаток H показало, что с увеличением высоты лопатки увеличивается зона обратных токов (рис. 8). Однако максимальная высота лопатки ограничена конструктивными особенностями фронтного устройства.

Исследование влияния диаметра камеры сгорания D_{kc} показало, что с изменением D_{kc} изменяется объем ЗОТ. Обобщая данные эксперимента получили зависимость объема ЗОТ от D_{kc} (рис. 9), из которой видно, что бесконечное увеличение D_{kc} не целесообразно т.к. при превышении D_{kc} 1,8 рост замедляется. Поэтому оптимальный диаметр КС равен 1,8.

Исследование влияния D_c показали, что с изменением D_c изменяются объем ЗОТ, обобщая полученные данные построили зависимость объема ЗОТ от D_c (рис. 10), из которой видно, что оптимальным диаметром сопла являются диаметры от 0,4 до 0,6 относительного размера.

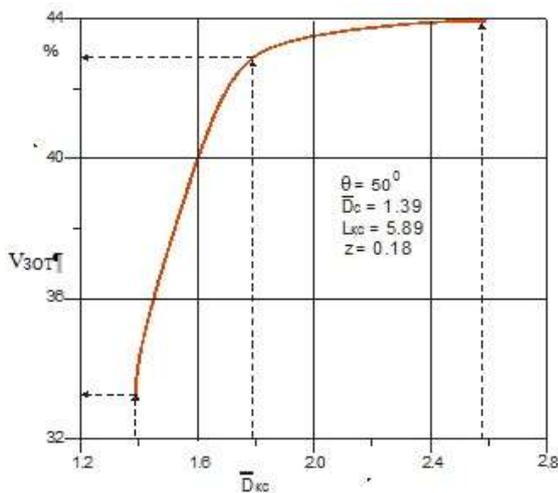


Рисунок 9. Зависимость V_{zot} от диаметра камеры сгорания.

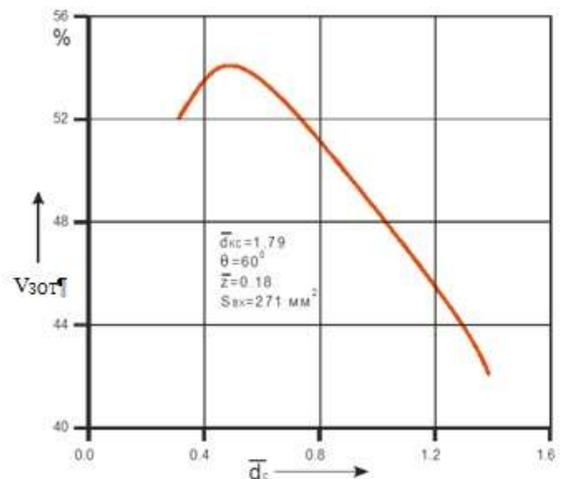


Рисунок 10. Зависимость V_{zot} от диаметра сопла.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кобельков В.Н. Термодинамика и теплопередача / В.Н. Кобельков, В.Д. Улас, Р.М. Федоров. – М.: Изд. ВВИА им проф. Н.Е. Жуковского, 2004. – 328 с.
2. Исаев А.И. Конструкция импульсной камеры сгорания для газотурбинного двигателя: Высокие технологии, экономика, промышленность [текст] / А.И. Исаев, А.М. Сафарбаков, Д.В. Богданович, Ю.И. Майрович // Сборник статей тринадцатой международной научно-практической конференции «Фундаментальные и прикладные исследования, разработка и применение высоких технологий в промышленности и экономике». 24-26 мая 2012 года, Санкт-Петербург. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – Т.2 – 212 с.
3. ГОСТ 23851-79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения.
4. Исаев А.И., Сафарбаков А.М., Майрович Ю.И. Гидродинамические исследования структуры потока в жаровой трубе импульсной камеры сгорания авиационного ГТД. Materiály IX mezinárodnívědecko – praktickákonference «Modernívymoženostivědy – 2013». – Praha: Изд-во Publishing House «Education and Science» 2013. – С.40 – 47.
5. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента / Х. Шенк – М.: Мир, 1972. – 381 с.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ИЗБЫТКА ВОЗДУХА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Скоробогатов С.В.
maestro.ru@mail.ru

Исаев А.И.
isaew_alexandr@mail.ru
(научный руководитель)

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Рассмотрены основные аспекты процесса горения в камерах сгорания ГТД, а так же на примере модели стехиометрической камеры сгорания описана методика определения расходных характеристик топлива и воздуха с целью достижения необходимого коэффициента избытка воздуха.

Для полного сгорания топлива требуется вполне определенное количество воздуха (L_0).

Однако количество действительно подведенного к топливу воздуха L_d в двигателе, как правило, отличается от теоретически необходимого. В ВРД обычно $L_d > L_0$. Их соотношение характеризуется коэффициентом избытка

воздуха $\alpha = \frac{L_d}{L_0} = \frac{G_B}{G_T \cdot L_0}$. При $\alpha=1$ горючая смесь называется стехиометрической, при $\alpha < 1$ – богатой (топливом), а при $\alpha > 1$ – бедной [1].

Так как в горении принимает участие только кислород, составляющий в воздухе 23% по массе и 21% по объему, то стехиометрическое отношение может быть вычислено по уравнению реакции. Для керосина $C_{12}H_{24}$ эта

величина составляет 0,0676 или $\frac{1}{14,793}$, т.е. для полного сгорания 1 г керосина необходимо 14,793 г воздуха [2].

При организации стехиометрического горения из топлива выделяется вся скрытая в нем теплота.

В богатой топливо-воздушной смеси процесс горения не завершается полностью и несгоревшие остатки топлива, преимущественно в виде окиси углерода и несгоревших углеводородов, покидают область горения. В данном случае температура горения снижается за счет затрат тепла на нагрев и испарение лишнего топлива, которое не участвует в процессе горения.

В бедной топливо-воздушной смеси топливо сгорает полностью, однако температура горения снижается за счет затраты тепла на нагрев лишнего воздуха, не принимающего участия в горении. Именно такие смеси используются на данный момент в камерах современных газотурбинных двигателей по причине обеспечения необходимого уровня температуры.



Рисунок 1. Процесс испытания модели стехиометрической камеры сгорания на камерном стенде.

Т.е. при протекании воздуха через дроссельную шайбу возникает перепад статического давления $\Delta p = p_1 - p_2$, который зависит от скорости потока и, соответственно, расхода вещества. В зависимости от геометрических размеров дроссельная шайба имеет свой коэффициент, присвоенный на заводе изготовителе. Таким образом, можно определить расход вещества как:

$$G_B = K_{ш} \cdot \sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta p}, \quad (1)$$

где $K_{ш}$ – коэффициент шайбы, ρ – плотность воздуха, Δp – перепад давления на шайбе.

Так как дроссельная шайба изготавливалась самостоятельно, необходимо было определить коэффициент шайбы путем ее тарировки по соплу, поскольку данный метод измерения расхода не подвергается сомнению.

Исходными данными служили результаты замера перепада давления на шайбе ΔP , давление перед $p_{пер.}$ и после шайбы $p_{посл.}$, а также температура за турбовоздуходувкой $T_{вход}$ и температура перед выходным сечением (соплом) $T_{выход}$.

Как известно, максимальная плотность тока при изоэнтальпическом течении газа достигается при скорости, равной местной скорости звука.

Следовательно:

$$q(\lambda) = \frac{c\rho}{a_{кр} \cdot \rho_{кр}}, \quad (2)$$

где $q(\lambda)$ – относительная плотность тока, $c\rho$ – плотность тока в потоке газа, $a_{кр} \cdot \rho_{кр}$ – максимально достижимая плотность тока при адиабатном изменении состояния газа.

Применяя тождество:

$$\frac{\rho}{\rho^*} = \frac{\rho}{\rho^*} \cdot \frac{\rho^*}{\rho_{кр}}, \quad (3)$$

и выражая относительную плотность $\varepsilon = \frac{\rho}{\rho^*}$ через относительную скорость λ , получим:

$$q(\lambda) = \left(\frac{k+1}{2}\right)^{\frac{1}{k-1}} \cdot \lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}, \quad (4)$$

Так как относительная скорость $\lambda = \frac{c}{c_{кр}}$, а

$$c_{кр} = \sqrt{k \cdot R \cdot T} = \sqrt{\frac{k+1}{2} \cdot R \cdot T^*} = 18,3 \cdot \sqrt{T^*} \text{ и } c = \sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot R \cdot T^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{кон}^{\frac{k-1}{k}}}\right)}, \text{ то:}$$

$$\lambda = \frac{\sqrt{\frac{2k}{k-1} \cdot R \cdot T^* \cdot \left(1 - \frac{1}{\pi_{con}^{\frac{k-1}{k}}}\right)}}{18,3 \cdot \sqrt{T^*}}, \quad (5)$$

где π_{con} – степень понижения давления газа в сопле.

Данные формулы позволяют легко найти расход воздуха через произвольный канал по известной площади сечения сопла F по числу λ и по параметрам заторможенного потока [5].

В свою очередь уравнение расхода $G=c\rho F$ можно записать как $G = a_{кр} \cdot \rho_{кр} \cdot q(\lambda) \cdot F$, тогда:

$$G = m \cdot \frac{\rho^*}{\sqrt{T^*}} \cdot q(\lambda) F, \quad (6)$$

где

$$m = \sqrt{\frac{\kappa}{R} \left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}. \quad (7)$$

Получив значение расхода, выражаем коэффициент дроссельной шайбы из уравнения (1):

$$K_{ш} = \frac{G}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot \Delta P}}, \quad (8)$$

Для данного метода был составлен расчетный алгоритм в расчетной среде MathCAD и вычислены значения при различных уровнях расхода.

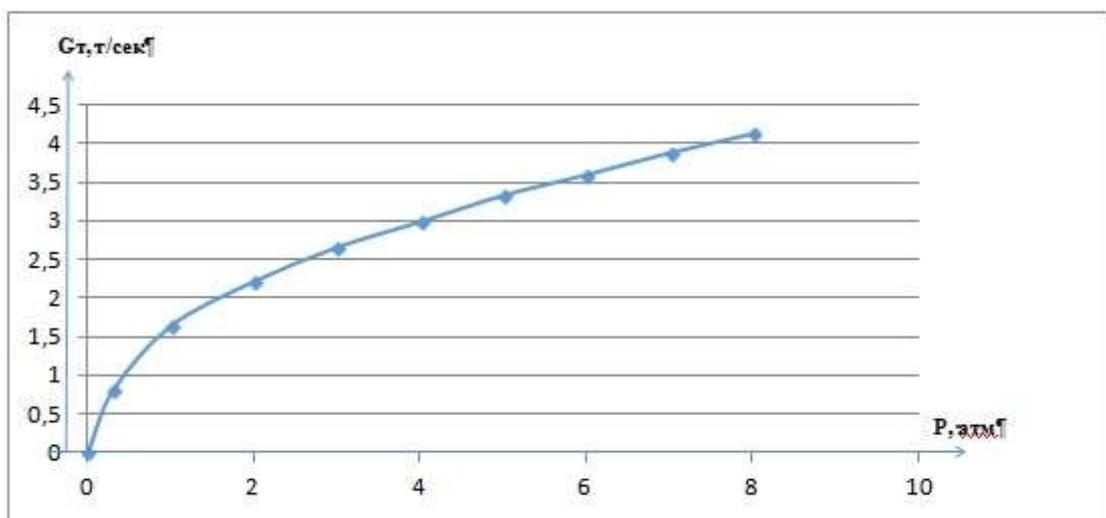


Рисунок 3. Расходная характеристика форсунки.

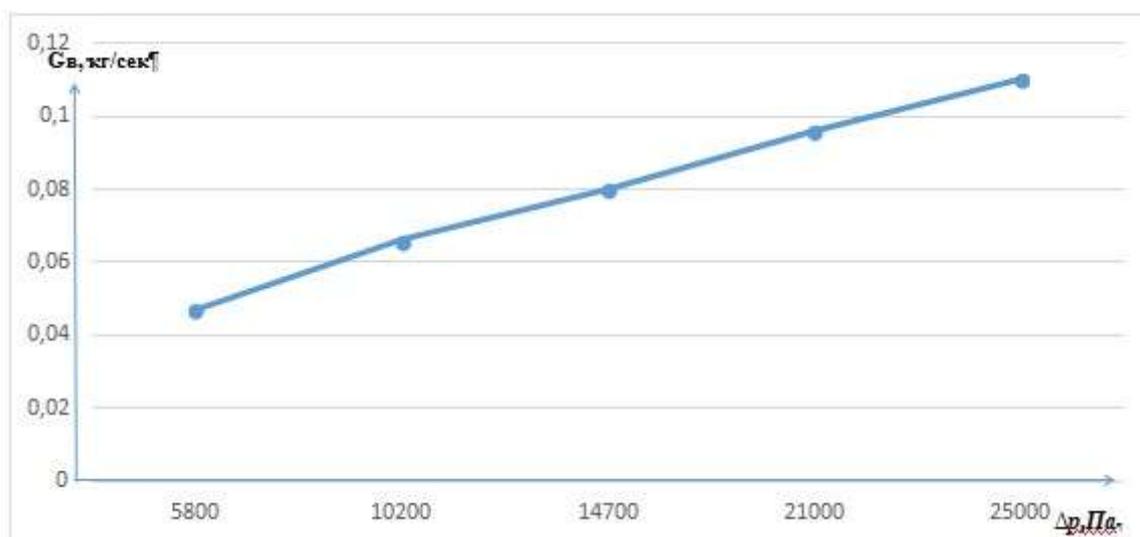


Рисунок 4. Расходная характеристика воздушной магистрали.

Измерение секундного расхода топлива через форсунку производилась путем взвешивания на лабораторных весах (точность до 1 мг) истекшего топлива за равный интервал времени (1 минута) при различном давлении в топливной системе. По результатам измерений были построены расходные характеристики топлива (рис. 3) и воздуха (рис. 4).

Основываясь на расходных характеристиках по топливу и воздуху, становится возможным, изменяя расход воздуха и изменяя давление в топливной системе обеспечить в камере сгорания требуемый коэффициент избытка воздуха.

ЛИТЕРАТУРА

1. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Федоров. – М.: Машиностроение, 1978. – 648 с.
2. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД / А. Лефевр. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
3. ГОСТ 8.563.1-97 ГСИ. Измерение расхода и количества жидкостей и газов методом переменного перепада давления. Диафрагмы, сопла ИСА 1932 и трубы Вентури, установленные в заполненных трубопроводах круглого сечения. Технические условия.
4. Преображенский В.П. Теплотехнические измерения и приборы / В.П. Преображенский. – М.: «Энергия», 1978. – 704 с.
5. Пурий В.И. Таблицы и диаграммы теплофизических величин и газодинамических функций / В.И. Пурий, А.В. Василенко – Иркутск: ИВВАИУ, 1999. – 65 с.

РАЗРАБОТКА МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО СТЕНДА

Агеев Д.В., Перепелов Д.В.

Ходацкий С.А.

(научный руководитель)

Sergeixodatski@mail.ru

Кафедра авиационных двигателей

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

В статье проведено описание экспериментального стенда. Приведена схема масляной системы стенда. Обоснована конструкция насосной станции. Приведено описание электродвигателя изменяемой частоты вращения и насоса. Показана схема подключения электродвигателя.

Одной из причин досрочного съема двигателей являются отказы межвального подшипника. К их числу относятся (рис. 1): повышенный износ дорожек, тел качения и сепараторов, усталостное выкрашивание металла на рабочих поверхностях колец и роликов, проскальзывание колец подшипников и другие.

Вследствие сложности теоретического расчета работы данных подшипников [1], представляется целесообразным проведение экспериментальных исследований.

Для проведения экспериментальных исследований подшипников была разработана экспериментальная установка. Схема экспериментальной установки приведена на рис. 2.

Экспериментальная установка состоит из масляного бака, фильтра, приводных нагнетающего и откачивающего насосов, датчиков давления и температуры на выходе из подшипника и объекта исследования – роликового межвального подшипника. Масляный бак 1 (рис. 3) емкостью 35 литров обеспечивает необходимый запас масла.



Рисунок 1. Фрагменты межвального подшипника.

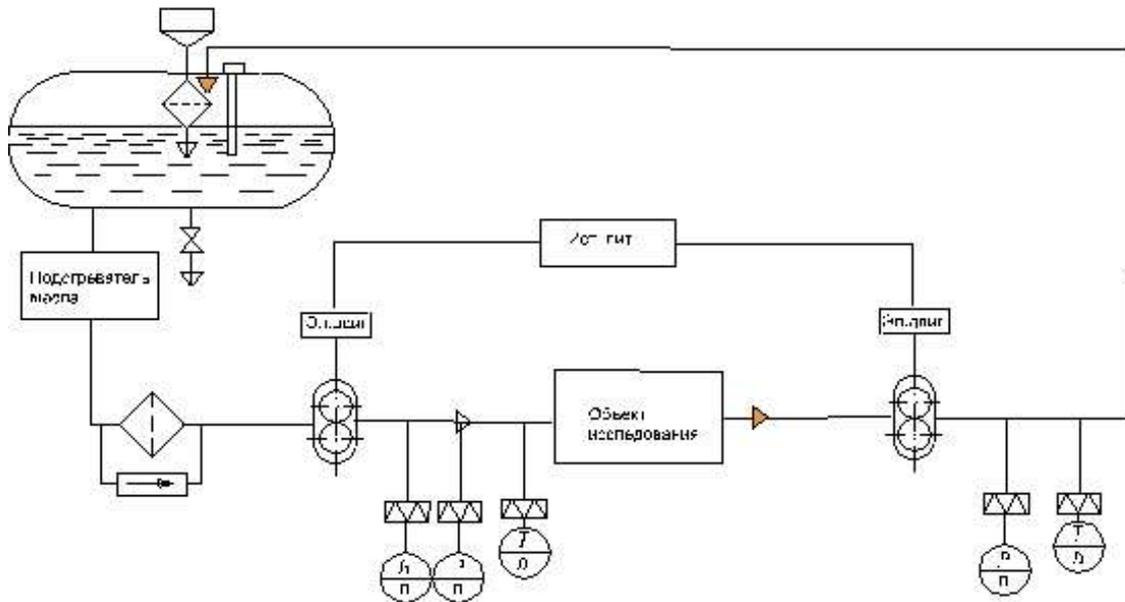


Рисунок 2. Схема экспериментальной установки.

Масляный фильтр (рис. 4) обеспечивает фильтрацию прокачиваемого масла.

Нагнетающий и откачивающие насосы представляют собой коллекторный электродвигатель типа МСА, выдающий 22000 об/сек без нагрузки, и автомобильного насоса гидроусилителя руля (ГУР) (рис. 5). Обеспечение изменения частоты вращения осуществляется регулятором частоты оборотов двигателя ВМ 245, соединенным клиноременной передачей с электродвигателем.



Рисунок 3. Масляный бак:
1 – корпус; 2 – станина; 3 – трубопровод.



Рисунок 4. Масляный фильтр:
1 – корпус фильтра; 2 – стакан;
3, 4 – штуцер.



Рисунок 5. Электродвигатель с насосом :1 – электродвигатель типа МСА; 2 – насос; 3 – регулятор частоты оборотов двигателя ВМ 245; 4 –клиноремённая передача.

По сравнению с коллекторными, асинхронные двигатели обладают значительно более простой конструкцией. Сам двигатель имеет два элемента: неподвижный статор и вращающийся ротор. Его запуск осуществляется с помощью пусковой обмотки с высоким сопротивлением или пускового конденсатора с пусковой обмоткой. Направление вращения двигателя, необходимое для разных этапов, изменяется за счет того, что обмотки двигателя переключаются.

Схема двигателя приведена на рис. 6.

На двигателе имеется возможность изменения направления вращения (правое или левое). Изменение направления вращения позволяет менять взаимное положение внутренней и наружной обойм подшипника, т.е. менять скольжение обойм.

Подключение клемм (рис. 7) не требует больших затрат времени и позволяет в короткий срок изменить направление вращения [2, 3].

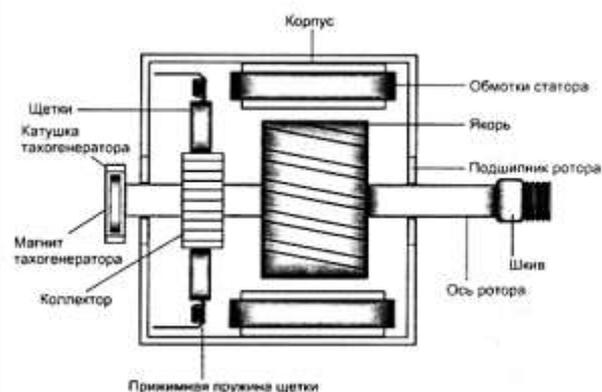
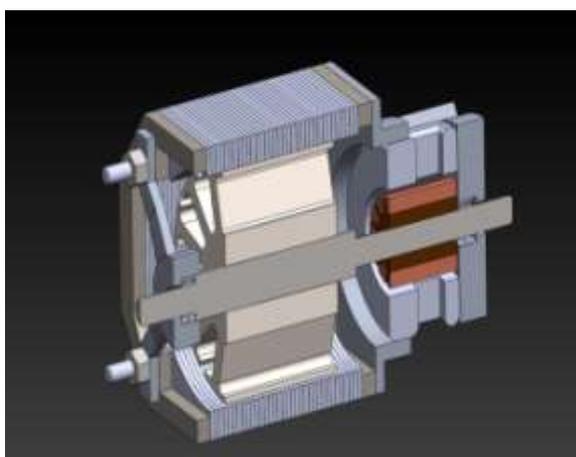


Рисунок 6. Схема двигателя.



Рисунок 7. Подключение клемм для правого и левого вращения.

Электрическая схема двигателя приведена на рис. 8.

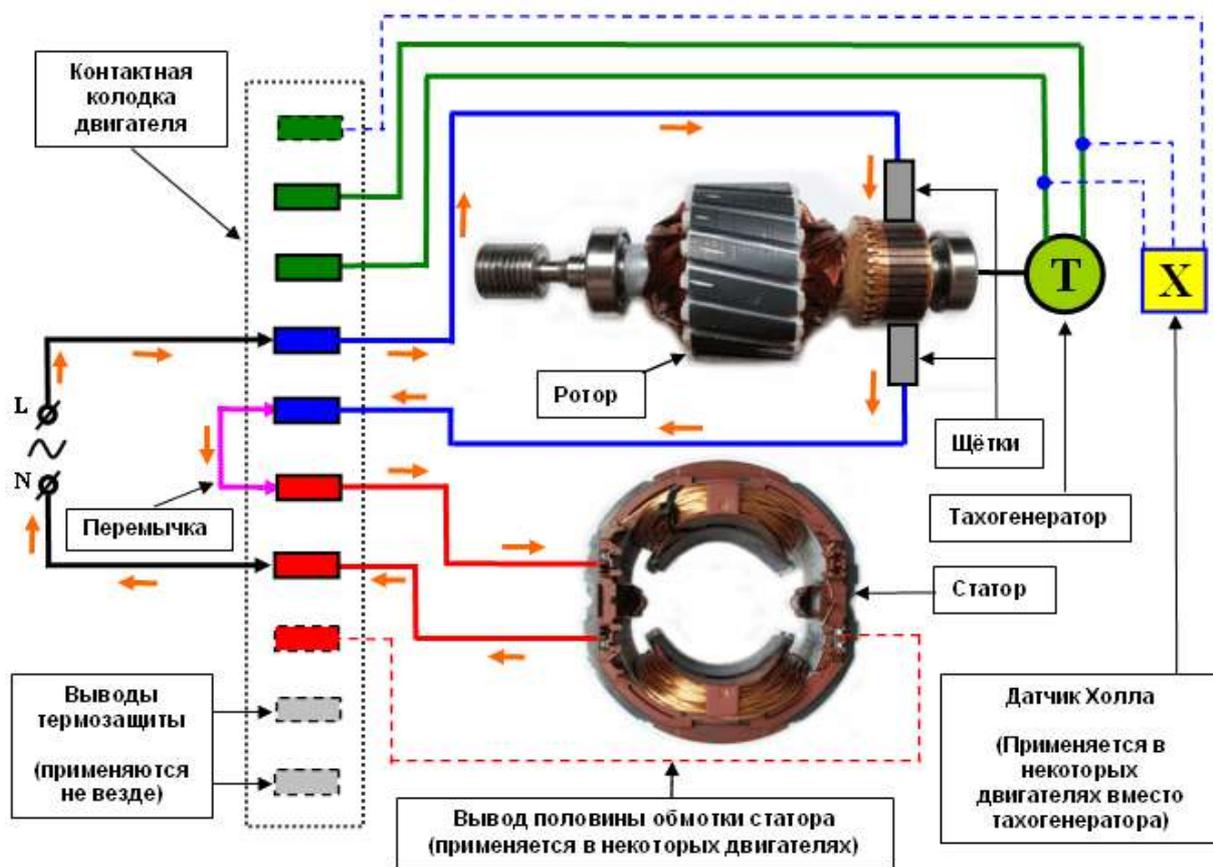


Рисунок 8. Электрическая схема двигателя.

Для контроля работы системы применяются стрелочные манометры (рис.9, 10). Они позволяют контролировать давление и температуру масла.



Рисунок 9. Указатели давления и температуры масла :1 – указатель температуры; 2 – указатель давления.



Рисунок 10. Насос.

С электродвигателем клиноременной передачей связан насос (рис. 10). В качестве насоса выбран гидроусилитель руля. Схема гидроусилителя приведена на рис. 11.

Из-за действия центробежной силы и давления масла вращается вал насоса и лопасти, перемещаясь в пазах ротора, прижимаются к внутренней поверхности статора, таким образом, захватывая масло, вследствие чего оно попадает через отверстия в распределительном диске в нагревательную полость. Циркуляцию рабочей жидкости и давление в системе обеспечивает насос. Более распространены пластинчатые насосы из-за высокого КПД и низкой чувствительностью к износу. Насос ГУР приводится во вращение ремнем от электродвигателя, засасывая при этом масло и нагнетая его под высоким давлением в подшипник. Таким образом, экспериментальная установка позволяет проводить исследования работоспособности межвалльных подшипников авиационных двигателей.

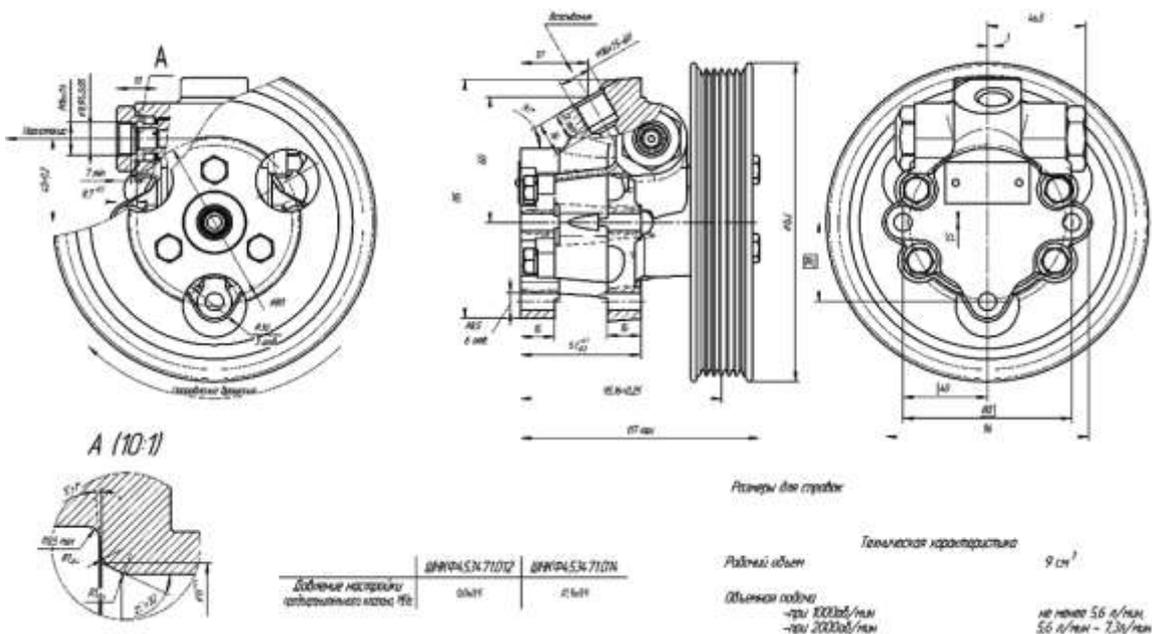


Рисунок 11. Схема гидроусилителя.

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. Подключение коллекторного двигателя МСА 52/64 – 148/RN1 [электронный ресурс] URL: <http://turnir.vminske.com/dviglo.htm> (дата обращения 15.09.2014).
3. Электродвигатели стиральных машин [электронный ресурс] URL: http://www.a-qualux.ru/index/ehlektrodvigateli_stiralnykh_mashin/0-21 (дата обращения 15.09.2014).

ОБ ОЦЕНКЕ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ЛАЗЕРНОГО ОПТИКО-АКУСТИЧЕСКОГО МЕТОДА ДЛЯ ОЦЕНКИ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПРИГОДНОСТИ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Карпенко О.Н., Казарин Е.В., Масютенко Д.А.
kaska79@yandex.ru

Попов А.В.
(научный руководитель)
avpnil@rambler.ru

Кафедра авиационных двигателей
ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
г. Воронеж

Рассмотрены возможности лазерного оптико-акустического метода для оценки эксплуатационной пригодности лопаток газотурбинного двигателя и представлены результаты моделирования зависимости скорости поверхностной акустической волны от напряженно-деформированного состояния исследуемого материала методом искусственного нагружения.

Для повышения достоверности оценки эксплуатационной пригодности лопаток авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) необходимым условием является определение фактического напряженно-деформированного состояния материала с выявлением зон концентрации напряжений.

В настоящее время широкое распространение получают ультразвуковые методы неразрушающего контроля, основанные на оптоакустическом эффекте. Определение остаточных напряжений осуществляется по измерению времени задержки распространения продольных или сдвиговых акустических волн, поскольку механические напряжения приводят к изменению скорости звука в среде. Для этого требуется высокая точность измерения скорости звука [1].

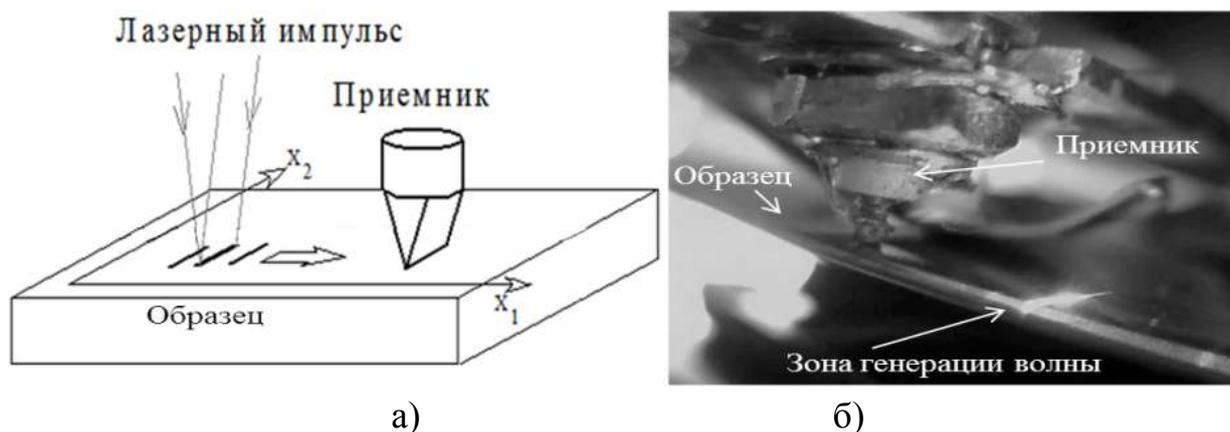


Рисунок 1. Схема измерений а) схема дифференциального метода измерений; б) положение приемника и зоны возбуждения волны на лопатке.

Такую прецизионную точность можно достичь с использованием коротких акустических импульсов, получаемых средствами лазерной оптоакустики [1-4]. Но вопрос количественной оценки остаточных напряжений по изменению скорости звука в материале реальных конструкций является актуальным и малоизученным.

Для решения этой задачи нами исследовалась возможность использования лазерной генерации поверхностной акустической волны (ПАВ) в лопатках авиационных ГТД, регистрации, обработки и анализа параметров акустической волны с целью оценки возможности определения остаточных напряжений.

Методика экспериментальных исследований по измерению скорости ПАВ в лопатках ГТД заключалась в следующем. Исследуемая лопатка устанавливалась на координатный столик экспериментальной лабораторной установки. В зоне лопатки подлежащей контролю, устанавливался клиновидный пьезоэлектрический приемник ПАВ с условием обеспечения сухого точечного контакта с поверхностью лопатки. Блок генерации ПАВ помещался на подвижный столик с шаговым двигателем, что дает возможность перемещать источник акустических волн с заданным шагом. Система линз, фокусирующая излучение на поверхности лопатки настраивалась таким образом, чтобы линия фокусировки располагалась на расстоянии 3-5 мм от зоны контакта датчика ПАВ с лопаткой, а направление распространения волны ПАВ совпадало с направлением, в котором необходимо измерять скорость ПАВ и соответственно определять наличие остаточных напряжений.

Для измерения скорости ПАВ применялся дифференциальный метод, схема и общий вид которого представлены на рис. 1.

ПАВ на поверхности лопатки возбуждалась импульсным лазером и регистрировалась клиновидным пьезоэлектрическим приемником (рис. 2), после чего производилось измерение времени пробега этой волны. После генерации ПАВ расстояние источник-приемник увеличивалось на заданный шаг (100 мкм) и производилось новое измерение. Изменение зоны контроля производилось при перемещении лопатки с помощью системы перемещения

координатного столика. Для каждой исследуемой зоны контроля в лопатке ГТД производилось не менее 30 измерений, что позволяло получить необходимую выборку для анализа. Далее с помощью фазового метода для данной зоны контроля определялась фазовая скорость поверхностной акустической волны $C_R(\omega)$ [3].

В связи с тем, что основным расчетным случаем нагружения лопаток ГТД является одноосное напряженное состояние (обусловленное в большей степени действием центробежных сил) измерение значения напряжений в лопатке ГТД необходимо определять от корневого сечения вдоль по перу лопатки.

При оценке остаточных напряжений в лопатках авиационных газотурбинных двигателей необходимо аналитически определить расположение зон концентрации максимальных напряжений (рабочих или остаточных), а достоверность полученных результатов проверить расчетным или разрушающим методом.

Как правило, контроль остаточных напряжений в лопатках осуществляется после снятия рабочих нагрузок в условиях остаточного напряженно-деформированного состояния, когда напряжения и деформации могут иметь противоположный знак и другие значения по сравнению с рабочими. В данных условиях получаемые значения необходимо анализировать с учетом особенностей эксплуатации и характера рабочих нагрузок лопаток ГТД.

Решение таких задач возможно при комплексном подходе, включающем в себя этап моделирования напряженно-деформированного состояния лопаток газотурбинного двигателя с применением метода конечных элементов. Данный метод позволяет аналитически представить картину сложноподвижного состояния поверхностного слоя исследуемой лопатки и определить возможные зоны концентрации критических напряжений. Для этого используются пакеты прикладных программ SolidWorks и Cosmos, или Unigraphics и Ansis.

При этом определяются нагрузки, действующие на лопатку в процессе работы ГТД (рис. 2).

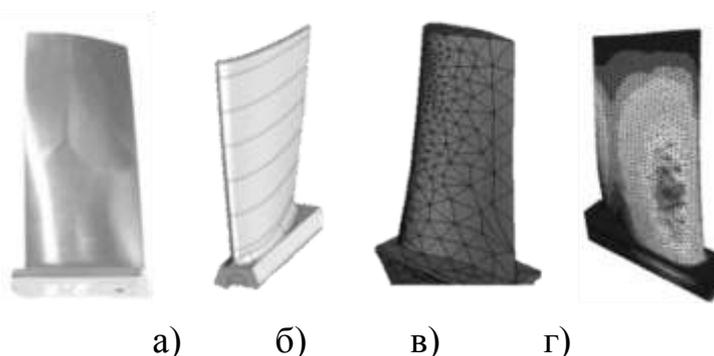


Рисунок 2. Определение зон концентрации напряжений в исследуемых лопатках ГТД: а) лопатка ГТД ПС-90; б) 3D-модель исследуемой лопатки; в) разбиение лопатки на конечные элементы; г) модель распределения напряжений по перу лопатки.

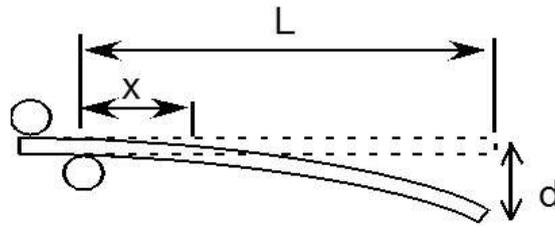


Рисунок 3. Схема нагружения образца.

По полученному распределению напряжений в лопатках определяются зоны, в которых необходимо оценивать остаточные напряжения при контроле эксплуатационной пригодности лопаток ГТД. Для определения фактических численных значений напряженно-деформированного состояния в материале лопаток ГТД с помощью лазерного оптико-акустического метода необходимо экспериментально установить корреляционные зависимости между значениями скоростей поверхностной акустической волны и величинами остаточных напряжений в данном материале.

При этом для моделирования напряженно-деформированного состояния можно использовать нагружение образцов изгибом (рис. 3).

Сделано допущение, что ПАВ локализована в приповерхностном слое толщиной порядка длины волны (в нашем случае порядка 100 микрон), что существенно меньше толщины исследуемого образца $h = 3$ мм.

Для проведения измерений скорости ПАВ, использовалась разработанная экспериментальная лабораторная установка, в которой вместо координатного столика для размещения образца использовалось устройство для изгибного нагружения образцов (рис. 3).

Нагружение осуществлялось ступенчато таким образом, чтобы отклонение конца пластины d от исходного (ненапряженного) положения изменялось с шагом 0,5 мм. При таком нагружении напряжение в области измерения на поверхности образца описывается формулой (в приближении Эйлера-Бернулли [5]):

$$\sigma = \frac{3dh}{2L^3} E(L-x), \quad (1)$$

где: $h=3$ мм – толщина образца; E – модуль Юнга для сплава ВТ 6, $E=104$ ГПа.

В ходе проведенных исследований, были получены результаты в виде зависимости скорости поверхностной акустической волны от напряжения в исследуемой области образца (рис. 4).

Необходимым условием применения лазерного оптико-акустического метода для построения практических калибровочных характеристик для конкретных деталей ГТД, является использование в качестве образцов деталей из того же материала, с аналогичной механической и термической обработкой.

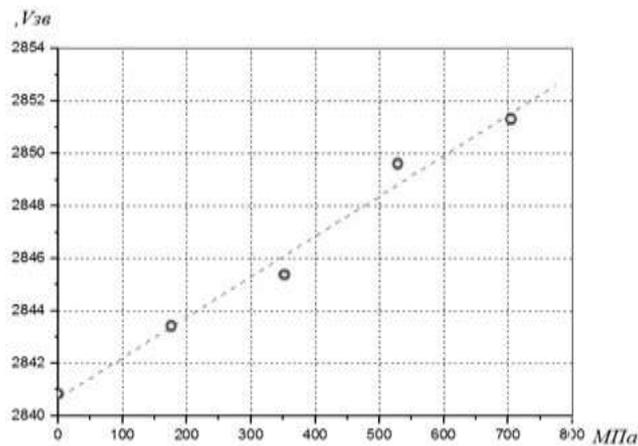


Рисунок 4. Моделирование зависимости скорости ПАВ в образце от величины напряжения, сглаженная методом наименьших квадратов.

Полученные результаты в виде зависимости скорости ПАВ от величины изгибной нагрузки в растягивающей области исследуемого образца необходимо сопоставлять с полученными результатами скоростей ПАВ в исследуемых лопатках.

Таким образом, применение разработанной экспериментальной установки для оценки остаточных напряжений на основе лазерного оптико-акустического метода позволит повысить достоверность определения эксплуатационной пригодности лопаток на этапах производства и ремонта ГТД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ивочкин А. Измерение распределения скорости продольных акустических волн в сварных соединениях лазерным оптикоакустическим методом [текст] / А. Ивочкин, А. Карабутов, М. Лямшев, И. Пеливанов, У. Рохатги, М. Субудхи // Акустический журнал. – 2007. – том 53, 4. – С.1-8.
2. Гусев В. Лазерная оптоакустика / В. Гусев, А. Карабутов – М.: Наука, 1991. – 304 с.
3. Девиченский А. Диагностика остаточных напряжений в металлах с помощью широкополосных поверхностных акустических импульсов [текст] / А. Девиченский, А. Ломоносов, С. Жаринов, В. Михалевич и др. // Акустический журнал. – 2009. – том 55. – № 1. – С.39-46.
4. Lomonosov A., Mayer A., Hess P. Laser-based surface acoustic waves in material science // Experimental Methods in the Physical Sciences, Academic Press, New York. – 2001. – Vol. 39. – pp. 65-134.
5. Манита А.Д. Теория вероятностей и математическая статистика / А.Д. Манита // Учебное пособие. – М.: Издат. отдел УНЦ ДО. – 2001. – 120 с.

АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ВИХРЕВОГО РЕГУЛЯТОРА ДАВЛЕНИЯ В СИСТЕМЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Теницкий М.Ф.
maximtenitskiy@mail.ru

Кривенок А.Г.
(научный руководитель)
krag61@mail.ru

Кафедра авиационных двигателей
ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
г. Воронеж

Выполнен теоретический обзор процесса возникновения вторичных течений в радиальном зазоре и на втулке рабочего колеса осевого компрессора авиационного газотурбинного двигателя и способы управления ими. Представлены возможные способы воздействия на поток с целью улучшения характера течений в пограничном слое рабочих лопаток осевого компрессора. Разработана принципиальная пневматическая схема вихревого регулятора давления, описан его принцип действия и основные конструктивные особенности.

Одной из приоритетных задач, стоящей перед авиационной промышленностью является развитие двигателестроения. Повышение эффективности, экономичности, безопасности и надежности авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) – основные критерии результативности в данной области машиностроения.

Компрессор повышает давление воздуха, поступающего из входного устройства, и проталкивает его далее по тракту двигателя. При этом давление воздуха возрастает в 20 и более раз. Вследствие этого компрессор является одним из основных узлов современных ГТД, от эффективности работы которого зависят характеристики силовой установки в целом.

В условиях боевого применения самолета возникают сильные возмущения потока воздуха на входе в компрессор. Значительная закрутка потока вызывает большие градиенты скоростей и давлений воздуха по тракту двигателя. Если в пограничном потоке воздуха вектор градиента давления не совпадает с вектором скорости, то силы давления приводят к возникновению вторичных течений. Природа возникновения вторичных течений является не до конца изученной и актуальной темой. Теоретические исследования закрученных потоков были проделаны Н.Е. Жуковским, Сквайром и Уинтером, которые объяснили возникновение вторичных течений наличием градиента скорости в набегающем потоке. Физический смысл вторичных течений близок к вихревому течению воздуха. Основное различие между ними заключается

в том, что вторичные течения характеризуются компонентами скорости, лежащими в перпендикулярной плоскости к основному потоку воздуха [1].

Схема возникновения вторичного течения в компрессорной решетке приведена на рис. 1. Вследствие трения о стенки канала на входе в решетку или предыдущего венца профиль скорости сна входе в исследуемый венец имеет характерные «завалы» у ограничивающих стенок. Эти явления наиболее ярко проявляются в осевых компрессорах, где из-за диффузорного характера течения имеется достаточно толстый пограничный слой на ограничивающих стенках. В результате этого возникает завихренность потока [1].

Данное явление приводит к росту потерь в концевых областях лопаток, а также служит повышенным источником шума из-за большой турбулентности и нестационарности потока.

В рамках научных исследований на 73 кафедре авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА» им. проф.Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина ведутся работы по изучению и разработке методов и технологий по управлению вторичными течениями.

Существующие методы управления вторичными течениями в осевых компрессорах ГТД предусматривают различные способы воздействия на поток с целью изменения характера течения в пограничном слое. Различают:

– активное управление потоком, т.е. подводом дополнительной массы газа от постороннего источника энергии в радиальный зазор и в область около втулки;

– пассивное управление потоком, т.е. воздействие на пограничный слой в радиальном зазоре и на втулке, без использования дополнительных источников энергии.

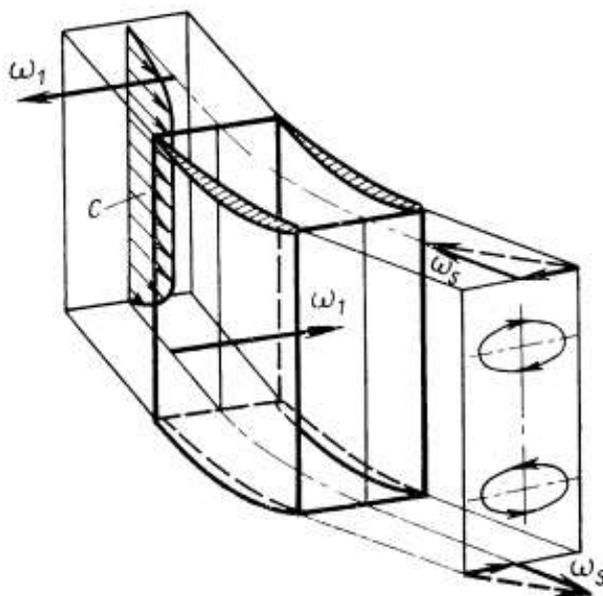


Рисунок 1. Схема вторичной завихренности (ω_s) [1].

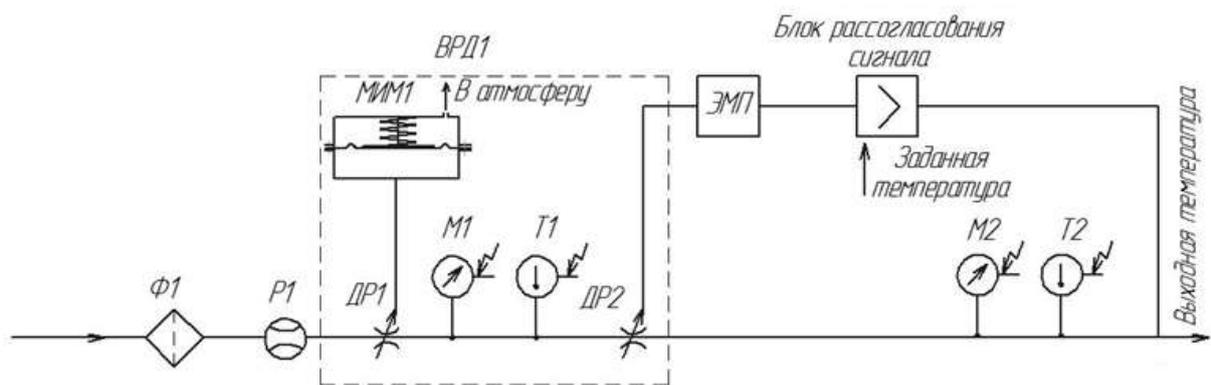


Рисунок 2. Вихревой регулятор давления. Схема принципиальная пневматическая.

При управлении потоком воздуха первым способом требуется обеспечить необходимый расход воздуха с постоянным давлением. Эта задача решается введением дополнительного элемента в систему автоматического управления газотурбинным двигателем, по контуру управления вторичными течениями.

Данный элемент представляет собой автоматический регулятор с мембранным пневматическим приводом, способный поддерживать давление в выходном газовом потоке в заданном диапазоне с необходимой точностью.

Принципиальная схема регулятора давления газа изображена на рис. 2. Пневматическая система ВРДГ включает в себя: трубопровод, подводящий газ от магистрали, мембранное устройство управления регулировочным клином МИМ, измерительную технику – датчики давления М1, М2, датчики температуры Т1, Т2, расходомер Р1, очистка газа производится фильтром Ф1.

Регулятор, представляющий собой газодинамический объект управления, должен поддерживать выходное давление и выходную температуру в заданном диапазоне. Действие внешнего возмущения, обусловленное потреблением газа, вызывает дисбаланс сил на мембране, вследствие чего она перемещается вместе с ползуном в сторону открытия или закрытия проходного сечения сопла, регулируя массовый расход газа и его давление.

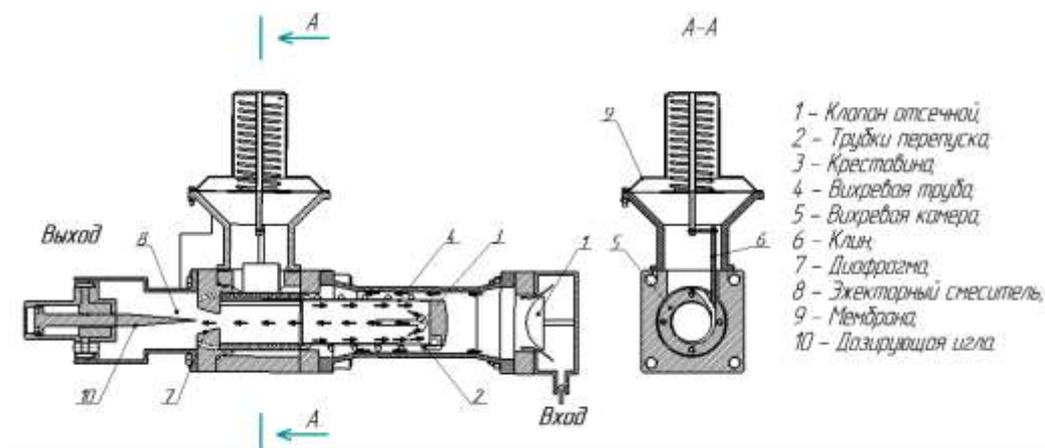


Рисунок 3. Упрощенная схема регулятора.

Регулятор работает следующим образом. Из подводящего трубопровода газ поступает в приемную камеру, а из нее в винтовой канал, образованный винтовой алюминиевой головкой и пластмассовой трубкой поз. 1.

В винтовом канале газ предварительно закручивается и подогревается от наружной стенки винтовой головки и вихревой трубы, а затем попадает в завихритель. Пройдя завихритель, газ делится на «горячий» поток,двигающийся по периферии трубы к крестовине и «холодный» –двигающийся по оси вихревой трубы от крестовины к диафрагме. «Горячий» поток, пройдя крестовину, плавно выпрямляется на лопатках крестовины и затормаживается в камере торможения, образованной внутри винтовой головки. Смешанные потоки, пройдя диафрагму, попадают в отводящий трубопровод. Управление перемещением регулирующим клином поз. 2 осуществляется от мембранного устройства поз. 3. При превышении выходного давления за регулятором от заданного значения клин поз. 2 через рычажный механизм поз. 4 перемещается вниз, тем самым, уменьшает площадь критического сечения, что уменьшает расход газа и соответственно давление за регулятором. В результате баланс восстанавливается [2].

Поддержание постоянной температуры производится пневмоцилиндром, установленным на выходе из регулятора. Введение дополнительного контура регулирования температуры основано на использовании в качестве регулирующего воздействия переменной площади диафрагмы, управляемой дозирующей иглой по сигналу рассогласования по температурному контуру относительно заданной величины выходной температуры газа. При отклонении температуры, сигнал с термопары, находящейся на выходе из регулятора поступает в блок рассогласования, сравнивается с заданным значением и с помощью электромеханического преобразователя пневматический сигнал поступает в нужную полость пневмоцилиндра.

Таким образом, представленная двухконтурная система автоматического управления с вихревым регулятором способна поддерживать постоянство, как давления, так и температуры рабочего тела. Следует отметить необходимость проведения более детальных исследований особенностей возникновения закрученных потоков в осевых компрессорах ГТД, чтобы понять какой параметр в большей степени влияет на физику происходящих процессов вихреобразования и оценить эффективность применения данного вида регулятора.

ЛИТЕРАТУРА

1. Холщевников К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин: учебник для студентов ВУЗов по специальности «Авиационные двигатели» / К.В. Холщевников, О.Н. Емин, В.Т. Митрохин – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986 г. – 432 с.

2. Русак А.М. Использование особенностей вихревых течений для получения квазиизотермического процесса дросселирования давления природного газа [текст] / А.М. Русак, В.Л. Юрьев, В.А. Целищев, П.М. Кармацкий, Ю.М. Ахметов, С.В. Гурин // Сборник научных трудов «Проблемы машиноведения и критических технологий в машиностроительном комплексе Республики Башкортостан». – Уфа Гилем 2005.

РАЗРАБОТКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ МЕТОДОВ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ПРИГОДНОСТИ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Карпенко О.Н., Бурлаков Д.С., Масютенко Д.А.
kaska79@yandex.ru

Попов А.В.
(научный руководитель)
avpnil@rambler.ru

Кафедра авиационных двигателей
ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
г. Воронеж

Рассмотрена возможность использования лазерной генерации поверхностной акустической волны в лопатках авиационных газотурбинных двигателей, регистрации, обработки и анализа параметров акустической волны с целью оценки возможности определения остаточных напряжений.

В настоящее время промышленностью отрабатываются программы, регламентирующие переход на техническую эксплуатацию авиационной техники (АТ) по состоянию [1]. Такой переход позволит существенно снизить стоимость и увеличить сроки эксплуатации АТ за счет наиболее полного использования работоспособности каждого конкретного изделия.

Широко применяемым в АТ авиадвигателем является газотурбинный двигатель (ГТД) в котором основным силовым элементом ограничивающим ресурс АТ являются лопатки ГТД. Основной причиной возникновения усталостных повреждений (трещин) в материале лопаток ГТД приводящих к их досрочному снятию с эксплуатации являются остаточные напряжения.

Сжимающие остаточные напряжения противостоят разрушающему действию растягивающих рабочих нагрузок, в то время как растягивающие остаточные напряжения наоборот усиливают их действие. Разрушение начинается с образования трещины в местах концентрации напряжения близи или на поверхности лопатки. Если при этом на поверхности присутствуют

растягивающие напряжения, то они способствуют росту трещин, что приводит к ускоренному разрушению лопатки ГТД. Сжимающие напряжения, наоборот, препятствуют росту трещин и их возникновению.

Если же в материале лопаток ГТД помимо напряжений, возникающих вследствие рабочих нагрузок, присутствуют также технологические остаточные напряжения, возникающие в материале при изготовлении лопатки или предыдущей эксплуатации и продолжающие действовать в отсутствие рабочих нагрузок, то эти напряжения суммируются. Поэтому необходимо определять величину и знак остаточных напряжений в лопатках ГТД при определении их эксплуатационной пригодности и принятия решения о продлении ресурса.

На данный момент, не существует универсального метода дающего возможность получить распределение остаточных напряжений по всему объему напряженного тела при трехосном напряженном состоянии. Причиной тому, является очень слабое влияние остаточных напряжений на изменение упругих и теплофизических свойств напряженной среды. Максимальные изменения свойств среды, связанные с наличием остаточных напряжений, составляют порядка десятых–сотых долей процента по сравнению с ненапряженными состояниями. Чтобы отслеживать столь малые градиенты остаточных напряжений, необходимо измерять характеризующие их теплофизические и упругие свойства среды с очень высокой точностью.

В связи с этим для контроля эксплуатационной пригодности основных (ограничивающих ресурс) деталей АТ возникает необходимость разработки и внедрения современных методов оценки остаточных напряжений в лопатках ГТД. Существующие методы контроля напряженно-деформированного состояния элементов АТ условно разделяют на две группы: разрушающие и неразрушающие [2].

Проведенный анализ возможности использования разрушающих методов (гальваноэлектрический метод, метод Матара и др.) для диагностирования лопаток газотурбинных двигателей выявил, что данные методы имеют ряд недостатков: сложность применения, длительный процесс измерений, невысокая точность получаемых результатов и т.д. [2]. Но главным общим недостатком разрушающих методов является то, что для диагностики необходимо предварительно разрушить объект или безвозвратно изменить его характеристики.

Анализ возможностей неразрушающих методов определения остаточных напряжений (рентгеноструктурного метода, магнитной памяти металла, методов основанных на фотоакустическом эффекте и др.) [2], выявил такие существенные недостатки как:

- невозможность использования большинства методов в области пластической деформации и оценки глубинных слоев металла;
- не учитывается изменение структуры металла;
- требуется подготовка контролируемой поверхности и объектов контроля (зачистка, активное намагничивание, клейка датчиков и прочее);

– существует сложность определения положения датчиков контроля по отношению к направлению действия максимальных напряжений и деформаций и другие.

Особое положение среди неразрушающих методов занимают ультразвуковые методы. Они основаны на определении остаточных напряжений по измерению задержки распространения продольных или сдвиговых акустических волн, поскольку механические напряжения приводят к изменению скорости звука в среде.

Для этого требуется высокая точность измерения скорости звука [3]. Это достигается с использованием коротких акустических импульсов, получаемых средствами лазерной оптоакустики [3-6]. Но вопрос количественной оценки остаточных напряжений по изменению скорости звука в материале реальных конструкций является актуальным и малоизученным.

Для решения этой задачи нами исследовалась возможность использования лазерной генерации поверхностной акустической волны (ПАВ) в лопатках авиационных ГТД, регистрации, обработки и анализа параметров акустической волны с целью оценки возможности определения остаточных напряжений.

Эффективность возбуждения ПАВ определяется временными и пространственными параметрами лазерного пучка, а во-вторых, свойствами материала. На приведенных графиках (рис. 1) представлены полученные зависимости скорости ПАВ от величины приложенного напряжения для случаев продольного и поперечного распространения волны в алюминиевых образцах.

Скорость ПАВ (рис. 1) является функцией двух переменных, а именно, напряжений вдоль σ_{11} и поперек σ_{22} волнового вектора. Эта функция является нелинейной и имеет вид, представленный на рис. 2.

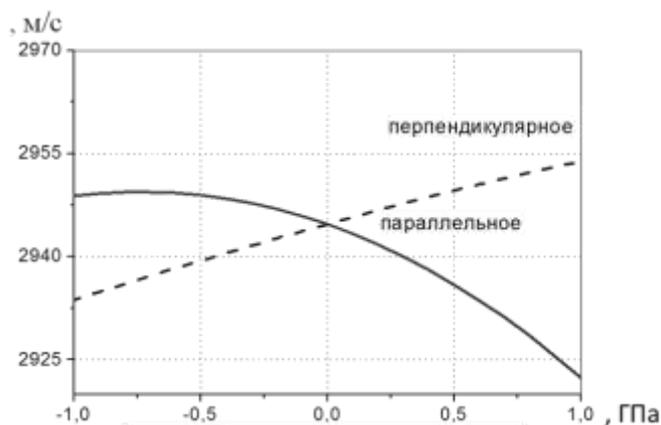


Рисунок 1. Зависимость изменения фазовой скорости ПАВ от нагрузки в образцах из сплава Д16.

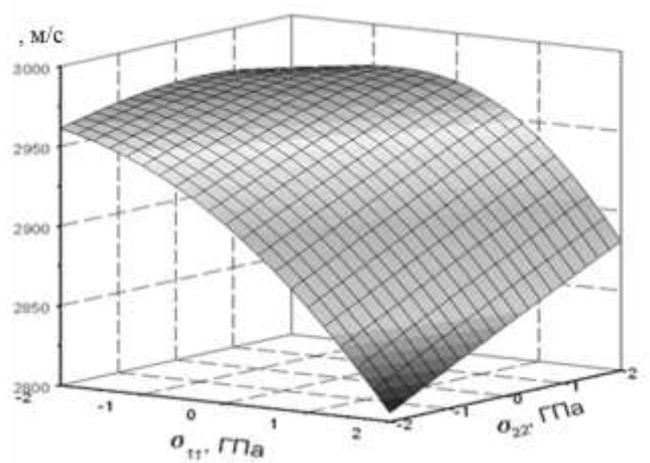


Рисунок 2. Зависимость скорости ПАВ от действующих напряжений в образце из сплава Д16.

Решить нелинейную обратную задачу в общем виде затруднительно. Поэтому, линеаризируя функцию вблизи начала координат, т.е. заменяя криволинейную поверхность касательной плоскостью, получаем систему уравнений:

$$\begin{cases} \frac{\Delta V_1}{V_1} = A\sigma_{11} + B\sigma_{22} \\ \frac{\Delta V_2}{V_2} = A\sigma_{22} + B\sigma_{11} \end{cases}; \quad (1)$$

Здесь $V_{1,2}$ – скорости ПАВ в направлениях 1 и 2 соответственно, а A и B – коэффициенты акустоупругости, зависящие от плотности и упругих модулей среды второго и третьего порядков.

Решая систему (1) относительно σ_{11} и σ_{22} получаем окончательные выражения, связывающие остаточные напряжения с относительными изменениями скоростей ПАВ:

$$\begin{cases} \sigma_{11} = \frac{1}{A^2 - B^2} \left(A \frac{\Delta V_1}{V_1} + B \frac{\Delta V_2}{V_2} \right) \\ \sigma_{22} = \frac{1}{A^2 - B^2} \left(A \frac{\Delta V_2}{V_2} + B \frac{\Delta V_1}{V_1} \right) \end{cases}; \quad (2)$$

Исходя из уравнений (1), (2) можно оценить величину компонент остаточного напряжения, измерив значение относительного изменения компонента скорости ПАВ.

Исследование возможности практического использования отношения (2) для определения напряжения в конструкциях лазерным оптико-акустическим методом затруднительно по причине неоднозначности определения коэффициентов A и B в связи с необходимостью решения задач нелинейной акустики [7, 8].

Поэтому предлагается для оценки величины остаточных напряжений измерять скорость ПАВ в ненагруженном образце из данного материала без остаточных напряжений V_0 , а затем ее относительное изменение в исследуемом образце лазерным оптико-акустическим методом.

В связи с тем, что основным расчетным случаем нагружения лопаток ГТД является одноосное напряженное состояние (обусловленное в большей степени действием центробежных сил) измерение значения напряжений в лопатке ГТД необходимо определять от корневого сечения вдоль по перу лопатки. Задача определения компоненты напряжения σ_{II} сводится при этом к измерению скорости ПАВ V_I .

Таким образом, для оценки остаточных напряжений в лопатках авиационного двигателя с помощью лазерного оптико-акустического метода необходимо экспериментально измерять значение относительного изменения скорости поверхностной акустической волны для конструкционного материала, из которого изготовлены лопатки ГТД.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лозицкий Л. Оценка технического состояния авиационных ГТД / Л. Лозицкий, А. Янко, В. Лапшов – М.: Транспорт, 1982. – 160 с.
2. Лозовский В. Диагностика авиационных деталей / В. Лозовский, Г. Бондал, А. Каксис – М.: Машиностроение, 1988. – 280 с.
3. Ивочкин А. Измерение распределения скорости продольных акустических волн в сварных соединениях лазерным оптикоакустическим методом [текст] / А. Ивочкин, А. Карабутов, М. Лямшев, И. Пеливанов, У. Рохатги, М. Субудхи // Акустический журнал. – 2007. – том 53, 4. – С.1-8.
4. Гусев В. Лазерная оптоакустика / В. Гусев, А. Карабутов – М.: Наука, 1991. – 304 с.
5. Девиченский А. Диагностика остаточных напряжений в металлах с помощью широкополосных поверхностных акустических импульсов [текст] / А. Девиченский, А. Ломоносов, С. Жаринов, В. Михалевич и др. // Акустический журнал. – 2009. – том 55. – № 1. – С.39-46.
6. Lomonosov A., Mayer A., Hess P. Laser-based surface acoustic waves in material science // Experimental Methods in the Physical Sciences, Academic Press, New York. – 2001. – Vol. 39. – pp.65-134.
7. Мишакин В.В. Исследование влияния пластического деформирования на эффект акустоупругости [текст] / В.В. Мишакин // Нелинейный мир. – 2009. – № 10. – С.787-791.
8. Курашкин К. Способ контроля уровня остаточных напряжений в сварных соединениях труб [текст] / К. Курашкин, В. Мишакин // Вестник научно-технического развития. – № 2 (54). – 2012. – С.11-17.

ПРИМЕНЕНИЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ АЛГОРИТМОВ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ И КЛАССИФИКАЦИИ ОТКАЗОВ АВИАЦИОННОГО ГТД В БОРТОВЫХ УСЛОВИЯХ

Гильманшин А.Т.
arturg.2008@yandex.ru

Жернаков С.В.
(научный руководитель)
zhsviit@mail.ru

Кафедра электроники и биомедицинских технологий
Уфимский государственный авиационный технический университет
(г. Уфа)

В работе рассматривается использование нейросетевых и гибридных интеллектуальных алгоритмов в системах контроля и диагностики авиационных ГТД, описан подход к построению нейросетевой математической модели ГТД и нейро-нечеткого классификатора отказов, отражены их достоинства и недостатки перед классическими методами диагностики.

ВВЕДЕНИЕ

Применение современных газотурбинных двигателей требует качественного контроля параметров двигателя и выявления неисправностей в условиях неполноты измеряемой информации, шумов измерений в сочетании с высокой сложностью процессов протекающих в двигателе. Эти факторы делают целесообразным применение комплексных интеллектуальных методов для решения задач контроля и диагностики ГТД.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Современная система управления авиационного ГТД, построенная по принципу FADEC реализует цифровое управление двигателем посредством исполнительных механизмов на всех режимах его работы, обеспечивает устойчивую работу двигателя на переходных режимах и предотвращение аварийных ситуаций. Система должна обеспечивать выполнение диагностики двигателя, измерительных систем, исполнительных механизмов, а также самодиагностики.

В настоящее время для первичной обработки информации с датчиков используются алгоритмы допускового контроля, т.е. контролируется нахождение измеряемых величин и их производных в заданных пределах, и при выходе той или иной величины или ее производной за установленные пределы делается заключение о характере отказа. Такой метод имеет недостаточную эффективность обнаружения постепенного отказа измерительного канала.

В случае обнаружения отказа датчика для восстановления потерянной информации используется последнее достоверное значение параметра, хранящееся в памяти блока контроля, но эффективность такого метода при переходных режимах работы двигателя достаточно низка. Таким образом, возникает необходимость дополнять классические методы контроля и диагностики ГТД новыми, интеллектуальными, имеющими более высокую эффективность в любых режимах работы двигателя.

2 ПРИМЕНЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ГТД

Одним из путей повышения эффективности работы бортовой системы контроля и диагностики ГТД является включение в ее состав математической модели (ММ) контролируемого двигателя, на вход которой подаются управляющие воздействия и данные измерения внешних параметров, и которая моделирует работу последнего на всех режимах. Такая модель может рассматриваться как дополнительный измерительный канал ГТД. Расчетные выходные параметры модели могут быть использованы для диагностики отказов датчиков, а также нештатных режимов работы двигателя на основании сравнения вышеуказанных параметров с измеренными, а также для восстановления потерянных данных с датчиков в случае обнаружения их отказа.

Для отладки нейросетевой модели ГТД использован пакет расширения NeuralNetworkToolbox, входящий в состав среды MATLAB. Были исследованы несколько типов нейронных сетей, таких как сети Элмана и рекуррентные персептроны, путем моделирования выбрана оптимальная архитектура нейронной сети, количество нейронов в скрытом слое и функции активации нейронов. Такая нейросеть способна моделировать работу двухвального ГТД в различных режимах с точностью до 1% (рис. 1).

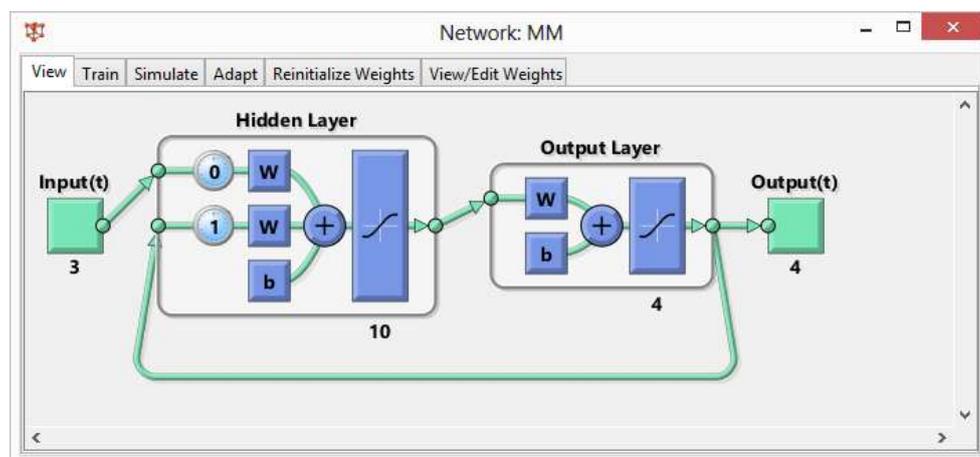


Рисунок 1. Структурная схема нейросетевой ММ ГТД.

4 ДИАГНОСТИКА ОТКАЗОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГИБРИДНЫХ НЕЙРО-НЕЧЕТКИХ АЛГОРИТМОВ

Как было указано выше, применение классических методов диагностики дает недостаточную точность при обнаружении постепенных и плавающих отказов. Для решения данной задачи планируется использовать интеллектуальные алгоритмы – нейро-нечеткие классификаторы [2], преимущество которых заключается в объединении достоинств нейросетевых и нечетких алгоритмов. Нейронные сети обладают способностью к обучению и адаптации, и для их проектирования не требуются полные знания об объекте управления, но их структура слабо связана с существующими в объекте закономерностями. Системы с нечеткой логикой не имеют данного недостатка, но для их создания уже на этапе проектирования управляющих модулей необходимы знания об объекте управления, что означает отсутствие возможности обучения таких систем. Гибридные алгоритмы же лишены вышеуказанных недостатков и сочетают в себе вычислительные возможности и способность к обучению нейронных сетей так и свойственные человеческому мышлению правила выработки решений характерные для нечеткой логики [4].

На рис. 2 показана структура системы, реализующей метод FDI (Fault Detection and Identification), которая позволяет обнаруживать и классифицировать отказы газотурбинного двигателя, датчиков и исполнительных механизмов. Данная модель реализована на основе нейронной сети типа NARX (рекуррентный персептрон), а также включает алгоритмы приведения входных данных к нормальным условиям и обратного преобразования выходных данных. Путем сравнения выходных данных модели Y_m с массивом измеренных данных Y , вычисляется вектор ошибок ϵ , подаваемый на вход нейро-нечеткого классификатора. Такой классификатор на основании расхождения между измеренными и рассчитанными данными позволяет сделать заключение об исправности двигателя или его систем.

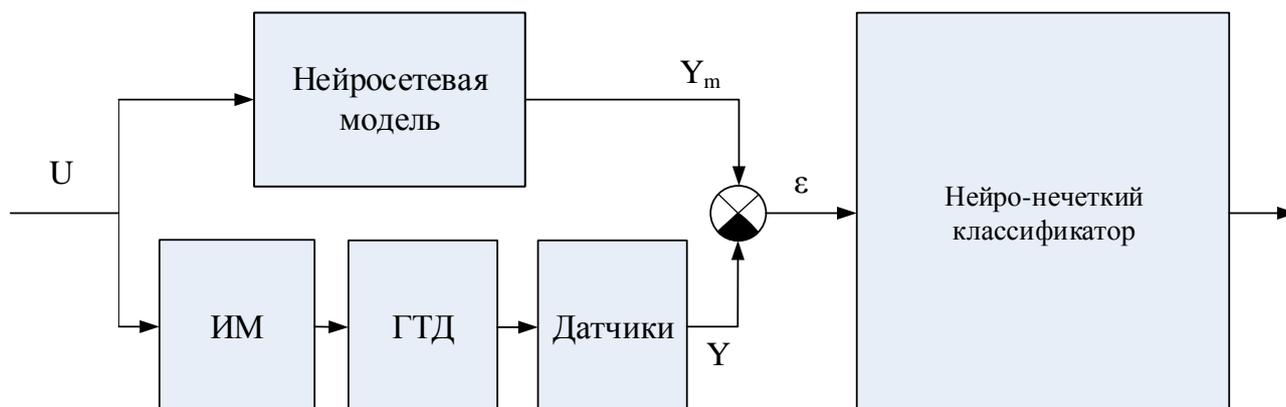


Рисунок 2. Структурная схема применяемого нейросетевого алгоритма.

Выходными сигналами такого классификатора являются следующие состояния двигателя и систем:

- 1) исправное состояние;
- 2) отказ датчика;
- 3) отказ исполнительного механизма;
- 4) отказ ГТД;
- 5) отказ цифровой системы управления.

Процедура проектирования нейро-нечеткого классификатора состоит из следующих этапов:

1) экспертом формулируется набор правил на основании сведений о соответствии той или иной неисправности отклонению измеренных данных от расчетных;

2) на основании полученной базы правил строится нейронная сеть, выполняющая нечеткий вывод. Структура данной нейронной сети – количество узлов в каждом слое и связи между ними – задается на основании анализа базы правил и в дальнейшем не изменяется;

3) полученная нейронная сеть обучается с использованием эталонной выборки входных и выходных данных, представляющих собой массивы данных измерительных каналов ГТД, полученных при стендовых и полетных испытаниях, а также полученных при моделировании отказов с использованием полной поэлементной математической модели. В качестве алгоритма обучения сети выступает алгоритм обратного распространения ошибки;

4) подстраиваются параметры входных функций принадлежности для минимизации ошибки обучения.

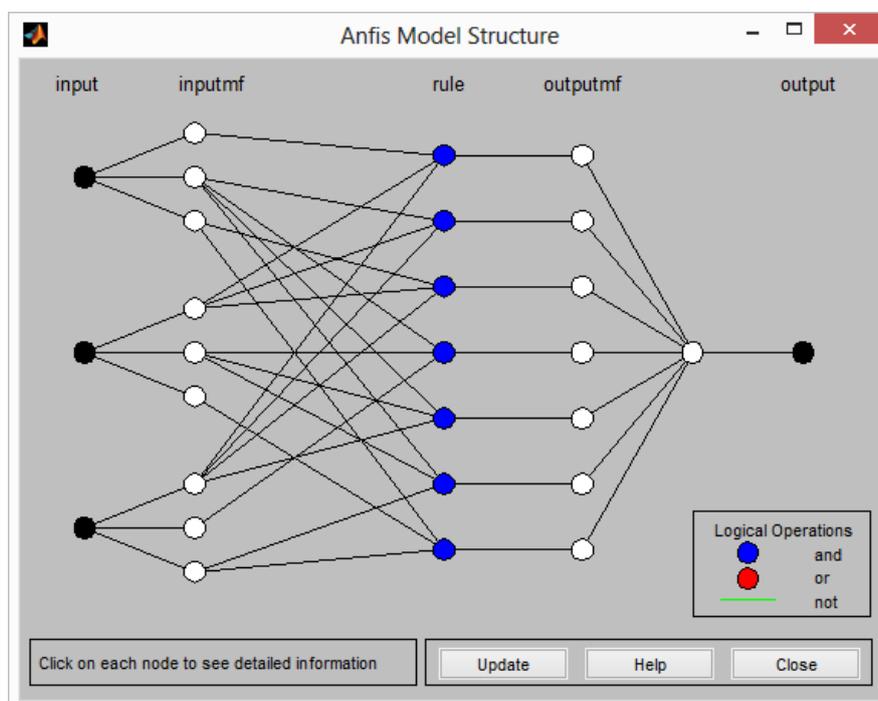


Рисунок 3. Структурная схема нейро-нечеткой сети в Matlab.

Работа нейро-нечеткого классификатора моделируется с использованием пакета ANFISeditor среды MATLAB на основе данных полученных в ходе полетных испытаний ГТД, а также результатов моделирования отказов ГТД и его систем с использованием полной поэлементной математической модели ГТД. Структура данного классификатора показана на рис. 3.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Повышение эффективности диагностики отказов датчиков авиационного ГТД может быть осуществлено с использованием интеллектуальных методов, как нейросетевых так и гибридных нейро-нечетких. Основными преимуществами таких методов являются простота обучения и дообучения применяемых моделей и классификаторов, возможность повышения производительности и отказоустойчивости вычислительных алгоритмов за счет применения параллельных вычислений, достаточная точность вычислений в вышеописанных условиях «не-факторов».

ЛИТЕРАТУРА

1. Васильев В.И., Жернаков С.В., Фрид А.И. и др. Нейрокомпьютеры в авиации (самолеты) / Под ред. Васильева В.И., Ильясова Б.Г., Кусимова С.Т. Кн. 14: Учеб. пособие для вузов. – М.: Радиотехника. – 2003. – 496 с.
2. Жернаков С.В. К вопросу о построении гибридных нейро-нечетких экспертных систем диагностики и контроля ГТД [Текст] / С.В. Жернаков // Управление в сложных системах. Уфа: УГАТУ, 1999. – С.119-126.
3. Гильманшин А.Т. Об одном подходе к оценке производительности сигнального процессора и штатного микроконтроллера в условиях бортовой реализации [Текст] / А.Т Гильманшин// 6-я Всероссийская зимняя школа-семинар аспирантов и молодых ученых: Актуальные проблемы в науке и технике. Уфа: УГАТУ. – 2011. – Т. 1. – С.171-175.
4. Рутковская Д., Пилиньский М., Рутковский Л. Нейронные сети, генетические алгоритмы и нечеткие системы: Пер. с польск. И.Д. Рудинского. – М.: Горячая линия – Телеком, 2006. – 452 с.
5. Хайкин С. Нейронные сети: полный курс, 2-е издание / С. Хайкин – М: Издательский дом «Вильямс», 2006. – 1104 с.
6. Чуян Р.К. Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов / Р.К. Чуян – М.: Машиностроение, 1988. – 288 с.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ОРГАНИЗАЦИИ ТОПЛИВО-ВОЗДУШНОЙ СМЕСИ НА ЭМИССИЮ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ В ГТД

Нго Куанг Туен

quangtuyendk44@gmail.com

Институт авиамашиностроения и транспорта

Национальный исследовательский

Иркутский государственный технический университет

(г. Иркутск)

Исаев А.И.

(научный руководитель)

isaew_alexandr@mail.ru

Кафедра авиационных двигателей

Иркутский филиал МГТУ ГА

(г. Иркутск)

Основываясь на представлении о структуре потока в зоне горения, полученной при проведении гидродинамических исследований в работах [1, 2], проведены экспериментальные исследования влияния организации топливо-воздушной смеси на эмиссию вредных веществ.

При организации топливо-воздушной смеси большое значение имеет местоположение форсунок подачи топлива в камере сгорания. От того в каком месте осуществляется подача топлива зависят и условия, обеспечивающие испарение топлива, и условия смешения паров топлива с воздухом, и условия, собственно, горения топливо-воздушной смеси.

При рассмотрении структуры потока в камере сгорания прежде всего необходимо иметь представление о протяженности зон обратных токов за лопаточным завихрителем (рис. 1).

Для большинства серийных двигателей подача топлива осуществляется в область зоны обратных токов непосредственно примыкающей к фронтальному устройству (сечение 1).

При чем для этой области характерным является истечение из зоны обратных токов за счет эжекции его потоком, который выходит из лопаточного завихрителя.

В общем случае поток, вытекающий из лопаточного завихрителя, последовательно проходит внешнюю зону прямого течения, затем зону обратных токов и в заключении под действием эжекции между двумя этими зонами уходит в возвратное течение (рис. 2).

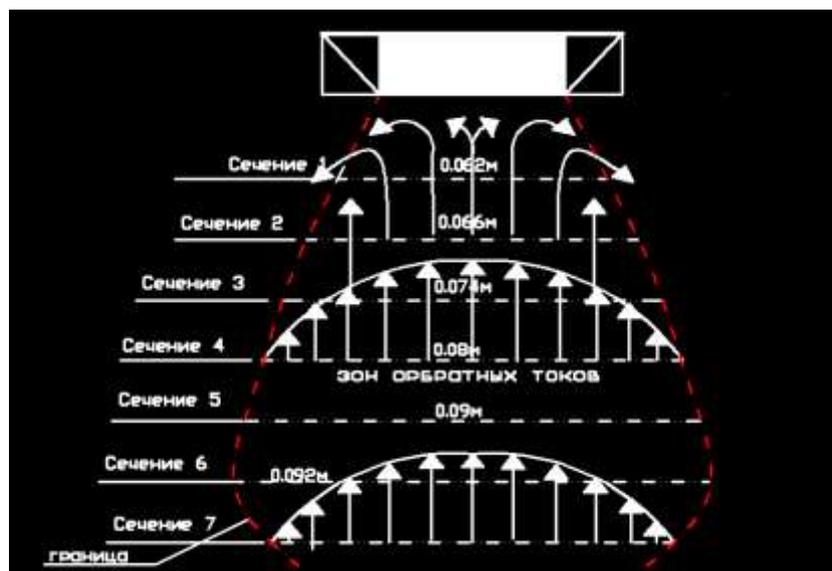


Рисунок 1. Зона обратных токов.

При такой подаче топлива его испарение и образование топливо-воздушной смеси происходит в области перехода из зоны обратных токов в зону возвратного течения. Горение топливо-воздушной смеси осуществляется по мере возвратного течения. Стабилизация пламени обеспечивается соответствующим характером изменения скорости в поперечном сечении в зоне возвратного течения.

Следовательно, полнота сгорания образованной топливо-воздушной смеси и эмиссия вредных веществ зависят главным образом от скорости и протяженности зоны возвратного течения.

Изменить условия образования топливо-воздушной смеси и процесса горения возможно за счет подачи топлива не в камеру сгорания за лопаточным завихрителем, а перед ним.

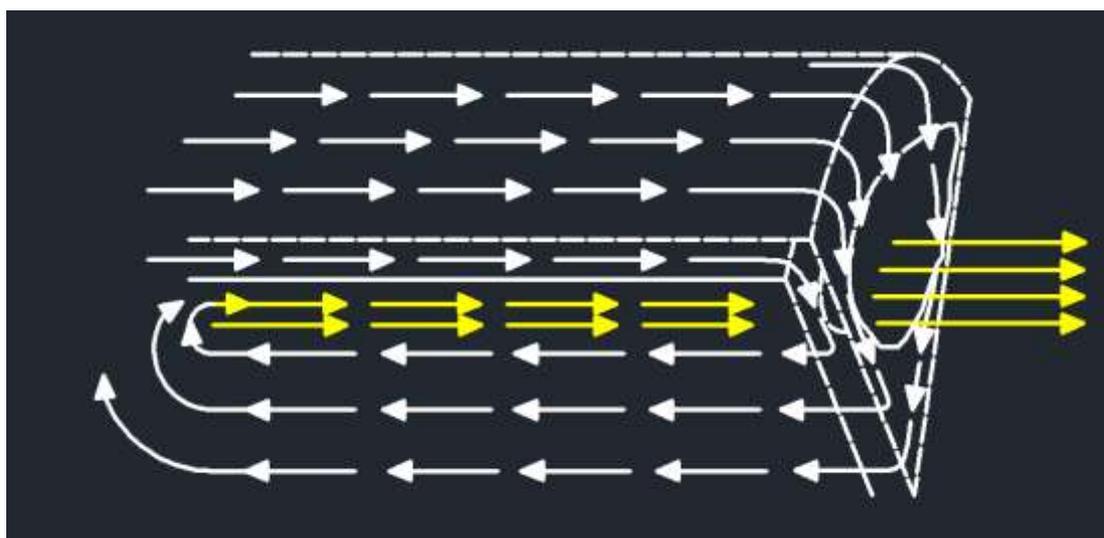


Рисунок 2. Схема осевого течения за лопаточным завихрителем.



Рисунок 3. Камерный стенд.

В этом случае образование топливо-воздушной смеси будет проходить от места расположения форсунки до лопаточного завихрителя, в лопаточном завихрителе и в какой-то степени в зоне прямого течения. Горение топливо-воздушной смеси будет проходить как в зоне прямого течения, так и отчасти в зоне обратных токов. Учитывая значительно большую общую суммарную протяженность зон прямого и обратного течения, чем зона возвратного течения, представляется возможным увеличить полноту сгорания топлива.

Экспериментальное исследование влияния организации топливо-воздушной смеси и условий горения на эмиссию вредных веществ проведено на камерном стенде (рис. 3).

Конструктивно камерный стенд состоит из двух магистралей, каждая из которых имеет кран регулирования расхода воздуха, устройство замера расхода воздуха, системы измерения параметров, системы подачи топлива, пусковой системы и рабочие участки для размещения объекта исследования. Воздух к камерному стенду подается от воздухоподушки.

В качестве объекта исследования использована модельная камера сгорания (рис. 4).

Первоначально топливная форсунка располагалась во фронтальной части камеры сгорания во внутреннем канале лопаточного завихрителя (рис. 5).



Рисунок 4. Модельная камера сгорания.

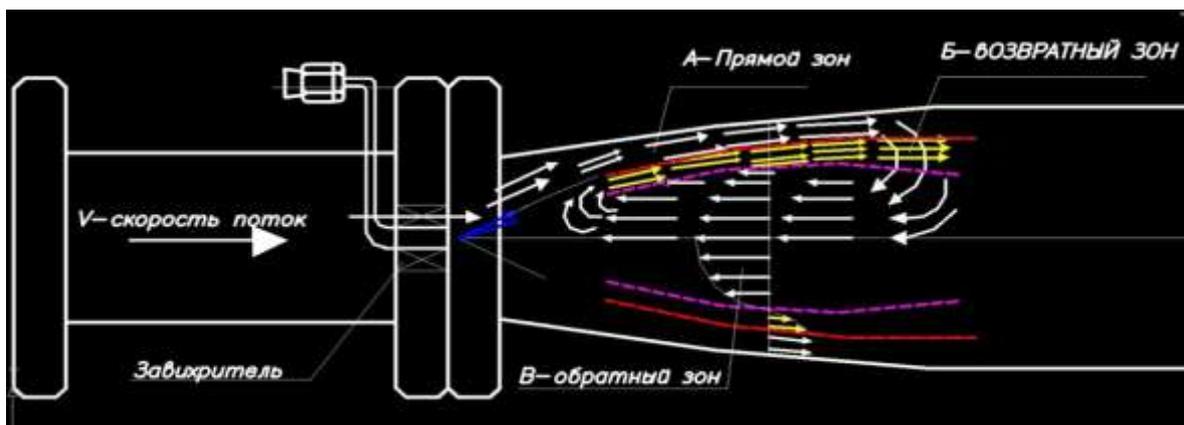


Рисунок 5. Схема подачи топлива за лопаточным завихрителем.

При этом подача топлива осуществлялась в область расположенную непосредственно за лопаточным завихрителем.

Исследование процесса горения проведено в диапазоне устойчивого горения. Состав топливо-воздушной смеси задавался изменением расхода воздуха при постоянном расходе топлива. Для замера эмиссии вредных веществ использовался «Портативный газоанализатор KANE940».

Учитывая небольшой диапазон рабочих температур (до 650 К), за камерой сгорания осуществлялся подвод охлаждающего воздуха из второй магистрали до обеспечения допустимой температуры работы газоанализатора.

При данной схеме подачи топлива эмиссия вредных веществ составляла $CO - 150 \div 1300 \text{ Мг/м}^3$, $NO - 1 \div 3 \text{ Мг/м}^3$.

Во втором случае при расположении форсунки перед лопаточным завихрителем (рис. 6) эмиссия вредных веществ составляла $CO - 45 \div 100 \text{ Мг/м}^3$, $NO - 4 \div 9 \text{ Мг/м}^3$.

Причем подача топлива осуществлялась навстречу воздушному потоку, что способствует лучшему смешению топлива с воздухом.

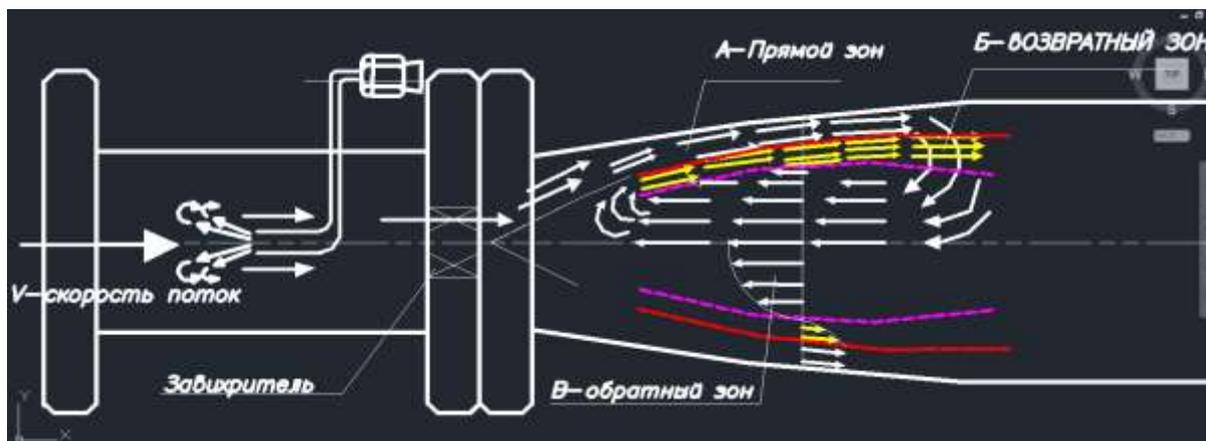


Рисунок 6. Схема подачи топлива перед лопаточным завихрителем.

Таким образом, изменение условий подачи топлива, образования топливо-воздушной смеси и горения позволили снизить эмиссию вредных веществ в пределах диапазона устойчивого горения по CO с 1300 Мг/м^3 до 100 Мг/м^3 . При этом эмиссия оксида азота NO увеличилась с 3 Мг/м^3 до 9 Мг/м^3 .

Рост эмиссии оксида азота NO связано с увеличением времени пребывания продуктов сгорания в зоне высоких температур.

При этом следует отметить, что при подаче топлива перед камерой сгорания наблюдается снижение диапазона устойчивого горения.

Снижение диапазона устойчивого горения связано с тем обстоятельством, что воспламенение топливо-воздушной смеси происходит в зоне прямого течения, в зоне, в которой большая скорость потока. Последнее обстоятельство на будущее предполагает разработку мероприятий по стабилизации процесса горения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Исаев А.И. Исследование организации вихревого течения в кольцевой камере сгорания ГТД [текст] / Нго Куанг Туен, А.И. Исаев // Сборник трудов VI Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2013». 7 мая 2013г. – Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2013. – С.191-194.
2. Исаев А.И. Исследование протяженности зон обратных токов за лопаточными завихрителями. [текст] / Нго Куанг Туен, А.И. Исаев // Сборник трудов VI Региональной научно-практической конференции студентов и аспирантов «Актуальные проблемы развития авиационной техники и методов ее эксплуатации – 2013». 7 мая 2013г. – Иркутск: ИФ МГТУ ГА, 2013. – С.170-173.

ОДИН ИЗ ПОДХОДОВ К ПОВЫШЕНИЮ ДОСТОВЕРНОСТИ ИССЛЕДОВАНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

Лещенко А.В., Масютенко Д.А.
leshanva@mail.ru

Попов А.В.
(научный руководитель)
avpnil@rambler.ru

Кафедра авиационных комплексов и конструкции ЛА
ВУНЦ ВВС «ВВА имени профессора Н.Е.Жуковского и Ю.А.Гагарина»
(г. Воронеж)

Рассмотрена возможность использования акустико-эмиссионной системы контроля для исследования напряженно-деформированного состояния элементов авиационных конструкций, с целью оценки степени опасности дефектов в силовых элементах конструкций вне зависимости от амплитуды и интенсивности сигналов акустической эмиссии, механических шумов, предыстории эксплуатации, материала, размеров и формы контролируемых конструкций.

Изучение напряженно-деформированного состояния, процессов пластического деформирования и разрушения элементов конструкции летательного аппарата является одним из важнейших направлений самолетостроения. Наряду с теоретическими, в настоящее время особый интерес представляют экспериментальные исследования пластической деформации и состояния предразрушения элементов авиационных конструкций, выполненных из различных материалов.

Однако изучение напряженно-деформированного состояния элементов авиационных конструкций через эксперимент часто сталкивается со следующим рядом проблем теоретического и практического характера:

- высокая степень статической неопределимости авиационных конструкций;
- незнание достоверного характера направлений и величин действующих усилий;
- априорное незнание назначения часто большого количества силовых элементов, вносимых в классическую конструкцию на основании результатов статических и динамических испытаний;
- технические особенности применения различных средств измерений и регистрации деформаций и перемещений элементов конструкций;
- особенности приложения внешних нагрузок, направление, величина и распределение которых должно быть близко к реальным.

Экспериментальные методы исследования напряженно-деформированного состояния можно разделить на разрушающие и неразрушающие, которые в свою очередь имеют ряд недостатков.

Основные недостатки разрушающих методов:

- испытания не проводят на объектах, фактически применяемых в эксплуатационных условиях. Следовательно, соответствие между испытываемыми объектами и объектами, применяемыми (особенно в иных условиях), должно быть доказано иным способом;

- часто испытания невозможно проводить на целой детали. Испытания в этом случае ограничиваются образцом обладающим свойствами материала детали, которая будет применяться в рабочих условиях;

- единичное испытание с разрушением может определить только одно или несколько свойств, которые могут влиять на надежность изделия в рабочих условиях;

- разрушающие методы затруднительно применять к детали в условиях эксплуатации.

Основные недостатки неразрушающих методов:

- испытания обычно включают в себя косвенные измерения свойств, не имеющих непосредственного значения при эксплуатации. Связь между этими измерениями и эксплуатационной надежностью должна быть доказана другими способами;

- испытания обычно качественные. Они не дают возможности измерения разрушающих нагрузок и срока службы до разрушения даже косвенно. Они могут, однако, обнаружить дефект или проследить процесс разрушения.

Коллективом авторов предлагается интегральный подход к исследованию напряженно-деформированного состояния элементов авиационных конструкций, включающий в себя разрушающий и неразрушающий метод исследования.

Испытания производятся на лабораторной установке для исследования одноосного напряженно-деформированного состояния с использованием тензометрической системы измерений и акустико-эмиссионной системы контроля, в ходе которого получают характеристики образца, диаграмму нагружения и производят отладку акустико-эмиссионной системы контроля, которая в дальнейшем предположительно будет устанавливаться на объект исследования.

Предлагается для повышения достоверности акустико-эмиссионного исследования напряженно-деформированного состояния элементов конструкции использование инвариантных соотношений, позволяющих на основе анализа изменения параметров распределений акустической эмиссии оценивать степень опасности дефектов в силовых элементах конструкций вне зависимости от амплитуды и интенсивности сигналов акустической эмиссии, механических шумов, предыстории эксплуатации, материала, размеров и формы контролируемых конструкций.

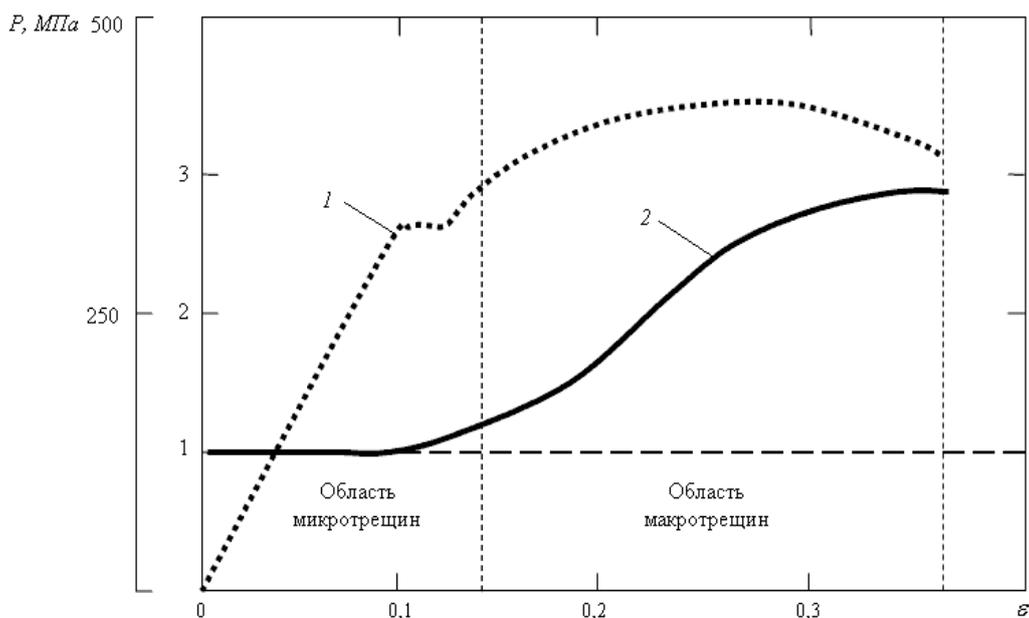


Рисунок 1. Результаты взаимосвязи значений деформации и инварианта (2) 1 – кривая деформирования; 2 – инвариант.

Суть метода инвариантов заключается в следующем. Установлено, что на стадии образования микродефектов в конструкции, поток импульсов акустической эмиссии имеет пуассоновское распределение. При образовании трещин, пуассоновский поток нарушается. Степень опасности дефектов в конструкции определяется при помощи оценки уровня отклонения от устойчивых значений статистических соотношений (инвариантов) характеризующих пуассоновский поток случайных событий. Отклонение значений инвариантов (1-3) от чисел 0, 1, 2 характеризует развитие магистральных трещин, фазовых превращений или начало текучести материала. Степень отклонения соответствует уровню опасности дефектов в конструкции (рис. 1).

Установлено, что для различного рода конструкционных материалов характерны свои особенности акустического излучения при деформировании.

Существует возможность настройки ограничений, накладываемых на информативные параметры АЭ особенностями материала конструкции. Границы зон «Безопасно», «Опасно», и «Критически опасно» определяются при испытаниях образцов из конструкционных материалов, а потом при помощи методики подобиа переносятся на реальные конструкции.

Данные ограничения закладываются в специальные структурированные файлы программных средств. Наложение ограничений производится следующим образом. Интервалы возможного изменения каждого информативного параметра, исходя из результатов предварительных испытаний образцов, разбиваются на участки соответствующие определённой степени опасности дефектов при деформировании.

Нами принята 3-х уровневая система разбиения:

- 1) пассивный дефект – безопасно;
- 2) активный дефект – опасно;
- 3) критически активный дефект – критически опасно.

Данные ограничения позволяют определять степень опасности дефектов и возможность дальнейшей эксплуатации конструкции.

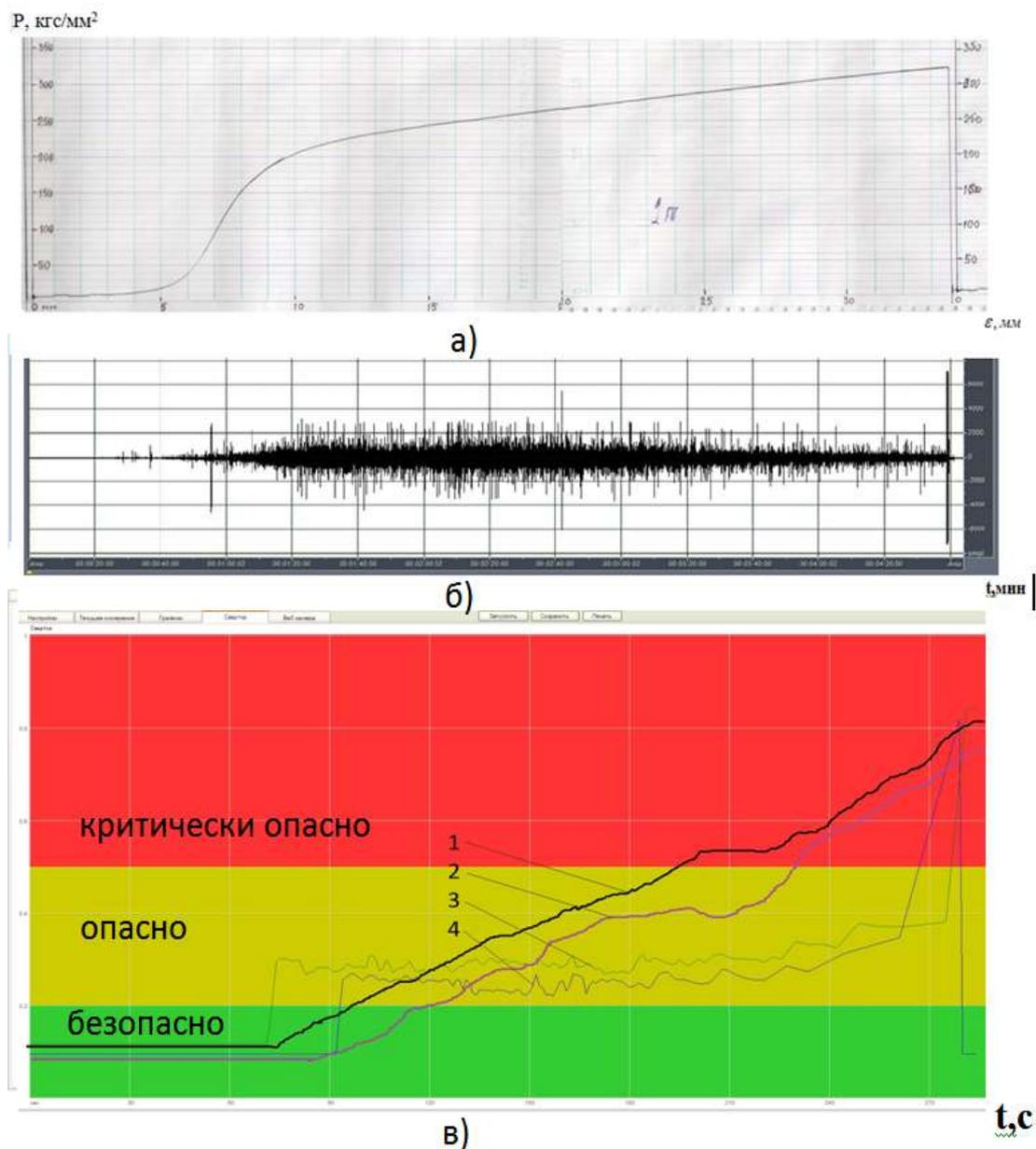


Рисунок 2. Результаты испытаний образцов из стали а) диаграмма нагрузка-деформация; б) осциллограмма импульсов АЭ (запись); в) «Свёртка» АЭ параметров: 1 – «Свёртка» инвариантных критериев по 1-му каналу регистрации; 2 – «Свёртка» инвариантных критериев по 2-му каналу регистрации; 3 – «Свёртка» известных АЭ критериев по 1-му каналу регистрации; 4 – «Свёртка» известных АЭ критериев по 2-му каналу регистрации.

Определение степени опасности дефектов с учётом ограничений в процессе деформирования конструкции по каждому из каналов регистрации производится устройством объединения («свёртки») инвариантов. В нем, для удобства отображения результатов контроля происходит вычисление усреднённой опасности дефектов по совокупности информативных параметров (инвариантов) на каждой секунде деформирования по каждому каналу регистрации.

Информативность параметров о процессе деформирования может быть неравной и устанавливаться оператором, т.е. параметры могут иметь неодинаковый «вес» при оценке.

Вычисленные значения по каналам отображаются на интерфейсе, заносятся в структурированный файл и могут быть использованы для хранения и использования другими программными средствами.

На рис. 2 показаны результаты испытаний образцов из стали до разрушения. Показана диаграмма нагружения, осциллограмма сигналов АЭ и свертка. С 60-ой секунды (начало текучести) наблюдается интенсивный рост дефектов до разрушения (280 сек).

Наглядно видна возможность оператора при помощи инвариантов в реальном масштабе времени при контроле конструкций по диаграммам (рис. 2.в) оценивать степень опасности дефектов в силовых элементах.

Разработанная интегральная система исследования силовых элементов конструкций позволит оценить степень опасности дефектов в силовых элементах конструкций летательных аппаратов.

Оценка закономерностей изменения информативных параметров акустико-эмиссионных процессов при помощи инвариантов позволяет идентифицировать стадии разрушения и обеспечивает оперативность и достоверность оценки эксплуатационной пригодности силовых элементов конструкций на этапах жизненного цикла вне зависимости от формы, предыстории эксплуатации и размеров конструкции.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шпорт В. Пластическая деформация и разрушение металлических материалов авиационной техники / В. Шпорт – М.: Машиностроение-1, 2004. – 256 с.
2. Коневский И. Неразрушающие методы контроля / И. Коневский, Е. Сальникова – Владивосток: изд-во ДВГТУ, 2007. – 243 с.

ВОЗМОЖНОСТИ ФОРСИРОВАНИЯ ВЕРТОЛЕТНОГО ГТД

Людвиг Д.А.
lyudvig_92@mail.ru

Даниленко Н.В.
danko_irk@mail.ru
(научный руководитель)

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

На базе рабочего процесса (РП) турбовального вертолетного газотурбинного двигателя (ГТД) исследуется возможность форсирования его мощности посредством дополнительного сгорания топлива в форсажной камере сгорания (ФКС), расположенной перед свободной турбиной.

Эксплуатация турбовальных газотурбинных силовых установок (ГТСУ) вертолётов подтвердила дефицит мощности на выводном валу свободной турбины (СТ) в случаях отказа одного из ГТД, либо эксплуатации ГТСУ в климатических условиях горных аэродромов с теплым климатом. Указанный дефицит мощности вертолетных ГТД в поле отмеченных климатических условий объясняется формулой мощности $N_{СТ}$, пропорциональной секунднему массовому расходу газа $G_Г$ и работе $L_{СТ}$ свободной турбины:

$$N_{СТ} = G_Г L_{СТ}. \quad (1)$$

Для анализа проблемы дефицита мощности, равного $\Delta N = N_{СТ\text{ расн}} - N_{СТ\text{ номр}}$, воспользуемся выражениями её составляющих – секундного массового расхода газа $G_Г$ и удельной работы $L_{СТ}$ свободной турбины, а также установим факторы влияния климатической среды, региона и условий полета на ΔN .

Секундный массовый расход газа может быть представлен уравнением расхода и его функциональной связью с климатическими условиями:

$$G_Г = m_Г \frac{p_Г^*}{\sqrt{T_Г^*}} F_{СА} q(\lambda_{СА}) = f(p_Г^*, T_Г^*) \quad (2)$$

Следует помнить, что количественно он представляет собой сумму секундных массовых расходов воздуха $G_В$ и топлива $G_Т$. При условии $G_m \ll G_m$ справедливо утверждение: $G_Г \approx G_В$. Воспользуемся его развёрнутой функциональной версией, представленной в виде:

$$G_Г \approx G_В = m_В \frac{p_В^*}{\sqrt{T_В^*}} F_В q(\lambda_В) = \rho_В F_В c_В = f(p_В^*, T_В^*, \rho_В) \quad (3)$$

Как видим, мощность СТ зависит от параметров внешней (ρ , p и T) среды характера полёта (скорости V_H и высоты H) и режима работы ГТД ($q(\lambda_B)$).

Работа СТ также однозначно определена параметрами РП ГТД:

$$L_{СТ} = \frac{k_r}{k_r - 1} R T_{Т.К}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_{СТ}^* \frac{k_r - 1}{k_r}} \right) \eta_{Т}^* = f(T_{Т.К}^*, \pi_{СТ}^*) \quad (4)$$

Анализ выражений (3) и (4) показывает, что дефицит мощности ΔN , появляющийся в процессе эксплуатации вертолётных ГТД, возникает не только при изменении внешних условий, но и параметров РП, вызывающих отказы двигателей. Так, например, 16.08.2008 г. на горной площадке Буденновск (Абхазия) ночью при посадке произошёл отказ левого двигателя вертолета Ми-8МТ, который упал на рядом стоящий вертолёт и обе машины сгорели дотла.

Как отмечено выше, представленные зависимости (1, 2, 3 и 4) мощности $N_{СТ}$ свободной турбины от климатических параметров (плотности ρ_H , полного давления p_B^* и температуры воздуха T_B^*) подвержены влиянию условий полёта. Докажем это на примерах известных [1, 2, 3] математических выражений:

$$p_B^* = \sigma_{вх} p_H^* = \sigma_{вх} p_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} = f(p_H, V_H, H). \quad (5)$$

Подобное воздействие испытывает на себе и полная температура T_B^* на входе в компрессор ГТД:

$$T_B^* = T_H^* = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right) = f(M_H, T_H, H). \quad (6)$$

Здесь каждый из параметров определён скоростью V_H (числом Маха $M_H = \frac{V_H}{a_H}$, где $a_H = \sqrt{kRT_H}$) и высотой полёта H , а также регионом использования вертолётов и их ГТСУ с турбовальными ГТД.

Утверждение, приведённое выше, являются математическим доказательством возможности реального снижения располагаемой мощности $N_{СТ\ расч}$ по сравнению с мощностью $N_{СТ\ номр} = f(V_H, H, n_{дв})$, потребной для полёта.

Представляют практический интерес пути решения проблемы дефицита мощности $\Delta N > 0$. Для их установления снова обратимся к основным уравнениям, описывающим РП вертолётного турбовального ГТД. Этими уравнениями являются уравнение сохранения энергии [1], представляемое для сечения (н-н) невозмущённого потока и сечения (с-с) газового потока на срезе газоотводящего патрубка ГТД:

$$i_{\text{н}} + \frac{V_{\text{н}}^2}{2} + L_{\text{к}} + Q_{\text{КС}} - L_{\text{ТК}} - L_{\text{СТ}} = i_{\text{с}} + \frac{c_{\text{с}}^2}{2} \Rightarrow Q_{\text{КС}} = i_{\text{с}} - i_{\text{н}} + L_{\text{СТ}} = Q_{\text{хол}} + L_{\text{ц}} \quad (7)$$

и формула Б.С. Стечкина [2] для полезной работы цикла $L_{\text{ц}}$:

$$L_{\text{ц}} = \frac{k}{k-1} RT_{\text{н}} \frac{e-1}{\eta_{\text{с}}} \left(\frac{\bar{m} \Delta \eta_{\text{с}} \eta_{\text{р}}}{e} - 1 \right) = f(e = \pi_{\Sigma}^k, \Delta = \frac{T_{\text{г}}^*}{T_{\text{н}}}, \eta_{\text{с}}, \eta_{\text{р}}), \quad (8)$$

где $i_{\text{н}}$ и $i_{\text{с}}$ – энтальпия среды, $Q_{\text{КС}}$ – теплота, вносимая в двигатель с топливом, $L_{\text{к}} = L_{\text{ТК}}$ – работа на валу ротора турбокомпрессора (газогенератора), $\frac{V_{\text{н}}^2}{2} - \frac{c_{\text{с}}^2}{2} \approx 0$ – приращение кинетической энергии, $Q_{\text{хол}} = C_p(T_{\text{с}} - T_{\text{н}})$ – теплота, отводимая по II закону термодинамики в холодильник, $L_{\text{ц}} = L_{\text{СТ}}$ – полезная работа цикла в виде механической работы на валу СТ, e – эквивалент суммарной степени повышения давления воздуха в турбокомпрессоре, Δ – степень подогрева газа в газогенераторе ГТД, $\eta_{\text{с}}$ и $\eta_{\text{р}}$ – КПД процессов сжатия воздуха и расширения газового потока.

Как видим, полезная работа цикла $L_{\text{ц}}$ ($L_{\text{СТ}}$) создаётся благодаря высокой суммарной степени повышения давления $\pi_{\Sigma} = \pi_{\text{вх}}^* \pi_{\text{к}}^*$, и оптимальному подогреву воздуха $\Delta = T_{\text{г}}^*/T_{\text{н}}$ в ГТД, а также высокими значениями КПД процессов повышения давления $\eta_{\text{с}}$ и расширения $\eta_{\text{р}}$ потока. Следовательно, увеличение полезной работы цикла $L_{\text{ц}}$ и мощности СТ $N_{\text{СТ}}$ в чрезвычайных ситуациях возможно за счёт форсирования двигателя, что подтверждает уравнение (1).

Известны способы форсирования ГТД, используемые в авиации [3]:

- за счёт увеличения частоты вращения $n_{\text{ф}} > n_{\text{м}}$ ротора газогенератора;
- температуры газа перед турбиной газогенератора $T_{\text{г}}^*$;
- частоты вращения и температуры газа перед турбиной газогенератора;
- впрыска легко испаряемой жидкости на вход в компрессор газогенератора;
- впрыска легко испаряемой жидкости в камеру сгорания ГТД;
- сжигания топлива в форсажной КС перед реактивным соплом и др.

Анализ РП ГТД (рис. 1) и применяемых на них способов форсирования тяги и мощности на выводном валу показывает, что наиболее приемлемым способом форсирования вертолётного турбовального двигателя является временное сжигания топлива в ФКС перед свободной турбиной. При этом степень форсирования мощности определяется возможностями конструкции газогенератора, СТ и системы её охлаждения в поле предельной температуры $T_{\text{ф max}}^*$.

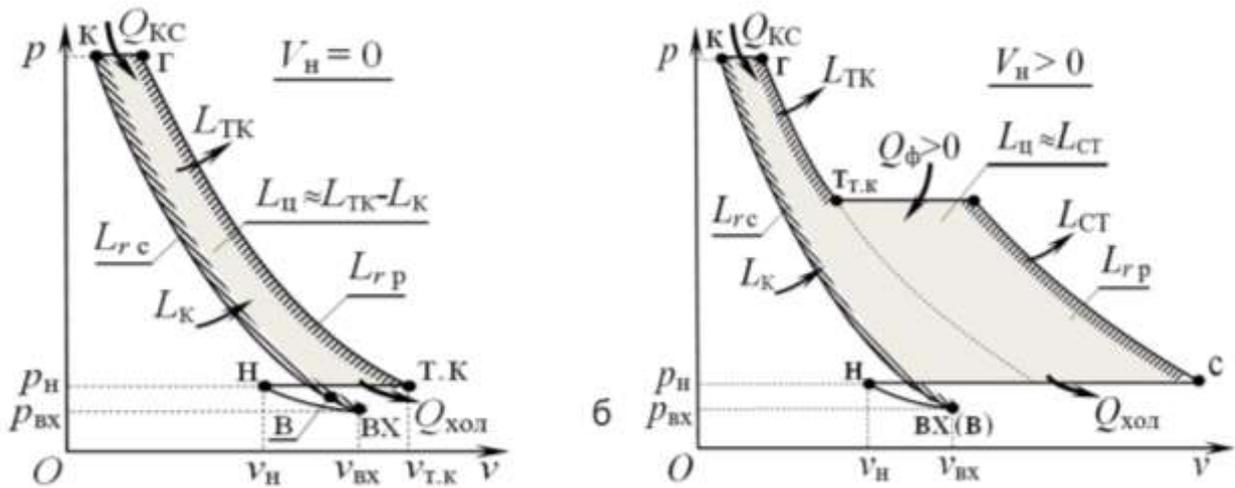


Рисунок 1. Рабочий процесс вертолётного турбовального ГТД: а) РП газогенератора; б) РП при форсировании мощности.

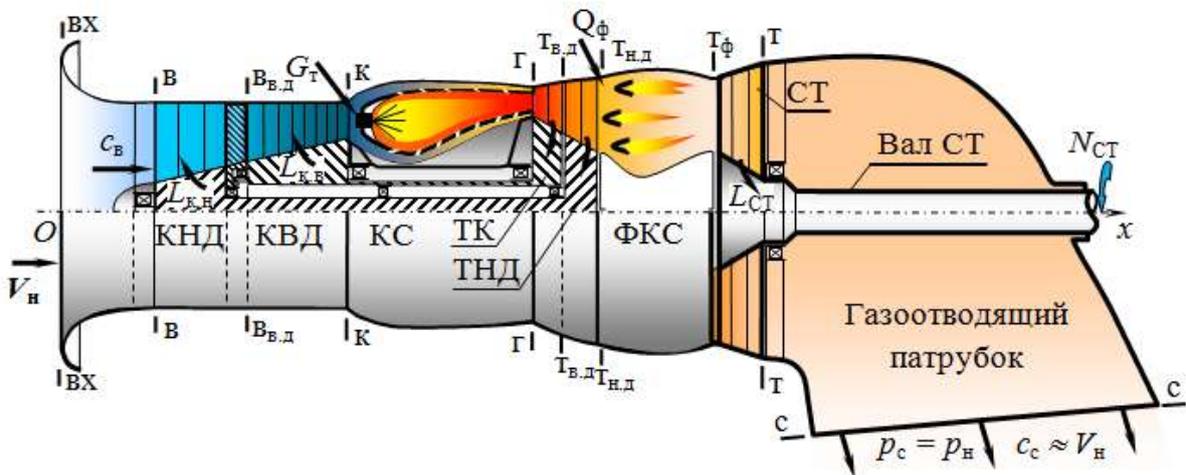


Рисунок 2. Конструктивно-компоновочная схема форсированного турбовального ГТД с двухкаскадным компрессором.

Следует отметить, что условия эффективного использования теплоты Q_ϕ , вносимой в ФКС с топливом, становятся более выгодными для вертолётных ГТД, имеющих многокаскадный компрессор высокой напорности ($\pi_{к.р}^* > 20$ ед.) и оптимальное соотношение параметров РП $\pi_{к.р}^*$ и $T_{г.р}^*$.

Конструктивно-компоновочная схема форсированного вертолётного ГТД с двухкаскадным компрессором показана на рис. 2. Её проточная часть соответствует организации рабочего процесса ГТД с форсированием мощности то выводному валу свободной турбины.

Применение на вертолётных ГТД предлагаемого способа форсирования, известного из теории авиационных двигателей [1, 2, 3], обладает рядом преимуществ. А именно, заметно возрастает мощность свободной турбины и снижается её дефицит. Уменьшается относительная доля потерь на СТ и увеличивается её КПД. Повышаются надёжность двигателя и безопасность

полёта вертолёт на этапах взлёта и посадки. ФКС легко вписывается в компоновку вертолётного ГТД и может выполняться в виде отдельного взаимозаменяемого модуля.

ЛИТЕРАТУРА

1. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных двигателей / Ю.Н. Нечаев. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1990. – 703 с.
2. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Фёдоров. Ч. I. / Учебник для студ. авиац. спец. вузов. – М.: Машиностроение, 1977. – 312 с.
3. Нечаев Ю.Н. Теория авиационных газотурбинных двигателей / Ю.Н. Нечаев, Р.М. Фёдоров. Ч. II. / Учебник для студ. авиац. спец. вузов. – М.: Машиностроение, 1978. – 334 с.

СТЕНД ДЛЯ ЗАМЕРА ТЯГИ МАЛОГАБАРИТНОГО ПУЛЬСИРУЮЩЕГО РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ В ЛАБОРАТОРНЫХ УСЛОВИЯХ

Усенко А.Н.¹, Майрович Ю.И.²
¹*bestday2008@mail.ru*, ²*mator38@mail.ru*

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

Кафедра авиационных двигателей
Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)

Пройдя этап гидродинамических исследований, конструирования и изготовления опытного образца, пришло время натурных испытаний импульсной камеры сгорания. Натурные исследования импульсной камеры сгорания преследуют три цели: проверка соответствия результатов гидродинамических исследований модели и натурального образца; проверка работоспособности натурной модели и её надежности; определения параметров рабочего процесса, в том числе определение импульса тяги. Для экспериментальных исследований малогабаритного пульсирующего реактивного двигателя используется камерный стенд, позволяющий контролировать параметры на входе в импульсную камеру сгорания. Замер параметров процесса внутри самой импульсной камеры сгорания не возможен ввиду высокой температуры газа. Поэтому импульс тяги будет определяться косвенно, при помощи стенда замера тяги.

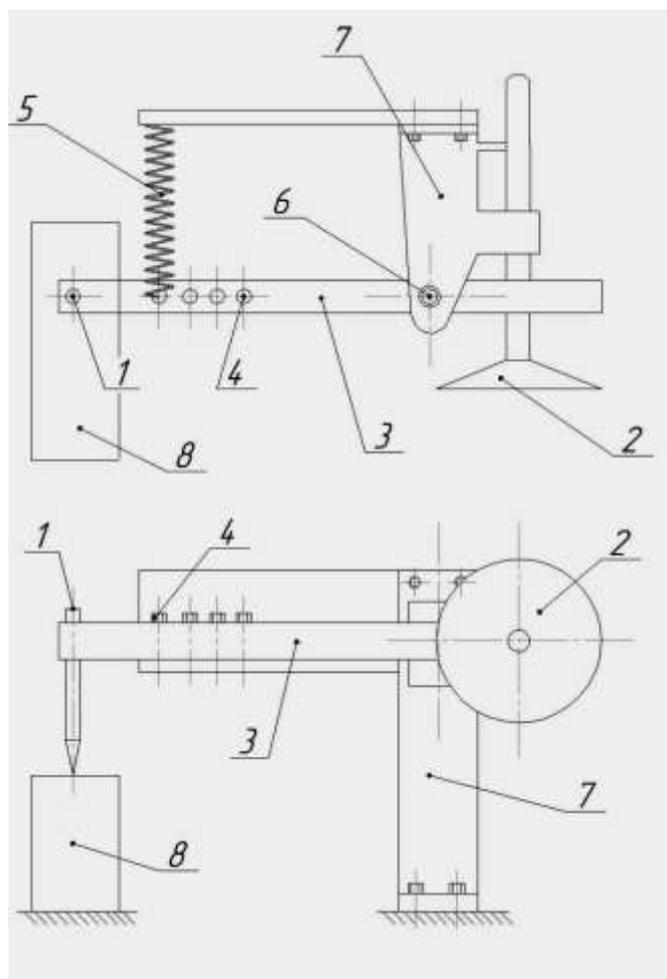


Рисунок 1. Конструктивная схема стенда.

Стенд предназначен для замера тяги малогабаритного реактивного двигателя в лабораторных условиях. Устройство стенда (рис. 1).

Двигатель устанавливается перед «чашкой» 2 таким образом, чтобы реактивная струя воздействовала на внутреннюю поверхность «чашки». «Чашка» через балку 3, способную перемещаться вокруг вертикальной оси 6, соединяется с пружиной 5, закреплённой одним концом на балке. Другим концом пружина крепится к неподвижной платформе. Вращение балки 3 в горизонтальной плоскости с малыми потерями на трение обеспечивается шарикоподшипником. Сама балка 3 соединена с закреплённой неподвижно станиной 7, являющейся опорой всего стенда. По длине балки 3 расположены отверстия 4, предназначенные для закрепления в них пружины 5, что позволяет изменять точку зацепления, а, следовательно, изменять плечо действия момента силы упругости пружины. На конце балки 3 установлен регистрирующий элемент 1, который определяет перемещение балки в горизонтальной плоскости вокруг оси 6. Все отклонения балки от нейтрального положения регистрирующий элемент записывает на регистрирующую поверхность 8.

Способ измерения тяги.

Способ замера тяги реактивного двигателя, заключается в установке двигателя перед «чашкой» подпружиненного рычажного элемента, закрепленного в станине с возможностью поворота вокруг горизонтальной оси. Измерение тяги происходит путем воздействия подпружиненного рычажного элемента на регистрирующий элемент

Принцип действия.

Под воздействием реактивных газов, «чашка» 2 начинает перемещаться в горизонтальной плоскости. Перемещение «чашки» приводит балку 3 во вращение вокруг вертикальной оси 6. Балка противоположным концом воздействует на регистрирующий элемент 1, отклоняя его от нейтрального положения, и пружину 5, которая под действием силы сжимается. При прекращении воздействия (т.е. выключении двигателя) на «чашку», пружина разжимается, перемещая регистрирующий элемент в исходное положение.

Регистрирующим элементом является перо, соприкасающееся с листком бумаги, который закреплён на столе 8. На регистрирующей поверхности стола имеется шкала силы натяжения пружины. Перемещаясь, перо изображает линию (по принципу сейсмографа), сопоставление которой с изображенной шкалой натяжения пружины и дает необходимую величину силы тяги.

Калибровка стенда.

Шкала натяжения пружины составляется с помощью динамометра, при различных значениях воздействующей на пружину силы. Воздействие силы имитируется подвешиванием на пружину динамометра грузов различной массы. Замер линейного изменения длины пружины при воздействии определенной силы и позволит составить требуемую шкалу.

Отверстия 4 позволяют изменять точку зацепления пружины на балке 3, т.е. изменять плечо действия момента силы упругости пружины. Это позволяет использовать более широкий диапазон измерения силы тяги, не меняя параметров самой пружины.

Доработка и способы улучшения.

Комплектующими, дающими наибольшую погрешность на данном стенде, является регистрирующий элемент и шкала натяжения пружины. Заменой этим элементам является тензометрический датчик, использование которого значительно увеличит точность измерения.

Также для увеличения точности измерений необходимо снизить массу подвижных частей стенда. Например, заменить материал «чашки» на алюминиевую фольгу.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шенк Х. Теория инженерного эксперимента / Х.Шенк. – М.: Мир, 1972. – 381 с.

СЕКЦИЯ
«ПРИЛОЖЕНИЯ ГУМАНИТАРНЫХ И
СОЦИАЛЬНО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ДИСЦИПЛИН
В ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ»

Председатель – к.и.н., доцент Астраханцев Олег Николаевич
Секретарь – к.п.н., доцент Шутова Татьяна Анатольевна

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ РАБОТЫ
СЛУЖБЫ АВИАЦИОННОГО СЕРВИСА
ОАО «МЕЖДУНАРОДНЫЙ АЭРОПОРТ ИРКУТСК»

Ткаченко И.А.
zauglm@mail.ru

Норманов А.С.
(научный руководитель)

Кафедра экономики авиапредприятий
Иркутский филиал МГТУ ГА

Проведен анализ технологического процесса работы службы авиационного сервиса ОАО «Международный Аэропорт Иркутск», в частности рабочий процесс горячего участка службы. Выявлены имеющиеся проблемы в работе и на основе проведенного анализа разработаны предложения по улучшению процесса работы горячего участка службы авиационного сервиса ОАО «Международный Аэропорт Иркутск» путем замены устаревшего теплового оборудования горячего участка на новое современное высокотехнологическое тепловое оборудование, что позволит увеличить производительность и повысить качество бортового питания.

Обслуживание пассажиров авиалиний является одним из самых популярных направлений авиационного кейтеринга. Каждая авиакомпания стремится отличаться от конкурентов цветовым оформлением салона, формой персонала, предоставляемыми услугами, а также за счет предоставления бортового питания.

Но, по мнению экспертов за последние несколько лет качество бортового питания снизилось, поэтому все большее количество кейтеринговых компаний стараются оснащать свои цеха современным оборудованием, которое способно работать на минимальной площади, сохраняет качество и вкусовые свойства продуктов.

Поэтому актуальность данной статьи обусловлена требованиями постоянного повышения качества бортового питания с применением

инновационных технологий. Бортовое питание – это еда и напитки, предлагаемые пассажирам на борту воздушного судна во время авиаперелета.

Для каждой авиакомпании разрабатывается индивидуальный ассортиментный минимум, включающий горячее, холодное, легкое и специальное питание, а также расширенные варианты рационов: диабетическое, низкокалорийное, вегетарианское, мусульманское, кошерное, постное индийское, питание по медицинским показаниям, детское питание, экзотические блюда и закуски [1].

Бортовое питание область достаточно консервативная. Согласно международным нормам кейтерингового бизнеса излишние новшества, «нестандартные» подходы неприемлемы. Питание должно соответствовать общепринятым требованиям.

В отличие от обычных столовых и ресторанов, цеха, специализирующиеся на авиационном кейтеринге – это настоящие фабрики, занимающие значительные площади и оборудованные по последнему слову техники. Базируются в аэропортах и работают с «прописанными» там авиакомпаниями.

В данной статье объектом исследования является служба авиационного сервиса, которая является структурным подразделением ОАО «Международный Аэропорт Иркутск» и расположена на территории предприятия. Ранее – это цех бортового питания, образованный 5 мая 1968 года, а в 2001 году, в соответствии с планом перспективного развития предприятия, на базе цеха была образована служба авиационного сервиса. За сорок лет работниками службы произведено, упаковано и доставлено более 35 миллионов порций бортового питания [2].

Основной вид деятельности – приготовление бортового питания для пассажиров и экипажей воздушных судов.

Обеспечивает такими видами рационов как:

- горячий завтрак/ужин, в том числе эконом-комфорт, бизнес-класс;
- холодный завтрак/ужин;
- консервированный завтрак/ужин;
- прохладительные напитки;
- десерт;
- чай;
- вино-водочная продукция;
- кондитерские изделия.

Сегодня ассортимент горячих блюд включает в себя более 140 наименований, 112 из которых являются фирменными, разработанными под руководством инженера-технолога.

На постоянной договорной основе служба авиационного сервиса сотрудничает с такими авиакомпаниями как: «Аэрофлот», «S7 Airlines», «Владивосток-Авиа», «ГТК Россия», «Якутия», «Уральские авиалинии», «Алроса», «Ангара», «ИрАэро», «МЧС России ГУАП», «ЮТэйр», «Северный ветер», «Трансаэро», «ТаджикЭйр», «Газпром» [3].

Количество рационов, производимых в день, неуклонно растет в связи с увеличением пассажиропотока,

За сутки служба авиационного сервиса выдает на борта вылетающих воздушных судов около 3 000 рационов бортового питания.

Самая трудоемкая работа производится в горячем цехе. Горячий цех занимает в САС центральное место, является основным цехом, в котором завершается технологический процесс приготовления пищи. В сутки горячий цех выпускается около 1 500 рационов горячего питания.

Работа ведется круглосуточно, на работников горячего цеха ложится большая нагрузка. Тепловое оборудование, которым оснащен участок горячего цеха как морально, так и физически устаревшее – занимает много места, расходует большое количество сырья и ресурсов, а также не удовлетворяет современным требованиям безопасных условий труда, часть оборудования подлежит списанию.

На рис. 1 представлена схема горячего цеха с имеющимся в нем на данный момент оборудованием. Общая площадь горячего цеха составляет $39,8\text{ м}^2$. Имеющееся оборудование занимает – $16,7\text{ м}^2$.

Проанализировав технологический процесс работы горячего цеха службы авиационного сервиса, предлагается полностью заменить тепловое оборудование горячего цеха на новое высокотехнологическое, полностью автоматизированное тепловое оборудование.

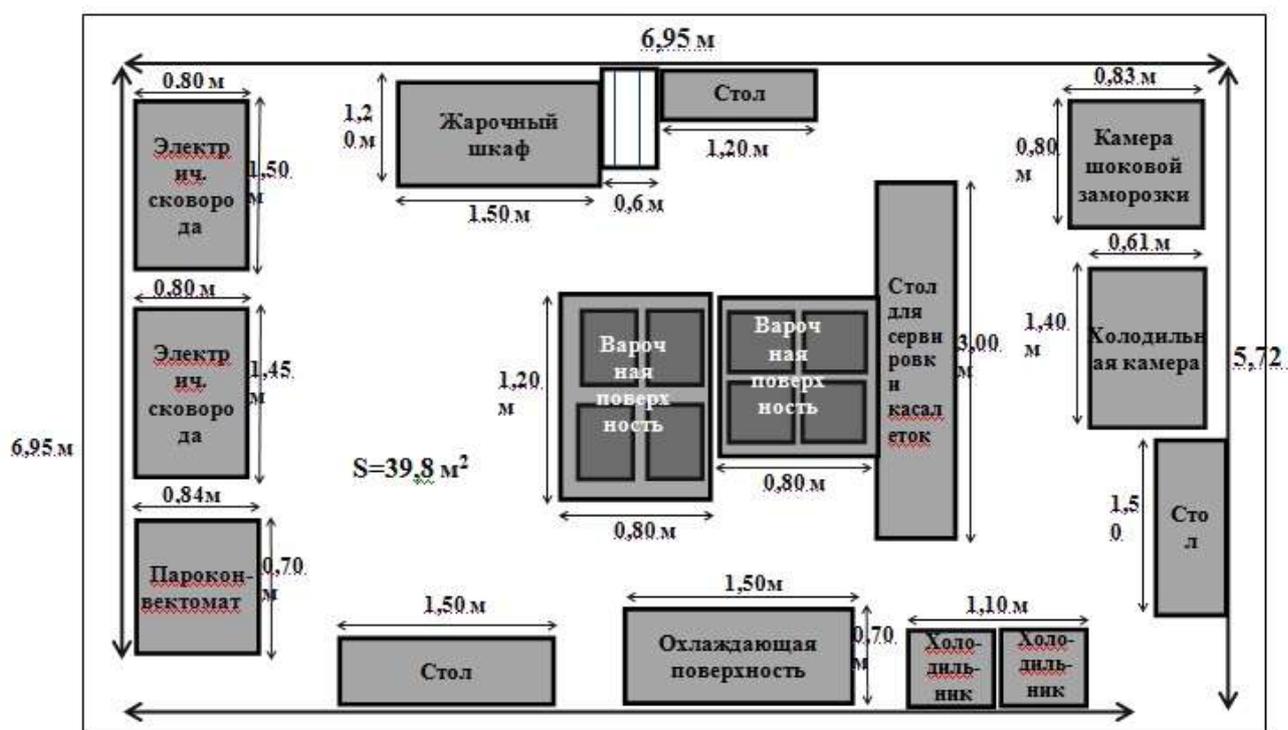


Рисунок 1. Схема горячего цеха с имеющимся оборудованием.

Оборудование, предлагаемое для замены, производит немецкая фирма «Rational», которая специализируется на производстве кухонного оборудования с 1976 года и позиционируется на рынке как бесспорный лидер в производстве инновационного теплового оборудования. По заявлению производителей средний срок службы оборудования составляет 10 лет. На основании данной информации выбор был сделан в пользу именно этого производителя.

Предлагается установить 2 пароконвектомата и 2 многофункциональные сковороды.

Пароконвектомат использует различные режимы сочетания пара и принудительной конвекции для приготовления пищи.

Позволяет производить до 70% всех вероятных операций тепловой обработки продуктов. Отличается максимальной простотой в управлении, низким расходом сырья и улучшением диетических свойств приготавливаемой пищи.

Система самостоятельно определяет размер продукта и объем загрузки. Ход процесса постоянно контролируется и плавно корректируется с учетом особенностей соответствующего блюда, электронная панель управления способна к самообучению – устанавливаются необходимые параметры, аппарат запоминает их и далее самостоятельно контролирует ход приготовления. Во время обработки продукта система постоянно сообщает о ходе процесса. Время, оставшееся до окончания приготовления блюда, отображается на дисплее.

Благодаря поэтапной загрузке, время обработки сокращается на 30%, соответственно сокращается расход электроэнергии.

Многофункциональная сковорода – аппарат для варки и жаренья. Имеет новейшую нагревательную систему особой конструкции, поэтому доводит температуру до + 250°C за 4 минуты и затем самостоятельно поддерживает ее, когда в чашу загружен приготавливаемый продукт, готовит на 30% быстрее, так как обладает высокой плотностью сетчатой структуры нагревательного элемента и равномерно передает тепло продукту и, таким образом, препятствует прилипанию. Нагревается только дно чаши – энергия передается непосредственно продукту, что исключает получение ожогов о горячие края.

Система самостоятельно распознает размер продукта, объем загрузки и определяет требования, обусловленные данным продуктом. Время приготовления, а также момент, когда потребуются вмешательство повара, рассчитываются индивидуально и корректируются в процессе работы. Искусственный машинный интеллект – точно в нужное время подает сигнал, если необходимо вмешательство, например, чтобы перевернуть продукт.

Аппарат самостоятельно заполняет чаши водой или маслом из специального контейнера.

Автоматическое подъемное устройство «AutoLift» опускает и поднимает корзины с блюдом без какого-либо контроля персонала. Помимо этого, автоматически исключается возможность передерживания продуктов.

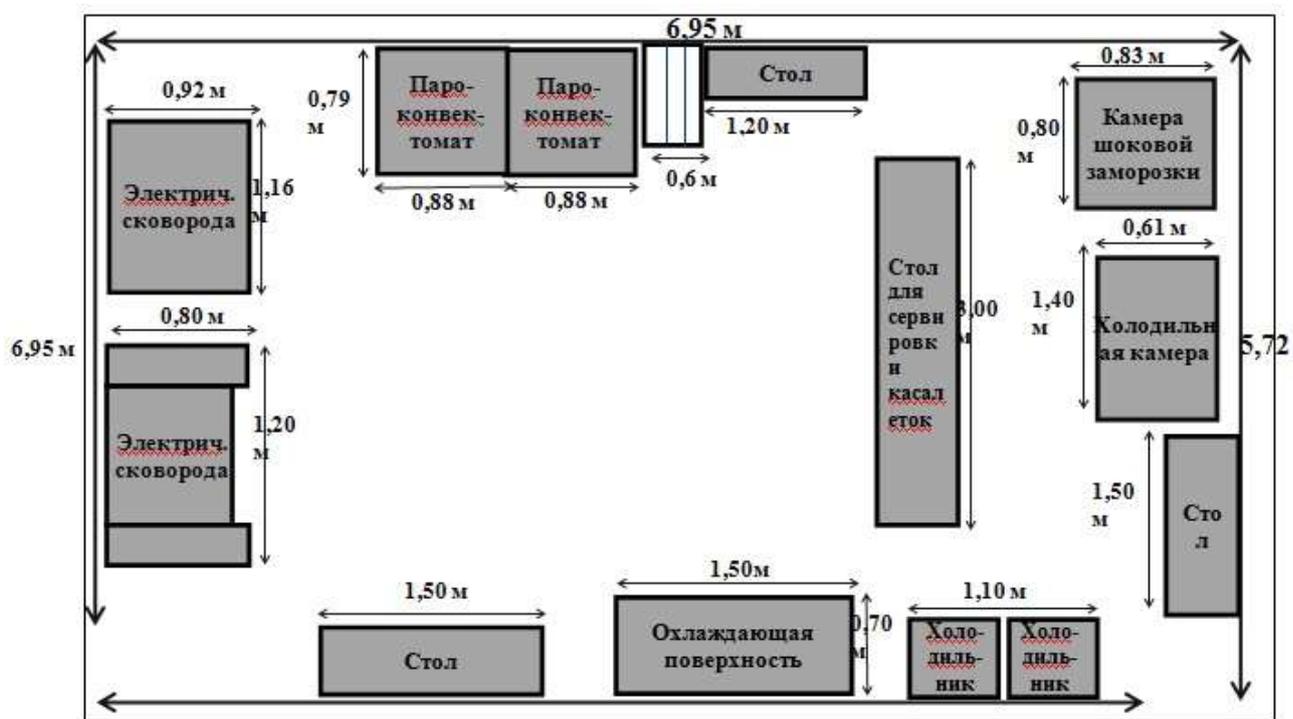


Рис. 2. Схема горячего цеха с предлагаемым оборудованием.

Таким образом, получается максимальная продуктивность при минимальном потреблении ресурсов, даже при приготовлении в больших объемах.

Аппарат самостоятельно контролирует давление, а также температуру сока, образующегося при тепловой обработке. Давление в рабочей камере всегда остается неизменным. Время приготовления сокращается наполовину по сравнению с обычными методами.

На рис. 2 представлена схема горячего цеха с предлагаемым оборудованием.

По новой схеме оборудование занимает $13,24 \text{ м}^2$, свободная площадь увеличилась на 26%.

В заключении можно сделать следующие выводы о том, что использование данного оборудования позволяет существенно снизить расходы на производство продукции. Экономия достигается за счет:

- сокращения площади производственных помещений;
- значительного снижения естественных потерь сырья (до 20%) при тепловой обработке по сравнению с традиционными методами обработки;
- благодаря современной технике автоматического регулирования и хорошей теплоизоляции рабочей камеры расход электроэнергии уменьшается до 40%;
- сокращается время, необходимое для приготовления блюд и, благодаря высокому уровню автоматизации, значительно сокращаются затраты труда.

Таким образом, данное оборудование является достаточно эффективным для производственных предприятий, так как оптимизирует одновременно затраты, время, качество и прибыль.

ЛИТЕРАТУРА

1. Усов В. В. Организация производства и обслуживания на предприятиях общественного питания. / В.В. Усов. – М.: Академия, 2009. – 400 с.
2. Воздушная гавань Восточной Сибири. – Иркутск: Изд-во «Оттиск», 2007. – 512 с.
3. ОАО «Международный аэропорт Иркутск» [Электронный ресурс]. URL: www.iktport.ru (дата обращения 20.05.2014)

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ КАДРОВОЙ ПОЛИТИКИ В ОАО АВИАКОМПАНИЯ «АНГАРА»

Юдина О.П.

Вишнякова А.А.
(научный руководитель)

Кафедра экономики авиапредприятий
Иркутский филиал МГТУ ГА

Решение вопроса укомплектованности кадрами в организации, способными решать возникшие проблемы и развиваться в соответствии с требованиями производства обеспечивается на основе принятой в организации кадровой политики. С этим связана актуальность изучения, анализа и практического решения проблем управления формированием кадровой политики предприятия.

Понятие кадровой политики используется как в научных разработках по менеджменту, так и в практической деятельности менеджеров.

С учётом расширенной его трактовки это система осознанных и определённым образом сформулированных и закреплённых правил и норм, приводящих человеческий ресурс в соответствие с долговременной стратегией фирмы.

В узком смысле это набор конкретных правил, пожеланий и ограничений, реализующихся, как в процессе непосредственных взаимодействий между сотрудниками, так и во взаимоотношениях между работниками и организацией в целом.

Оба определения указывают на то, что кадровая политика вырабатывается в рамках организационной стратегии, что подтверждает их тесную взаимосвязь.

Соответственно, эффективность и конкурентоспособность предприятия зависят от осознанности кадровой политики, целью которой является обеспечение всех функциональных подсистем организации необходимыми работниками с определённым уровнем компетентности.

В современных условиях, среди особенностей кадровой политики, можно выделить следующие:

- ориентация на формирование приверженности персонала миссии и ценностям компании;

- ориентация на принцип стратегического соответствия – интегрирование кадровой и организационной стратегии предприятия;

- иницилирующее и стимулирующее влияние высшего руководства при усилении ответственности линейных руководителей;

- вклад в формирование и удержание конкурентного преимущества в виде кадрового потенциала предприятия;

- внимание к формированию культуры и ценностей организации;

- предпочтительность в отношении коллективных форм управления;

- забота о качественном обслуживании потребителей и достижении высокого уровня потребительской удовлетворенности;

- дифференцированная система вознаграждения на основе результатов труда, компетентности, личного вклада или квалификации.

Таким образом, именно кадровая политика определяет философию и принципы, реализуемые руководством в отношении человеческих ресурсов.

В зависимости от уровня осознанности правил и норм, лежащих в основе кадровых мероприятий и уровня влияния управленческого аппарата на кадровую ситуацию выделяют следующие типы кадровой политики:

- пассивная кадровая политика;

- реактивная кадровая политика;

- превентивная кадровая политика;

- активная кадровая политика.

В зависимости от степени открытости по отношению к внешней среде при формировании кадрового состава выделяют следующие типы кадровой политики:

- открытая кадровая политика;

- закрытая кадровая политика.

В табл. 1 отражено сравнение двух типов кадровой политики по основным кадровым процессам.

Представленные типологические различия и особенности позволяют анализировать тенденции формирования кадровой политики.

Таблица 1. Сравнительная характеристика двух типов кадровой политики.

| Кадровый процесс | Тип кадровой политики | |
|-------------------------------------|---|---|
| | Открытая | Закрытая |
| Набор персонала | Ситуация высокой конкуренции на рынке труда | Ситуация дефицита рабочей силы, отсутствие притока новых рабочих рук |
| Адаптация персонала | Возможность быстрого включения в конкурентные отношения, внедрение новых для организации подходов, предложенных новичками | Эффективная адаптация за счет института наставников («опекунов»), высокой сплоченности коллектива, включение в традиционные подходы |
| Обучение, развитие персонала | Часто проводится во внешних центрах, способствует заимствованию нового | Часто проводится во внутрикорпоративных центрах, способствует формированию единого взгляда, общих технологий. Адаптировано к работе организации |
| Продвижение персонала | Затруднена возможность роста, так как преобладает тенденция набора персонала | Предпочтение при назначении на вышестоящие должности отдается сотрудникам компании, проводится планирование карьеры |
| Мотивация, стимулирование | Предпочтение отдается вопросам стимулирования (внешней мотивации) | Предпочтение отдается вопросам мотивации (удовлетворение потребности в стабильности, безопасности, социальном принятии) |
| Внедрение инноваций | Постоянное инновационное воздействие со стороны новых сотрудников, основной механизм – инновационный контракт. Определение ответственности между сотрудниками и организации | Необходимость специально инициировать процесс разработки инноваций, высокое чувство причастности, ответственности за изменение за счет осознания общности судьбы человека и предприятия |

В табл. 2 представлена матрица комплексного анализа управления формированием кадровой политики организации, при помощи которой становится возможным проследить процесс формирования кадровой политики.

Таблица 2. Матрица комплексного анализа управления формированием кадровой политики.

| Стадии развития предприятия | Задачи кадровой работы | Этапы проектирования кадровой политики | | |
|----------------------------------|--|--|---|---|
| | | Нормирование | Программирование | Мониторинг |
| Стадия формирования | Анализ рынка труда. Отбор менеджеров и специалистов. Набор персонала Формирование организационной культуры | Формулирование требований к будущим работникам. Анализ функций и моделирование рабочих мест. Разработка штатного расписания. | Программы набора, адаптации работников. | - |
| стадия интенсивного роста | Набор новых сотрудников, их адаптация. Сохранение корпоративной культуры | Формализация правил, символов и норм организационного поведения. Создание должностных инструкций. | Программы отбора, адаптации сотрудников, обучения, формирования резерва. | Изучение условий и факторов, влияющих на удовлетворённость трудом, социально-психологического климата в коллективе, корпоративной культуры. |
| стадия стабилизации | Снижение затрат на персонал. Подготовка изменений при выборе ориентации на развитие. | Закрепление новых целей и вариантов деятельности в нормативных документах. | Разработка оптимальных схем и оценки мест. Управление карьерой. | Анализ производственной деятельности. Оценка эффективности деятельности персонала. |
| стадия кризиса | Кадровый аудит. Создание условий для работы перспективных участков. Сокращение персонала. | Анализ функций и моделирование рабочих мест. Разработка стратегии реорганизации. Формулирование требований к будущим работникам. | Кадровые программы поддержки реорганизации: профконсультирование, недирективное сокращение. | Оценка персонала с целью недирективного сокращения. |

Как видно, этапы проектирования кадровой политики совпадают с этапами развития предприятия. Так, на каждом этапе развития предприятия осуществляется нормирование, программирование, мониторинг.

Цель нормирования – согласование принципов и целей работы с персоналом с принципами и целями организации в целом.

Вторым этапом формирования кадровой политики является этап программирования, цель которого заключается в разработке программ, путей достижения целей кадровой работы.

Завершающим этапом является мониторинг. Его цель – разработка процедур диагностики и прогнозирования кадровой ситуации.

Таким образом, деловые стратегии и задачи кадровой работы определяют кадровую политику на каждом жизненном цикле организации.

Рассмотрим особенности реализации кадровой политики в ОАО «Авиакомпания «Ангара». Как обособленное структурное подразделение авиакомпания создана в марте 2000 года, базируется на территории ОАО «Международный аэропорт «Иркутск», выполняет регулярные и чартерные пассажирские рейсы, а также выполняет перевозку груза и почты на местных авиалиниях Восточной Сибири, Забайкальского края, а с 2010 года в Республике Алтай.

Эффективность деятельности авиакомпании во многом зависит от организационной структуры и, прежде всего, от того, насколько эффективно будут задействованы ее основные функциональные подсистемы, а также системы ресурсного обеспечения.

На рис. 1 представлены основные подсистемы жизнеобеспечения авиакомпании «Ангара». Тип данной организационной структуры позиционируется как линейно – функциональный, с явным разделением зон ответственности и единоначалием.



Рисунок 1. Подсистемы жизнеобеспечения ОАО «Авиакомпания «Ангара».

Такая структура позволяет быстро реагировать в ответ на прямые приказания, согласовывать действия исполнителей, оперативно принимать решения. Существующая структура соответствует данному типу предприятия.

Кадровое обеспечение относится к подсистемам ресурсного обеспечения. Кадровое обеспечение осуществляется кадровой службой, которая находится в непосредственном подчинении у руководителя предприятия.

Производственные и социальные отношения между работодателем и трудовым коллективом авиакомпании «Ангара» регулируются коллективным договором.

Факторы внешней макросреды требуют от предприятия согласовывать деятельность с действующим законодательством. Так, кадровая политика ОАО авиакомпании «Ангара» строится в соответствии с принятой в Российской Федерации нормативно-правовой регламентацией социально-трудовых отношений.

Внутренняя организационно-нормативная регламентация регулирует деятельность управленческого корпуса и персонала предприятия и находит отражение в таких документационных источниках как: «Положение о персонале», «Положение об оплате труда», «Положение о премировании», «Положение о мотивации персонала», «Положение об авиакомпании», «Положение о защите персональных данных сотрудников».

Количественно-качественный анализ трудового потенциала позволил оценить обеспеченность авиакомпании трудовыми ресурсами (табл. 3-6).

Таблица 3. Структура работников ОАО «Авиакомпания «Ангара» по основным категориям.

| Показатели | 2011 | 2012 | Отклонение | Удельный вес в общей численности, % | | Отклонение удельного веса %. | Темп роста, %. |
|--|------|------|------------|-------------------------------------|------|------------------------------|----------------|
| | | | | 2011 | 2012 | | |
| Среднесписочная численность, чел. | 345 | 390 | 45 | 98,6 | 98,2 | 0,4 | 13 |
| Руководители и специалисты всего, чел. | 50 | 54 | 4 | 14,3 | 13,6 | 0,7 | 8 |
| Основные сотрудники, чел. | 230 | 253 | 23 | 65,7 | 63,7 | 2,0 | 10 |
| Вспомогательный персонал, чел. | 70 | 90 | 20 | 20 | 23 | 3 | 22 |
| ИТОГО | 350 | 397 | 47 | - | - | - | - |

Таблица 4. Структура работников ОАО «Авиакомпания «Ангара» по гендерному признаку.

| Показатели | 2011 | | 2012 | | Темп роста, % |
|------------|------|-----|------|-----|---------------|
| | Чел. | % | Чел. | % | |
| мужчины | 267 | 76 | 309 | 78 | 2 |
| женщины | 83 | 24 | 88 | 22 | 2 |
| Итого | 350 | 100 | 397 | 100 | - |

Таблица 5. Структура работников ОАО «Авиакомпания «Ангара» по возрасту.

| Показатели | 2011 | | 2012 | | Темп роста, % |
|-----------------|------|-----|------|-----|---------------|
| | Чел. | % | Чел. | % | |
| До 30 лет | 48 | 14 | 46 | 12 | 4 |
| От 30 до 40 лет | 143 | 41 | 152 | 38 | 6 |
| От 40 до 50 лет | 102 | 29 | 140 | 35 | 17 |
| Свыше 50 лет | 57 | 16 | 59 | 15 | 3 |
| Итого | 350 | 100 | 397 | 100 | - |

Таблица 6. Структура работников ОАО «Авиакомпания «Ангара» по уровню образования.

| Показатели | 2011 | | 2012 | | Темп роста, % |
|----------------------|------|-----|------|-----|---------------|
| | Чел. | % | Чел. | % | |
| Высшее | 236 | 67 | 245 | 62 | 4 |
| Незаконченное высшее | 4 | 1 | 6 | 2 | 33 |
| Среднее специальное | 103 | 29 | 136 | 33 | 24 |
| Среднее | 7 | 3 | 10 | 3 | 43 |
| Итого | 350 | 100 | 397 | 100 | - |

Методы управления персоналом в авиакомпании соответствуют структуре предприятия. Так, руководством применяются следующие группы методов:

- административно-организационные методы управления;
- экономические методы управления;
- социально-психологические методы управления.

Результаты проведенного количественно-качественного анализа позволяют констатировать, что степень профессиональной и квалификационной пригодности работников авиакомпании вполне соответствует целям предприятия.

Исходя из идеи поэтапного развития организации, проследим условия и возможности становления кадровой политики в ОАО «Авиакомпания «Ангара».

Стадия формирования. С начала своей деятельности кадровая работа в авиакомпании велась в традиционном ключе. Кадровая работа сводилась

к привлечению работников на свободные рабочие места. Деятельность отдела заключалась также в документационном обеспечении трудовых отношений на исполнительском уровне. Кадровая политика, проводимая в этот период, была нацелена на поддержание компромисса между экономическими и социальными интересами работников и работодателей. В данный период кадровую политику авиакомпания можно охарактеризовать как пассивную.

На стадии динамического роста, в период реорганизации предприятия (произошло слияние с авиакомпанией «Иркутск АВИА») кадровая служба выполняла вспомогательную функцию управления, а кадровая политика оставалась пассивной.

При переходе от стадии динамического роста к **стадии стабилизации** кадровая политика предприятия обслуживает назревшие изменения в вопросах кадрового обеспечения производственной деятельности, что соответствует политике реактивного типа. Кадровая служба продолжает вести работу по сложившимся прежним направлениям деятельности. Осуществление этих задач имеет среднесрочную перспективу.

На сегодняшний день ясна главная цель предприятия – постоянное повышение качества выпускаемой продукции. Стратегия повышения качества определённым образом влияет на управление персоналом и находит отражение в его элементах.

Например, все выполняемые работы жёстко и формализовано описаны. Чётко и конкретно определены права и ответственность по должности. Так же данная стратегия предусматривает и непрерывное обучение. Проводимые кадровые мероприятия соответствует реактивному типу кадровой политики.

Таким образом, в ходе проведенного исследования, тип кадровой политики ОАО «Авиакомпания «Ангара» определён как закрытый.

С точки зрения осознанности правил и норм, которые лежат в основе кадровых мероприятий, кадровая политика авиакомпании претерпела трансформацию от пассивного к реактивному типу, и в настоящем времени ей присущи некоторые элементы среднесрочного планирования, свойственного превентивному типу с элементами активного типа.

Результаты проведённого анализа дают основание утверждать, что одной из важнейших проблем с которой столкнулось руководство на стадии стабилизации это выбор между ориентацией на дальнейшее функционирование или на дальнейшее развитие предприятия.

Выводы по результатам исследования позволили сформулировать рекомендации по повышению роли кадровой политики, а именно через усиление позиций кадровой службы. На данном этапе развития авиакомпании для кадровой службы рекомендуется:

- 1) внедрение мониторинга персонала на постоянной основе;
- 2) разработка комплексной программы постоянной диагностики и развития умений и навыков работников.

В заключение хотелось бы отметить, что с переходом предприятия в новый жизненный цикл кадровая политика должна корректироваться в соответствии с новыми целями и задачами деятельности предприятия.

ОЦЕНКА ПАССАЖИРОПОТОКА И АВИАПОДВИЖНОСТИ КУРСКОЙ ОБЛАСТИ

Смирнов Д.А.

Лавренова Л.Н.
(научный руководитель)
ratkga@mail.ru

Цикловая комиссия социальных дисциплин
Рыльский АТК – филиал МГТУ ГА
(г. Рыльск, Курская область)

Составной частью авиации общего назначения (АОН) являются легкие самолеты. Мировая экономика требует обеспечения информационной связью между руководителями регионов, районов, фирм и заводов. Поэтому за рубежом авиация общего назначения стремительно развивается. В России сфера обслуживания авиационным транспортом должна включать не только областные и краевые центры, но также районные, а в отдельных случаях поселки городского типа. Важной задачей является увеличение пропускной способности в сельской местности.

ВВЕДЕНИЕ

Легкие самолеты АОН в нашей стране делают лишь первые шаги. Развитие экономики России неминуемо требует совершенствования и развития летательных аппаратов АОН, которые в будущем вольются в «Единую транспортную систему России».

Неотъемлемой частью мировой экономики являются, легкие самолеты АОН они должны выполнять соответствующую роль в обслуживании населения.

В настоящее время все больше авиационных фирм занимаются разработкой легких самолетов. На их долю приходится более 90% мирового парка гражданской авиации.

Практическую неизбежность количественного увеличения легких самолетов АОН создает непрерывно возрастающая протяженность региональных воздушных линий. Вновь создающаяся сфера обслуживания авиационным транспортом будет включать не только областные и краевые центры, но также районные, а в отдельных случаях поселки городского типа.

Это будет сопровождаться вводом в строй новых легких самолетов АОН, для которых не потребуются больших ВПП. А перегруженность магистральных аэропортов и подъездных автомобильных дорог к ним требует перераспределения операций по осуществлению воздушных перевозок на короткие и средние расстояния в другие аэропорты.

1 ОЦЕНКА ПАССАЖИРОПОТОКА И АВИАПОДВИЖНОСТИ КУРСКОЙ ОБЛАСТИ

Увеличение пропускной способности в сельской местности является важной задачей каждого региона.

Авиаподвижность населения определяется числом воздушных поездок, приходящихся на одного жителя города (районного центра) в год и зависит от уровня развития авиационной техники и от перспективы развития региона. Определенное влияние на авиаподвижность населения оказывает увеличение свободного времени и условия, при которых станет возможным для жителей крупных административных и промышленных центров совершать массовые полеты на легких самолетах АОН в другие населенные пункты и к местам массового отдыха, удаленных на расстояние 200 км и более.

Интенсивность пассажиропотока зависит от авиаподвижности населения в районном центре. Исследуя изменения авиаподвижности населения в зависимости от численности населения в городе (населенном пункте) для периода 1990-х годов и ближайшей перспективы, было выявлено, что наибольшая авиаподвижность наблюдается в малых населенных пунктах крайних регионов. Зависимость авиаподвижности от численности населения районного центра может быть определена по статистическим данным по выражению:

$$A_n = k \cdot n^2 + 0,11, \quad (1)$$

где A_n – авиаподвижность населения города или населенного пункта;

n – число жителей населенного пункта, тыс. чел.;

k – статистический коэффициент, зависящий от региона и от периода времени.

В базовом варианте $k = 0,8 \cdot 10^{-6}$ для периода 2009-2013 гг. и для Центрально-Чернозёмного региона.

Основная цель функционирования парка легких самолетов АОН заключается в выполнении транспортных перевозок при минимуме затрат на создание парка самолетов и его эксплуатацию.

Парк самолетов – есть количество самолетов, размещаемых на различных аэродромах, находящихся в данном регионе. Самолеты парка базируются на нескольких взлетных площадках и аэропортах, которые называют аэроточками.

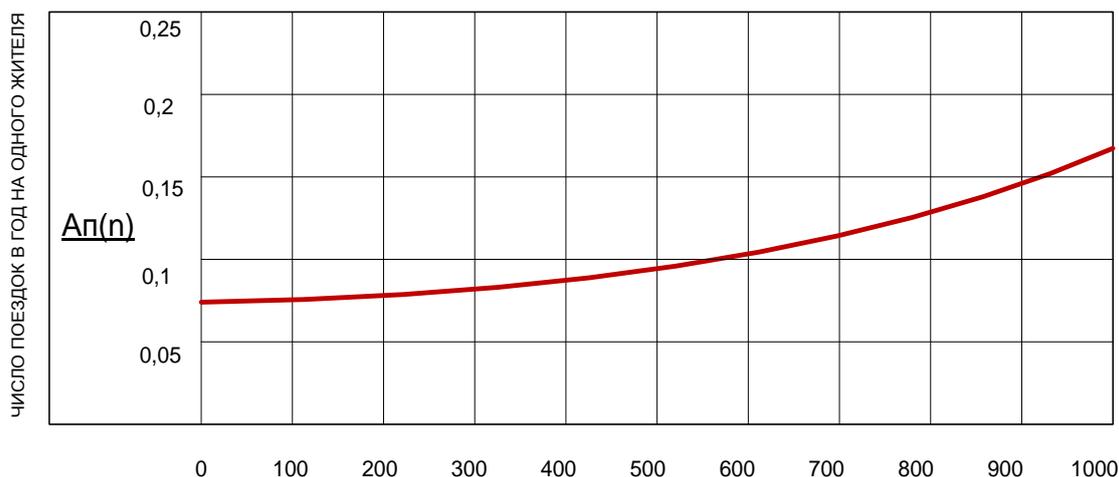


Рисунок 1. Авиаподвижность населения райцентра.

Под «нагрузкой» на парк понимается интенсивность пассажиропотока – число пассажиров, прибывающих на аэродром базирования в час.

Рассмотрим пассажиропоток на примере предполагаемой работы парка легких самолетов АОН, расположенных в пределах одного региона, например, в Курской области, «как в элементе системы эксплуатации». На основе анализа инфраструктуры и деловых связей области создадим взлетно-посадочные площадки (аэроточки) в районных центрах. В области 26 районов, значит 26 аэроточки. «Поле заявок» – это число заявок на все 26 аэроточки. Поток заявок является основой для определения потребностей Курской области. Будем считать район минимальной экономической ячейкой, через которую идут основные грузопассажирские потоки. Районные центры, в которых находятся районные власти, являются наиболее интересными точками размещения посадочных площадок и в местах наибольшей плотности населения.

Таким образом, поле заявок на территории области будет складываться из заявок на аэроточки районов.

Предположим, что на каждую аэроточку идет поток заявок на пассажирские перевозки со средней интенсивностью nn (пасс/ч). Аэроточка работает как система массового обслуживания, где каждый самолет, базирующийся на аэроточке, является каналом обслуживания пассажиров со временем обслуживания $T_{об}$ (или обслуживает сразу n пассажиров, которых берет на борт). Первоначальный поток заявок nn на перевозку пассажиров в час преобразуется в поток Эрланга n -го порядка с интенсивностью $L = nn/n$.

Увеличение нормативной пропускной способности, т.е. повышая долю улетевших пассажиров, в то же время увеличивает требуемое число самолетов и время их простоя.

Намечаемое расположение районных аэропортов-аэроточек представлено на рис. 2.



Рисунок 2. Схема расположения районных аэропортов-аэроточек в Курской области.

Как видно из этого рисунка, около половины аэроточек (11) находятся в районах, где население райцентров не превосходит 10 000 чел., что определяет сравнительно малый поток заявок на аэроточки этих райцентров; 3 районных аэроточек претендуют на переход в аэропорты V-го класса. Оставшиеся 11 аэроточек работают в нормальном режиме неклассифицируемого аэродрома-аэроточки.

По численности населения районные центры могут быть подразделены на три категории: малые, средние и большие с населением 10, 30 и 100 тыс. чел., соответственно.

Потоки заявок на районные аэроточки представлены в табл. 1.

Таблица 1. Авиаподвижность населения райцентра и интенсивность пассажиропотока.

| Население райцентра, тыс. чел. | Авиа подвижность | Тип аэроточки | Число аэроточек | Средний поток пасс/ч | Поток в час пик | Число перевозок в год |
|--------------------------------|------------------|---------------|-----------------|----------------------|-----------------|-----------------------|
| 10 | 0,1 | малая | 11 | 0,11 | 1,02 | 17 000 |
| 30 | 0,11 | средняя | 12 | 0,25 | 2,25 | 22 000 |
| 100 | 0,123 | большая | 3 | 2,8 | 25,0 | 61500 |

Технические характеристики, определяющие эксплуатационные расходы на функционирование аэроточек, приведены в табл. 2.

Таблица 2. Эксплуатационно-техническое оснащение аэроточек.

| Тип аэроточки | ВПП | Строения | Персонал | Метеоусловия | Оборудование |
|---------------|--------------------------------|--|--|--------------------------|--------------|
| Малая | грунтовая 300 x 50 | домик дежурного | радист, механик | ПМУ, днем | рация, |
| Средняя | грунтовая 400 x 75 | дом дежурн. с комн. отдыха, ангар-мастерская | радист, 2 мех- ка, штурман | ПМУ, днем и ночью | |
| Большая | искуст. покрытие 750x150 | здания и сооружения, жилые помещения | Нач. а/точ., 3 радиста, 4-6 механ. 2 водителя | ПМУ, СМУ, днем, ночью | |

Для сравнения приведем интенсивность пассажиропотоков для классовых аэропортов (табл.3).

Таблица 3. Интенсивность пассажиропотоков для классовых аэропортов.

| Класс аэропорта | Годовой объем пассажирских перевозок, тыс. чел. | Интенсивность пп потока пассажиров, пасс/ч |
|--------------------|---|--|
| Внеклассный | более 7000 | более 1400 |
| I | 4000 до 7000 | от 1000 до 1400 |
| II | 2000 до 4000 | от 500 до 1000 |
| III | 600 до 2000 | от 150 до 500 |
| IV | 150 до 600 | от 37,5 до 150 |
| V | 25 до 150 | от 6,25 до 37,5 |
| неклассифицируемые | до 25 | до 6,25 |

Таблица 4. Результаты расчетов.

| nn | 0,25 | 0,5 | 1 | 5 | 10 | 15 | 25 |
|--------------------------------|-------------|------------|----------|----------|-----------|-----------|-----------|
| Комм, груз, кгс | 800 | 840 | 830 | 860 | 1040 | 1170 | 1225 |
| Критерий, тран 10 ⁴ | 4,52 | 4,61 | 4,78 | 5,79 | 6,61 | 6,62 | 8,05 |
| Взлетн. вес, кгс | 4362 | 4528 | 4448 | 4691 | 6419 | 7524 | 8060 |
| Стоим, с-та, млн. \$ | 11,650 | 10,900 | 9,552 | 6,456 | 5,350 | 4,767 | 4,610 |
| Ресурс, ч | 17270 | 17160 | 16930 | 16640 | 16700 | 16880 | 17900 |
| Дальность, км | 3065 | 3039 | 3012 | 3072 | 3160 | 3271 | 3445 |
| Скорость, км/ч | 540 | 572 | 569 | 578 | 636 | 721 | 738 |
| Серия, ед. | 67 | 71 | 79 | 144 | 224 | 326 | 628 |

Продолжение таблицы 4. Результаты расчетов.

| nn | 0,25 | 0,5 | 1 | 5 | 10 | 15 | 25 |
|---------------------------|-------------|------------|----------|----------|-----------|-----------|-----------|
| Площ. кр., м ² | 43,5 | 42,8 | 41,4 | 39,7 | 40 | 41 | 43 |
| Размах, м | 20,87 | 20,70 | 20,36 | 19,92 | 20,01 | 20,27 | 20,74 |
| Ст. билета, руб | 986 | 977 | 959,5 | 905,8 | 981,7 | 966,8 | 959 |

Результаты расчетов (табл. 4) показывают, что при увеличении интенсивности потока пассажиров до 25 пасс/ч обнаруживается минимальная масса коммерческого груза (830 кг) самолета со взлетной массой 4,5 тс при интенсивности пассажиропотока, равной 1 пасс/ч, т.е. в базовом варианте.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом:

- устанавливается связь между интенсивностью пассажиропотока, числом самолетов, приписанных к аэроточке и количеством мест в самолете;
- заметно меняет облик самолета изменение пассажиропотока в широком диапазоне от 0,25 до 25 пасс/ч;
- количество самолетов для обслуживания населения Курской области (согласно таблицы) оценивается от 70-75 до 90-110 единиц. Общий годовой поток пассажиров составит 110-120 тыс. чел.;
- легкие самолеты АОН, используя аэродромы-аэроточки и специально созданные придорожные аэроточки, смогут существенно повысить мобильность деловых людей и заметно поднять экономику районов и региона в целом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аксенов И.Я. Единая транспортная система. – М.; Высшая школа, 1991. – 383 с.
2. Авиация в России: Справочник / М.В. Келдыш, Г.П. Свищев, С.А. Христианович и др. – 2-е изд. – М.: Машиностроение, 1988. – 368 с.
3. Аралов Г.Д. Административные самолеты. Летно-технические характеристики, схемы, описания, конструкции. – М.; МАИ, 1991г.
4. Громов Н.Н., Мухордых Е.В., Овруцкий Е.А., Парсегов Г.А., Параховский Б.М., Пруткин Я.И., Цехонович Л.А. Экономика воздушного транспорта. – М.: Транспорт, 1999. – 248 с.
5. Костромина Е.В., Экономика авиакомпании в условиях рынка. – М.: «Авиабизнес». 2010г. – 209 с.

ПРОЕКТ СОЗДАНИЯ АЭРОПОРТА ДЕЛОВОЙ АВИАЦИИ В САМАРСКОЙ ОБЛАСТИ

Паршикова И.Е.

Немчинов О.А.
(научный руководитель)

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

Усовершенствование структуры и сообщения регионов – важная ступень на пути к экономическому становлению России. Именно деловая и региональная авиация способна дать новый импульс в этом направлении, но для этого необходимо создать нужную инфраструктуру и производственно-техническую базу.

По прогнозам, парк деловой авиации России к 2015 г займет второе место в мире и превысит 1180 воздушных судов. Для воплощения этих прогнозов необходимо разрешить ряд проблем, которые содержат нормативно-правовой характер. Первое, с чего нужно начать, – внедрение понятия деловой авиации, которое было принято ведущими международными организациями, а именно ИКАО, ИВАС, (ЕВАА, NВАА).

Один из первостепенных вопросов, на которые необходимо ответить – за счет чего может произойти увеличение пассажиропотока деловой авиации? Во-первых, одно из обоснований – Чемпионат мира по футболу 2018 г., во-вторых, предприятия региона, которым необходимо в кратчайшие сроки доставлять своих сотрудников.

Таким образом, деловая авиация представляет собой один из видов гражданской авиации не для широкого пользования обществом. Также должен быть на высоте уровень подготовки пилотов, он должен быть не ниже, чем у коммерческого пилота, с правом выполнения полета по приборам.

Из этого следует, что вопросы, касающиеся деловой авиации, нужно рассматривать отдельно от вопросов, касающихся авиации общего назначения.

Для выполнения поставленных задач Правительством РФ было предложено внести изменения в ст. 21 Воздушного кодекса Российской Федерации, в которых будет определена новая структура в гражданской авиации, а также разделение коммерческой авиации на две группы: общего пользования и деловую авиацию.

Рассмотрим перспективы решения проблемы развития деловой авиации в условиях современного рынка. Уровень спроса на услуги бизнес авиации определяется различными факторами, которые можно условно разделить на экономические и неэкономические (не находятся в прямой зависимости

от благосостояния авиакомпании или частного лица). К неэкономическим факторам можно отнести нежелание находиться в зависимости от расписания регулярных линий; желание сократить время, затрачиваемое на перелет; желание передвигаться по воздуху с наибольшей безопасностью и комфортом. К экономическим факторам можно отнести рост корпоративных прибылей по всему миру; интеграцию и глобализацию бизнеса; экономическое развитие рынков развивающихся стран; распространение программ долевого владения самолетом [1].

К сожалению, развитие российского рынка деловой авиации оставляет желать лучшего. Это обусловлено следующими причинами:

- высокие (заградительные) пошлины на бизнес-джеты и вертолеты иностранного производства;
- устаревшее и несовершенное законодательство в сфере авиаперевозок;
- недостаточно развитая инфраструктура, в том числе сети аэропортов и центров линейного технического обслуживания;
- нехватка профессиональных кадров (особо остро вопрос стоит в связи с нехваткой российских пилотов);
- серый каботаж (неофициальная перевозка пассажиров самолетами, стоящими в иностранном регистре, в пределах России);
- рост цен на авиатопливо.
- отсутствие конкурентоспособной техники отечественного производства.

Стоит отметить, что у иностранных компаний Boeing и Airbus дела обстоят куда лучше, чем у отечественных производителей. Среди новых тенденций в деловой авиации можно выделить появление полноразмерных самолетов, например Boeing 737, отличающихся шикарными интерьерами и увеличенным запасом топлива на борту. Лайнеры такого класса приобретают гиганты бизнеса, имена которых, как правило, не разглашаются.

Другой важный вопрос, какого класса аэропорты необходимы для быстрого развития деловой авиации в РФ?

Рассматривая состояние рынка деловой авиации в стране, сначала стоит упомянуть о столице. Нигде больше нет такого спроса на услуги данной отрасли. В данной связи важен пример создания аэропорта деловой авиации в Москве.

Битва за столичного клиента развернулась между тремя основными аэропортами — Внуково, Домодедово и Шереметьево. Несмотря на загруженность рейсами регулярных авиалиний, каждый из этих грандов обзавелся своими комплексами наземного обслуживания бортов бизнес-авиации.

В целом же, по мнению генерального директора «Авиа Групп» Михаила Семенова, «трафик в Москве, по разным оценкам, равен 250–300 тыс. пассажиров бизнес-авиации в год. Эти люди распределяются между тремя аэропортами, причем каждый из них занимает абсолютно адекватную позицию. Все заинтересованы в том, чтобы эти бизнес-пассажиры проходили через них.

Везде создана необходимая инфраструктура. Однако всегда останутся клиенты, которые в силу разных причин будут ездить в один из них. В остальном же все решает клиентоориентированность и качество услуг. Основная битва за московского потребителя развернется совсем скоро, ведь в каждом из трех главных аэропортов есть своя структура, готовая обеспечивать перелеты бизнес-джетов на европейском уровне, а то и выше.

В регионах же ситуация по-прежнему непростая [2]. До 65% рейсов бизнес-авиации обслуживается в столичном авиаузле, что оставляет многочисленным аэропортам России сравнительно небольшое количество рейсов. Наиболее востребованными направлениями являются Санкт-Петербург и Сочи, а также центры промышленности и добычи полезных ископаемых – Урал, Сибирь, Поволжье.

Проблема создания отдельного аэропорта деловой авиации в Приволжском федеральном округе стоит на данный момент не критично остро. Однако, в условиях нарастающего темпа воздушных перевозок и выхода страны из экономического кризиса, направление роста и развития деловой авиации можно считать приоритетным. Пример: быстрое развитие аэропорта деловой авиации на базе Внуково-3, описанный выше. Данный проект сочетает в себе и выгодное вложение финансов, и плюсы к развитию инфраструктуры региона, и общие положительные моменты, направленные на улучшение экономики государства.

По заявлению Л.С. Шварца, генерального директора аэропорта «Сабетта» в Ямало-Ненецком автономном округе, бывшего генерального директора аэропорта «Курумоч», деловые авиации в Самарской области – перспективное направление развития. Другой вопрос – будет ли так же популярна бизнес авиация в регионах, как в столице?

Для улучшения ситуации в данном вопросе можно предпринять 3 пути развития – проектирование отдельного аэропорта на территории Самарской области, создание аэропорта деловой авиации на основе уже построенной в советский период летной полосы с обустройством прилегающей площади, либо создание отдельного примыкающего терминала на территории одного из крупных аэропортов – «Курумоча». Необходимо рассмотреть каждый из представленных вариантов.

Самый, на первый взгляд, малозатратный путь – создание дополнительного терминала и ангаров на базе уже существующего аэропорта [3]. В этом случае не потребуется строительство взлетно-посадочных полос, диспетчерского центра, и необходимых аэродромных сооружений. Также в этом случае уже решена проблема дорожного сообщения в районе аэропорта. Однако нельзя рассчитывать на полную свободу и неограниченную пропускную способность, ведь в периоды пика популярности воздушных перевозок воздушное пространство в районе аэропорта может оказаться весьма загруженным. Строительство же дополнительных ВПП для разгрузки имеющихся мощностей потребует дополнительных расходов, что не совсем целесообразно.

Другой вариант – использование уже имеющегося, ранее построенного еще в советский период аэропорта. В этом случае уже присутствует взлетно-посадочная полоса, однако она может требовать реставрации или даже капитального ремонта с заменой покрытия. В этом случае можно не беспокоиться о загруженности аэродрома рейсами регулярной авиации и бросить все силы на обслуживание бизнес-пассажиров. Однако необходимо решить проблему сообщения с районом аэропорта, возвести необходимые сооружения и, в первую очередь, терминал и ангары. Это потребует немалых затрат, но и эффект даст более стабильный и долговременный.

Последний из представленных вариантов – строительство аэропорта деловой авиации «на пустом месте». В этом случае необходимо сначала определить его возможное местоположение, расставив на карте точки тяготения – места, где наибольшее количество жителей сочетается с возможными «заказчиками» (крупными предприятиями, разработчиками полезных ископаемых или крупными заводами и фабриками). В этом случае необходимо строительство взлетно-посадочной полосы, терминала, аэропортовых зданий и сооружений. Также не стоит забывать об обустройстве сообщения с районом аэропорта.

Далее необходимо определить конкретное расположение аэропорта для каждого варианта.

Вариантов расположения центра деловой авиации в уже существующем аэропорту немного – в Самарской области это только международный аэропорт «Курумоч». Обратимся к его техническим характеристикам (таблица 1):

Таблица 1 – Характеристики взлетно-посадочных полос.

| Характеристика | ВПП-1 | ВПП-2 |
|------------------------------|---------------------------|---------------------------|
| Класс ВПП | В | Б |
| Размеры | 2556x60 | 3003x45 |
| PCN | 43/F/D/X/T | 36/R/B/W/T |
| Покрытие ВПП | Асфальтобетон | Армобетон |
| Светосигнальное оборудование | ОВИ-1 с обоих направлений | ОВИ-1 с обоих направлений |

Международный аэропорт «Курумоч» успешно прошел сертификационный аудит на соответствие требованиям международного стандарта ISO 9001:2008 по всем направлениям своей производственной деятельности.

В «Курумоче» уже существует зона обслуживания бизнес-пассажиров. Необходимо лишь расширить список предоставляемых услуг и построить дополнительный терминал для пассажиров, которые используют свои собственные ВС для осуществления перелетов. Это позволит расширить

клиентскую аудиторию и повысить комфорт пассажиров бизнес-авиации. Но, в свою очередь, повлечет и определенные, вполне ощутимые затраты.

Рассматривая вариант строительства центра деловой авиации на базе уже существующего, но не используемого широко аэропорта, была изучена карта Самарской области с нанесёнными на ней аэропортами.

Наиболее подходящий, на наш взгляд, вариант, – аэродром «Безымянка» (экспериментальный (испытательный) аэродром завода ОАО «Авиакор – авиационный завод» в городе Самара расположен на восточной окраине Самары в Кировском районе). Аэродром «Безымянка» 1 класса, способен принимать большинство современных типов самолётов и все типы вертолётов, общая длина искусственной ВПП 3600 м, рабочая (используемая) часть – 2800 м.

Рассмотрим приблизительные статьи затрат по каждому из вариантов создания центра деловой авиации.

1. При строительстве на базе международного аэропорта «Курумоч» необходимо только строительство мест стоянки воздушных судов и ангаров для сезонного хранения ВС. Для обслуживания пассажиров возможно использовать бизнес-терминал, расположенный на территории аэропорта в непосредственной близости от мест хранения ВС и ангаров.

2. В случае создания центра деловой авиации в Безымянке необходима реставрация ЛП, модернизация дорожной сети на прилегающей территории, строительство мест хранения ВС, ангаров для сезонного хранения судов, а также строительство бизнес-терминала, гостиницы и других объектов аэропортовой инфраструктуры. Однако в этом случае, аэропорт будет находиться в городской черте, а также не будут создаваться помехи движению судов общего назначения, как в предыдущем случае.

3. Рассматривая третий вариант создания аэродрома – «на пустом месте» – сталкиваемся с непреодолимыми трудностями. Во-первых, необходимо спроектировать и построить не только аэропорт, но и дорожные коммуникации на прилегающей территории, что влечёт внушительные материальные затраты, которые не смогут окупиться в ходе функционирования аэропорта. Во-вторых, создание такого аэропорта не оправданно с географической точки зрения. Если вернуться снова к карте Самарской области, то можно заметить, что существует множество аэродромов разной степени благоустроенности, которые имеют хотя бы минимальную дорожную развязку.

Подводя итоги стоит сказать, что развитие деловой авиации в регионах перспективно и прибыльно для экономики, необходим лишь грамотный анализ ситуации и расчет затрат и прибыли от возможных вариантов развития событий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Грек, А.А. Рынок деловой авиации: мировой опыт и Российская действительность [Текст] / А. А. Грек // Российский внешнеэкономический вестник, №12 (декабрь), 2008 г., С.63-72.
2. Паршикова, И.Е. Особенности развития рынка деловой авиации [Текст] / И.Е. Паршикова //Актуальные проблемы авиации и космонавтики: тезисы IX Всерос. науч.-практ. конф. творческой молодежи (8–12 апреля 2013 г., Красноярск): в 2 т. Т. 2. Социально-экономические и гуманитарные науки / под общ. ред. Ю.Ю. Логинова; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. – Красноярск, 2013, С.198-199.
3. Паршикова, И.Е. Перспективы развития деловой авиации в условиях российского рынка [Текст] / И.Е. Паршикова // XII Королёвские чтения: Международная молодёжная научная конференция, Самара, 1-3 октября 2013 года: Тезисы докладов, Самара: Издательство СГАУ, 2013, С.11.

ТЕХНОЛОГИЯ ФОРМИРОВАНИЯ КОНКУРЕНТНЫХ ПРЕИМУЩЕСТВ В ОАО «АВИАКОМПАНИЯ «АНГАРА»

Алиханова А.С.

Вишнякова А.А.
(научный руководитель)

Кафедра экономики авиапредприятий
Иркутский филиал МГТУ ГА

На сегодняшний день формирование конкурентных преимуществ является ключевой деятельностью по формированию способности предприятия, организации, фирмы выжить и успешно развиваться на рынке. Успех решения задач по выявлению и формированию конкурентных преимуществ, повышению конкурентоспособности предприятий в большей мере зависят от уровня разработки методических подходов по созданию и эффективному функционированию механизма конкурентных преимуществ, что является актуальным в современных условиях.

Конкурентные преимущества неразрывно связаны с конкуренцией. Они возникают там и тогда, где возникает и развивается конкуренция. Чем больший характер приобретает конкуренция на рынке, тем более значимой для коммерческого успеха являются конкурентные преимущества.

Конкурентные преимущества предприятия это реальные или потенциальные компетенции и способности, характеристики его производственной, финансовой, маркетинговой и иной деятельности,

позволяющие предприятию в условиях конкурентной борьбы реализовать свои экономические интересы с большей степенью эффективности, чем его конкуренты.

Существует множество трактовок понятия конкурентное преимущество, но у всего множества есть общее, что их объединяет, на основании чего можно полагать, что конкурентные преимущества являются объектом стратегического управления, основа и цель экономической стратегии предприятия, элемент стратегического потенциала, представляющий собой уникальные осязаемые и неосязаемые ресурсы хозяйствующего субъекта.

Конкурентное преимущество, которым обладают на конкретных рынках различные соперники (конкуренты), является существенным фактором климата, или конкурентной ситуации, на рынке товара. Конкурентное преимущество определяется набором характеристик, свойств товара или марки, который создает для фирмы определенное превосходство над своими прямыми конкурентами.

Превосходство оценивается относительным, сравнительным состоянием, положением организации по отношению к конкуренту, занимающему наилучшую позицию на рынке товара или в сегменте рынка. Оно может быть внешним и внутренним.

Конкурентное преимущество является внешним, если оно основано на отличительных качествах товара, которые образуют «ценность для покупателя».

Внутреннее конкурентное преимущество базируется на превосходстве в отношении издержек производства, которое создает «ценность для изготовителя».

Ключевыми областями формирования конкурентных преимуществ в настоящее время становятся:

- инновации,
- качество,
- управление поведением потребителей.

Факторы конкурентного преимущества организации подразделяются на внешние и внутренние (табл. 1). Как видно из таблицы, проявление внешних факторов в малой степени зависит от организации, в основном они формируются от уровня конкурентоспособности страны.

Факторы, же, которые достигаются и реализуются персоналом, где особую роль играют руководители, называются внутренними. Следует отметить, что для конкретной организации количество конкурентных преимуществ может быть любым.

Таблица 1. Классификация факторов конкурентных преимуществ.

| Внешние | Внутренние |
|--|--|
| Уровень конкурентоспособности отрасли | Структурные |
| Государственная поддержка малого и среднего бизнеса в стране и регионах | Ресурсные |
| Открытость общества и рынков | |
| Национальная система стандартизации и сертификации | Технические |
| Государственная поддержка науки и инновационной деятельности | |
| Качество информационного обеспечения управления на всех уровнях иерархии | Управленческие |
| Наличие доступных природных ресурсов | Рыночные |
| Система подготовки и переподготовки управленческих кадров в стране | |
| Климатические условия и географическое положение страны или региона | Эффективность функционирования организации |
| Уровень конкуренции во всех областях деятельности в стране | |

По соотношению масштаба конкуренции и типа конкурентного преимущества выделяют три базовые стратегии конкуренции:

- 1) лидерство по издержкам;
- 2) дифференциации;
- 3) специализации.

На рис. 1 представлена логическая схема реализации конкурентных преимуществ предприятия, согласно которой четко видна роль управления конкурентными преимуществами в повышении конкурентоспособности и прибыли предприятия. Из представленной схемы видно, что важным этапом формирования конкурентных преимуществ является проведение отраслевого анализа.

Анализ рынка воздушных перевозок показывает, что рынок российских пассажирских авиаперевозок отражает развитие позитивных тенденций в экономике страны. Российские авиакомпании успешно конкурируют с западными авиакомпаниями. Но для дальнейшего развития услуг по перевозке авиакомпаниям, помимо основной деятельности, необходимо решать следующие вопросы:

- расширение сети маршрутов на основе эксплуатируемого, модернизируемого или вновь приобретаемого транспорта;
- постоянное изучение конъюнктуры на внутреннем и внешнем рынках транспортных услуг;
- гибкая политика цен с учетом спроса на транспортное обслуживание;
- качественное изменение состава транспортных средств;
- пересмотр стандартов обслуживания с целью их приближения к международному уровню и запросам потребителей;
- расширение рекламы в области предоставления авиационных услуг.

Для успешного решения данных вопросов менеджерам авиакомпаний следует разрабатывать, совершенствовать маркетинговые стратегии развития бизнеса авиакомпании, взвесить конкурентные силы и слабости и выбрать позицию, дающую авиакомпании преимущество перед wybranными конкурентами. В данном случае целесообразным будет применение широко известной методологии SWOT-анализа.

Проанализируем деятельность ОАО авиакомпания «Ангара», с целью выявления его конкурентных преимуществ. Авиакомпания «Ангара» создана в 2000 году и занимает одно из ведущих мест на региональном рынке авиаперевозок. На сегодняшний день флот авиакомпании состоит из 27 воздушного судна (табл. 2).

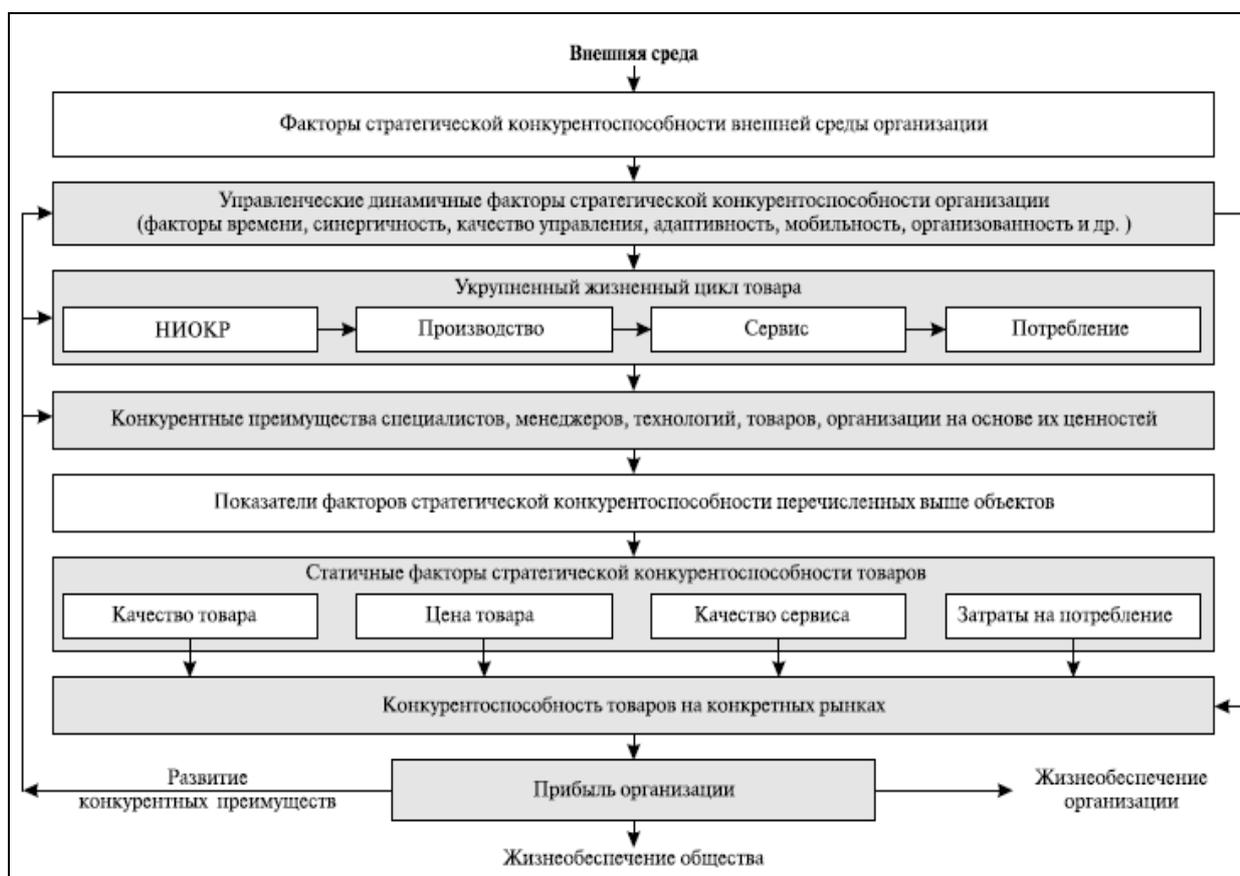


Рисунок 1. Схема реализации конкурентных преимуществ предприятия.

По количеству перевезенных пассажиров, видна положительная динамика (рис. 2).

Таблица 2. Флот авиакомпании «Ангара»

| Тип ВС | Кол-во ВС |
|--|-----------|
|  Ан-2 | 3 |
|  Ан-24 Б, РВ | 6 |
|  Ан-26-100 | 3 |
|  Ан-148-100Е | 3 |
|  Ми-8П, Т, МТВ | 12 |

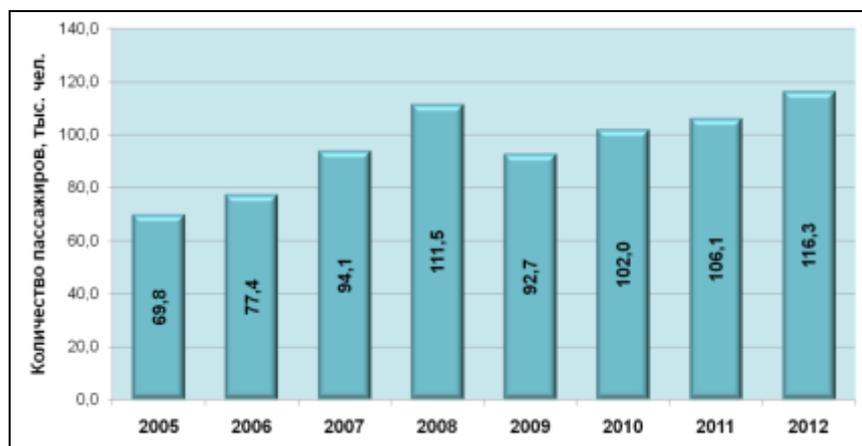


Рисунок 2. Динамика объема пассажирских перевозок авиакомпании «Ангара».

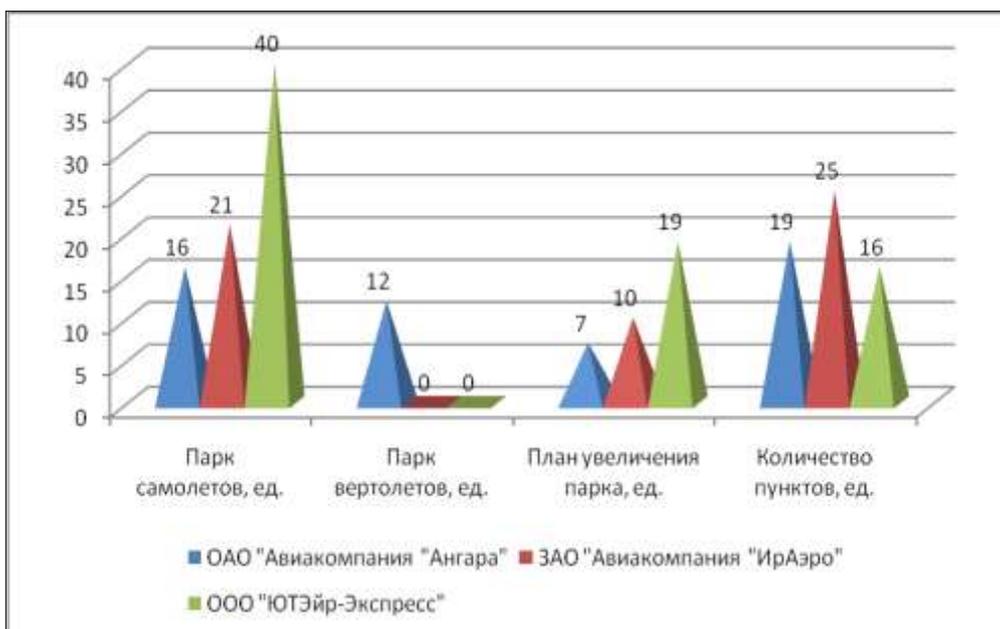


Рисунок 3. Данные авиакомпаний-конкурентов по количеству пунктов назначения, по физическим показателям, самолетный парк.

На рис. 3 представлены основные характеристики авиакомпании «Ангара» в сравнении с характеристиками авиакомпаний конкурентов.

Как видно, прямыми конкурентами авиакомпании «Ангара» являются ЗАО «Авиакомпания «ИрАэро» и ООО «Авиакомпания «ЮТЭйр-Экспресс». Проведенный анализ конкурентной среды позволил выделить основные конкурентные преимущества авиакомпании «Ангара»:

- значительный опыт работы на рынке авиаперевозок;
- среднее качество услуг воздушного сообщения;
- наличие фирменной маршрутной сети;
- широкий ассортимент услуг воздушного сообщения;
- средний износ авиационного парка;
- обновление авиационного парка.

Кроме того, исследование формирования и реализации конкурентных преимуществ в авиакомпании «Ангара» позволило определить основные направления совершенствования конкурентных преимуществ:

- повышение качества продукции;
- эффективное продвижение ее на рынке;
- повышение конкурентоспособности сети реализации продукции;
- развитие организационных структур управления в условиях конкуренции.

Основной целевой направленностью мероприятий в повышении качества продукции должно стать усовершенствование качества сервиса.

Использование инструментов эффективной рекламы послужит эффективному продвижению продукции на рынке.

Усиление конкурентных преимуществ в повышении конкурентоспособности сети реализации продукции можно достигнуть за счет расширения маршрутной сети.

Развитие организационных структур управления в условиях конкуренции также позволит авиакомпании усилить свои конкурентные преимущества, за счет совершенствования организационных структур, а именно, за счет создания служб маркетинга.

В заключение хотелось бы отметить, что в настоящее время главной задачей авиакомпании «Ангара» является сохранение своих позиций на рынке, отсюда, стратегии на этом этапе должны быть направлены на сохранение и использование конкурентных преимуществ.

Именной указатель

| | | | |
|----------------------|----------|------------------------|-------------|
| А | | Кривель С.М. | 25, 31, 43 |
| Агеев Д.В. | 76 | Кривенок А.Г. | 86 |
| Алиханова А.С. | 141 | | |
| Б | | Л | |
| Бобарика И.О. | 37 | Лавренова Л.Н. | 130 |
| Бурлаков Д.С. | 90 | Лещенко А.В. | 105 |
| | | Людвиг Д.А. | 110 |
| В | | М | |
| Вишнякова А.А. | 122, 141 | Майрович Ю.И. | 64, 114 |
| Вшивков Ю.Ф. | 43 | Масютенко Д.А. | 81, 90, 105 |
| | | | |
| Г | | Н | |
| Галушко Е.А. | 43 | Нго Куанг Туен. | 100 |
| Гильманшин А.Т. | 95 | Немчинов О.А. | 136 |
| | | Норманов А.С. | 117 |
| Д | | П | |
| Даниленко Н.В. | 54, 110 | Паршикова И.Е. | 136 |
| Дядькин Н.И. | 37 | Перепелов Д.В. | 59, 76 |
| | | Перепелов Д.В. | 59, 76 |
| Е | | Попов А.В. | 81, 90, 105 |
| Ермаков А.В. | 27 | Пчельников А.В. | 16 |
| | | | |
| Ж | | Р | |
| Железнов А.А. | 16 | Родин Р.В. | 25 |
| Жернаков С.В. | 95 | | |
| | | С | |
| З | | Сажин Н.А. | 7 |
| Зиненков Ю.В. | 50 | Сафарбаков А.М. | 64, 114 |
| | | Скоробогатов С.В. | 70 |
| И | | Смирнов Д.А. | 130 |
| Ивко С.Ю. | 59 | Степаненко С.С. | 31 |
| Исаев А.И. | 70, 100 | Степанов С.А. | 20 |
| | | | |
| К | | Т | |
| Казарин Е.В. | 81 | Теницкий М.Ф. | 86 |
| Караваев Ю.А. | 27 | Ткаченко И.А. | 117 |
| Карпенко О.Н. | 81, 90 | | |
| Киренчев А.Г. | 54 | | |

У

Усенко А.Н.64, 114

Усов К.А.31

Х

Ходацкий С.А.59, 76

Хоришко Р.А.20

Хрянин В.Н.16

Ч

Черкасов А.Н.50

Чокоев В.З.20

Ю

Юдина О.П.122