

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

**АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

СБОРНИК ТРУДОВ

**XI Международной научно-практической конференции,
посвященной празднованию 100-летия конструкторского
бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА,
75-летия Иркутского авиационного технического колледжа**

13-14 октября 2022 г.

Том 1

**Иркутск
2022**

ББК 39.5
УДК 629.7
А 437

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

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

А 437 Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации: сборник трудов XI Международной научно-практической конференции, посвященной празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа. Том 1. 13-14 октября 2022 г. – Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2022. – 208 с.

ISBN 978-5-6047924-1-4

В сборнике представлены материалы XI Международной научно-практической конференции «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации», посвященной празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного технического колледжа.

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

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

Сборник издается в авторской редакции.

ISBN 978-5-6047924-1-4

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2022

СОДЕРЖАНИЕ

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

Абрамова К. А.

Управление течением с помощью выдува струи на режимах с колебаниями скачка уплотнения на трансзвуковом профиле крыла 7

Бекишев С. А.

Модернизация аэродинамической трубы ТАП – 18 с целью расширения её функциональных возможностей 14

Веретенников С. В., Колесова А. А., Колесова Е. Г.

Исследование эффективности пленочного охлаждения, формируемого на криволинейной поверхности профилированными отверстиями 19

Галков А. В.

К вопросу компенсации частичных отказов силовой установки на этапе взлета 24

Данилаев М. П., Куклин В. А., Карандашов С. А.

Климатические испытания функционального керамического покрытия органических стекол 31

Даниленко Н. В., Киренчев А. Г.

Особенности образования интерференционных стоковых вихрей у подстилающей поверхности с учётом силы и направления ветра 34

Казаков Е. А., Сумбатян М. А.

О структуре вихревого и акустического поля квадрокоптера 41

Клепиков Д. С.

Анализ эффективности существующих способов обеспечения газодинамической устойчивости авиационных ГТД 48

| | |
|--|-----|
| Климов А. М., Кутанин В. Н., Рождественский М. Г. Методика посадки вертолета МИ-38-2 на режиме самовращения несущего винта | 52 |
| Клюев А. Ю., Гурьянов А. И. Влияние масштабного фактора на горение метановоздушных диффузионных струй | 58 |
| Кондратьева М. А., Кузнецов С. Н. Конструктивное совершенствование системы аварийного выпуска шасси самолета на основе использования энергии пороховых газов | 68 |
| Котов В. С., Резникова Р. К. Техническое обслуживание самолетов с применением аддитивного производства | 74 |
| Кузнецов С. П. К расчету остеклений летательных аппаратов с упругим закреплением контура..... | 80 |
| Матвеев Д. А., Мохов Ю. В., Зверков И. Д., Крюков А. В. Разработка технологии изготовления студенческого сверхлегкого планера..... | 86 |
| Мешков А. А., Мохов Ю. В., Зверков И. Д., Крюков А. В. Применение волнистой поверхности на хвостовом оперении сверхлегкого летательного аппарата..... | 96 |
| Нацубидзе С.А. Применения полимерных композиционных материалов в конструкции несущих винтов современных вертолетов..... | 104 |
| Носкова К. Р., Гурьянова М. М., Гурьянов А. И. Газодинамика камеры сгорания ГТД с учетом несимметричности течения за компрессором..... | 109 |

Самсонов И. К., Сумбатян М. А.
Исследование тонких крыльев с винглетами 114

Саранина Е. В., Ившина А. А.
Обзор проектов современных пульсирующих воздушно-реактивных двигателей 120

Сафарбаков А. М., Кантур И. В., Садовский В. В.
Импульсная камера сгорания с регулируемым рабочим процессом 127

Удовиченко В. М., Погорелов А. В.
Сравнительный анализ зарубежных и отечественных авиадвигателей нового поколения 134

Ходацкий С. А.
Напряженное состояние рабочих лопаток компрессора двухконтурного двигателя с эксплуатационными повреждениями 140

Хрящев И. И., Данилов Д. В., Ширяев Е. А.
Новые материалы в аддитивном производстве: анализ и перспективы создания отечественных жаропрочных сплавов на основе зарубежного опыта 148

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

Диль В. Ф.
Использование метода обратных задач динамики для управления воздушного судна 152

Дымов-Иванов В. В., Сидорцов И. Г.
Наноразмерные защитные и просветляющие покрытия для оптических датчиков и фотопреобразователей в авиационной технике 161

| | |
|---|-----|
| Котлов Ю. В. Модели и алгоритмы многокритериальной диагностики авиационных систем | 165 |
| Мишин С. В. Асинхронная машина опоры в структуре электромеханической системы генерирования переменного тока постоянной частоты | 174 |
| Неретин Е. С., Головин Д. А. Применение четырёх-степенного задатчика при управлении информационно-управляющим полем кабины экипажа воздушного судна | 180 |
| Попов В. М. Цифровая аппаратура контроля системы измерения высотно-скоростных параметров самолета RRJ-95 на базе четырехканальной системы ADTS..... | 186 |
| Силин Н. Д., Берсуцкая О. Д., Неретин Е. С. Учёт психологических аспектов зрительного восприятия при разработке системы самолетовождения гражданских воздушных судов..... | 194 |
| Юрин А. Ю. Программа-оболочка для построения систем поддержки принятия решений | 199 |

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

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

УДК 533.694.7

УПРАВЛЕНИЕ ТЕЧЕНИЕМ С ПОМОЩЬЮ ВЫДУВА СТРУИ НА
РЕЖИМАХ С КОЛЕБАНИЯМИ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ НА
ТРАНСЗВУКОВОМ ПРОФИЛЕ КРЫЛА

Абрамова К. А., канд. физ.-мат. наук

ФАУ «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора
Н.Е. Жуковского»
(г. Жуковский)

Аннотация. В работе приводятся результаты численного моделирования управления течением с помощью выдува струи сжатого воздуха тангенциально к верхней поверхности трансзвукового профиля крыла. Рассматриваются различные положения щелевого сопла для выдува и различные коэффициенты импульса выдуваемой струи. Показано, что выдув тангенциальной струи устраняет колебания скачка уплотнения и улучшает аэродинамические характеристики профиля крыла.

Ключевые слова: аэродинамика профиля, методы управления потоком, тангенциальный выдув, скачок уплотнения, численное моделирование.

FLOW CONTROL BY JET BLOWING AT BUFFET REGIMES ON
TRANSONIC AIRFOIL

Abramova K. A., Candidate of Physical and Mathematical Sciences

Central Aerohydrodynamic Institute named after prof. N.E. Zhukovsky,
(Zhukovsky)

Abstract. The numerical simulation of the active flow control by the tangential jet blowing on the upper surface of the transonic wing airfoil is carried out. Different slot locations and jet momentum coefficients are considered. It is shown that the tangential jet blowing suppresses buffet and enhances aerodynamic performance of the airfoil.

Keywords: airfoil aerodynamics, flow control, tangential jet blowing, shock wave, computational fluid dynamics.

Увеличение числа Маха или угла атаки при полете магистрального самолета при трансзвуковых скоростях может привести к отрыву, вызванному взаимодействием скачка и пограничного слоя и к появлению колебаний скачка уплотнения на верхней поверхности крыла. Существуют разнообразные методы управления взаимодействием скачка и пограничного слоя [1]. Некоторые из них были исследованы с целью управления колебаниями течения.

Методы управления потоком являются актуальными способами для улучшения характеристик летательных аппаратов. В данной статье рассматриваются только активные (энергетические) методы управления, а именно выдув струи тангенциально к верхней поверхности трансзвукового профиля крыла. Данный метод позволяет существенно увеличить несущие свойства крыла и эксплуатационный диапазон углов атаки [2].

Задачей данной работы является получение параметров выдува, таких как положение сопла и коэффициент импульса струи, с помощью которых можно эффективно воздействовать на течение.

Основным параметром, определяющим интенсивность выдува, является коэффициент импульса, который вычисляется по следующей формуле (1):

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m}V_{jet}}{0.5\rho_{\infty}V_{\infty}^2S} \quad (1)$$

где \dot{m} – расход через сопло (массовый), V_{jet} – скорость струи, ρ_{∞} и V_{∞} – параметры набегающего потока – плотность и скорость, соответственно, а S – характерная площадь для размаха крыла 1 м.

Решаются уравнения Рейнольдса для сжимаемого газа. Рассматривается стационарная (RANS) и нестационарная постановка (URANS) для двумерной задачи. В качестве модели турбулентности используется модель Спаларта-Альмараса [3].

Основные параметры набегающего потока: число Маха $M=0.72$, число Рейнольдса, которое рассчитано по хорде профиля, $Re \sim 2.6 \cdot 10^6$, полная температура $T_0=300$ К.

Течение считается полностью турбулентным. На профиле ставилось граничное условие прилипания. Поверхность профиля предполагалась адиабатической стенкой. Определение параметров потока на внешних границах области, которые находились на достаточном расстоянии от профиля $\sim 40c$, происходило с помощью инвариантов Римана.

Струя моделируется заданием граничных условий на срезе сопла. Интенсивность струи варьируется с помощью различного давления торможения. Также задается температура торможения и, в случае реализации сверхзвуковой струи, статическое давление. Выдув является стационарным, струя выдувается вдоль поверхности.

Для решения численной задачи используется неявный метод конечных объемов. Аппроксимация уравнений происходит с помощью схемы 2-го порядка для конвективных и вязких слагаемых. Дискретизация вектора потоков конвективных слагаемых реализуется с помощью схемы расщепления потока Роу и противопотоковой схемы 2-го порядка.

Начальным условием для задачи в нестационарной постановке является однородный поток. Неявная схема 2-го порядка точности используется при интегрировании по времени. Выход из итераций осуществляется по высокой точности равной 10^{-6} , поэтому решение получается с высокой сходимостью.

Шаг по времени в нестационарной постановке – 10^{-5} с. Результаты предварительного численного моделирования с различными шагами по времени показали, что выбранный малый шаг является достаточным для решения задачи в нестационарной постановке.

Исследуется трансзвуковой профиль ЦАГИ П-184-15СР с максимальной относительной толщиной 15% (рисунок 1). Хорда профиля составляет $c=0.2$ м. Рассматриваются базовый профиль (без щелевого сопла и выдува) и профиль с соплом для выдува струи высоты $h=1.5 \cdot 10^{-4}$ м, которое формируется с помощью вертикального выреза на профиле на относительном расстоянии $X_j=x_j/c$ от передней кромки. Вырез затем плавно спрягается с основной геометрией на расстоянии $\sim 50h$ (рисунок 1, б).

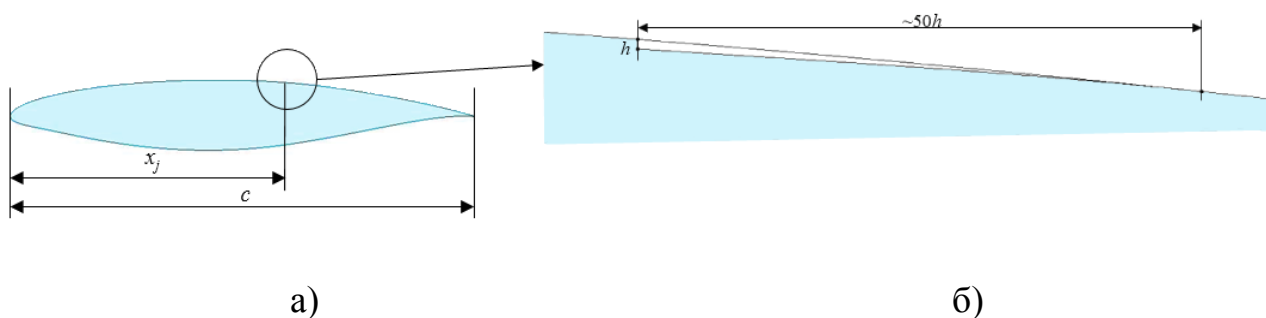


Рисунок 1 – Профиль ЦАГИ П-184-15СР: а) геометрия профиля, б) вид геометрии у щелевого сопла

На рисунке 2 представлена структурированная сетка, построенная для проведения численных расчетов (рисунок 2).

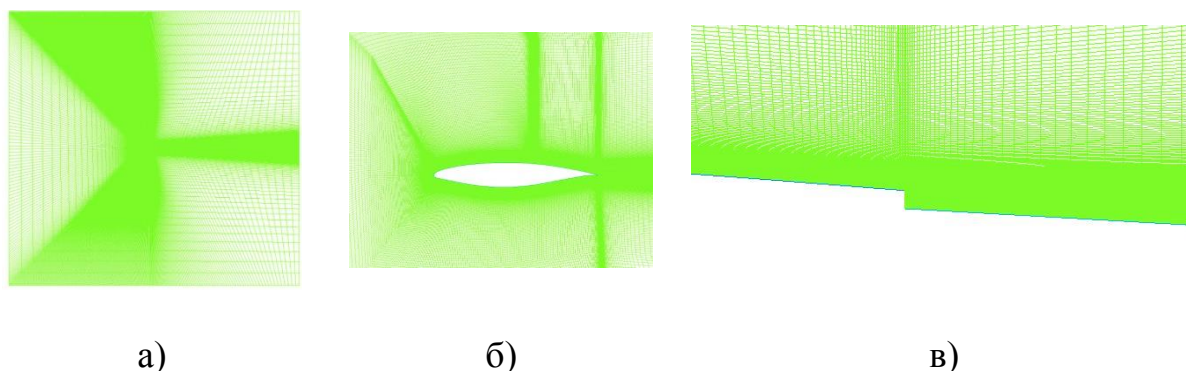
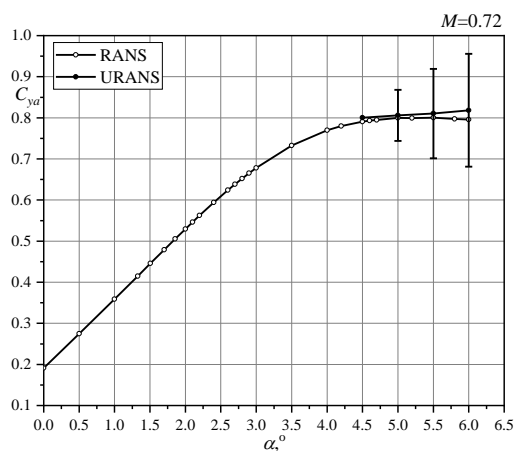


Рисунок 2 – Сетка для численного моделирования: а) расчетная область, б) рядом с профилем крыла, в) у места выдува

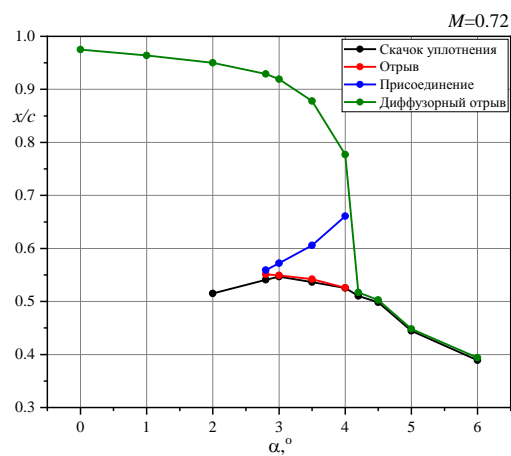
По нормали к поверхности профиля сделано сгущение ячеек, так, что для первой ячейки $Y_+ \sim 1$.

До проведения основных расчетов была проверена сходимость по сеткам, и было получено, что сетки объемом 300 000 ячеек подходят для проведения численного моделирования.

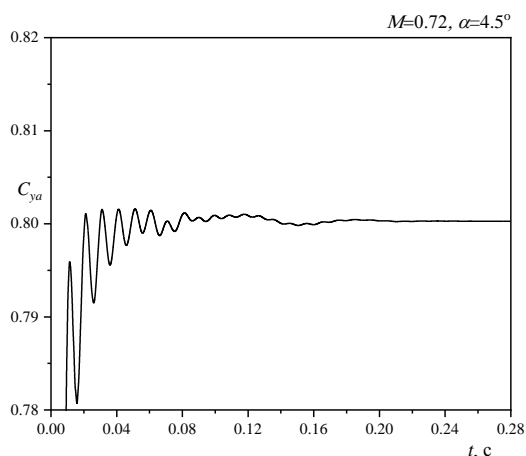
На рисунке 3 представлены результаты расчетов для базового профиля. Из рисунка 3, а, где представлена зависимость $C_{ya}(\alpha)$ для задачи в стационарной (RANS) и нестационарной постановке (URANS), видно, что колебания коэффициента подъемной силы происходят при $\alpha > 4.5^\circ$.



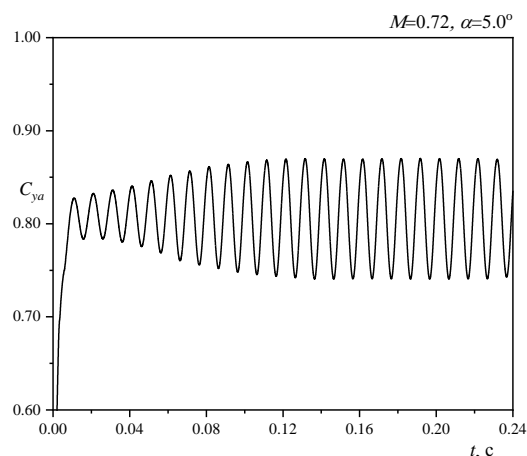
а)



б)



в)



г)

Рисунок 3 – Характеристики для базового профиля: а) зависимость $C_{ya}(\alpha)$, б) положения отрыва для различных углов атаки, $M=0.72$, в) зависимость $C_{ya}(t)$ в случае без колебаний, $\alpha=4.5^\circ$, г) зависимость $C_{ya}(t)$ в случае с колебаниями, $\alpha=5.0^\circ$

Появление скачка уплотнения происходит при $\alpha=2^\circ$, отрыв на этом угле атаки начинается у задней кромки профиля (рисунок 3, б). При продвижении по углу атаки из-под скачка уплотнения появляется локальный отрыв. Зона локального отрыва максимальна при $\alpha=4^\circ$, а далее происходит объединение локального отрыва с диффузорным.

На рисунках 3, в и 3, г показаны режимы без колебаний ($\alpha=4.5^\circ$) и с колебаниями ($\alpha=5^\circ$), соответственно. Основная частота колебаний составляет $f=99.5$ Гц, а амплитуда равна $A=0.062$. Для всех рассмотренных углов атаки

частота колебаний скачка составляет ~ 100 Гц, а амплитуда осцилляций изменяется в зависимости от угла атаки α в пределах $\Delta C_{ya} = 0.062 \div 0.137$. Амплитуда осцилляций увеличивается с ростом угла атаки α , а частота осцилляций несколько возрастает.

В данной работе для подавления колебаний скачка уплотнения используется выдув струи тангенциально к верхней поверхности профиля крыла из сопла с положениями в диапазоне $X_j = 0.35 - 0.65$. Рассматриваются струи с коэффициентами импульса $C_\mu = 0.0034, 0.0049, 0.0073$.

Зависимость $C_{ya}(\alpha)$ для базового профиля для задач в стационарной и нестационарной постановках и для профиля с выдувом струй с различными коэффициентами импульса из сопла, расположенного на расстоянии $X_j = 0.45$, представлена на рисунке 4, а, а аналогичные зависимости, но для выдува с коэффициентом импульса $C_\mu = 0.0073$ для нескольких положений сопла X_j – на рисунке 4, б.

Видно, что тангенциальный выдув струи из $X_j = 0.45$ при всех значениях интенсивности C_μ приводит к подавлению колебаний (рисунок 4, а), и чем выше значение интенсивности, тем выше C_{ya} . Из рисунка 4, б можно заключить, что наиболее выгодным с точки зрения увеличения C_{ya} и отсутствия колебаний, получается выдув струи из относительного положения $X_j = 0.60$.

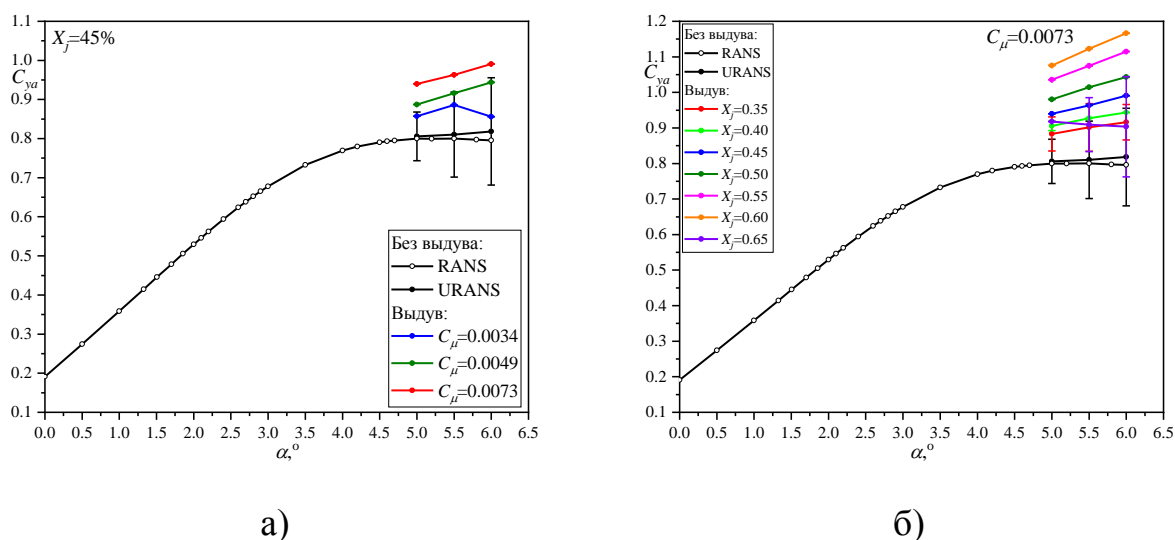


Рисунок 4 – Зависимость $C_{ya}(\alpha)$ для базового профиля и для конфигурации с тангенциальным выдувом: а) при различных коэффициентах импульса струи C_μ ; $X_j = 0.45$, б) при различных положениях сопла X_j ; $C_\mu = 0.0073$

Поле числа Маха для базового профиля изображено на рисунке 5, а, а для конфигурации со струей с интенсивностью $C_\mu = 0.0073$ при выдуве из положения $X_j = 0.45$ на рисунках 5, б, в. Поле представлено в момент, когда по периоду C_{ya} принимает среднее значение. Местная сверхзвуковая зона при выдуве увеличивается. Скачок уплотнения продвигается вниз по потоку, так как выдув струи устраняет неблагоприятный положительный градиент давления, и течение движется дальше.

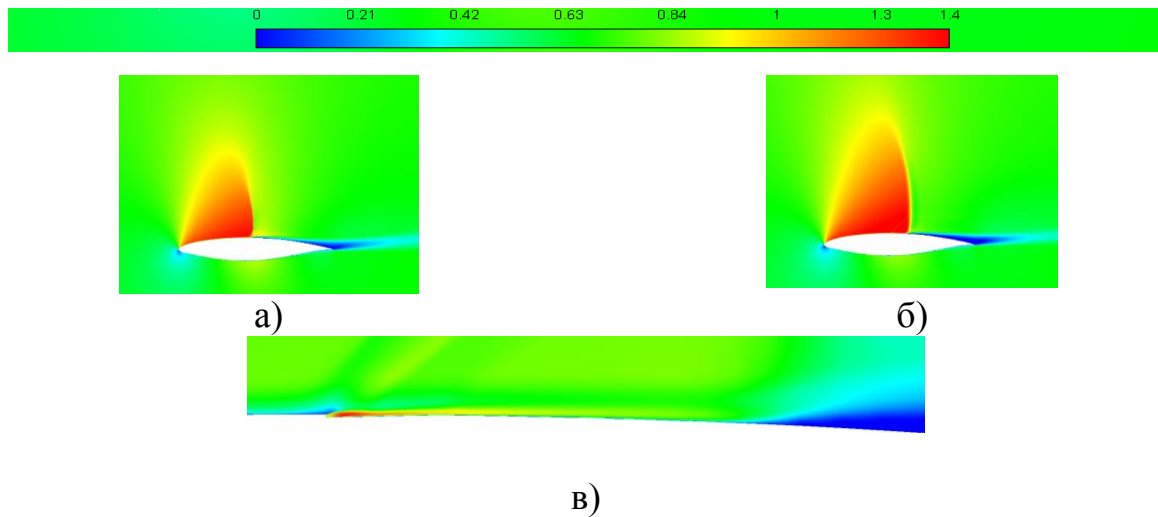


Рисунок 5 – Поля числа М для а) базового профиля, б) профиля с выдувом струи из положения $X_j=0.45$, $C_\mu=0.0073$, в) рядом с соплом для выдува; $\alpha=6.0^\circ$

Распределение коэффициента давления C_p и среднеквадратичного отклонения C_p ($CKO C_p$) для базового профиля и профиля с тангенциальным выдувом с различными коэффициентами импульса из $X_j=0.45$ для угла атаки $\alpha=6.0^\circ$ представлено на рисунках б, а, в, с выдувом струи с коэффициентом импульса $C_\mu=0.0073$ из разных положений сопла – на рисунках б, б, г.

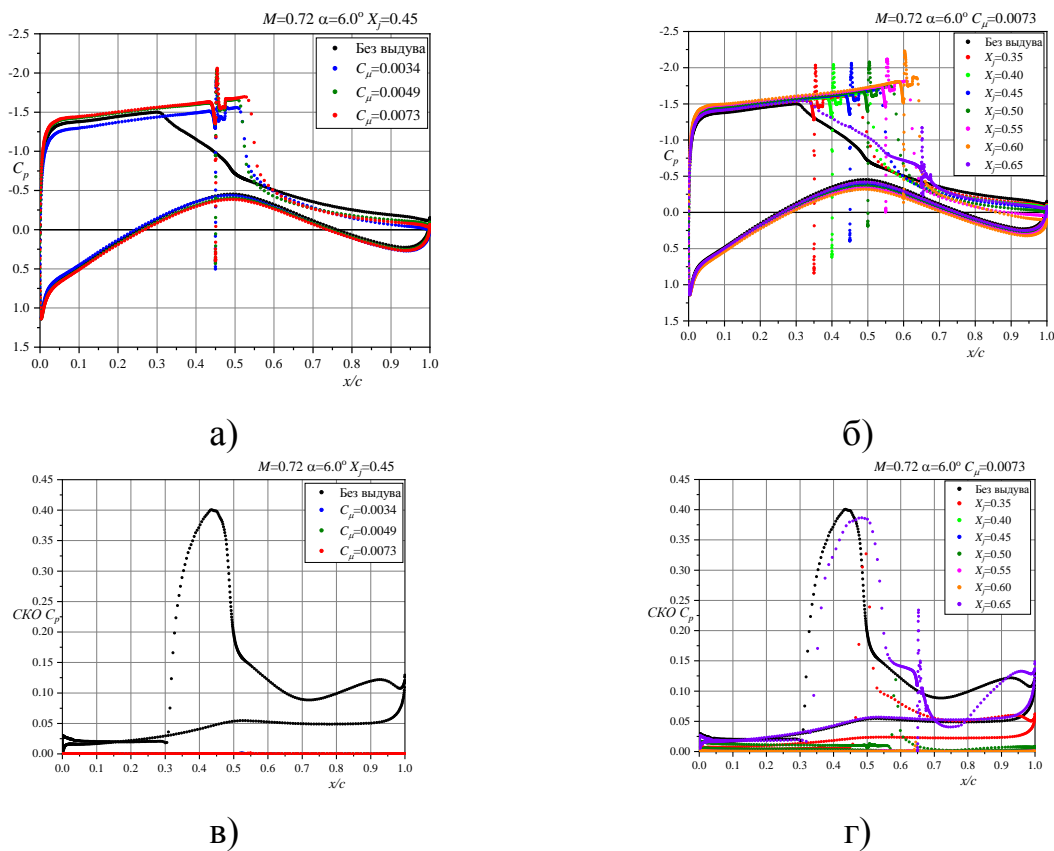


Рисунок 6 – C_p и $CKO C_p$ для базового профиля и для профиля с выдувом, $\alpha=6.0^\circ$: при различных коэффициентах импульса струи C_μ ; $X_j=0.45$ (а, в), при различных положениях выдува X_j ; $C_\mu=0.0073$ (б, г)

При всех интенсивностях струи скачок уплотнения смещается вниз по потоку, происходит расширение местной сверхзвуковой области (рисунок 6, а). При использовании выдува характерный для колебаний скачка уплотнения пик $SKOC_p$ не наблюдается (рисунок 6, в).

Таким образом, показано, что выдув тангенциальной струи эффективно подавляет колебания скачка уплотнения, однако следует отметить, что это происходит при выдуве не из всех положений сопла и не при всех коэффициентах импульса струи: при выдуве струи с $C_\mu=0.0073$ из положения $X_j=0.65$ пик на $SKOC_p$ остается (рисунок 6, б, г). В данном случае коэффициент импульса струи должен быть увеличен для устранения колебаний. При выдуве струи интенсивности $C_\mu=0.0073$ при увеличении значения положения сопла от $X_j=0.35$ до $X_j=0.60$ скачок смещается вниз по потоку (рисунок 6, б, г). Видно, что при этом значение $SKOC_p$ находится вблизи нуля, т.е. колебаний скачка при выдуве из данных положений сопла нет. Таким образом, при указанных параметрах тангенциальной струи происходит эффективное подавление колебаний потока.

Выводы

В результате проведенных численных исследований получено, что тангенциальный выдув подавляет колебания скачка уплотнения по верхней поверхности профиля крыла при всех рассмотренных коэффициентах импульса струи, при использовании выдува из сопел, расположенных в непосредственной близости к скачку уплотнения: $X_j=0.45, 0.50, 0.55$. На всех рассмотренных углах атаки колебания также возможно подавить при выдуве из сопла с $X_j=0.60$ с $C_\mu=0.0073$. Данного коэффициента импульса достаточно для устранения осцилляций скачка уплотнения, который находится выше по потоку от места выдува. Выдув струи из сопел, расположенных сильно ниже по потоку от скачка, не оказывает требуемого влияния на скачок и не устраняет отрыв, от которого зависит его динамика.

При выдуве некоторых струй колебания полностью не подавляются, однако их амплитуда значительно уменьшается, за счёт снижения неблагоприятного градиента давления около скачка уплотнения. При этом уменьшение амплитуды колебаний доходит до $\sim 90\%$.

Работа выполнена при поддержке Минпромторга РФ (Гос. контракт №20411.1770290019.18.010).

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Чжен П. Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.
2. Петров А. В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 404 с.
3. Spalart P., Allmaras S. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // Technical Report AIAA-92-0439. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1992. 22 p.

МОДЕРНИЗАЦИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ТАП – 18 С ЦЕЛЬЮ РАСШИРЕНИЯ ЕЁ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ВОЗМОЖНОСТЕЙ

Бекишев С. А.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

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

Актуальность темы обусловлена тем, что при обтекании тел воздушным потоком на их поверхности образуется пограничный слой – область потока, прилегающая к поверхности обтекаемого тела, где скорость потока изменяется от нуля (на поверхности тела) до величины, соответствующей скорости обтекания данного тела идеальной жидкостью (газом). Увеличение толщины пограничного слоя на крыле воздушного судна оказывает существенное влияние на величину сопротивления крыла и в целом – на безопасность полетов. Так как обтекающий газ (воздух) прозрачен, невозможно визуально определить толщину пограничного слоя, который определяется режимом течения в пограничном слое – ламинарным, турбулентным или смешанным, состоящим из зон ламинарного и турбулентного течений.

В статье рассматривается вопрос модернизации учебно-исследовательского лабораторного комплекса «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК для исследования пограничного слоя при обтекании тонкой пластины потоком воздуха.

Ключевые слова: пограничный слой, ламинарное и турбулентное течение, безопасность полетов.

MODERNIZATION OF THE AERODYNAMIC RAMJET TUBE TAP-18 TO EXPAND ITS FUNCTIONALITY

Bekishev S. A.

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

Abstract. The article deals with the issue of modernization of the educational and research laboratory complex "Aerodynamic ramjet tube" LC-TAP-018-25- PC for the study of the boundary layer when a thin plate is flowed by an air flow. The study of the laws of air movement, as well as the aerodynamic characteristics of bodies moving in the air is an important component of the academic disciplines "Aerodynamics", "Hydro-gas Dynamics".

Keywords: boundary layer, laminar and turbulent flow, flight safety.

Исследование пограничного слоя при обтекании тонкой пластины потоком воздуха проводится с использованием учебно-исследовательского лабораторного комплекса «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК [1, 2].

Данный лабораторный комплекс предназначен для [3]:

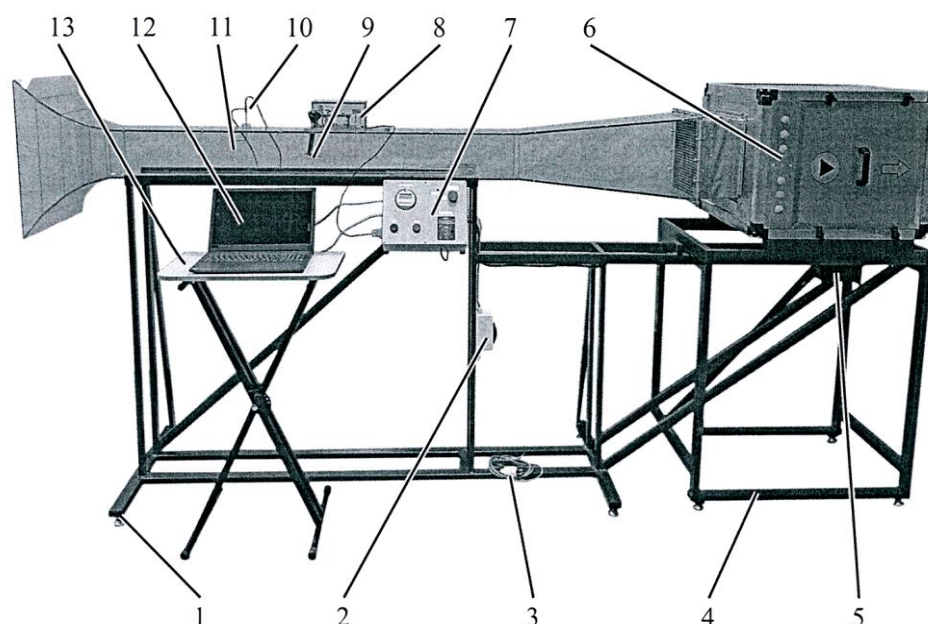
- изучения закономерностей движения воздуха;
- изучения аэродинамических характеристик тел, движущихся в воздухе.

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

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

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

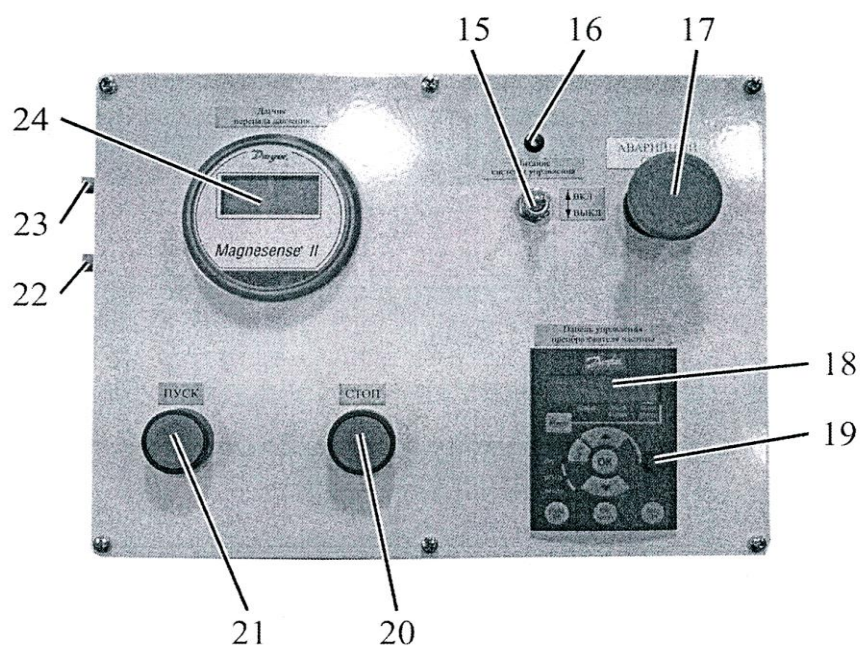
Внешний вид лабораторного комплекса представлен на рисунке 1.



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

Рисунок 1 – Внешний вид учебно-исследовательского лабораторного комплекса «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК, *Источник:* http://ifmstuca.ru/konferentciia/images/Sborniki/Sbornik_trudov_IX_NPK_Oktiabr_2020.pdf

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



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

Рисунок 2 – Пульт управления стендом, *Источник:*

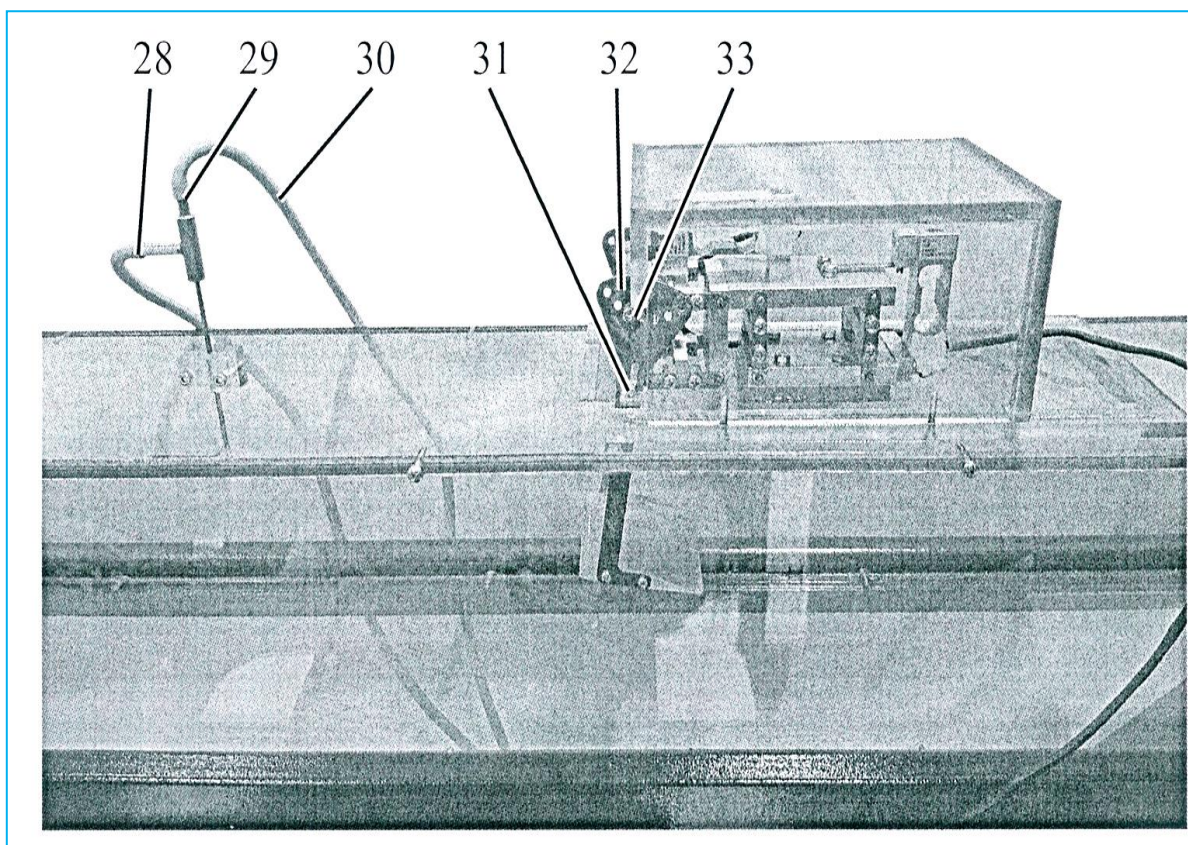
http://ifmstuca.ru/konferentciia/images/Sborniki/Sbornik_trudov_IX_NPK_Oktiabr_2020.pdf

Для определения основных аэродинамических характеристик стенд имеет в комплекте исследуемые модели (рисунок 3).



Рисунок 3 – Исследуемые модели

На рисунке 4 представлена существующая рабочая часть аэродинамической трубы.



28 – выход статического давления трубки Пито, 29 – выход полного давления трубки Пито, 30 – гибкие трубки к выходам трубки Пито, 31 – кронштейн крепления модели, 32, 33 – винты крепления кронштейна крепления модели к аэродинамическим весам.

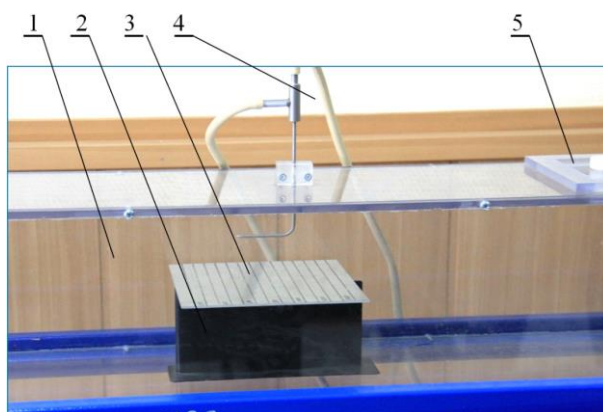
Рисунок 4 – Рабочая зона аэродинамической трубы, *Источник:*
http://ifmstuca.ru/konferentciia/images/Sborniki/Sbornik_trudov_IX_NPK_Oktiabr_2020.pdf

Как видно из перечисленных методов и средств определения основных аэродинамических характеристик исследуемых моделей, аэродинамическая труба ТАП-18 в существующем виде, поставляемый с ней комплект исследуемых моделей не позволяют производить исследование пограничного слоя при обтекании тонкой пластины потоком воздуха [4].

Для исследования пограничного слоя предлагается провести доработку рабочей части аэродинамической трубы и разработать исследуемую модель тонкой пластины.

Доработка рабочей части аэродинамической трубы заключается в том, что штатная часть узла крепления исследуемых моделей, входящих в комплект поставки (позиции 31...33, рисунок 4) отсоединяется. Вместо него устанавливается легкосъёмная технологическая заглушка (позиция 5 на рисунке 5).

Через отверстие в рабочей части (позиция 1, рисунок 5) под заглушку производится установка исследуемой модели тонкой пластины (позиция 3, рисунок 5) и её перемещение вдоль хорды относительно трубки Пито, измеряющей скорость потока над пластиной.



1 – рабочая часть аэродинамической трубы, 2 – телескопическое основание, 3 – исследуемая тонкая пластина, 4 – трубка Пито, 5 – заглушка.

Рисунок 5 – Доработанная рабочая часть аэродинамической трубы с установленной исследуемой пластиной

Для определения скорости потока по хорде на пластину нанесена разметка с шагом 10 мм.

Так как трубка Пито закреплена в рабочей части неподвижно, а для проведения исследования толщины пограничного слоя необходимо замерять параметры потока на разной высоте от пластины, необходимо обеспечить перемещение пластины по вертикали.

С этой целью основание (позиция 2, рисунок 5) исследуемой пластины изготовлено телескопическим, позволяющим перемещать её относительно трубки Пито по вертикали с шагом 1 мм. На рисунке 5 исследуемая модель установлена в крайнем нижнем положении, что соответствует максимальному удалению трубки Пито от исследуемой модели.

Предлагаемая модернизация аэродинамической трубы и изготовленная модель пластины с телескопическим основанием позволяют определить параметры потока воздуха в любом сечении исследуемой модели на различных высотах над ней.

Параметры потока воздуха (скорость, давление), полученные в результате эксперимента, автоматически фиксируются в штатном ноутбуке с программным обеспечением.

Толщину пограничного слоя определяют по эпюрам скоростей, построенных для исследуемых сечений. Верхняя граница пограничного слоя определяется на эпюре скоростей по точке, выше которой скорость постоянна [5].

Результаты исследования обтекания тонкой пластины выводятся на экран в виде графических зависимостей или в табличной форме [2].

Большое влияние на толщину пограничного слоя оказывает «качество» поверхности исследуемой пластины. Для исследования влияния качества поверхности предлагается изготовить две исследуемые пластины – гладкую (полированную) и шероховатую, обработанную шлифовальным листом определенной зернистости.

Модернизация аэродинамической трубы позволяет также определить влияние скорости воздушного потока на толщину пограничного слоя.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Зубков Б. В.* Безопасность полётов: учебник / Б. В. Зубков, С. Е. Прозоров; под ред. Б. В. Зубкова. Ульяновск: УВАУ ГА(И), 2012. 451 с.
2. Учебно-исследовательский лабораторный комплекс «Труба аэродинамическая прямоточная» ЛК-ТАП-018-25-ПК: Руководство по эксплуатации. ООО Научно-производственное предприятие «Учебная техника – Профи».
3. *Бекишев С. А.* Исследование обтекания симметричного и несимметричного профиля крыла с использованием аэродинамической трубы ТАП-18 / Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации. Сборник трудов IX Международной научно-практической конференции 15-22 октября 2020 г. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2020. 313 с. ISBN 978-5-9500497-6-7. С. 7-11.
4. *Гайдуков Р. К.* Моделирование течений в канале с неровными стенками / Р. К. Гайдуков, В. Г. Данилов // Т-Comm – Телекоммуникации и Транспорт. 2013. № 11. С. 84-87.
5. *Гайдуков Р. К.* Асимптотики решений задач обтекания несжимаемой жидкостью поверхностей с малыми неровностями при больших числах Рейнольдса: автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук / ФБГОУ высшего образования «Московский технический университет связи и информатики», 2016. 24 с.

УДК 621.9

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПЛЕНОЧНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ, ФОРМИРУЕМОГО НА КРИВОЛИНЕЙНОЙ ПОВЕРХНОСТИ ПРОФИЛИРОВАННЫМИ ОТВЕРСТИЯМИ

Веретенников С. В.¹, канд. техн. наук
Колесова А. А.¹
Колесова Е. Г.², канд. техн. наук

¹*Рыбинский государственный авиационный технический университет
им. П.А. Соловьева
(г. Рыбинск)*
²*ПАО «ОДК Сатурн»
(г. Рыбинск)*

Аннотация. В данной работе представлены результаты экспериментального и численного моделирования эффективности пленочного охлаждения на плоской и криволинейной поверхности. На профилированной поверхности исследование выполнено для пяти различных форм отверстий при параметре вдува от 0,5 до 3. Получено, что эффективность отверстий с длинным диффузорным участком на 35% выше отверстий с коротким диффузорным участком. Отклонение результатов численного моделирования при параметре вдува до 1 не превышает 18%.

Ключевые слова: пленочное охлаждение, сверхзвуковое течение, дозвуковое течение, профилированные отверстия, цилиндрические отверстия.

EFFICIENCY STUDY OF FILM COOLING, FORMED ON A CURVILINEAR PROFILED SURFACES HOLES

Veretennikov S.V.¹, Candidate of Technical Sciences

Kolesova A. A.¹

Kolesova E. G.², Candidate of Technical Sciences

¹*Rybinsk State Technological Academy of Aviation named after PA Solovyov
(Rybinsk)*

²*PJSC «UEC-Saturn»
(Rybinsk)*

Abstract. This paper presents the results of experimental and numerical simulation of the efficiency of film cooling on a flat and curved surface. On the profiled surface, the study was performed for five different hole shapes with an injection parameter from 0.5 to 3. It was found that the efficiency of holes with a long diffuser section is 35% higher than holes with a short diffuser section. The deviation of the numerical simulation results with the injection parameter up to 1 does not exceed 18%.

Keywords: film cooling, supersonic flow, subsonic flow, profiled holes, cylindrical holes.

Введение

Развитие газотурбинной техники связано с повышением параметров рабочего процесса и, прежде всего, температуры газа перед турбиной, которая может достигать 2000 К. Однако современные материалы не обладают достаточной жаропрочностью и жаростойкостью, поэтому сопловые и рабочие лопатки турбины, как наиболее теплонапряженные детали двигателя, нуждаются в применении дополнительных систем охлаждения.

В настоящий момент для обеспечения потребной температуры лопатки используется комбинированное охлаждение с применением конвективного и пленочного метода.

Данный способ позволяет оттеснить горячие газы от поверхности лопатки, за счет создания у нее на поверхности тонкого слоя относительно холодного газа (пленочное охлаждение) и снизить температуру лопатки за счет течения холодного воздуха во внутренних каналах лопатки (конвективное охлаждение).

Повышение эффективности пленочного охлаждения (1) является актуальной задачей в настоящее время и связано с созданием устойчивой газовой завесы на поверхности лопатки при минимальном расходе охладителя.

$$\eta = \frac{T_{\Gamma}^* - T_{\text{пл}}}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{охл}}^*}, \quad (1)$$

где T_{Γ}^* – температура торможения газового потока;

$T_{\text{охл}}^*$ – температура торможения охлаждающего воздуха;

$T_{\text{пл}}$ – температура воздушной прослойки (пленки), формируемой на наружной поверхности лопатки.

Так как не по всей поверхности лопатки целесообразно осуществлять выдув охладителя, например, при выдуве пелены на спинке лопатки за горлом охлаждающий воздух будет оказывать негативное влияние на параметры работы ступени турбины, а, следовательно, и на КПД работы всего двигателя. При отрыве пелены возможно появление прогаров на поверхности лопатки и, следовательно, снижение ее эффективности работы.

Основные методы повышения эффективности пленочного охлаждения можно разделить на две большие группы. К первой группе относится изменение геометрических параметров, таких как форма, шаг между отверстиями, угол наклона его к стенке и др. Ко второй группе относится изменение параметров основного потока и охладителя: параметр вдува (2), отношение импульсов основного и вторичного потока (3), скорости и турбулентности основного потока и др.

$$m = \frac{\rho_{\text{охл}} * V_{\text{охл}}}{\rho_{\text{г}} * V_{\text{г}}}, \quad (2)$$

$$I = \frac{\rho_{\text{охл}} * V_{\text{охл}}^2}{\rho_{\text{г}} * V_{\text{г}}^2}, \quad (3)$$

где $\rho_{\text{охл}}$, $\rho_{\text{г}}$ – плотности холодного и охлаждающего воздуха;

$V_{\text{охл}}$, $V_{\text{г}}$ – скорости холодного и горячего воздуха.

Исследования пленочного охлаждения выполняют как экспериментально, так и численно. Последний метод исследования получил широкую популярность с развитием CFD-пакетов. Однако погрешность численного моделирования зависит от большого количества факторов: качества расчетной сетки, правильности задания граничных условий, выбора модели турбулентности и др. Поэтому необходима верификация расчетных данных и настройка численной модели по экспериментальным данным.

Основная часть

Большинство работ, направленных на изучение и повышение эффективности пленочного охлаждения, выполняются на плоской пластине при дозвуковом течении основного потока [1, 2], однако в современной практике встречаются случаи, когда скорость на спинке лопатки переходит сверхзвуковой рубеж. Поэтому в данной работе было выполнено численное и экспериментальное исследование эффективности пленочного охлаждения на криволинейной поверхности при сверхзвуковом и дозвуковом течении основного потока.

Для проведения экспериментального исследования была разработана установка, работающая по принципу обратного теплообмена, основной поток – холодный, а вторичный, вдуваемый через отверстия для пленочного охлаждения – горячий. Испытательный отсек представляет собой плоский канал с размерами 45x20 мм, в одну из боковых стенок которого устанавливается испытательный объект – криволинейная пластина,

позволяющая обеспечить профиль скорости идентичный реальному сопловому аппарату на расстоянии 20 калибров от места вдува охладителя, с отверстиями перфорации различной геометрической формы, цилиндрической, веерной с коротким и длинным диффузорным участком 1d и 3d, соответственно, отверстие типа laidback с коротким диффузорным участком 1d, и комбинированное отверстие веерное и laidback 2d и 1d. Противоположная стенка заменялась на ИК-прозрачное стекло для обеспечения возможности измерения температуры поверхности с использованием термографа. Объект испытаний изготавливался методом 3D-прототипирования.

На первом этапе работ эксперименты проводились на плоской пластине с 11 цилиндрическими отверстиями пленочного охлаждения диаметром $d=1$ мм, расположенных под углом $\alpha=30^\circ$ к защищаемой поверхности при параметре вдува $m=1$. В ходе работ происходил подогрев пластины от вторичного потока. Поэтому, для устранения этой проблемы и обеспечения адиабатности защищаемой поверхности, за отверстиями перфорации была изготовлена воздушная полость, и данной проблемы удалось избежать. Результаты экспериментальных данных приблизились к результатам других авторов, отклонение не превышало 5%.

Для выполнения верификационных расчетов была построена 3D-модель, идентичная испытательному отсеку. В качестве граничных условий на вход основного и вторичного воздуха задавалась температура 52°C и 20°C , соответственно. На выходе задавалось атмосферное давление. Расход вторичного теплоносителя рассчитывался в зависимости от параметра вдува (2). Тестовые расчеты выполнялись на k- ϵ , SST и SST модели турбулентности с настройками Pr и β^* , полученным по рекомендациям других авторов [3]. По результатам численного моделирования, отклонение от экспериментальных данных на SST модели турбулентности с настройками не превышала 5%, поэтому для дальнейших расчетов использовалась данная модель (рисунок 1).

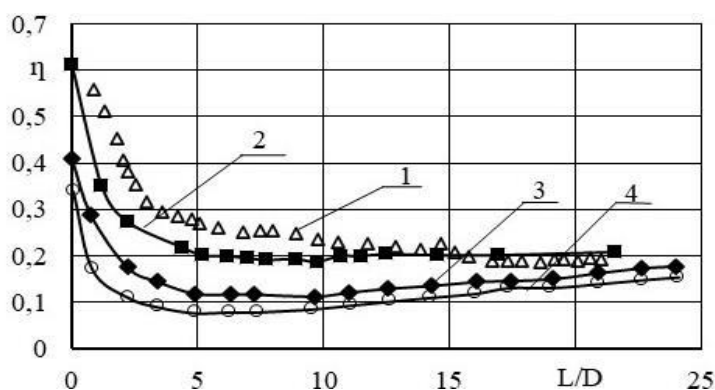


Рисунок 1 – Сравнение эксперимента и расчета эффективности пленочного охлаждения на различных моделях турбулентности: 1 – эксперимент, 2 – SST модель с настройками, 3 – SST модель, 4 – k- ϵ модель

На втором этапе работ экспериментальное исследование выполнялось на криволинейной поверхности с отверстиями цилиндрической формы при

дозвуковом и сверхзвуковом течении основного потока. Было получено, что при $m > 0,7$ происходит отрыв пелены от защищаемой поверхности. А также при различных скоростях основного потока при $m = 0,5$ эффективность охлаждения практически не меняется, поэтому в дальнейшем экспериментальные исследования на криволинейной пластине с профилированными отверстиями выполнялись при дозвуковом течении основного потока. Отклонение экспериментальных данных от расчетных на удалении 10 калибров от отверстия не превышало 26% (рисунок 2).

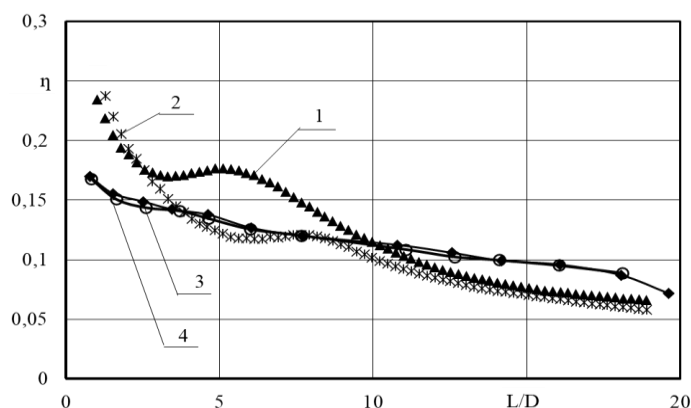


Рисунок 2 – Сравнение эффективности пленочного охлаждения для модели 1 при $m = 0,5$: 1 – экспериментальное исследование при дозвуковом течении, 2 – экспериментальное исследование при сверхзвуковом течении, 3 – численное исследование при дозвуковом течении, 4 – численное исследование при сверхзвуковом течении

Заключение

По результатам экспериментальных данных на криволинейной поверхности было получено, что эффективность охлаждения при $m = 1,5$ за профилированными отверстиями с длинным диффузорным участком на 35% выше отверстий цилиндрической формы и с коротким диффузорным участком. При параметре вдува до 1 отклонение результатов численного моделирования от экспериментальных данных для отверстий с длинным диффузорным участком не превышает 18% с увеличением параметра вдува отклонение растет.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Dhungel A.* Filmcooling from a row of holes supplemented with anti-vortex holes / A. Dhungel, Y. Lu, W. Phillips, V. Srinath, R. Ekkad, J. Heidmann // Proceedings of ASME Turbo Expo 2007. Power for Land, Sea and Air. -GT2007-27419.
2. *Халатов А.А.* Пленочное охлаждение плоской поверхности системой парных отверстий: влияние внешней турбулентности и ускорения потока / А.Л. Халатов, И.И. Борисов, Ю.Я. Дашевский, Н.А. Панченко, А.С. Коваленко // Теплофизика и аэромеханика. 2014. Т. 21. № 5. С. 571-578.
3. *Петельциц В.Ю.* Совершенствование систем пленочного охлаждения входных кромок лопаток газовых турбин [Текст] / В.Ю. Петельциц / Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Киев, 2016. 142 с.

К ВОПРОСУ КОМПЕНСАЦИИ ЧАСТИЧНЫХ ОТКАЗОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА ЭТАПЕ ВЗЛЕТА

Галков А. В., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Предлагается возможный подход реализации алгоритма компенсации частичных отказов двухдвигательной силовой установки пассажирского самолета на этапе взлета.

Ключевые слова: компенсация частичных отказов силовой установки, взлетно-посадочная полоса, минимаксно-оптимальная стратегия управления силовой установкой, тяга силовой установки, допустимая глубина дросселирования силовой установки, асимметрия тяги, оптимальные координаты точки отрыва самолета от взлетно-посадочной полосы.

ON THE ISSUE OF COMPENSATION FOR PARTIAL FAILURES OF THE POWER PLANT AT THE TAKE-OFF STAGE

Galkov A.V., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. An approach is proposed to implement a possible algorithm for compensating partial failures of a twin-engine powerplant of a passenger aircraft at the take-off stage.

Keywords: compensation of partial failures of the power plant, runway, minimax-optimal power plant control strategy, thrust of the power plant, permissible depth of throttling of the power plant, thrust asymmetry, optimal coordinates of the point of separation of the aircraft from the runway.

Известны частичные отказы силовой установки (СУ), связанные с неисправностями топливорегулирующей автоматики, коробки приводов, системы смазки и сдувания, повышенной вибрации двигателя [1].

Компенсируют эти отказы путем дросселирования (снижения тяги) неисправного двигателя с целью снижения механических и тепловых нагрузок на его элементы. Вместе с этим происходит падение тяги, что крайне нежелательно на этапе взлета самолета.

На рисунке 1 представлен возможный алгоритм решения задачи по компенсации частичных отказов СУ на этапе взлета. Он включает в себя:

Решение задачи выбора предпочтительной альтернативы управления.

При появлении сигнала об отказе одного из двигателей фиксируется дистанция информационным комплексом вертикали и курса (ИК-ВК),

пройденная воздушным судном в процессе разбега к этому моменту времени. Затем информация о дистанции отказа поступает в бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК). Вычисляется располагаемая длина ВПП для прекращения (продолжения взлета):

$$L_{\text{РАСП}} = L_{\text{ВПП}} - L_{\text{ОТК}} \quad (1)$$

где: $L_{\text{ОТК}}$ – дистанция, при которой произошел частичный отказ двигателя;

$L_{\text{ВПП}}$ – длина ВПП.

Потребная для полной остановки самолета дистанция $L_{\text{ТОРМ}}$ может определяться полиномиальной зависимостью, полученной при проведении полного (дробного) факторного эксперимента [2].

Если выбирается управление u_1 , в противном случае осуществляется выбор управления u_2 (см. рисунок 1).

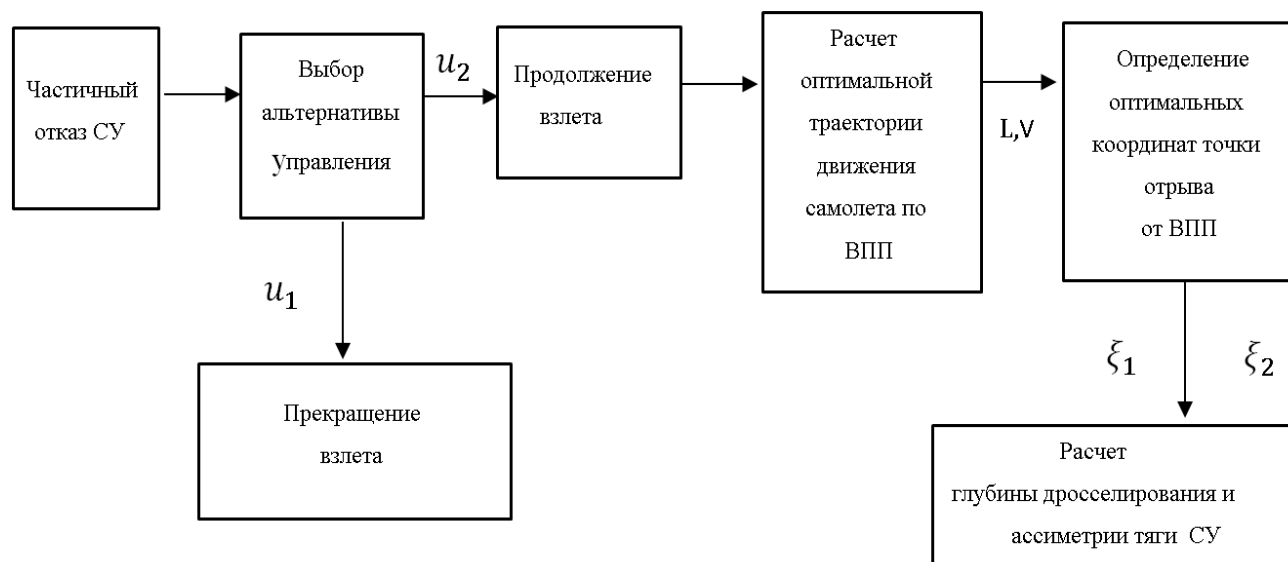


Рисунок 1 – Возможный алгоритм решения задачи по компенсации частичных отказов СУ на этапе взлета

При выборе альтернативы u_2 учитывается то, что в процессе развития особой ситуации происходит смена цели управления, основное содержание которой будет ориентировано на решение задачи по удержанию параметров движения пассажирского самолета на максимальном удалении от границ опасности. Исходя из этого, в первую очередь, при построении стратегии управления силовой установкой определяются условия достижения критических значений параметров движения пассажирского самолета, превышение которых исключает возможность благополучного исхода особой ситуации.

Расчет оптимальной траектории движения самолета по взлетно-посадочной полосе (ВПП) и оптимальных координат точки отрыва самолета от ВПП.

Первое условие связано с возможным разрушением элементов двигателя вследствие превышения предельных значений параметров рабочего процесса, если на этапе продолженного взлета (после возникновения отказа) режим работы силовой установки (СУ) остается неизменным. Для формализации этого условия предлагается определить координаты точки отрыва самолета от ВПП при режиме работы СУ «Взлетный». Дистанция разбега, необходимая для завершения взлета при данных условиях, определяется соотношением:

$$L_1 = \frac{V_{\text{отр}}^2}{2j_{\text{ср}}}, \quad (2)$$

где $V_{\text{отр}}^2 = \frac{2G}{c_y \rho S_{\text{кр}}}$ – квадрат скорости, соответствующей моменту отрыва самолета от ВПП;

$j_{\text{ср}}$ – среднее ускорение самолета на разбеге.

Учитывая однозначную аналитическую зависимость между дистанцией разбега, линейным ускорением самолета и значением тяги силовой установки, зависящей от режима работы двигателей, свяжем возможность достижения первого условия с параметром

Оставшиеся два условия безопасного завершения взлета более очевидны и определяются возможностью выхода самолета на концевую или боковую границы ВПП при компенсации частичных отказов путем дросселирования силовой установки. Возможность достижения одного из граничных значений ВПП будет зависеть, в основном, от принятой стратегии управления силовой установкой. При симметричном дросселировании двигателей, когда отсутствуют возмущающие путевые моменты, допустимая величина снижения тяги силовой установки ΔP будет определяться минимальным значением ускорения, при котором возможен взлет с ВПП располагаемых размеров.

Таким образом, все граничные значения области безопасных исходов особой ситуации на этапе продолженного взлета определены (рисунок 2). К ним относятся:

L_1 – длина разбега при использовании режима «Взлетный». При появлении частичного отказа силовой установки относится к граничному значению области безопасных исходов особой ситуации по условиям прочности элементов неисправного двигателя;

$L_2 = L_{\text{ВПП}}$ – длина разбега при симметричном дросселировании тяги силовой установки на допустимую глубину. Характеризует условие достижения концевой границы ВПП;

L_3 – расстояние, проходимое самолетом вдоль оси ВПП к моменту достижения ее боковой границы при асимметричном дросселировании тяги силовой установки на допустимую глубину. Характеризует условие достижения боковой границы ВПП:

$$L_3 = L_{\text{отк}} + \frac{z_{\text{гр}}}{\text{tg}(\Psi_{\text{cp}})}, \quad (3)$$

где, $z_{\text{гр}}$ – расстояние от оси до боковой границы ВПП;

$\Psi_{\text{cp}} = \frac{\Psi_0 + \Psi_{\text{кон}}}{2}$ – среднее значение угла пути в процессе разбега;

Ψ_0 – угол пути в момент появления отказа;

$\Psi_{\text{кон}} = \Psi_0 + \frac{d\Psi}{dt} \left(\frac{V_{\text{взл}} - V_{\text{отк}}}{j_{\text{cp}}} \right)$ – значение угла пути при $V = V_{\text{взл}}$.

Обозначим координаты прогнозируемого положения самолета в момент отрыва ВПП символами ξ_1, ξ_2 , а расстояние от вершин множества, характеризующего область благополучных исходов особой ситуации до точки отрыва – ω_i . Введём дополнительные переменные q_i^j, r_i^j , определяемые соотношениями:

если $L_j > \xi_1$, то $q_1^{(j)} = \bar{L}_j - \bar{\xi}_1$; если $\xi_1 > L_j$, то $r_1^{(i)} = \bar{\xi}_1 - \bar{L}_j$;

$q_1^{(j)} = 0$ – в противном случае; $r_1^{(i)} = 0$ – в противном случае;

$q_2^{(j)} = \bar{z} - \bar{\xi}_2$ – если $z > \bar{\xi}_2$; $r_2^{(j)} = \bar{\xi}_2 - z$ – если $\xi_2 > z$;

$q_2^{(j)} = 0$ – в противном случае; $r_2^{(i)} = 0$ – в противном случае;

где $i = 1, 2$ – индекс, характеризующий координаты рассматриваемой точки (нечётные – удаление от точки старта вдоль оси ВПП, чётный – величину бокового отклонения от оси ВПП); $j = 1 \dots 3$ – номер вершины множества.

Далее решается задача линейного программирования [3]:

$$\min \sum_i^{n-1} |\omega_i - \omega_{i+1}| = 0, \quad (4)$$

при ограничениях:

$$q_1^{(1)} + r_1^{(1)} + q_2^{(1)} + r_2^{(1)} - \omega_1 \leq 0; \quad q_1^{(2)} + r_1^{(2)} + q_2^{(2)} + r_2^{(2)} - \omega_2 \leq 0;$$

$$q_1^{(3)} + r_1^{(3)} + q_2^{(3)} + r_2^{(3)} - \omega_3 \leq 0;$$

$$\bar{\xi}_1 + q_1^{(1)} - r_1^{(1)} = \bar{L}_1; \quad \bar{\xi}_1 + q_1^{(2)} - r_1^{(2)} = \bar{L}_2; \quad \bar{\xi}_1 + q_1^{(3)} - r_1^{(3)} = \bar{L}_3;$$

$$\bar{\xi}_2 + q_2^{(1)} - r_2^{(1)} = 0; \quad \bar{\xi}_2 + q_2^{(2)} - r_2^{(2)} = 0; \quad \bar{\xi}_2 + q_3^{(2)} + r_3^{(2)} = 0;$$

$$q_1^{(1)} \geq 0; \quad q_1^{(2)} \geq 0; \quad q_1^{(3)} \geq 0; \quad q_2^{(1)} \geq 0; \quad q_2^{(2)} \geq 0; \quad q_2^{(3)} \geq 0;$$

$$r_1^{(1)} \geq 0; \quad r_1^{(2)} \geq 0; \quad r_1^{(3)} \geq 0; \quad r_2^{(1)} \geq 0; \quad r_2^{(2)} \geq 0; \quad r_2^{(3)} \geq 0.$$

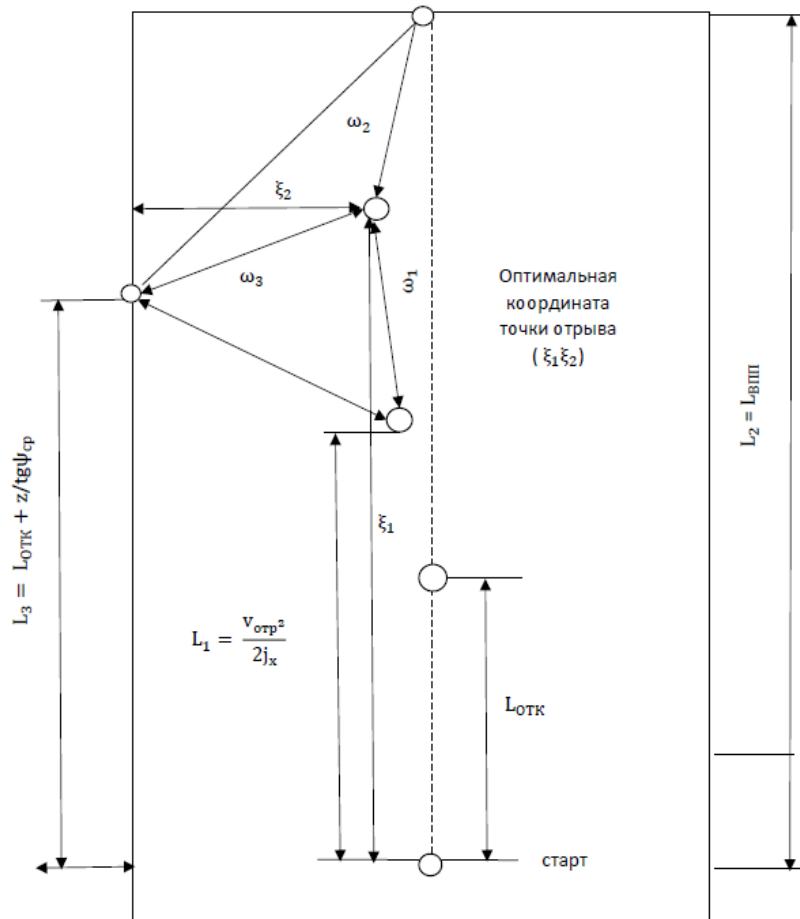


Рисунок 2 – Удаление оптимальной точки отрыва от границ опасности

Результатом решения задачи являются оптимальные координаты точки отрыва самолета от ВПП при минимаксно-оптимальной стратегии управления СУ, величина которых определяется соотношениями:

$$\xi_1 = \frac{L_1 + L_2}{2} \cdot L_{\text{впп}} \quad (5)$$

$$\xi_2 = \frac{L_1 - L_3 + z}{2} z_{\text{гр}}, \quad (6)$$

где: ξ_1 – продольная координата точки отрыва самолета от ВПП;

ξ_2 – боковая координата точки отрыва самолета от ВПП.

Знание оптимальных координат точки отрыва самолета от ВПП позволяет решить обратную задачу динамики, которая будет заключаться в определении допустимой глубины дросселирования и асимметрии тяги СУ.

Расчет глубины дросселирования и асимметрии тяги СУ

С одной стороны, среднее ускорение самолета при дросселировании двигателя на этапе компенсации частичных отказов:

$$j_{\text{ср}}^{\text{отк}} = \frac{V_{\text{взл}}^2 - V_{\text{отк}}^2}{2L_{\text{прод}}}, \quad (7)$$

где $L_{\text{прод}} = L_{\text{ВПП}} - L_{\text{отк}}$ – длина оставшегося участка ВПП для продолжения взлета с ВПП располагаемых размеров. С другой стороны,

$$j_{\text{ср}}^{\text{отк}} = \frac{1}{m} (P_{\text{взл}} - \Delta P - \Delta X - \Delta F_{\text{тр}}), \quad (8)$$

где: m – масса самолета;

$P_{\text{взл}}$ – тяга силовой установки на взлетном режиме;

ΔP – допустимая глубина дросселирования СУ;

ΔX – приращение силы лобового сопротивления от момента отказа до достижения самолетом конечной границы ВПП;

$\Delta F_{\text{тр}}$ – приращение силы трения качения от момента отказа до достижения самолетом конечной границы ВПП.

Приравнявая правые части (7) и (8) получим формулу расчета для определения допустимой глубины дросселирования СУ, при которой будет возможен взлет самолета с ВПП располагаемых размеров:

$$\Delta P = P_{\text{взл}} - \Delta X - \Delta F_{\text{тр}} - \frac{(V_{\text{отр}} - V_{\text{отк}})^2}{2L_{\text{прод}}} \cdot m. \quad (9)$$

Введем новую переменную ΔR , характеризующую величину асимметрии тяги силовой установки:

$$\Delta R = \Delta P_1 - \Delta P_2, \quad (10)$$

где: ΔP_1 – глубина дросселирования неисправного двигателя;

ΔP_2 – глубина дросселирования исправного двигателя.

Значение ΔR предлагается найти из уравнения моментов относительно оси y . Причем моменты находятся в момент времени, близкий к отрыву [4]. Это связано с тем, что при разбеге на трех опорах выдерживание направления осуществляется главным образом за счет поворота переднего колеса, а после отрыва переднего колеса, самолет имеет большие угловые скорости по сравнению с этапом разбега на всех трех опорах:

$$\Delta R = \frac{M_y^{\delta_n} \delta_n + M_y^{\beta} \beta + M_{y_{\text{сск}}} + M_y^{\delta_{\text{п}}} \delta_{\text{п}} + M_y^{\delta_{\text{э}}} \delta_{\text{э}} + \frac{\Delta \Psi}{\Delta t^2} J_y - M_{y_{\text{фтр}}}}{z_{\text{дв}}}, \quad (11)$$

где:

$M_y^{\delta_n} \delta_n$ – момент относительно оси y от отклонения руля направления в точке отрыва;

$M_y^{\beta} \beta$ – аэродинамический момент, возникающий при полете со скольжением в точке отрыва;

$M_{y_{\text{сск}}}$ – момент относительно оси y , возникающий от сил трения скольжения основных и передней опор самолета;

$M_y^{\delta_{\Pi}} \delta_{\Pi}$ – момент относительно оси y , возникающий от поворота колеса передней стойки шасси;

$M_y^{\delta_{\alpha}} \delta_{\alpha}$ – аэродинамический момент, возникающий при отклонении элеронов;

$M_{y_{f_{\text{тр}}}}$ – момент относительно оси y , возникающий от сил трения качения основных опор самолета;

$\frac{\Delta\Psi}{\Delta t} = \frac{2Z_a}{m(V_{\text{отк}}+V_{\text{взл}})}$ – скорость изменения угла пути;

J_y – полярный момент инерции самолета относительно оси y ;

Z_a – значение боковой аэродинамической силы.

Неисправный двигатель дросселируется на большую глубину:

$$\Delta P_1 = \Delta P - \Delta P_2. \quad (12)$$

Глубина дросселирования исправного двигателя определяется из соотношений:

$$\Delta P_1 = \frac{\Delta P - \Delta R}{2}. \quad (13)$$

Предлагается следующий подход реализации данного алгоритма компенсации частичных отказов СУ, представленный на рисунке 3.

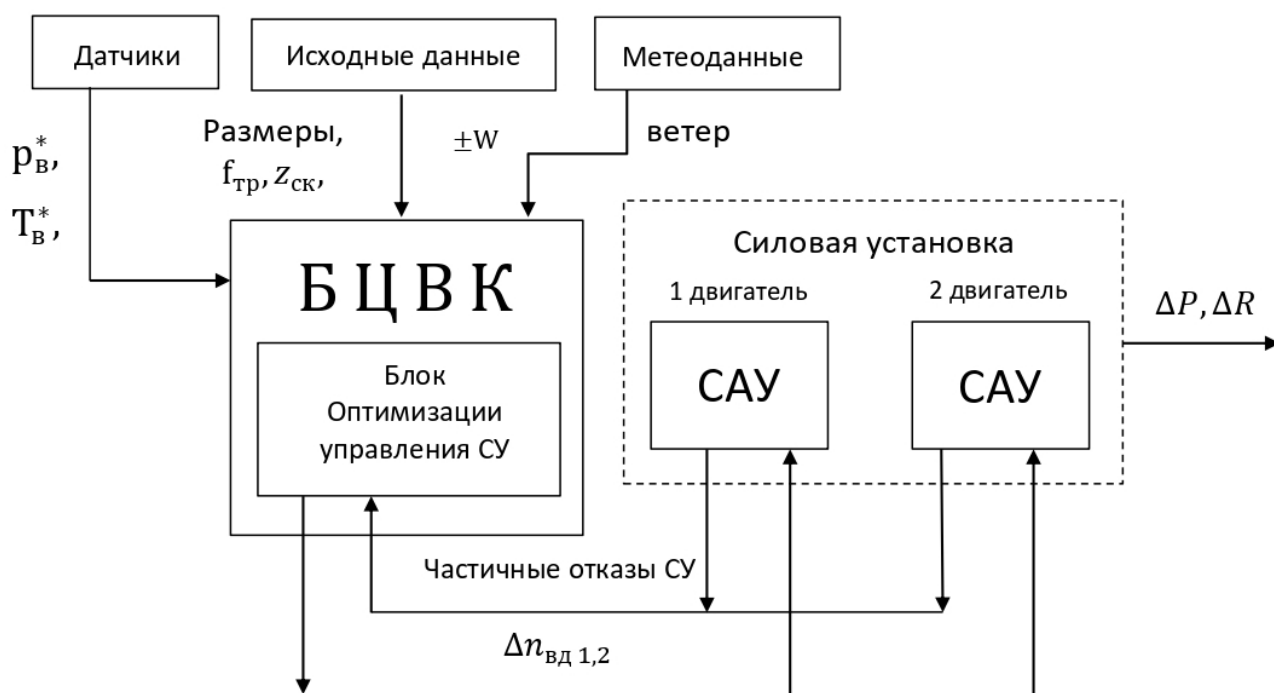


Рисунок 3 – Возможный подход реализации алгоритма компенсации отказов СУ

Суть его заключается в следующем: информация о размерах и состоянии ВПП, силе ветра, давлении и температуре окружающего воздуха, сигналах о превышении параметров СУ при возникновении частичных отказов вводится в бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК). При особых ситуациях на взлете, блок оптимизации управления СУ формирует управляющий сигнал в систему автоматического управления (САУ) СУ с целью дросселирования двигателей на рекомендуемую глубину для поддержания заданной частоты вращения каждого из них.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Ярославцев Н. Л.* Классификация дефектов ГТД и анализ причин их возникновения. М: МАТИ, 2007. С. 3-6.
2. *Галков А.В.* К вопросу планирования математического эксперимента/ А.В. Галков, Д.В. Верещиков, Ю.А. Караваев// Сборник научных трудов адъюнктов и соискателей ИВАИИ. Выпуск №7. Иркутск: ИВАИИ, 2002. С. 31-34.
3. *Караваев Ю.А.* Алгоритм интеллектуальной поддержки действий летчика в особой ситуации на этапе взлета/ Ю.А. Караваев// Труды X Международной конференции «Математика, информатика и управление», Иркутск: ИДСТУ СО РАН, 2000. С. 50-57.
4. *Котик М.Г.* Динамика взлета и посадки самолетов. М: Машиностроение, 2007. С. 77.

УДК 667.6

КЛИМАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО КЕРАМИЧЕСКОГО ПОКРЫТИЯ ОРГАНИЧЕСКИХ СТЕКОЛ

Данилаев М. П., д-р техн. наук, проф.
Куклин В. А., канд. физ.-мат. наук
Карандашов С. А.

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

Аннотация. Авторами разработаны лаковые композиции на основе кремнийорганических соединений и наночастиц оксида кремния, с повышенной стойкостью к воздействию агрессивных климатических и биологических факторов. Приведены результаты сравнительных исследований физико-технических свойств покрытия до и после климатических испытаний. Проведена оценка лаковых покрытий на оптическую прозрачность, стойкость к истиранию и адгезии на основе кремнийорганического лака на поверхности поликарбонатных стекол. Результаты исследований проведены до и после климатических испытаний. Сделан вывод о стойкости лакового покрытия к воздействию грибков.

Ключевые слова: климатические испытания, защитное керамическое покрытие, кремнийорганический лак.

CLIMATIC TESTS OF FUNCTIONAL CERAMIC COATING OF ORGANIC GLASSES

Danilaev M. P., Doctor of Technical Sciences
Kuklin V. A., Candidate of Physical and Mathematical Sciences
Karandashov S. A.

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

Abstract. The authors have developed lacquer compositions based on organosilicon compounds and silicon oxide nanoparticles, with increased resistance to aggressive climatic and biological factors. The results of comparative studies of the physical and technical properties of the coating before and after climatic tests are presented. The assessment of lacquer coatings for optical transparency, abrasion resistance and adhesion based on organosilicon varnish on the surface of polycarbonate glasses was carried out. The research results were carried out before and after climate tests. The conclusion is made about the resistance of the lacquer coating to the effects of fungi.

Keywords: climatic tests, protective ceramic coating, organosilicon varnish.

Применение органических стекол в авиации и судостроении во многом сдерживается недостаточно высокой абразивной стойкостью этих материалов. Низкая абразивная стойкость этих материалов приводит к ухудшению оптической прозрачности в процессе их эксплуатации. Одним из способов повышения абразивостойкости поверхностей органических стекол является использование покрытий, прозрачных в оптическом диапазоне [1]. Наиболее подходящими для повышения абразивостойкости при сохранении оптической прозрачности не менее 90%, а также возможности функционализации поверхности (придание поверхности дополнительных свойств, например, гидрофобности или гидрофильности) являются покрытия на основе керамики [2]. При эксплуатации органических стекол, защищенных такими покрытиями, важным показателем является стойкость покрытия к внешним воздействиям, в том числе, к воздействию микроорганизмов в условиях тропического климата.

В условиях повышенной влажности и температуры, органические стекла, в том числе защищенные покрытием, подвержены микробиологическим повреждениям вследствие воздействия, главным образом, плесневыми грибами. Разрушение покрытия происходит как вследствие механического воздействия плесневых грибов, так и под влиянием продуктов их жизнедеятельности, выделяемых микроорганизмами в процессе их жизнедеятельности [3, 4].

Целью данной работы является выявление влияния микроорганизмов (грибков) на физико-технические свойства (стойкость к истиранию, прозрачность, адгезия) кремнийорганического покрытия.

Стойкость разрабатываемого покрытия к грибкам проводилась по ГОСТ 9.049-91.

Разработанное покрытие представляет собой керамическую матрицу SiO_2 , которая включает в себя продукт конденсации гидролизованного алкоксисилана и коллоидного золя кремнезема. Данное покрытие содержит два основных

компонента. Одним из них является силан, являющийся чистым SiO_2 , другой – оргоаноалкоксисилан, являющийся органическо-неорганическим гибридным материалом. Оба материала способны образовывать прочную химическую связь в результате реакции конденсации. Группы $(\text{OR}')_{4-x}$ подвергаются гидролизу с водой и затем вступают в реакцию конденсации с золев кремнезема и друг с другом. Керамическое гибридное покрытие синтезируется по технологии золь-геля [5]. Все химические реакции осуществлялись в кислотных условиях с рН в диапазоне $[4.5 \div 2.0]$ при температуре $23 \pm 3^\circ\text{C}$. В качестве кислотного катализатора использовался кислотный катализатор – предельная одноосновная карбоновая кислота.

Молярные соотношения приведенных реактивов, используемых для синтеза кремнийорганического лака, уточнялись экспериментально.

Для проведения испытаний на стойкость к грибкам были подготовлены несколько образцов поликарбоната ($50 \times 50 \times 16 \text{ мм}$), с нанесенным на его поверхность покрытием. Покрытие наносилось методом полива. Толщина покрытия (по сухому остатку) составила $\sim 1 \text{ мкм}$. Для исследования физико-технических свойств образцов, подвергнутых воздействию грибков (по ГОСТ 9.049-91), были проведены три серии экспериментов.

В первой серии экспериментов исследовалась оптическая прозрачность по ГОСТ Р 8.829-2013 на импульсном фотометре. Коэффициент пропускания и оптическая прозрачность определялись по всей поверхности образцов наполненного поликарбоната с погрешностью $\sim 10\%$. В соответствии с измерительным алгоритмом по ГОСТ Р 8.829-2013 «Методика измерения оптической плотности (коэффициента пропускания) и мутности пластин и пленок полимерных материалов» определялись коэффициент пропускания τ и мутность H . Прозрачность образцов определялась как $M = 1 - H$.

Коэффициент пропускания τ и мутность образцов до и после климатических испытаний фактически не изменились и составили $\tau \sim 0.98$, $M \sim 0.93$.

Во второй серии экспериментов исследовалась стойкость образцов к истиранию до и после климатических испытаний. Определение износостойкости кремнийорганических покрытий проводилось по ОСТ 3-1901-85 на приборе типа СМ-65 путем анализа защищенной поверхности образца после его трения о батистовую ткань, вращающуюся на диске с частотой 3000 об/мин при нагрузке на образец 200 гр. Для удобства анализа образцы кремнийорганического покрытия наносились на плоскую поверхность монолитного поликарбоната, толщиной 2 мм.

В соответствии с ОСТ 3-190-85 все образцы кремнийорганического покрытия до и после климатических испытаний относятся к группе прочности – 0.

В третьей серии экспериментов исследовалось изменение адгезии покрытия после проведения климатических испытаний. Испытания покрытия методом решетчатых надрезов показали, что адгезионная стойкость разработанного покрытия соответствует 1 баллу в соответствии с ГОСТ 28574-2014.

Таким образом, проведенные исследования показали стойкость полученного кремнийорганического покрытия к воздействию микроорганизмов (грибков) по ГОСТ 9.049-91. Физико-технические свойства покрытия (оптическая прозрачность, стойкость к истиранию, адгезия к поликарбонату) не

изменились. Это позволяет говорить о целесообразности практического использования предлагаемого покрытия, например для защиты остекления кабин транспортных средств.

Исследование выполнено при финансовой поддержке государственного задания Минобрнауки России по Соглашению № 075-03-2020-051/3 от 09.06.2020 (Рег. номер НИОКТР АААА-А20-120102190039-6).

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Шабанова Н. А., Саркисов П. Д. Основы золь-гель технологии нанодисперсного кремнезема. / Н. А. Шабанова, П. Д. Саркисов. М.: ИКЦ «Академкнига», 2004. 208 с.
2. Моцарев Г. В., Соболевский М. В., Розенберг В. Р. Карбофункциональные органосиланы и органосилоксаны. М.: Химия, 1990. 240 с.
3. Кулюшина Н. В., Григорян Н. С., Мазурова Д. В., Ваграмян Т. А. Защитные адгезионные покрытия на основе кремнийорганических соединений // Успехи в химии и химической технологии. 2011. Т. 25. № 9 (125). С. 99-100.
4. Ковальский Ю. В. Микробиологическая оценка стойкости лакокрасочных покрытий для условий биотехнологического производства // Тез. докл. конф. «Биоповреждения в промышленности». В 2 ч. Пенза, 1994. Ч. 1 С. 35-37.
5. Ерофеев В. Т., Смирнов В. Ф., Завалишин Е. В., Смирнова О. Н. Исследование биологической стойкости лакокрасочных покрытий на основе композиций, содержащих жидкое стекло // Лакокрасочные материалы и их применение. 2003. №12. С. 37-39.

УДК 551.513

ОСОБЕННОСТИ ОБРАЗОВАНИЯ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫХ СТОКОВЫХ ВИХРЕЙ У ПОДСТИЛАЮЩЕЙ ПОВЕРХНОСТИ С УЧЁТОМ СИЛЫ И НАПРАВЛЕНИЯ ВЕТРА

Даниленко Н. В., канд. техн. наук
Киренчев А. Г., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье описано состояние вопроса техногенного стокового вихреобразования у экрана, его противоречия и зависимость от факторов генерации вихревой активности стоковой среды. На примерах стокового техногенного течения газа у экрана доказаны практически возможные направления его рабочего процесса. Установлен рабочий процесс стокового вихреобразования в поле силы и направления ветра, с ним взаимодействующих. Установлена склонность вихревых колец к интерференционному перемещению и генерации парных вихревых шнуров. Выявлено влияние ветровой нагрузки на процесс засасывания посторонних предметов в авиационный двигатель.

Ключевые слова: техногенное стоковое вихреобразование газовых сред, алгоритм генерации стоковых вихрей, факторы генерации и активации техногенного вихреобразования, градиенты давления, кольцевой вихрь.

FEATURES OF THE FORMATION OF INTERFERENCE RUNOFF VORTICES AT THE UNDERLYING SURFACE, TAKING INTO ACCOUNT THE STRENGTH AND DIRECTION OF THE WIND

Danilenko N. V., Candidate of Technical Sciences
Kirenchev A. G., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. The article describes the state of the issue of man-made runoff vortex formation near the screen, its contradictions and dependence on the factors of runoff vortex activity generation. Practically possible directions of its working process are proved on the examples of the technogenic gas flow near the screen. The working process of effluent vortex formation in the field of force and direction of wind interacting with it has been established. The propensity of vortex rings to interference displacement and generation of paired vortex cords has been established. The influence of wind load on the process of sucking foreign objects into an aircraft engine is revealed.

Keywords: anthropogenic sink vortex formation of gaseous media; algorithm of sink vortex generation; factors of generation and activation of anthropogenic vortex formation; pressure gradients; ring vortex.

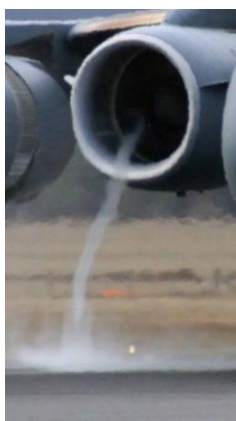
Введение

Вихреобразование – переходный процесс формирования вихревой активности жидких и газовых сред планеты с выходом на его вихревой продукт, характеризующийся практической возможностью его созерцания и натурного исследования. Такой доступ расширяет возможности его исследователей в познании физической сущности, теоретического обоснования и практического использования. Следует отметить, что исследование вихреобразования связано с решением ряда противоречий, затрудняющих процесс познания этого явления.

Противоречие в познании наиболее доступного техногенного вихреобразования заключено в сложности установления его физической сущности и рабочего процесса, а также моделировании вихревого течения известными и доступными численными методами, такими как метод дискретных вихрей проф., докт. техн. наук С. М. Белоцерковского [1]. Это противоречие может быть разрешено установлением граничных условий исследуемых вихревых поверхностей, закономерностей движения газа и основ теории вихрей. Противоречие также состоит в психологическом взгляде на теорию вихреобразования. Ныне её понимают, как «образование вихря, вихрей» [2]. По мнению авторов статьи, к теории вихреобразования следует относиться как к сложному процессу преобразования потенциального течения в течение вихревое с учётом влияния как внутренних, так и внешних факторов энергообмена.

Также говоря про «Вихреобразование» целесообразно отметить и другое психологическое противоречие. Техногенный вихрь перед воздухозаборником газотурбинной силовой установки (ГТСУ) при работе её двигателей (ГТД) на земле на повышенных режимах (рис. 1) является малогабаритным аналогом смерча (торнадо в США) стокового типа. Природа, физическая сущность и

рабочий процесс торнадо учёными США пока не установлен. Как следствие, отсутствует наука смерчей, циклонов и им подобным вихревым образованиям. К месту сказать, основы указанных вихрей были описаны учёным США Эспи Д. П. [3], а позднее советскими учеными [4, 5, 6]. Но много лет описанная ими теория оказывается не востребованной. Это большое противоречие определено психологией учёных и инерцией мышления [7]. Его следствием является пресловутый «взгляд на Запад». А именно, если учёные родины торнадо (США) не полностью понимают торнадо, то и не стоит им заниматься и лучше подождать. При этом процесс вихреобразования и его вихревого продукта от вихревой пелены, мельчайших вихрей, атмосферных фронтов с их глобальными циклонами и смерчами до глобальных циркуляций – суть определения газодинамического преобразования потенциального потока в поток вихревой. Именно в этом вихревом переходе следует искать ключи познания секретов не только естественного, но и техногенного ВО, наиболее доступного к практическому исследованию. Техногенное ВО стокового типа всегда рядом, под рукой и в руках опытного и творческого исследователя. Действительно, сток воды из ванны, перемешиваемая чайной ложкой жидкая среда кофейного напитка с молоком и другие – источники знаний искомого ВО.



а



б

Рисунок 1 – Примеры вихрей: а – техногенный, Источник: <https://external-preview.redd.it/bf2t8pqBYB2DxV7ykGueH0CXJAL0gkDb3URsvIUMAog.jpg?auto=webp&s=1808acc7b256653edbe182eb6d682a252d34c302>; б – естественный, Источник: https://elementy.ru/images/faq/tornado_300.jpg

Исследование техногенного вихреобразования

Техногенное вихреобразование – продукт вихревой активности атмосферной (гидросферной) сред в поле действия технических средств в интересах человека. Оно является продуктом преобразования естественной среды в техногенную вихревую среду в поле энергообмена посредством работы и теплоты. Простейшими и доступными из видов техногенного вихреобразования являются вихри стокового типа перед ВЗ ГТСУ при работе воздушно-реактивных двигателей (ВРД) на земле на повышенных режимах. Подобный вихрь и проблемы, порождаемые им, представлены на рисунке 2.



Рисунок 2 – Проблемы, порождаемые вихреобразованием: а – вихрь под воздухозаборником ГТСУ, Источник: <https://i.stack.imgur.com/u9AZW.jpg>; б – засасывание постороннего предмета в воздухозаборник ГТД, Источник: <https://qph.cf2.quoracdn.net/main-qimg-41c3e39f36129d2892d8369c1d2bfa0c.webp>; в – помпаж двигателя, Источник: <http://samoleting.ru/wp-content/uploads/2017/05/pompazh-dvigatelya-samoleta-cto-eto1-e1494338277786.jpg>

Особый интерес к техногенным вихрям стокового типа определён их сходством по сути рабочего процесса и характеристикам с естественными циклонами и их смерчами, обладающими трудной доступностью и опасностью в их моделировании и исследовании. Результаты таких исследований при соблюдении теории газодинамического подобия переносятся на указанные циклоны, их смерчи и торнадо. Авторы настоящей статьи [8, 9, 10, 11] и их предшественники [12, 13, 14, 15, 16] в своих работах доказали возможность расширения направлений проводимых исследований в поле факторов активации стокового вихреобразования, не доступных при исследовании естественных торнадо. А именно, в рамках стокового техногенного ВО решаются проблемы интерференционного рабочего процесса образования парных стоковых вихрей воздухозаборников (рис. 3). По результатам их исследования доказано [9] существование парных вихрей воздухозаборников, низко расположенных над подстилающей поверхностью экрана с тонким слоем воды. Здесь визуализация невидимых вихрей проводилась частичками воды, оторванными от экрана (там же). Направление циркуляции парных вихрей устанавливалось визуально и по направлению притока и наката воды, как это показано на рисунке 3. Эксперимент проводился при отсутствии ветра ($V_{\text{в}} = 0$).

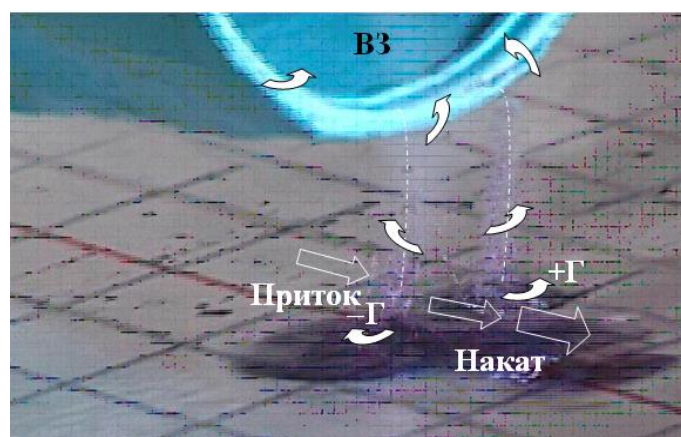


Рисунок 3 – Пример интерференции стокового потока ВЗ у экрана

Анализ эксплуатации ГТСУ на земле и результатов образования их вихрей [9, 10] показал заметное влияния компоновки ВЗ, высоты расположения их входа над подстилающей поверхностью земли (аэродрома), а также внешних факторов, к которым следует отнести интерференционную вихревую активность стоковой среды перед ВЗ от силы и направление ветра генерируемого естественным путём ($V_B \neq 0$, $\beta \neq 0$), либо перемещением воздушного судна по аэродрому. Первые результаты такого исследования получены методом численного эксперимента канд. тех. наук Пахомовым С. В [13]. Результаты его исследования в виде зависимости градиента тангенциальной скорости c'_τ по углу скольжения β представлены на рисунке 4.

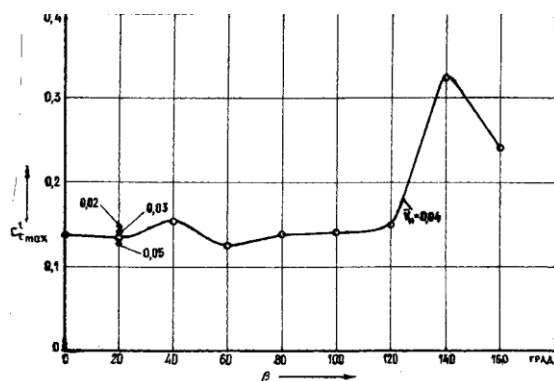


Рисунок 4 – Зависимости максимального градиента тангенциальной скорости c'_τ от угла скольжения β

Анализ результатов исследования градиента тангенциальной скорости по углу скольжения β показывает, что влияние ветра при боковом потоке существенно и требует дальнейшего исследования. Его сущность определена интерференцией стокового течения с воздушным потоком (ветром).

В поле стокового течения вокруг точки мнимого стока формируется зона избыточного давления (рисунок 5) за счёт встречного торможения диаметрально противоположенных течений [9, 13], эта зона создает положительные градиенты давления у подстилающей поверхности, в поле которых заложены тенденции к градиентному срыву потока [17].

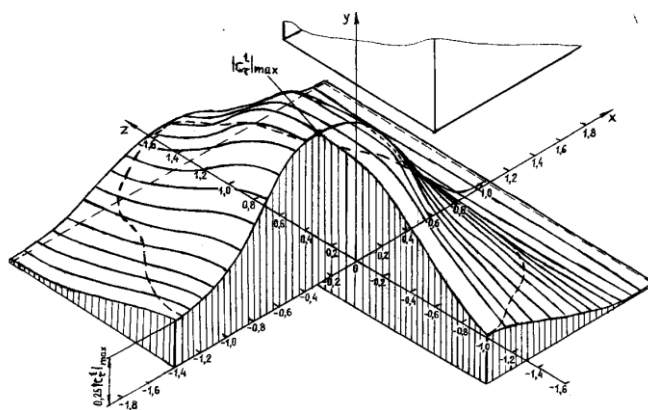


Рисунок 5 – Зона положительных градиентов вокруг точки мнимого стока под моделью воздухозаборника

Из приведенного выше следует, что продуктом вязкого срыва у подстилающей поверхности является кольцевой вихрь, примыкающий (прилипающий) к этой поверхности и стремящийся навстречу стоковому потоку. Поведение данного вихря напрямую зависит от направления и силы ветра. При отсутствии ветровой нагрузки циркуляция кольцевого вихря по длине кругового контура постоянна. Наличие же внешней струи воздушного потока (рисунок 6), определяемой ветром [9, 13], ведет к нарушению постоянства циркуляции вихревого шнура и к формированию дифференциальных вихрей на флангах вихревого кольца. Циркуляции фланговых вихрей по знаку противоположены друг другу. Вихри присоединены к вихревому кольцу, находящемуся у подстилающей поверхности, а их свободно ориентируемые в стоковом потоке концы засасываются в воздухозаборник двигателя, образуя пару вихрей дифференциального типа. Наличие парных вихрей активизирует вихревое засасывание посторонних предметов с подстилающей поверхности, как за счёт их интенсивности, так и за счёт увеличения зоны, омываемой вихрями под воздухозаборником. Встречная циркуляция парных вихрей, входящих в воздухозаборник, является фактором неравномерности потока на входе в компрессор, ведущим к срыву потока и к помпажу двигателя.

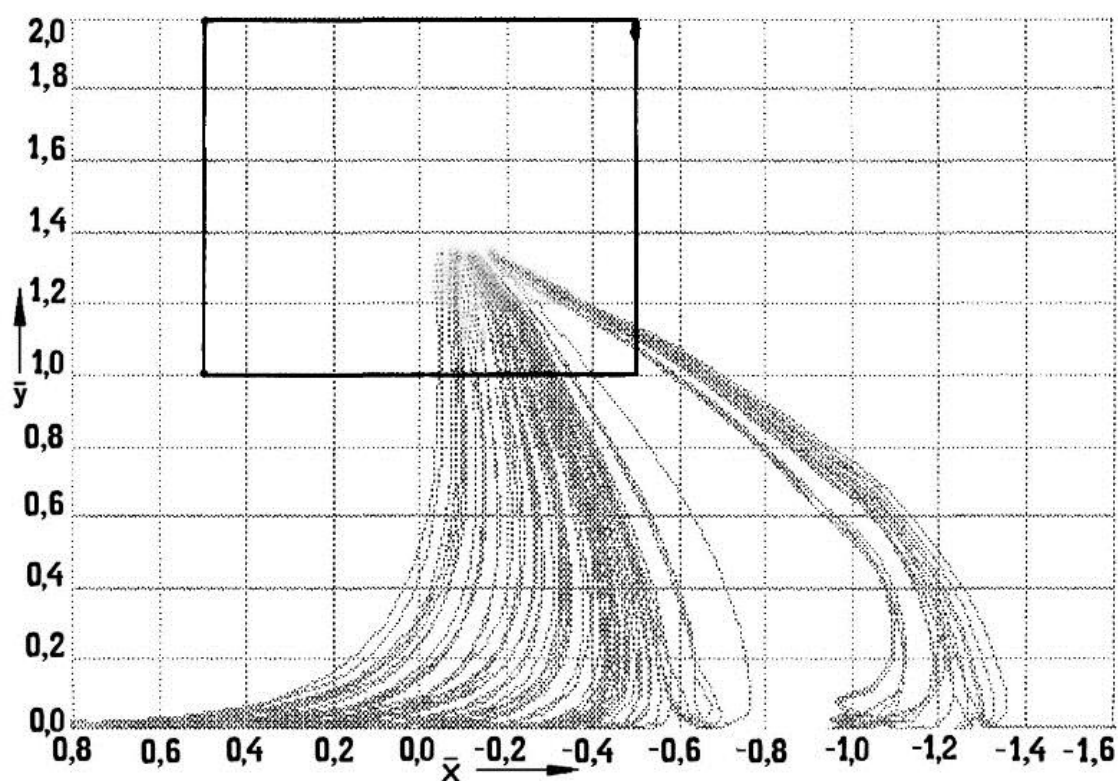


Рисунок 6 – Влияние ветра на процесс формирования вихря

Следует отметить, что наличие ветра далеко не всегда оказывает негативное влияние на процесс техногенного вихреобразования, как описано выше. Ветер достаточной силы может помешать формированию вихря под воздухозаборником ГТСУ, что применяется в некоторых защитных устройствах [14, 15].

Заключение

Анализ работ исследователей техногенного вихреобразования позволил выделить ряд противоречий и проблем, часть из которых успешно решена ими. В то же время исследование интерференции вихря с внешней ветровой нагрузкой позволило выявить новые проблемы:

– наличие ветровой нагрузки определенной силы и направления способно усиливать негативное влияние вихреобразования на процесс эксплуатации ГТСУ на земле, провоцируя появление парных вихрей, повышая тем вероятность засасывания посторонних предметов в воздухозаборник;

– появление парных вихрей встречной циркуляции способствует возникновению неравномерности потока на входе в компрессор, ведущей к помпажу двигателя;

– при достижении определенной силы ветер может помешать формированию и развитию вихря под воздухозаборником авиационного двигателя.

Перечисленные проблемы интерференционного вихреобразования в поле стокового течения под воздухозаборником и внешней ветровой нагрузки требуют разработки теории парных интерференционных вихрей и дальнейшего их исследования.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Белоцерковский С. М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью / С. М. Белоцерковский, М. И. Ништ. М.: Наука, 1978. 351 с.
2. Ефремова Т. Ф. Толковый словарь русского языка. М.: Русский язык, 2000. 1222 с.
3. Эсти Д. П. Философия бурь. США, 1840. 552 с.
4. Кушин В. В. Смерч. М.: Энергоатомиздат, 1993. 126 с. ISBN 5-283-04085-2.
5. Наливкин В. Д. Смерчи. М.: Наука, 1984. 112 с.
6. Наливкин Д. В. Ураганы, бури и смерчи. Л.: Гидрометеиздат, 1969. 487 с.
7. Альтшуллер Г. С. Найти идею. Введение в ТРИЗ – теорию решения изобретательских задач. 4-е изд. М.: Альпина Паблишер, 2011. 402 с.
8. Даниленко Н. В. Торнадо. Вестник Иркутского ГТУ. 2004. № 2 (18). Иркутск, Издательство ИрГТУ. С. 64-72.
9. Даниленко Н. В. Теория вихрей перед воздухозаборниками самолётов при работе газотурбинных двигателей на аэродроме / Н. В. Даниленко, П. М. Кривель, С. В. Пахомов. ИрГТУ. 2-е изд., доп. Иркутск, 2011. 348 с.
10. Даниленко, Н. В. Конвертация вихря при изменении высоты расположения воздухозаборника над подстилающей поверхностью / Н. В. Даниленко, А. Г. Киренчев // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2017. – № 2. – С. 93-104
11. Киренчев, А. Г. Особенности интерференции вихрей воздухозаборников газотурбинных силовых установок с подстилающей поверхностью / А. Г. Киренчев, Н. В. Даниленко // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2019. – № 4. – С. 74-85.
12. Пахомов С. В. Влияние ветровых факторов на течения в воздухозаборник воздушного судна / С. В. Пахомов, О. С. Мейер. Транспортная инфраструктура Сибирского региона. 2019. Т. 2. С. 271-275.
13. Пахомов С. В. Моделирование пространственных вихревых течений воздушного потока на входе в воздухозаборник самолета. Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2013. № 2 (38). С. 91-98.

14. Сафарбаков А. М. Методы и средства защиты газотурбинных двигателей воздушных судов от попадания посторонних предметов / А. М. Сафарбаков, С. В. Пахомов. Иркутск, 2011. Часть 2. 156 с.

15. Сафарбаков А. М. Методы и средства защиты газотурбинных двигателей воздушных судов от попадания посторонних предметов / А. М. Сафарбаков, С. В. Пахомов. Иркутск, 2011. Часть 1. 132 с.

16. Евдокимов А. И. Расчётные и модельные исследования влияния компоновки силовой установки самолёта на вихреобразование / А. И. Евдокимов, А. А. Комов. Международный авиакосмический салон: Сб. докладов международной научно-технической конференции. Жуковский, 2001.

17. Ништ М. И. Аэродинамика боевых летательных аппаратов и гидравлика их систем. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1994. 570 с.

УДК 533, 534, 53.07, 62-49

О СТРУКТУРЕ ВИХРЕВОГО И АКУСТИЧЕСКОГО ПОЛЯ КВАДРОКОПТЕРА

Казаков Е. А.

Сумбатян М. А., д-р физ.-мат. наук

*Южный Федеральный Университет
(г. Ростов-на-Дону)*

Аннотация. Произведены натурные и вычислительные эксперименты по определению структуры звукового поля квадрокоптера в режиме висения. Выполнен анализ влияния корпуса квадрокоптера и конфигурации внешней области на структуру вихревого поля. Проведено сравнение образованных структур. Полученные результаты позволяют сделать заключение о целесообразности прикладного применения методов акустической идентификации квадрокоптера.

Ключевые слова: аэродинамика, аэроакустика, вихревое поле, акустическое поле, акустическое давление, квадрокоптер.

STRUCTURE OF THE VORTEX AND ACOUSTIC FIELD OF A QUADROCOPTER

Kazakov E. A.

Sumbatyan M. A., Doctor of Sciences in Physics and Mathematics

*Southern Federal University
(Rostov-on-Don)*

Abstract. Natural and computational experiments were carried out to determine the structure of the acoustic field of a quadcopter in the hover mode. The influence of the quadcopter body and the configuration of the outer region on the structure of the vortex field is analyzed. The resulting structures are compared. The obtained results allow us to conclude that method of acoustic identification of a quadcopter is expedient for practical application.

Keywords: aerodynamics, aeroacoustics, vortex field, acoustic field, acoustic pressure, quadcopter.

Введение

В последнее время очевидна тенденция роста числа как малогабаритных гражданских, так и более крупных специализированных беспилотных летательных аппаратов (БЛА). Следовательно, целесообразной является разработка системы контроля и тематика идентификации БЛА.

Примером актуальности темы могут служить датируемые 2015–2022 годами работы [1-3]. Работы [1, 2] посвящены обнаружению БЛА с поверхности земли. В статье [1] представлена оценка расстояний обнаружения звука БЛА в средах с различными конфигурациями фонового шума. В работе [2] средневысотный аппарат большой продолжительности полета анализируется с точки зрения аэродинамических характеристик и малозаметности. Отдельный интерес представляет работа [3], в которой представлена сложная трёхмерная модель распространения звука от дрона в застройке, основанная на методе трассировки лучей Гаусса.

Большинство БЛА затруднительно идентифицировать средствами визуального наблюдения и радиолокации по причине небольших габаритов, свойств конструкционных материалов и небольшой эффективной площади рассеивания. Кроме того, идеализированное решение для системы контроля – способность отследить дрон дроном. Размещение радиолокационной станции на квадрокоптере повлечёт за собой увеличение массы и значительно больший расход батареи.

Аэроакустическая система более выгодна: она не нуждается в излучателе, состоит из микрофона-приёмника и процессора для обработки полученного сигнала. Далее представляются три пути развития: размещать процессор на БЛА; пересылать полученный сигнал на пульт оператора, либо размещать всю систему на земле. Первый из них предполагает снижение времени реакции и возможность автоматизации системы, второй – экономию взлётной массы, третий позволяет совместить преимущества в условиях мобильной наземной станции.

В таких условиях эффективным подходом к идентификации БЛА может оказаться метод идентификации по возмущению воздушного потока [4], будь то вихревой след или вихревая зона. На данный момент в мире не существует летательных аппаратов, способных работать, не создавая возмущения воздушного потока. Соответственно, замаскировать данный канал идентификации очень сложно, что делает данный метод наиболее актуальным в области безопасности. Рассматривая конкретно квадрокоптеры, мы будем говорить о генерируемом возмущении воздушного потока в виде вихревой зоны, ввиду особенностей конструкции винтомоторной группы, лежащей в основе технологии.

Визуализация вихревых полей

Для визуализации структуры образующейся вихревой зоны было решено провести серию вычислительных экспериментов в среде моделирования ANSYS CFX. В качестве моделируемого объекта был выбран классический среднеразмерный квадрокоптер DJIMavicAIR (рисунок 1). В состав его винтомоторной группы входят четыре роторных элемента электромоторов с

закреплёнными на них двухлопастными пропеллерами, два – правого вращения и два – левого. Текущая конструкторская тенденция позволяет считать эту компоновку широко распространённой и актуальной в течение длительного срока. Серии экспериментов подразделялись на три типа: моделирование полёта в свободной зоне, в коридоре с двумя параллельными жёсткими стенками и полом, а также в целях определения влияния корпуса БЛА на структуру вихревого поля отдельно была рассмотрена винтомоторная группа без элементов фюзеляжа.

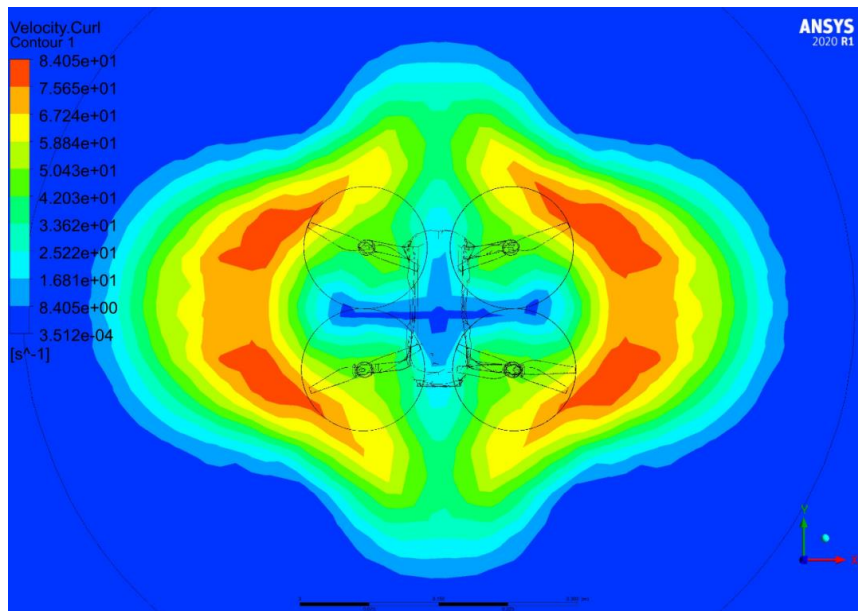


Рисунок 1 – Распределение завихренности по величине в плоскости, расположенной в 28 см под квадрокоптером

Исходя из эмпирических наблюдений, для случая неподвижного зависания квадрокоптера в воздухе при условиях отсутствия внешних потоков (режиме висения или hover) возмущение воздуха распространялось вниз и в стороны с отклонением от вертикальной оси порядка 20° . Соответственно, для моделирования полёта в свободной зоне была выбрана форма расчетной области в виде усеченного конуса высоты 2 м, радиусами оснований 45 и 114 см и углом раствора 20° , в верхней части которого находятся четыре вспомогательных объёма в виде тел вращения, содержащие в себе воздушные винты и роторные части электродвигателей, вращающиеся вокруг конструктивных осей, а также может размещаться достоверно смоделированный корпус беспилотника.

Для моделирования полёта в городской застройке, в пространстве между двух домов на незначительной высоте относительно уровня земли или иной технологической площадки, в качестве внешней области модели был выбран куб со стороной ребра 2 метра, в котором квадрокоптер располагается вблизи центра одной из граней параллельно ей. При этом грани куба, располагающиеся относительно квадрокоптера слева, справа и снизу имеют граничное условие твёрдой непроницаемой стенки, а остальные три считаются свободно пропускающими воздушные потоки (рисунок 2).

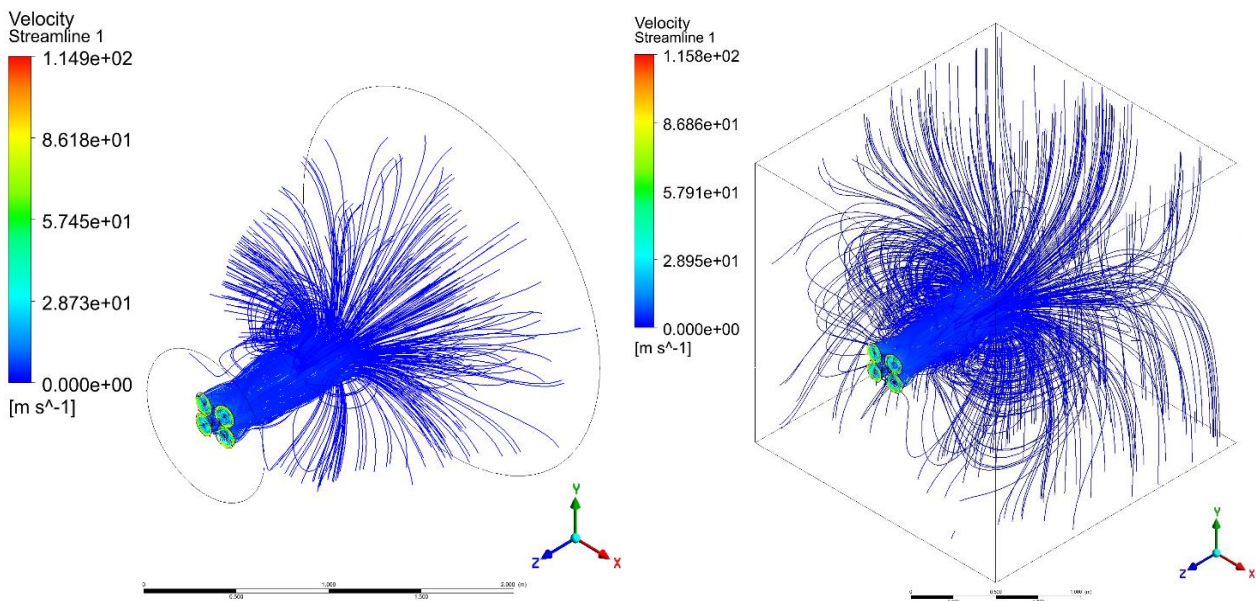


Рисунок 2 – Расположение квадрокоптера и линий тока в исследуемом объеме, слева – открытый конус, справа – куб-коридор, изображение в изометрии

Исходя из численных экспериментов, определены необходимые для достижения приемлемой точности и скорости вычислений параметры расчетной сетки, модели среды и параметры численного расчета.

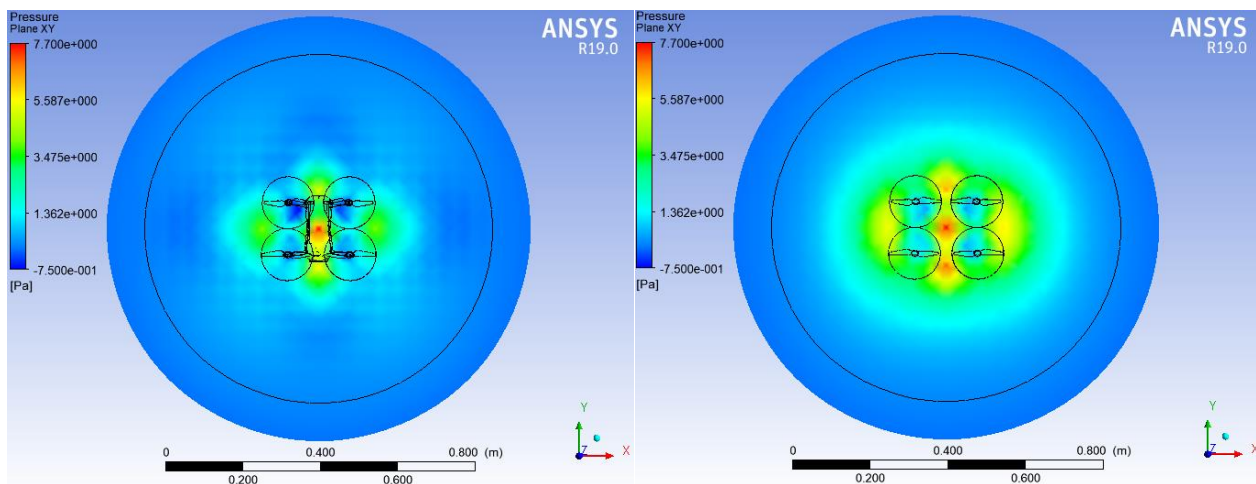


Рисунок 3 – Распределение давления, горизонтальный срез на дистанции 0,2 м от центра винтомоторной группы, слева – классический случай, справа – в модели без корпуса

Параметры расчетной сетки были подобраны по результатам серии предварительных расчетов.

Характерный размер элементов вдали от пропеллера – 50 мм.; вблизи корпуса – 10 мм.; вблизи лопастей и подвижных роторов – 0,4 мм. Общее число узлов итоговой сетки $\approx 8,7$ миллиона; элементов $\approx 43,8$ миллиона.

Параметры расчета на этапе pre-solver: тип расчета – нестационарный; используемые модели – модель вязкой жидкости, модель турбулентности SST (ShearStress Transport); плотность воздуха – 1.185 кг/м³.; динамическая вязкость воздуха – 1.831e-05 кг/(м*с); интенсивность турбулентности во внешней области – 5%. Для соединения вращающейся и стационарной частей сетки использовался интерфейс типа TransientRotor-Stator. Скорость вращения воздушных винтов – 200 оборотов в секунду, соответствующие максимуму графика Фурье-анализа эмпирического замера сигнала. Целевая точность (RootMean Square) – 10⁻⁵. Модель позволяет проводить расчёты с более высокой целевой точностью при условии увеличения вычислительных мощностей либо времени расчёта. Результаты визуализации представлены на рисунках 4-6.

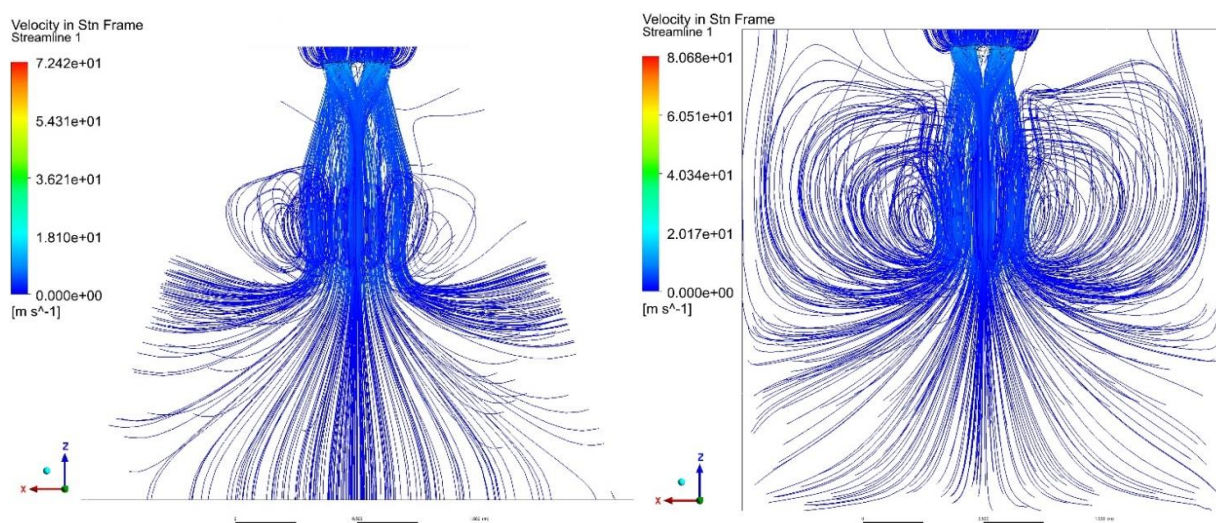


Рисунок 4 – Линии тока при стационарном расчёте

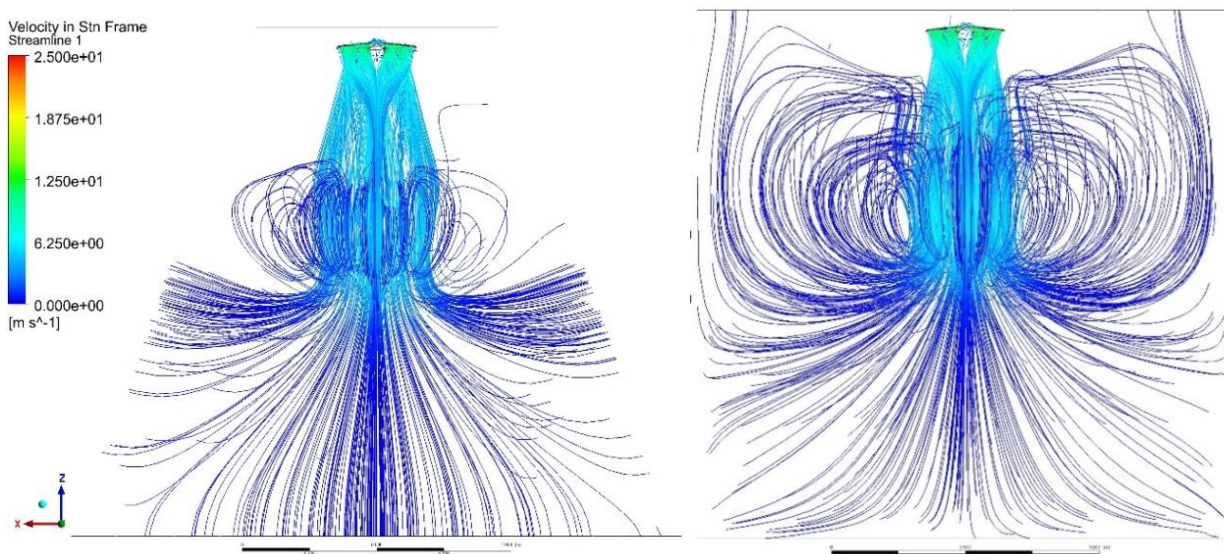


Рисунок 5 – Линии тока, цветовой диапазон не включает области вблизи пропеллера для большей контрастности

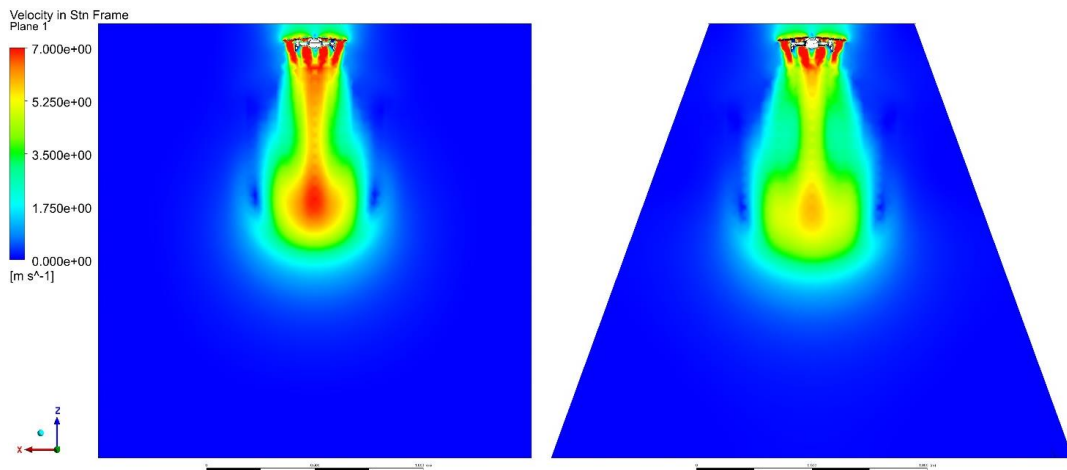


Рисунок 6 – Вертикальный срез поля скоростей

Натурные эксперименты аэроакустики

Следующий вопрос: как зарегистрировать генерируемое возмущение воздушного потока на практике? Методы массивов подкрашенного дыма и флюгерных кисточек для прикладных систем идентификации слишком сложны и медлительны. Для идентификации вихревой зоны квадрокоптера было решено использовать акустические методы. Теория вихревого звука доказывает, что вихревое поле порождает звуковое [5]. Потoki воздуха генерируют вихревые структуры, в свою очередь, излучающие звук. В связи с этим, измерение звуковой структуры в потоке позволяет напрямую судить о структуре вихревых полей. На основе этого была выдвинута гипотеза, что при попадании в вихревую зону квадрокоптера микрофон будет регистрировать повышенные показатели уровня шума на соответствующих частотах. Отсюда, было решено провести серию натурных экспериментов с использованием системы из трёх всенаправленных микрофонов (рисунок 7), современного акустического преобразователя DewesoftSIRIUS-M и ноутбука с программным обеспечением обработки сигнала Dewesoft.

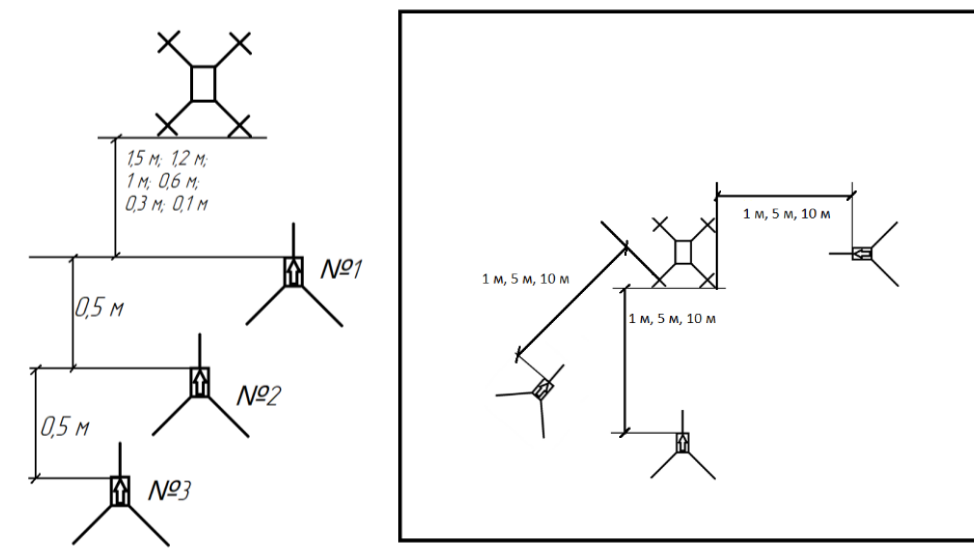


Рисунок 7 – Схемы расположения микрофонов в экспериментах

В качестве генератора сигнала выступал классический среднеразмерный квадрокоптер Геоскан Пионер, работающий на максимальных оборотах двигателей. Результаты представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Данные экспериментов для квадрокоптера Геоскан Пионер (полный уровень сигнала).

| | 1 метр | 5 метров | 10 метров |
|--------------|--------|----------|-----------|
| улица, дБ | 73,5 | 63,5 | 56 |
| коридор, дБ | 81 | 75 | 71,5 |
| площадка, дБ | 82 | 75 | 72,5 |

Заключение

Произведены измерения структуры звукового поля квадрокоптера в режиме висения. Выполнен анализ влияния конфигурации внешней области на структуру вихревого поля. Проведено сравнение результатов численных и натуральных экспериментов. Результаты сравнений показывают, что в открытом пространстве теоретические результаты практически совпадают с измеренными. Результаты в замкнутом пространстве отличаются чуть больше чем на общепринятой допустимую погрешность 1 дБ, что может быть объяснено неидеальностью экспериментальной площадки (шероховатости земли и стен, наличие деревьев, соседних зданий и т. д.). Выявленные качественные свойства должны проявляться и в условиях движения БЛА по улицам города с отражением звука от строений.

Таким образом, исходя из проведённых вычислительных и натуральных экспериментов, можно установить, что при наличии корпуса классической обтекаемой формы винтомоторная группа создаёт более однородное и даже симметричное поле, возмущение в котором при этом отчётливо локализовано под квадрокоптером. При этом возмущение для случая модели без корпуса имеет большие абсолютные значения в экстремальных областях, но более размытую форму, а также меньшую амплитуду в зоне под квадрокоптером. При этом для случая полёта в условиях коридора абсолютные значения акустического сигнала, генерируемого квадрокоптером, оказываются выше в силу переотражения сигнала от стен зданий.

Рассмотренный метод целесообразно положить в основу разработки прикладной системы идентификации беспилотных летательных аппаратов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-29-06013.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Ekimov A.* Estimation of UAVs detection distance using passive acoustic. 2022. DOI:10.13140/RG.2.2.13401.24164.
2. *Haoqin S., Xiaoxiang B., Jianhua L., Kai L., Mengxi C., Jing S.* Calculation and Analysis on Stealth and Aerodynamics Characteristics of a Medium Altitude Long Endurance UAV / *Procedia Engineering*, vol. 99, 2015. P.111-115. DOI: 10.1016/j.proeng.2014.12.514.

3. *Bian H., Tan Q., Zhong S., Zhang X.* Assessment of UAM and drone noise impact on the environment based on virtual flights // *Aerospace Science and Technology*, vol. 118, 2021. DOI:10.1016/j.ast.2021.106996.

4. *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа. М.: Наука, 4-е издание, 1973. 847 с.

5. *Powell A.* Theory of vortex sound, *Journal of the Acoustical Society of America*, 1964, V. 36, No.1, P. 177-195.

УДК 633.697.242

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ СУЩЕСТВУЮЩИХ СПОСОБОВ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ УСТОЙЧИВОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

Клепиков Д. С., канд. техн. наук

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

Аннотация. В статье представлены способы и системы обеспечения газодинамической устойчивости осевых компрессоров и авиационных двигателей в целом. Также представлены результаты исследования влияния способов и систем на параметры компрессора и двигателя. Указаны их достоинства и недостатки. Представлены пути развития способов обеспечения газодинамической устойчивости авиационных ГТД.

Ключевые слова: осевой компрессор, авиационный двигатель, ГТД, летательный аппарат военного назначения, многорежимный самолет военного назначения газодинамическая устойчивость.

ANALYSIS OF THE EFFECTIVENESS OF EXISTING METHODS FOR ENSURING THE GAS DYNAMIC STABILITY OF AVIATION GAS TURBINE ENGINES

Klepikov D. S., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. The article presents methods and systems for ensuring gas dynamic stability of axial compressors and aircraft engines in general. The results of the study of the influence of methods and systems on the parameters of the compressor and engine are also presented. Their advantages and disadvantages are indicated. The ways of development of ways to ensure the gas dynamic stability of aviation gas turbine engines are presented.

Keywords: axial compressor, aircraft engine, GTE, military aircraft, multi-mode military aircraft, gas dynamic stability.

Введение

Результаты анализа ведения войн и вооруженных конфликтов показали, что начиная со Второй мировой войны и заканчивая в Сирийско-Арабской республике, спецоперацией Вооруженных сил Российской Федерации на Украине, применение летательных аппаратов военного назначения оказывает значительное влияние на исход боевых действий.

Авиационный ГТД двигатель, входящий в состав силовой установки, должен работать устойчиво на всех режимах, в широком диапазоне высот и скоростей полета летательного аппарата, особенно многорежимного самолета военного назначения – летательный аппарат интегральной аэродинамической компоновки, способный как к эксплуатации при сверхзвуковом полете, так и к сверхманевренности при дозвуковом полете с динамическим выходом на большие закритические углы атаки [1]. Например, летательные аппараты Су-27, МиГ-29, Су-35.

Основная часть

Для обеспечения газодинамической устойчивости осевого компрессора, как конструктивного элемента, определяющего устойчивую работу ГТД, широко применяются способы регулирования, например, перепуск воздуха, поворот направляющих аппаратов.

Прикрытие направляющих аппаратов (например, ГТД АЛ-21Ф, АЛ-31Ф, РД33-2С), которое обеспечивает углы атаки на рабочих лопатках, близкие к расчетным, но уменьшает пропускную способность направляющих аппаратов, что ведет к снижению осевой скорости и расхода воздуха через компрессор. Кроме того, уменьшение углов атаки на рабочих лопатках при таком регулировании снижает степень повышения полного давления воздуха в компрессоре. Одновременное снижение расхода воздуха и степени повышения полного давления воздуха неблагоприятно сказывается на тяговых характеристиках двигателя летательного аппарата [2].

Регулирование осевых компрессоров путем перепуска воздуха (например, ГТД ТВ3-117, ВК-2500) устраняет рассогласование в работе первых и последних ступеней, предотвращает помпаж осевого компрессора, но уменьшает внутренний коэффициент полезного действия ГТД и снижает тягу двигателя, способствует увеличению удельного расхода топлива на режимах перепуска. Воздух, отобранный из проточной части компрессора, у одноконтурных двигателей может выводиться в атмосферу, а у двухконтурных двигателей – в проточную часть наружного контура. Поэтому перепуск воздуха используется на кратковременных режимах работы двигателя, а на вновь проектируемых двигателях чаще всего не применяется [3].

Для устойчивой работы осевого компрессора регулируют величину радиального зазора (например, ГТД НК-25, РД33-2С). Щелевое устройство выполняется над рабочим колесом в корпусе вентилятора и представляет собой кольцевой канал с щелевой решеткой, рисунок 1. Это устройство позволяет расширить диапазон устойчивой работы вентилятора и снизить уровень сил, возбуждающих колебания лопаток 1-й ступени.

Так, например, установка надроторных устройств повышает запас газодинамической устойчивости компрессоров на 9 % при приведенной частоте вращения ротора $n_{пр} = 100$ %. С уменьшением $n_{пр}$ до 90 % запас ГДУ компрессора повышается на 4 %. В результате чего может наблюдаться уменьшение максимального расхода воздуха G_v через ступень при увеличении максимального коэффициента полезного действия ступени [4].

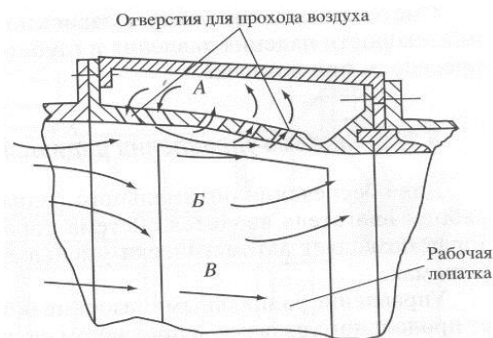


Рисунок 1 – Перфорированное устройство, обеспечивающее повышение газодинамической устойчивости компрессора: А – область циркуляционного течения, Б – зона смешения потоков, В – область основного потока

Анализ систем защиты от нарушения газодинамической устойчивости (например, ГТД АЛ-31Ф, РД33-2С, АЛ-41Ф-1С) показал, что их работа основана на:

- прикрытии направляющих аппаратов. Как уже отмечалось ранее, приводящее к уменьшению расхода воздуха через компрессор;

- увеличение критического сечения реактивного сопла, которое обуславливает рост степени понижения полного давления газа в турбине низкого давления и частоты вращения ротора низкого давления. Автоматика уменьшает подачу топлива в камеру сгорания, в результате чего уменьшаются частота вращения ротора низкого и высокого давления, расход воздуха, скорость истечения газа из сопла (по причине раскрытия сопла и уменьшения давления в камере смешения и понижения степени повышения полного давления воздуха в компрессоре низкого давления), что является причиной снижения тяги;

- выдвигание панелей сверхзвукового воздухозаборника (для обеспечения требуемых запасов газодинамической устойчивости рабочего процесса сверхзвукового воздухозаборника).

- уменьшение расхода топлива в основную камеру сгорания, которое приводит к уменьшению температуры газа перед турбиной и работы турбины, вследствие чего, происходит тепловое раздросселирование компрессора (уменьшается степень повышения полного давления воздуха) и падает расход воздуха, что является причиной снижения тяги.

Результаты исследования математической модели серийного ГТД АЛ-31Ф, проведенного с использованием лицензионного программного комплекса *UniTTF* (контракт № 20-ОВ от 14.12.2012 г.) показали, что при работе на стенде в стандартных атмосферных условиях:

– прикрытие направляющих аппаратов ($\varphi_{\text{на}} = -10^\circ$) приводит к «провалу» тяги Р ГТД на 9,3 %;

– перепуск воздуха (приведенный расход воздуха $G_{\text{впр}} = 1,4\%$ от расхода воздуха через компрессор высокого давления) приводит к уменьшению тяги на 11 %.

Также установлено, например, при повышении температуры на 20 % (от стандартных атмосферных условий) (имитация попадания пороховых газов в тракт двигателя при применении бортового оружия) «провал» тяги Р составляет до 50 % (прикрытии направляющих аппаратов, увеличение критического сечения реактивного сопла, выдвижение панелей сверхзвукового воздухозаборника, уменьшение расхода топлива в основную камеру сгорания), запас ГДУ компрессора высокого давления увеличивается до 30 % (стандартное значение), но максимальная прртах уменьшается с 95 до 90,8 %.

Исследование работы модели двигателя проходило на бесфорсажном режиме.

Несмотря на достоинства систем защиты ГТД от нарушения газодинамической устойчивости, они имеют свои недостатки:

– ограничения применения по скорости и высоте полета;

– трудность точного согласования момента срабатывания системы (например, сброса топлива) с моментом подхода теплового возмущения [5];

– при быстром увеличении температуры на входе в ГТД автоматика не успевает осуществлять регулирование осевого компрессора;

– анализ экспериментальных исследований показал, что при повышении температуры на входе в ГТД РД-33 на $80 \div 160$ К, темпе ее нарастания $1000 \div 4000$ К/с и применении в различных вариациях управляющих воздействий, описанных выше, максимальные значения «провала» тяги двигателя достигали 55 %, а минимальные запасы газодинамической устойчивости достигали 2 % [5];

– скорость восстановления исходного режима работы двигателя определяется программой подачи топлива автоматом приемистости и составляет от 3 до 8 с. Это значение зависит от типа, характеристик и размерности двигателя [6].

Заключение

Подводя итог вышеописанному, необходимо формировать новый подход к обеспечению газодинамической устойчивостью ГТД и оценке влияния мероприятий по повышению устойчивости авиационных ГТД, заключающийся в:

– учете внешних возмущений, попадающих в тракт ГТД (например, температурных);

– виде процесса потери газодинамической устойчивости (помпаж, вращающийся срыв);

– учете режима работы двигателя ($n > 90\%$, $n < 90\%$);

– уровне W -возмущений потока на входе в двигатель;

– оценке технического состояния осевого компрессора, с учетом условий эксплуатации;

– применении перспективных способов обеспечения газодинамической устойчивости ГТД;

– комплексном применении способов обеспечения газодинамической устойчивости для уменьшения отрицательного воздействия на параметры двигателя, что особенно актуально для многорежимного самолета военного назначения.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Стрелец М. Ю.* Многорежимный высокоманевренный самолет интегральной аэродинамической компоновки: пат. 2400402 РФ / М. Ю. Стрелец, В. А. Рунищев, М. А. Погосян, А. Н. Давиденко, А. З. Тарасов. № 2014117379/06; заявл. 09.09.2009.

2. *Тихомиров Ю. П.* Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой сгорания ТРДДФ АЛ-31ФП: учебное пособие. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского 2005. 216 с.

3. *Даниленко Н. В.* Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и характеристики элементов силовой установки и ее газотурбинного двигателя: учебное пособие / Н. В. Даниленко, П. М. Кривель. Иркутск: ИВВАИУ (ВИ), 2006. 296 с.

4. *Гельмедов Ф. Ш.* Высоконапорные ступени с надроторными устройствами / Ф. Ш. Гельмедов, Л. И. Семерняк // Авиадвигатели XXI века: сборник тезисов докладов, том 1. (Москва, декабрь 2005 г.). М.: ЦИАМ, 2005. С. 284-286.

5. *Кретинин Г. В.* Методика и результаты исследований газодинамической устойчивости ГТД при внешних и внутриводительных воздействиях: дис. канд. техн. наук: 20.02.14 / Кретинин Геннадий Валентинович. М.: 1991. 185 с.

6. Энциклопедия / под ред. Фролова К. В. (председатель) и др. Кн. 3. Авиационные двигатели. М.: Машиностроение, 2010. 720 с.

УДК 629.7

МЕТОДИКА ПОСАДКИ ВЕРТОЛЕТА МИ-38-2 НА РЕЖИМЕ САМОВРАЩЕНИЯ НЕСУЩЕГО ВИНТА

Климов А. М.

Кутанин В. Н.

Рождественский М. Г., канд. техн. наук

АО «НЦВ Миль и Камов»

(Московская обл., г.о. Люберцы, рп. Томилино)

Аннотация. В работе представлены основные результаты, полученные при выработке методики пилотирования и определении посадочных характеристик вертолета Ми-38-2 при выполнении посадок на режиме самовращения несущего винта с двумя выключенными двигателями. Хотя посадки режима самовращения несущего винта выполняются на всех вертолётах марки Ми, особенностью этой работы являлась необходимость показать возможность посадки вертолёта Ми-38-2 не только с нормальной взлётной массой 14200 кг, но и с максимальной – 15600 кг.

Ключевые слова: вертолёт, несущий винт, двигатель, режим самовращения несущего винта, динамика полёта, посадка.

THE TECHNIQUE OF LANDING A HELICOPTER MI-38-2 ON THE SELF-ROTATION MODE OF THE MAIN ROTOR

Klimov A. M.

Kutanin V. N.

Rojdestvenskiy M.G., Candidate of Technical Sciences

*Joint Stock Company «National helicopter center Mil&Kamov»
(Moscow region, Lyubertsy district, Tomilino)*

Abstract. The paper presents the main results obtained in the development of piloting techniques and determining the landing characteristics of the Mi-38-2 helicopter when landing on the self-rotation mode of the main rotor with two engines turned off. Although the landing of the rotor self-rotation mode is performed on all Mi-brand helicopters, but the peculiarity of this work was the need to show the possibility of landing the Mi-38-2 helicopter not only with a normal take-off weight of 14200 kg, but also with a maximum of 15600 kg.

Keywords: helicopter, main rotor, engine, rotor self-rotation mode, flight dynamics, landing.

Введение

В работе представлены основные результаты, полученные при выработке методики пилотирования и определении посадочных характеристик вертолета Ми-38-2 при выполнении посадок на режиме самовращения несущего винта с двумя выключенными двигателями. Хотя посадки режима самовращения несущего винта выполняются на всех вертолётах марки Ми, особенностью этой работы являлась необходимость показать возможность посадки вертолётa Ми-38-2 не только с нормальной взлётной массой 14 200кг, но и с максимальной – 15 600кг.

Основная часть

Подготовка к выполнению посадок на режиме самовращения несущего винта на вертолете Ми-38-2 [1], отработки методики выполнения посадок и тренировки летного экипажа производились на вертолётe Ми-17, на котором выполнено 19 посадок, в том числе 7 посадок с массой вертолётa 10000 кг, из них 6 с выключением двигателей, 12 посадок с массой 12000 кг, из них 11 с выключением двигателей. При этом учитывалось, что динамические характеристики несущей системы вертолётa Ми-38-2 отличаются от аналогичных характеристик несущей системы Ми-17, поэтому методика посадок Ми-38-2 неизбежно будет скорректирована.

В работе отмечено, что в качестве критерия для выработки оптимальной техники пилотирования и профиля полета при выполнении посадок на РСНВ приняты простота и доступность выполнения посадки [2, 3] для летчика средней квалификации:

- логическая последовательность действий по глиссаде снижения, при которой в каждый момент времени выполняется одна задача и лишь на заключительном этапе, при выполнении собственно посадки, два действия;
- обоснованная растянутость по времени решения задач пилотирования;

– достаточно умеренные и привычные для летчика величины изменения угла тангажа вертолета для гашения поступательной и вертикальной составляющих скорости полета, при которых летчик сохраняет способность правильно оценивать пространственное положение и динамику движения вертолета.

В окончательном виде методика посадки вертолёта Ми-38-2 на режиме самовращения несущего винта отработана на аэродроме «Юхарина балка» в г. Севастополь. На первом этапе выполнены пять тренировочных посадок вертолёта Ми-38-2 с массой 14200 кг с уводом двигателей на режим земного малого газа (ЗМГ). После анализа материалов этих посадок выполнены четыре посадки вертолёта с массой 15600 кг также без выключения двигателей, с уводом их на режим ЗМГ. Анализ параметров выполненных посадок с массой 15600 кг подтвердил правильность выработанной методики посадок. В заключительный день программы лётных испытаний выполнены ещё три посадки с массой 15600 кг с уводом двигателей на режим ЗМГ, после чего выполнена посадка на режиме самовращения несущего винта с выключением двигателей.

В таблице 1 приведены величины параметров движения вертолета Ми-38-2 с массой 15600 кг в характерных точках посадок по времени: от балансировочных величин на режиме планирования до «взятия» шага несущего винта

Визуализации записей параметров движения вертолета с массой 15600 кг и перемещений органов управления приведены на графиках (рис. 1).

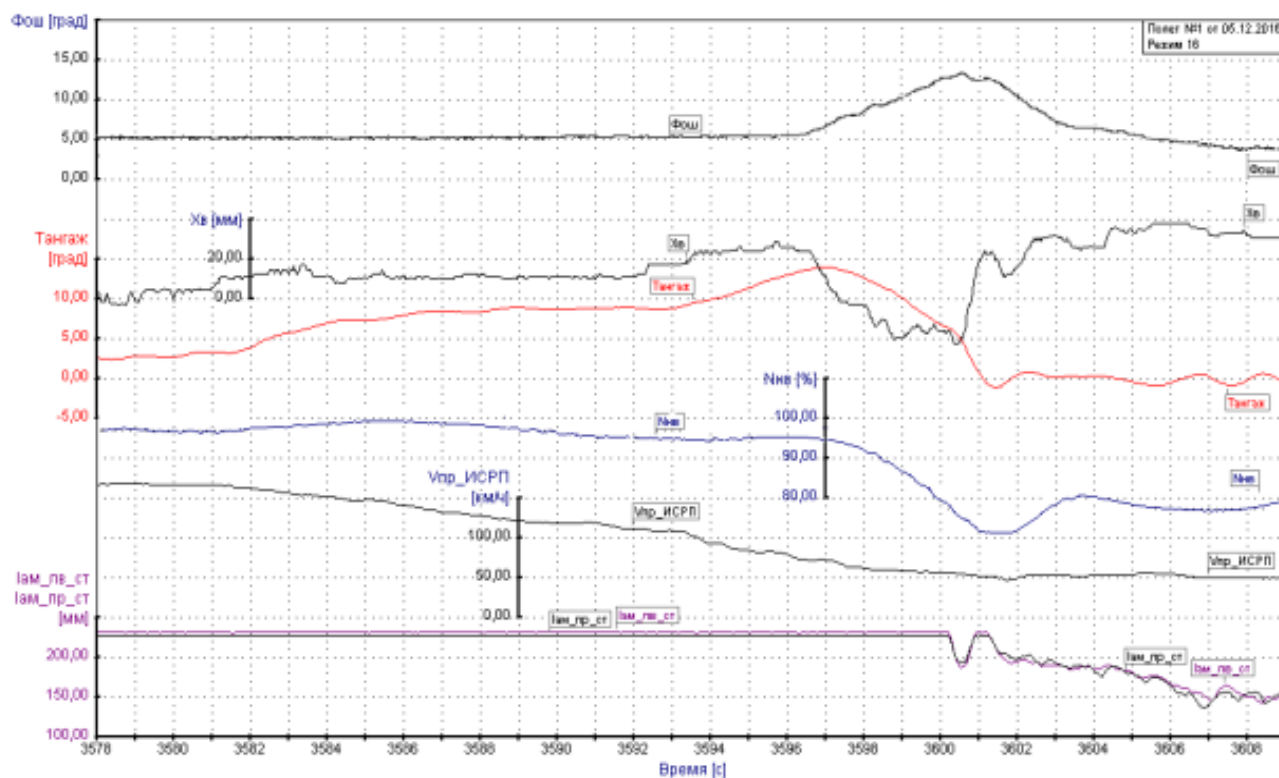


Рисунок 2 – Визуализации записей параметров движения вертолета и органов управления по БСС-500А

Средняя величина максимальных углов тангажа в посадках вертолѐта с массой 15600 кг составила 14,4°. Темп увеличения угла тангажа $\Delta\alpha/\Delta t$ на предпосадочном маневре составил, в среднем, 1,9°/с, осреднённые величины вертикальной скорости снижения в момент достижения максимального угла тангажа составила: -6,8м/с.

Из анализа визуализаций записей параметров движения вертолѐта и перемещений органов управления следует, что во всех посадках момент времени начала «взятия» общего шага несущего винта практически совпадает с моментом времени достижения максимального угла тангажа. В посадках с массой 15600 кг максимальная величина общего шага, осреднённая по 8 посадкам, составила – 14,5°. Во всех посадках время «взятия» общего шага, в среднем, составило 3,5с и 4с при максимальной величине 5,6с. Это позволило летчику при невысоких значениях вертикальных скоростей снижения к моменту начала «взятия» общего шага хорошо контролировать процесс сближения с землёй при приземлении вертолѐта. Темп «взятия» общего шага в посадках с массой 15600 кг составил 2,44°/с. Несмотря на довольно значительную продолжительность времени «взятия» шага и происходящее за это время падение оборотов несущего винта, вертолѐт сохранял удовлетворительную управляемость для создания посадочного угла тангажа и приземления на основные колеса шасси.

Изучение материалов испытаний и осмысление приобретенного опыта при выполнении посадок в процессе подготовки позволили выработать методику, технику пилотирования и профиль посадки вертолѐта Ми-38-2 с максимальной взлѐтной массой 15600 кг на режиме самовращения несущего винта.

Методика выполнения посадки Ми-38-2 на режиме самовращения несущего винта реализована следующим образом:

– скорость планирования – $V_{\text{приб}}=170...180$ км/ч. Выбрана с учётом особенностей динамических характеристик несущей системы вертолѐта, частота вращения которой может превысить допустимую величину при большом темпе увеличения тангажа, однако при плавном отклонении ручки циклического шага, начиная с высоты примерно $H_{\alpha_1}=100$ м, приводит к эффективному гашению поступательной скорости V_x на 30...50км/ч и вертикальной скорости снижения V_y на 3...4м/с. В результате вертолѐт приходит в точку начала маневра по выполнению посадки на высоте $H_{\alpha_2}=40...30$ м и скорости $V_{\text{приб}}=130...140$ км/ч. При этом во время снижения с высоты $H_{\alpha_1}=100$ м до $H_{\alpha_2}=40...30$ м при плавном отклонении РЦШ «на себя» и, соответственно, увеличении углов тангажа и атаки винта раскрутка несущего винта происходит не более чем на 1...2%, т.е. обеспечивается нахождение оборотов винта в рекомендуемом диапазоне 95...99%;

– высота начала выполнения предпосадочного маневра с более интенсивным темпом увеличения угла тангажа выбрана $H_{\alpha_2}=40...30$ м из условия обеспечения достаточного времени для гашения горизонтальной V_x и вертикальной V_y составляющих скорости полета для гарантированного получения заданной посадочной скорости менее 60 км/ч и минимальной вертикальной скорости, обеспечивающей величину перегрузки при посадке $n_y < 2$. В процессе этого маневра, как правило, происходит увеличение частоты вращения несущего

винта. При этом принимался во внимание тот факт, что раскрутка несущего винта на предпосадочном маневре происходит только в процессе увеличения угла тангажа и соответственно угла атаки. После достижения максимального угла тангажа и при дальнейшем его удержании, даже в течение короткого периода времени, происходит падение оборотов несущего винта. Поэтому манера пилотирования должна быть такой, при которой увеличение общего шага несущего винта начинается в момент достижения максимального угла тангажа, когда кинетическая энергия вращения несущего винта максимальна;

– осредненный темп увеличения общего шага несущего винта от момента начала его «взятия» на высоте $H = 15...10$ м до момента касания основными колесами поверхности земли принят $\approx 2^\circ/\text{с}$. Момент начала «взятия» общего шага соответствует моменту достижения максимального угла тангажа, поэтому сохранённая кинетическая энергия несущего винта обеспечивает высокую эффективность увеличения общего шага, т.е. высокое приращение тяги винта, и позволяет выполнять «взятие» шага несущего винта растянутым по времени, с достижением максимального шага за время $\approx 4...5$ сек.

В работе обращено особенное внимание, на тот факт, что промедление с началом «взятия» шага несущего винта после момента достижения вертолетом максимального угла тангажа и максимальных оборотов несущего винта, а также упреждающая дача ручки циклического шага «от себя» относительно момента «взятия» шага приводит к некоторой потере оборотов НВ.

Анализ параметров посадок на режиме самовращения несущего винта показал, что выработанная методика не является чрезмерно строгой и предоставляет лётчику возможность исправления ошибок пилотирования.

Таблица 1 – Характерные параметры посадок

| | Вплан, км/ч | $V_{y\upsilon_1}$ м/с | υ_1 , град | H_{υ_1} , м | υ_2 , град | H_{υ_2} , м | $V_{y\upsilon_2}$ м/с | $\Delta v =$ $\upsilon_2 - \upsilon_1$, град | Δt ($\upsilon_2 -$ υ_1) сек | $\Delta v/\Delta t$, град/с | $V_{пр\upsilon_2}$ км/ч | υ_{\max} , град | $H_{\upsilon_{\max}}$, м |
|---|----------------|--------------------------|------------------------|-------------------------|------------------------|-------------------------|--------------------------|---|---|---------------------------------|----------------------------|-----------------------------|------------------------------|
| M=15600кг | | | | | | | | | | | | | |
| 051216.п1.реж 14 | 174 | -11,3 | 3,34 | 100 | 9,32 | 27 | -7,5 | 5,98 | 11 | 0,54 | 117,6 | 14,9 | 15,4 |
| 051216.п1.реж 15 | 177 | -11,3 | 2,9 | 105 | 11,4 | 23,5 | -7,15 | 8,5 | 11,5 | 0,74 | 113,3 | 16,1 | 15,2 |
| 051216.п1. реж 16 | 179 | -11,1 | 2,46 | 110 | 8,53 | 36 | -7 | 6,07 | 11,5 | 0,53 | 124 | 14 | 14,8 |
| 051216.п1.Реж 17 | 173 | -10 | 3,96 | 89 | 7,91 | 38 | -7,5 | 3,95 | 9 | 0,44 | 111 | 12,8 | 7,5 |
| 051216.п2.реж 9 | 178 | -10,9 | 2,02 | 104 | 11,34 | 25 | -6,0 | 9,32 | 12 | 0,78 | 128 | 15,3 | 12,4 |
| 051216.п2.Реж 10 | 192 | -9,5 | 5,01 | 127 | 7,8 | 56 | -8,3 | 2,8 | 12,5 | 0,22 | 121 | 10 | 11,1 |
| 051216.п2.реж 11 | 179 | -10,5 | 1,85 | 101 | 8,3 | 27,3 | -8,13 | 6,45 | 10,6 | 0,61 | 147 | 16,1 | 9,06 |
| 051216.п2.реж 12 двигатели выкл. | 186 | -11,1 | 3,25 | 82,5 | 9 | 30,4 | -8,7 | 5,75 | 6,5 | 0,88 | 142 | 14,4 | 12 |
| Среднее | 179,8 | -10,8 | 3,1 | 102,3 | 9,35 | 32,9 | -7,54 | 6,25 | 10,6 | 0,68 | 122,5 | 14,2 | 12,2 |

| M=15600кг | $\Delta v = v_{\max} - v_2$, град | $\Delta t (v_{\max} - v_2)$, сек | $\Delta v / \Delta t$ град/с | $V_{пр} v_{\max}$ км/ч | $V_y v_{\max}$ м/с | $\Phi_{ош_{\max}}$, град | $H_{фош}$, м | $\Delta t (\Phi_{\max} - \Phi_{\min})$ | $\Delta \Phi / \Delta t (\Phi_{\max} - \Phi_{\min})$, град/с | $V_y \varphi_{\max}$ м/с | $N_{нв \max}$, % | n_y |
|--|------------------------------------|-----------------------------------|------------------------------|------------------------|--------------------|---------------------------|---------------|--|---|--------------------------|-------------------|-------------|
| 051216 п1.реж. 14 | 5,58 | 1,8 | 3,10 | 95 | -6,8 | 14,7 | 15,4 | 4 | 2,43 | -4,5 | 100 | 1,2 |
| 051216 п1.реж. 15 | 4,7 | 1,6 | 2,94 | 95 | -7,2 | 14 | 15,2 | 3 | 3,00 | -4,9 | 100 | 1,73 |
| 051216 п1.реж. 16 | 5,47 | 4 | 1,37 | 102 | -6 | 13,1 | 14,8 | 4 | 2,03 | -4,3 | 99 | 1,2 |
| 051216.п1.Реж 17 | 4,89 | 4,5 | 1,09 | 83 | -7,0 | 14,4 | 17,3 | 4 | 2,35 | -5,45 | 100 | 1,51 |
| 051216.п2.реж 9 | 3,96 | 2,7 | 1,47 | 103 | -6,5 | 14 | 12,4 | 3,5 | 2,57 | -4,06 | 97 | 1,2 |
| 051216.п2.Реж 10 | 1,0 | 6 | 1,0 | 86 | -7,9 | 16,8 | 11,2 | 3,5 | 3,37 | -4,3 | 98 | 1,75 |
| 051216.п2.реж 11 | 7,8 | 3 | 2,60 | 122 | -6,0 | 15,3 | 12 | 5,6 | 1,84 | -3,4 | 99 | 1,4 |
| 051216.п2. реж 12 двигатели выкл. | 5,4 | 3,4 | 1,59 | 110 | -7,07 | 13,3 | 11,7 | 4,2 | 1,98 | -4,8 | 102 | 1,51 |
| Среднее | 4,85 | 2,75 | 1,9 | 99,5 | -6,8 | 14,5 | 13,8 | 4,0 | 2,44 | -4,53 | | |

Во всех посадках, как видно из приведенного в таблице 1 материала, величина нормальной перегрузки n_y не превышала 2,0, а в посадке вертолёта с массой 15600 кг с выключенными двигателями величина n_y составила 1,51. Вертикальная скорость вертолёта с выключенными двигателями в момент касания земли, составила $V_y = 1,37 \text{ м/с}$, поступательная скорость при приземлении, рассчитанная по записи датчиков оборотов колёс – 56 км/ч. Запас по шагу НВ в момент достижения максимальной величины при «взятии» шага составил 4,7°.

Необходимо отметить, что снижение вертолёта с максимальной массой 15600 кг на режиме самовращения несущего винта происходит при шаге несущего винта 4...5 градусов, т.е. на 2...3 градуса больше минимальной величины шага, что обусловлено необходимостью поддержания оборотов несущего винта в рекомендуемом диапазоне.

После приземления вертолета общий шаг НВ плавно уменьшался до минимального значения, что обеспечивало достаточные запасы по путевому управлению для выдерживания направления на пробеге и сохранения достаточного зазора между лопастями несущего винта и хвостовой балкой.

Во всех посадках приземление вертолета осуществлялось с посадочным углом тангажа $\nu \cong 4^\circ \dots 8^\circ$. Однако конструкция вертолёта позволяет осуществлять безопасную посадку (по условию касания земли хвостовой пятой) с тангажом 10...12 градусов. Это может быть использовано в дальнейшем для выполнения посадок на РСНВ с меньшей скоростью приземления.

Заключение

Отработанные в процессе подготовки и при выполнении посадок на режиме самовращения несущего винта вертолета Ми-38-2 профиль и методика посадок являются рациональными по логической последовательности и плавности действий органами управления при достаточно умеренных изменениях параметров пространственного положения вертолета.

Параметры посадки вертолётa с массой 15600 кг с выключенными двигателями составили: $V_y=1,37\text{м/с}$; $V_{\text{хпос}}=56\text{км/ч}$; $\nu\cong 8^\circ$; $n_y=1,51$.

Методика выполнения посадок на РСНВ не является чрезмерно строгой, допускает возможность исправления ошибок пилотирования и доступна летчикам средней квалификации и может быть использована при разработке рекомендаций в РЛЭ.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Климов А.М., Кутанин В.Н., Рождественский М.Г.* Методика посадки вертолётa Ми-38-2 на режиме самовращения несущего винта // Вертолёты: Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля. Под ред. Н.С. Павленко. Вып. 3. УДК 629.7. ББК 39.54. В35. ISBN 978-5-9500368-5-9. М.: Машиностроение – Полёт, 2018. С. 263-277.
2. *Климов А.М., Рождественский М.Г., Садриев С.Н.* Опыт отработки и развития методики посадки вертолётa на режиме самовращения несущего винта на примере Ми-171А2 // Вертолёты: Труды ОКБ МВЗ имени М.Л. Миля. Вып.4. ISBN 978-5-99064912-5, М.: Машиностроение – Полет, 2019. С. 43-71.
3. *Климов А.М., Рождественский М.Г., Садриев С.Н.* Опыт отработки и развития методики посадки вертолётa на режиме самовращения несущего винта на примере Ми-171А2 // Общероссийский научно-технический журнал «Полёт». 2022. №5. С. 45-56.

УДК 662.612

ВЛИЯНИЕ МАСШТАБНОГО ФАКТОРА НА ГОРЕНИЕ МЕТАНОВОЗДУШНЫХ ДИФФУЗИОННЫХ СТРУЙ

Клюев А. Ю.

Гурьянов А. И., д-р техн. наук

*Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П. А. Соловьева
(г. Рыбинск)*

Аннотация. Проведены численные исследования влияния масштабного фактора на горение метановоздушных диффузионных струй пяти масштабов: 10^{-2} ; $5 \cdot 10^{-3}$; 10^{-3} ; $5 \cdot 10^{-4}$ и 10^{-4} м. В графическом виде представлены распределения профилей температуры в радиальных сечениях реагирующих струй. Построены зависимости относительной длины факелов от числа Рейнольдса.

Ключевые слова: диффузионная струя, горение, масштабный фактор, численное моделирование, температура, высота пламени.

THE INFLUENCE OF THE SCALE FACTOR ON METHANE-AIR DIFFUSION JETS COMBUSTION

Klyuev A. Y.

Guryanov A. I., Doctor of Technical Sciences

Rybinsk State Technological Academy of Aviation named after PA Solovyov (Rybinsk)

Abstract. Numerical studies of the influence of the scale factor on the combustion of methane-air diffusion jets of five scales have been carried out combustion: 10^{-2} ; $5 \cdot 10^{-3}$; 10^{-3} ; $5 \cdot 10^{-4}$ and 10^{-4} m. The distributions of temperature profiles in the radial sections of reacting jets are graphically presented. The dependences of the relative flame length on the Reynolds number are constructed.

Keywords: diffusion jet, combustion, scale factor, numerical modeling, temperature, flame height.

Введение

В связи с непрерывным развитием технологий и повышением уровня требований, организация горения в промышленных горелочных устройствах, камерах сгорания газотурбинных двигателей авиационного применения и энергетических установок сопровождается необходимостью увязки ряда факторов: высокая полнота сгорания, стабильное горение и воспламенение компонентов топливовоздушной смеси в широком диапазоне рабочих режимов, обеспечение экологических норм, низкая неравномерность поля температуры по объему жаровой трубы. Необходимость взаимного обеспечения вышеперечисленных факторов требует разработки новых способов сжигания топлива и концепций камер сгорания.

Одним из перспективных является способ организации микро- и мезомасштабного горения в массивах реагирующих струй, основанный на разделении зоны реакции на несколько локальных зон меньшего масштаба. Формирование таких зон происходит за счет снижения масштаба форсунок на один-два порядка и увеличения их количества. Преимущества организации горения в массивах реагирующих струй заключаются в снижении неравномерности поля температуры в объеме внутрикамерного пространства, повышении теплонапряженности камеры сгорания и устойчивости пламени. В технических приложениях в массивах реагирующих струй получил распространение механизм организации горения с предварительным смешением. Однако, при увеличении степени повышения давления за компрессором до значений $\pi_k = 80$ и более, значительно повышается вероятность проскока пламени в зону смешения. Поэтому необходимо рассматривать диффузионный механизм и механизм с частичным предварительным смешением. Создание расчетных моделей и инженерных методов проектирования горелочных модулей камер сгорания, работающих с применением технологии микрофакельного сжигания топлива, требует учета влияния масштабного фактора на процесс горения. Доступный в литературе массив расчетных и экспериментальных данных по изучению его влияния на локальные и интегральные параметры реагирующего течения часто носит противоречивый характер.

Постановка задачи и методика численных исследований.

На начальном этапе необходимо рассмотреть наиболее простую систему – диффузионную реагирующую ламинарную струю. Изучение особенностей горения ламинарных пламен проводится с целью определения влияния масштабного фактора на распределения температуры в радиальных и осевом направлениях, относительной высоты факелов. Численное моделирование диффузионного пламени выполнено в трехмерной постановке. Расчетная схема модели представлена на рисунке 1. Исследования проводились в двух компоновках: с подачей спутного потока окислителя через коаксиальный канал и без него. Подача топлива – метана (CH_4) в зону реакции осуществлялась через канал, расположенный на оси модели. Через коаксиальный канал подавался окислитель – воздух ($\text{O}_2 + 3,76 \text{N}_2$). Область, в которой протекает химическая реакция, не ограничена стенками и заполнена атмосферным воздухом, находящимся в состоянии покоя. Расчеты выполнены на пяти масштабах. В качестве характерного размера, определяющего масштаб струи, приняты диаметры каналов подачи топлива, равные 10^{-2} ; $5 \cdot 10^{-3}$; 10^{-3} ; $5 \cdot 10^{-4}$ и 10^{-4} м. Площадь проточной части канала подачи окислителя в 35 раз превышает площадь канала подачи топлива. Площадь поперечного сечения цилиндра, характеризующего область окружающей среды, в которую истекают компоненты топлива и окислителя, в 900 раз больше площади поперечного сечения канала подачи топлива. Относительная высота цилиндра равна 6,67 калибра.

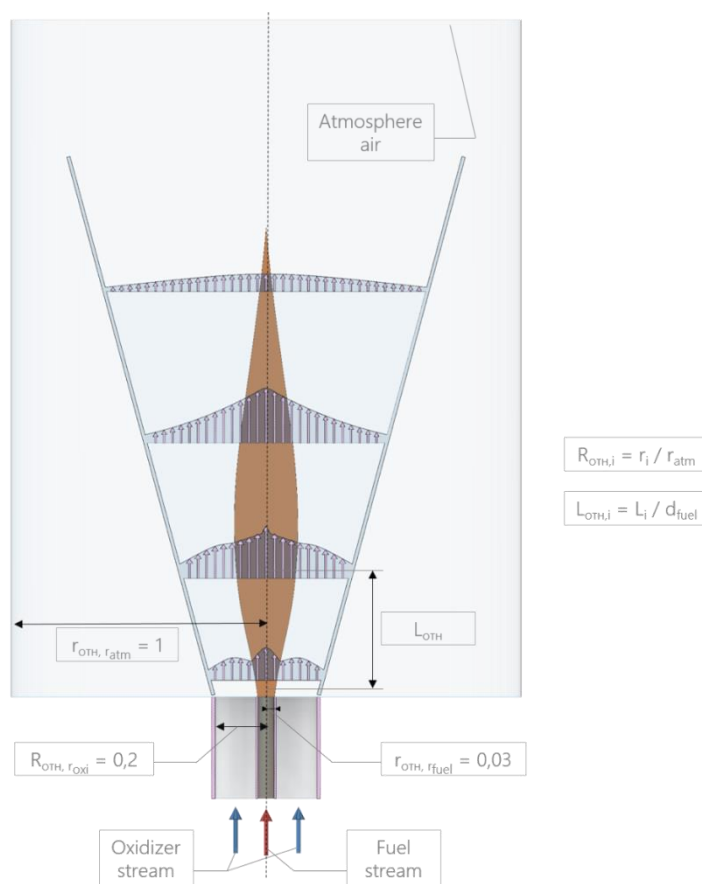


Рисунок 1 – Расчетная схема диффузионной осесимметричной реагирующей струи

Моделирование выполнено в стационарной постановке с применением RANS (Осреднение по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса) подхода. Для описания турбулентности выбрана двухпараметрическая модель k-eRNG, которая хорошо зарекомендовала себя в расчетах струйных течений.

Для моделирования химических реакций выбрана модель для расчета компонентов без предварительного смешения non-premixed combustion (laminarPDF-flamelet). Модель описывает взаимодействие химии с турбулентностью в высокоскоростных реакциях. Подход основан на предположении, что при определённом наборе допущений, термохимическое состояние жидкости связано с значением массовой доли смеси, которая может быть определена исходя из концентраций атомов химических элементов, участвующих в реакции. Такой подход позволяет единым образом описать смесеобразование в диффузионной струе, как при горении, так и при его отсутствии [1]. Недостатками модели являются:

- Пламя образуется в области диффундирования компонентов топлива и окислителя;
- Не подходит для расчета задач с предварительным смешением, вследствие отсутствия параметра, различающего компоненты исходной и прореагировавшей смеси.

Моделирование лучистого теплообмена производилось с помощью модели дискретных ординат (DO). Модель обеспечивает высокую точность результатов во всем диапазоне значений оптической толщины.

Верификация расчетной модели численных исследований

Верификация расчетной модели выполнена на основании экспериментальных данных [2] диффузионного горения ламинарной струи метана в спутном потоке воздухе. Модель расчетной области представлена на рисунке 2 (а). Через форсунку диаметром $11,1 \cdot 10^{-3}$ м, расположенную на оси осуществлялась подача топлива – метана. Спутным потоком подавался окислитель через кольцевой канал диаметром $102 \cdot 10^{-3}$ м. Высота расчетной области $2 \cdot 10^{-3}$ м. Сеточная структура в продольном сечении расчетной модели представлена на рисунке 2 (б). Для построения расчетной сетки использовались неструктурированные тетраэдральные элементы. В области, где предположительно должен располагаться фронт пламени, масштаб элементов сеточной структуры уменьшен до порядка величины ламинарного фронта пламени.

Граничные условия определены согласно данным экспериментальных исследований [2]. На входах топлива и окислителя в расчётную область устанавливалось граничное условие скорости, значения которой равнялись 0,079 м/с. Истечение компонентов происходило в среду с атмосферным давлением, которое принято равным 101325 Па. Стенки топливного соплового ввода выполнены из латуни.

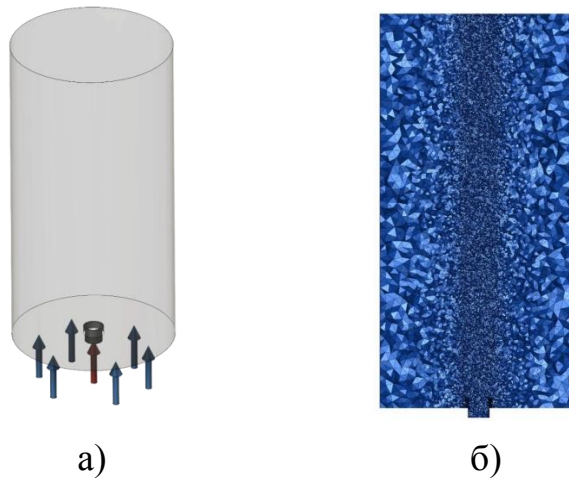


Рисунок 2 – Расчетная модель стационарного струйного пламени метана:
 а) расчетная область; б) расчетная сетка

Результаты распределения температуры по относительному радиусу зоны реакции в поперечных сечениях, удаленных от среза сопла форсунки на расстояние 0,63; 2,7; 4,5; 6,3 калибров приведены на рисунке 3.

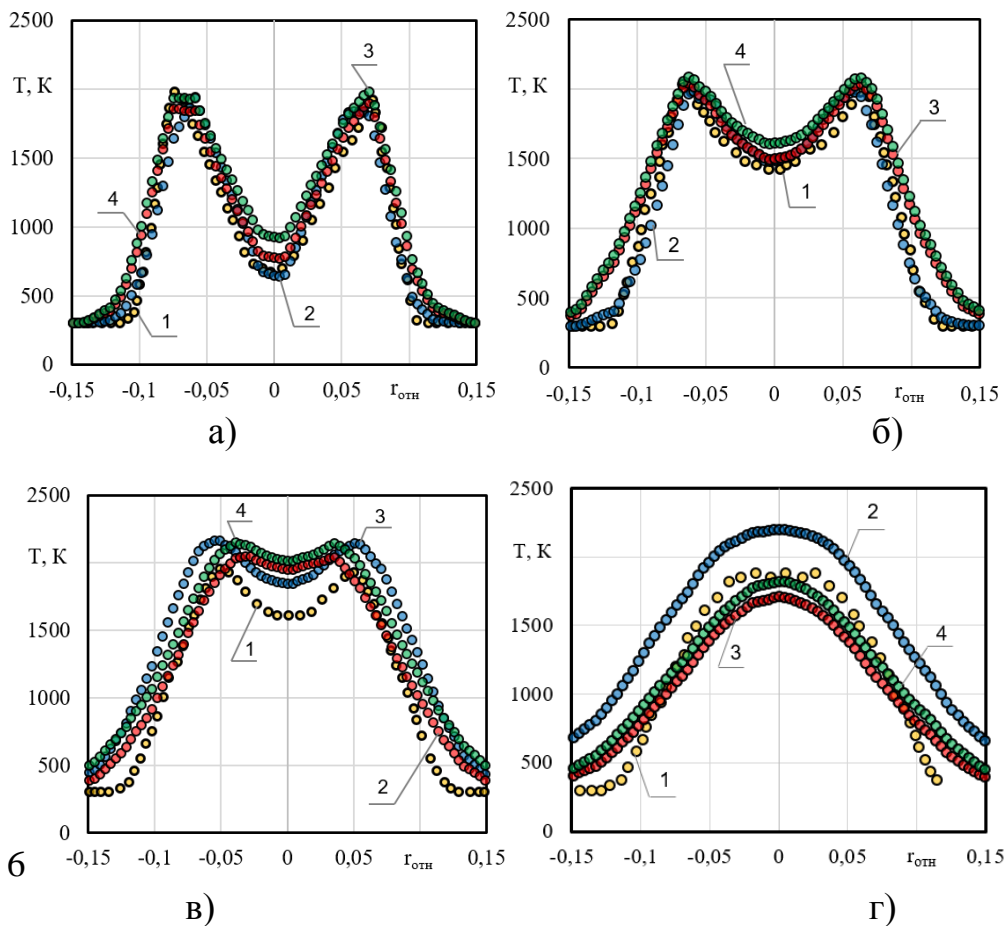


Рисунок 3 – Распределение температуры струи по радиусу в поперечных сечениях модели на расстояниях от среза топливного сопла: а) 0,63; б) 2,7; в) 4,5; г) 6,3 калибров. Эксперимент – линия 1[2]; адиабатное условие на стенке ($Q = 0$ Вт) – линия 3, изотермическое условие на стенке: $T = 1000$ К – линия 3; $T = 1300$ К – линия 4

$$r_{\text{отн},i} = \frac{r_i}{r_{\text{max}}}; \quad (1)$$

где, r_i – значение радиуса в i -ой точке сечения; r_{max} – максимальное

$$\text{Re} = \frac{V \cdot d}{\nu}. \quad (2)$$

где, V – скорость потока, d – диаметр канала, ν – вязкость жидкости.

Для всех применяемых видов граничных условий и начальных параметров на расстоянии 0,63 и 2,7 калибров (рис 2.4. а, б) от среза топливного сопла результаты всех расчетов показывают хорошее согласование с данными эксперимента. На расстоянии 4,5 и 6,3 калибров (рис 2.4. в, г) от среза топливного сопла расчет, выполненный в адиабатной постановке – линия 2, показывает наименьшее соответствие с результатами эксперимента – линия 1 [2]. Наилучшее согласование с экспериментальными данными показали расчеты, выполненные в изотермической постановке. Анализ приведенных результатов показал, что максимальное отклонение расчетов от эксперимента как в адиабатной, так и в изотермической постановках имеет место на расстоянии 50 мм от среза топливного сопла. В этой области происходит перестройка распределения температуры от профиля с минимумом на оси струи (рис. 2.4. а), где температура находится в диапазоне от 600 до 900 К, и двумя ярко выраженными максимумами в области значений относительного радиуса $r_{\text{отн}} \approx 0,06 \div 0,07$ к профилю с максимальной температурой от 1600 до 2200 К на оси течения (рис. 2.4. г) и уменьшением температуры в радиальном направлении по закону близкому к параболическому.

Результаты исследования позволили выявить особенности адиабатной постановки задачи на стенках топливного сопла в сравнении со всеми вариантами изотермических постановок. Особенность состоит в том, что на начальном этапе развития реагирующей струи (рис. 2.4. а) адиабатная постановка показывает наименьшее значение температуры на оси равное 600 К, что является наиболее близким к экспериментальным данным. В сечении на расстоянии 6,3 калибров от среза топливного сопла (рис. 2.4. г), после перестроения температурного профиля к виду с центральным максимумом, адиабатная постановка показывает максимальное отклонение от экспериментальных данных, составляющее 20 %. Также стоит отметить, что в области перестройки вида профиля температуры по радиусу в поперечном сечении на расстоянии 4,5 калибров от среза сопла (рис. 2.4. в) отмеченная постановка задачи также наиболее точно описывает эксперимент в отличие от постановок в изотермической постановке на стенках сопла.

Перестройка температурного профиля при удалении от области истечения из топливного сопла носит классический характер для коаксиальной ламинарной струи и обусловлена формированием слоя смешения, замыкающегося на оси на относительной длине 4,5 калибров и возникновением в этой области фронта пламени.

Полученные результаты позволили обосновать особенности верификации расчетной модели для описания отмеченного класса течений, заключающиеся в том, что для достоверного описания температуры во фронте пламени и ниже по течению необходимо учитывать теплообмен между фронтом пламени, стенками сопла и потоками топлива и окислителя. В этом случае их предварительный подогрев от нагретого сопла наиболее обоснован с точки зрения экономии вычислительных ресурсов и реализуется путем задания постоянной температуры на стенках топливного сопла, значение которой выбирается с точки зрения минимального отклонения от результатов эксперимента.

Выполненный анализ показывает, что наиболее точное совпадение с результатами эксперимента во всей газодинамической области реакции достигается при задании температуры стенки сопла $T = 1000$ К. Этот вариант постановки граничных условий использован для дальнейших расчетов.

Анализ результатов численного моделирования

Уменьшение масштаба диффузионной струи оказывает влияние на распределение профиля температуры в радиальном направлении. Из анализа зависимостей (рисунок 4) следует, что на рассмотренных газодинамических режимах течения максимальные значения температуры струй масштабов 10^{-3} ; $5 \cdot 10^{-4}$ и 10^{-4} м расположены в диапазоне значений относительного радиуса струи $r_{\text{отн}}$ от 0,09 до 0,15. С увеличением масштаба струи до $5 \cdot 10^{-3}$ и 10^{-2} м максимальные значения температуры в радиальном направлении смещаются к ее оси и расположены в диапазоне значений относительного радиуса от 0,03 до 0,04. Такие различия структуры температурного профиля связаны с тем, что на ламинарном режиме течения, в диапазоне числа Рейнольдса до 10^2 и диффузионного числа Пекле до 10^1 , влияние молекулярной диффузии на поток становится сравнимым с влиянием вынужденных конвективных сил. Для масштабов струи 10^{-3} ; $5 \cdot 10^{-4}$ и 10^{-4} м пламя приобретает сферическую форму, что обусловлено пренебрежимо малым влиянием на поток естественной конвекции, поэтому перенос массы равномерно осуществляется в осевом и радиальном направлениях, вследствие чего необходимо учитывать процесс диффундирования компонентов в осевом направлении. На структуру струй масштабом $5 \cdot 10^{-3}$ и 10^{-2} м естественная конвекция оказывает влияние и пламя имеет коническую форму, поэтому диффузией в осевом направлении можно пренебречь. Влияние естественных конвективных сил оценивается числами Рэлея (3) и Архимеда (4). При $Ra > 10^3$ и $Ar > 10^3$, естественная конвекция начинает оказывать влияние на поток жидкости.

$$Ra = \frac{g \cdot \beta \cdot \Delta T \cdot d^3}{\nu \cdot a}, \quad (3)$$

где, g – ускорение свободного падения, β – коэффициент температурного расширения, ΔT – разность температуры, a – температуропроводность.

$$Ar = \frac{g \cdot \Delta\rho \cdot d^3}{\nu \cdot \rho}, \quad (4)$$

где, ρ – плотность, $\Delta\rho$ – разность плотностей.

После перестройки от температурного профиля с двумя максимумами (рисунок 4) к параболическому профилю с максимумом на оси (рисунок 5), градиент температуры в радиальном направлении, у струй масштаб 10^{-3} ; $5 \cdot 10^{-4}$ и 10^{-4} м значительно меньше, чем у струй $5 \cdot 10^{-3}$ и 10^{-2} м. Градиент температуры вызван разностью ее значений в области реакции, где находятся горячие продукты сгорания, и окружающей среды, заполненной холодным воздухом.

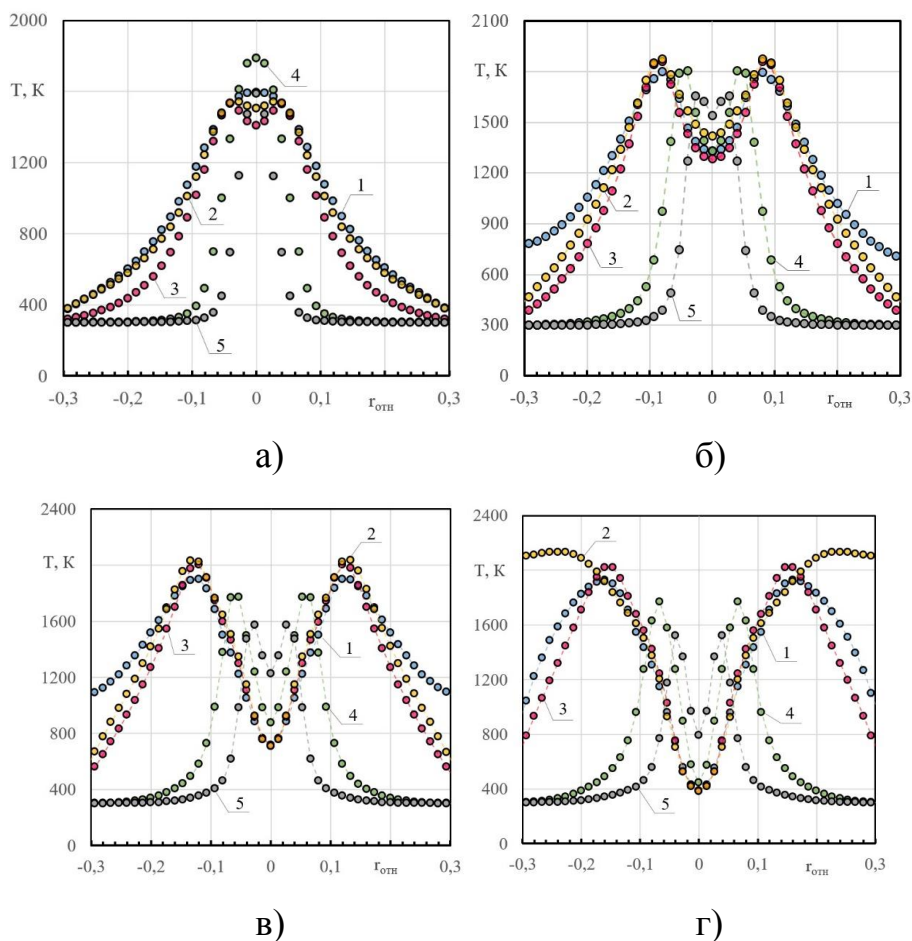


Рисунок 4 – Распределение температуры по относительному радиусу диффузионной струи при числе Рейнольдса: а) $Re = 6$; б) $Re = 15$; в) $Re = 30$; г) $Re = 60$ на расстоянии от среза сопла 1 калибр. Линии 1-5 – численное моделирование. Линии соответствуют масштабу струи: 1) 10^{-4} м; 2) $5 \cdot 10^{-4}$ м; 3) 10^{-3} м; 4) $5 \cdot 10^{-3}$ м; 5) 10^{-2} м.

Для оценки совершенства камер сгорания авиационных газотурбинных двигателей наиболее часто применяют удельные параметры. Одним из важных параметров является теплонапряженность, которая представляет отношение тепловой мощности камеры сгорания к ее объему. Объем камеры напрямую

зависит от протяженности зоны реакции, которая определяется высотой пламени. Зависимость относительной длины факела струй разных масштабов от числа Рейнольдса представлена на рисунке 6. Из результатов моделирования, относительная высота диффузионного ламинарного пламени оценивалась по массовой доле ОН радикала, который является промежуточным продуктом реакции горения углеводородного топлива в воздухе и имеет максимальные значения концентрации во фронте пламени. Значения относительной высоты пламени с повышением числа Рейнольдса увеличиваются согласно линейной зависимости. Влияние масштаба струи на относительную длину факела при постоянном числе Рейнольдса не является однозначным. С повышением режима течения диапазон значений относительной длины расширяется от $L/d = 1,2 \dots 2$ при $Re = 6$ до $L/d = 5,8 \dots 9,5$ при $Re = 60$.

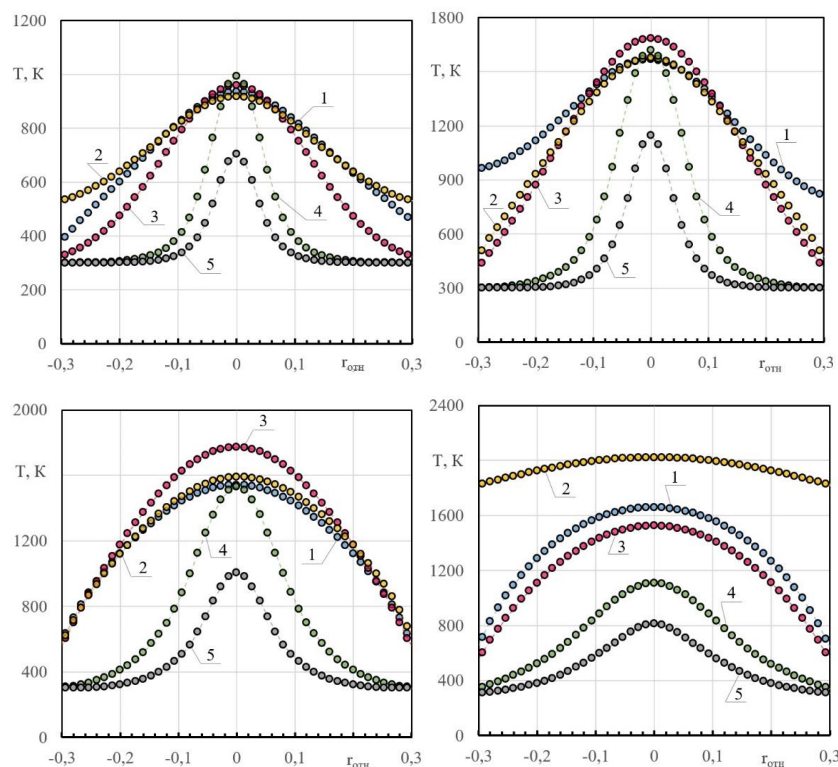


Рисунок 5 – Распределение температуры по относительному радиусу диффузионной струи при числе Рейнольдса и на относительной высоте сечения: а) $Re = 6$, $L/d = 3$; б) $Re = 15$, $L/d = 3$; в) $Re = 30$, $L/d = 5$; г) $Re = 60$, $L/d = 10$. Линии 1-5 – численное моделирование. Линии соответствуют масштабу струи: 1) 10^{-4} м; 2) $5 \cdot 10^{-4}$ м; 3) 10^{-3} м; 4) $5 \cdot 10^{-3}$ м; 5) 10^{-2} м.

$$L_f = \frac{Q_f}{4\pi D_0 \ln(1 + \frac{1}{S})} \left(\frac{T_0}{T_f} \right)^{0,67}; \quad (5)$$

где, Q_f – объемный расход топлива, D_0 – коэффициент молекулярной диффузии компонентов при температуре окружающей среды, S – объем воздуха необходимый для окисления 1 м^3 топлива, T_0 – температура воздуха в окружающей среде, T_f – температура топлива.

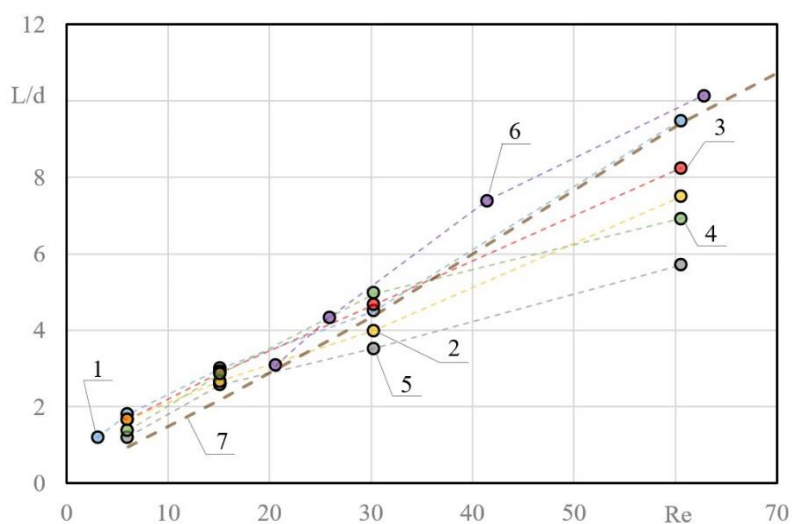


Рисунок 6 – Зависимость относительной высоты факела от числа Рейнольдса. Линии 1-5 – численное моделирование. Линии соответствуют масштабу струи: 1) 10^{-4} м; 2) $5 \cdot 10^{-4}$ м; 3) 10^{-3} м; 4) $5 \cdot 10^{-3}$ м; 5) 10^{-2} м. Линия 6 – X.Li и др. [3]. Линия 7 – уравнение 5 [4].

Результаты расчета длины факела по теоретической модели (уравнение (5)) [4] (рис. 6 – линия 7), верифицированной для расчета микромасштабных диффузионных пламен [3,5], показывают качественное согласование с экспериментальными данными [3] (рис.6 – линия 6) и численным моделированием (рис.6 – линии 1-5).

Заключение

В работе представлен анализ результатов численного моделирования горения метановоздушных диффузионных струй. Выполнена верификация численной модели и проведен анализ влияния масштабного фактора на процесс горения. С помощью критериев подобия проведена оценка факторов, влияющих на структуру реагирующей струи при изменении ее масштаба. Получены зависимости относительной длины факела от числа Рейнольдса и распределения профилей температуры по радиальным сечениям струи.

Работа выполнена в рамках государственного задания на выполнение фундаментальных научных исследований (шифр научной темы 0774-2020-0004; АААА-А20-120120790010-3).

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Бадерников А. В. Модифицированный метод расчета в вихревых противоточных горелочных устройствах // Рыбинск: РГАТУ, 2019. 168 с.
2. Кузнецов Е. А., Снегирев А. Ю., Маркус Е. С. Радиационное погасание ламинарного диффузионного пламени над плоской пористой горелкой в условиях невесомости. Численное моделирование // Физика горения и взрыва, 2020. Т. 56. № 4. С. 26-45.
3. Li X., Zhang J., Yang H., Jiang L., Wang X., Zhao D. Combustion characteristics of non-premixed methane micro-jet flame in coflow air and thermal interaction between flame and micro tube. Applied thermal engineering, 112 (2017), 296-303 pp.

4. *Ropper F. G.* The prediction of laminar jet diffusion flame sizes: Part 1. Theoretical model and Part 2. Experimental verification // *Combustion and flame*, 1977, 219-234 pp.
5. *Cheng T. S., Chen C. P., Chen C. S., Li Y. H., Wu C. Y., Chao Y. C.* Characteristics of microjet methane diffusion flames // *Combustion Theory and Modeling*, 2006, 10(5), 861-881.

УДК 629.7.083

КОНСТРУКТИВНОЕ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СИСТЕМЫ АВАРИЙНОГО ВЫПУСКА ШАССИ САМОЛЕТА НА ОСНОВЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭНЕРГИИ ПОРОХОВЫХ ГАЗОВ

Кондратьева М. А.
Кузнецов С. Н., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Предложено конструктивное решение совершенствования системы аварийного выпуска опор шасси воздушного судна путем добавления в конструкцию замка убранного положения устройства, в основе работы которого лежит энергия пороховых газов. Показана работа устройства аварийного выпуска шасси на примере воздушного судна Ту-204(214). Представлены рабочие параметры, показатели надежности и технология технического обслуживания устройства аварийного выпуска опор шасси воздушного судна.

Ключевые слова: аварийная система выпуска шасси, пиропатрон, замок, безопасность полетов.

STRUCTURAL IMPROVEMENT OF AIRCRAFT EMERGENCY LANDING GEAR RELEASE SYSTEM BASED ON THE USE OF POWDER GAS ENERGY

Kondratyeva M. A.
Kuznetsov S. N., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. It is offered a constructive solution to improve the system of emergency landing gear release by means of adding a retractable position locking device based on the energy of powder gases. The operation of the emergency landing gear release device by the example of the Tu-204 (214) aircraft is shown. The operating parameters, reliability indicators and maintenance technology of emergency landing gear release device are presented.

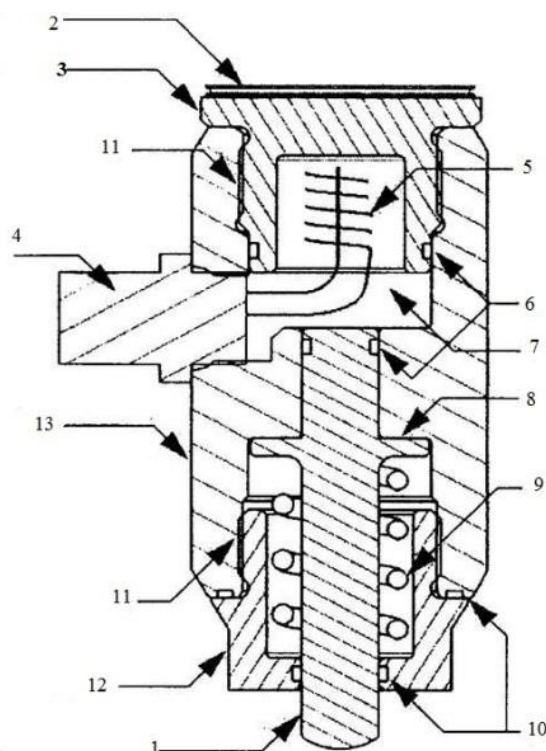
Keywords: emergency landing gear release system, squib, lock, flight safety.

Отказы авиационной техники, вследствие конструктивно-производственных недостатков, некачественного ремонта и технического обслуживания приводят к значительному числу авиационных происшествий. Происшествия, связанные с отказами авиационной техники, приведшие к серьёзным авиационным инцидентам и к катастрофам воздушных судов,

составляют почти 30 %. При этом около 12% случаев происходит из-за проблем, связанных с шасси воздушных судов. Половина этих отказов связана с системой уборки и выпуска шасси воздушного судна [2].

С целью повышения надёжности системы аварийного выпуска шасси в представленной статье рассматривается техническое решение, направленное на повышение безотказной работы замка убранного положения шасси на примере воздушного судна Ту-204(214).

В патенте № 216.012.63E0 от 27 августа 2013 г. [1], в систему аварийного выпуска стоек шасси было предложено внести конструктивное изменение путём установки дополнительного цилиндра теплового привода для отпирания замка убранного положения опор шасси воздушного судна в случае отказа основной и дублирующей систем выпуска шасси (рисунок 1) [1].

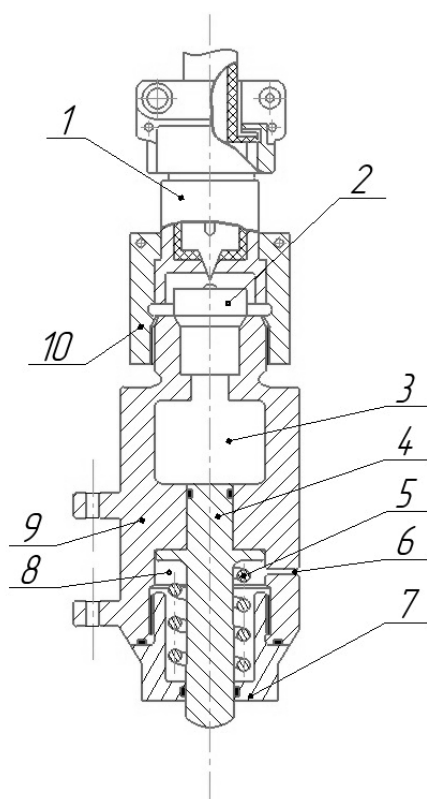


1 – шток, 2 – термоэлектрический тепловой насос, работающий на основе эффекта Пельтье, 3 – торцевая крышка, 4 – соединитель, 5 – резистивный нагревательный элемент, 6 – уплотнения, 7 – парафин, 8 – кольцевой выступ, 9 – возвратная пружина, 10 – уплотнения, 11 – резьба, 12 – монтажная крышка, 13 – корпус.

Рисунок 1 – Цилиндр теплового привода

Существенным недостатком разработанного технического решения является большое время рабочего цикла, нагревательной системе требуется время на нагрев и расплавление парафина, и как следствие, привод не может сработать мгновенно. Время разогрева парафина до температуры плавления составляет более 1 минуты [1], что недопустимо при аварийной ситуации.

Предлагается цилиндр теплового привода усовершенствовать, в основу работы которого положить энергию пороховых газов (рисунок 2).



1 – запал пироголовки, 2 – пиропатрон, 3 – камера, 4 – поршень со штоком, 5 – пружина, 6 – отверстие для выхода газов, 7 – монтажная крышка, 8 – вторичная камера, 9 – корпус, 10 – накидная гайка.

Рисунок 2 – Устройство аварийного выпуска шасси воздушного судна на основе энергии пороховых газов

Конструктивно устройство состоит из следующих основных элементов: запала пироголовки (1), пиропатрона (2), камеры (3), поршня со штоком (4), пружины (5) и отверстия для выхода газов (6). Запал предназначен для крепления пиропатрона и подвода к нему напряжения от электросети самолета. В стальной корпус запала (1) вставлен изоляционный капроновый стакан с контактом. Запал крепится к корпусу агрегата накидной гайкой (10). Устройство аварийного выпуска шасси воздушного судна имеет электрическую цепь, питающуюся от гарантированной системы электроснабжения воздушного судна (постоянный ток, напряжением 27 вольт). При включении выключателя «выпуск шасси аварийный дублирующий» замыкается электрическая цепь и напряжение подаётся на запал. При поступлении электрического импульса к запальному устройству пироголовки происходит взрыв пиропатрона (2) типа ПП-3 (7ПП-683) [7]. Пирогазы поступают в камеру (3). Поршень со штоком выдвигается вниз на расстояние, равное высоте вторичной камеры (8). По завершении выдвижения штока пирогазы выходят через специальное отверстие (6) в корпусе устройства. Под действием пружины (5) поршень (4) возвращается в исходное состояние. Время срабатывания устройства составляет 1-2 секунды, что значительно ускоряет цикл работы в отличие от цикла работы теплового привода (более 1 минута) (рисунок 3).

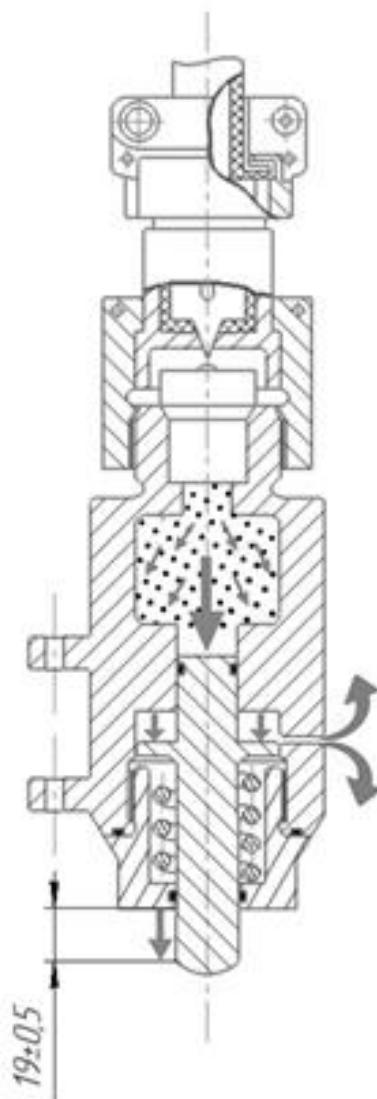
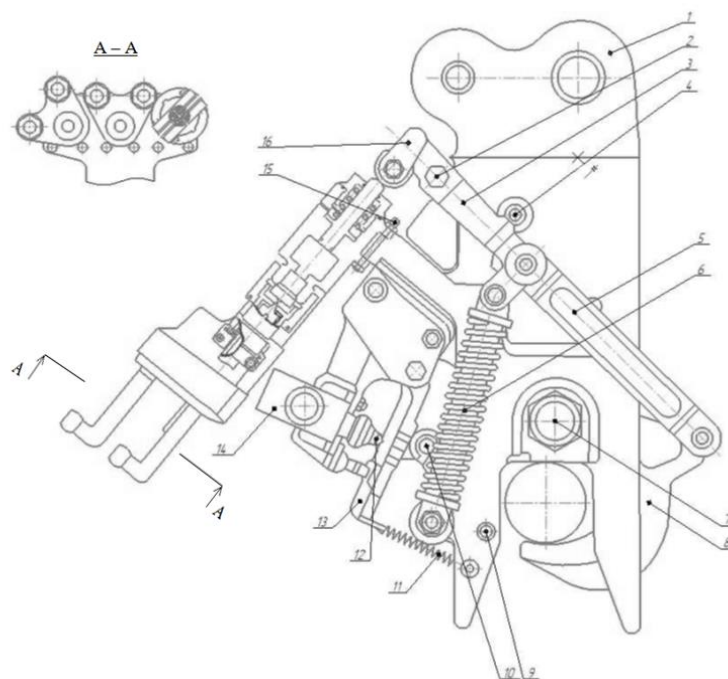


Рисунок 3 – Работа устройства

Предлагается рассмотреть работу устройства на примере его внедрения в систему аварийного выпуска стоек шасси воздушного судна Ту-204(214).

Как правило, основная система уборки и выпуска шасси воздушных судов имеет дублирование в виде резервной и аварийной систем выпуска. Не исключением является и гидравлическая система воздушного судна Ту-204(214), которая состоит из трех гидросистем [4]: основной, резервной и аварийной, каждая из систем участвует в работе замка выпуска стоек шасси. Для этого в конструкции замка предусмотрены гидравлические цилиндры, работающие от каждой из гидросистем. Время срабатывания замка основной гидросистемы составляет 13 секунд, от резервной 14 секунд и от аварийной 16 секунд [3].

Одним из недостатков данной системы является значительный вес и сложность конструкции. С целью устранения указанных недостатков, предлагается заменить гидроцилиндр аварийного выпуска на предлагаемое устройство (рисунок 4), которое крепится на замке с помощью штатных болтов крепления гидроцилиндра аварийной системы.



1 – плато, 2, 7, 10 – ось, 3 – рычаг, 4, 9 – упор, 5 – звено, 6, 11 – пружина, 8 – крюк, 12 – винт нажимной, 13 – толкатель, 14 – включатель нажимной, 15 – болт, 16 – ролик.

Рисунок 4 – Установка устройства на замке воздушного судна Ту-204(214)

Работа замка выпуска стоек шасси осуществляется следующим образом. После срабатывания пироголовки предлагаемого механизма, поршень, двигаясь вниз, выдвигает шток устройства (на расстояние $19 \pm 0,5$ мм) и давит на ролик (16) рычага механизма отпирания замка. Под действие пружины (6) механизма отпирания замка запорный крюк освобождает петли подвески опоры шасси, опора шасси под собственным весом выпускается.

Предполагается, что по аналогии с существующими пироголовками, установленными в баллонах пожарной системы воздушного судна [6] показатели надежности должны быть не ниже следующих [5]:

- назначенный ресурс не менее 30000 часов;
- количество срабатываний не ниже 30;
- средняя наработка на отказ, выявленный на земле и в полете (T_0) не менее $5 \cdot 10^5$ часов;
- назначенный срок службы по результатам эксплуатации с доверительной вероятностью $\gamma - 0,95$ не менее 26,2 года;
- назначенный срок хранения не менее 3,1 года для тропического климата;
- рабочий диапазон устройства от -60°C до $+80^{\circ}\text{C}$;
- рабочее давление в камере должно быть не более 14,7 МПа.

Кроме вышеперечисленных показателей предлагаемое техническое устройство должно быть [5]:

- устойчивым, прочным и стойким к внешним воздействующим факторам таким как: вибрация, механический удар многократного действия,

линейное ускорение, атмосферное понижение давления, повышенная температура среды, повышенная влажность, циклическое изменение температуры среды;

– работоспособным в условиях возможного образования инея и росы, а также устойчивым к воздействию плесневых грибов и соляного тумана.

Испытания устройства должно быть проведено в соответствии с ГОСТ на ресурс, то есть путем доведения общего количества отстрелов после всех видов испытаний пиропатронами типа ПП-9 до 30 выстрелов. После отстрелов пироголовка проверяется на герметичность.

Технологические операции технического обслуживания предлагаемого технического решения можно представить в следующей последовательности:

1. Убедиться, что АЗС в распределительных устройствах постоянного тока экипажа выключен.
2. Расконтрить и отвернуть накидные гайки запала пироголовки.
3. Вынуть патрон из головки.
4. Протижкой чистой ветошью и промывкой в бензине тщательно удалить нагар с деталей пироголовки и с внутренней поверхности корпуса.
5. Осмотреть детали, убедиться в отсутствии на них видимых повреждений и в целостности резиновых уплотнительных колец.
6. Смазать все трущиеся поверхности деталей головки смазкой типа ЦИАТИМ-221.
7. Установить новый пиропатрон.
8. Завернуть накидную гайку затвора, законтрить и опломбировать.
9. Проверить исправность электроцепи пиропатрона.
10. Сделать отметку о проделанной работе в паспорте агрегата.

Предложенное техническое решение позволит снизить вес блока гидроцилиндров выпуска шасси, уменьшить время рабочего цикла аварийного выпуска опор шасси до 1-2 секунд, что повысит уровень надежности аварийного выпуска опор шасси и безопасности полетов воздушного судна.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. ЕДРИД [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://edrid.ru/authors/101.c41e.html> (дата обращения: 21.10.2021).
2. Федеральное агентство воздушного транспорта [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://favt.gov.ru/deyatelnost-bezopasnost-poletov-amripp-obnovleniya/> (дата обращения: 21.10.2021).
3. Руководство по технической эксплуатации самолета Ту-204-300. ОАО «Туполев», 2004. 399 с.
4. Регламент технического обслуживания самолета Ту-204-300. ОАО «Туполев», 2004. 364 с.
5. ОСТ 1 00605-77. Пироголовка типа ПГКц для огнетушителей, 14 с.
6. ОСТ 1 00591-77. Огнетушители для систем пожаротушения летательных аппаратов, 24с.
7. Буянова Л. В. Методика проектирования пиротехнических устройств систем отделения / Л. В. Буянова, Е. И. Журавлев // Молодежный научно-технический вестник. 2015. №12. С. 1-7.

ТЕХНИЧЕСКОЕ ОБСЛУЖИВАНИЕ САМОЛЕТОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ АДДИТИВНОГО ПРОИЗВОДСТВА

Котов В. С., канд. техн. наук
Резникова Р. К., канд. пед. наук

*Военный институт (военно-морской политехнический) Военного учебно-научного центра Военно-Морского Флота «Военно-морская академия имени Адмирала Флота Советского Союза Н.Г. Кузнецова»
(г. Санкт-Петербург)*

Аннотация. В данной статье рассмотрены вопросы применения аддитивных технологий для технического обслуживания и ремонта самолетов. Приведены примеры различных видов использования данного метода ремонта в ВВС мира. Представлены аналитические обзоры и экономическая статистика, подтверждающие перспективность применения аддитивных технологий.

Ключевые слова: техническое обслуживание, аддитивные технологии, газотурбинные двигатели.

AIRCRAFT MAINTENANCE USING ADDITIVE MANUFACTURING

Kotov V. S., Candidate of Technical Sciences
Reznikova R. K., Candidate of Pedagogical Sciences

*Military Institute (Naval Polytechnic) Military Training and Scientific Center of the Navy "Naval Academy named after Admiral of the Fleet of the Soviet Union N.G. Kuznetsov"
(Saint Petersburg)*

Abstract. This article discusses the application of additive technologies for aircraft maintenance and repair. Examples of various uses of this repair method in the World Air Force are given. Analytical reviews and economic statistics confirming the prospects of using additive technologies are presented.

Keywords: maintenance, additive technologies, gas turbine engines.

В 2020 году завершился II этап реализации государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013 – 2025 годы» [1], платформой которой послужили основы государственной политики Российской Федерации в области авиационной деятельности. Одним из государственных интересов в этой области считается поддержание научно-исследовательского, технического, производственно-технологического и кадрового потенциалов на уровне, обеспечивающем эффективную авиационную деятельность в Российской Федерации. Направления программы «Развитие авиационной промышленности на 2013 – 2025 годы» охватывают как гражданскую авиацию страны, так и Воздушно-космические силы России.

За указанный период выполнения программы Военно-космические силы (далее ВКС) значительно обновили и модернизировали свой боевой состав. Так, по данным военного аналитика Российского информационного агентства Regnum Леонида Нерсисяна, за последние 10 лет Вооруженные Силы России получили по государственным контрактам более 450 новых и около 320 модернизированных боевых самолетов [2]. Ежегодно, в среднем, в войска поступает по 140-150 летательных аппаратов [3]. Обновление парка коснулось армейской (фронтовой), истребительной авиации и авиации дальнего действия.

Несколько иная ситуация складывается с военно-транспортной авиацией (далее ВТА) и авиацией специального назначения. В частности, ВТА ВКС РФ поставлено три военно-транспортных самолета Ил-76МД-90А, остальные самолеты (Ан-12, Ан-22, Ан-26, Ан-72, Ан-124 и Ил-76 различных модификаций) представляют собой летательные аппараты со сроком службы у отдельных самолетов более 40 лет [4].

Заложенный согласно проекту срок службы самолетов 20-25 лет поэтапно продлили во время их эксплуатации до 50 лет. Поэтому важнейшей задачей является поддержание в исправном состоянии парка таких летательных аппаратов, а также создание условий для их эффективного использования по назначению.

Подобная ситуация продления сроков эксплуатации наблюдается не только в ВТА России. Есть множественные примеры этого процесса в военно-воздушных силах зарубежных стран.

Согласно данным экономического обзора мирового рынка технического обслуживания, ремонта и капитального ремонта военной авиации, сегментированного по типу технического обслуживания и ремонта (ТОиР) (ТОиР двигателя, ТОиР компонентов и модификаций, ТОиР планера и полевое обслуживание), типу воздушных судов (самолеты и винтокрылые) и географическому положению (Северная Америка, Европа, Азиатско-Тихоокеанский регион, Латинская Америка, Ближний Восток и Африка) осуществлены прогнозы стоимости технического обслуживания и ремонта для всех вышеуказанных сегментов [5].

Мировой рынок технического обслуживания, ремонта и капитального ремонта военной авиации составил 37,17 миллиарда долларов США в 2020 году и, как ожидается, достигнет 49,22 миллиарда долларов США в 2030 году. Данное увеличение экономических затрат связано с состоянием мирового парка военных самолетов. По мнению экспертов, ожидается, что сегмент ТОиР двигателей будет доминировать на рынке в течение прогнозного периода в связи с необходимостью их поддержания в летной годности независимо от рабочего состояния самолета.

Лидерство по затратам на ТОиР принадлежит Соединенным Штатам Америки, которые имеют самый большой парк военных самолетов в мире. В США в 2020 году парк страны насчитывал 2717 боевых самолетов, 749 самолетов специального назначения, 625 самолетов-заправщиков, 941 транспортный самолет, 5434 вертолета и 2766 учебно-тренировочных самолетов.

Основным движущим фактором для ТОиР в этой стране является значительный спрос на модернизацию такого огромного авиапарка с использованием новейших технологий и систем.

Средний возраст флота ВВС США составляет более 25 лет, а средний возраст бомбардировщиков – более 50 лет. Это требует модернизации и регулярного технического обслуживания, чтобы самолет оставался на уровне самолетов нового поколения и продлевал срок их службы. Соединенные Штаты планируют в будущем достичь 80-процентной готовности всех военных самолетов, ориентируются на поставки реактивных самолетов нового поколения.

В связи с этим, огромное внимание в системе ТОиР уделяется расширению возможностей управления средствами технического обслуживания воздушных судов и управления ТОиР по всей цепочке поставок, а также использованию передовых инновационных цифровых технологий. Аддитивные технологии представлены не только в исполнении 3-D принтеров, но и уникального использования композитных материалов-порошков.

Так, например, в 2019 году компания Rolls-Royce была выбрана Министерством обороны Великобритании для оказания поддержки в техническом обслуживании и ремонте двигателей EJ200 парка истребителей Typhoon, находящихся на вооружении Королевских ВВС (RAF) до 2024 года, стоимость контракта составила 431,06 миллиона долларов США.

Британская компания Rolls-Royce занялась разработкой робота Cobra, в возможности которого входит дистанционный осмотр и ремонт авиационных двигателей. В настоящее время разработка находится на втором этапе технологической готовности, то есть уже прошла валидацию и практическое обоснование. Робот Cobra представляет собой устройство с несколькими подвижными зондами, один из них оснащен подсветкой и камерами для осмотра двигателей изнутри через инспекционные отверстия. Второй зонд робота Flare оснащен горелкой, способной выдавать пламя температурой до 3 тысяч градусов Цельсия. С помощью горелки робот может расплавлять нанесенный ранее композиционный материал – керамический порошок, создавая таким образом временную латку на месте повреждения. Такой ремонт позволит продлить эксплуатацию двигателя до прихода необходимых запчастей [6].

Новое понимание преимуществ инновационных технологий в области ремонта нашло свое воплощение в армиях зарубежных стран как поддержание боеготовности вооружения и военной технике. В нашей статье мы остановимся, прежде всего, на применении аддитивных технологий.

Так, в 2021 году Министерство обороны Соединенных Штатов Америки инициировало применение аддитивных технологий и объявило конкурс на выполнение исследований по разработке новой системы аддитивного производства для автоматизированного ремонта армированных композитных материалов. Разработка направлена не только на ускорение, но и повышение качества ремонтных работ. Предъявляемые требования к разработчикам включают в себя использования с помощью аддитивных технологий

армирующих углеродных волокон в сочетании с термореактивными смолами. Согласно проекту в состав ремонтной установки должны входить системы автоматического контроля качества ремонта и весь процесс производства ремонта не должен превышать 8 часов [7].

Одновременно с этим, Министерство обороны Австралии (группа оборонной науки и технологий – DSTG) совместно с RUAG Australia и Технологическим университетом Суинберна проводит научные исследования по применению аддитивного производства металлическими порошками для ремонта отдельных элементов летательных аппаратов. В настоящее время группой успешно проведены испытания восстановленного стопора руля направления (рисунок 1) и опоры двигателя истребителя-бомбардировщика F/A-18 Hornet (рисунок 2), узла передней подвески управляемой ракеты «воздух-воздух» AIM-9X, кронштейна полки шасси военно-транспортного самолета C-130J Super Hercules. Целью исследовательской работы является уменьшить зависимость ВВС Австралии от зарубежных поставок компонентов для ремонта самолетов [8].

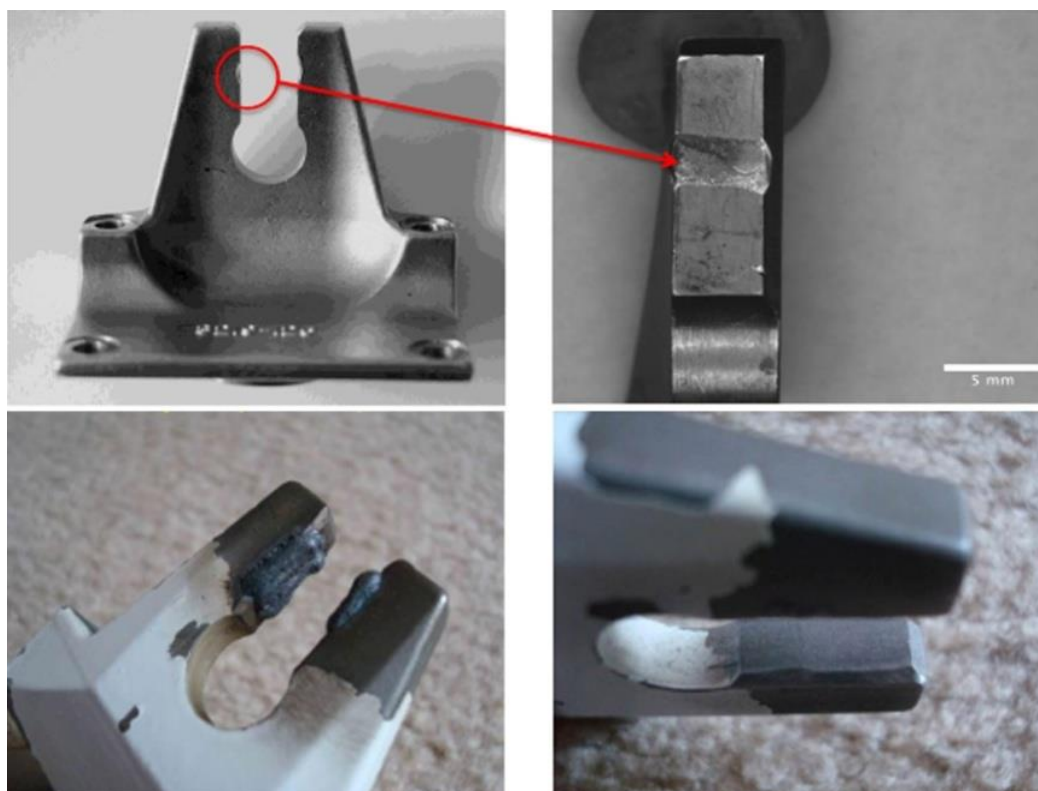


Рисунок 1 – Процесс восстановления стопора руля направления

В связи с тем, что основными характерными отказами и неисправностями летательных аппаратов являются: механические повреждения и разрушения, трещины и деформации; разрушения различного рода защитных покрытий вызванных эрозией и коррозией; износ и ослабление соединений, заклёпочных швов; необратимое изменение свойств органических и композитных материалов и другие, применение аддитивного производства является одним из вариантов решения проблемы технического обслуживания элементов самолетов.

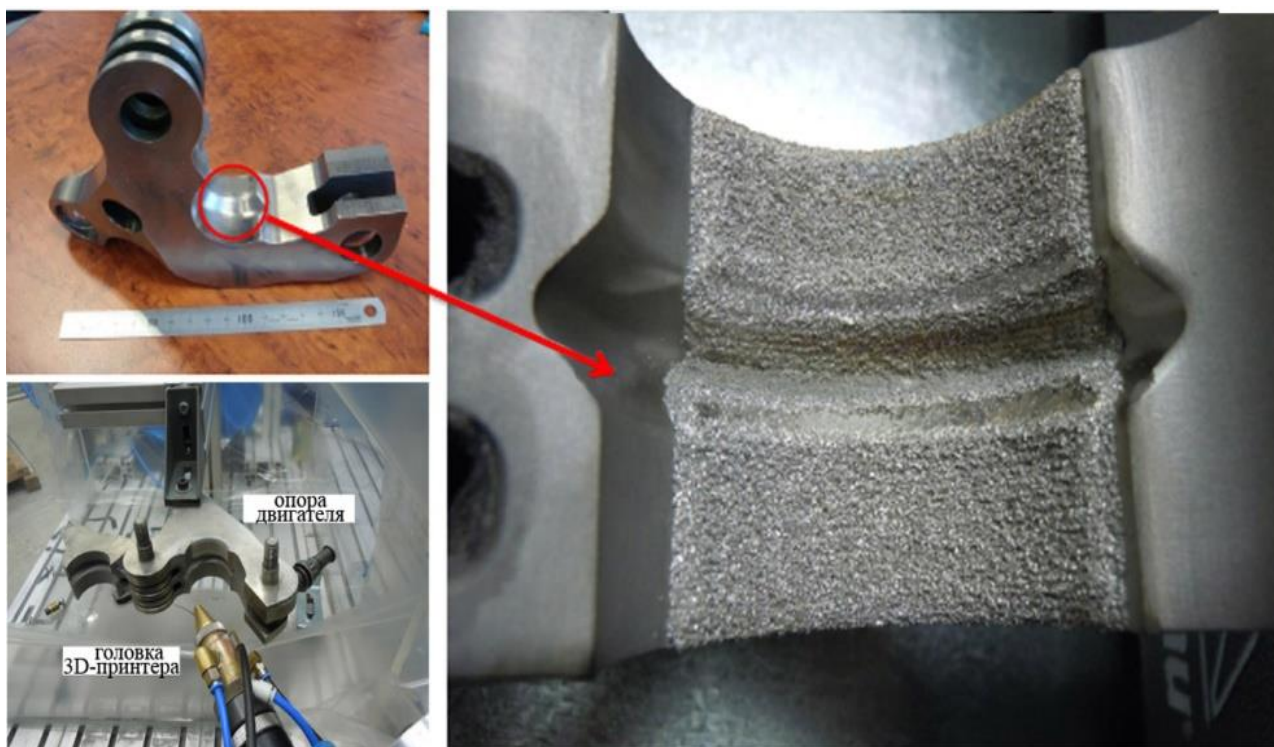


Рисунок 2 – Процесс восстановления опоры двигателя

Опыт зарубежных стран показывает, что данные технологии возможно рассматривать как альтернативу традиционному ремонту и обслуживанию летательных аппаратов. В настоящий период в мировой авиационной промышленности идет переход от локального ситуативного применения аддитивных технологий до массового и стационарного внедрения.

Так, Optomes, Альбукерке, Нью-Мексико – один из ведущих поставщиков систем 3-D печати, предназначенных для областей применения в электронике, биомедицине, авиакосмической, оборонной промышленности – объявил о поставке многофункционального оборудования для аддитивного производства (AM) ведущему поставщику на мировом рынке технического обслуживания и капитального ремонта авиационных двигателей (MRO) стоимостью 37 миллиардов долларов [9].

Новое оборудование Optomes сочетает в себе две операции по ремонту турбин, которые обычно выполнялись вручную. Запатентованный процесс Optomes использует комбинацию адаптивного программного обеспечения, регулировки мощности лазера на лету и автоматизации для точного добавления металла к изношенным компонентам двигателя, восстанавливая их геометрические характеристики, установленные производителями оригинальных газотурбинных двигателей.

Решения Optomes для аддитивного ремонта металлов являются золотым стандартом в газотурбинной промышленности и в настоящее время используются в крупносерийном производстве примерно на 100 установках ТОиР по всему миру. Одна машина способна ремонтировать 10 000 лопаток турбины ежегодно. Системы Optomes AM в настоящее время сертифицированы для авиационного ремонта в 15 странах мира.

Так, применение аддитивных технологий в области авиационной промышленности в рамках технического обслуживания, ремонта и капитального ремонта активно внедряется как в гражданской авиации, так и в военно-воздушных силах различных стран мира. Благодаря широкому направлению применения аддитивного производства, употреблению различных способов использования композитных материалов от полимеров до металлических порошков технология является востребованной и перспективной для ремонта летальных аппаратов[10, 11].

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Постановление Правительства РФ от 15 апреля 2014 г. № 303 «Об утверждении государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы» // Собрание законодательства Российской Федерации. 2014. № 19. – ст. 2413.
2. *Вальченко С.* Forbes подсчитал боевые самолеты и вертолеты ВКС России. // [Электронный ресурс] Боевая эффективность выросла, количество сократилось // «Московский Комсомолец». Электронное периодическое издание «МК.ru». – 2021. URL: <https://www.mk.ru/politics/2021/01/11/forbes-podschital-boevye-samolety-i-vertolety-vks-rossii.html> (дата обращения: 29.10.2021)
3. Шойгу сообщил, что в ВС РФ поступает по 140-150 летательных аппаратов каждый год. // [Электронный ресурс]: Армия // Сетевое издание "Аргументы недели" – 2021. URL: <https://argumenti.ru/army/2021/08/736233> (дата обращения: 29.10.2021)
4. *Дрозденко Д.* Военно-транспортная авиация. Текущее состояние, факты, эмоции // [Электронный ресурс]: Блог "Арсенала отечества" // Информационно-аналитический журнал «Арсенал Отечества». – 2021. URL: <https://arsenal-otechestva.ru/blog/1440-voenno-transportnaya-aviatsiya-tekushchee-sostoyanie-fakty-emotsii> (дата обращения: 02.08.2022).
5. Military aviation maintenance, repair, and overhaul market - growth, trends, covid-19 impact, and forecasts (2021 – 2030) // [Электронный ресурс]: Aerospace & Defense // Mordor Intelligence. – 2021. URL: <https://mordorintelligence.com/industry-reports/military-aviation-maintenance-repair-and-overhaul-market> (дата обращения: 02.08.2022).
6. *Сычев В.* Британцы занялись разработкой робота для удаленного ремонта авиадвигателей // [Электронный ресурс]: Авиация // «N + 1» Интернет-издание – 2021. URL: <https://nplus1.ru/news/2019/06/17/cobra> (дата обращения: 02.08.2022).
7. Additive Fiber Reinforced Composite Repair for Aircraft // [Электронный ресурс]: USA Department of Defense // SBIR agency solicitations – 2021. URL: <https://www.sbir.gov/node/1965381> (дата обращения: 02.08.2022).
8. Cameron Barr. Using laser additive technologies in the repair of military aircraft // [Электронный ресурс]: Industry news // Australian Manufacturing Technology Institute Limited – 2021. URL: <https://amtil.com.au/military-aircraft-laser-repair-amtil/> (дата обращения: 01.08.2022).
9. Optomec delivers \$1 million metal additive system for production repair of turbines // [Электронный ресурс] // ASM International – 2021. URL: https://www.asminternational.org/home/-/journal_content/56/10180/46115350/NEWS(дата обращения: 01.08.2022).
10. *Бондаренко В. Г.* Основные проблемы технического обслуживания воздушных судов гражданской авиации / В. Г. Бондаренко // Решетневские чтения. 2011. Т. 1. С. 276-277.
11. *Нестеренко Б. Г.* Ресурс конструкций стареющих транспортных самолетов / Б. Г. Нестеренко, Г. И. Нестеренко // Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. 2014. № 199. С. 11-22.

К РАСЧЕТУ ОСТЕКЛЕНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С УПРУГИМ ЗАКРЕПЛЕНИЕМ КОНТУРА

Кузнецов С. П., канд. техн. наук

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

Аннотация. Для оболочек сложной геометрии рассматривается приближенная модель взаимодействия с кусочно-непрерывными деформируемыми основаниями, расположенными на лицевых поверхностях оболочки. В ее основу положено использование кинематической модели С.П. Тимошенко без учета поперечного обжатия для оболочки и линейная аппроксимация компонент перемещений оснований по их поперечной координате. Принятие предположения о равенстве нулю перемещений на внешней лицевой поверхности оснований и предварительное удовлетворение кинематическим условиям сопряжения оснований с оболочкой позволило получить систему разрешающих уравнений с кусочно-переменными коэффициентами того же типа, что и для тонкой оболочки кусочно-переменной жесткости без оснований в рамках модели С.П. Тимошенко. На базе выведенных уравнений с использованием комбинации метода конечных сумм и дифференциальной формы метода конечных элементов разработана численная методика решения задач статики и термоупругости оболочек различных классов, в том числе и оболочек сложной геометрии. Использование описанной модели позволило провести анализ прочности оболочечных элементов авиационных конструкций при нетрадиционных способах их закрепления.

Ключевые слова: летательный аппарат, изделия конструкционной оптики, оболочка, деформируемое основание, напряженно-деформированное состояние.

FOR AIRCRAFT GLAZING CALCULATION WITH ELASTIC CONTOUR FIXING

Kuznetsov S.P., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. For complex geometry shell is considered approximate the interaction model with piecewise continuous deformable bases located on the facial surfaces of the shell. It's based on the use of kinematic S.P. Timoshenko model excluding lateral compression for shell and linear approximation base component motion on their transverse dimension. Adoption of assumptions about equality of zero displacements on the outer face surface of the base and prior satisfaction of kinematic conditions of the linking of bases with shell enabled a system of resolving equations with piecewise variable coefficients of the same type as for the thin shell of piecewise variable rigidity without bases within the model of S.P. Timoshenko. Based on the derived equations using a combination of finite sums method and differential forms of finite element method developed numerical solution technique tasks statics and thermo elasticity of shells of various classes, including shells of complex geometry. The use of the described model made it possible to analyze the strength of the shell elements of aircraft structures with non-traditional methods of fastening them.

Keywords: Aircraft, structural optics products, shell, strain base, tensely-deformed state.

Введение

Изделия конструкционной оптики (ИКО) (иллюминаторы, обтекатели, остекления фонаря самолета и т.д.) составляют особую группу конструктивных элементов летательных элементов (ЛА), к точности прочностных расчетов которых предъявляются повышенные требования. Это обусловлено тем, что их значительные деформации или разрушение могут привести к нарушению нормального функционирования летательного аппарата, хотя они и не являются элементами силовой схемы конструкции.

Научная литература, посвященная проблемам прочностного анализа элементов ИКО, достаточно обширна. Тем не менее, уровень этих разработок не всегда отвечает запросам практики в силу упрощенного учета особенностей механики деформирования элементов ИКО, основные из которых заключаются в следующем.

Элементы остеклений ЛА (рис.1) в общем случае должны быть отнесены к классу оболочек сложной геометрии [1], срединная поверхность и очертания опорного контура которых не описываются простыми аналитическими выражениями, а задаются таблично или в виде чертежа.

Стремление к совершенству конструкции привело к широкому использованию слоистых материалов для изготовления элементов ИКО, рациональная структура которых достигается эффективным применением новых конструкционных материалов для отдельных слоев и рациональной их комбинацией в составе пакета. Во многих случаях это привело к сложной структуре пакета с существенно отличающимися свойствами материалов составляющих его слоев.

Для элементов остеклений, выполненных из низкомодульных материалов, исследование напряженно-деформированного состояния (НДС) необходимо проводить с учетом их физически и геометрически нелинейного деформирования.

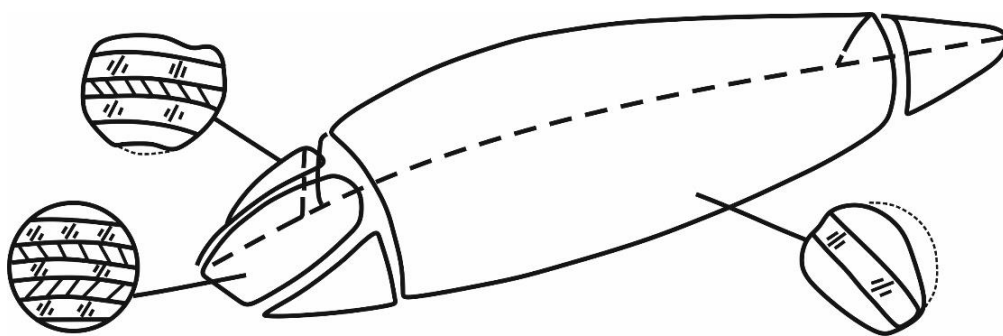


Рисунок 1 – Элементы остеклений ЛА

Большинство материалов, используемых для изготовления элементов ИКО, характеризуется хрупкостью и высокой чувствительностью к контактным напряжениям, низкой прочностью на растяжение. Это требует разработки специальных узлов их соединения с другими элементами конструкции через буферные слои из полимерных материалов. Типовые конструктивные схемы таких соединений представлены на рисунке 2 (а, б, в).

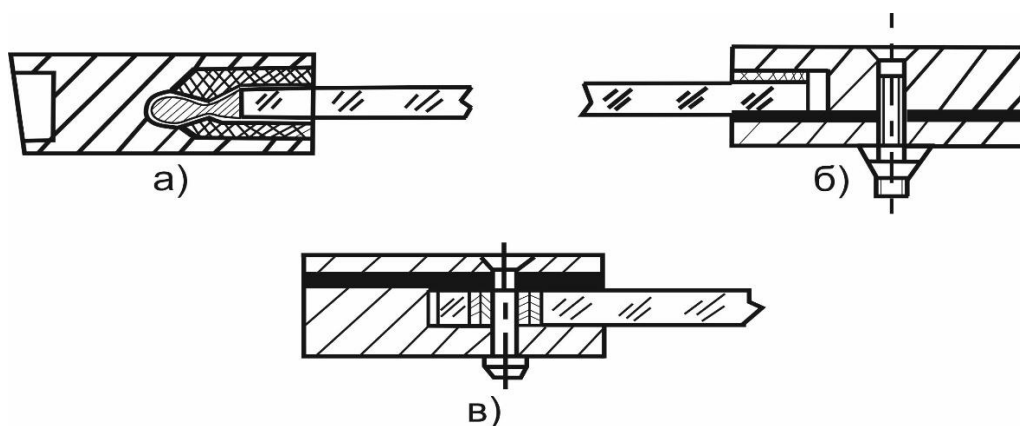


Рисунок 2 – Типовые схемы соединений

Перечисленными выше особенностями обусловлена сложность задач механики деформирования элементов ИКО и необходимость разработки эффективных методов их решения.

Математическая модель

Данная работа посвящена изложению некоторых подходов и математических моделей, предложенных для исследования НДС элементов ИКО с учетом указанных выше особенностей и анализу некоторых результатов численных экспериментов, проведенных на их основе.

В качестве расчетной схемы для исследования НДС элементов ИКО принята оболочка сложной геометрии [1] однослойной или слоистой структуры. При этом для решения задач параметризации поверхностей сложной формы и областей сложных очертаний и сведения неклассических задач механики оболочек указанного класса к классическому виду используется подход, предложенный в [2].

Для описания механики деформирования однослойных элементов ИКО использованы соотношения теории тонких оболочек типа Тимошенко, записанных в инвариантной форме, а для элементов слоистой структуры – дискретно-структурная модель, построенная на использовании гипотез С.П.Тимошенко для каждого слоя пакета. Геометрически нелинейное деформирование оболочечных элементов остеклений описывается в рамках теории среднего изгиба, а физическая нелинейность – в соответствии с теорией неизотермического пластического течения с изотропным упрочнением.

Особое внимание при исследовании прочности элементов ИКО уделено учету деформативности их закрепления в каркасе ЛА (рисунок 2), так как характер их разрушения свидетельствует о том, что зона краевого эффекта в рассматриваемых оболочечных элементах является наиболее опасной с точки зрения их прочности. В этой связи, в работе используется математическая модель [3], основанная на взаимодействии на обеих лицевых поверхностях оболочки с тонкими слоями деформируемых оснований дискретной структуры (рисунок 2). Механика их деформирования базируется на трехмерных соотношениях теории упругости при линейной аппроксимации компонентов вектора упругого перемещения точек оснований по их толщине.

Использование указанных выше подходов и математических моделей позволили во многих случаях адекватно отразить основные особенности конструктивного исполнения и характера внешнего нагружения реальных элементов ИКО и с достаточной для практики достоверностью определить их напряженно-деформированное состояние, подтвержденное данными экспериментальных исследований. Численная реализация предложенной математической модели осуществлена с помощью дифференциальной формы метода конечных элементов и аппарата дифференцирующих матриц, что позволило осуществить ряд важных для практического приложения исследований.

Результаты исследований типовых элементов ИКО

1. Проведены исследования по оценке влияния параметров упругого закрепления на НДС иллюминатора пассажирского самолета, представляющего собой фрагмент однослойной сферической оболочки. Граничный срез оболочки предполагается свободным от внешних связей, а внешние лицевые поверхности оснований считаются жестко заземленными, что соответствует предположению о бесконечной жесткости каркаса ЛА по сравнению с жесткостью элементов ИКО. Геометрические и физико-механические характеристики исследуемой конструкции имели следующие числовые значения: радиус срединной поверхности оболочки $R = 53,5$ см; модуль упругости материала (органическое стекло СТ-1) $E = 3096,0$ МПа; коэффициент Пуассона оболочки $\nu = 0,38$ и оснований $\nu_o = 0,485$; толщина оболочки $2h = 1,0$ см; угол полураствора оптической поверхности иллюминатора $\alpha_n^1 = 0,3831$ радиан. В качестве внешнего нагружения рассматривается внутреннее избыточное давление интенсивностью $P = 0,1$ МПа, действующее на остекление в области, свободной от контакта с упругими основаниями. (рис.3,а). Проведена серия численных экспериментов для следующих безразмерных параметров:

- относительного модуля упругости оснований ($\bar{E} = E_o / E$);
- относительной толщины оснований ($\bar{h} = h_o / h$);
- относительной ширины оснований, характеризующейся

$$\bar{\alpha}_k^{-1} = (\alpha_k^1 - \alpha_n^1) / \alpha_k^1.$$

На рисунке 3 представлены результаты расчетов в виде кривых распределения физических компонентов напряжений $\sigma_{(11)}$, действующих на верхней лицевой поверхности иллюминатора и определяющих, главным образом, его статическую прочность. Последнее подтверждается структурой микротрещин (эффекта «серебрения»), возникающих под действием растягивающих напряжений на статических поверхностях элементов ИКО, выполненных из различных марок органического стекла. Серии кривых изменения $\sigma_{(11)}$ позволяют оценить влияние каждого из относительных параметров упругого закрепления иллюминатора \bar{E} (рисунок 3,б), \bar{h} (рисунок 3,в) и $\bar{\alpha}_k^{-1}$ (рисунок 3,г) на его напряженное состояние. Здесь и в дальнейшем номера кривых соответствуют номеру соответствующего параметра в принятой серии его изменения в порядке возрастания.

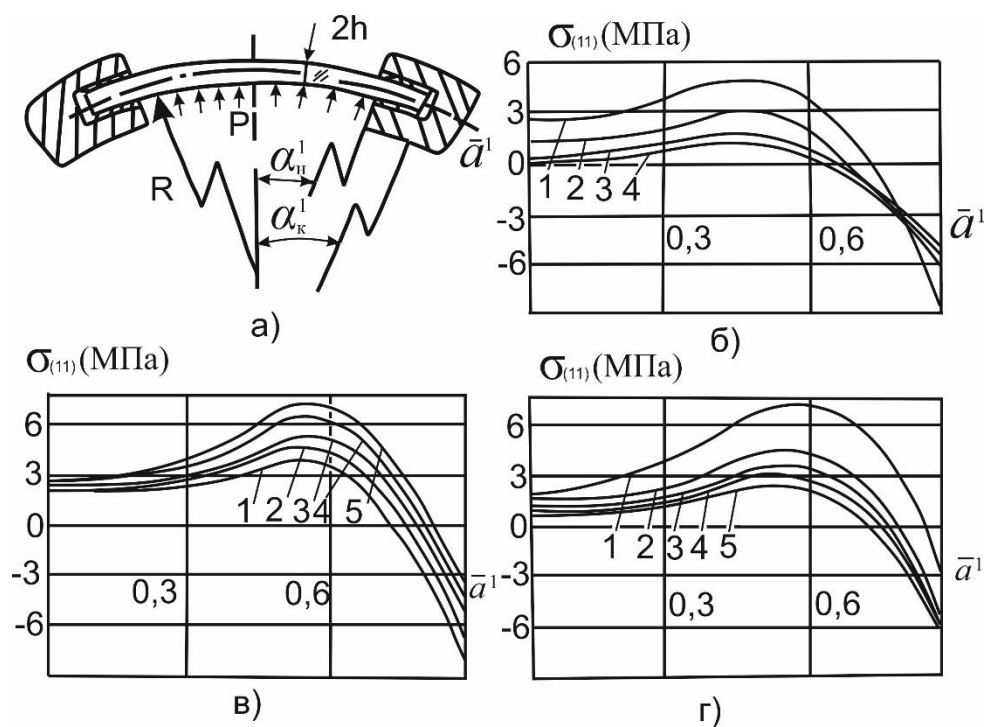


Рисунок 3

2. Осуществлен численный эксперимент по определению величины остаточных напряжений, возникающих в элементах остеклений ЛА в результате действия на них температурного поля. Указанная задача возникла в связи с тем, что при эксплуатации авиационной техники на внешней оптической поверхности остеклений, не исчерпавших ресурса, возникала сетка микротрещин «серебра». Было выдвинуто предположение, что определяющим фактором возникновения указанного эффекта «серебрения» остеклений являлось воздействие теплообдувочных машин (ТОМов) аэродромной службы борьбы с обледенением ЛА. Анализ эксплуатации ТОМов показал, что создаваемое ими температурное поле имеет сложный характер распределения по толщине остекления с резкой его локализацией вблизи оптической поверхности. Кратковременное действие значительного по величине теплового импульса приводит к неравномерному нагреву элемента остекления по толщине, возникновению существенных деформаций и напряжений в тонком слое вблизи наружной поверхности. Последующее охлаждение остекления приводит к появлению остаточных напряжений. В том случае, если величина остаточных напряжений растяжения превышает для конкретных марок органического стекла допустимый уровень, происходит микро растрескивание верхнего слоя остекления и появление эффекта «серебрения». Численный эксперимент заключался в проведении исследования напряженного состояния элемента остекления при различных уровнях температурного воздействия. На рисунке 4 представлены следующие позиции: а) принятый в численном эксперименте характер распределения температурного поля по толщине остекления; б) распределение напряжений $\sigma_{(11)}$ по толщине с учетом физически нелинейного деформирования; в) распределение остаточных напряжений $\sigma_{(11)}$ после снятия теплового воздействия.

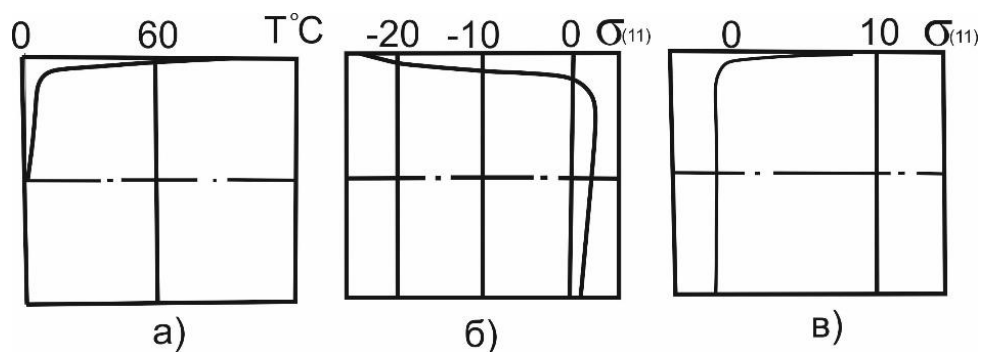


Рисунок 4

3. Проведены исследования НДС откидной части фонаря самолета (рисунок 5, а) с учетом деформативного характера ее закрепления в каркасе ЛА. На рисунке 5, б представлены эпюры изгибающего момента $M_{(11)}$ в сечениях $\alpha^1 = L/2$ и $\alpha^2 = \pi/2$. Пунктирной линией показан характер распределения $M_{(11)}$ для случая жесткого защемления кромок остекления в каркасе ЛА.

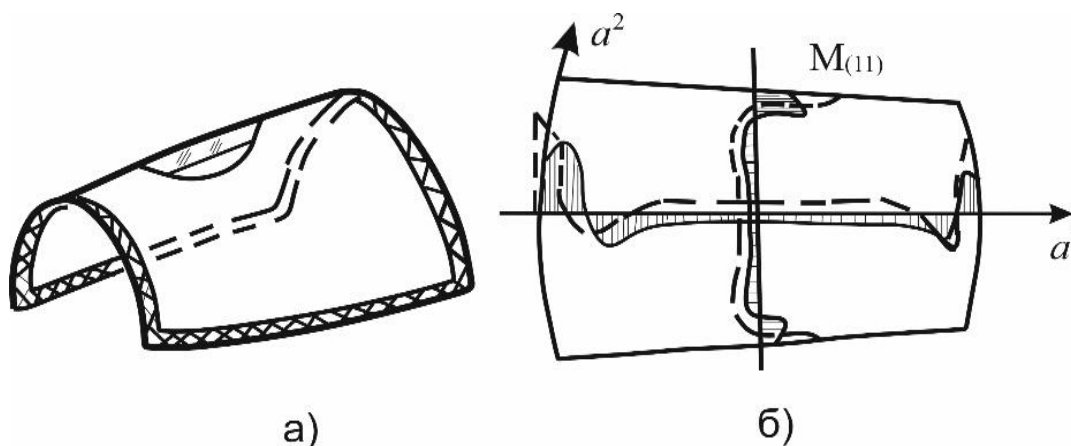


Рисунок 5

Заключение

Представленные результаты исследований (рисунок 3) свидетельствуют о существенном влиянии параметров упругого закрепления ИКО в каркасе ЛА на их НДС. Они позволили выработать практические рекомендации по рациональному выбору параметров закрепления остеклений с целью снижения уровня действующих опасных напряжений и повышения ресурса их эксплуатации.

Результаты исследований НДС лобового стекла фонаря самолета (рис.4) позволяют сделать заключение о том, что воздействие температурного поля с интенсивностью на оптической поверхности остекления $90-100^\circ\text{C}$ (как это имеет место при воздействии ТОМов в практике аэродромной эксплуатации) приводит к появлению на этой поверхности остаточных напряжений растяжения $\sigma_{(11)}$ порядка $15-16\text{МПа}$, что приводит к разрушению верхнего тонкого слоя остекления, проявляющегося в появлении трещин «серебра». Данные численного эксперимента подтверждены результатами натурных испытаний.

Как следует из представленных результатов исследования НДС откидной части фонаря самолета (рис.5), наибольшая изменяемость напряженного состояния наблюдается в зоне краевого эффекта, где оно существенным образом зависит от характера контурного закрепления.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Галимов К. З., Паймушин В. Н. Теория оболочек сложной геометрии. Казань: изд-во Казанск. ун-та, 1985. 164 с.
2. Паймушин В. Н. К задаче параметризации срединной поверхности оболочки сложной геометрии // Прочность и надежность сложных систем: сб. статей. Киев: Наукова думка, 1979. С. 78-84.
3. Кузнецов С. П. Численное исследование напряженно-деформируемого состояния оболочечных элементов сложной геометрии // Материалы XXI Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам. (ВМСППС2015), Алушта, 2015 г. М.: Из-во МАИ. С. 296-297.

УДК 629.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СТУДЕНЧЕСКОГО СВЕРХЛЕГКОГО ПЛАНЕРА

Матвеев Д. А.¹

Мохов Ю. В.¹

Зверков И. Д.^{1,2}, д-р. техн. наук

Крюков А. В.^{1,2}, канд. техн. наук

¹*Новосибирский государственный технический университет
(г. Новосибирск)*

²*Институт теоретической и прикладной механики им С. А. Христиановича
(г. Новосибирск)*

Аннотация. В настоящее время в России отсутствует достаточное количество самолетов для регионального и районного авиасообщения. В первую очередь это связано с острой нехваткой самолетов, летчиков, а также инженерно-технического персонала, способного эксплуатировать легкие самолеты. Существующие учебные заведения готовят специалистов для большой авиации. Вопросы проектирования и эксплуатации легкомоторной авиации лежат в основном на организациях с негосударственным источником финансирования. На данный момент в обществе сложилось мнение, что малая авиация – это дорого и недоступно, поэтому интерес к малой авиации невелик.

Целью представляемого проекта является разработка доступных технологий, с помощью которых студент может самостоятельно построить пилотируемый летательный аппарат для своих нужд. В процессе работы участник приобретает опыт применения на практике полученных в университете знаний, а также принимает непосредственное участие в проектировании и изготовлении реальных узлов и агрегатов авиационных конструкций.

Ключевые слова: СЛА, мотопланер, 115 кг, листовой алюминий, ПЭТ, гидроштамповка, термформовка.

DEVELOPMENT OF TECHNOLOGY FOR MANUFACTURING A STUDENT ULTRALIGHT GLIDER

Matveev D. A.¹

Mokhov Y. V.¹

Zverkov I. D.^{1,2}, Doctor of Technical Sciences.

Kryukov A. V.^{1,2}, Candidate of Technical Sciences

¹*Novosibirsk State Technical University
(Novosibirsk)*

²*Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
(Novosibirsk)*

Abstract. Currently, Russia does not have a sufficient number of aircraft for regional and regional air traffic. First of all, this is due to the acute shortage of aircraft, pilots, as well as engineering and technical personnel capable of operating light aircraft. Existing educational institutions train specialists for large aviation. Issues related to the design and operation of light-engine aircraft lie mainly with organizations with a non-state source of funding. At the moment, there is an opinion in society that small aircraft are expensive and inaccessible, so interest in small aircraft is low.

The aim of the presented project is to develop accessible technologies with the help of which the student can independently build a manned aircraft for his own needs. In the process of work, the participant gains experience in applying in practice the knowledge gained at the university, and also takes a direct part in the design and manufacture of real components and assemblies of aircraft structures.

Keywords: ultralight, motor glider, 115 kg, aluminum sheet, PET, hydroforming, thermoforming.

Введение

Несмотря на долгое время существования нашей страны в современных границах большая часть её территорий остаётся плохо освоенной. Россия имеет достаточно протяженные регионы с большим числом населенных пунктов, зачастую сильно отдаленных друг от друга. Для развития экономического потенциала страны необходимо повышать степень освоения территорий, посредством обеспечения транспортной доступности. На данный момент транспортное сообщение в стране осуществляется несколькими основными путями: железнодорожный – 84,6% от общей массы грузоперевозок, автомобильный – 8,4%, водный – 3,8%, авиационный – 0,2% [1].

Железнодорожная транспортировка всесезонная, не зависит от погоды. Обслуживание путей значительно дешевле их создания, но стоимость самой постройки очень высока – 1 км полотна около 20 млн руб. Кроме того, поезда осуществляют крупнотоннажные перевозки и не предназначены для индивидуального использования. Автомобильное сообщение хоть и более универсальное, чем железнодорожное, но также зависит от дорожного полотна. Постройка бетонных или асфальтовых дорог требует больших капиталовложений. На 1 км двухполосной дороги уходит более 5 млн руб. К тому же дороги нуждаются в ежегодном ремонте и сезонном обслуживании, на которые уходят значительные средства. Использование грунтовых дорог зависит от климатических условий и класса транспорта. Водный транспорт применим только при наличии водоёмов и рек. Строительство каналов для судоходства долго и дорого.

На фоне перечисленного авиационный транспорт обладает рядом преимуществ: для перемещения не нужны дороги, не зависит от времени года, большая скорость перемещения в сравнении с другими видами перевозок. Для эксплуатации самолёта необходим аэродром, который в случае с малой авиацией может быть грунтовым. Содержать такой аэродром гораздо дешевле, чем разветвлённую сеть железных и автомобильных дорог.

На сегодняшний день в России нет достаточного количества самолетов для региональных и районных перелетов. Это связано с отсутствием доступных технологий изготовления, а также недостатком квалифицированных кадров инженерного и эксплуатационного состава. Существующие учебные заведения готовят специалистов для большой авиации. Вопросы создания и эксплуатации легкомоторной авиации лежат в основном на организациях с негосударственным источником финансирования. На данный момент в обществе сложилось мнение, что малая авиация – это элитарный вид деятельности, доступный далеко не каждому. Даже сверхлегкие одноместные летательные аппараты зачастую недоступны не только студенту, но и человеку со средним достатком. Для изменения сложившейся ситуации на базе СКБ ФЛА НГТУ [2] было принято решение о создании сверхлегкого мотопланера для грунтовых посадочных площадок. В рамках этого проекта прорабатывается ряд ключевых направлений: разработка доступных технологий изготовления лёгких самолётов, практическая подготовка авиационных инженеров, обучение пилотированию и обслуживанию лёгкомоторной авиационной техники.

В ходе осуществления проекта был построен первый образец планера. По компоновке это классическая схема высокоплана [3] с шарнирным креплением консолей и расчалками. Лётные испытания позволили добиться расчетных характеристик, тем самым подтвердив эффективность выбранной аэродинамической компоновки [2].



Рисунок 1 – Планер «Сарма»

Агрегаты планера имели классический силовой набор: лонжероны, нервюры, хвостовая балка, изготовленные из комбинации деревянных и стеклопластиковых элементов. Обшивка была выполнена из листового и формованного стеклопластика. Для получения композитов использовались эпоксидные и полиэфирные смолы. В процессе изготовления выявилась низкая технологичность конструкции и особенности организации труда при работе с композитами. При всех достоинствах последних в виде лёгких и прочных конструкций с высоким качеством аэродинамических поверхностей существует и ряд проблем. Среди недостатков можно отметить: необходимость в организации специальных рабочих мест для работы со смолами, отсутствие промежуточных этапов контроля качества в виду протяженности технологических циклов, которые связаны с габаритами агрегатов. К тому же результат обладает невысокой стабильностью из-за зависимости от внешних факторов и плохо контролируется приборами. Вследствие этого был сделан пересмотр технологической базы проекта в сторону применения более безопасных, дешевых и стабильных процессов. Выбор пал на использование листов и труб из алюминиевых сплавов, а также листового ПЭТГ. Алюминиевые сплавы доступны, листы хорошо поддаются пластическим деформациям. Термообрабатываемые сплавы алюминия сохраняют пластичность в свежезакалённом состоянии [5]. Это даёт возможность формовать сложные детали с последующим упрочнением в процессе старения. Применение данных технологий позволяет использовать в конструкции планера слоистые клеенно-клёпаные элементы конструкции для обеспечения оптимального распределения толщины материала [4]. Обшивка аэродинамических поверхностей изготавливается из ПЭТГ. Этот материал достаточно лёгкий и прочный, он поддаётся термоформовке при температуре порядка 130-150 градусов. Для формовки не требуется дорогостоящих матриц из металла. При хорошей повторяемости деталей время изготовления небольшое. Этот материал хорошо тянется и позволяет делать обшивки с нестандартной аэродинамической поверхностью [6].

Ключевые технологии планера «Сарма-2»

- Лазерный раскрой листов,
- гибка заготовок,
- гидроформовка алюминиевых заготовок,
- анодирование деталей,
- термоформовка ПЭТГ,
- склейка и клёпка,
- сварка.

Из листового Д16Т толщиной 0,5 мм изготавливаются следующие детали планера: обшивка и шпангоуты хвостовой балки, полки и стенки лонжеронов крыла и оперения, силовые нервюры крыла.

Из проката АД10 и АМГ6 изготавливаются элементы фюзеляжа и шасси.

Из ПЭТГ 0,5 мм изготавливаются: обшивка, нервюры крыла и оперения.

Ниже представлена принципиальная схема изготовления деталей.



Рисунок 2 – Технологическая схема получения узлов планера

Штамповка шпангоутов и силовых нервюр

Для штамповки деталей из Д16Т была изготовлена закалочная печь и гидроформовочная установка с эластичной мембраной.



Рисунок 3 – Гидроформовочная установка

Свежезакаленные детали штампуются об пуансон водой при давлении в 15 атмосфер через эластичную мембрану и в процессе старения набирают прочность.

Данный вид штамповки дешевле аналогичной на установках с подвижной рабочей частью и системой матрица-пуансон. Для такого типа формовки достаточно пуансона из пластика или дерева. Сам процесс изготовления детали безопасный, поскольку рабочий цикл деформации металла проходит в сомкнутых полуёмкостях. Всё это позволяет допустить студентов к работе на данном оборудовании.

Гибка обшивки хвостовой балки

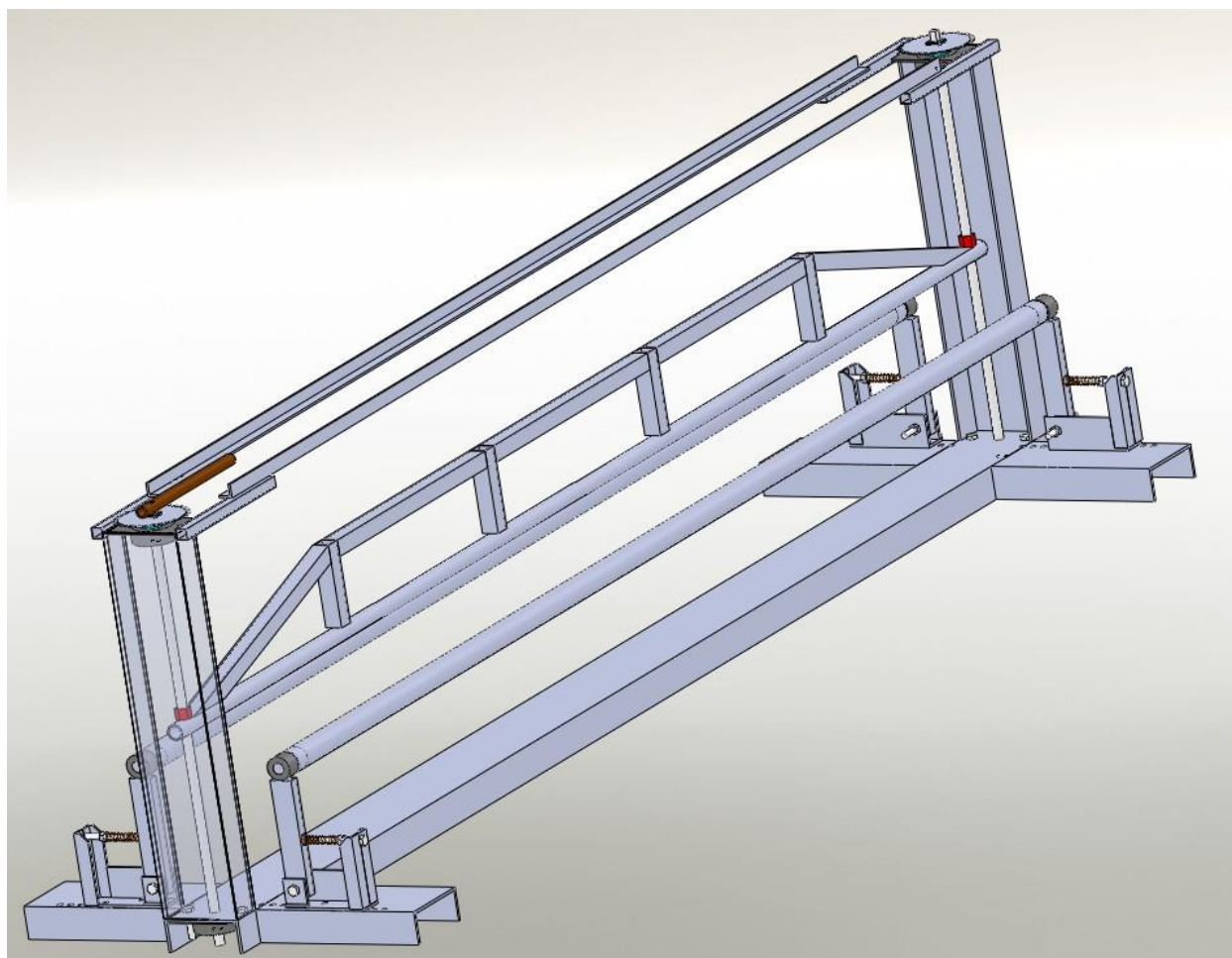


Рисунок 4 – Листогибочный станок

Обшивка хвостовой балки имеет сложную криволинейную геометрию с радиусными переходами. Для получения требуемой пространственной конфигурации обшивки спроектирован и изготовлен листогибочный станок, позволяющий осуществлять гибы радиуса от 30 до 60 мм.

Сборка обшивки хвостовой балки

Согнутые на листогибочном станке элементы обшивки и отформованные на ГФУ шпангоуты собираются в стапеле.

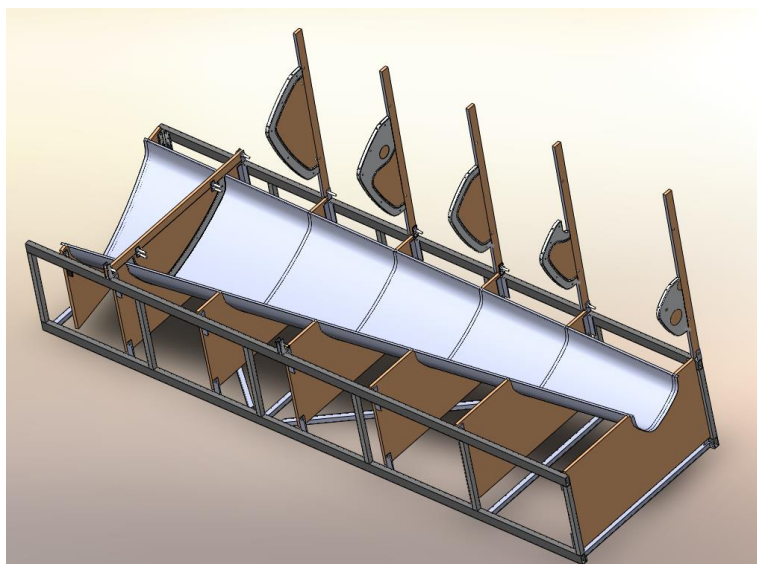


Рисунок 5 – Сборочный стапель хвостовой балки

Особенность стапеля заключается в том, что он предназначен только для склейки элементов между собой для фиксации перед клёпкой. Клепка собранных половин обшивки происходит вне стапеля, т. к. они имеют достаточную жесткость. Это позволило сделать стапель из металлического основания и деревянных ложементов без поддерживающих при склёпке приспособлений.

Изготовление лонжеронов хвостового оперения

Лонжерон изготавливается путем склеивания в единый пакет заготовок из листового металла. Технология наборного лонжерона позволяет получать равнопрочную лёгкую конструкцию без применения массивных заготовок и дорогостоящей обработки. После склеивания профилей производится подкрепление разомкнутой стенки набором вертикальных и диагональных распорок, замыкающих профиль и увеличивающих его жесткость на кручение (см. рисунок 5). Кроме этого, слоистые элементы устойчивы к развитию трещин.

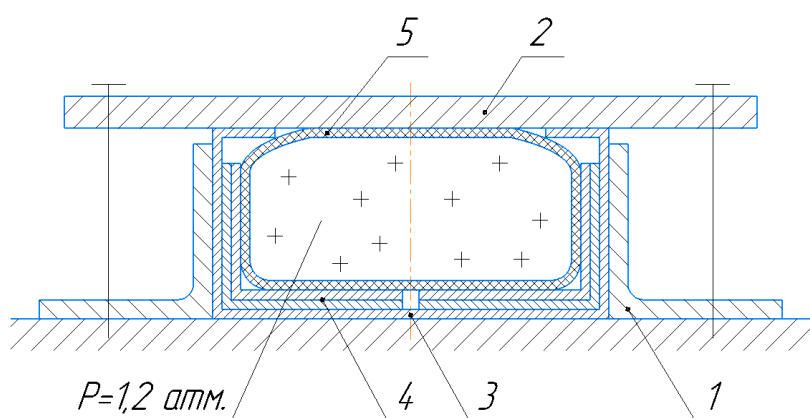


Рисунок 6 – Схема склеивания полок лонжерона: 1 – сборочный стапель; 2 – прижимная панель; 3 – профиль лонжерона; 4 – набор уголков; 5 – силиконовый прижим

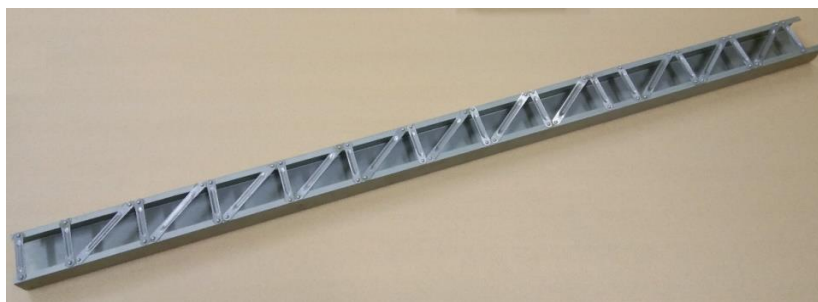


Рисунок 7 – Собранный лонжерон хвостового оперения с распорками, выполняющими роль задней стенки

Изготовление нервюр хвостового оперения

Нервюры изготавливаются методом термоформовки. Заготовка из ПЭТГ укладывается на пуансон и нагревается до температуры около 135 градусов. Нагретый пластик размягчается и обжимается матрицей. Готовые половины нервюр склеиваются между собой на оснастке полиуретановым клеем ПФЛ-100.



Рисунок 8 – Готовые компоненты нервюры

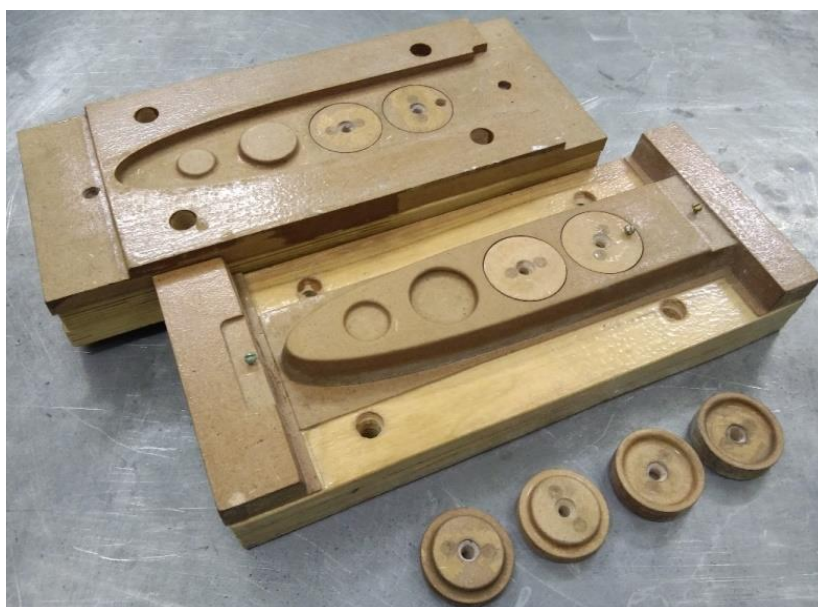


Рисунок 9 – Штамп для изготовления нервюр

Изготовление обшивки хвостового оперения

Обшивка стабилизатора, киля и рулей изготавливается методом термоваккуумной формовки. Помещенная на матрицу заготовка нагревается в печи до температуры деформации в 170 градусов и обтягивается при помощи откачки воздуха из внутренней полости.

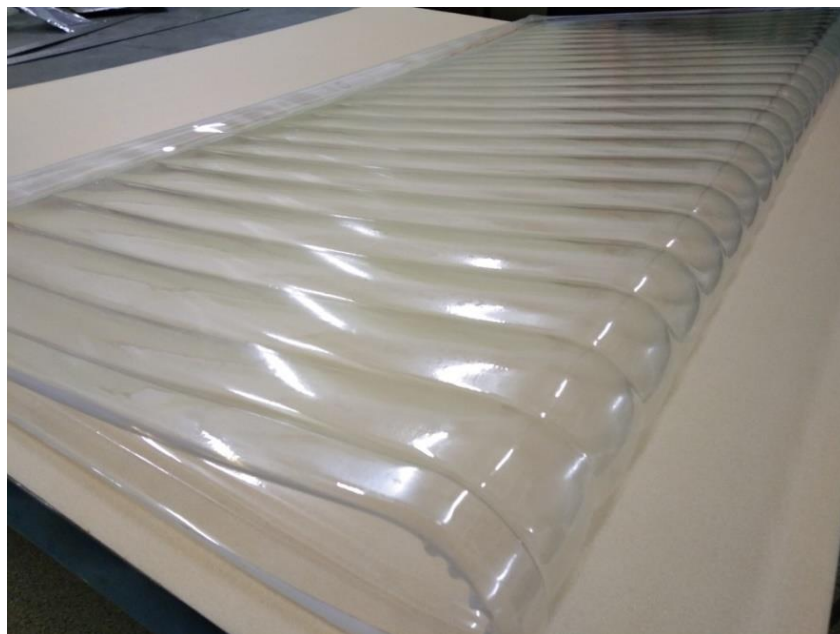


Рисунок 10 – Обшивка из ПЭТГ



Рисунок 11 – Формовочная матрица с рубильниками, поддерживающими обшивку при формовке

Сборка оперения

Фиксация обшивки на нервюрах выполняется с помощью пенопластовых рубильников, базируется обшивка впадинами по нервюрам. После происходит склеивание между собой пластиковых элементов или пластика с алюминием с помощью клея COSMOPU-200.280. Особенностью процесса является простота сборки, собираемые конструкции состоят из однотипных деталей и сборочных техпроцессов.



Рисунок 12 – Сборка оперения

Заключение

На данный момент в рамках проекта изготовлена гидроформовочная установка и отработана технология формовки поперечного силового набора. Изготовлен листогибочный станок. На завершающем этапе изготовления сборочный стапель хвостовой балки. Освоена технология получения наборных силовых элементов, в частности лонжерона. Изготовлена вся необходимая оснастка для получения изделий из ПЭТГ и отработан техпроцесс их получения. Изготовлен опытный образец хвостового оперения планера.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Обзор отрасли грузоперевозок в России // [Электронный ресурс]. – 2020. URL: [file:///C:/Users/negro/Downloads/ey-russia-transportation-services-2020%20\(4\).pdf](file:///C:/Users/negro/Downloads/ey-russia-transportation-services-2020%20(4).pdf) (датаобращения: 24.09.22).
2. Студенческое конструкторское бюро (СКБ) факультета летательных аппаратов // [Электронный ресурс]. – 2020. URL: <http://craft.nstu.ru/skb/> (дата обращения: 24.09.22).
3. Чумак П. И. Расчет, проектирование сверхлегких самолетов / П. И. Чумак, В. Ф. Кривокрысенко. М.: Патриот, 1991. 238 с.
4. Капелюшник И. И. Технология склеивания деталей в самолетостроении / И. И. Капелюшник, И. И. Михалев, Б. Д. Эйдельман. М.: Машиностроение, 1979. 159 с.
5. Обработка металлов давлением. Вып. 9. Межвузовский сборник. Свердловск, изд. УПИ им С. М. Кирова, 1982. 160 с.
6. Zverkov I. D., Kryukov A. V. Impact onto the boundary layer on the airfoil of a small-sized flying vehicles with the use of a wavy surface. Problems and prospects // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics. 2021. Vol. 62. No. 3. 17 p.

ПРИМЕНЕНИЕ ВОЛНИСТОЙ ПОВЕРХНОСТИ НА ХВОСТОВОМ ОПЕРЕНИИ СВЕРХЛЕГКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Мешков А. А.¹

Мохов Ю. В.¹

Зверков И. Д.^{1,2}, д-р. техн. наук

Крюков А. В.^{1,2}, канд. техн. наук

¹*Новосибирский государственный технический университет
(г. Новосибирск)*

²*Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича
(г. Новосибирск)*

Аннотация. Несмотря на более чем столетнюю историю авиации вопрос безопасности полетов остается таким же актуальным. Кроме обеспечения надежности конструкции, агрегатов, а также подготовки квалифицированного летного и диспетчерского персонала существуют проблемы, связанные непосредственно с обтеканием аппарата. Одним из основных путей повышения безопасности, с точки зрения аэродинамики, является сохранение подъемной силы и управляемости на критических режимах полета. Особенно это актуально для легкомоторной авиации ввиду соизмеримости скоростей полета и воздушных возмущений.

В настоящее время в СКБ ФЛА НГТУ реализуется практическое решение представленной проблемы на базе эффекта волнистого крыла. Данный эффект был подробно изучен в научных исследованиях и в рамках представленной работы находит практическое применение на студенческом мотопланере «Сарма – 2». По результатам летных экспериментов будет сделано заключение о пригодности данного метода для улучшения характеристик подобных аппаратов на критических режимах полета.

Ключевые слова: сверхлегкие летательные аппараты, волнистое крыло, срыв потока, сажемазляная визуализация, термоформовка, ПЭТГ.

APPLICATION OF A WAVY SURFACE ON THE TAIL FIN OF ULTRALIGHT AIRCRAFT

Meshkov A. A.¹

Mokhov Y. V.¹

Zverkov I. D.^{1,2}, Doctor of Technical Sciences

Kryukov A. V.^{1,2}, Candidate of Technical Sciences

¹*Novosibirsk State Technical University
(Novosibirsk)*

²*Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
(Novosibirsk)*

Abstract. The history of aviation has more than 100 years, but the issue of flight safety does not lose its relevance. It is necessary to pay attention not only to the strength of the structure and the training of the flight crew, but also to the problems associated with the flow around the aircraft. Maintaining lift and controllability in critical flight modes is the main way to improve flight safety. This is especially true for small aircraft due to the comparability of flight speeds and wind pulsations.

Currently, a practical solution to the above problem based on the effect of a wavy wing is being implemented in the student's design office of the Aircraft Faculty of NSTU. This effect has been widely studied in scientific researches and, under the project, the waviness is used on the student's glider "Sarma - 2". Based on the results of flight experiments, a conclusion will be made on the application of this method to improve the aerodynamic characteristics of such aircrafts in stall stagnation.

Keywords: ultralight aircraft, wavy wing, stall, oil-film visualization, thermoforming, PET.

Введение

Одним из основных требований к полетам является безопасность. Это относится как к сохранности самого аппарата, так и наземных сооружений, населения и природных объектов. Именно поэтому все летательные аппараты проходят тщательный процесс проектирования и контроль изготовления. Большое внимание уделяется поддержанию летной годности аппарата и его обслуживанию. А пилоты проходят длительный курс подготовки и постоянно совершенствуют свои навыки.

Еще на этапе проектирования необходимо обеспечить гарантии безопасности полета и сохранение целостности ЛА, закладывая в конструкцию запасы прочности и применяя испытанные и проверенные решения, как для силовых элементов планера, двигателя и бортовых систем, так и для аэродинамической компоновки.

Одной из основных задач совершенствования аэродинамики является управление срывом потока на критических режимах. Данное явление приводит к падению эффективности несущих и рулевых поверхностей и росту лобового сопротивления, способствует срыву в штопор [1].

В общем случае методы борьбы с отрывом и срывом потока можно разделить на активные и пассивные. К пассивным способам относятся: форма профиля, геометрическая и аэродинамическая крутка, способствующая смещению зоны отрыва к корню крыла для сохранения эффективности концевых зон и рулевых поверхностей. Также, для увеличения устойчивости к срыву, используются и турбулизаторы потока [2], нашедшие свое применение на самолетах укороченного взлета и посадки, например MauleMX7 и PiperCub, и на спортивных планерах LS4, CirrusStandard. Основные плюсы пассивных способов управления – отказоустойчивость, отсутствие соответствующих обслуживающих устройств и дополнительных энергозатрат. Минусы в том, что они, как правило, оптимизированы под конкретные режимы полета, отклонение от которых приводит к проявлению негативных эффектов.

Активные же способы можно разделить на турбулизаторы и ламинаризаторы [2-4]. Их положительными особенностями являются: включение в работу только при необходимости и возможность управления мерой воздействия на обтекание в реальном времени. Но при этом появляется потребность в дополнительной энергии, а также усложняется конструкция за счет размещения агрегатов управления, которые могут выйти из строя.

Известен также метод борьбы с отрывом и срывом потока на крыле путем установки на поверхность обтекания продольной потоку волнистости [5-8]. Представленный вид волнистой поверхности относится к пассивным методам

управления течением, при этом она обладает работоспособностью в широком диапазоне углов атаки, а негативные эффекты практически не проявляются. В работе [8] были исследованы свойства волнистой поверхности, проведено сравнение эффективности с гладким крылом и выявлены достоинства, повышающие безопасность полета, что особенно важно для учебных и пассажирских самолетов малой авиации.

Для практического применения исследований было решено использовать новый тип обшивки в конструкции крыла и хвостового оперения мотопланера «Сарма-2», разрабатываемого в студенческом конструкторском бюро факультета летательных аппаратов (СКБ ФЛА НГТУ).

Структура течения при малых числах Рейнольдса

Стремление к развитию малой и беспилотной авиации повлекло за собой потребность в детальном исследовании обтекания подобных ЛА, происходящего при малых числах Рейнольдса. Низкие числа Рейнольдса реализуются из-за уменьшения полетных скоростей и геометрических размеров, а также достигаются на критических режимах. Изучение структуры обтекания крыла потоком с низким числом Рейнольдса позволило выделить в пограничном слое несколько основных зон (рисунок 1): область ламинарного ПС, область отрывного пузыря, в котором происходит переход к турбулентному течению, и область присоединенного турбулентного ПС. Именно возникновение и развитие отрывного пузыря несет за собой негативные последствия для крыла. Он не только увеличивает лобовое сопротивление, но и заключает внутри себя значительный объем воздуха, неустойчиво располагающийся на крыле. При критическом значении угла атаки наличие пузыря способствует резкому отрыву потока, что приводит к потере подъемной силы и многократно увеличивает вероятность катастрофы. Кроме этого, отрывной пузырь является причиной гистерезиса, и для возобновления обтекания крыла необходимо перевести ЛА на углы атаки значительно меньшие критического [5].

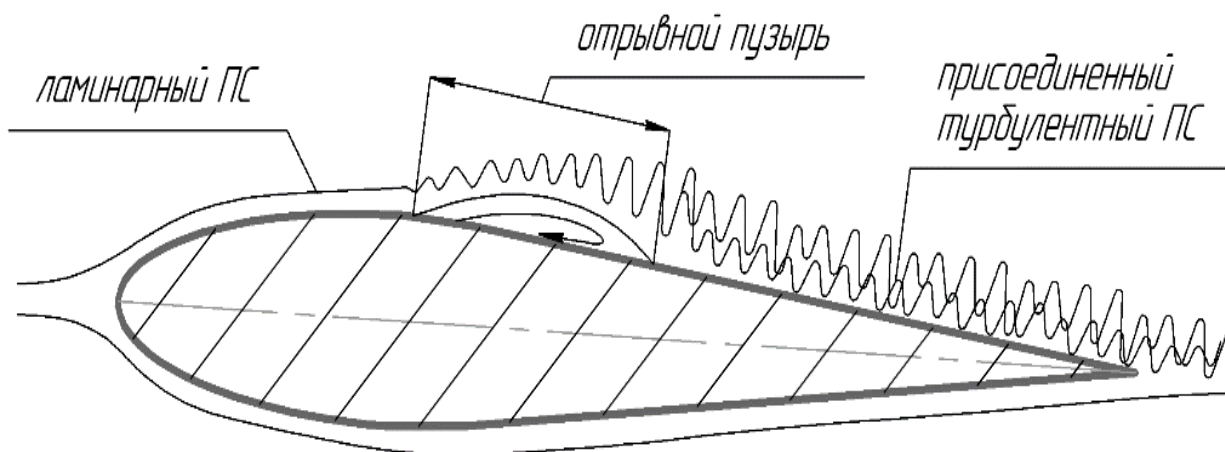


Рисунок 1 – Структура пограничного слоя с отрывным пузырем

Особенности волнистой поверхности

В основе положительных эффектов волнистого крыла лежит процесс дробления отрывного пузыря на систему локальных отрывных зон, более устойчивых к срыву потока и способствующих скорейшему присоединению оторвавшегося потока при уходе с закритических углов атаки. Кроме того, срыв развивается по более плавному сценарию с частичным сохранением несущих свойств, обеспечивающих устранение гистерезиса аэродинамических характеристик. Данный эффект волнистого крыла наблюдается при углах скольжения вплоть до 45° [8].

Эффективность такой обшивки зависит от соответствия ее геометрических характеристик и параметров пограничного слоя. Основными величинами, характеризующими волнистость, (рисунок 2) являются: g – шаг и f – высота волны, c – толщина профиля, задаваемые в процентном отношении к хорде крыла (b). На основе представленных в работе [7] зависимостей были определены оптимальные характеристики волнистости, использованные в дальнейшем при проектировании мотопланера.

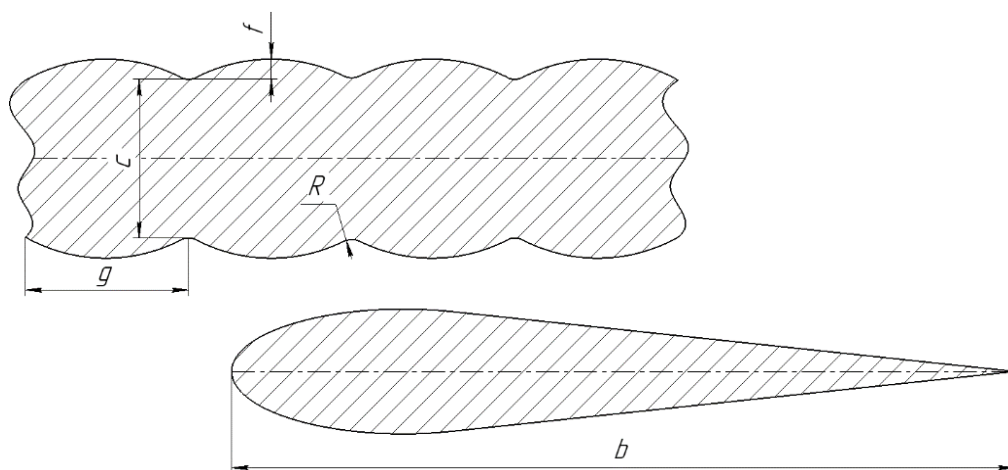


Рисунок 2 – Параметры волнистости

Проектирование и изготовление хвостового оперения с применением волнистой обшивки

Конструкция хвостового оперения (рисунок 3) представляет собой классическую схему, состоящую из неподвижных – стабилизатор и киль, и подвижных – руль высоты и руль направления, аэродинамических поверхностей, которые собираются из идентичных по назначению элементов, позволяющих повысить технологичность и унифицировать сборочный процесс [9].

Несущим элементом стабилизатора (рисунок 4) является изготовленный из Д16Т клеено-клепаный лонжерон 1, подкрепленный набором распорок 2. Присоединение нервюр 5, осуществляется при помощи уголков 4. С внутренней стороны лонжерона в промежутках между распорками устанавливаются узлы навески рулевых поверхностей 3, представляющие собой фрезерованные из стандартного проката кронштейны с шаровыми опорами. Поверх силового каркаса приклеивается волнистая ПЭТГ обшивка 6 и концевой обтекатель 7.

Применение ПЭТГ в качестве материала обшивки обусловлено необходимостью придания ей сложной пространственной формы, что по технологическим причинам невозможно реализовать на полотняной обшивке. Вдобавок ПЭТГ обладает невысокой ценой, хорошей обрабатываемостью, стойкостью к воздействию окружающей среды, термоусадочными свойствами и достаточной прочностью. Данный материал используется также при изготовлении нервюр.



Рисунок 3 – Хвостовое оперение мотопланера

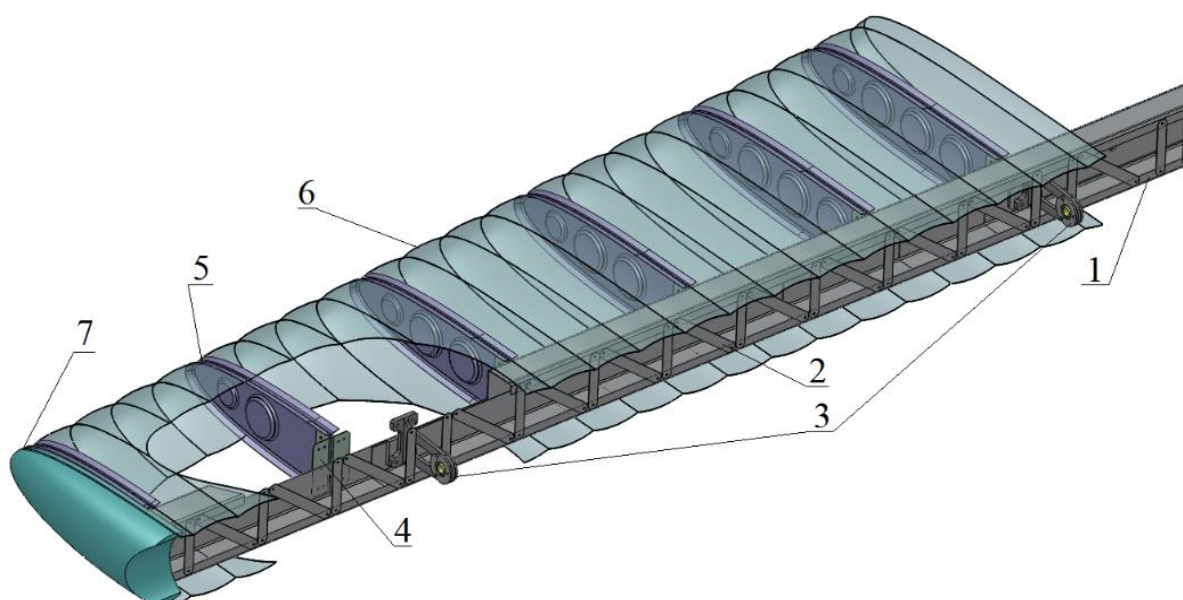


Рисунок 4 – Конструкция стабилизатора: 1 – лонжерон, сборной конструкции; 2 – набор распорок; 3 – узлы навески рулевых поверхностей; 4 – уголок; 5 – пластиковая нервюра; 6 – волнистая обшивка; 7 – концевой обтекатель

Получение волнистой обшивки осуществляется методом термовакуумной формовки. Сущность метода заключается в том, что разогретый и размягченный пластик за счет разрезания в области между матрицей (рисунок 5) и заготовкой облегает образующую поверхность и после охлаждения принимает ее форму [10].

Оснастка для формовки (рисунок 5) была изготовлена из МДФ на станке ЧПУ и представляет собой матрицу с волнистой поверхностью и рубильники для закрепления листовой заготовки на матрице. Разрезание в пространстве между заготовкой и матрицей создается при помощи строительного пылесоса, способного обеспечить большой расход при необходимом разрезании.

С конструктивной точки зрения волнистость благоприятно влияет на устойчивость элементов обшивки, увеличивая ее жесткость при работе на кручение. А с технологической – наличие впадин упрощает сборку и дает возможность ориентировать обшивку по нервюрам в направлении размаха.



Рисунок 5 – Оснастка для термоформовки обшивки

Проведение аэродинамического эксперимента

Опытный образец обшивки был использован на экспериментальной модели в аэродинамической трубе. Целью исследований было сопоставление результатов обтекания получившейся обшивки с ранними исследованиями волнистого крыла [8]. Испытания проводились в дозвуковой аэродинамической трубе СС-19 с открытой рабочей частью. Характеристики течения на модели определялись методом сажемасляной визуализации и контролировались при помощи шелковинок. Поверхность образца покрывалась пятипроцентным раствором масла в керосине с добавлением светоотражающего пигмента. Результат фиксировался на фотокамеру в ультрафиолетовом освещении. Это позволило сократить время эксперимента и повысить качество изображения.

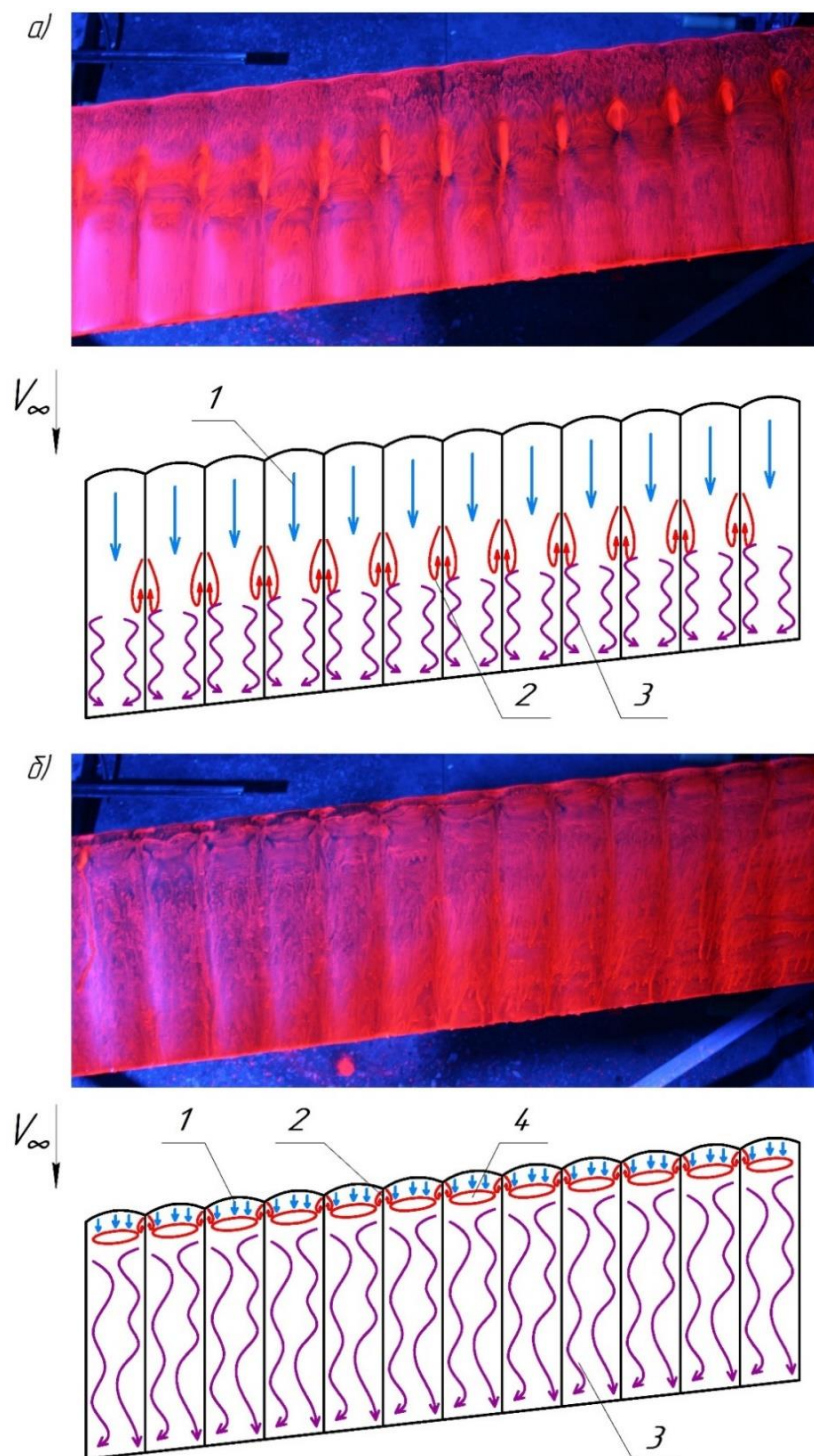


Рисунок 6 – Визуализация обтекания и его трактовка а) $\alpha = 0^\circ$ и б) $\alpha = 20^\circ$:
 1 – область ламинарного ПС; 2 – область отрывных пузырей; 3 – область присоединенного турбулентного ПС; 4 – вторичные отрывные зоны

Моделью послужил образец волнистого стреловидного крыла: стреловидность по передней кромке 6° ; волнистость параллельна оси трубы; хорда крыла 200 мм.

Исследования проводились в диапазоне углов атаки от -10° до 30° с шагом в 5° . На рисунке 6 представлена визуализация течения на нескольких углах атаки и его трактовка.

Заключение

По результатам аэродинамических экспериментов было установлено наличие локальных отрывных зон, обеспечивающих основной эффект волнистого крыла, и их изменение в зависимости от угла атаки. Относительные размеры и поведение указанных зон аналогичны полученным в сравнительных исследованиях гладкого и волнистого крыла [5-8]. На основании этого мы предполагаем, что положительный эффект будет проявляться на хвостовом оперении планера.

Предложенный способ формирования обшивок такого типа хорошо себя зарекомендовал с технологической стороны при изготовлении хвостового оперения мотопланера. Он не требует дорогостоящих материалов и оснастки, а также сложного оборудования и не сопряжен с вредностью и опасностью.

Опытные образцы оперения будут испытаны на прочность. На данном этапе работ волнистая обшивка будет применяться на хвостовом оперении, элеронах и закрылках. По результатам летных экспериментов будет сделано заключение об эффективности обшивки на рулевых поверхностях в реальных условиях. В случае подтверждения положительного эффекта данная обшивка будет использована на крыле планера и апробирована на практике.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Чернигин К. О., Кубаков И. А. Особенности полета воздушных судов на больших углах атаки // Научный вестник МГТУ ГА. 2006. № 110. С. 12-15.
2. Занин Б. Ю., Зверков И. Д., Козлов В. В., Павленко А. М. О новых методах управления дозвуковыми отрывными течениями // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2007. Том 2, вып. 1. С. 10-18.
3. Корнилов В. И. Стационарный вдув/отсос воздуха в турбулентный пограничный слой симметричного крылового профиля // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13. № 1. С. 33-44.
4. Петров А. В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2011. 404 с.
5. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Влияние волнистости на структуру пограничного слоя и аэродинамические характеристики крыла конечного размаха // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2011. Т. 6, вып. 2. С. 26-42.
6. Зверков И. Д., Козлов В. В., Крюков А. В. Улучшение-аэродинамических характеристик крыла малоразмерного аппарата // Доклады академии наук. 2011. Т. 440, №6. С. 1-4.
7. Зверков И. Д., Крюков А. В., Грек Г. Р., Коновалов И. С., Евтушок Г. Ю. Определение параметров волнистости поверхности для крыла малоразмерного летательного аппарата // Вестник НГУ. Серия: Физика. 2015. Т. 10, вып. 3. С. 5-18.
8. Zverkov I. D., Kryukov A. V. Impact onto the boundary layer on the airfoil of a small-sized flying vehicles with the use of a wavy surface. Problems and prospects (review). / Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2021, Vol. 62, No. 3. P. 1-17.
9. Руководство для конструкторов летательных аппаратов самодеятельной постройки РДК СЛА: В. 2 т. / Сиб. НИИ авиации им. С. А. Чаплыгина. Новосибирск: СибНИА, 1989. 22 см. Т. 2: Прочность. Новосибирск: СибНИА. 222 с.
10. Шварцман П., Иллиг А. Термоформование. Практическое руководство / пер. с англ. под ред. М. А. Шерышева. Спб.: Профессия, 2007. 288 с.

ПРИМЕНЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В КОНСТРУКЦИИ НЕСУЩИХ ВИНТОВ СОВРЕМЕННЫХ ВЕРТОЛЕТОВ

Нацубидзе С.А., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье рассматриваются вопросы, связанные с анализом применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) при изготовлении лопастей несущего винта вертолетов, вызванного необходимостью решения многих важных задач. ПКМ обладают большим диапазоном особых свойств. Эти особенности позволяют осуществлять как усовершенствование имеющихся авиационных конструкций, так и разработку новых конструкций и технологий их производства. Высокая удельная прочность и жесткость ПКМ позволяет изготавливать лопасти с меньшим весом по сравнению с лопастями из металлов. Преимуществом новой авиационной техники является применение при их производстве современных композитных материалов, включая лопасти несущего винта, позволяющих создавать их с особыми прочностными характеристиками, что достигается уникальными свойствами этого класса материалов.

Ключевые слова: композиты, лопасти, вертолет, конструкции, прочность, надежность, технологии.

APPLICATION OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS IN THE DESIGN OF THE PROPELLERS OF MODERN HELICOPTERS

Natsubidze S.A., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. In the article the questions connected with the analysis of application of polymer composite materials (PCM) at manufacturing of helicopter main rotor blades caused by the necessity of solving many important problems are considered. These features allow the improvement of existing aircraft structures, as well as the development of new designs and technologies for their production. The high specific strength and stiffness of PCM allows the production of blades with less weight compared to metal blades. The advantage of the new aviation equipment is the application of modern composite materials in their production, including the main rotor blades, allowing creating them with special strength characteristics, which is achieved by the unique properties of this class of materials.

Keywords: composites, blades, helicopter, structures, strength, reliability, technology.

Как показывает анализ, доля применения ПКМ в конструкции современных вертолетов значительно выросла и достигает в отдельных случаях более 60 % (рисунок 1).



Рисунок 1 – Применение композиционных материалов в конструкции вертолетов ОАО КАМОВ

До недавнего времени основными материалами для изготовления лопастей вертолетов являлись алюминиевые и титановые сплавы, а также различные легированные стали. Сегодня же самым практичным решением, которое удовлетворяет самым высоким требованиям при создании лопасти несущего винта, является применение современных композитных материалов (рисунок 2).

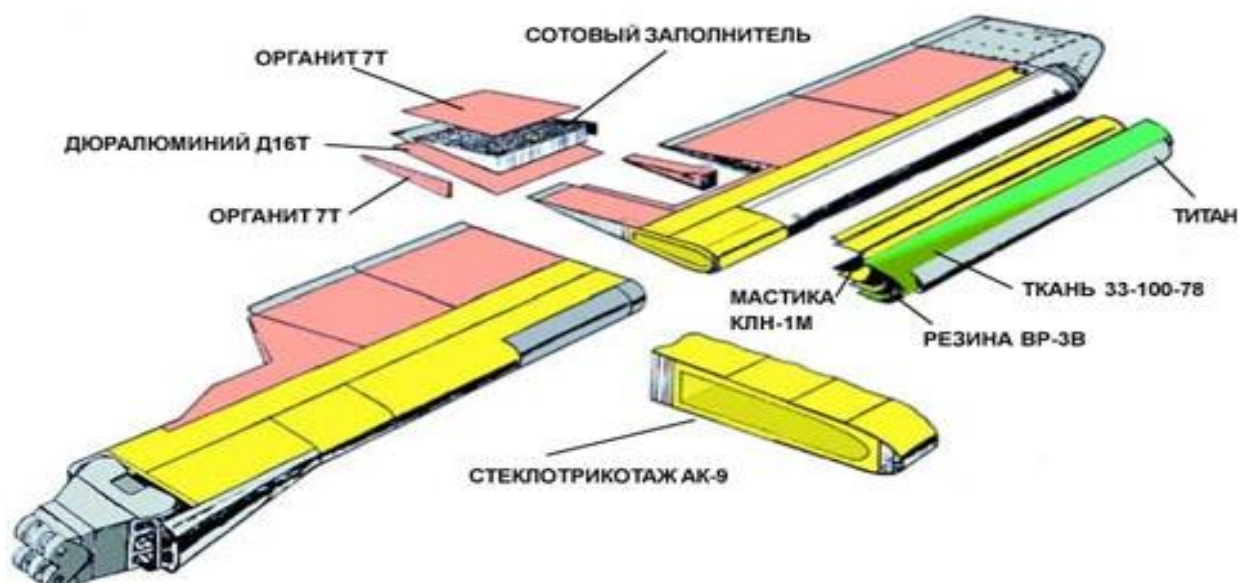


Рисунок 2 – Применение различных ПКМ в конструкции лопасти несущего винта вертолета, *Источник:*
<https://mamonino.livejournal.com/500047.html>

Применение композитов при изготовлении лопастей несущего винта вертолетов вызвано необходимостью решения задач повышения удельной прочности и жесткости, уменьшения массы лопастей и конструкции вертолета, а также повышения их усталостной прочности.

Во время полета лопасти несущего винта вертолета подвержены сложным аэродинамическим нагрузкам, что приводит к изгибу, кручению, растяжению и другим видам нагружения [2].

Еще одним важным фактором, который необходимо учитывать, являются: посадка вертолета в сложных погодных условиях при сильном ветре, дождь, снег, туман, приводящие к обледенению и другие.

Эти и другие факторы определяют необходимые требования к применяемым в производстве лопастей несущего винта материалам:

- все свойства материала лопасти должны быть устойчивыми к изменениям атмосферных явлений в течение всего времени эксплуатации;
- обладать высокими характеристиками статической и усталостной прочности;
- сопротивляемостью к коррозии;
- иметь максимальный ресурс работы конструкций в условиях эксплуатации и их высокую надёжность.

В значительной мере перечисленные требования к конструкции лопастей несущего винта обеспечиваются выбором композитного материала и совершенством технологии изготовления конструкции из ПКМ [3].

При применении композитов в авиационных конструкциях и с учетом свойства их широкой анизотропии, позволяют производить лопасти несущего винта различной геометрии и сложности.

Так, путем изменения ориентации волокон и количества слоев наполнителей можно значительно повысить качество композитной лопасти и изготавливать ее с необходимыми изменениями аэродинамического профиля, оптимизируя тем самым летные характеристики вертолета.

В 2016 году на вертолетном заводе им. М. Л. Миля освоили технологию по производству лопастей несущего винта из композитного материала на основе углеволокна. Особенность ее заключается в том, что она целиком изготавливается в пресс-форме и прямо там же полимеризуется, а не собирается из лонжерона и хвостовых секций. Применяют такие лопасти не только для несущих винтов, но и для рулевых, включая тяжёлый транспортный вертолет Ми-26М2 [5].

На ПАО «Казанский вертолетный завод» композиты применяются для изготовления лопастей новых вертолётов «Ансат» и Ми-38.

Цельнокомпозитные лопасти несущего и рулевого винтов уже получили вертолёты Ми-35М (модернизированный Ми-24 с винтами по типу Ми-28), Ми-171А2 (также получивший новые лопасти несущего и рулевого винтов, аналогичные применяемым на вертолёте Ми-38) [5] (рисунок 3).

Применение цельнокомпозитных лопастей на вертолете Ми-28НМ позволило увеличить его крейсерскую и максимальную скорости полета. Это является одним из аргументов для отказа от цельнометаллических конструкций, кроме того, при этом повышаются их прочность и надежность.



Рисунок 3 – Металлическая и цельнокомпозитная лопасти несущего винта вертолетов семейства «Ми», *Источник: <https://mamonino.livejournal.com/500047.html>*

АО «Национальный центр вертолетостроения имени М. Л. Миля и Н. И. Камова» холдинга АО «Вертолеты России» в сотрудничестве с НИЦ «Курчатовский институт» – ВИАМ разработали перспективные материалы для лопасти несущего винта. Это стеклопластики и гибридные стеклоуглепластики для изготовления лонжеронов, а также листовые органические пластики, используемые в качестве обшивок хвостовых отсеков (ХО) с сотовым наполнителем [4].

Компания «Роствертол» выпускает лопасти несущего винта для вертолетной техники семейства «Ми», в которых применена конструктивно-силовая схема с разрезным ХО (рисунок 4) [5].



Рисунок 4 – Конструктивно-силовая схема лопасти несущего винта из ПКМ с цельным и разрезным хвостовым отсеком для вертолетов семейства «Ми», *Источник: <http://viam-works.ru/ru/articles>*

Основные виды полимерных композиционных материалов, применяемых в конструкциях вертолетов «ОАО КАМОВ»:

- стеклопластики: Т-10, Т-25ВМ, Т-25 ВМП, Т-15;
- углепластики: Лу-П-0,2, УТ-800;
- органические пластики: СВМ, РУСАРМ;
- связующие: 5-211Б, 5-211-БН, ЭДТ-69Н;
- клеевые препреги: КМКС, КМКУ.

На рисунке 5 представлены конструкционные решения «ОАО КАМОВ» при проектировании профилей лопастей несущих и рулевых винтов, выполненных из ПКМ вертолетов семейства «КА».



Рисунок 5 – Типовые сечения лопастей из ПКМ несущих и рулевых винтов вертолетов семейства «КА»

Преимуществом новой авиационной техники является применение при их создании современных композитных материалов и технологий, включая лопасти несущего винта, позволяющих создавать их с особыми прочностными характеристиками, что достигается уникальными свойствами этого класса материалов. Высокая удельная прочность и жесткость ПКМ позволяет изготовить лопасти с меньшим весом по сравнению с лопастями из металлов.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Дорошенко Н. И.* материалов для лопастей вертолетов / Н. И. Дорошенко, Л. В. Чурсова // *Авиационные материалы и технологии.* 2012. № 2 (23). С. 16-18.
2. *Попов Ю. О.* Новое поколение материалов и технологий для изготовления лонжеронов лопастей вертолета / Ю. О. Попов, Т. В. Колокольцева, А. В. Хрульков // *Авиационные материалы и технологии.* 2014. № 52. С. 5-9. DOI: 10.18577/2071-9140-2014-0-s2-5-9.
3. *Гребеников А. Г.* Конструктивно-технологические особенности несущих поверхностей вертолета из полимерных композиционных материалов / А. Г. Гребеников, Ю. В. Дьяченко, В. В. Коллеров и др. // *Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии.* 2019. № 84. С. 4-49.
4. *Дорошенко Н. И.* Применение ПКМ в конструкции лопастей винтов вертолетов. URL: <https://conf.viam.ru/sites/default/files/uploads/proceedings/1234.pdf> (дата обращения: 12.07.2021).
5. *Баранников А. А.* Применение новых технологий в производстве лопастей несущего винта вертолета / А. А. Баранников, М. В. Постнова, Е. В. Крашенинникова, А. Н. Васюков // *ВИАМ.* 2021. № 11. С. 91-102.

ГАЗОДИНАМИКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД С УЧЕТОМ НЕСИММЕТРИЧНОСТИ ТЕЧЕНИЯ ЗА КОМПРЕССОРОМ

Носкова К. Р.
Гурьянова М. М., канд. техн. наук
Гурьянов А. И., докт. техн. наук

*Рыбинский государственный авиационный технический университет
имени П.А. Соловьёва
(г. Рыбинск)*

Аннотация. Выполнены численные и экспериментальные исследования по влиянию несимметричности течения, которое организуется на выходе из компрессора газотурбинного двигателя (ГТД), что приводит к изменению газодинамической эффективности и интегральных параметров камеры сгорания (КС). На выходе из центробежного компрессора (ЦБК) может формироваться несимметричный профиль скорости. Это свидетельствует о необходимости учета течения за компрессором при исследовании характеристик КС. Численное моделирование процессов показало, что несимметричность эпюры скорости ухудшает газодинамику течения и интегральные характеристики камеры сгорания, что требует дополнительного изучения и разработки методики по совершенствованию рабочего процесса в КС с учетом выходных параметров и структуры течения за компрессором. Полученные результаты исследования позволяют выявить условия, при которых обеспечивается минимум потерь полного давления в камере сгорания.

Ключевые слова: камера сгорания, газодинамика, несимметричность профиля скорости за компрессором, численное моделирование, гидравлические потери.

GAS DYNAMICS OF THE COMBUSTION CHAMBER OF A GTE WITH ASYMMETRIC FLOW AT THE COMPRESSOR OUTLET

Noskova K. R.
Gur'yanova M. M., Candidate of Technical Sciences
Gur'yanov A. I., Doctor of Technical Sciences

*Soloviev Rybinsk State Aviation Technical University
(Rybinsk)*

Abstract. Numerical and experimental studies have been carried out on the influence of the asymmetry of the flow organized at the output of the gas turbine engine compressor leading to a change in the gas dynamic efficiency and integral parameters of the combustion chamber. An asymmetric velocity profile can be formed at the outlet of the centrifugal compressor. It indicates the need to take into account the flow behind the compressor when studying the characteristics of the combustion chamber. Numerical modeling of the processes showed that the asymmetry of the velocity plot worsens the gas dynamics of the flow and the integral characteristics of the combustion chamber, which requires additional study and development of methods for improving the working process in the combustion chamber taking into account the output parameters and the flow structure behind the compressor. The obtained results of the research allow identifying the conditions under which the minimum loss of total pressure in the combustion chamber is ensured.

Keywords: combustion chamber, gas dynamics, asymmetry of the velocity profile at the compressor outlet, numerical modeling, hydraulic losses

Введение

Несимметричность эпюры скорости на выходе из компрессора возникает в связи с нестационарностью течения из-за взаимодействия рабочего колеса и спрямляющего аппарата. Вследствие влияния несимметричности ухудшаются интегральные характеристики камеры сгорания (КС) [1-5]. Поэтому существует необходимость в исследовании влияния профиля скорости за компрессором на газодинамическую эффективность камеры сгорания.

Основная часть

Проведено численное моделирование ступени ЦБК. Для этого выбраны области основной и сплиттерной лопаток рабочего колеса (РК), диффузорной лопатки, которая находится на статоре. Созданы корневой и периферийный меридиональные обводы. Выполнены сеточные модели, адаптированные по поверхностям лопаток и корпуса компрессора с гексаэдрическими элементами (рисунок 1).

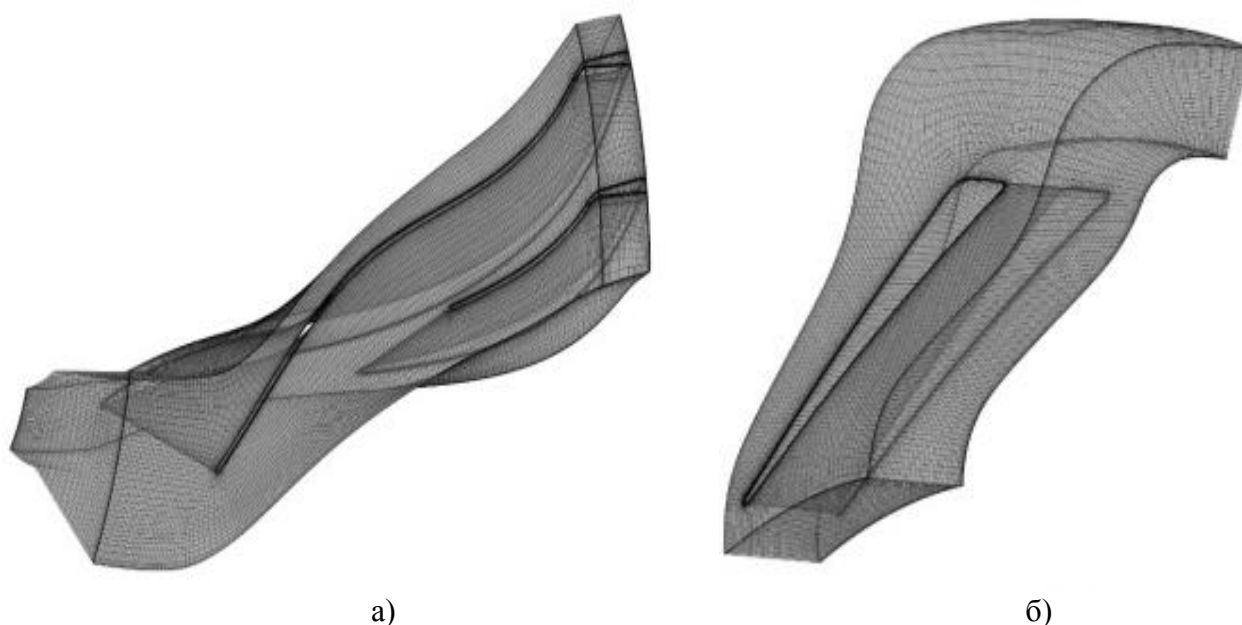


Рисунок 1 – Сеточная модель расчетной области лопаточных венцов компрессора: а) рабочее колесо, б) лопаточный диффузор

Анализ поля скорости в ступени ЦБК (рисунок 2) отражает физическую структуру дозвукового течения потока при обтекании пространственных лопаток (основной и сплиттерной) с локальными сверхзвуковыми областями при переходе потока из роторной части РК в статорную с лопаточным диффузором (граница раздела ротор-статор).

Распределение параметров потока на выходе их ступени приведено на рисунке 3. Наибольшее значение скорости и полного давления (трансзвуковая область) наблюдается вблизи границы раздела рабочего колеса и диффузора.

Оценка несимметричности профиля скорости за компрессором проводится коэффициентом K , определяемым отношением среднерасходных скоростей потока в верхнем и нижнем полуканалах.

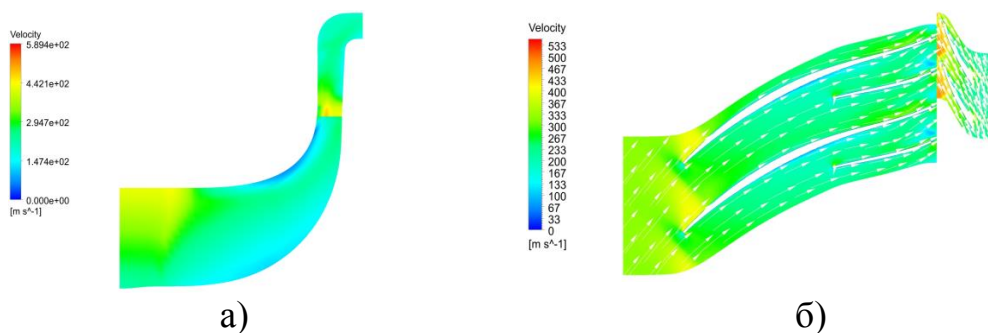


Рисунок 2 – Распределение скорости в ступени ЦБК: а) – меридиональный обвод; б) межлопаточное пространство

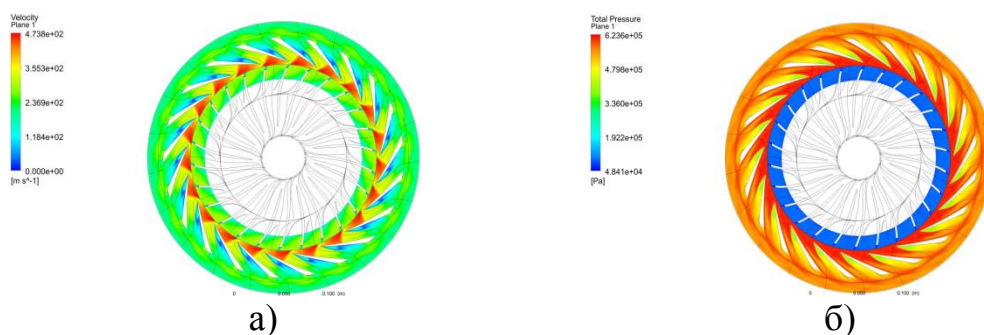


Рисунок 3 – Распределение параметров на выходе из ступени ЦБК: а) – скорость; б) – полное давление

В результате численных расчетов на выходе из компрессора получена эпюра скорости с коэффициентом $K > 1$ (рисунок 4, а). Дополнительно спроектированы генераторы, на выходе из которых образуется профиль скорости при $K = 1$ (рисунок 4, б), $K > 1$ и $K < 1$ (рисунок 4, в, г).

Полученные в результате численного моделирования профили скорости заданы в камеру сгорания в виде граничного входного условия. Выполнены расчеты газодинамики КС в трехмерной, стационарной и нестационарной постановках на 15° секторах моделях проточной части, дискретизация которых выполнена в виде неструктурированной сетки с тетрагональными элементами.

Таким образом, при симметричной эпюре скорости ($K = 1$) наружный и внутренний кольцевые каналы равномерно заполняются рабочим телом, равномерное затекание наблюдается и во фронтном устройстве. В области внезапного расширения образуются зоны обратных токов (рисунок 5, а). При искажении эпюры скорости картина существенно образом меняется. Например, при $K < 1$, преимущественно расход воздуха направлен в нижний кольцевой канал. Интенсивность отрывной зоны в области внезапного расширения возрастает, наблюдается нелобовое столкновение максимального импульса струи с обтекателем. Это приводит к существенно неравномерной подаче воздуха в зону смешения. Вблизи нижней стенки возникает интенсивная вихревая зона и на выходе из КС наблюдается смещение линий тока и максимум расхода в верхней стенке жаровой трубы, что отрицательно скажется на работе турбины, так как равномерность расхода воздуха по высоте выходного сечения камеры для нее имеет существенное значение (рисунок, 5, б).

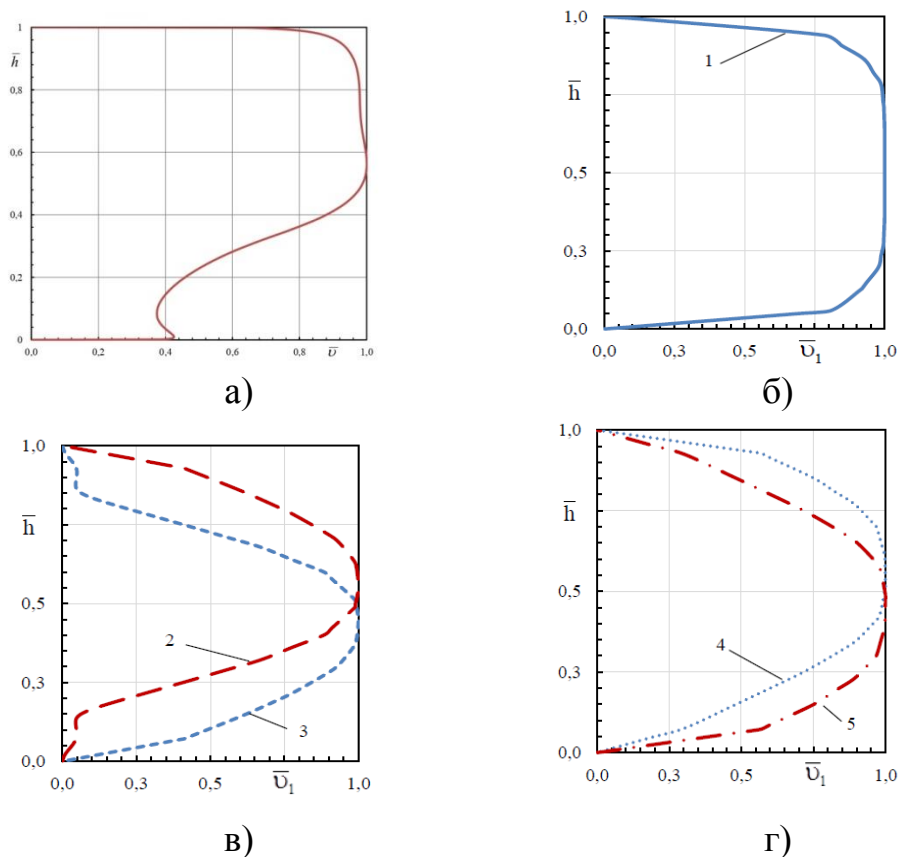


Рисунок 4 – Профили скорости: а) – на выходе из ЦБК с $K > 1$; б) – $K = 1(1)$; в), г) – $K > 1$ (2, 4) и $K < 1$ (3, 5)

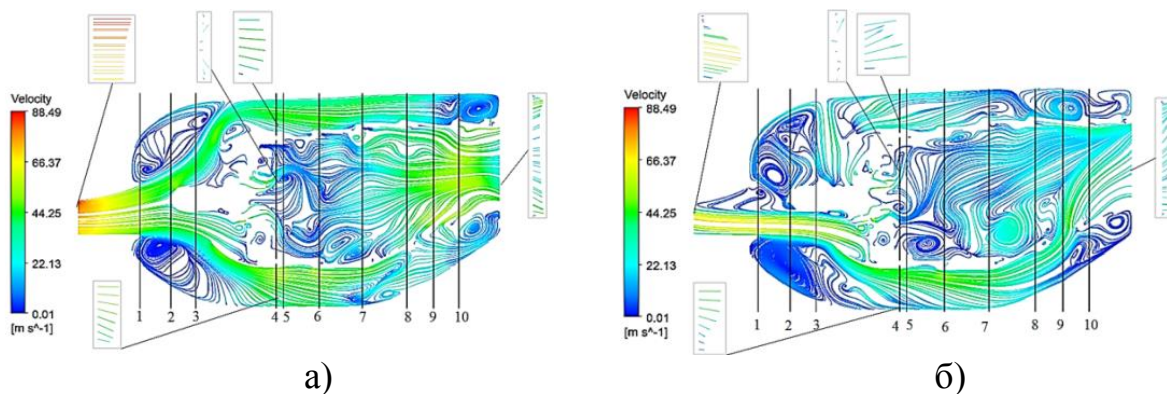


Рисунок 5 – Распределение параметров на выходе из ступени ЦБК: а) – скорость; в) – полное давление

Проведены эксперименты по визуализации структуры течения в КС на модели её проточной части и генераторах несимметричности профиля скорости проливкой в гидравлическом лотке с использованием системы подкрашенных струй при ламинарном течении. По результатам исследования выявлено, что опытная проливка подтверждает адекватность применяемых моделей численных расчетов структуры течения в проточной части КС. Показано, что картина течения в камере сгорания с входной несимметричностью профиля скорости имеет подобный характер течения, что и в численных расчетах.

Выполнена оценка зависимости коэффициента гидравлических потерь от коэффициента несимметричности профиля скорости в КС (рисунок 6).

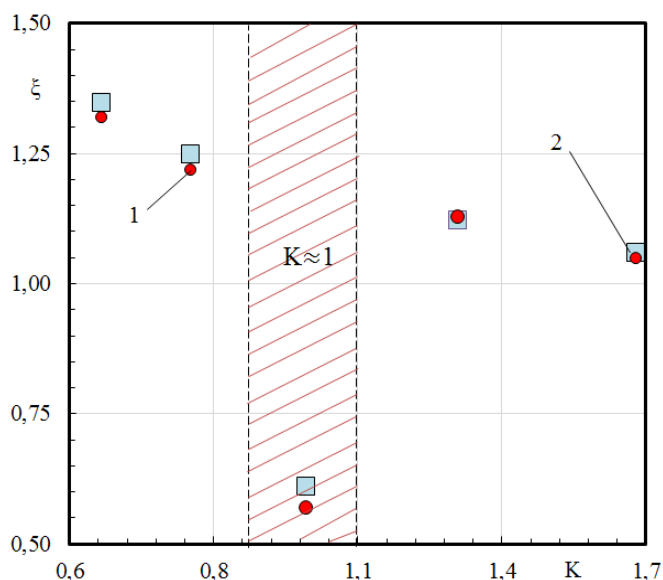


Рисунок 6 – Зависимость коэффициента гидравлических потерь от коэффициента несимметричности профиля скорости в КС:
1 – стационарный; 2 – нестационарный расчет

Коэффициент гидравлических потерь оценивался по зависимости:

$$\xi = (p_{вх}^* - p_{вых}^*) / 0,5 \rho W^2, \quad (1)$$

где $p_{вх}^*$, $p_{вых}^*$ – полное давление на входе и выходе в КС соответственно; ρ – плотность; W – среднерасходная скорость.

Выяснено, что наименьшие значения гидравлических потерь по тракту камеры представляется в случаях, при которых входной профиль скорости представлен в виде симметричной эпюры, то есть значения $K=1$. При отклонении в области $K>1$ и $K<1$ коэффициент ξ существенно возрастает.

Заключение

Выполненный комплекс расчетно-экспериментальных исследований позволил получить и уточнить структуру течения в условиях несимметричности входной скорости и верифицировать численные расчеты результатами экспериментальных исследований. Разработан метод усовершенствования газодинамической эффективности КС ГТД за счет внесения в поле течения симметричной эпюры скорости с коэффициентом K , близким к 1, что позволяет обеспечить максимально полную величину давления на выходе из КС и соответственно минимум гидравлических потерь.

Работа выполнена в рамках государственного задания на выполнение фундаментальных научных исследований (шифр научной темы 0774-2020-0004; АААА-А20-120120790010-3).

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Gur'yanova M. M. Joint effect of input asymmetrical velocity profile and initial turbulence intensity on hydraulics of a separated diffuser of GTE combustion chamber / M. M. Gur'yanova, Sh. A. Piralishvili // Russian Aeronautics (Iz.VUZ). 2016. Vol. 59. №2. Pp. 197-205.
2. Гурьянова М. М. Расчётно-экспериментальное исследование газодинамики камеры сгорания ГТД / М. М. Гурьянова, К. Р. Тимофеева, А. И. Гурьянов // Вестник РГАТУ имени П. А. Соловьева. 2019. №4 (51). С. 32-40.
3. Guryanova M. M. Investigation of the Effect of the Output Parameters of the Flow behind the Compressor on the Gas Dynamics of the Separation Diffuser of the Combustion Chamber / M. M. Guryanova, K. R. Timofeeva, A. I. Guryanov // AIP Publishing. 2020. №2211. Pp. 1-5.
4. Костюк В. Е. Влияние входной неравномерности потока на гидравлическое сопротивление отрывного диффузора камеры сгорания авиационного ГТД / В. Е. Костюк, Е. И. Кирилаш, Т. В. Кравченко // Авиационно-космическая техника и технология. 2008. №7 (54). С. 99-104.
5. Xu L. Study of the Dump Diffuser Optimization for Gas Turbine Combustors / L. Xu, Huang Yu., Ruan C., Peiyong Wang and Fei Xing. // Procedia Engineering. 2015. №99. Pp. 828-834.

УДК 533.69

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОНКИХ КРЫЛЬЕВ С ВИНГЛЕТАМИ

Самсонов И. К.

Сумбатян М. А., д-р физ.-мат. наук

*Южный федеральный университет
(г. Ростов-на-Дону)*

Аннотация. В статье рассматривается случай симметричного обтекания тонкого крыла с винглетами. Представлены данные численного эксперимента математической модели тонкого крыла с винглетами. Приведено сравнение полученных данных численного и натурального экспериментов. Сделаны выводы о влиянии винглетов на подъёмную силу тонкого крыла.

Ключевые слова: аэродинамика, подъёмная сила, тонкая пластинка, винглеты, натуральный эксперимент, численный эксперимент.

INVESTIGATION OF THIN WINGS WITH WINGLETS

Samsonov I. K.

Sumbatyan M. A., Doctor of Physical and Mathematical Sciences

*Southern Federal University
(Rostov-on-Don)*

Abstract. The article is concerned with a symmetrical flow around a thin wing with winglets. The data of a numerical experiment in frames of a mathematical model for the thin wing are presented. The obtained calculated results are compared with natural experiments. Some physical conclusions are drawn about the effect of winglets on the lift of a thin wing.

Keywords: aerodynamics, lifting force, thin plate, winglets, natural experiment, numerical experiment.

Введение

В наши дни винглеты всё чаще используют в конструкции летательных аппаратов [1-3]. Винглеты увеличивают удлинение крыла и препятствуют свободному перетеканию потока воздуха с нижней кромки крыла на верхнюю, тем самым уменьшая интенсивность концевых вихрей и увеличивая подъёмную силу. Поведение концевых вихрей описано в [4-7]. Эффективность винглетов подробно исследована в [8-11]. Локальная подъёмная сила в точках крыла уменьшается практически до нуля при приближении к концевой части крыла, что, в частности, описывается теорией несущей линии Прандтля [12], а также более точными теориями крыла конечного размаха. Математически это связано с тем, что основное интегральное уравнение теории тонкого крыла имеет гиперсингулярную особенность вдоль размаха крыла; при этом его ограниченное решение стремится к нулю на концах.

В настоящее время, как видно из перечисленных выше источников, применяются либо экспериментальные, либо прямые численные методы моделирования, – в том числе, с использованием современных вычислительных коммерческих пакетов. В свою очередь, трёхмерная теория тонкого крыла, основанная на методе малых возмущений, объединяет в себе несколько классических теорий. В этом случае задачу обтекания можно свести к двумерному интегральному уравнению. Основное интегральное уравнение теории тонкого крыла, согласно монографиям [13, 14], выводится на основе физических принципов вихревой динамики, где крыло заменяется системой неизвестных вихрей и задача сводится к нахождению интенсивности этих вихрей при условии удовлетворения граничному условию непроницаемости на поверхности крыла. Данный метод получил название «метод дискретных вихрей».

Формулировка задачи и основная система уравнений

Пусть равномерный при $x \rightarrow -\infty$ однородный поток идеальной несжимаемой жидкости обтекает крыло с двумя винглетами (рисунок 1). Основное крыло представляет собой тонкую жесткую слабоизогнутую пластинку, поверхность которой определяется уравнением $z=f(x,y)$.

Скорость потока равна V_0 , угол атаки $\alpha = \partial f / \partial x$ – переменная величина как внутри каждой хорды, так и вдоль размаха. Таким образом, в общем случае основное крыло может быть закрученным. Два винглета на концах крыла являются тонкими вертикальными пластинками, расположенными под 90 градусов к основному крылу и жестко соединенными с ним, установленными параллельно набегающему потоку.

В работе авторов [15] показано, что в рамках теории малых возмущений для тонкого крыла в общем случае задача может быть сведена к системе трех двумерных интегральных уравнений относительно трех функций $\gamma_w(x,y), \gamma_1(x,z), \gamma_2(x,z)$, которые связаны с распределением аэродинамического давления на основном крыле и на двух винглетах. Более точно, функция $\gamma_w(x,y)$ равна разности между давлением на нижней и верхней сторонами основного крыла, функция $\gamma_1(x,z)$ равна разности между давлением с внешней и с внутренней стороны правого винглета (при $y = -\ell$), функция $\gamma_2(x,z)$ – аналогично для левого винглета (при $y = \ell$).

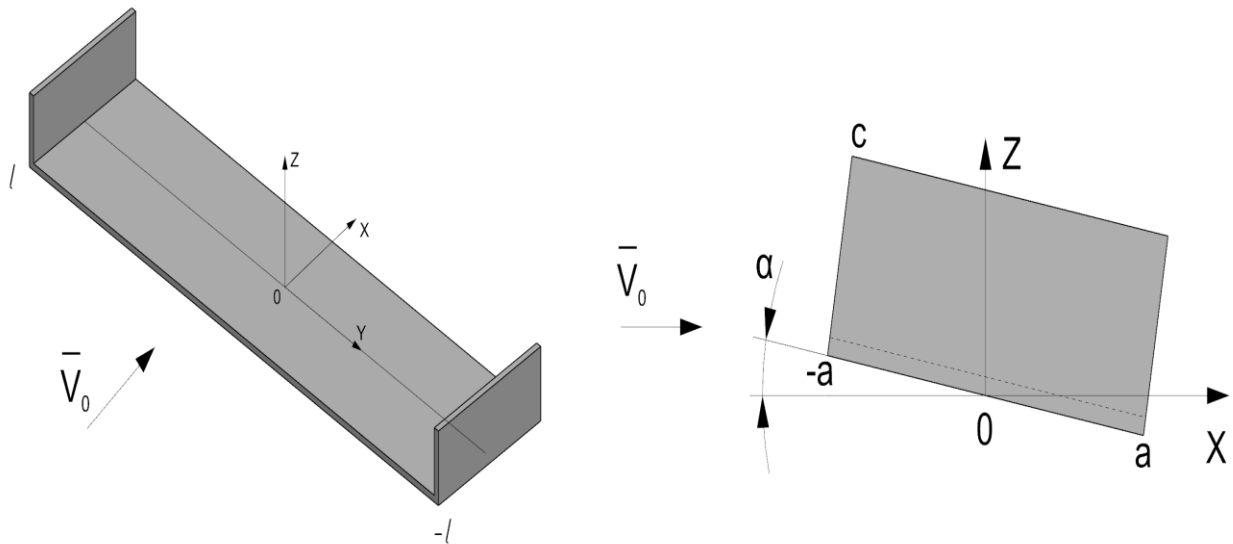


Рисунок 1 – Схема обтекания тонкого крыла с винглетами

В случае симметричного обтекания относительно оси Ox система 3 x 3 из [15] упрощается до системы 2 x 2. Такой подход обеспечивает устойчивость вычислений после сведения интегральных операторов к дискретному виду.

При удовлетворении условию непроницаемости на основном крыле S_w : $\partial \varphi' / \partial z = V_0 \partial f / \partial x$ (условие (3.6 из [15]), можно показать, что при $z=0$ первое уравнение выглядит следующим образом:

$$\begin{aligned}
 & \iint_{S_w} \frac{\gamma_w(\xi, \eta)}{(y - \eta)^2} \left(\frac{x - \xi}{q_{ww}} + 1 \right) d\xi d\eta - \\
 & - \iint_{S_1} \gamma_1(\xi, \zeta) \frac{\partial}{\partial \zeta} \left[\frac{l + y}{t_{w1}} \left(\frac{x - \xi}{q_{w1}} + 1 \right) + \right. \\
 & \left. + \frac{l - y}{t_{w2}} \left(\frac{x - \xi}{q_{w2}} + 1 \right) \right] d\xi d\zeta = 4\pi\rho V_0^2 \frac{\partial f}{\partial x}, \quad (x, y, 0) \in S_w, \quad (1)
 \end{aligned}$$

$$t_{w1} = (l + y)^2 + \zeta^2, \quad q_{w1} = [(x - \xi)^2 + (l + y)^2 + \zeta^2]^{1/2},$$

$$t_{w2} = (l - y)^2 + \zeta^2, \quad q_{w2} = [(x - \xi)^2 + (l - y)^2 + \zeta^2]^{1/2},$$

$$q_{ww} = [(x - \xi)^2 + (y - \eta)^2]^{1/2}$$

Для разностных ядер, которые зависят по третьей переменной только от $(z - \zeta)$, имеет место соотношение $\partial / \partial z = -\partial / \partial \zeta$.

Второе уравнение при условии непроницаемости на винглете S_1 : $\partial \varphi' / \partial y = 0$ (условие (3.5 из [15]):

$$\begin{aligned}
& - \iint_{s_w} \gamma_w(\xi, \eta) \frac{\partial}{\partial \eta} \left[\frac{z}{t_{1w}} \left(\frac{x - \xi}{q_{1w}} + 1 \right) \right] d\xi d\eta + \\
& \iint_{s_1} \frac{\gamma_1(\xi, \zeta)}{(z - \zeta)^2} \left\{ \left(\frac{x - \xi}{q_{11}} + 1 \right) + \right. \\
& \left. + \frac{1}{t_{12}} \left[\left(\frac{8l^2}{t_{12}} - 1 \right) \left(\frac{x - \xi}{q_{12}} + 1 \right) + \frac{4l^2(x - \xi)}{q_{12}^3} \right] \right\} d\xi d\zeta = 0, \quad (2)
\end{aligned}$$

$$(x, -l, z) \in S_1,$$

$$t_{1w} = (l + \eta)^2 + z^2, \quad q_{1w} = [(x - \xi)^2 + (l + \eta)^2 + z^2]^{1/2},$$

$$t_{12} = 4l^2 + (z - \zeta)^2, \quad q_{12} = [(x - \xi)^2 + 4l^2 + (z - \zeta)^2]^{1/2},$$

$$q_{11} = [(x - \xi)^2 + (z - \zeta)^2]^{1/2}$$

При этом в уравнениях (1) – (2) интегралы по s_w применяются на крыле, а по s_1 – на винглете. Следовательно, функция γ_w определяет основную аэродинамическую характеристику – локальную подъемную силу на крыле. Полная подъемная сила равна интегралу от функции γ_w по основному крылу s_w .

Дискретная форма уравнений

Дискретизация двумерных интегралов в полученной системе осуществляется в соответствие с методом дискретных вихрей [14]. Принимается, что основное крыло имеет прямоугольную форму в плане и оба винглета также являются прямоугольными. При этом вдоль размаха длина крыла равна $2l$, хорда крыла равна $2a$, а высота каждого винглета равна c . Крыло и винглеты разобьём от $-a$ до a по оси X на N_x частей, от $-l$ до l по оси Y на N_y частей, от 0 до c по оси Z на N_z частей. Полученная в результате описанной выше дискретизации система линейных алгебраических уравнений решалась в среде C++ с применением стандартного итерационного метода Пейджа-Сондерса LSQR, эффективного для систем большой размерности.

Валидация математической модели

Для валидации вышеописанной математической модели сравнения с теоретическими результатами были проведены натурные эксперименты по обдуву в аэродинамической трубе пластинок без винглетов и с винглетами. Образец без винглетов представляет собой металлическую пластинку толщиной 2 мм габаритами 20x5 см в плане. Пластинка с винглетами имеет те же габаритные размеры, имеющая по краям два вертикальных винглета высотой 2 см. Обдув осуществлялся в аэродинамической трубе, установленной в лаборатории кафедры «Теоретической и компьютерной гидроаэродинамики»

Института математики, механики и компьютерных наук им. И. И. Воровича, Южного федерального университета, с рабочей камерой габаритами 30x30x60 см. Скорость набегающего потока составляла 11 м/с. Подъёмная сила P измерялась при помощи аэродинамических весов, скорость набегающего потока – при помощи трубок Пито-Прандтля. Угол атаки $\alpha = -\partial f / \partial x$ выбран постоянным как вдоль размаха, так и вдоль хорды в каждом сечении. В эксперименте угол атаки α изменялся от 2° до 14° с шагом 2° . Полученные данные выводились на компьютер через специализированное программное обеспечение. Сравнение между расчетными результатами по предложенной здесь линейной теории малых возмущений и экспериментальными данными представлены в таблице 1, а в графическом виде – на рисунке 2. Заметим, что при дискретизации выбиралось $N_y = 120, N_z = 15, N_x = 30$, так что полный размер дискретной сетки равен $(N_y + N_z)N_x = 4050$. При этом результаты практически не отличаются от сетки со значениями $N_y = 100, N_z = 10, N_x = 20$.

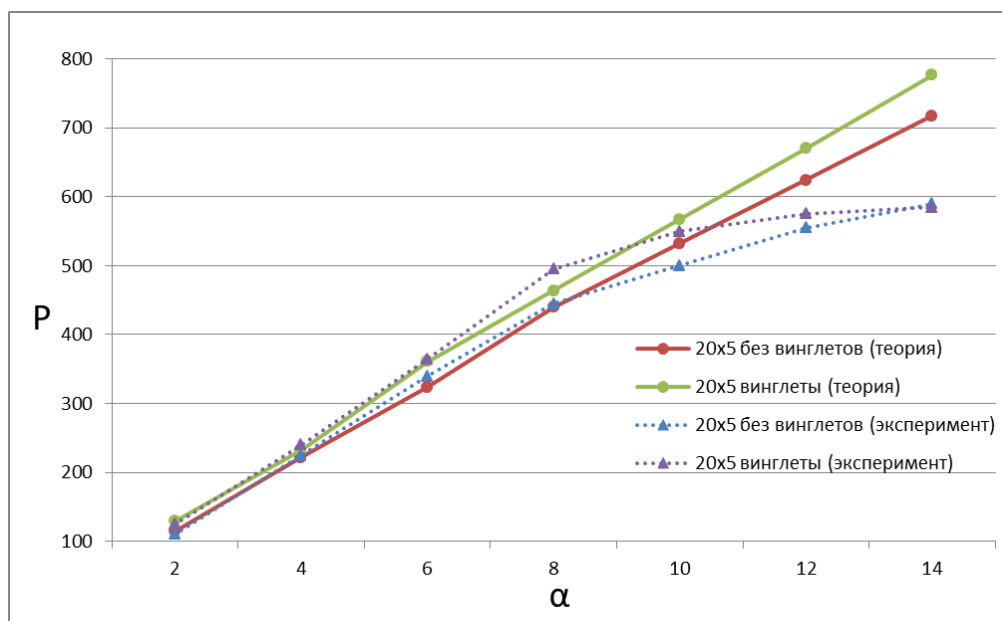


Рисунок 2 – График зависимости подъемной силы пластины 20x5 см, измеренной в мН, с винглетами и без винглетов, от угла атаки

Таблица 1 – Данные по подъемной силе P (мН) для пластины размером 20x5 см.

| $\alpha /$ град. | Эксперимент | | Теория | |
|---------------------|---------------|--------------|---------------|--------------|
| | без винглетов | с винглетами | без винглетов | с винглетами |
| 2 | 110 | 125 | 115 | 129 |
| 4 | 225 | 240 | 222 | 232 |
| 6 | 340 | 365 | 324 | 361 |
| 8 | 445 | 495 | 440 | 464 |
| 10 | 500 | 550 | 532 | 567 |
| 12 | 555 | 575 | 624 | 670 |
| 14 | 590 | 585 | 717 | 776 |

Заключение

Из вышеописанных данных видно, что пластинка с винглетами имеет выигрыш в подъемной силе порядка 10%, причем как в теории, так и в эксперименте. Близость графиков теоретических и экспериментальных данных говорит о том, что полученная теория тонкого крыла с винглетами адекватна и приближена к реальности. Заметим, что теоретические кривые являются практически прямыми линиями во всем диапазоне изменения угла атаки, что естественно для развиваемой линейной теории. Также стоит обратить внимание на то, что на углах атаки выше 10 градусов экспериментальные данные показывают снижение скорости роста подъемной силы при дальнейшем возрастании угла атаки. Данный факт хорошо известен в авиастроении для крыльев без винглетов. Полученные результаты подтверждают это свойство также и для крыльев с винглетами.

Работа выполнена при финансовой поддержке проекта РФФИ №19-29-06013.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Allen A., Breitsamter C.* Transport aircraft wake influenced by a large winglet and winglet flaps // *Journal of Aircraft*. 2008. V. 45. No. 2. P. 686-699.
2. *Ning A. S., Kroo I.* Multidisciplinary considerations in the design of wings and wing tip devices // *Journal of Aircraft*. 2010. V. 47. No. 2. P. 534-543.
3. *Takenaka K., Hatanaka K.* Multidisciplinary design exploration for a winglet // *Journal of Aircraft*. 2008. V. 45. No. 5. P. 1601-1611.
4. *Jiang Y., Wang W., Qin Ch., Okolo P. N., Tang K.* Investigation of the normal blowing approach to controlling wingtip vortex using LES // *International Journal of Aerospace Engineering*. 2021. Article ID 6688569.
5. *Samal S. K., Dash P. K.* Reduction of wingtip vortex from suction at wingtip // *Mechanical Engineering Research*. 2013. V. 3. No. 1. P. 152-162.
6. *Xiang Y., Cheng Z.-P., Wu Y.-M., Liu H., Wang F.* Scaling analysis on the dynamic and instability characteristics of isolated wingtip vortex // *AIAA Journal*. 2021. V. 59. No. 12. December 2021.
7. *Gursul I., Wang Zh.* Flow control of tip/edge vortices // *AIAA Journal*. 2018. V. 56. No. 5. May 2018.
8. *Parcher Sh., Pavek J., Jodeh N. M., Osteros R.* Range performance flight test of small UAS with winglets // *AIAA Aviation 2022 Forum*. <https://doi.org/10.2514/6.2022-3213>.
9. *Alkhafaji A. J., Panatov G. S., Boldyrev A. S.* Numerical analysis and optimization of a winglet sweep angle and winglet tip chord for improvement of aircraft flight performance // *Diagnostyka*. 2022. V. 23. No. 2. Article ID 2022210.
10. *Devenport W. J., Rife M. C., Liapis S. I., Gollin G. J.* The structure and development of a wing-tip vortex // *Journal of Fluid Mechanics*. 1996. V. 312. P. 67-106.
11. *Gehlert P., Sabnis K., Babinsky H.* Effect of winglet serration geometry on the wingtip vortex // *AIAA SCITECH 2022 Forum*. <https://doi.org/10.2514/6.2022-1961>.
12. *Лойцянский Л. Г.* Механика жидкости и газа. Москва: Наука. 1973 (4-е издание). 848 с.
13. *Белоцерковский С. М., Ништ М. И.* Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. Москва: Наука, 1978. 351 с.
14. *Белоцерковский С. М., Лифанов И. К.* Численные методы в сингулярных интегральных уравнениях и их применение в аэродинамике, теории упругости, электродинамике. М.: Наука, 1985. 254 с.
15. *Sumbatyan, M. A., Samsonov I. K.* On the theory of thin lifting surface with winglets // *Mechanics Research Communications*. 2020. V. 109. 103519.

ОБЗОР ПРОЕКТОВ СОВРЕМЕННЫХ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Саранина Е. В.

Ившина А. А.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье дан краткий обзор проектов пульсирующих воздушно-реактивных двигателей, созданных российскими инженерами. Рассмотрены наиболее удачные конструктивные схемы проектов. Представлены достоинства и недостатки современных пульсирующих воздушно-реактивных двигателей.

Ключевые слова: пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, клапанная решетка, обратный клапан, фронтное устройство, реактивное сопло, топливовоздушная смесь.

OVERVIEW OF MODERN PULSE JET ENGINES PROJECTS

Saranina E. V.,

Ivshina A. A.

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

Abstract. The article gives a brief overview of the projects of pulse jet engines created by Russian engineers. The most successful design schemes of the projects are considered. Advantages and disadvantages of modern pulsating air-jet engines are considered.

Keywords: pulse jet engine, valve grid, check valve, front device, jet nozzle, fuel-air mixture.

Проекты пульсирующих воздушно-реактивных двигателей (ПуВРД) появились несколько раньше, чем проекты газотурбинных воздушно-реактивных двигателей. Объяснить это можно тем, что конструктивно ПуВРД напоминает камеру сгорания двигателя внутреннего сгорания (ДВС). В ПуВРД так же, как и в ДВС присутствует клапан, через который воздух или топливовоздушная смесь попадает в камеру сгорания, имеется выхлопное устройство, представляющее собой форму клапана или диффузора. Процесс горения топливовоздушной смеси в камере сгорания ДВС и ПуВРД аналогичен. Отличие имеется только в принципе используемой энергии, получаемой при сгорании топливовоздушной смеси. В случае ПуВРД это реактивная струя, истекающая из сопла, а в случае ДВС – это крутящий момент, получаемый при возвратно-поступательном движении поршня.

Первый патент на проект пульсирующего воздушно-реактивного двигателя был получен в 1867 году русским изобретателем Николаем Афанасьевичем Телешовым [4]. Им был представлен проект самолета «Дельта» с ПуВРД. В этом проекте камера сгорания ПуВРД представляла собой цилиндрическую трубу, заканчивающуюся диффузором, на выходе из которого устанавливалось длинное цилиндрическое сопло (рисунок 1). На входе в камеру сгорания устанавливалась клапанная решетка 3, которая пропускала воздух в прямом направлении и препятствовала его выходу в обратном.

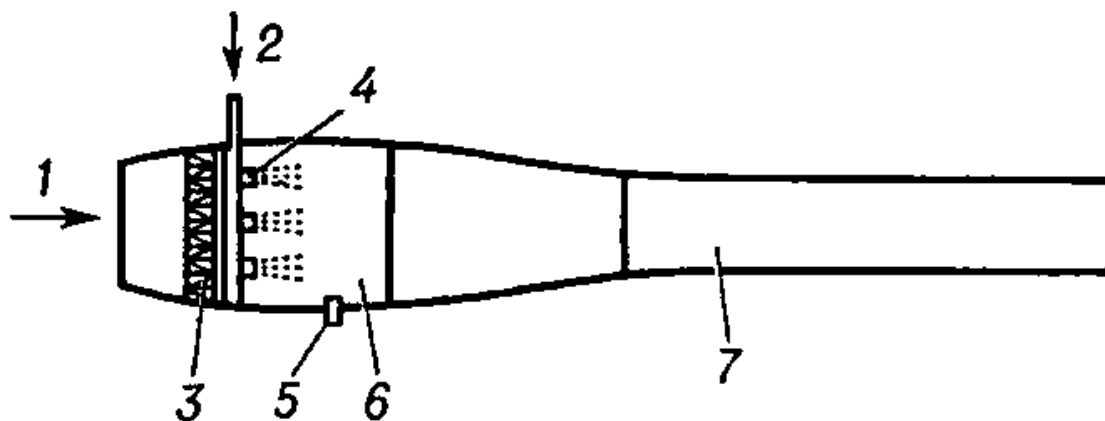


Рисунок 1 – Схема ПуВРД Н.А. Телешова: 1 – воздух; 2 – горючее; 3 – клапанная решётка; 4 – топливные форсунки; 5 – свеча зажигания; 6 – камера сгорания; 7 – сопло

За клапанной решеткой устанавливались топливные форсунки 4, которые служили для импульсного впрыска топлива в объем камеры сгорания 6. Воздух, попадая в камеру сгорания через клапанную решетку, перемешивался с топливом и воспламенялся свечой зажигания 5. В результате горения топливоздушная смесь в камере сгорания увеличивалась температура и давление. Клапанная решетка закрывалась, создавая тяговый узел. Горячие газы, собираясь в диффузоре создавали детонационную волну, которая истекала из реактивного сопла 7 с созданием импульса тяги. Работала такая камера сгорания импульсами, как и двигатель внутреннего сгорания. После опорожнения камеры сгорания от продуктов горения давление в ней падало. Под воздействием набегающего потока воздуха клапанная решетка открывалась и пропускала очередной объем воздуха в камеру сгорания. Одновременно с этим в объем камеры сгорания впрыскивалось топливо и цикл возобновлялся. Частота следования импульсов зависела от времени наполнения камеры сгорания воздухом и топливом.

Очередной проект ПуВРД был запатентован в 1906 году русским инженером В. В. Караводиним. Кроме проекта В. В. Караводиним была представлена действующая установка «Турбина Караводина» (рисунок 2).

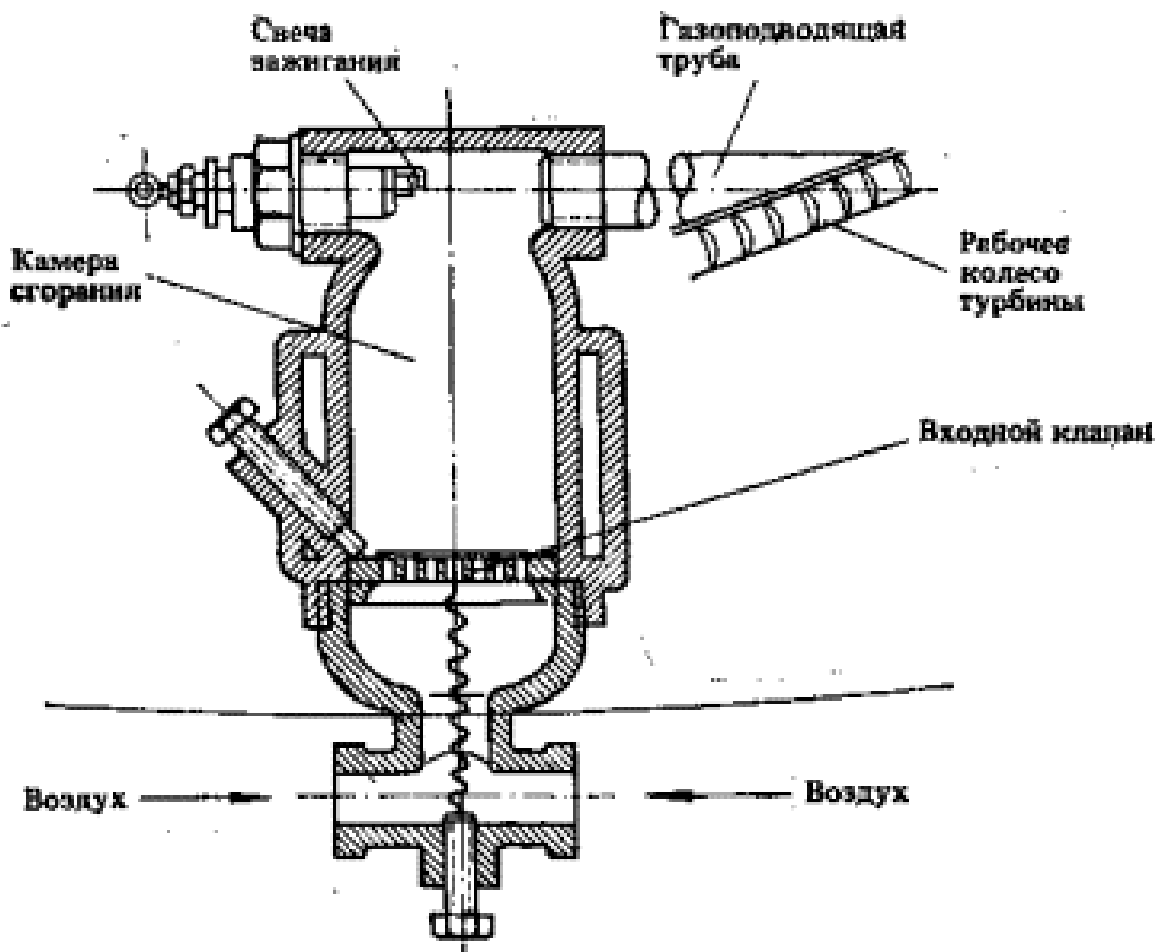


Рисунок 2 – Турбина В. В. Караводина

Принцип действия установки также заключался в импульсном горении топливоздушной смеси. Воздух и топливо импульсами через входной клапан поступали в камеру сгорания. Образовавшаяся топливоздушная смесь воспламенялась свечой зажигания. Продукты сгорания под большим давлением через газоподводящую трубу подводились к рабочему колесу газовой турбины. Энергия горячих газов в данном проекте расходовалась на создание крутящего момента на турбине [1].

Данные проекты ПуВРД не были реализованы, так как к тому моменту были созданы достаточно эффективные двигатели внутреннего сгорания, при помощи которых удалось решить проблемы с наземным и воздушным транспортом.

Заслуживает особого внимания проект ПуВРД, который был создан в 1938 году немецким конструктором Паулем Шмидтом. Под его руководством фирмой «Argus Motoren» был создан первый ПуВРД Argus-Schmidtrohr (As109-014), который поступил в серийное производство [2].

Немецкие инженеры при проектировании двигателя As109-014 взяли за основу проект ПуВРД Н. А. Телешева. Двигатель имел цилиндрическую камеру сгорания с диффузором и длинное цилиндрическое реактивное сопло (рисунок 3).



Рисунок 3 – ПуВРД Argus As-014

На входе в камеру сгорания устанавливался обратный клапан в виде клапанной решетки с наклепанными на седло клапана гибких прямоугольных клапанных пластинок из пружинной стали. Под воздействием набегающего потока воздуха клапанные пластинки отгибались и пропускали поток в камеру сгорания. За клапанной решеткой стояли импульсные топливные форсунки, служащие для распыла топлива. Поток воздуха перемешивался с топливом и получалась топливовоздушная смесь. Свечой зажигания эта смесь воспламенялась. Продукты горения истекали из камеры сгорания через длинное цилиндрическое сопло с созданием детонационной волны. После окончания процесса истечения газов, давление в камере сгорания уменьшалось, и в камеру сгорания вновь поступал воздух и топливо. Цикл горения возобновлялся.

Данные двигатели устанавливались на ракету ФАУ-1, ставшую впоследствии прототипом для всех крылатых ракет.

Недостатком данного двигателя был его небольшой ресурс, который ограничивался долговечностью клапанных пластинок. В результате длительной работы они быстро прогорали.

С середины сороковых до восьмидесятых годов прошлого столетия пропульсирующие воздушно-реактивные двигатели забыли. В это время в авиации на смену двигателям внутреннего сгорания пришли воздушно-реактивные двигатели. В отличие от ПуВРД эти двигатели значительно расширили диапазон высот и скоростей летательных аппаратов.

Начиная с конца восьмидесятых годов интерес к пульсирующим воздушно реактивным двигателям вновь возобновился. Связано это с высокой экономичностью ПуВРД и с возможностью значительного повышения энергетических возможностей термодинамического цикла работы данного двигателя.

В отличие от воздушно-реактивных двигателей, где процесс горения топливовоздушной смеси идет при постоянном давлении $p=\text{const}$ (двигатели непрерывного действия), в ПуВРД процесс горения может идти при постоянном объеме $v=\text{const}$ (двигатели прерывистого действия). Сгорание топливовоздушной смеси при постоянном объеме сопровождается большим выделением тепла и давления. Объяснить это можно тем, что в замкнутом объеме камеры сгорания вся кинетическая энергия частиц газа направлена на увеличение температуры и повышения давления. Соответственно, за счет эффективной организации процесса горения топливовоздушной смеси в постоянном объеме можно повысить энергетические возможности такого термодинамического цикла. Этот термодинамический цикл носит название цикла Гемфри.

Современные проекты ПуВРД можно разделить на два класса. Это клапанные и бесклапанные.

Клапанные ПуВРД в своей конструкции подразумевают наличие механического обратного клапана, который стоит на входе в камеру сгорания. Принцип их работы был изложен выше. В свою очередь в бесклапанных ПуВРД роль обратного клапана выполняет аэродинамический замок. Такие ПуВРД выполнены в виде U – образной трубы (рис. 4) [4].



Рисунок 4 – Летающая мишень E95M с ПуВРД

Такая камера сгорания была изобретена в 1969 году английским инженером Локвудом и названа в честь изобретателя. В камере сгорания такой трубы в результате горения топливовоздушной смеси повышается давление, и продукты горения одновременно истекают из обоих ее концов, которые работают как реактивные сопла (рисунок 5). Одна часть трубы выполнена короткой, другая длинной. Поступление новой порции воздуха осуществляется за счет волны разрежения, которая возникает в результате опорожнения камеры сгорания. В то время как газ выходит из короткой половины трубы, в длинной трубе он продолжает двигаться по инерции, создавая разрежение в камере сгорания. В результате опорожнения камеры сгорания воздух входит в камеру через короткую часть, в то же самое время из длинной части часть газов возвращается назад за счет колебательного процесса, тем самым новая порция воздушно-топливной смеси сжимается, и цикл повторяется. После поступления воздуха в объем камеры сгорания туда впрыскивается топливо и начинается новый цикл.

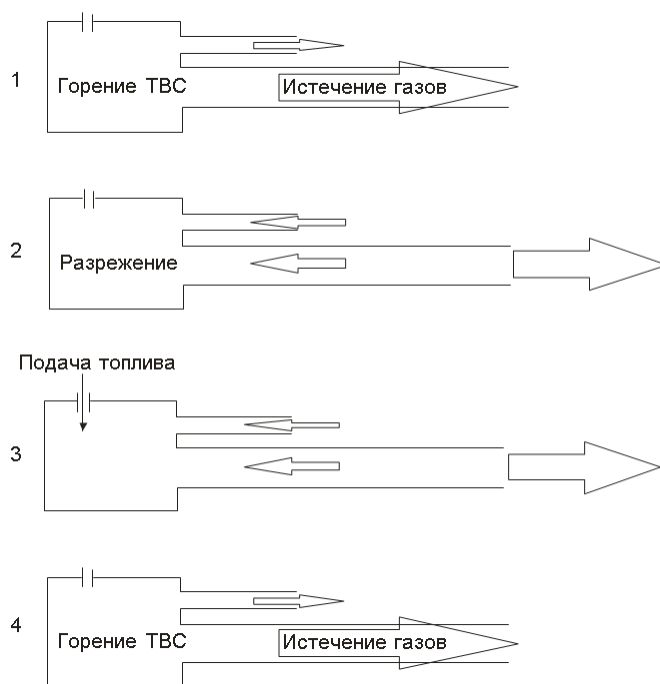


Рисунок 5 – Схема работы бесклапанного ПуВРД

Один из современных проектов ПуВРД, разработанных в НПО «Сатурн», с механическим клапаном представляет собой золотниковую камеру сгорания (рисунок 6) [1]. Такая камера сгорания представляет собой круглый корпус, внутри которого вращается золотник 2, в котором имеется прорезь. При его вращении, когда прорезь золотника совпадает с входом 1, воздух попадает в золотник 2 (камеру сгорания). В корпусе вмонтирована топливная форсунка 3 и воспламенитель 4 для поджога топливовоздушной смеси. Топливоздушная смесь воспламеняется. Происходит ее горение. Когда прорезь золотника (камеры сгорания) совпадает с прорезью выходного устройства 6, горячие газы истекают с созданием тяги. Для улучшения процесса горения топливовоздушной смеси предусмотрен пламяперебрасывающий канал-рессивер 7.

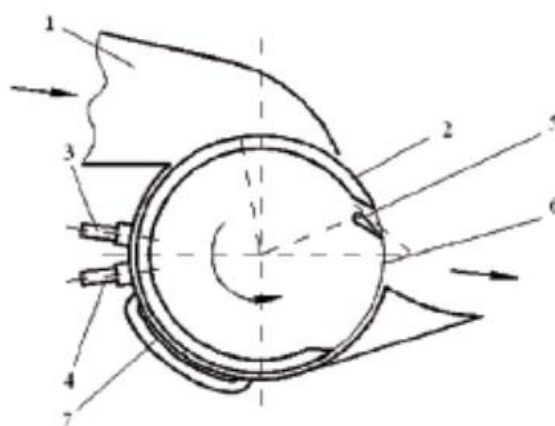


Рисунок 6 – Золотниковая импульсная камера сгорания: 1 – входное устройство, 2 – вращающийся золотник, 3 – топливная форсунка, 4 – воспламенитель, 5 – направляющие аппараты, 6 – выходное устройство, 7 – пламяперебрасывающий канал-рессивер

Также имеется проект «Импульсная камера сгорания для космического двигателя» [3]. Импульсная камера сгорания такого двигателя выполнена по клапанной схеме и содержит (рисунок 7):

– трубчатую жаровую трубу 6 с реактивным соплом 7. На входе в жаровую трубу установлен механический обратный клапан, состоящий из седла 1, тарелки обратного клапана 2 со штоком 3, возвратной пружины 4 и завихрителя потока 5. Обратный клапан представляет собой «тяговый узел» или фронтное устройство. Обратный клапан работает полностью в автоматическом режиме и обеспечивает импульсную подачу воздуха в камеру сгорания, его перемешивание с топливом и предотвращение истечения продуктов горения через элементы обратного клапана в противоположном направлении;

– выхлопное устройство 7, выполненное в виде сопла Лавала в критическом сечении которого также установлен обратный клапан 8 с тарелкой 9, штоком 10 и возвратной пружиной 11. Отличие от обратного клапана тягового узла заключается в том, что тарелка клапана, расположенного в сопле Лавала, открывается при давлении в жаровой трубе, превышающем степень затяжки возвратной пружины. Продукты горения с высоким давлением и температурой отжимают тарелку обратного клапана, и они истекают в окружающую среду с созданием импульса тяги.

– в жаровой трубе камеры сгорания установлены импульсная топливная форсунка и свеча зажигания топливной смеси.

Процесс горения топливной смеси в такой камере сгорания происходит импульсами и описан выше.

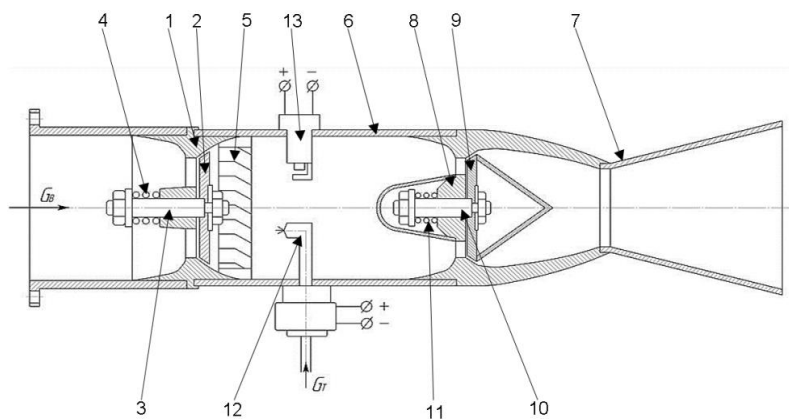


Рисунок 7 – Импульсная камера сгорания для космического двигателя

Из приведенного анализа современных проектов ПуВРД видно, что процесс создания проектов продолжается.

Достоинствами таких двигателей является низкий расход топлива и высокая энергетическая эффективность заложенного в работу этого ВРД термодинамического цикла.

В настоящее время в основном ПуВРД используются в беспилотных летательных аппаратах. Проблемами с их применением по-прежнему остается узкий диапазон по тяге и скорости, которые может обеспечить такой двигатель для летательного аппарата.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Богданов В. И.* Пульсирующий рабочий процесс в реактивной технике. Изд-во LAPLAMBERT Academic Publishing, 2015. 126 с.
2. *Макаров О.* Огненный пульс «Популярная механика». 2017. №11.
3. *Сафарбаков А. М., Пахомов С. В.* Патент на изобретение RU 2750245 С1 МПК F02К 7/02(2006.01; F02К 7/06(2006.01); опубликован 24.06.2021 Бюл. №18.
4. *Соболев Д. А.* История самолётов. Начальный период. М.: РОССПЭН, 1995. 343 с.

УДК 629.036

ИМПУЛЬСНАЯ КАМЕРА СГОРАНИЯ С РЕГУЛИРУЕМЫМ РАБОЧИМ ПРОЦЕССОМ

Сафарбаков А. М., канд. техн. наук
Кантур И. В.
Садовский В. В.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Описаны существующие проекты импульсных камер сгорания, которые можно усовершенствовать для обеспечения регулирования рабочего процесса. Предложена конструкция импульсной камеры сгорания с регулируемым рабочим процессом. Регулирование необходимо для изменения величины импульса тяги создаваемого при истечении горячего газа из сопла Лавала, а также для обеспечения топливной экономичности.

Ключевые слова: импульсная камера сгорания, регулируемый рабочий процесс, термодинамический цикл, обратный клапан, сопло Лавала.

PULSED COMBUSTION CHAMBER WITH CONTROLLED COMBUSTION PROCESS

Safarbakov A. M., Candidate of Technical Sciences
Kantur I. V.
Sadovsky V. V.

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

Abstract. The existing designs of pulse combustion chambers, which can be improved to provide a regulated working process, are described. A design of a pulse combustion chamber with a regulated working process is proposed. Regulation is necessary to change the thrust pulse produced by the hot gas flowing out of the Laval nozzle, as well as to ensure fuel efficiency.

Keywords: pulse combustion chamber, regulated operation process, thermodynamic cycle, check valve, Laval nozzle.

При проектировании воздушно-реактивных двигателей остро стоит вопрос их топливной экономичности. Повысить топливную экономичность можно за счет реализации в рабочем процессе более эффективных термодинамических циклов. Одним из таких термодинамических циклов является цикл, когда сгорание топливовоздушной смеси в камере сгорания происходит при постоянном объеме $v = \text{const}$. Такие камеры сгорания при своей работе реализуют термодинамические циклы Гемфри и Ленуара.

Цикл Гемфри включает в себя следующие процессы (рисунок 1) [1]: линией 1-2 описывается процесс предварительного сжатия топливовоздушной смеси в импульсной камере сгорания; по линии 2-3 происходит подвод теплоты q_1 в результате сгорания топливовоздушной смеси при постоянном объеме $v = \text{const}$; линией 3-4 описывается процесс истечения газа из камеры сгорания; по линии 4-1 при постоянном давлении p_1 происходит охлаждение газов при их истечении в окружающую среду. В этом цикле: отношение давлений p_3 к давлению p_2 определяет повышение давления $\lambda_v = \frac{p_3}{p_2}$, которое создается в результате горения топливовоздушной смеси; а величина отношения давлений p_2 к p_1 создается либо напорным компрессором, либо баллоном со сжатым газом $\lambda = \frac{p_2}{p_1}$.

Обеспечение сгорания топливной смеси в камере при таком цикле может происходить импульсами, а камера сгорания представляет собой импульсную камеру сгорания. Эффективность термодинамического цикла Гемфри во многом зависит от параметров λ и λ_v .

Для повышения параметра λ перед камерой сгорания необходимо установить либо высоконапорный компрессор, либо в случае ракетного двигателя использовать баллон со сжатым газом. Для повышения параметра λ_v необходимо так организовать рабочий процесс камеры сгорания, чтобы в ней образовалась топливовоздушная смесь, которая сгорит с большим выделением тепла и давления.

Если исключить предварительную степень сжатия газа в камере сгорания, то в этом случае цикл Гемфри перейдет в цикл Ленуара. По такому циклу работают ракетные камеры сгорания.

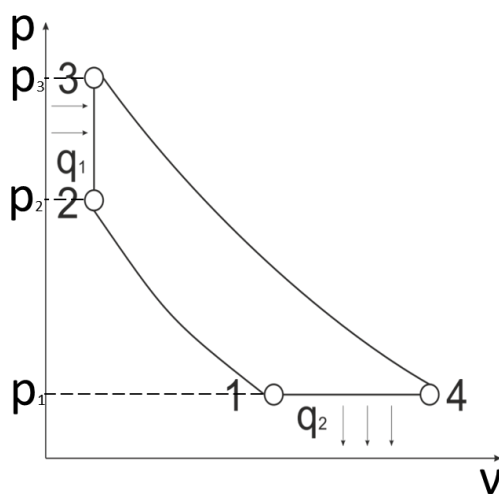


Рисунок 1 – Термодинамический цикл Гемфри

В настоящее время известно множество проектов импульсных камер сгорания. Один из них представляет собой золотниковую камеру сгорания (рисунок 2) [2]. Такая камера сгорания представляет собой корпус, внутри которого вращается золотник 2. Через входное устройство 1 воздух попадает в золотник 2. В золотнике имеются топливная форсунка 3 и воспламенитель 4, для обеспечения горения топливоздушной смеси. При вращении золотника его профилированное отверстие совпадает с прорезью выходного устройства 6, и горячие газы истекают с созданием тяги. Для улучшения процесса горения топливоздушной смеси предусмотрен пламяперебрасывающий канал-рессивер 7.

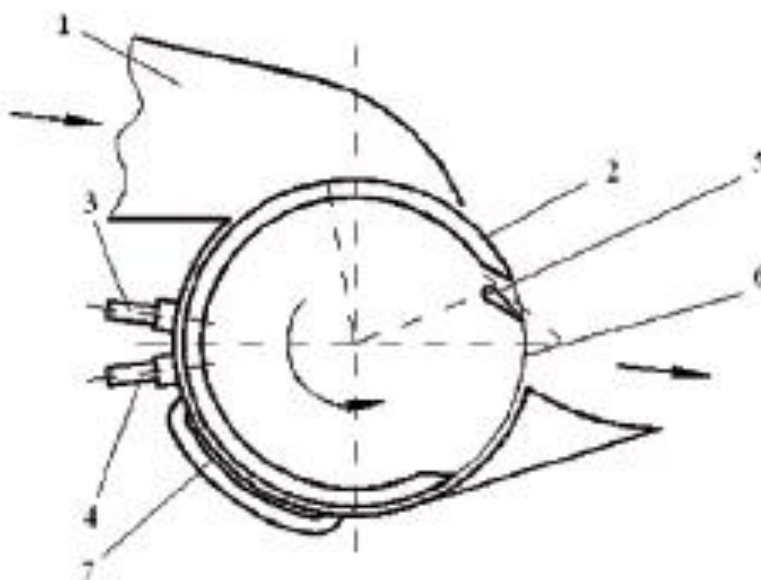


Рисунок 2 – Золотниковая импульсная камера сгорания: 1 – входное устройство, 2 – вращающийся золотник, 3 – топливная форсунка, 4 – воспламенитель, 5 – направляющие аппараты, 6 – выходное устройство, 7 – пламяперебрасывающий канал-рессивер

Известен объект «Импульсная камера сгорания для космического двигателя» [3]. Камера сгорания такого двигателя содержит:

- трубчатую жаровую трубу, в которой происходит импульсное взрывное горение предварительно подготовленной топливоздушной смеси;
- выхлопное устройство в виде сопла Лавалья, через которое горячие газы истекают в окружающую среду и создают импульс тяги;
- перед трубчатой камерой сгорания установлен обратный клапан [4], состоящий из седла, тарелки обратного клапана со штоком, возвратной пружины и завихрителя потока. Все эти элементы соединены в единое целое и в совокупности формируют «тяговый узел» или фронтное устройство. Такая конструкция фронтного устройства работает полностью в автоматическом режиме и обеспечивает импульсную подачу окислителя в камеру сгорания, его перемешивание с топливом и предотвращение истечения продуктов горения через элементы обратного клапана в противоположном направлении;

– выходного обратного клапана, установленного в критическом сечении сопла Лавалия. Конструкция данного клапана аналогична конструкции клапана фронтального устройства. Отличие заключается в том, что тарелка этого клапана открывается при давлении в жаровой трубе, превышающем степень затяжки возвратной пружины. Продукты горения с высоким давлением и температурой отжимают тарелку обратного клапана, и они истекают в окружающую среду с созданием импульса тяги. Чтобы возвратная пружина не потеряла своей жесткости под воздействием высоких температур, ее закрывают конической обечайкой. Выходной обратный клапан также работает полностью в автоматическом режиме;

– топливной импульсной форсунки, через которую импульсами происходит распыл топлива в объем жаровой трубы. Длительность импульса распыливания топлива зависит от количества окислителя, попавшего в объем жаровой трубы;

– свечи розжига топливной смеси.

Рабочий процесс в такой камере сгорания осуществляется в следующей последовательности. Окислитель, проходя через профилированные отверстия седла обратного клапана фронтального устройства, отжимает тарелку и попадает в завихритель потока. Проходя через завихритель, поток приобретает очень большую тангенциальную составляющую скорости, что приводит к созданию вихревого течения, и, как следствие, к созданию объемной циркуляционной зоны [5]. В свою очередь, тарелка обратного клапана, установленного в критическом сечении сопла Лавалия под воздействием пружины, прижата к седлу. Камера сгорания загерметизирована. После заполнения объема жаровой трубы окислителем, под воздействием давления потока и возвратной пружины тарелка обратного клапана фронтального устройства притягивается к седлу, и подача окислителя прекращается. Одновременно с процессом наполнения жаровой трубы окислителем через импульсную топливную форсунку, установленную в циркуляционную зону, впрыскивается определенный объем топлива. Топливо интенсивно перемешивается с окислителем и образуется топливная смесь, которая воспламеняется свечой зажигания.

Процесс горения топливной смеси сопровождается резким ростом температуры и, как следствие, значительным повышением давления. Так как горение происходит в замкнутом объеме, то вся кинетическая энергия горячих газов направлена на повышение давления. Высокое давление газов заставляет отжаться тарелку обратного клапана, установленного в критическом сечении сопла Лавалия. Сопло открывается, и горячие газы устремляются в окружающее пространство с созданием тяги. Как только давление газов в жаровой трубе снизится до величины усилия затяжки пружины обратного клапана сопла, тарелка клапана прижмется к седлу, и камера сгорания вновь загерметизируется. Единичный цикл горения топливной смеси завершится. В свою очередь, под воздействием потока окислителя, поступающего на вход фронтального устройства, откроется тарелка обратного клапана, и поток окислителя вновь начнет заполнять объем жаровой трубы. Начнется следующий цикл горения. Частота следования

циклов горения будет определяться временем наполнения жаровой трубы и временем ее опорожнения [3].

Степень предварительного повышения давления λ в камере сгорания зависит от напорности потока окислителя и степени затяжки пружины обратного клапана фронтального устройства, а степень добавочного повышения давления λ_v зависит от качества процесса горения топливной смеси и степени затяжки возвратной пружины обратного клапана, установленного в сопле Лаваля.

Недостатком такой импульсной камеры сгорания для космического двигателя является то, что режим работы импульсной камеры сгорания является нерегулируемым. В каждом цикле горения в камеру сгорания всегда поступает одинаковое количество топлива и окислителя.

Регулировать рабочий процесс работы импульсной камеры сгорания можно за счет изменения объема, в котором происходит сжигание топливной смеси. Уменьшение объема камеры сгорания должно привести к уменьшению количества топлива и окислителя и, соответственно, к уменьшению импульса тяги.

В соответствии с уравнением состояния идеального газа:

$$p_{\text{нач}} \cdot V_{\text{КС}} = m_{\text{ок}} \cdot R \cdot T_{\text{нач}},$$

определяется масса окислителя в камере сгорания $m_{\text{ок}}$:

$$m_{\text{ок}} = \rho \cdot V_{\text{КС}} = \frac{p_{\text{нач}} \cdot V_{\text{КС}}}{R \cdot T_{\text{нач}}},$$

где R – удельная газовая постоянная, $T_{\text{нач}}$ – температура окислителя перед началом горения, $p_{\text{нач}}$ – давление окислителя в начальный момент, ρ – плотность окислителя $\rho = \frac{p_{\text{нач}}}{RT_{\text{нач}}}$, кг/м³.

Из уравнения для определения стехиометрического коэффициента для реагентов можно определить массу топлива m_{T} [5]:

$$m_{\text{T}} = \frac{m_{\text{ок}}}{L_0 \cdot \alpha},$$

где α – коэффициент избытка окислителя, L_0 – потребное количество окислителя для сжигания 1 кг топлива.

Тогда для идеального сжигания топливной смеси в замкнутом объеме импульсной камеры сгорания потребуется определенное количество топлива и окислителя, и их масса в соответствии с уравнением состояния идеального газа будет прямо пропорциональна объему камеры сгорания. Так как объем камеры сгорания постоянен и объемы топлива и окислителя постоянны, то и импульс силы от газов, истекающих из реактивного сопла, будет всегда одинаков.

Для осуществления регулирования рабочего процесса горения топливной смеси и повышения топливной экономичности такой камеры сгорания можно осуществить регулирование процесса горения топливной смеси за счет изменения ее объема. При уменьшении объема камеры сгорания можно подавать меньшее количество топлива и окислителя и наоборот.

Для достижения задачи изменения объема камеры сгорания предлагается фронтное устройство, представляющее собой обратный клапан, сделать перемещающимся вдоль оси камеры сгорания. Перемещение фронтного устройства может быть обеспечено за счет электромеханического устройства, обеспечивающего возвратно-поступательное движение штока 8, присоединенного к седлу обратного клапана фронтного устройства.

На рисунке 3 представлена в разрезе импульсная камера сгорания с регулируемым рабочим процессом где: 1 – цилиндрическая жаровая труба; 2 – сопло Лаваля; 3 – седло обратного клапана фронтного устройства; 4 – тарелка обратного клапана; 5 – шток; 6 – возвратная пружина; 7 – завихритель потока; 8 – шток для перемещения фронтного устройства; 9 – седло обратного клапана, установленного в критическом сечении сопла Лаваля; 10 – тарелка обратного клапана, 11 – шток; 12 – возвратная пружина; 13 – импульсная топливная форсунка; 14 – торцевой фланец, герметизирующий объем камеры сгорания перед фронтным устройством; 15 – штуцер подвода окислителя перед фронтным устройством; 16 – свеча розжига топливной смеси.

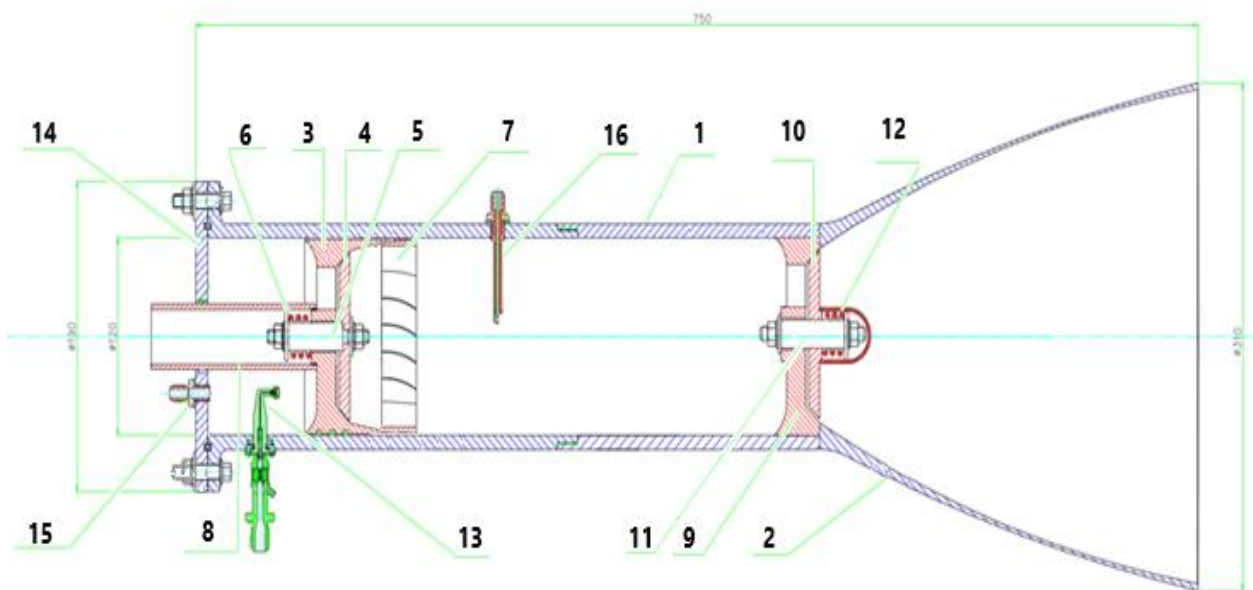


Рисунок 3 – Импульсная камера сгорания с регулируемым рабочим процессом для космического двигателя

Регулируемый рабочий процесс в такой камере сгорания осуществляется следующим образом. При помощи штока 8, соединенного с седлом обратного клапана фронтного устройства 3, осуществляется его перемещение вдоль оси камеры сгорания. Если необходимо увеличить импульс силы от истекающих газов, то фронтное устройство перемещается на увеличение объема жаровой

трубы. Для обеспечения полноты сгорания топлива в увеличивающемся объеме необходимо увеличить и массу топлива, и массу окислителя. При уменьшении объема жаровой трубы снизится импульс силы и масса топлива и окислителя, участвующего в процессе горения.

Подача окислителя в камеру сгорания осуществляется через штуцер 15 и одновременно через импульсную топливную форсунку 13 впрыскивается определенный объем топлива. Как только давление топливной смеси превысит силу затяжки возвратной пружины 6, тарелка клапана 4 откроется и пропустит через отверстия в седле обратного клапана топливную смесь в заданный объем камеры сгорания. Пройдя через завихритель, топливная смесь создаст циркуляционную зону, где она дополнительно перемешается. Свеча розжига 16 воспламенит топливную смесь, которая сгорит с выделением тепла и созданием давления. Тарелка обратного клапана 4 фронтального устройства под воздействием возвратной пружины 6 и давления от горения топливной смеси закроется и прекратит доступ топлива и окислителя в объем камеры сгорания. Повысившееся давление отожмет тарелку обратного клапана 10 от седла 9 и откроет проход газов в расширяющуюся часть сопла Лавалья. Газы истекут с созданием импульса тяги. После опорожнения камеры сгорания тарелка клапана 4 откроется и опять пропустит следующую порцию топлива и окислителя. Цикл повторится.

Отличие предложенной конструкции импульсной камеры сгорания от описанной в патенте [3], заключается в том, что можно осуществить регулирование рабочего процесса сгорания топливной смеси при помощи изменения объема жаровой трубы. В свою очередь, это позволяет изменять величину подачи окислителя и топлива. За счет регулирования подачи топлива и окислителя можно регулировать величину импульса силы от истекающих газов. Предложенное усовершенствование позволит экономнее использовать топливную смесь и реализовать регулируемый импульс силы от истекающих через сопло газов.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Вукалович М. П. Термодинамика. / М. П. Вукалович, И. И. Новиков. М., «Машиностроение», 1972. С. 559-572.
2. Богданов В. Пульсирующий рабочий процесс в реактивной технике. Изд-во LAPLAMBERT Academic Publishing, 2015. 130 с.
3. Сафарбаков А. М., Пахомов С. В. Патент на изобретение RU 2750245 С1 МПК F02K 7/02(2006.01); F02K 7/06(2006.01); опубликован 24.06.2021 Бюл. №18.
4. ГОСТ 24856-81. «Арматура трубопроводная промышленная. Термины и определения. Industrial pipeline fittings. Terms and definitions».
5. Сафарбаков А. М. Оптимизация характеристик импульсной камеры сгорания / А. М. Сафарбаков, С. А. Ходацкий // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2017. № 4. С. 99-112.
6. Кузнецов С. Н. Расчет параметров горения топливовоздушной смеси в импульсной камере сгорания / С. Н. Кузнецов, А. М. Сафарбаков // Сборник «Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации». Сборник трудов X Международной научно-практической конференции. Иркутск, 2021. С. 66-78.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ЗАРУБЕЖНЫХ И ОТЕЧЕСТВЕННЫХ АВИАДВИГАТЕЛЕЙ НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ

Удовиченко В. М.

Погорелов А. В.

*Белгородский государственный технологический университет им В.Г. Шухова
(г. Белгород)*

Аннотация. В статье рассмотрен процесс модернизации двигателей для флагманов зарубежного и российского авиастроения, принципиальные отличия усовершенствованных версий воздушных судов от их базовых моделей, а также перспективы развития российской гражданской авиации с учетом перехода к технологическому суверенитету. Особый акцент сделан на возможных путях развития российского двигателестроения путем использования новейших углеродных сплавов и реновации парка воздушных судов.

Ключевые слова: авиадвигатель, воздушное судно, авиакорпорация, инновационные материалы, импортозамещение, реновация.

COMPARATIVE ANALYSIS OF FOREIGN AND DOMESTIC AIRCRAFT ENGINES OF THE NEW GENERATION

Udovichenko V. M.

Pogarelov A. V.

*Belgorod State Technological University named after V.G. Shukhov
(Belgorod)*

Abstract. The article examines the process of modernization of the aircraft industry, the prospects for the development of Russian civil aviation, the experience of Western countries in creating innovative civil aircraft by means of creating updated versions of popular aircraft engines, the fundamental differences between improved versions of aircraft from their basic models are considered. Possible ways of development of the Russian aircraft industry in the field of engine building through the use of the latest carbon alloys and renovation of the aircraft fleet through import substitution.

Keywords: aircraft engine, aircraft, aircraft corporation, innovative materials, import substitution, renovation.

На сегодняшний день вопрос модернизации и развития гражданского авиастроения является принципиально важным. В связи с мощным индустриальным скачком, наблюдаемым с конца 90-х годов, авиапредприятия вынуждены конкурировать, создавая принципиально новые, усовершенствованные модели самолетов и авиалайнеров, и тем самым отвоевывая свой сегмент рынка. Особая роль в этом смысле отводится двигателям внутреннего сгорания.

В приведенной статье мы рассмотрим работу современного авиационного двигателя, его назначение и способы усовершенствования, но сначала следует определиться, что есть двигатель. Двигатель – это устройство, которое преобразует какой-либо вид энергии в механическую работу [1, с. 7]. В авиации используются, в основном, тепловые двигатели, создающие тягу, необходимую для поднятия летательного аппарата в воздух. По способу создания тяги их можно разделить на три группы: винтовые, реактивные и комбинированные.

Винтовые двигатели создают тягу вращением воздушного винта. Реактивные двигатели в качестве движущей силы используют силу газового потока, образующегося в результате сгорания реактивного топлива. Воздушно-реактивные двигатели – кислород атмосферного воздуха.

Третья группа – комбинированные двигатели. Они с легкостью поднимают в небо трансатлантические лайнеры. Тяга создается за счет силы реакции потока продуктов сгорания и воздушного винта. Комбинированные двигатели бывают турбовинтовыми, турбореактивными и газотурбинными.

Как и все технические машины и механизмы, двигатели нуждаются в глобальной модернизации. С появлением новых технологий и композиционных материалов в промышленности стало возможным модернизировать самые массово эксплуатируемые авиадвигатели.

Обратимся к истории мировой гражданской авиации. Самым известным турбовентиляторным двигателем, используемым на флагманах пассажирских авиалайнеров, стал CFM International CFM56. Этот тип двигателей долгое время устанавливался на такие популярные самолеты, как Airbus-A-320 и Boeing-737-800.

В 2005 году концерн CFM International – объединение французской компании SNECMA и американской General Electric – начал разработку новых газотурбинных двигателей и в 2008 году представил проект авиадвигателя CFM LEAP (Leading Edge Aviation Propulsion – передовая авиационная силовая установка), который стал настоящим технологическим прорывом и вызвал огромный резонанс в авиастроительной отрасли [1].

Новая силовая установка LEAP от CFM – это не просто усовершенствование классической версии двигателя CFM56, это во многом эволюционный двигатель. От базовой версии он отличался тем, что в нем впервые были применены технологии изменяемых воздушных потоков, поступающих в охлаждающие каналы лопаток турбины высокого давления. Лопатки вентилятора были изготовлены из углепластика с плетеным углеродным волокном [2]. Неподвижные элементы турбин высокого и низкого давления в силовой установке были сделаны из жаростойких и прочных керамических матричных композитов. Вследствие модернизации вентилятора двигателя удалось добиться большой топливной эффективности, уменьшив затраты топлива на 15% и значительно снизив уровень шума.

Появление качественно нового авиационного двигателя стало катализатором модернизации целого парка воздушных судов. В 2010 году авиакомпания Airbus запустила программу реновации европейского флагмана пассажирских авиаперевозок, представив миру проект глубокой модернизации

узкофюзеляжных среднемагистральных авиалайнеров Airbus A-320neo, где neo (New Engine Option) означает «новый вариант двигателя». И хотя обновления коснулись только 5% всей конструкции самолета (95% конструктивных элементов сохранилось от базовой версии), Airbus A-320neo считается авиалайнером нового поколения. Он отличается значительно меньшим расходом топлива, более высоким значением крейсерской скорости и меньшей массой, по сравнению с базовой версией.

Помимо установки новых, более мощных и, в то же время, экономичных двигателей серии CFM LEAP-1A, конструкторы выполнили глубокую реновацию профиля крыла. Закрылки, элементы планера авиалайнера были выполнены из композиционных материалов, что позволило уменьшить выброс вредных веществ в атмосферу. На крыльях обновленного A-320 впервые были установлены вертикальные аэродинамические законцовки – Sharklets (англ. акулий плавник). Основным преимуществом законцовок является снижение расхода топлива до 4%, увеличение дальности полета и улучшенные взлетные характеристики [3]. Изменения коснулись и пассажирского салона A-320: была улучшена система кондиционирования и установлено светодиодное освещение. Реновация коснулась двух основных моделей семейства Airbus A-320: Airbus A-320neo и Airbus A-321neo.

Вслед за европейским авиаконцерном Airbus американская авиакорпорация «Боинг» всерьез занялась вопросам модернизации своего флота, и, в частности, флагмана фирмы – авиалайнера «Боинг-737». В 2012 году корпорация представила проект авиалайнера нового поколения «Boeing-737 MAX» – результат глубокой модернизации семейства узкофюзеляжных среднемагистральных авиалайнеров Boeing-737, призванный заменить на рынке лайнеры поколения Boeing 737NG (Next Generation). Основное изменение было связано с ремоторизацией самолетов и установкой новых двигателей семейства CFM LEAP-1B, сделанных специально под усовершенствованную версию «Боинг-737».

В сравнении с двигателем CFM LEAP-1A, установленным на европейском A-320neo, данный двигатель имеет большую степень двухконтурности, что несколько увеличило его эффективность вследствие повышения КПД работы турбины. Вентилятор и элементы двигателя также изготовлены из полимерных композиционных материалов. Гибкие лопасти, предназначенные для раскручивания и увеличения скорости вращения вентилятора, изготовлены новым методом литья. Двигатель CFM LEAP-1B оборудован пилообразными шевронами, которые способствовали снижению уровня шума при взлёте авиалайнера, и электронными элементами корректировки реактивной струи.

Кроме этого, Boeing-737 MAX оборудован винглетами с двойными законцовками, также было усовершенствовано хвостовое оперение и элементы планера, выполненные из полимерных композиционных материалов и стекловолокна. В новой комплектации появилась Автоматическая система улучшения характеристик маневрирования (MCAS) [4] – система автоматического управления полетом, разработанная компанией Boeing и предназначенная для имитации поведения в полете предыдущего поколения серии.

Еще одним новшеством в управлении самолетом стало применение системы дифферента на скорость (STS) – системы автоматической стабилизации скорости в нештатных ситуациях, предназначенной для улучшения летных характеристик. Также в ходе реновации были усовершенствованы бортовые световые устройства, так, вместо стандартных галогеновых ламп были применены светодиодные фары.

Развитие отрасли двигателестроения в России началось в 1980-е гг. Такие предприятия, как ОДК-Уфимское моторостроительное производственное объединение, НПП «Мотор», рыбинское НПО «Сатурн», включились в мировую гонку за создание передового двигателя, готового составить достойную конкуренцию промышленному гиганту Pratt & Whitney, который комплектует самолеты линейки Boeing и Airbus.

До недавнего времени отрасль отечественного авиастроения широко использовала технологии западных авиаконструкторских бюро, однако совсем недавно остро встал вопрос о технологической независимости и создании российского авиадвигателя с использованием передовых технологий.

На сегодняшний день у России есть несколько вариантов передовых двигателей собственного производства, таких как ПД-8 и ПД-14. В результате многолетней кропотливой работы всех предприятий и научно-исследовательских институтов отрасли, а также интеграции частного и государственного капитала, был создан авиационный двигатель ПД-14 для дальнейшего применения в среднефюзеляжных самолетах МС-21-300.

Так как двигатель совсем еще новый и проходит тестовые испытания, информации о его технических составляющих и показателях эффективности очень мало. Но уже сейчас известно, что новый отечественный двигатель выполнен полностью из инновационных сплавов, таких как углерод-углеродные композиционные материалы, состоит из восьми ступеней компрессора и двух ступеней турбины, что делает его самым экономичным в классе авиадвигателей средней тяги.

Впервые в истории авиастроения в двигателе ПД-14 установлен трансзвуковой вентилятор с широкохордными пустотелыми бесполосными лопатками, что позволило значительно увеличить скорость вращения двигателя, не допуская перегрева [5].

Принципиально новый компрессор стал значительно легче за счёт применения блисков – ступеней компрессора, лопатки которого составляют единое целое с диском ротора. Кроме этого, был улучшен КПД двигателя за счет увеличения ступеней низкого давления. Двигатель оснащен устройством реверса тяги решетчатого типа с электромеханическим приводом.

Силовая установка другого российского самолета – Sukhoi SuperJet-100 – представлена двумя турбореактивными двигателями со смещением потоков PowerJet SaM146 производства компании PowerJet – совместного предприятия российского НПО «Сатурн» и французской компании «Snecma».

В частности, НПО «Сатурн» изготавливает «холодную» часть двигателя – вентилятор и турбину низкого давления, выполняет общую сборку и стендовые испытания двигателя. Так, на базе российского авиапредприятия был создан

передовой вентилятор с широкоходовыми лопатками, полностью выполненными из новейших типов титановых сплавов, благодаря чему существенно снизился расход топлива, уменьшился вес конструкции двигателя и значительно увеличилась скорость вращения вентилятора.

Следует отметить, что технологически SaM146-1S17 является промежуточным этапом на пути от CFM56 к LEAP. Он прост в конструкции, изготовлен из новых композиционных материалов. Чтобы перейти к более сложному двигателю типа LEAP, необходимо еще упростить CFM56 и отработать некоторые новые технологии.

В целом самолет выполнен преимущественно из алюминиевых сплавов. Часть механизации крыла, носовой обтекатель и элементы корневой части крыла выполнены из композиционных материалов. Стеклопанель кабины пилотов была разработана специалистами «Гражданские самолеты Сухого», совместно с конструкторским бюро «ОКБ Сухого». Интерфейс кабины пилотов включает в себя пять multifunctional дисплеев и цифровую электродистанционную систему управления полетом «fly-by-wire» [6]. Вместо классических штурвалов управление в полете осуществляется с помощью сайдстиков – боковых ручек управления.

Помимо этого, российскими авиаконструкторами разрабатывается модифицированный вариант авиационного двигателя с уменьшенной до 7-8 тс тягой, который получил название ПД-8. Этот тип двигателя должен иметь меньшие диаметр и массу, чем ПД-14. Впоследствии он будет установлен на отечественный самолет нового поколения Sukhoi SuperJet-100, именуемый SU-95.

Двигатель ПД-8 создается на замену французскому. «Горячая часть» проектировалась в условиях жестких санкций и в целом построена на отечественной промышленной базе. В Курчатовском институте для ПД-8 разработали пять новых литейных жаропрочных сплавов.

В мае ПД-8 уже прошёл период стендовых испытаний. Ожидается, что в первой половине 2023 года начнутся интенсивные испытания двигателя непосредственно в составе импортозамещенной версии SSJ-100. Выкатка опытного самолета SSJ-NEW и его сертификация также должны пройти в 2023 г. Новая модификация самолета по документам получит официальное обозначение RRJ-95NEW-100. Если все испытания пройдут успешно, то сертификат на Superjet New будет выдан до начала 2024 года. После этого можно начинать серийный выпуск Суперджета.

Российские авиапредприятия проектируют для SSJ-New новые шасси, навигационную, кислородную системы и систему контроля вибрации двигателя. Sukhoi SuperJet-100 является прорывом российского авиастроения в области высокотехнологичных разработок. Это принципиально новый самолет, аналогов которому пока нет.

Таким образом, с новыми двигателями ПД-8 и ПД-14 Российская Федерация становится конкурентоспособной с западными странами в производстве авиадвигателей для среднефюзеляжных самолетов. Приведем сравнительный анализ всех вышеуказанных авиадвигателей. Технические характеристики представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Технические характеристики российских и западных аналогов

| Тип авиадвигателя | SaM146-1S18 | ПД-14 | CFM LEAP-1A | CFM LEAP-1B |
|---|-------------|--------|-------------|-------------|
| Диаметр вентилятора, м | 1,220 | 1,900 | 1,980 | 1,760 |
| Сухая масса двигателя, т | 2,200 | 2,870 | 3,153 | 2,780 |
| Взлетная тяга, тс | 7,900 | 14,000 | 12,064 | 13,041 |
| Крейсерская тяга, тс | 1,700 | 1,370 | 1,068 | 1,276 |
| Удельный расход топлива в крейсерском режиме кг/кгс в час | 0,629 | 0,526 | 0,787 | 0,830 |
| Степень двухконтурности | 4,4:1 | 8,5:1 | 11:1 | 9:1 |

Опираясь на значения, указанные в таблице 1, сделаем вывод о том, что отечественные авиадвигатели оказались гораздо более экономически эффективными за счет уменьшенной массы и более низкого показателя расхода топлива. Помимо этого, в сравнении с западными аналогами, российский двигатель ПД-14 обладает значительно лучшими механическими и аэродинамическими показателями, такими как максимальная мощность и крейсерская тяга.

Подводя итог, следует отметить, что модернизация в авиакосмической сфере идет большими темпами. Так, уже в начале десятых годов двадцать первого века были принципиально изменены самые массово эксплуатируемые авиалайнеры европейского и американского производства. Ведущим мировым авиакомпаниям удалось добиться высоких темпов реновации авиатехники, благодаря производству высококачественных композиционных полимеров, электронных бортовых устройств, передовых программ контроля управления полетом и, конечно, благодаря развитию технической сферы конструирования авиадвигателей.

В заключение следует сказать, что российское авиастроение не стоит на месте. Еще вчера страна активно эксплуатировала западные авиалайнеры, но уже сегодня отечественные образцы авиадвигателей и конструкционные элементы планера дают надежду каждому на то, что совсем скоро Россия сравняется с западными авиакомпаниями в выпуске гражданских воздушных судов и с большой долей вероятности можно утверждать, что и превзойдет Европу и Америку в области авиаконструирования.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Ивандиков М. П.* История развития двигателей и энергетических агрегатов / М.П. Ивандиков, А. Г. Бисярин Минск: БНТУ, 2019. 47с.
2. Обучающий интернет-сайт «N+1: научные статьи, новости, открытия» [Электронный ресурс] – 2016. URL: <https://nplus1.ru/news/2016/05/28/flows>(дата обращения: 05.09.2022)
3. Официальный сайт авиакомпании Аэрофлот «Аэрофлот-российские авиалинии: Новости компании» [Электронный ресурс] – 2017. URL: <https://www.aeroflot.ru/ru-ru/news/37395> (дата обращения: 05.09.2022)
4. Официальный сайт авиаконцерна Boeing «Boeing: BoeingRussia 737-MAX» [Электронный ресурс] – URL: <http://www.boeing.ru/737Max> (дата обращения: 05.09.2022)
5. Официальный сайт объединенной двигательной корпорации «ОДК-Авиадвигатель» [Электронный ресурс] – URL: <https://perm-motors.ru/production/pd-14/> (дата обращения: 10.09.2022)
6. Официальный сайт Объединенной авиастроительной корпорации ОАК [Электронный ресурс] – URL: <https://www.uacrussia.ru/ru/superjet/#construction>(дата обращения: 10.09.2022)

УДК 629.036

НАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОЧИХ ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ДВУХКОНТУРНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ЭКСПЛУАТАЦИОННЫМИ ПОВРЕЖДЕНИЯМИ

Ходацкий С. А., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Опыт эксплуатации показывает, что повреждение рабочих лопаток компрессора посторонними предметами является одной из основных причин досрочного съема авиационных двигателей. В статье рассмотрена методика оценки напряженного состояния рабочих лопаток компрессора при наличии эксплуатационных повреждений с использованием средств инженерного анализа (CAE) SiemensNXNastran.

Проблема снижения преждевременного съема с эксплуатации двигателей, повреждённых посторонними предметами, относится к числу актуальных проблем гражданской авиации. Преждевременный съём двигателей из-за повреждения лопаток компрессора ГД посторонними предметами приводит к простоям самолётов и нарушению планов перевозок пассажиров и грузов, сопровождается значительными материальными затратами на ремонт и восстановление двигателей. Посторонние предметы, попадая в проточную часть двигателя, повреждают рабочие лопатки, что может привести к их поломке. Все это отрицательно сказывается на надёжности двигателя в целом. Оценка напряженного состояния рабочих лопаток в этих условиях является важным фактором обеспечения надёжности и работоспособности компрессора двигателя.

Ключевые слова: авиационный двигатель, забоина, напряжения, рабочая лопатка, запас прочности.

STRESS STATE OF THE COMPRESSOR BLADES OF A BYPASS ENGINE WITH OPERATIONAL DAMAGE

Khodatsky S. A., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. Operating experience shows that damage of compressor blades by foreign objects is one of the main reasons of early removal of aircraft engines. The paper considers the methodology of stress state estimation of compressor blades in the presence of operational damage using Siemens NX Nastran engineering analysis (CAE) tools.

The problem of reducing the premature decommissioning of engines damaged by foreign objects belongs to the topical problems of civil aviation. Premature removal of engines due to damage of compressor blades by foreign objects leads to aircraft downtime and disruption of passenger and cargo transportation plans, accompanied by significant material costs for the repair and restoration of engines. Foreign objects, getting into the flowing part of the engine, damage the working blades, which can lead to their failure. All this negatively affects the reliability of the engine as a whole. Estimation of a stressed condition of working blades in these conditions is the important factor of maintenance of reliability and working capacity of the compressor of the engine.

Keywords: aircraft engine, tear, stresses, working blade, safety margin.

С увеличением мощности газотурбинных двигателей и расхода воздуха через них, а также с уменьшением высоты расположения воздухозаборника, что характерно для современных компоновочных схем летательных аппаратов различного класса, проблема повреждения элементов ГТД посторонними предметами, случайно попавшими на вход в двигатель, становится очень актуальной [1]. С целью проведения инженерного анализа напряженного состояния рабочих лопаток было проведено построение модели лопатки первой ступени компрессора низкого давления двигателя Л-30КП с помощью систем автоматизированного проектирования (CAD) DelCamPowerShape и средств инженерного анализа (CAE) SiemensNXNastran [2].

Создание геометрии конечного тела осуществлялось через задание нескольких сечений лопатки и их «оболочивание» поверхностью.

Все необходимые расчеты для выполнения задания производили в программе FEMAP [3].

Первоначальный вид лопатки без забоины изображен на рисунке 1.

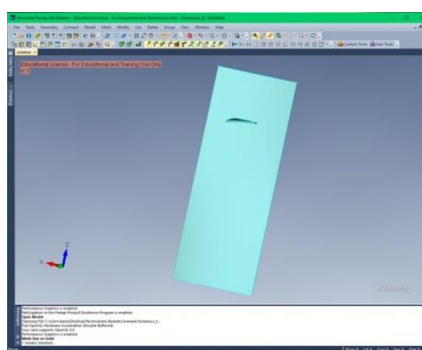


Рисунок 1 – Исходный вид лопатки

Далее было проведено построение сетки, задание материала лопатки и разбиение лопатки на сегменты (836757 сегментов). Затем проводилось моделирование замка крепления лопатки к диску и прилагаемой нагрузки. При расчете частота вращения принималась равной 4750 об/мин.

После этого определялись такие величины, как деформация лопатки, касательное напряжение, нормальное напряжение с максимальной нагрузкой на сдвиг и полное перемещение.

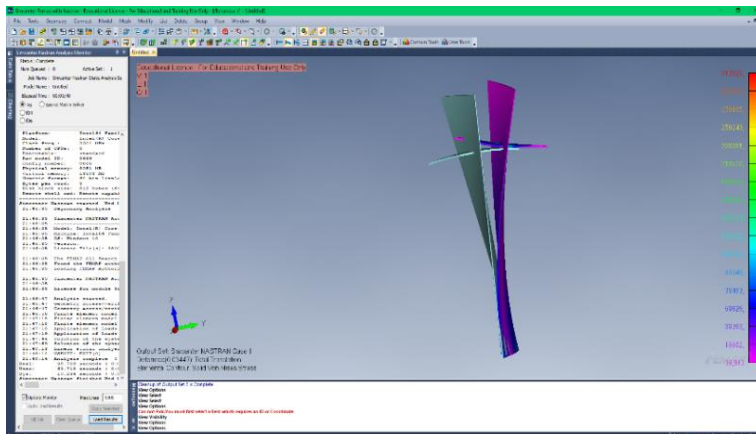


Рисунок 2 – Деформация лопатки

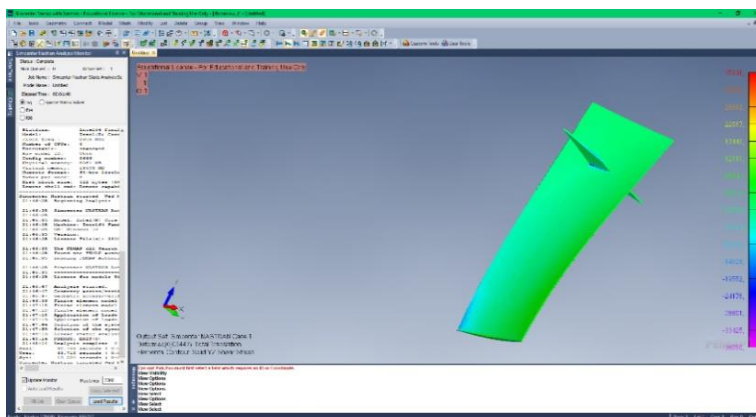


Рисунок 3 – Касательное напряжение лопатки без забоин

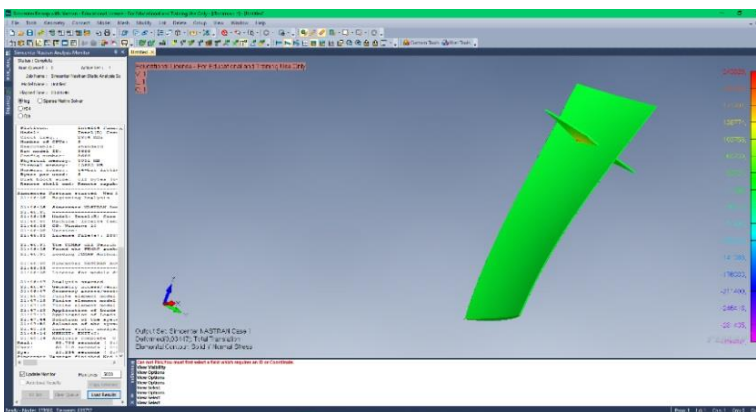


Рисунок 4 – Нормальное напряжение лопатки без забоин

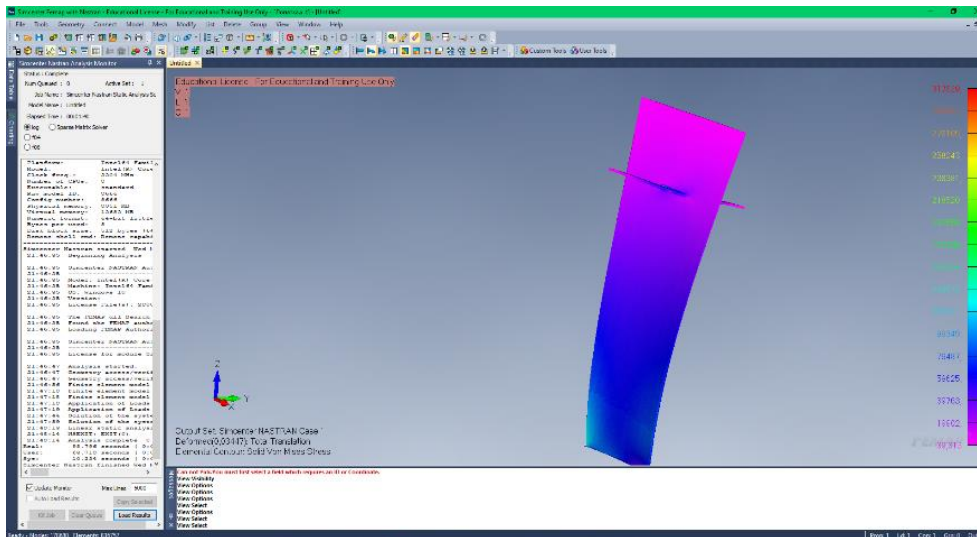


Рисунок 5 – Распределение суммарных напряжений

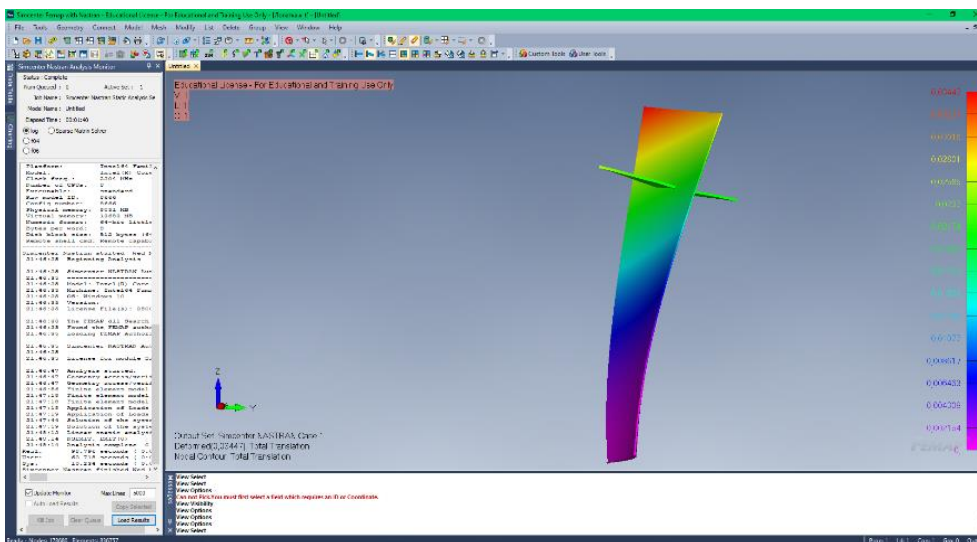


Рисунок 6 – Полное перемещение лопатки

Проведенный анализ позволяет сделать вывод о том, что для рабочей лопатки первой ступени компрессора максимальные напряжения не превышают величины 80 МПа, что обеспечивает работоспособность лопатки при принимаемых величинах нагружения.

С целью проверки работоспособности рабочей лопатки с учетом эксплуатационных повреждений было проведено моделирование забоины на пере лопатки на радиусе 80 мм (корневая зона лопатки) и 300 мм (периферийная зона) от корня. Забоина моделировалась на входной кромке лопатки как треугольник глубиной 1 мм и шириной 3 мм.

Расчет лопатки компрессора двигателя Д-30КП при наличии забоин 80 мм и 300 мм осуществляется аналогичным образом, как и лопатки без забоины. Поэтому ниже будут приведены уже итоговые расчеты первоначального вида лопатки с забоиной, максимальная сила на сдвиг, касательное напряжение, нормальное напряжение, полное перемещение.

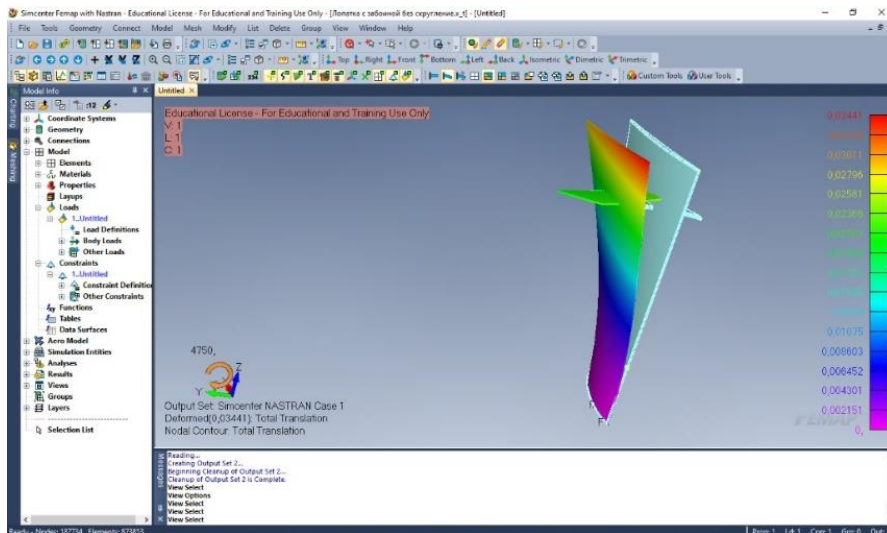


Рисунок 7 – Первоначальный вид лопатки

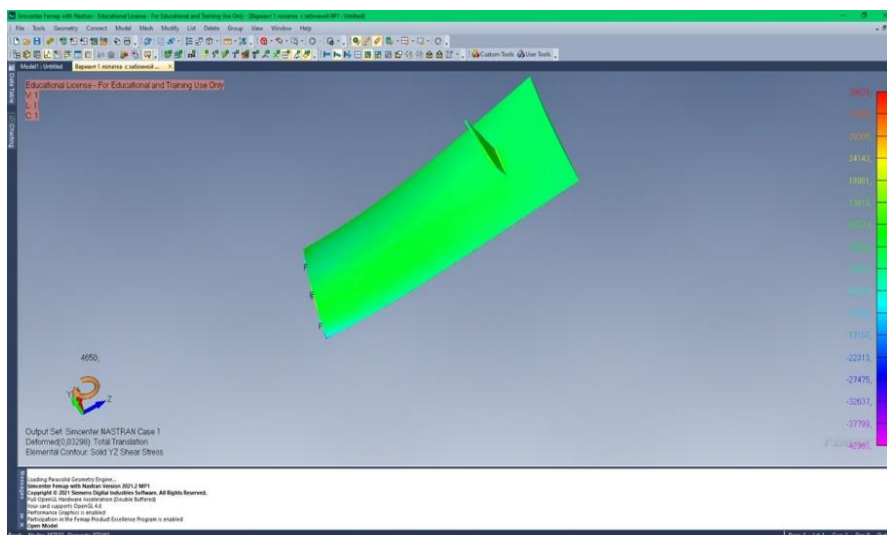


Рисунок 8 – Касательное напряжение лопатки с забоиной в корневой части

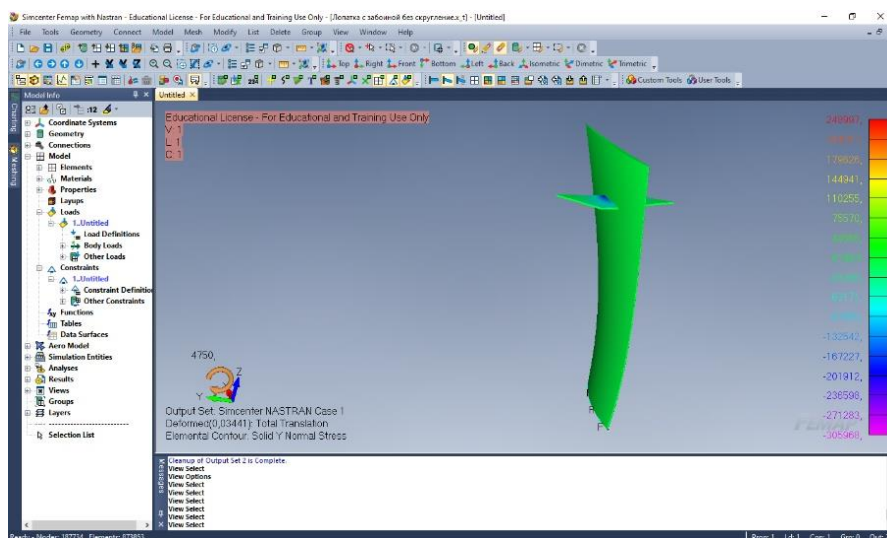


Рисунок 9 – Нормальное напряжение лопатки с забоиной в корневой части

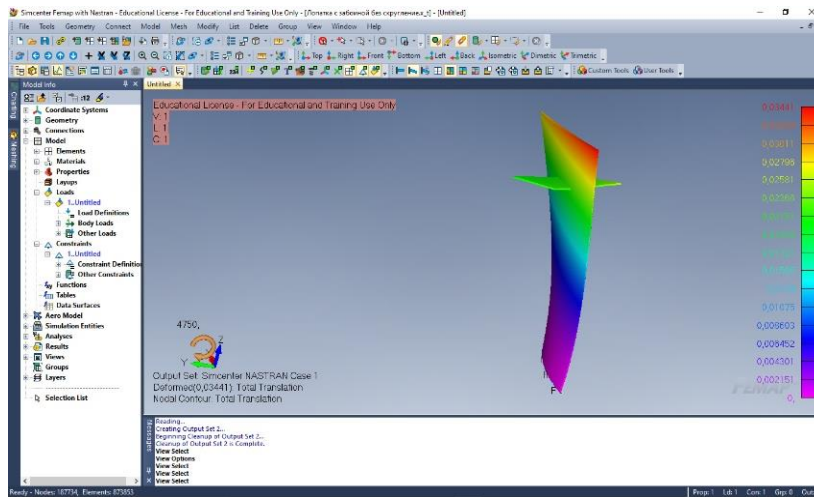


Рисунок 10 – Полное перемещение лопатки в корневой части

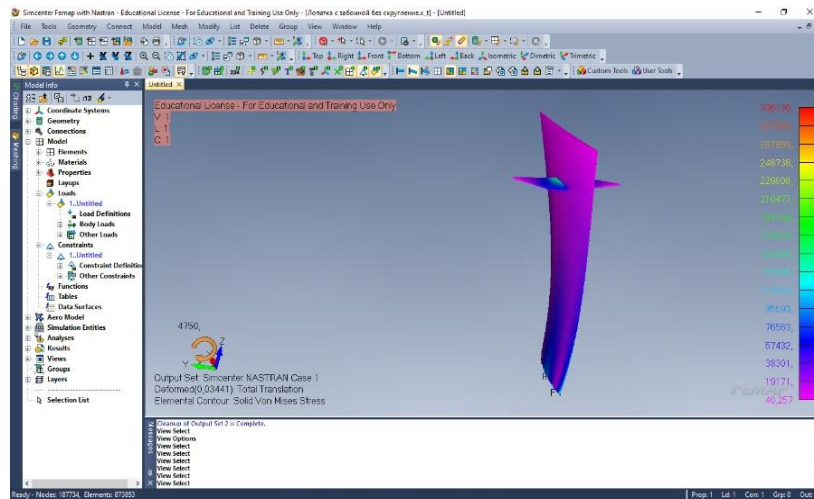


Рисунок 11 – Лопатка с забоиной в корневой части

Далее проводилась оценка напряженного состояния лопатки при забоине на периферийной части лопатки.

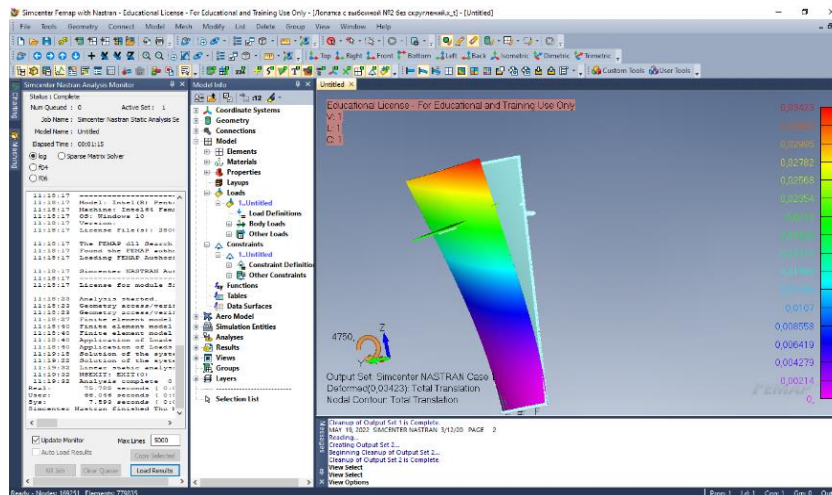


Рисунок 12 – Первоначальный вид лопатки с забоиной в периферийной области

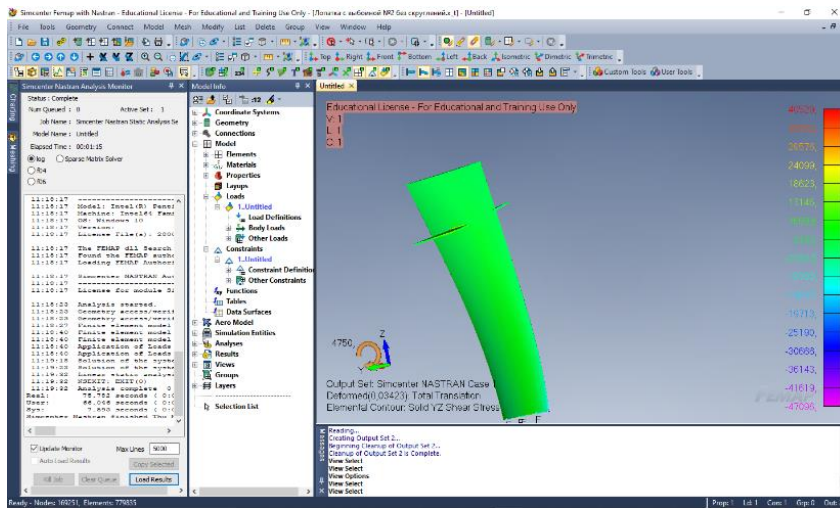


Рисунок 13 – Касательное напряжение лопатки в периферийной области

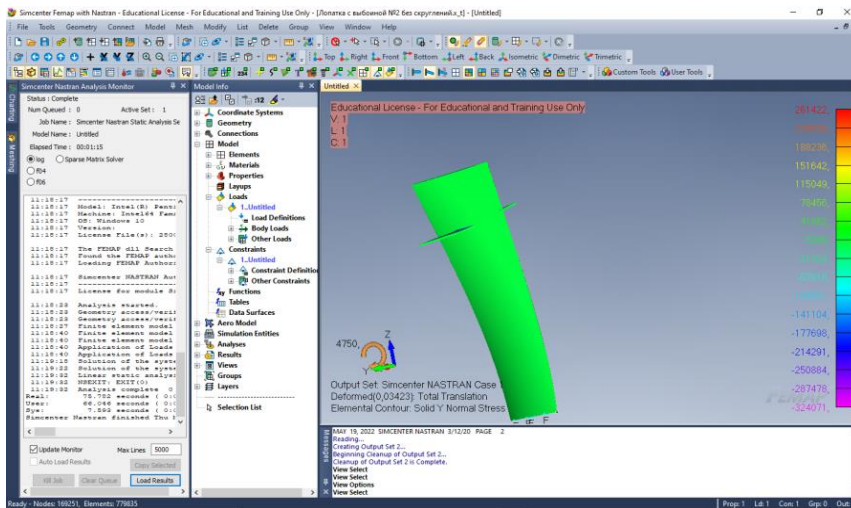


Рисунок 14 – Нормальное напряжение лопатки в периферийной области

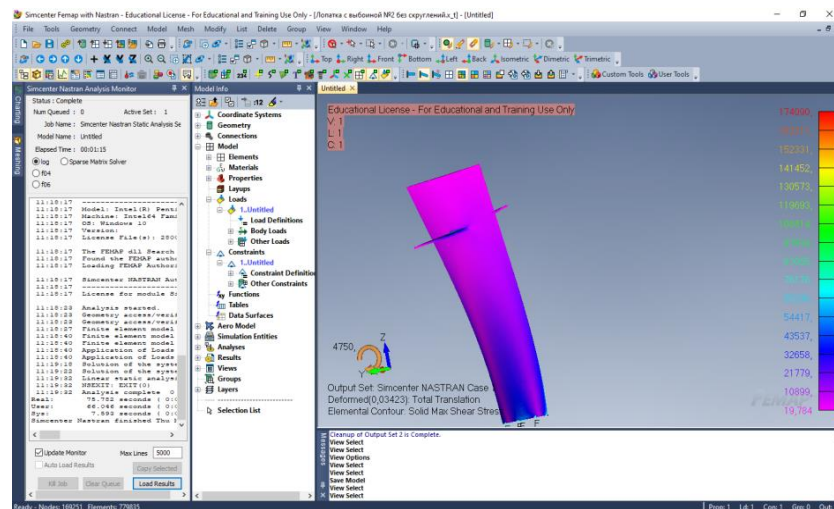


Рисунок 15 – Максимальная нагрузка на сдвиг лопатки с забоиной в периферийной области

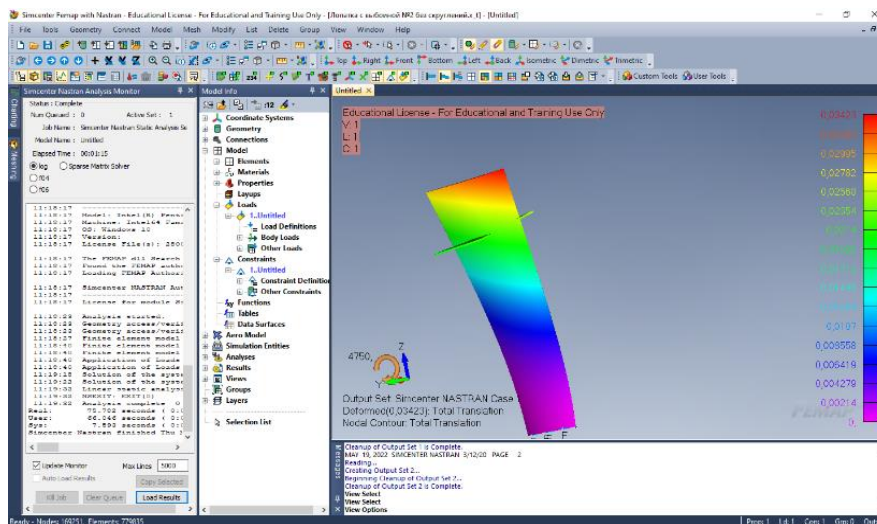


Рисунок 16 – Полное перемещение лопатки с забоиной в периферийной области

Из анализа напряженного состояния рабочей лопатки с забоинами следует:

В рабочей лопатке без забоин касательные напряжения составляют 8,1 МПа, и уменьшаются до 3,5 МПа в периферийной области. Нормальные напряжения в корневой части и составляют 68 МПа, уменьшаясь до 35 МПа на периферии. В районе бандажной полки наблюдается увеличение напряжений до 208 МПа.

При наличии забоины в корневой зоне касательные напряжения увеличились до величины 8,5 МПа с уменьшением в периферийной области до величины 3,4 МПа. То есть, касательные напряжения практически не изменились.

Нормальные напряжения составили 75,5 МПа, т.е. увеличились на 11%. Зона увеличения напряжений возросла до середины лопатки.

При наличии забоин в периферийной части лопатки касательные напряжения составляют 13 МПа. Нормальные напряжения составили 75,8 МПа.

Таким образом, наличие забоин в корневой и периферийной частях рабочей лопатки ведет к увеличению напряжений, уменьшению запасов прочности, что надо учитывать в процессе эксплуатации.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Чичков Б. А. Рабочие лопатки авиационных газотурбинных двигателей. Часть 1. Эксплуатационная повреждаемость рабочих лопаток. М.: МГТУ ГА, 2003. 73 с.
2. Рыбников Е. К. Инженерные расчеты механических конструкций в системе MSC.Patran-Nastran. Часть 1. М., 2003. 130 с.
3. Рычков С. П. Моделирование конструкций в среде FemapwithNXNastran. М.: ДМК Пресс, 2013. 784 с.

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ В АДДИТИВНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ: АНАЛИЗ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ НА ОСНОВЕ ЗАРУБЕЖНОГО ОПЫТА

Хрящев И. И., канд. техн. наук
Данилов Д. В., канд. техн. наук
Ширяев Е. А.

*ПАО «ОДК-Сатурн»
(г. Рыбинск)*

Аннотация. В работе представлены обзор зарубежного опыта в части применения жаропрочного материала Inconel718 в аддитивном производстве, исследование проб порошков зарубежного материала, анализ параметров и предложения по их улучшению с целью получения аналогичного отечественного материала.

Ключевые слова: Inconel 718, аддитивные технологии, разработка материала, жаропрочные сплавы.

NEW MATERIALS IN ADDITIVE MANUFACTURING: ANALYSIS AND PERSPECTIVES FOR CREATION OF DOMESTIC SUPERALLOYS BASED ON FOREIGN EXPERIENCE

Khryashchev I. I., Candidate of Technical Sciences
Danilov D. V., Candidate of Technical Sciences
Shiryayev E. A.

*PJSC "UEC-Saturn"
(Rybinsk)*

Abstract. The paper presents an overview of foreign experience in terms of the use of superalloy material Inconel718 in additive manufacturing, the study of samples of powders of foreign material, the analysis of parameters and proposals for their improvement in order to obtain a similar domestic material.

Keywords: Inconel 718, additive manufacturing, material development, superalloys

Введение

Аддитивные технологии прочно вошли в производственные цепочки крупнейших предприятий газотурбостроения – ПАО «ОДК-Сатурн», ОАО «Климов», АО «Авиадвигатель» и других.

В ПАО «ОДК-Сатурн» аддитивными технологиями занимаются с 2015 года, в то время работали на зарубежных металлопорошковых композициях (CobaltChrome MP1, StainlessSteel PH1, Ti6Al4V и другими), а с 2017 года были начаты работы по разработке и паспортизации отечественных металлопорошковых композиций для импортозамещения зарубежных

материалов. Итого к 2019 году были разработаны и успешно паспортизованы металлопорошковые композиции (МПК) на кобальтовой основе ПС-КХМ, титановой основе – ВТ6 и нержавеющей стали ПС-Х15Н5Д4Б.

Однако развитие аддитивных технологий не стоит на месте и стала проявляться потребность в деталях из никелевых сплавов. Целью для импортозамещения была выбрана металлопорошковая композиция никелевого сплава Inconel 718 (таблица 1) – жаропрочный сплав, предназначенный для работы при температурах до 980 °С, один из наиболее распространённых сплавов семейства Инконель. Разработан и запатентован (патент США № 3046108 от 24.07.1963) [1] и широко используется по настоящее время. В 1970-е годы в США на долю сплава Inconel 718 приходилось свыше 50 процентов валового выпуска промышленных жаропрочных сплавов [2]. Сплав вначале применялся как обшивочный материал для сверхзвуковых самолётов [3]. Упрочнение сплава достигается за счёт медленного выделения интерметаллидного соединения никеля с титаном и ниобием. In718 обладает умеренной плотностью, отличается высокой технологичностью и универсальностью, легко обрабатывается давлением, хорошо сваривается, используется и в качестве литейного сплава. Совокупность эксплуатационных, технологических и экономических характеристик вывели его в класс наиболее востребованных жаропрочных сплавов. Он применяется для изготовления лопаток компрессора высокого давления авиационных двигателей, дисков турбин и компрессора высокого давления, широкой номенклатуры корпусных деталей турбины, камеры сгорания и выходных устройств, а также других деталей [3].

Широкое применение и доступность In718 способствуют достаточно высокому уровню его изученности. Нередко он используется в качестве модельного сплава при изучении вопросов металлургии и новых технологических процессов, что также способствует постоянному увеличению информации по данному сплаву, доступной в открытых источниках. Благодаря этому за рубежом он стал одним из первых никелевых жаропрочных сплавов, примененным в аддитивном производстве.

Таким образом, использование сплава In718 в качестве прототипа для отечественного МПК является логичным, так как достаточно будет разработать только материал, технологические параметры построения деталей из нового порошка в этом случае останутся аналогичны заложенным в оборудование для сплава In718.

Таблица 1 – Требования к химическому составу Inconel 718 [4]

| Fe | Ni | Cr | Nb | Mo | Ti | Al | |
|-----------------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|----------|
| Осн. | 50-55 | 17-21 | 4,75-5,5 | 2,8-3,3 | 0,65-1,15 | 0,2-0,8 | |
| Co | Cu | C | Si | Mn | P | S | B |
| не более | | | | | | | |
| 1,0 | 0,30 | 0,08 | 0,35 | 0,35 | 0,015 | 0,015 | 0,006 |

Для разработки требований к отечественной металлопорошковой композиции были выполнены исследования нескольких партий разных производителей зарубежного МПК. Исследование параметров зарубежной металлопорошковой композиции для селективного лазерного сплавления (СЛС) показало (таблица 2), что основная фракция находится в диапазоне 20-63 мкм. Гранулометрический состав определен согласно ГОСТ Р 8.777, кроме того выполнен анализ методом сухого просеивания по ГОСТ 18318 на сите 63 мкм. Форма частиц определена по ГОСТ 25849, насыпная плотность по ГОСТ 19440, текучесть – ГОСТ 20899. Влагосодержание определено по ГОСТ 18317 методом непосредственного измерения веса в процессе сушки.

Таблица 2 – Параметры МПК зарубежного производства

| Производитель / Параметр | 3DSystems | LPWCarpenter партия 21 | LPWCarpenter партия 48 |
|--|------------------|---|---------------------------|
| Внешний вид | однородная серая | однородная серая; единичные частицы с металлическим блеском | однородная серая |
| Фракция (лазер) <20 мкм, % | 1,5% | 2,2% | 13,9% |
| d50, мкм | 44 мкм | 39,3 мкм | 37,4 мкм |
| >63 мкм, % | 2,8% | 0,01% | 3,1% |
| Остаток на сите 63 мкм, % | 3,9% | 0,01% | 7,4% |
| Параметр формы, % | | | |
| Сферическая | 76,5 | 64,5 | 80,5 |
| Округлая | 20 | 33 | 19,5 |
| Угловатая | 3,5 | 2,5 | 0 |
| Текучесть, сек. | 13,8 | 18,5 | 17,6 |
| Влагосодержание, % | 0,01 | 0,01 | 0,01 |
| Насыпная плотность, г/см ³ | 4,36 | 4,17 | 4,63 |

С учётом развития технологий металлургии с 70-х годов требования к отечественному порошку можно повысить, обеспечив тем самым стабильность свойств как порошка, так и синтезированного из него материала. Так, в части требований к химическому составу можно предложить снизить допуск по содержанию кремния, поскольку кремний понижает температуру плавления сплава и может образовывать легкоплавкие эвтектики. Для раскисления расплава, например, использовать Церий, вводя его за несколько минут до слива расплава. Церий повышает стойкость к высокотемпературному окислению. Также при их концентрации 0,01 – 0,05 % существенно снижается диффузия по границам зерен, что оказывает положительное влияние на жаропрочность. Поскольку упрочнение данного сплава достигается за счет выделения интерметаллидного соединения никеля с титаном и ниобием, а не фазы Ni₃(Al, Ti) как в никелевых сплавах [3], требования по разбросу концентрации алюминия были дополнительно ужесточены. Немаловажным контрольным

параметром порошков является содержание в них кислорода и азота, особенно в порошках мелкой фракции (до 60 мкм), поэтому стоит добавить требования по содержанию газов N₂ и O₂. Требования к отечественной замене In718 с учетом предложенных рекомендаций представлены в таблице 3. Однако требования к отечественному материалу не должны существенно отличаться от прототипа – недопустимо введение тугоплавких элементов, повышающих температуру плавления и плотность сплава (например, вольфрама и/или рения), поскольку изменившиеся литейные характеристики могут выйти за пределы возможностей имеющихся на производствах установок для селективного лазерного сплавления или вызвать необходимость длительной и дорогостоящей разработки технологии СЛС и подбора параметров сплавления.

Таблица 3 – Требования к параметрам МПК отечественной замены In718

| Параметр | Значение |
|---|---|
| Внешний вид | однородная серая, без посторонних неметаллических и металлических включений |
| Фракция (лазер) <20 мкм, % d50, мкм >45 мкм, % | 5% 35±5 мкм 10% |
| Остаток на сите 63 мкм, % | не допускается |
| Параметр формы, % Сферическая Округлая Угловатая | не менее 70 не более 20 не более 3,5 |
| Текучесть, сек. | не более 25 |
| Влагосодержание, % | не более 0,1 |
| Насыпная плотность, г/см ³ | не менее 4,1 |

Заключение

В дальнейшем планируется выплавка отечественного сплава по выше представленным требованиям, отработка технологии изготовления порошка на ведущих отраслевых металлургических предприятиях, опробование отечественного порошка в ПАО «ОДК-Сатурн» для изготовления образцов и сравнительный анализ механических свойств отечественного и зарубежного порошка.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Herbert L. Eiselstein, Huntington W. Va*, Age-hardenable nickel alloy [Текст]: пат. USA:3.046.108, 24 July 1962.
2. *Decker, R. F.* Evolution of Wrought Age-Hardenable Superalloys // The Journal of the Minerals, Metals and Materials Society, 2006. v. 58, № 9.
3. *Ф. Ф. Химушин.* Жаропрочные стали и сплавы. 2-е изд., «Металлургия», 1969. 752 с.
4. ASTM B 637-98 Standart Specification for Precipitation-Hardening Nickel Alloy Bars, Forgings, and Forging Stock for High-Temperanure Service.

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

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

УДК 629.735:681.5

**ИСПОЛЬЗОВАНИЕ МЕТОДА ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ ДИНАМИКИ ДЛЯ
УПРАВЛЕНИЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА**

Диль В.Ф.

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. В статье рассматривается алгоритм управления ВС в пространстве на основе двухуровневого метода, синтеза методом решения ОЗД на пилотажном уровне и решение прямой задачи динамики на траекторном уровне. Оптимизация управления происходит на пилотажном уровне, обеспечивая оптимизацию контура в целом.

Ключевые слова: пилотажный контур, траекторное управление, метод ОЗД, алгоритмы управления ВС.

**USING THE METHOD OF INVERSE DYNAMICS PROBLEMS FOR
AIRCRAFT CONTROL**

Dil V. F.

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

Abstract. The article considers an algorithm for controlling aircraft in space based on a two-level method, synthesis by solving the inverse problems of dynamics at the aerobatic level and solving a direct problem of dynamics at the trajectory level. Control optimization takes place at the aerobatic level, providing optimization of the circuit as a whole.

Keywords: aerobatic circuit, trajectory control, inverse problems of dynamics, aircraft control algorithms.

Введение

Движение ВС в пространстве условно можно разделить на траекторное, верхний уровень и пилотажное – нижний уровень. Выполняя синтез оптимальной системы управления, необходимо учитывать, что эти движения находятся в неразрывной связи. В настоящее время применяются различные подходы проектирования алгоритмического обеспечения интегрированных САУ (ИСАУ). На основе метода последовательной оптимизации можно утверждать [1, 3], что оптимизация на одном из связанных уровней обеспечивает оптимизацию движения ВС в целом.

Рассмотрим метод, в котором на первом этапе осуществляется оптимизация пилотажного уровня управления пространственным движением ВС (вращательного движения вокруг ЦМ) с последующим определением его траекторных параметров (скоростей и координат) на втором этапе.

Основная часть

Вращательное движение ВС описывается уравнением Эйлера:

$$\begin{bmatrix} J_1 \dot{\omega}_1 \\ J_2 \dot{\omega}_2 \\ J_3 \dot{\omega}_3 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (J_3 - J_2)\omega_2\omega_3 \\ (J_1 - J_3)\omega_1\omega_3 \\ (J_2 - J_1)\omega_1\omega_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} m_1(\omega) + M_1 \\ m_2(\omega) + M_2 \\ m_3(\omega) + M_3 \end{bmatrix} \quad (1)$$

где $m_i (i=1,2,3 \rightarrow x, y, z)$ – управляющие аэродинамические моменты, являющиеся функциями угловых скоростей $M_1 = M_1(\omega_1, \omega_2)$, $M_2 = M_2(\omega_1, \omega_2)$, $M_3 = M_3(\omega_3)$; $m_s(\omega)$ – моменты, характеризующие изменение кинетической энергии вращающихся частей газотурбинного двигателя и влияние диссипативных сил ($s=1..3$);

Оптимизация вращательного движения ВС выполняется методом обратных задач динамики (ОЗД) в сочетании с оптимизацией системы (1) по локальным функционалам, характеризующим энергию движения в формулировке П.Д. Крутько [2], а траекторные параметры определяются путем численного решения уравнений динамики траекторного движения ВС.

Такой подход позволяет на пилотажном уровне определить специфику построения ИСАУ конкретным ВС, проявляющуюся в различном описании характеристик управляющих сил и моментов, зависящих от аэродинамической компоновки, от вида управляющих органов самолета и силовой установки.

Последовательность синтеза алгоритмов управления методом ОЗД следующая:

- динамические характеристики проектируемой системы назначаются с помощью *эталонных моделей* для каждой степени свободы вращательного движения ЛА по реакции на «скачок» рулей (назначенные траектории определяют требуемый пространственный угловой манёвр ЛА и характеризуются правыми частями эталонных моделей);

- структура алгоритмов управления и их параметры выбираются из условия отслеживания с необходимой точностью фазовых траекторий эталонных моделей вращательного движения;

- степень близости угловых скоростей объекта и эталона оценивается с помощью квадратичных функционалов энергии ускорения. Процесс движения к экстремуму – минимуму организуется по схеме градиентного метода.

Сформулирована задача синтеза управлений на примере стабилизации угловых скоростей ВС на интервале времени $[t_0, t_k]$, полагая $t_0 = 0$, t_k – нефиксированная величина.

Пусть в текущий момент времени $t = t_0 = 0$ состояние управляемого объекта характеризуется значениями угловых скоростей $\omega_s(0) = \omega_{s0}(0)$ и требуется

найти такие управляющие воздействия δ_i ($i=\text{э, н, в}$), при которых система (1) переходит из состояния $\omega_s(0)$ в новое состояние ω_s^0 (в общем случае $\omega_s^0 = \omega_s^0(t)$ определяет необходимую фигуру вращения) и находится в этом состоянии бесконечно долго. При этом необходимо, чтобы угловые скорости управляемого движения по каждой степени свободы с требуемой точностью следовали за скоростями, определяемыми эталонной моделью

$$\ddot{\omega}_s^* + \gamma_{s_1} \dot{\omega}_s^* + \gamma_{s_0} \omega_s^* = \gamma_{s_0} \omega_s^0, s = 1, 2, 3, \quad (2)$$

где $\gamma_{s_0}, \gamma_{s_1} > 0$, установившееся движение устойчиво: $\omega_s^*(t) \rightarrow \omega_s^0$ при $t \rightarrow \infty$.

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

$$G(M) = \frac{1}{2} J_s \sum_{s=1}^3 [\dot{\omega}_s^* - \dot{\omega}_s(t, M(\delta_i))]^2, \quad (3)$$

который характеризует энергию ускорения вращательного движения в окрестности фазовых траекторий эталонных моделей.

Задача синтеза решается в два этапа [4]. На первом этапе синтезируются законы управления моментами $M_s(\omega)$ по каждой степени свободы по схеме простого градиента

$$\frac{\partial M_s(\omega)}{\partial t} = - \sum_{j=1}^3 r_{sj} \frac{\partial G(M)}{\partial M_j}, r_{sj} = \text{const} \quad (4)$$

Проинтегрировав, с учетом функционала (3), выражение (4), получим следующее выражение, определяющее управляющие моменты:

$$M_s(\omega) = \sum_{j=1}^3 r_{sj} (\omega_j^* - \omega_j), \quad (5)$$

где требуемые значения угловой скорости ω_j^* вычисляются из (3), структура матрицы обратных связей $R = \|r_{sj}\|$ определяется характером перекрестных связей по ω_j в (1). Если $R=R^T > 0$, то $\dot{G}(M) < 0$ и замкнутая регулятором (5) система (1) асимптотически устойчива по Ляпунову: $\dot{\omega}^*(t) - \dot{\omega}(t) \rightarrow 0$ при $t \rightarrow \infty$.

На втором этапе через синтезированные законы управления моментами (5) и линейное разложение коэффициентов этих аэродинамических моментов через частные производные \tilde{m}_i^j в ряд Тейлора определяются требуемые отклонения рулей δ_i ВС:

$$\delta_n = \frac{1}{\tilde{m}_z^{\delta_n}} (r_{33} \omega_3^* - (r_{33} + \tilde{m}_z^{\omega_z}) \omega_3 - m_{z0} - m_z^{\alpha} \alpha),$$

$$\delta_3 = \frac{A_y - m_y^{\delta_n} A_x}{\tilde{m}_y^{\delta_3} - \tilde{m}_x^{\delta_3} \tilde{m}_y^{\delta_n}}, \quad \delta_n = \frac{1}{\tilde{m}_x^{\delta_n}} (A_x - m_x^{\delta_3} \delta_3), \quad (6)$$

$$A_x = r_{11} \omega_1^* + r_{12} \omega_2^* - (r_{11} + \tilde{m}_x^{\omega_x}) \omega_1 - (r_{12} + \tilde{m}_x^{\omega_y}) \omega_2 - \tilde{m}_x^{\beta} \beta - \tilde{m}_x^{\alpha} \alpha,$$

$$A_y = r_{21} \omega_1^* + r_{22} \omega_2^* - (r_{21} + \tilde{m}_y^{\omega_x}) \omega_1 - (r_{22} + \tilde{m}_y^{\omega_y}) \omega_2 - \tilde{m}_y^{\beta} \beta - \tilde{m}_y^{\alpha} \alpha.$$

Углы атаки и скольжения определяются из кинематических уравнений поступательного движения ВС (из уравнений траекторного контура управления) и характеризуют связь силовых и моментных характеристик ВС в связанной СК.

$$\alpha = -\arctg(V_y / V_x), \quad \beta = \arcsin(V_z / V), \quad V = (V_x^2 + V_y^2 + V_z^2)^{\frac{1}{2}}, \quad (7)$$

Для пилотажного контура величины углов α, β являются задающими воздействиями.

Динамические уравнения Эйлера (1) необходимо представить в форме, аналогичной виду эталонной модели (2), то есть продифференцировать векторное уравнение (1) по времени, в результате чего после ряда преобразований она приводится к виду

$$\ddot{\omega} + C \dot{\omega} + A(\omega) \omega = u, \quad (8)$$

где $\omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)$ – вектор угловых скоростей в связанной СК; $u = B\dot{M} + DM$ – вектор управляющих воздействий; $A(\omega), B, C, D$ – матрицы приведенных моментов инерции размерности 3×3 .

Формулировка задачи синтеза приведена в п.2. Степень приближения процессов будем определять функционалом

$$G(M, \dot{M}) = \frac{1}{2} J_s \sum_{s=1}^3 [\dot{\omega}_s^*(t) - \dot{\omega}_s(t, M(\delta_i), \dot{M}(\delta_i))]^2, \quad (9)$$

величина которого представляет собой мгновенное значение нормированной по моментам инерции энергии вторых производных управляемых переменных ω_s .

Задача организации следящих контуров определяется путем получения приближенных решений, минимизирующих локально функционал (9) по схеме простого градиента

$$\ddot{M}_s = \frac{d\dot{M}_s}{dt} = - \sum_{j=1}^3 r_{sj} \frac{\partial G(M, \dot{M})}{\partial \dot{M}_j}, \quad r_{sj} = \text{const}, \quad s = 1 \dots 3. \quad (10)$$

После ряда преобразований (10) получим законы управления моментами $M_s(\omega)$ по каждой степени свободы

$$\dot{M} = -R(\dot{\omega}^* - \dot{\omega}), \quad M = -R(\omega^* - \omega), \quad R = \left\| r_{sj} \right\| \quad (11)$$

и в целом динамической системы (8), определяющей вращательное движение ВС в связанной СК

$$u = B\dot{M} + DM = -R[B(\dot{\omega}^* - \dot{\omega}) + D(\omega^* - \omega)]. \quad (12)$$

В формулах (11), (12) эталонный процесс определяется выражением (2), записанным в векторной форме, и имеет вид

$$\ddot{\omega}^* + \Gamma_1 \dot{\omega}^* + \Gamma_0 \omega^* = \Gamma_0 \omega^0, \quad (13)$$

где $\Gamma_1 = \text{diag} \{ \gamma_{s_1} \}$, $\Gamma_0 = \text{diag} \{ \gamma_{s_0} \}$, через параметры $\gamma_{s_1}, \gamma_{s_0}$ задаются требуемые показатели качества переходных процессов.

Законы управления рулями δ_i ВС определяются из формул (8), (10-12) и имеют вид (6), если в данных уравнениях выполнить замену коэффициентов усиления r_{sj} на приведенные по моментам инерции коэффициенты $\bar{r}_{sj} = r_{sj} J_j^{-1}, s = 1, 2, 3$. Таким образом, формулы (6), (11), (12) определяют алгоритм управления угловыми движениями ВС (8) по первым производным от ускорений.

Далее формулируется известная математическая модель поступательного движения ВС (14) и её состояние в начальный момент времени $V_{кс}(0) = V_{кс0}, \dot{V}_{кс}(0) = \dot{V}_{кс0}$.

$$\dot{\varepsilon}^T = \Omega \varepsilon^T, \quad \dot{y} = Ay + Bu \quad (14)$$

где $\varepsilon = D_n^{cb}$ – матрица перехода из связанной системы координат (СК) в нормальную СК, Ω – кососимметрическая матрица угловых скоростей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ уравнений Пуассона, $y = (V_{кx}, V_{кy}, V_{кz}, X_g, H_g, Z_g)$ – расширенный вектор состояния компонент земной скорости ВС в связанной СК и координат центра масс самолета в нормальной СК, $A = \begin{bmatrix} \Omega & O \\ O & \varepsilon \end{bmatrix}$, $B = \begin{bmatrix} gE & O \\ O & O \end{bmatrix}$ – блочные матрицы при векторах состояния и управления размера 6×6 , O – нулевая матрица размера 3×3 .

Решение сформулированной прямой задачи сводится к простому интегрированию системы (14) с начальными условиями по переменным $V_{кс}, \varepsilon_{ij}$, координатам пространственного движения ВС $L = (X, H, Z)$.

Для определения текущих углов Эйлера достаточно вместо интегрирования кинематических уравнений Эйлера использовать три уравнения связи (15) из матрицы направляющих косинусов ε :

$$\vartheta = \arcsin \varepsilon_{21}, \gamma = \arccos \left(\frac{\varepsilon_{22}}{\cos \vartheta} \right); \psi = \arccos \left(\frac{\varepsilon_{11}}{\cos \vartheta} \right). \quad (15)$$

Векторное уравнение скоростей ВС описывается выражением:

$$\dot{V}_k = \Omega V_k + gn^*. \quad (16)$$

Из векторного уравнения для линейных скоростей (16) и кинематических уравнений связи для поступательного движения ВС при отсутствии ветровых возмущений ($\Delta w_i = 0$) определяются текущие значения углов атаки и скольжения α, β и числа Маха m .

Системные связи ИСАУ ВС, построенной на основе оптимизации контура угловых скоростей, иллюстрируются рисунком 1.

Для контура вращательного движения входными параметрами являются эталонные и текущие значения угловых скоростей и параметры углового положения ВС. Выходными величинами для этого контура являются угловые отклонения рулевых поверхностей.

Для контура траекторного управления входными величинами являются выходные параметры контура вращательного движения ВС, начальные значения траекторных параметров. Выходными величинами являются координаты пространственного движения ВС.

Исследование функционирования контуров управления осуществлялось путем численного моделирования контуров вращательного и поступательного движения с использованием программной среды MathCad [4-6]. При этом была выбрана эталонная модель движения ВС, соответствующая динамическим свойствам сертифицированной ММ пространственного движения самолета среднего класса Ил-76.

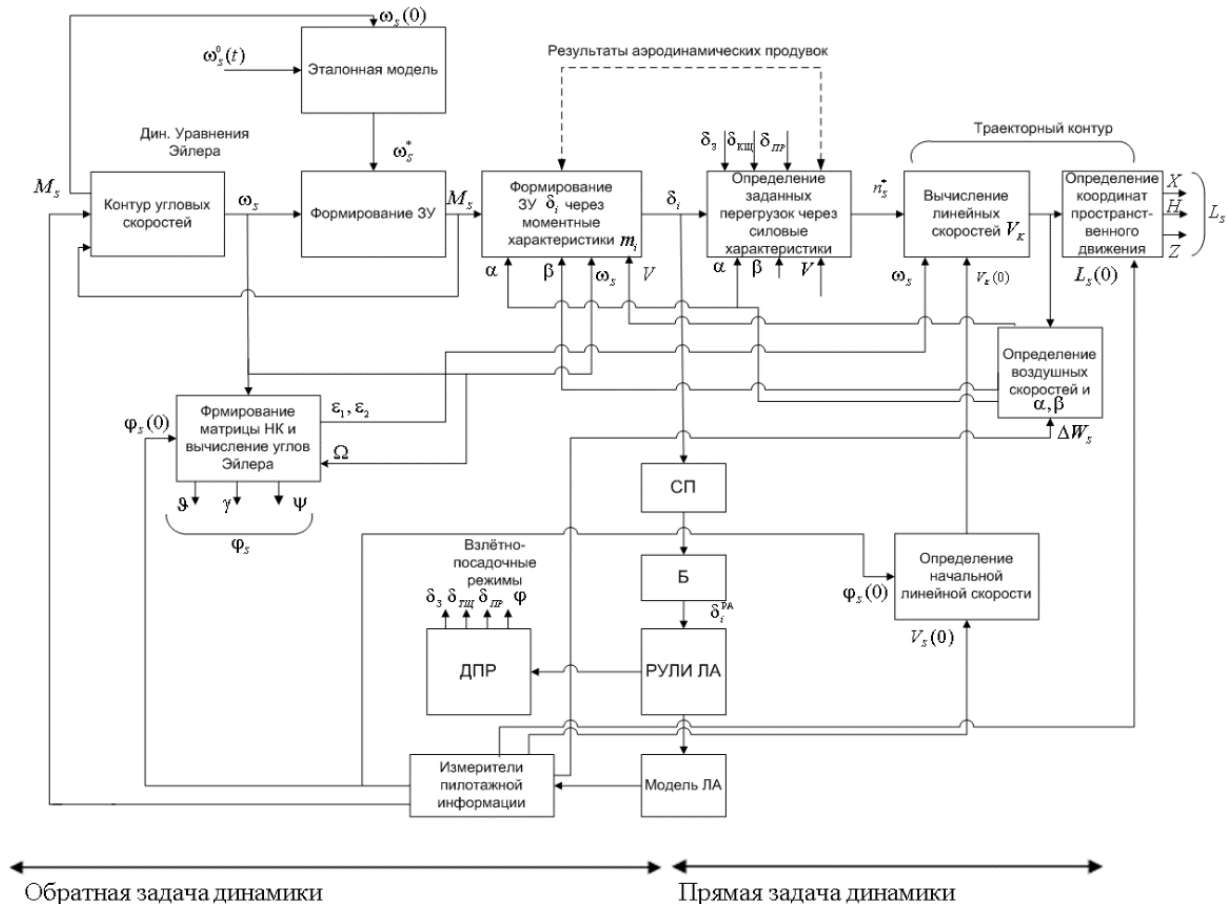


Рисунок 1 – Системные связи перспективной ИСАУ полетом, построенной на основе оптимизации контура угловых скоростей ВС

На рисунке 1 обозначены: СП – электрогидравлический сервопривод; Б – гидравлический бустер, ДПР – датчики положения рулей взлетно-посадочной конфигурации, $\varphi_1 = \vartheta, \varphi_2 = \gamma, \varphi_3 = \psi$ – углы тангажа, крена и рысканья (углы Эйлера); n_s^*, M_s – управляющие перегрузки и моменты по каждой степени свободы в связанной СК ($s=1, 2, 3$) (входы объекта управления); L_s, φ_s – линейные и угловые координаты ВС по каждой степени свободы в связанной СК (выходы объекта управления). В состав датчиков и измерительных систем входят: навигационный комплекс определения местоположения ВС (измерители L_s, φ_s), система воздушных сигналов (измеритель v_s), гировертикаль и курсовая система (измерители γ, ϑ, ψ), лидары (измерители сдвига ветра ΔW_s), датчики угловых скоростей (измерители ω_s) и линейных ускорений (акселерометры).

В задаче оптимизации вращательного движения ВС моделирование проводилось для различных режимов полета и при различных значениях коэффициентов передачи (обратной связи) контура управления угловой скорости. Анализ результатов моделирования представлен рисунками 2-7.

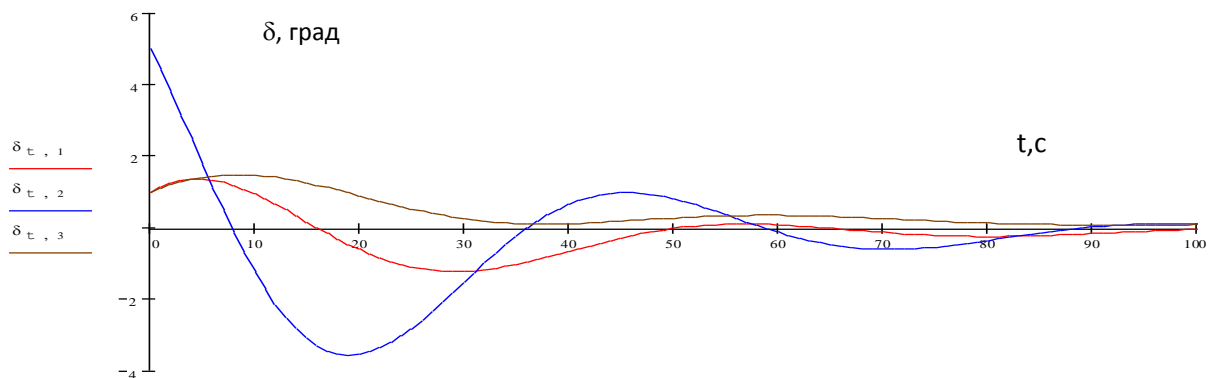


Рисунок 2 – Отклонение рулей при малых значениях коэффициентов r_{ij}

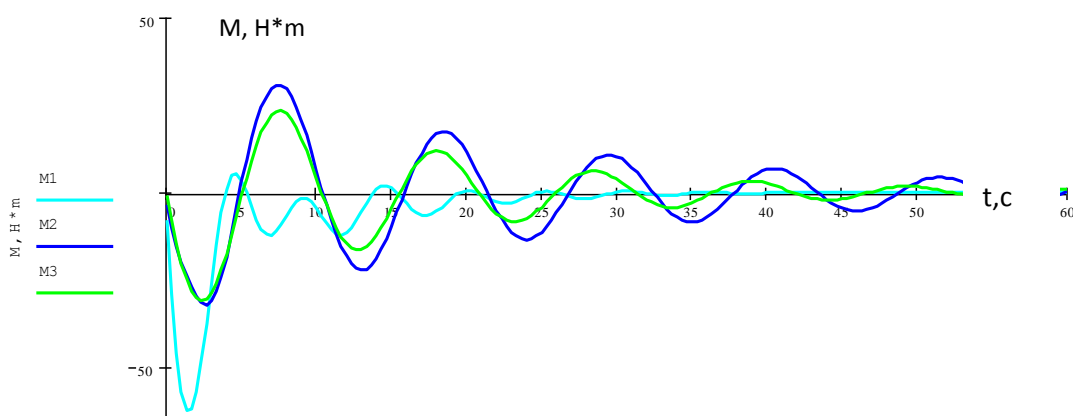


Рисунок 3 – Отклонение моментов при малых значениях коэффициентов r_{ij}

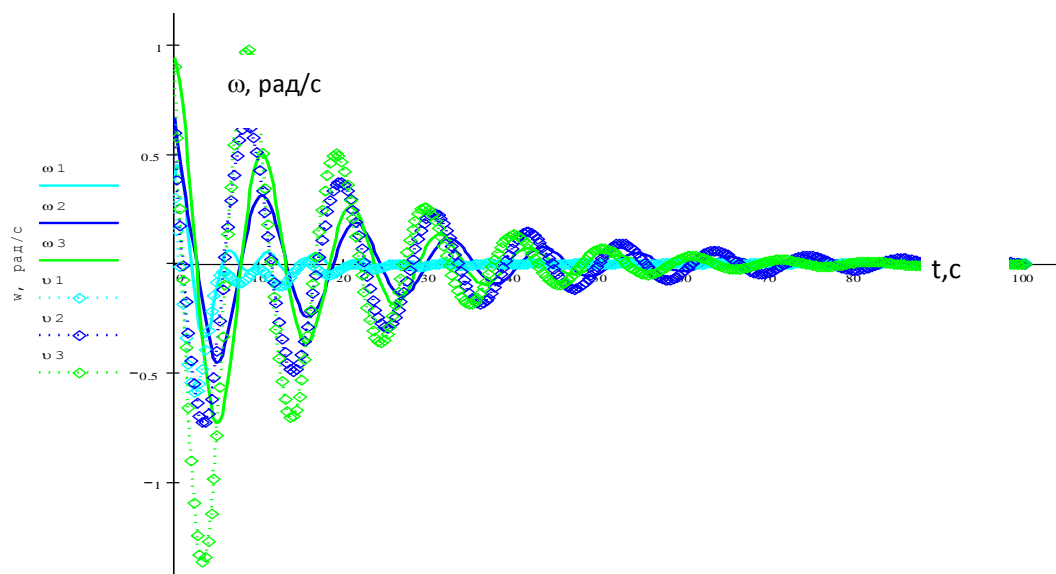


Рисунок 4 – Отклонение углов и угловых скоростей при малых значениях коэффициентов r_{ij}

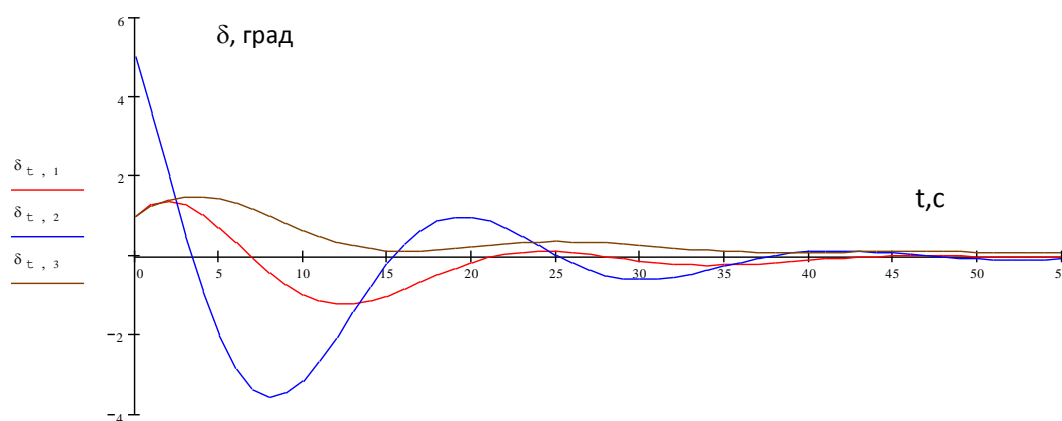


Рисунок 5 – Отклонение рулей при больших значениях коэффициентов r_{ij}

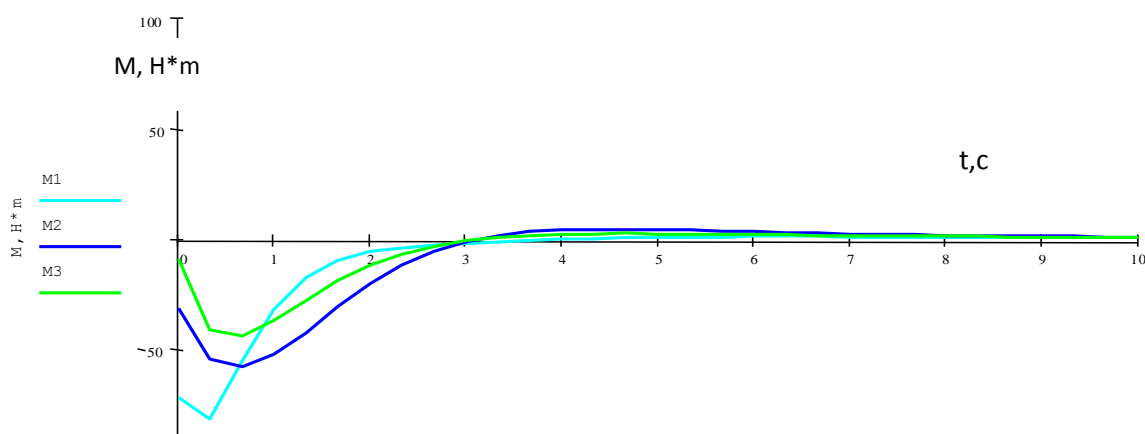


Рисунок 6 – Отклонение моментов при больших значениях коэффициентов r_{ij}

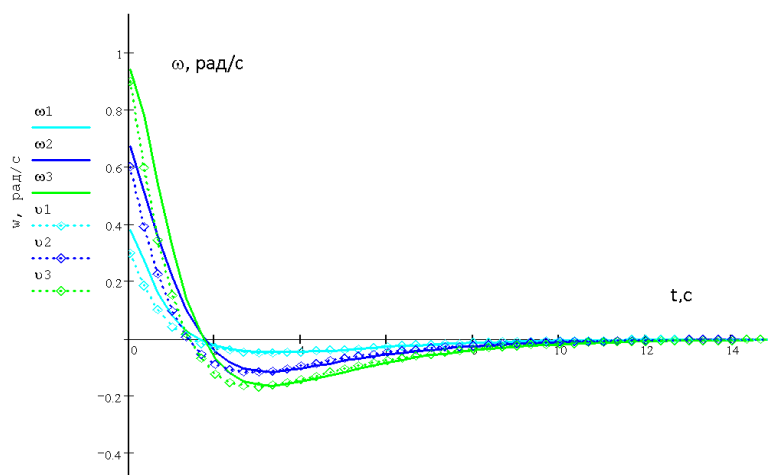


Рисунок 7 – Отклонение углов и угловых скоростей при больших значениях коэффициентов r_{ij}

Заключение

Исследования показывают, что при всех выбранных значениях коэффициентов система оставалась устойчивой. При этом увеличение коэффициентов усиления с малых значений на средние в законах управления моментами позволяет на 20-30 процентов уменьшить перерегулирование по параметрам: по моментам, по угловым скоростям и по затратам на управление, в 9-11 раз уменьшить время регулирования по угловой скорости; увеличение коэффициентов усиления со средних значений на большие в законах управления моментами позволяет на 5-8 процентов уменьшить перерегулирование по параметрам: по моментам, по угловым скоростям и по затратам на управление, в 3-4 раза уменьшить время достижения установившегося значения по угловой скорости. При больших значениях коэффициента время сходимости переходных процессов ММ вращательного движения ЛА к эталону было наименьшим.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Красовский А. А. Системы автоматического управления полетом и их аналитическое конструирование. М.: Наука, 1973. 240 с.
2. Крутько П. Д. Обратные задачи динамики в теории автоматического управления. М.: Машиностроение, 2004. 576 с.
3. Буков В. Н., Сизых В. Н. Метод и алгоритмы решения сингулярно-вырожденных задач аналитического конструирования регуляторов // Изв. АН. Теория и системы управления. 2001. №5. С. 43-61.
4. Диль В. Ф. Синтез оптимального управления воздушным судном на основе уравнений нелинейной динамики / В.Ф. Диль, В.Н. Сизых // Научный Вестник МГТУ ГА. Информатика, вычислительная техника и управление. 2017. Т. 20. №3. С. 139-148.
5. Диль В. Ф. Синтез нелинейных двухуровневых систем автоматического управления воздушного судна / В.Ф. Диль, В.Н. Сизых // Международный научно-исследовательский журнал. 2015. № 11 – 2(42). С. 92-98.
6. Диль В. Ф. Оптимизация процессов управления пространственным движением воздушного судна на основе уравнений нелинейной динамики / А.В. Данеев, В.Ф. Диль, В.Н. Сизых // Известия СНЦ РАН. Информатика, вычислительная техника и управление. 2017. Т. 19. № 1. С. 195-200.

НАНОРАЗМЕРНЫЕ ЗАЩИТНЫЕ И ПРОСВЕТЛЯЮЩИЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ ОПТИЧЕСКИХ ДАТЧИКОВ И ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ В АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ

ДЫМОВ-ИВАНОВ В. В., канд. физ.-мат. наук
Сидорцов И. Г., канд. техн. наук

*Ростовский филиал МГТУ ГА
(г. Ростов-на-Дону)*

Аннотация. В статье показана возможность применения наноразмерных покрытий на основе аморфного углерода для увеличения срока службы и улучшения характеристик оптических датчиков приборов, фотоэлектрических преобразователей, используемых в авиационной технике.

Ключевые слова: оптический датчик, защитные и просветляющие покрытия, аморфный гидрированный углерод, фотопреобразователь.

NANOSCALE PROTECTIVE AND ANTIREFLECTION COATINGS FOR OPTICAL SENSORS AND PHOTO CONVERTERS

Dimov-Ivanov V. V., Candidate of Physical and Mathematical Sciences
Sidortsov I. G., Candidate of Technical Sciences

*Moscow State Technical University of Civil Aviation, Rostov Branch
(Rostov-on-Don)*

Abstract. The article shows the possibility of using nanoscale coatings based on amorphous carbon to increase the service life and improve the characteristics of optical sensors of devices, photovoltaic converters.

Keywords: optical sensor, protective and illuminating coatings, amorphous hydrogenated carbon, phototransformer.

Приборы с оптическими датчиками и фотоэлектрическими преобразователями находят широкое применение в различных видах транспортных средств, в частности, в авиации, военной технике и гелиоустановках. В процессе их эксплуатации наблюдается износ контактирующих с внешней средой оптических поверхностей и нагрев ИК-излучением элементов схемы приборов. Особенно это актуально для воздушных судов, которые в процессе эксплуатации подвергаются интенсивному воздействию агрессивных сред, значительным перепадам температур.

Износ оптической поверхности приводит к снижению чувствительности оптических датчиков приборов и КПД фотопреобразователей. Также на их чувствительность влияет явление отражения светового излучения. Для снижения влияния этих факторов на оптические датчики и фотопреобразователи на

внешние оптические поверхности наносятся различными методами защитные и просветляющие покрытия [1-2]. В их качестве аморфные полупроводниковые и оксидные покрытия находят широкое практическое применение в энергетике, электронике, приборостроении [3]. В связи с этим весьма актуальным является поиск более эффективных покрытий и технологий их нанесения на рабочие поверхности датчиков и фотопреобразователей.

В данной работе исследовалась возможность применения защитных просветляющих покрытий на основе аморфного гидрированного углерода (α -C:H) [4]. Использование α -C:H позволили устранить некоторые ограничения, связанные с электрооптическими свойствами прежних материалов [5].

Плазмохимическое нанесение покрытий на основе (α -C:H проводилось на вакуумной промышленной установке УВН-71ПЗ [6]. Блок-схема установки приведена на рисунке 1. Она состоит из системы откачки, реакционной камеры, системы напуска и контроля параметров плазмообразующей смеси, блока питания и контроля параметров тлеющего разряда, блоки питания и контроля температуры нагревателей.

Для нанесения покрытий использовался тлеющий разряд постоянного тока (ТРПТ) и высокочастотный ёмкостной разряд (ВЁЧ). В качестве плазмообразующей среды использовались: – аргон и смесь, содержащая ~50% пропана + 50% бутана. Рабочее давление газовых смесей варьировалось в диапазоне $1 \dots 10^{-3}$ мм рт. ст., температура подложек - $100 \dots 500$ °С, а удельная мощность разряда постоянного тока - $0, 1 \dots 5$ Вт/см².

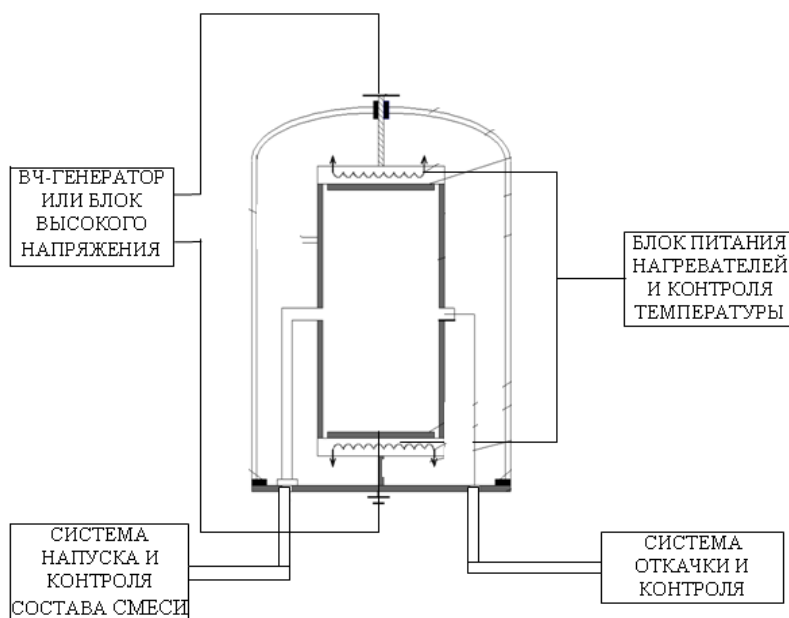


Рисунок 1 – Блок-схема установки для нанесения покрытий α -C:H

Состав плёнок оценивался на ИК-спектрометре “SPECORD” в области длин волн $2,5 \dots 25$ мкм. Однородность получаемых покрытий контролировалась методом контактной разности потенциалов (КРП) [7]. Микротвёрдость покрытий определялась по стандартным методикам.

Было установлено, что при равных условиях осаждения адгезия к подложкам и микротвёрдость плёнок аморфного углерода, выращенного в ВЁЧ разряде выше, чем в ТРПТ. Полученные покрытия по механическим и химическим свойствам оказались алмазоподобными. Их микротвёрдость и химическая стойкость были существенно выше, чем у оптического стекла и кварца.

Плёнки α -С:Н прозрачны в видимом (0,4...0,7 мкм) диапазоне длин волн и хорошо отражают ИК-излучение (рисунок 2). Показатель преломления покрытий, осаждённых в ВЧ плазме в диапазоне температур осаждения 250...450 °С, имеет значения, лежащие в диапазоне 2,1...2,9. Испытания покрытий в качестве защитных стенок плазмохимических реакторов подтвердили их химическую стойкость [8].

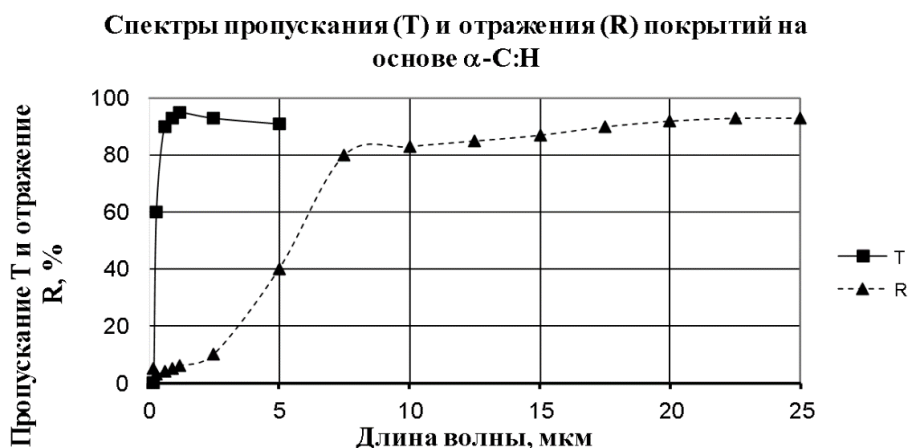


Рисунок 2 – Зависимость пропускания и отражения излучения плёнками α -С:Н от длины падающей волны

Для проверки отражающей способности покрытий в ИК-области спектра их наносили на внутреннюю поверхность остекления гелиоколлектора.

Уравнение теплового баланса для воздуха в гелиоколлекторе имеет следующий вид

$$Q_p = Q_k + Q_c + Q_{II}, \quad (1)$$

где Q_p – количество тепла, полученное от солнечной радиации; Q_c – количество тепла, передаваемого наружу через остекление; Q_{II} – количество тепла, передаваемого теплоносителю.

Тепловая мощность, передаваемая в окружающую среду через остекление равна:

$$Q_c = \alpha \cdot F_{oc} \cdot (T_g - T_{нар}) \quad (2)$$

где: α – коэффициент теплопередачи от внутреннего воздуха к наружному, ($Вт/(м^2 \cdot К)$); F_{oc} – площадь поверхности остекления, $м^2$; T_g – температура внутри гелиоколлектора, $К$, $T_{нар}$ – температура наружного воздуха, $К$.

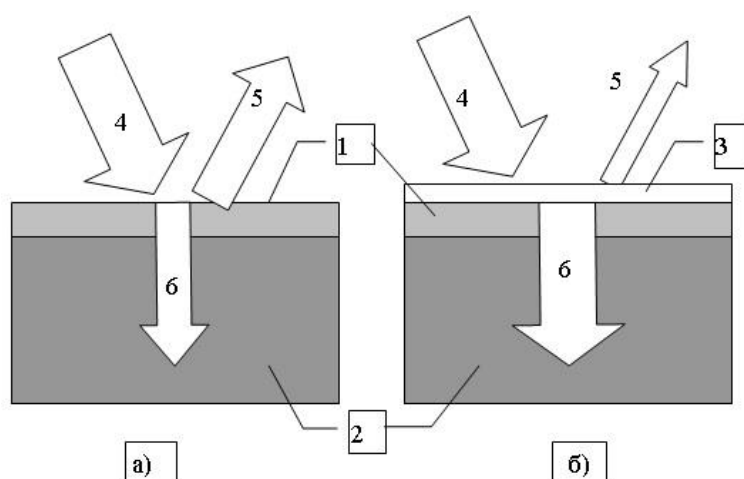
Здесь

$$\alpha = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_v} + \frac{1}{\alpha_{нар}} + \frac{\delta_{ст}}{\lambda_{ст}}}; \quad (3)$$

где: α_v – коэффициент теплоотдачи воздушной среды к внутренней стеклянной поверхности, ($Bm/(m^2 \cdot K)$); $\alpha_{нар}$ – коэффициент теплоотдачи внешней стеклянной поверхности к наружному воздуху, ($Bm/(m^2 \cdot K)$); $\delta_{ст}$ – толщина стекла, m ; $\lambda_{ст}$ – теплопроводность стекла, $Bm/(m \cdot K)$.

Коэффициент теплоотдачи воздушной среды к стеклянной поверхности гелиоколлектора α_v зависит от коэффициента отражения ($R_{вн.}$) внутренней поверхности остекления в ИК-области. Следовательно, нанесение на внутреннюю поверхность остекления отражающих в ИК-области спектра и прозрачных в видимой области покрытий позволяет повысить энергетическую эффективность гелиоколлектора. Было установлено, что температура теплоносителя при этом повышалась на 2...3°C. Следовательно, при нанесении покрытий на основе α -С:Н на внешнюю поверхность оптических датчиков температура элементов схемы внутри прибора будет меньше, чем у датчиков без покрытия.

Для проверки износостойкости и эффекта просветления в видимой и ультрафиолетовой области спектра покрытия на основе α -С:Н наносились на промышленные фотопреобразователи и солнечные модули РVM-60 плазмохимическим методом. Повышение энергетической эффективности фотоэлектрических преобразователей может осуществляться за счёт увеличения доли излучения, попадающего в область р-п перехода фотопреобразователя (рисунок 3). Результаты эксперимента показали, что нанесение защитных, просветляющих покрытий на основе аморфного гидрированного углерода привело к росту максимальной мощности солнечных модулей на 10...15% и увеличению срока службы фотопреобразователей на 40...55%.



1 – р-слой ФЭП, 2 – п-слой ФЭП, 3 – защитное просветляющее покрытие, 4 – падающее на ФЭП излучение, 5 – отражённое излучение, 6 – излучение, прошедшее в область р-п-перехода

Рисунок 3 – Схема взаимодействия излучения с ФЭП: а) без просветляющего покрытия; б) с просветляющим покрытием

Полученные результаты показывают перспективность применения покрытий на основе аморфного гидрированного углерода для увеличения срока службы и улучшения параметров оптических датчиков приборов и фотоэлектрических преобразователей.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Carlson D. E.* Fossil fuels, the greenhouse effect and photovoltaics. / Carlson D. E. // 20th IEEE Photovoltaic Spec. Conf., Las Vegas, Nev., Sept. 26-30, 1988.
2. *Alemu A.* Low temperature deposited boron nitride thin films for a robust anti-reflection coating of solar cells / A. Alemu, A. Freundlich, N. Badi, C. Boney, A. Bensaoula // *Solar Energy Materials & Solar Cells.* 94. 2010. P. 921-923.
3. *Немкова А. А.* Просветляющие покрытия для защитных стекол солнечных элементов. Автореф. дис. ... канд. тех. наук / А. А. Немкова. Санкт-Петербург, 2009. 101 с.
4. Аморфные гидрированные полупроводники и их применение // ЛФТИ им. Иоффе А. Ф., АН СССР, 1991. 248 с.
5. *Коншина Е. А.* Аморфный гидрогенизированный углерод и применение его в оптических устройствах. СПб: СПб НИУ ИТМО, 2010. 91 с.
6. *Полунин В. Н.* Слои α -C:H и α -SiC:H, полученные плазмохимическим методом и их применение в СЭ / В. Н. Полунин, И. Г. Сидорцов // Методы и технические средства повышения эффективности применения электроэнергии в сельском хозяйстве. Сб. научн трудов. Ставропольский Гос. Аграрный унив. Ставрополь. 2002. С. 36-40.
7. *Колмаков А. Г.* Методы измерения твердости / А. Г. Колмаков, В. Ф. Тереньтьев, М. Б. Бакиров // Интернет Инжиниринг. Москва, 2005. 150 с.
8. *Сидорцов И. Г.* Исследование плазмохимического газофазного осаждения слоёв α -C:H и α -SiC:H. / И. Г. Сидорцов, В. Н. Полунин // Материалы научной конференции. Вып.2. Изд. АЧАА. Зерноград, 2001. С. 30-31.

УДК 681.004

МОДЕЛИ И АЛГОРИТМЫ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ДИАГНОСТИКИ АВИАЦИОННЫХ СИСТЕМ

Котлов Ю.В., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Рассматривается единая методика разработки и анализа диагностических моделей. При диагностике используется многокритериальная постановка задачи и метод принятия решений на основе обобщенных ранжировок альтернатив. Метод реализован в программном комплексе, позволяющем создавать проблемно-ориентированные системы поддержки принятия решений на основе структурно-логических моделей, в том числе, для диагностики авиационных систем.

Ключевые слова: системы поддержки принятия решений, техническая диагностика, структурно-логические модели, многокритериальная оптимизация, сужение множества Парето.

MODELS AND ALGORITHMS OF MULTI-CRITERIA DIAGNOSTICS OF AVIATION SYSTEMS

Kotlov Yu. V., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. A unified methodology for the development and analysis of diagnostic models is considered. The diagnosis uses a multi-criteria formulation of the problem and a decision-making method based on generalized rankings of alternatives. The method is implemented in a software package that allows creating problem-oriented decision support systems based on structural and logical models, including for diagnostics of aviation systems.

Keywords: decision support systems, technical diagnostics, structural and logical models, multi-criteria optimization, narrowing of the Pareto set.

Применение систем поддержки принятия решений (СППР) является одним из перспективных средств обеспечения эффективной эксплуатации сложных технических объектов. В эксплуатации современных бортовых авиационных комплексов диагностика является одной из самых сложных задач и требует высокой квалификации инженера. Компьютерная поддержка принятия решения здесь является особенно актуальной, что подтверждается активными исследованиями в этой области, которые проводят ведущие авиационные корпорации, например, Airbus.

Разработанный программный комплекс для диагностики авиационных систем (далее ПК) представляет собой программную оболочку, работающую в операционных системах семейства Windows. Основными программными модулями ПК являются:

- Средство разработки, отладки и анализа диагностических моделей.
- Модуль диагностики.

ПК с готовыми диагностическими моделями образуют СППР для диагностики авиационных систем конкретного воздушного судна.

В качестве средства разработки диагностической модели применяется единая методика анализа сложных систем на основе структурно-логических моделей (СЛМ).

Данный подход основан на предположении, что следствием неисправности в системе является изменение ее функциональных связей. Модель системы представлена в виде ориентированного графа $G(V,L)$, где множество вершин $V = \{v_1, v_2, \dots, v_n\}$ – это множество элементов системы $X = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, L – множество дуг (связей между ними). Орграф $G(V,L)$ задан через матрицу смежности B специального вида (структурно-логическую матрицу):

$$b_{ij} = \begin{cases} 1, & x_i R x_j \text{ или } (x_i, x_j) \in L, \\ 0, & \overline{x_i R x_j} \text{ или } (x_i, x_j) \notin L, \end{cases} \quad i, j = 1, n, \quad (1)$$

где \overline{R} – отсутствие отношения.

Особенность рассматриваемых моделей заключается в том, что они по своей сути являются информационными моделями высокой степени абстракции, где равноправно рассматриваются как физические элементы системы, так и другие данные, например, информационные сообщения и события. Задача диагностики здесь – это задача поиска «неправильной» (в том числе, отсутствующей) связи (x_i, x_j) , $i, j = \overline{1, n}$.

Разработка диагностической модели начинается с формирования базы данных элементов системы. На втором этапе формируется матрица смежности орграфа системы. При этом указываются, как правило, только непосредственные связи. Далее проводится детальный анализ системы по специальной методике, включающей как известные [1, 2], так и новые алгоритмы, решающие следующие основные задачи:

1. Определение возможных маршрутов.
 2. Идентификация входов и выходов системы.
 3. Поиск циклов.
 4. Определение параллельных маршрутов.
 5. Формирование однонаправленных маршрутов (приведение системы к иерархическому виду).
 6. Определение связности орграфа.
 7. Вычисление обобщенных характеристик орграфа.
- Кратко рассмотрим алгоритмы анализа СЛМ.

Определение маршрутов на графе [1]:

Алгоритм Уоршолла (один проход):

$$\text{Если } b_{ij} = 1, \text{ то } b_{jk} = b_{jk} \vee b_{ik}, \quad i, j, k = \overline{1, n}. \quad (2)$$

Идентификация входов и выходов системы [2]:

Входы системы:

$$\sum_{i=1}^n b_{ij}^p = 0, \quad j = \overline{1, n}, \quad (3)$$

Выходы системы:

$$\sum_{j=1}^n b_{ij}^p = 0, \quad i = \overline{1, n}, \quad (4)$$

где $B^p(b_{ij}^p)$ – матрица всех маршрутов длиной не более p -дуг, $p \geq 2$.

Поиск циклов на ориентированном графе.

Считается, что предварительно решена задача определения всех возможных маршрутов. Для определения вложенных контуров необходимо использовать данную процедуру на каждом шаге определения матрицы достижимости B^p . Критерий принадлежности вершин x_i и x_j некоторому

циклу выглядит следующим образом [2]:

$$b_{ij}^p \wedge b_{ji}^p = 1, \rightarrow (x_i, x_j) - \text{цикл или } m_{ij} = b_{ij}^p \wedge b_{ji}^p, i, j = \overline{1, n}, \quad (5)$$

где $M_k(m_{ij})$ – симметричная матрица контуров, B^p – матрица всех маршрутов длиной не более ρ -дуг, $\rho \geq 2$. Ненулевые элементы i -ой строки матрицы M_k укажут на те вершины графа, которые входят в контур вместе с i -ой вершиной.

Формирование однонаправленных маршрутов на орграфе.

Используется следующий критерий упорядочивания:

$$J = \max_i (d_i^+ - d_i^-) \quad i = \overline{1, n}, \quad (6)$$

где d_i^+ – полустепень исхода, d_i^- – полустепень захода.

Вследствие того, что упорядочивание осуществляется на матрице достижимости, вершины контура имеют одинаковое значение Δ_{n_i} , так как если $\langle x_s, \dots, x_l, x_s \rangle$ – контур, то после транзитивного замыкания для любых $x_i, x_k \in \langle x_s, \dots, x_l, x_s \rangle, d_i^+ = d_k^+, d_i^- = d_k^-$. Поэтому в результате упорядочивания по убыванию критерия (6) вершинам, входящим в один и тот же контур, будут соответствовать соседствующие группы строк (столбцов) и полученная после сортировки матрица B^A будет иметь блочно-треугольную форму. Состав контуров отражён в матрице контуров M_k . В общем случае вычислительные затраты не превышают $O(n) \leq n + 2n^2$.

Определение параллельных маршрутов на орграфе.

Алгоритм поиска параллельных маршрутов в орграфе произвольного вида использует матрицу достижимости (всех маршрутов) орграфа и основан на утверждении: вершины орграфа, входящие в один цикл или принадлежащие параллельным маршрутам, имеют одинаковую величину разности полустепени исхода и захода вершины в матрице достижимости. Для выделения параллельных маршрутов необходимо определить элементы, имеющие одинаковые значения критерия (6), и проверить их принадлежность циклу.

Определение связности графа.

При решении данной задачи будем считать, что найдено множество всех возможных маршрутов, т.е. известна матрица B^p . Также известны величины полустепеней исхода и захода вершин орграфа. Возьмем произвольную вершину графа под номером i . Все вершины графа, находящиеся на маршрутах от любого входа системы до вершины i , идентифицируются ненулевыми элементами i -ой строки матрицы B^p . Обозначим данное множество вершин Q_i^e . Все вершины орграфа, находящиеся на любом из маршрутов от вершины i к каждому из выходов системы, идентифицируются ненулевыми элементами в i -ом столбце матрицы B^p . Обозначим данное множество вершин Q_i^m . Компоненты связности могут быть получены с помощью определения $x_i \in Q_i^m \cup Q_i^e, i = \overline{1, n}$ с последующим вычёркиванием этих вершин и

инцидентных им дуг из графа [2]:

Шаг 1. Формирование множеств Q_i^m и Q_i^e , $i = \overline{1, n}$.

Шаг 2. Определение компонент связности: $x_i \in G_s$, если $x_i \in Q_i^m \cup Q_i^e$, $s = \overline{1, k}$, $i = \overline{1, n}$, $G^{p+1} = G^p / G_s$, $p = \overline{1, k}$, где G_s – компонента связности.

Шаг 3. Если $G^{p+1} \neq \emptyset$, то выбор i , где $\{x_i \in G^{p+1}\}$, $s = s + 1$, $p = p + 1$, к шагу 1.

Одновременно с разбиением графа на подграфы разбиваются множества входов и множество выходов системы.

Вычисление обобщенных характеристик графа:

1) Число связей в системе:

$$n_y = \sum_{i=1, n} \sum_{j=1, n} B(i, j),$$

2) Число взаимных связей в системе:

$$n_{ij} = n_y - n_{ii}, \quad i = \overline{1, n},$$

где n_{ii} – число ненулевых элементов на главной диагонали.

3) Коэффициент связности системы:

$$K_{св} = n_{ij} / n^2,$$

4) Число возможных маршрутов:

$$K_M = \sum_{i=1, n} \sum_{j=1, n, i \neq j} B^p(i, j),$$

5) Число входов и выходов системы $n_{вх}$ и $n_{вых}$:

$$n_{вх} = \sum_{i=1, n} x_i; \text{ если } \sum_{j=1, n} B^p(i, j) = 0, \quad n_{вых} = \sum_{i=1, n} x_i; \text{ если } \sum_{i=1, n} B^p(i, j) = 0.$$

6) Число автономных элементов структуры:

$$N_A = \sum_{i=1, n} x_i, \text{ если } \sum_{j=1, n, i \neq j} B^p(i, j) = 0 \text{ И } \sum_{i=1, n, i \neq j} B^p(i, j) = 0.$$

После вычисления матриц B^p и B^Δ вся информация о структуре системы и взаимосвязях в ней может быть получена на основе анализа данных матриц.

Такое исследование модели позволяет повысить ее адекватность и реализовать необходимую детальность. Как правило, по результатам анализа производится возврат на этапы редактирования рассматриваемого состава системы и связей элементов. Опыт применения показывает, что процесс отладки модели является необходимым в большинстве случаев. Разработанная диагностическая модель вносится в базу моделей. Например, на рисунке 1 представлен программный модуль с диагностической моделью автопилота вертолета Ми-171.

Следующий этап включает тестирование диагностической модели для типовых отказов, а также других известных из практики случаев отказов системы.

Входной информацией для программного модуля диагностики кроме диагностической модели является информация об отказе или реакция на отказ. Указываются элементы модели, среагировавшие на отказ.

Метод диагностирования заключается в последовательном применении алгоритмов локализации отказа (выявление возможных кандидатов на отказ) и формирования программы поиска отказа.

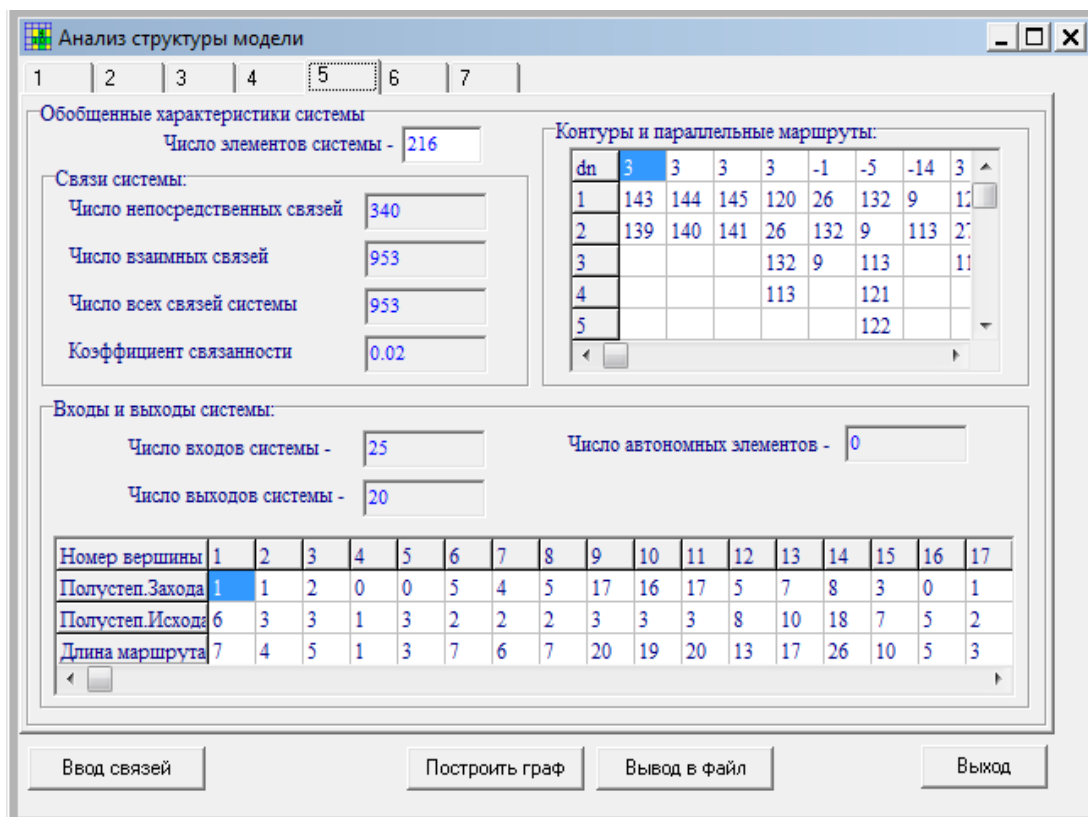


Рисунок 1 – Модуль разработки и анализа диагностической модели

Особенность алгоритма локализации заключается в использовании двух отборов, реализующих соответственно выборку кандидатов на отказ с помощью контролируемых вершин орграфа, которые среагировали на отказ, и отсечение тех вершин, которые связаны с выходами, не отреагировавшими на отказ, и, следовательно, функционирующих исправно. Отметим, что если в результате получен единственный претендент на отказ, то задача диагностики решена. Но такой случай является достаточно редким на практике. Поэтому необходимо выявить наиболее предпочтительного кандидата на отказ и сформировать последовательность проверок, оптимизирующей трудозатраты и время при поиске неисправности.

Рассматриваемая задача в общем случае является многокритериальной. С точки зрения практики достаточно очевидными являются три критерия: вероятность отказа элементов системы, трудоемкость проверки, информативность проверки (количество информации, получаемое в результате как положительного (подтвердился отказ), так и отрицательного результата проверки (максимальное сужение претендентов на отказ)). Справедливо полагать равноценность рассматриваемых критериев.

Для каждого элемента системы оценивание по данным критериям может быть проведено заранее. Оценка вероятности отказа элементов проводится на

основе анализа статистической информации об отказах в рамках действующей в гражданской авиации системы учета отказов и неисправностей, опыта эксплуатации системы. Трудоемкость проверки может оцениваться по документации технического обслуживания и ремонта, учитывая также опыт выполнения работ по проверке отдельных агрегатов и систем. Информативность проверки предлагается оценить косвенно, используя информацию о характеристиках отдельных вершин оргграфа (диагностической модели) по формуле:

$$I = \min_i |d_i^+ - d_i^-|, \quad i = \overline{1, n}, \quad (7)$$

где d_i^+ – полустепень исхода вершины (количество исходящих дуг); d_i^- – полустепень захода (количество входящих дуг), рассчитанных для матрицы достижимости структурно-логической диагностической модели в обоих случаях.

Максимизация критерия информативности соответствует минимизации критерия (7), что для структуры в виде последовательной цепи соответствует реализации известного метода деления цепи пополам. Для древовидной разветвлённой структуры критерий выделяет узловые точки, наиболее информативные для сужения множества претендентов на отказ.

В большинстве случаев оценки по первым двум критериям могут быть получены в качественной шкале. Поэтому корректным будет применение методов принятия решений, ориентированных на использование качественных оценок. В качестве основы для алгоритма поиска отказа использовался метод принятия решений на обобщенных ранжировках альтернатив [3].

Под задачей выбора здесь понимается пара $\langle X, F \rangle$, где X – множество альтернатив с числом элементов n , а критерии $F = (F^1, F^2, \dots, F^3)$ заданы качественно – набором некоторых бинарных отношений нестрогого предпочтения $R^j: x_1 R^j x_2$ тогда и только тогда, когда альтернатива x_1 не менее предпочтительна, чем x_2 . Иначе говоря, имеет место либо $x_1 P^j x_2$, либо $x_1 I^j x_2$, где P^j и I^j – соответственно отношения строгого предпочтения и эквивалентности, или, как говорят, безразличия (альтернативы x_1 и x_2 одинаковы по предпочтительности): $R^j = P^j \cup I^j$. Будем полагать, что отношения R^j являются квазипорядками, т.е. рефлексивными, транзитивными и полными (полнота означает $\forall x, x^* \in X \quad x R^j x^*$ или $x^* R^j x$).

Обычно будем считать, что информация о предпочтениях ЛПР по каждому частному критерию $F^j, j = 1, m$, представима в форме, так называемой, обобщённой ранжировки $x_{i_1} Q_{i_1}^j x_{i_2} Q_{i_2}^j x_{i_3} Q_{i_3}^j \dots Q_{i_{n-1}}^j x_{i_n}$, где $\forall \alpha = \overline{1, n-1} \quad Q_{i_\alpha}^j \in \{P^j, I^j\}$ (в действительности используются ранжировки идентификационных номеров альтернатив, т.е. альтернативы отождествляются с их идентификационными номерами). Ранжировку по критерию F^j будем обозначать s^j

Доопределим порядок перечисления в ранжировке альтернатив, эквивалентных друг другу по частному критерию, полагая, что они записываются первоначально в порядке возрастания их (идентификационных) номеров. Для анализа таких альтернатив в дальнейшем введём процедуры 1 и 2, осуществляющие соответственно переупорядочивание альтернатив эквивалентных по частному критерию рассматриваемой альтернативе таким образом, чтобы её порядковый номер стал максимальным (процедура 1 – перенос в конец группы) или минимальным (процедура 2 – перенос в начало группы) [4].

Если π_{ij} – порядковый номер альтернативы x_i в ранжировке S^j , то всё множество ранжировок может быть задано матрицами $\Pi = (\pi_{ij})$ и $D = (d_{ij}), i = \overline{1, n}, j = \overline{1, m}$,

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

Под g далее понимается идентификационный номер группы эквивалентных по какому-либо критерию альтернатив ($0 \leq g \leq l$, где l целая часть $n/2$; если эквивалентных альтернатив нет, то $l = 0$).

Метод позволяет находить множество Парето и осуществлять эффективное сужение множества парето-оптимальных альтернатив при равноценности рассматриваемых критериев, используя только ранжировки альтернатив и не прибегая к хорошо известной свертке частных критериев. Однако единственность решения не гарантируется. Для получения единственного решения в алгоритме поиска отказа отношение предпочтения усиливается с использованием отношения Кондорсе, которое означает, что побеждает та альтернатива, которая побеждает любую другую во всех парных встречах по частным критериям. В случае хорошо известного парадокса Кондорсе (нетранзитивность выбора) применяется специальная матрица косвенных побед.

Алгоритм заканчивает работу за конечное число шагов, имеет расширенную область применения, и в результате его работы будет найдена вершина, которую рекомендуется проверить первой. При этом гарантируется парето-оптимальность полученного решения.

Таким образом, в результате оптимизации предлагается элемент системы для проверки. Результаты проверки, в случае если отказ не подтвердился, дополняют информацию об отказе (реакцию на отказ) и последовательность алгоритмов диагностики повторяется до тех пор, пока не будет найден отказавший элемент. Программный модуль диагностики и решение тестовой задачи показаны на рисунке 2.

Следует отметить, что программа отслеживает случай, когда введенная реакция на отказ является противоречивой. При адекватности модели, как правило, это является следствием некорректного анализа ситуации отказа или неодионого отказа.

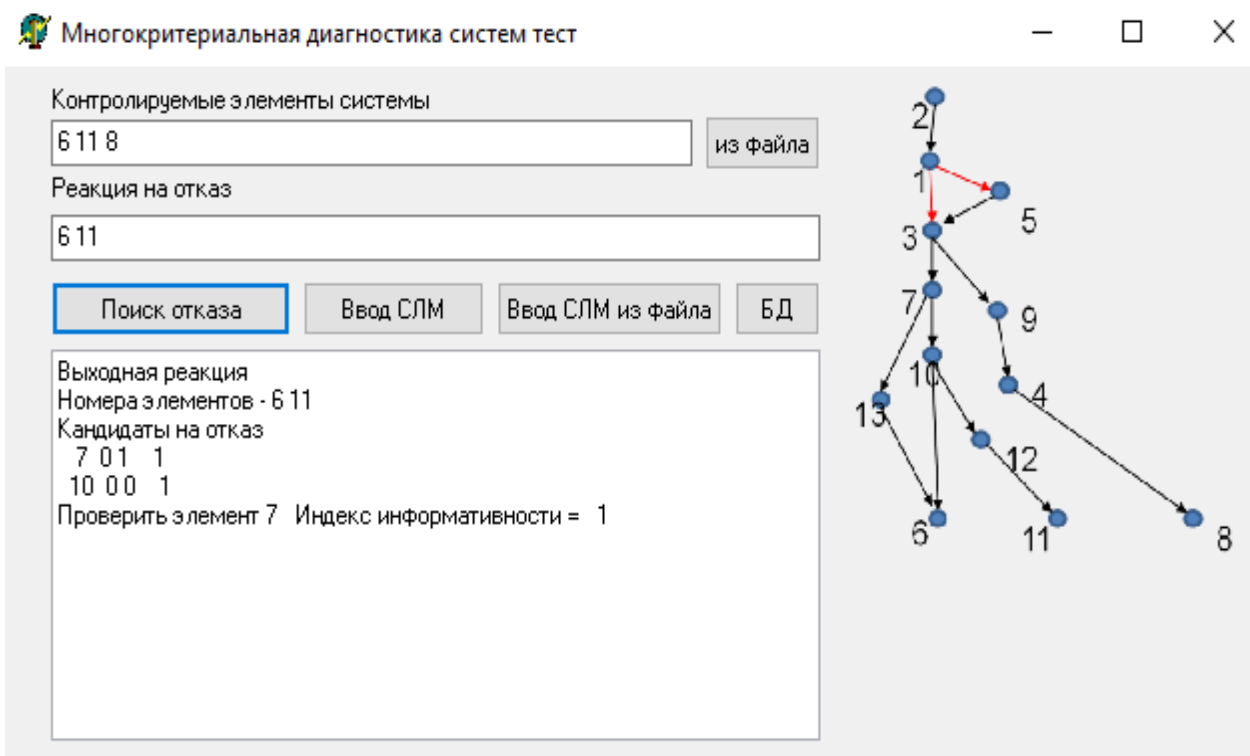


Рисунок 2 – Модуль диагностики и пример решения тестовой задачи

Алгоритмическое и программное обеспечение многокритериальной диагностики авиационных систем применялись для разработки и исследования отдельных систем авиационного оборудования самолетов Ан-124, Ил-76, Ту-204, Ан-148, RRJ-95, МС-21, вертолетов Ми-8МТВ, Ми-171. Исследовались модели авиационных систем размерности более 1000 элементов.

Алгоритмическое и программное обеспечение, в некотором смысле, является универсальным. Область применения СППР задается конкретными диагностическими моделями технических систем.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Свами М., Тхуласираман К.* Графы. Сети и алгоритмы. М.: Мир, 1984. 455 с.
2. *Нефедов В. Н.* Алгоритмический подход к решению задач теории графов и сетей. М.: МАИ, 1990. 120 с.
3. *Kotlov Y. V, Vassilyev S. N.* Methods and algoritms of multicriteria optimization on the basis of nonrigorous ranking of alternatives by partial criteria and experience of computer realization. J. Autom. Inform. Sci, 38, Issue 1, 2006. 24-35.

АСИНХРОННАЯ МАШИНА ОПОРЫ В СТРУКТУРЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ПЕРЕМЕННОГО ТОКА ПОСТОЯННОЙ ЧАСТОТЫ

Мишин С. В., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Показано, что к механической характеристике машины опоры электромеханической системы генерирования переменного тока постоянной частоты предъявляется специфическое требование – отсутствие явно выраженного максимума при высокой жесткости начального участка. Наилучшим образом это требование может быть выполнено в асинхронной машине с массивной ферромагнитной гильзой на роторе. Параметры ее роторного контура существенным образом зависят от частоты тока ротора. Представленные результаты исследований позволяют доказать, что асинхронно-синхронный привод-генераторный агрегат с машиной указанного типа будет обладать наилучшим сочетанием коэффициента полезного действия, надежности, пускорегулировочных и энергетических характеристик.

Ключевые слова: асинхронная машина опоры, электромеханическая система генерирования, привод-генераторный агрегат, пуско-регулировочные характеристики.

ASYNCHRONOUS SUPPORT MACHINE IN THE STRUCTURE OF ELECTROMECHANICAL ALTERNATING CURRENT GENERATING SYSTEM OF CONSTANT FREQUENCY

Mishin S. V., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. It is shown that a specific requirement is imposed on the mechanical characteristic of the machine of the support of the electromechanical system for generating alternating current of constant frequency – the absence of a pronounced maximum with high rigidity of the initial section. This requirement can best be fulfilled in an asynchronous machine with a massive ferromagnetic sleeve on the rotor. The parameters of its rotor circuit essentially depend on the frequency of the rotor current. The presented research results allow us to prove that an asynchronous synchronous drive-generator unit with a machine of this type will have the best combination of efficiency, reliability, start-up and power characteristics.

Keywords: Asynchronous support machine, electromechanical generation system, drive-generator unit, start-up and adjustment characteristics.

Как известно, в авиационных системах электроснабжения переменного тока постоянной частоты синхронный генератор приводится во вращение от маршевого авиационного двигателя посредством привода постоянной частоты вращения (ППЧВ) [3]. Современный ППЧВ совместно с синхронным

генератором составляют единый интегральный привод-генераторный агрегат (ПГА). В настоящее время существует достаточно много разновидностей ППЧВ, однако наиболее совершенными по совокупности технических и массоэнергетических характеристик целесообразно считать электромеханические приводы. А из всего многообразия электромеханических ППЧВ более перспективными считаются дифференциальные асинхронно-синхронные ППЧВ и построенные на их основе ПГА (в дальнейшем ДАСПГА) [4]. Упрощенная электрическая схема ДАСПГА приведена на рисунке 1, где (и в дальнейшем по тексту) приняты следующие обозначения:

АМ – асинхронная машина;

СГ – синхронный генератор;

ДР – дифференциальный редуктор;

УУ – устройство управления АМ (включает регулятор напряжения и коммутатор, осуществляющий переключение статорной обмотки АМ).

При осуществлении привода электрических машин ДАСПГА (АМ и СГ) от ДР соотношение скоростей вращения авиадвигателя $n_{ад}$, генератора $n_{сг}$ и АМ $n_{ам}$ определяется уравнением движения валов ДР:

$$n_{сг} = n_{ад}(1 + i_1) \pm n_{ам}i_2 \quad (1)$$

где i_1, i_2 – передаточные числа ДР.

Стабилизация скорости вращения СГ, а, значит, и его частоты достигается за счет изменения направления и скорости вращения ротора АМ при изменении величины и знака её электромагнитного момента посредством плавного регулирования напряжения, подводимого к статорной обмотке АМ от СГ через УУ.

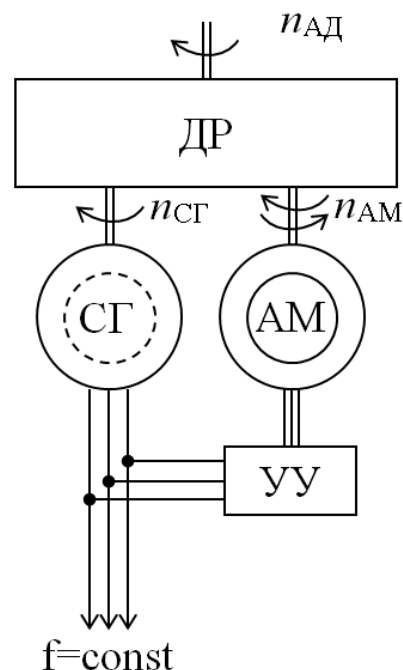


Рисунок 1 – Упрощенная электрическая схема ДАСПГА

Работу агрегата удобно рассматривать при воздействии основных возмущающих факторов: изменения электрической нагрузки и скорости вращения приводного двигателя. Так в случае понижения скорости вращения СГ и его частоты из-за уменьшения скорости вращения привода или увеличения нагрузки УУ автоматически увеличит напряжение питания АМ. В результате этого электромагнитный момент АМ тоже увеличится, что приведет к повышению скорости вращения АМ при ее работе в двигательном режиме (знак «+» в уравнении (1)) и уменьшению скорости вращения АМ при ее работе в тормозном или генераторном режимах (знак «-» в уравнении (1)). Из уравнения (1) следует, что рост напряжения на статорной обмотке АМ вызывает восстановление скорости вращения СГ и его электрической частоты до исходного (номинального) значения.

При повышении скорости вращения и частоты СГ из-за повышения скорости вращения первичного двигателя или уменьшения нагрузки УУ снижает напряжение, подводимое к статорной обмотке АМ, и процессы протекают в обратном порядке.

В известных отечественных агрегатах используется АМ с короткозамкнутым ротором и полюсопереключаемой обмоткой статора, что обеспечивает возможность ее работы в двигательных и генераторных режимах с различными числами полюсов, а также режиме электромагнитного или электродинамического тормоза [4]. Использование АМ во всех перечисленных режимах позволяет ступенчато уменьшать максимальное скольжение ее ротора, а, следовательно, и потери мощности в нем при изменении скорости вращения приводного двигателя в широком диапазоне. Но применение АМ с короткозамкнутым ротором традиционной конструкции при широком диапазоне изменения частоты вращения неэффективно из-за:

- многократного возрастания потребляемого тока (тепловых потерь скольжения) при $S > S_{ном}$;
- наличия широкой зоны неустойчивых режимов при $S > S_{кр}$.

На практике второй недостаток устраняется за счёт быстродействующих обратных связей по скорости, току или напряжению асинхронной машины [3]. Это существенно усложняет схему управления АМ, снижает надёжность работы и повышает стоимость агрегата в целом.

В известных генераторных агрегатах «Супер-Оксивар» французской фирмы «Оксилек-Коломб» применена АМ с массивным ротором [4]. Механическая характеристика такой машины не имеет явно выраженного максимума и носит монотонно возрастающий характер ($S_{кр} > 1$). Следовательно, необходимость в быстродействующих обратных связях для обеспечения устойчивости работы отпадает. Однако АМ с массивным ротором также имеют ряд существенных недостатков [4]:

- низкий коэффициент полезного действия ($\eta \leq 0,5$) и коэффициент мощности ($\cos\varphi \leq 0,65$) в зоне малых и средних скольжений;
- малую величину момента, развиваемого на валу машины в зоне малых и средних скольжений;

– низкое использование габаритной мощности машины в зоне малых и средних скольжений ($P_2/P_{ном} \leq 0,6$).

Из описания работы электромашинного агрегата и краткого анализа характеристик его АМ ясно, что устойчивость и эффективность работы, а также значения массоэнергетических показателей агрегата в значительной мере определяются свойствами и характеристиками использованной в нём АМ. Так как эта машина работает в широком диапазоне скоростей вращения, особые требования предъявляются к виду её механической характеристики. Необходимо, чтобы механическая характеристика имела высокую жёсткость при малых скольжениях (с целью получения максимальных энергетических показателей и использования габаритной мощности) и не имела явного максимума в зоне средних и больших скольжений вплоть до $S=1$ (в этом случае возможно устойчивое регулирование АМ простейшим способом – изменением напряжения питания без необходимости использования быстродействующих обратных связей) при максимально возможном снижении кратности пускового тока и сохранении (или увеличении) кратности пускового момента.

Анализ научно-технической литературы [5, 6, 7, 8] показал, что в различной степени указанным требованиям удовлетворяют конструкции АМ, параметры роторных контуров которых существенно зависят от скольжения. В настоящее время существует много технических решений, основанных на использовании эффекта вытеснения тока и явления поверхностного эффекта в массивных ферромагнитных элементах цепи ротора. Так весьма высокие показатели имеют АМ с двухслойным ротором [6], в котором цилиндр, выполненный из материала с оптимальной (по условиям максимума энергетических показателей) магнитной проницаемостью, расположен с минимальным технологическим зазором поверх сердечника, шихтованного из листов электротехнической стали. Такой двигатель имеет относительно высокие: кратность пускового момента (до 4,5) при удовлетворительной кратности пускового тока (порядка 6), коэффициент полезного действия (0,45) и коэффициент мощности (0,67) (два последних значения даны для номинального режима работы).

Целесообразно отметить и группу АМ с двухпакетным ротором. Здесь статор или ротор, а иногда одновременно оба могут состоять из двух и более пакетов, разнесенных по оси машины [8]. По сравнению с обычной короткозамкнутой АМ здесь пусковой момент больше на 39%, а пусковой ток меньше на 23%. Однако в зоне малых скольжений показатели асинхронного двигателя с 2-х пакетной конструкцией ротора остаются невысокими: коэффициент полезного действия меньше на 3%, а коэффициент мощности на 14%. При почти том же уровне потерь, что и в короткозамкнутом двигателе, двухпакетный развивает мощность не выше 76% от номинальной.

Отличительной особенностью АМ, изображенной на рисунке 2, является то, что на удлиненную часть короткозамкнутого пакета ротора 1 напрессована гильза 2 из магнитомягкой стали [1].



Рисунок 2 – Внешний вид ротора с напрессованной гильзой и без нее

Массив располагается под лобовыми частями обмотки статора, следовательно, не происходит увеличение габаритной длины машины и обеспечивается вынесение части тепловых потерь скольжения из рабочей зоны машины. Это позволяет длительно использовать АМ в более напряжённом тепловом режиме – при больших значениях скольжения. Формирование требуемого вида механической характеристики возможно за счет изменения геометрических размеров гильзы [5]. Преобразование электрической энергии в механическую в АМ рассматриваемой конструкции происходит в основном также, как и в машине обычного короткозамкнутого исполнения. Отличие заключается только в том, что в результате взаимодействия магнитодвижущей силы ротора и вихревых токов массива гильзы в обмотке ротора наводится электродвижущая сила E'_3 , которая по закону электромагнитной индукции направлена против причины её вызвавшей, и может быть представлена в виде падения напряжения на эквивалентном вносимом активном и индуктивном сопротивлении массивной гильзы [5]:

$$E'_3 = R'_3 I'_2 + jX'_3 I'_2 \quad (2)$$

Величина этого вносимого сопротивления существенно зависит от частоты тока ротора. Так в режиме малых скольжений в роторную цепь вводится незначительное сопротивление, поэтому жёсткость механической характеристики, коэффициенты мощности и полезного действия остаются близкими к соответствующим параметрам обычной короткозамкнутой машины. По мере уменьшения частоты вращения вносимое сопротивление возрастает в десятки раз с преобладанием активной составляющей, что ведёт к увеличению электромагнитного момента машины при одновременном ограничении роста потребляемого из сети тока.

Так экспериментальным и расчетным путем установлено, что для двигателя АДС-6000А с массивной ферромагнитной гильзой на роторе (длина гильзы 20,5 мм, толщина 4 мм) пусковой момент составляет 13,4 Н·м, что на 45% превышает пусковой момент базового двигателя, при этом пусковой ток снизился на 22%. КПД и коэффициент мощности остаются достаточно высокими и составляют соответственно 89% и 0,8.

Анализ полученных в ходе исследований результатов позволяет сделать выводы о том, что АМ с массивной гильзой на роторе:

- обладают высокой технологичностью и надежностью конструкции;
- в области малых скольжений имеют высокие энергетические показатели (коэффициент полезного действия и коэффициент мощности соответственно равны 0,89 и 0,8), а жесткость механической характеристики близка к жесткости асинхронной машины обычной конструкции, что предопределяет высокое использование габаритной мощности ($P_2/P_{ном}=0,95$);
- могут длительное время работать при повышенной по условиям нагрева нагрузке в силу того, что часть потерь скольжения выносится из рабочей зоны;
- имеют улучшенные пусковые свойства ($M_{п}/M_{ном}=3,1$) и высокие технико-экономические показатели, которые достигаются при одновременном формировании механической характеристики без явно выраженного максимума во всем диапазоне рабочих скольжений, что позволяет использовать их при наиболее простом способе регулирования – изменением подводимого напряжения.

Вывод

С целью повышения КПД, надежности, пускорегулировочных и энергетических характеристик ДАСПГА наиболее целесообразно использовать в нем АМ с массивной ферромагнитной гильзой на роторе. Такая АМ имеет более высокие: КПД и коэффициент использования габаритной мощности в зоне скольжений, превышающих номинальные, а также появляется возможность сформировать механическую характеристику без явно выраженного максимума при высокой жесткости начального участка. Устойчивое регулирование скорости вращения такой машины можно обеспечить наиболее простым способом – изменением величины напряжения питания ее статорной обмотки без использования быстродействующих обратных связей.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Асинхронный двигатель: а. с. №1275671 СССР. МКИ H02K 17/16 / Красношарпа Д. М., Устищенко Н. И.; опубл. 07.12.86, Бюл. 45.
2. *Бойчук Л. М.* Бесконтактные схемы автоматического управления асинхронными двигателями / Л. М. Бойчук, Ю. В. Костенко. Киев: Техника, 1967. 108 с.
3. *Зонтов В. М.* Системы электроснабжения летательных аппаратов / В. М. Зонтов, Б. В. Куприн. М.: ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского, 1985. 395 с.
4. *Красношарпа М. М.* Генераторы переменного тока стабильной и регулируемой частоты. Киев: Техника, 1974. 168 с.
5. *Мишин С. В.* Авиационный асинхронный электродвигатель с частотнозависимыми параметрами ротора // Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации России. Сборник трудов Всероссийской НТК, посвященной 50-летию Иркутского филиала МГТУ ГА. 17-19 мая 2017 г. Иркутск: Иркутский филиал МГТУ ГА, 2017. С.107-110.

6. Могильников В. С. Асинхронные двигатели с двухслойным ротором и их применение / В. С. Могильников, А. М. Олейников, А. М. Стрельников. М.: Энергоатомиздат, 1983. 120 с.

7. Попов В. М. Учебный тренажер кабины вертолета Ми-8Т на базе авиационного симулятора / В. М. Попов, С. В. Здрачук // Среде Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2018. №4. С. 11-24.

8. Розов Ю. М. Бесконтактные регулируемые электропривода для схем технологической автоматики. Киев: Наукова думка, 1976. 58 с.

УДК 681.518.3

ПРИМЕНЕНИЕ ЧЕТЫРЁХ-СТЕПЕННОГО ЗАДАТЧИКА ПРИ УПРАВЛЕНИИ ИНФОРМАЦИОННО-УПРАВЛЯЮЩИМ ПОЛЕМ КАБИНЫ ЭКИПАЖА ВОЗДУШНОГО СУДНА

Неретин Е. С.^{1,2}, канд. техн. наук
Головин Д. А.^{1,2}

¹*Филиал ПАО «Корпорация «Иркут» «Центр комплексирования»*

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

Аннотация: В статье предложено новое решение для управления информационно-управляющим полем кабины экипажа. Предложена новая философия кабины экипажа в части ввода информации в системы самолета при помощи четырёх-степенного задатчика, а также отображения информации в системе индикации.

Ключевые слова: гражданский самолёт, эргономика, человеко-машинный интерфейс, информационно-управляющее поле, ввод информации, четырёх-степенной задатчик.

FOUR-DEGREE SETTER APPLICATION FOR AIRCRAFT COCKPIT INFORMATION AND CONTROL FIELD CONTROL

Neretin E. S.^{1,2}, Candidate of Technical Sciences
Golovin D. A.^{1,2}

¹*Integration Center branch of the IRKUT Corporation*

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

Abstract: The article proposes a new design of information and control field control, new cockpit philosophy in the part of information input to the aircraft systems with rotary knob and indication system synoptic pages design.

Keywords: civil aircraft, ergonomics, human-machine interface, information and control field, information input, rotary knob.

Несмотря на все время возрастающий уровень безопасности авиaperезовок, до сих пор одной из основных причин возникновения авиационных катастроф является человеческий фактор.

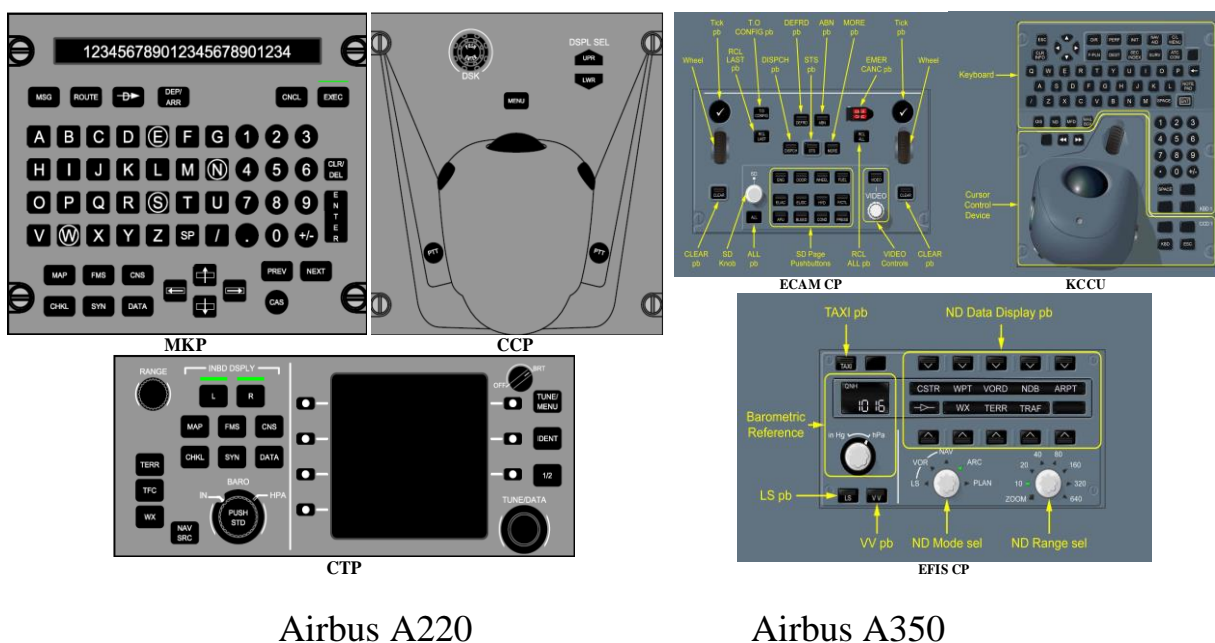
Целью работы является разработка концепции управления информационным полем кабины экипажа, позволяющая снизить нагрузку на лётный состав.

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

1. Анализ существующих решений.
2. Разработка концепции управления информационным полем кабины экипажа.
3. Разработка модели системы индикации для имитационного комплекса с целью проверки адекватности разработанной концепции.
4. Разработка программно-алгоритмического обеспечения моделей окружения имитационного комплекса и их интеграция на стенд прототипирования.
5. Тестирование разработанного имитационного комплекса и валидация разработанной концепции с участием лётного состава.

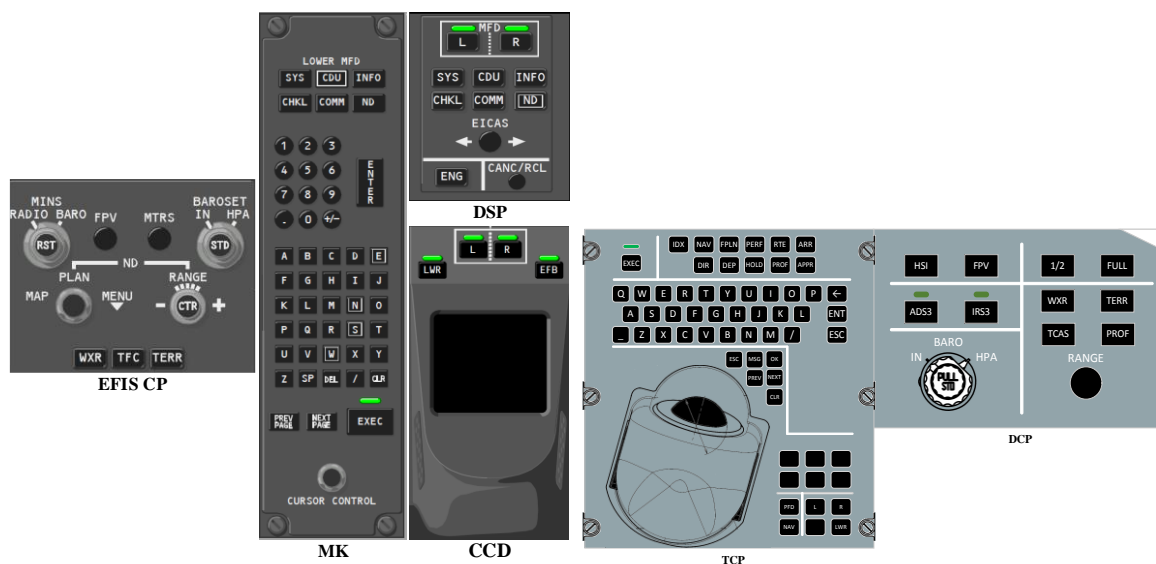
В рамках проведенного анализа существующих решений (в том числе для самолетов Airbus A220, Airbus A350, Boeing-787, SSJ-100, MC-21-300) (рисунок 1) сделан вывод о том, что во всех рассмотренных кабинах экипажа ввод информации осуществляется при помощи нескольких аппаратных блоков на базе трекбола и клавиатуры.

На основе проведенного опроса лётных экипажей авиакомпаний, лётчиков-испытателей и лётчиков-сертификаторов собраны достоинства и недостатки существующих решений. В частности, применение трекболов не является эргономичным при сильных вибрациях, особенно при нахождении самолета в области турбулентности.



Airbus A220

Airbus A350



Boeing-787

MC-21

Рисунок 1 – Существующие пульта управления,

Источники: <https://de-vraag.com/ru/53881924>, <https://dzen.ru/media/nplus1/kak-sozdaetsia-bortovaia-elektronika-rossiiskogo-lainera-ms21-5ce7c03b99144700b4c102eb>, <https://www.flightsimp.com/web-store/Boeing-787-EFIS-Display-Select-Panel-p118986855>

Одним из возможных решений модернизации кабины экипажа в части управления вводом информации является применение четырёх-степенных задатчиков типа «Rotary Knob», нашедших широкое применение в автомобильной промышленности (рисунок 2). Выбор такого решения обусловлен такими преимуществами, как простое конструктивное исполнение, низкая себестоимость производства и минимальные затраты на модернизацию и внедрение [1].



Рисунок 2 – Четырёх-степенной задатчик типа «Rotary Knob»,

Источник: <https://pistonleaks.com/the-most-eye-catching-electronic-gear-selectors-bmw-has-designed>

На первом этапе разработан макет пульта на базе четырёх-степенного задатчика и клавиатуры, представленный на рисунке 3.

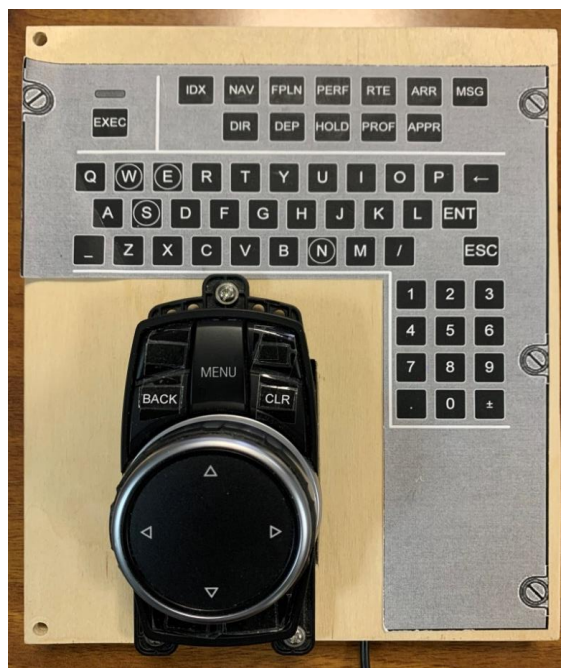


Рисунок 3 – Макет четырёх-степенного задатчика

На втором этапе проведена отработка макета пульта на стенде прототипирования филиала ПАО «Корпорация «Иркут» «Центр комплексирования» (рисунок 4) [2].



Рисунок 4 – Интеграция задатчика на стенде прототипирования

Применение нового элемента управления на борту подразумевает изменение философии кабины экипажа в части логики ввода и отображения информации. Таким образом, на третьем этапе разработана трёхуровневая концепция управления информационным полем кабины экипажа [3].

На первом уровне (рисунок 5а) осуществляется выбор активного поля на соответствующей синоптической странице. На втором уровне управления (рисунок 5б) осуществляется выбор активного кадра с помощью конфигурационного меню. На третьем уровне управления (рисунок 5в) осуществляется настройка выбранного кадра.



а) первый уровень управления



б) второй уровень управления



в) третий уровень управления

Рисунок 5 – Трёхуровневая концепция

Таким образом, в результате работы получены следующие основные выводы и результаты:

1. Проведён анализ существующих решений по управлению информационным полем кабины экипажа.

2. Разработана новая концепция управления информационным полем, позволяющая снизить нагрузку на экипаж за счёт применения единого подхода к управлению всеми элементами индикации.

3. Разработана модель системы индикации для имитационного комплекса с реализованной логикой управления в соответствии с предложенной концепцией и проведена его интеграция на стенд прототипирования.

4. Проведена экспертная оценка разработанной концепции на стенде прототипирования с участием лётчиков-испытателей, лётчиков-сертификаторов и линейными пилотами, по результатам которых была подтверждена эффективность предложенного решения.

5. Используемые при разработке комплекса технологии позволяют применять разработанные модели в цикле разработки программного обеспечения комплекса бортового оборудования, что существенно снижает материально-временные затраты.

6. Разработанный комплекс может быть использован в качестве технического средства обучения экипажа работе с информационно-управляющим полем кабин различных самолётов транспортной категории после незначительных доработок.

7. Результаты работы внедрены в опытно-конструкторские работы по разработке перспективных комплексов бортового оборудования изделий гражданской авиационной техники, проводимые филиалом ПАО «Корпорация Иркут» «Центр Комплексирования».

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Неретин Е. С.* Концепция построения информационно-управляющего поля кабины экипажа с применением стендов поискового моделирования / Е. С. Неретин, Е. М. Лунев, К. А. Пономарев, Д. А. Головин // Современные технологии в задачах управления, автоматизации и обработки информации: Тезисы докладов XXXI Междунар. Науч.-техн. конф., 14-20 сентября 2022 г., Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2022. С. 114.

2. *Головин Д. А.* Философия проектирования информационно-управляющего поля кабины экипажа гражданского воздушного судна / Д. А. Головин, Е. М. Лунев, К. А. Пономарев, Е. С. Неретин // Сборник трудов XV Всероссийской студенческой научной школы «Аэрокосмическая декада». М.: Издательство «Перо», 2022. С. 66-68.

3. *Иванов А. С.* Развитие информационно-управляющего поля кабин самолётов транспортной категории в части решения проблем взаимодействия с экипажем / А. С. Иванов, Т. П. Воронцов, Е. С. Неретин // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции XLVII Гагаринские чтения 2021. М.: Издательство «Перо», 2021. С. 728-729.

ЦИФРОВАЯ АППАРАТУРА КОНТРОЛЯ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА RRJ-95 НА БАЗЕ ЧЕТЫРЕХКАНАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ADTS

Попов В. М., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Для проверки исправности приборов и систем, измеряющих высотно-скоростные параметры, а также герметичности линий статического и полного давлений на самолете используется различная контрольно-поверочная аппаратура: КПУ-3, КПА ПВД, цифровой тестер MPS-31С.

В настоящее время появилась четырехканальная тестирующая система контроля ADTS554F, которая позволяет значительно сократить время выполнения операций по проверке исправности СВС, резервных приборов и герметичности линий статического и полного давлений.

В статье предлагается использовать на самолете RRJ-95 четырехканальную тестирующую систему контроля ADTS554F вместо штатной тестирующей аппаратуры MPS-31С, которая имеет явные преимущества из-за простоты в использовании и в значительном сокращении времени проведения операций.

Ключевые слова: система воздушных сигналов, приемник статического давления, приемник полного давления, четырехканальный цифровой прибор, технология проверки линий статического и полного давления на герметичность.

DIGITAL CONTROL EQUIPMENT OF THE RRJ-95 AIRCRAFT ALTITUDE-SPEED MEASUREMENT SYSTEM BASED ON THE FOUR- CHANNEL ADTS SYSTEM

Popov V. M., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. To check the serviceability of devices and systems that measure altitude-speed parameters, as well as leak tightness of static and full pressure lines on the aircraft uses different control and testing equipment: KPU-3, KPA PVD, digital tester MPS-31C.

Currently there is a four-channel testing system ADTS554F, which can significantly reduce the time of performing operations to check the serviceability of ADTS, backup devices and leak tightness of the lines of static and full pressure.

The article suggests using ADTS554F4 four-channel testing system in RRJ-95 aircraft instead of usual testing equipment MPS-31C which has distinct advantages due to its simplicity in use and significant reduction of operation time

Keywords: Air Data Testing System, static pressure receiver, full pressure receiver, four-channel digital device, leak test technology for static and full pressure lines.

1. Общие сведения о четырехканальной тестирующей системе контроля ADTS

Четырёхканальный цифровой прибор ADTS554F предназначен для проверки систем воздушных сигналов, высотометров, указателей скорости любых самолётов и вертолётов [1]. Цифровой прибор для тестирования бортового оборудования воздушных судов ADTS554F используется в ангарах авиационного технического бюро (АТБ) и местах стоянок воздушных судов, в лабораториях АиРЭО, а также в составе наземных автоматизированных систем контроля и диагностики (НАСКД), контрольно-проверочных комплексов (рисунок 1). Незаменимый прибор для любого аэропорта, где требуется повышенный контроль за техническим состоянием пассажирских и грузовых самолётов [2].

Pitot Static Tester ADTS554F применяется для технического обслуживания и ремонта (ТОиР) любых воздушных судов (ВС): регламентного обслуживания систем воздушных сигналов (СВС) ВС, высотометров, указателей скорости, вариометров, указателей числа Маха и других авиационных приборов высотно-скоростных параметров самолетов и вертолетов.



Рисунок 1 – Общий вид ADTS554F и наладонный терминал ADTS Touch

Обладает высокой функциональностью: предусмотрены прием/передача данных по протоколу Bluetooth и программирование пользователем тестовых профилей [3-5].

2. Структура контроля системы СВС и комплексного электронного резервного прибора на базе четырехканальной системы ADTS

СВС самолета RRJ-95 состоит из трёх независимых каналов, осуществляющих получение данных о параметрах полёта, преобразование их в электрические сигналы, вычисление и кодирование для последующей передачи их по цифровой шине ARINC 429 системам-потребителям [6]. Два канала являются основными, а третий – резервный (рисунок 2).

Каждый основной и резервный каналы получает данные о статическом и полном давлений от:

- одного приёмника полного давления;
- двух приёмников статического давления.

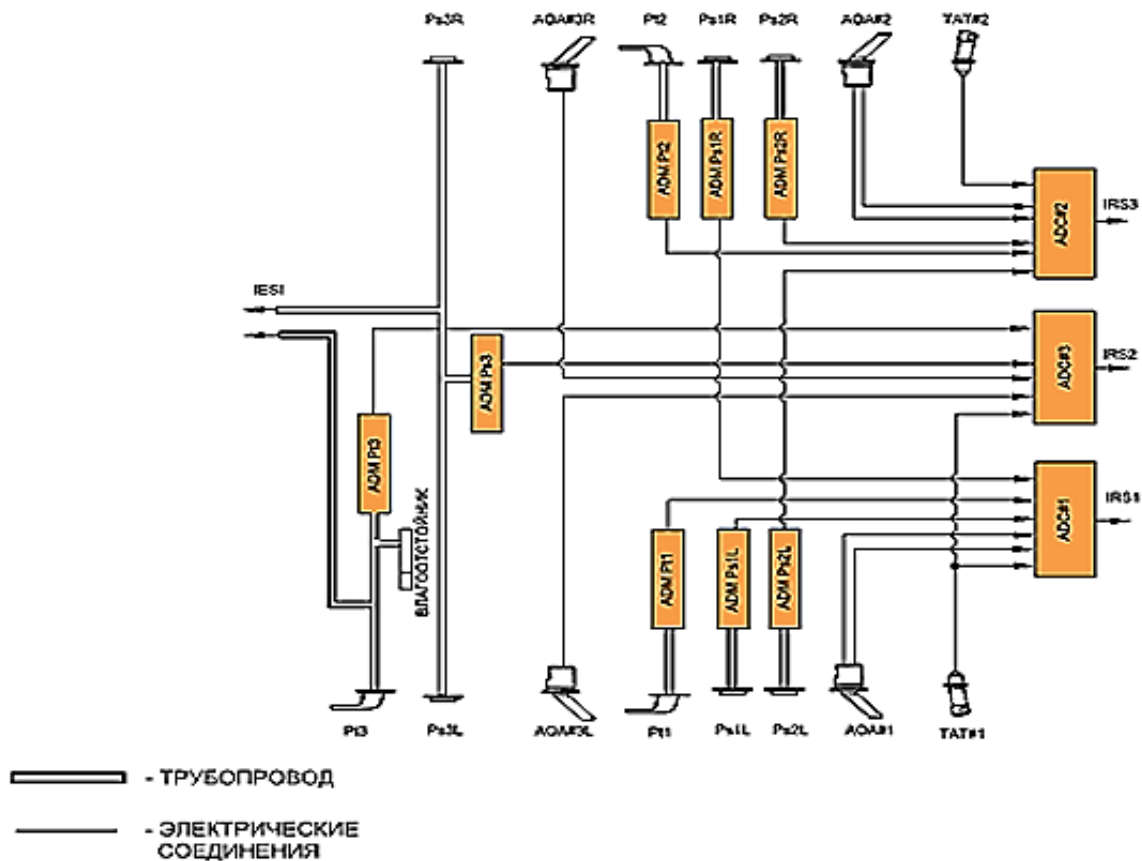


Рисунок 2 – Функциональная схема системы воздушных сигналов

Следовательно, для контроля работоспособности каждой СВС необходимо задействовать КПА с двумя выходами статического давления и выходом полного давления.

Используемый для этих целей в настоящее время тестер MPS-31С имеет только по одному выходу статического и полного давлений [7]. Поэтому для увеличения линий статического давления используется тройник.

Для проверки трех СВС и комплексного электронного резервного прибора необходимо выполнить три одинаковые операции, задействуя выходы статического и полного давлений тестера для подачи соответствующих давлений на 6 приемников статического давления и 3 приемника полного давления.

Используя для проверки контроля работоспособности трех СВС и комплексного электронного резервного прибора четырехканальную КПА ADTS 554F, позволяющую задавать пораздельно два статических и полных давления, можно уменьшить количество выполняемых операций.

Разработанная структура проверки работоспособности двух СВС основного канала приведена на рисунке 3.

Для одновременной проверки СВС1 и СВС 2 основного канала к выходам статического давления Ps1 и Ps2 КПА ADTS554F подключаются адаптеры, которые используя тройник, подводят статическое давление к приемникам СВС 1 правого борта Ps1R и Ps1L левого борта и приемникам СВС2 правого борта Ps2R и Ps2L левого борта.

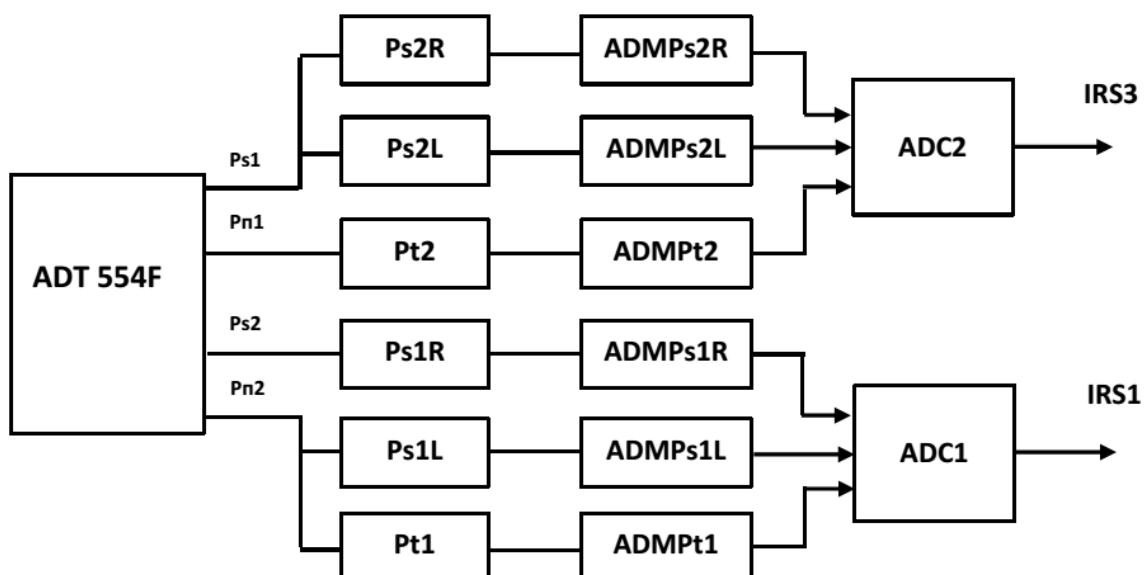


Рисунок 3 – Функциональная схема проверки CBC1 и CBC2 основного канала

К выходам полного давления Pn1 и Pn2 КПА ADTS подключаются адаптеры, которые подводят полное давление к приемникам полного давления правого борта Pt2 и Pt1 левого борта.

На панели управления КПА ADTS554F устанавливаются для каждого выхода статического и полного давлений значения генерируемых параметров по высоте и скорости согласно таблице 1 и вводятся кнопкой ENTER.

Через 2 минуты после окончательной установки значений высоты и скорости заносятся показания индикатора PFD КВС в таблицу 1.

Таблица 1 – Значения генерируемых параметров по высоте и скорости

| № п/п | Генерируемые параметры | | Показания на индикаторах | |
|----------|------------------------|--------|--------------------------|----------|
| | Vcas, узлы | H, фут | Vcas, узлы | H, фут |
| 1 | 127 | 488 | 130±1 | 521±10 |
| 2 | 191 | 391 | 198±1 | 512±10 |
| 3 | 237 | 4892 | 246±1 | 5117±10 |
| 4 | 271 | 9754 | 281±1 | 10106±10 |
| 5 | 268 | 19473 | 279±1 | 19984±10 |
| 6 | 253 | 29372 | 264±1 | 30112±20 |
| 7 | 239 | 36393 | 251±1 | 37385±30 |
| 8 | 236 | 38897 | 249±1 | 40068±30 |
| 9 | 247 | 39796 | 262±1 | 41303±30 |

Работоспособность CBC определяется допустимым отклонением показаний индикатора по высоте и скорости.

На рисунке 4 представлена функциональная схема проверки CBC3 резервного канала и комплексного электронного резервного прибора.

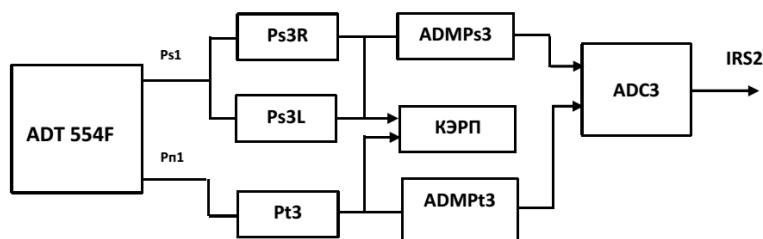


Рисунок 4 – Функциональная схема проверки CBC3 резервного канала и комплексного электронного резервного прибора

К выходу статического давления Ps1 КПА ADTS554F подключаются адаптеры, которые используя тройник, подводят статическое давление к приемникам CBC 3 правого борта Ps3R и Ps3L левого борта.

К выходу полного давления Pn1 КПА ADTS554F подключается адаптер, который подводит полное давление к приемнику полного давления Pt3 левого борта.

На панели управления КПА ADTS554F устанавливаются для каждого выхода статического и полного давлений значения генерируемых параметров по высоте и скорости согласно таблице 2 и вводятся кнопкой ENTER.

Через 2 минуты после окончательной установки значений высоты и скорости заносятся показания индикатора PFD KBC и комплексного электронного резервного прибора в таблицу 2.

Работоспособность CBC и комплексного электронного резервного прибора определяется допустимым отклонением показаний индикатора по высоте и скорости.

Таблица 2 – Значения генерируемых параметров по высоте и скорости

| № п/п | Генерируемые параметры | | Показания на индикаторах | | Комплексный электронный резервный прибор | |
|-------|------------------------|--------|--------------------------|----------|--|----------|
| | Vcas, узлы | H, фут | Vcas, узлы | H, фут | Vcas, узлы | H, фут |
| 1 | 127 | 488 | 118±1 | 384±10 | 130±1 | 525±10 |
| 2 | 191 | 391 | 183±1 | 258±10 | 193±1 | 417±10 |
| 3 | 237 | 4892 | 230±1 | 4710±10 | 235±1 | 4842±10 |
| 4 | 271 | 9754 | 264±1 | 9503±10 | 266±1 | 9592±10 |
| 5 | 268 | 19473 | 261±1 | 19162±10 | 266±1 | 19353±10 |
| 6 | 253 | 29372 | 247±1 | 29026±20 | 251±1 | 29262±20 |
| 7 | 239 | 36393 | 235±1 | 36049±30 | 238±1 | 36289±30 |
| 8 | 236 | 38897 | 232±1 | 38555±30 | 235±1 | 38793±30 |
| 9 | 247 | 39796 | 244±1 | 39477±30 | 246±1 | 39692±30 |

3 Разработка технологии проверки на герметичность линий статического и полного давления системы воздушных сигналов

Для восприятия статического и полного давления на самолете RRJ-95 используется 6 приемников статического давления: 4 – основного канала и 2 резервного и 3 приемника полного давления: 2 – основного канала и 1 резервного. Проверка на герметичность линий статического давления осуществляется

подводом статического давления на каждый приемник статического давления основного канала и на два приемника одновременно резервного канала. Итого необходимо выполнить 5 операций задания давлений на КПА и проверки на герметичность 5 линий статического давления.

Проверка на герметичность линий полного давления осуществляется подводом полного давления на два приемника полного давления основного канала и один приемник резервного канала. Итого необходимо выполнить 3 операции задания давлений на КПА и проверки на герметичность 3 линии полного давления.

Используя для проверки на герметичность линий статического и полного давлений четырехканальную КПА ADTS 554F, позволяющую задавать отдельно два статических и полных давления, можно существенно уменьшить количество выполняемых операций.

Разработанная структура проверки на герметичность линий статического и полного давлений основного канала приведена на рисунке 5.

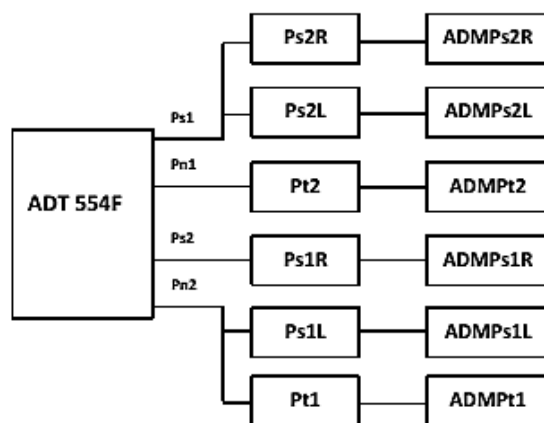


Рисунок 5 – Функциональная схема проверки герметичности линий статического и полного давлений основного канала

К каждому порту статического давления КПА ADTSPc1 и Pc2 через тройник AD040719 подключаются по 2 адаптера AD080206A. Вакуумные держатели каждого адаптера устанавливаются и сильно прижимаются к четырем основным приёмникам статического давления Ps2L и Ps1L левого борта и Ps2R и Ps1R правого борта. Пневмопереключатели на адаптерах переводятся в положение OFF.

К каждому порту полного давления КПА ADTSPп1 и Pп2 подключаются адаптеры AD080206A. Вакуумные держатели каждого адаптера устанавливаются и сильно прижимаются к двум основным приёмникам полного давления Pt1 и Pt2.

Пневмопереключатели на адаптерах переводятся в положение OFF.

Процедура проверки линий статического и полного давлений основного канала проводится в два этапа.

На первом этапе проверяются на герметичность две линии статического давления приемников Ps2R и Ps1R правого борта и линия полного давления приемника Pt2 правого борта. Пневмопереключатели на адаптерах этих линий

переводятся в положение ON. Далее вводятся значения высоты 40000 ft (12192m) на индикаторе КПА ADTS для каждого порта статического давления и значение скорости 300kt (556km/h) для порта полного давления. Нажимается кнопка ENTER на КПА ADTS. Имитация набора скорости и высоты выполняется в течение 2 min. После этого нажимается кнопка LEAK. В течение 60 секунд по показаниям таймера КПА ADTS значение утечки должно стабилизироваться.

Далее нажимается кнопка LEAK повторно после отсчета таймером 60 секунд. Значение утечки скорости и высоты каждой линии индицируется в третьем столбце AspRate индикатора. Максимальные значения утечки скорости и высоты не должны превышать 1.0 kt(1.9km/h) и 100 ft (30.5m) в минуту.

На втором этапе проверяются на герметичность две линии статического давления приемников Ps2L и Ps1L левого борта и линия полного давления приемника Pt1 левого борта. Пневмопереключатели на адаптерах этих линий переводятся в положение OFF. Процедура проверки на герметичность аналогична описанной для правого борта.

Разработанная структура проверки на герметичность линий статического и полного давлений резервного канала приведена на рисунке 6 и выполняется за одну операцию.

К порту статического давления КПА ADTSPc1 через тройник AD040719 подключаются 2 адаптера AD080206A. Вакуумные держатели каждого адаптера устанавливаются и сильно прижимаются к двум резервным приёмникам статического давления Ps3L левого борта и Ps3R правого борта. Пневмопереключатели на адаптерах переводятся в положение ON.

К порту полного давления КПА ADTSPп1 подключается адаптер AD080206A. Вакуумный держатель адаптера устанавливается и сильно прижимается к резервному приёмнику полного давления Pt3. Пневмопереключатель на адаптере переводятся в положение ON.

Процедура проверки на герметичность линий резервного канала аналогична описанной для линий основного канала.

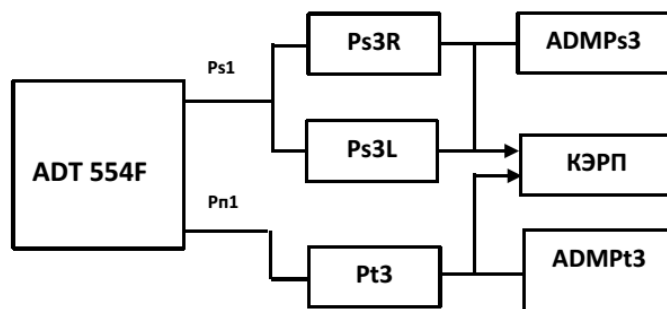


Рисунок 6 – Функциональная схема проверки герметичности линий статического и полного давлений резервного канала

Таким образом, проверка на герметичность 5 линий статического давления и трех линий полного давления с использованием четырехканальной КПА ADTS выполняется за три операции.

Использование же штатной КПА Тестер MPS-31С позволяет выполнять проверку на герметичность 5 линий статического давления и трех линий полного давления за 8 операций.

Применение четырехканальной КПА ADTS для проверки на герметичность пяти линий статического давления и трех линий полного давления позволяет сократить время оперативной подготовки воздушного судна к полету на 25 минут (считаем, что каждая операция выполняется в течение 5 минут).

Заключение

Применение четырехканальной КПА ADTS для проверки исправности основного и резервного каналов СВС и КЭРП и на герметичность пяти линий статического давления и трех линий полного давления позволяет сократить время оперативной подготовки воздушного судна к полету на 35 минут (считаем, что каждая операция выполняется в течение 5 минут).

Сравнение количества проведенных операций на КПА MPS31С и КПА ADTS554F приведено в таблице 3.

Таблица 3 – Количество проведенных операций на КПА MPS31С и ADTS554F

| Название проверки | Количество приемников воздушных давлений | Количество выполняемых операций на КПА MPS31С | Количество выполняемых операций на КПА ADTS554F |
|---|--|---|---|
| Проверка исправности основного канала СВС | 4 ПДС 2 ППД | 2 | 1 |
| Проверка исправности резервного канала СВС и КЭРП | 2 ПДС 2 ППД | 2 | 1 |
| Проверка герметичности основного канала | 4 ПДС 2 ППД | 6 | 2 |
| Проверка герметичности резервного канала | 2 ПДС 1 ППД | 2 | 1 |
| Общее количество операций | | 12 | 5 |

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. Приборы цифровые для проверки воздушных сигналов серии ADTS500. Руководство по эксплуатации. URL: http://dtlab.su/dtl_files/calibratos.adts500/manual.pdf (дата обращения: 10.03.2022). Текст: электронный.

2. Мишин С. В. Системы электроснабжения воздушных судов в свете требований современных нормативных документов / С.В. Мишин, В.М. Попов // В сборнике: Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации. Сборник трудов X Международной научно-практической конференции. Иркутск, 2021. С. 185-191.

3. Мишин С. В. Использование микроконтроллеров для модернизации аналоговых блоков систем авиационного оборудования / Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2020. №4. С. 20-29.

4. Попов В. М. Учебный тренажер кабины вертолета Ми-8Т на базе авиационного симулятора / В. М. Попов, С. В. Здрачук // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2018. №4. С. 11-24.

5. Попов В. М. Гиростабилизация платформы беспилотного летательного аппарата для аэрофотосъемки и видеонаблюдения/ Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2017. №2. С. 134-149.

6. Самолет RRJ-95B. Руководство по технической эксплуатации. М7.92.0АММ.000.000.RU. М.: ЦНМБ ГА ФАВТ «ИАЦ ГосНИИ ГА», 2010.

7. Авиационная тестирующая станция MPS31С. URL: [http:// www.dma-aero.com/sites/default/files/downloads/us-31c-web.pdf](http://www.dma-aero.com/sites/default/files/downloads/us-31c-web.pdf) (дата обращения: 10.03.2022). Текст: электронный.

УДК 681.518.3

УЧЁТ ПСИХОЛОГИЧЕСКИХ АСПЕКТОВ ЗРИТЕЛЬНОГО ВОСПРИЯТИЯ ПРИ РАЗРАБОТКЕ СИСТЕМЫ САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

Силин Н. Д.
Берсуцкая О. Д.
Неретин Е. С., канд. техн. наук

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

Аннотация: В статье предложено описание разработанной системы самолетовождения для гражданских воздушных судов. Проанализированы направления развития, учтены психологические аспекты зрительного восприятия человеком объектов и требования нормативно-технической документации, предъявляемые к человеко-машинному интерфейсу.

Ключевые слова: гражданский самолёт, эргономика, бортовое оборудование, человеко-машинный интерфейс, графическая информация.

ACCOUNTING FOR THE PSYCHOLOGICAL ASPECTS OF VISUAL PERCEPTION IN THE DEVELOPMENT OF A CIVIL AIRCRAFT FLIGHT MANAGEMENT SYSTEM

Silin N. D.
Bersutskaya O. D.
Neretin E. S., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract: The article proposes a description of the developed flight management system for civil aircraft. The directions of further improvement are analyzed, the psychological aspects of human visual perception and the requirements of regulatory and technical documentation for human-machine interface are considered.

Keywords: civil aircraft, ergonomics, on-board equipment, human-machine interface, graphic information.

Введение

В настоящее время существенно возросла значимость проблем разработки человеко-машинных интерфейсов в авиационной промышленности, связанных с тем, что во всех комплексах бортового оборудования летательных аппаратов используются вычислительная техника и программное обеспечение. Подавляющее большинство современных комплексов бортового оборудования обладают графическими пользовательскими интерфейсами, с которыми лётчики взаимодействуют при выполнении поставленных задач. Следовательно, успех выполнения задач напрямую зависит от эффективного построения отображения графической информации при человеко-машинном взаимодействии.

Увеличение количества, размеров и разрешения цифровых экранов в кабине экипажа не могло не повлиять на необходимость переосмысления и перестройки всего ЧМИ кабины, и, в особенности, наиболее функционально нагруженной его части – ЧМИ системы самолётовождения [3] (от англ. Flight Management System – далее FMS).

Для упрощения взаимодействия экипажа с системой FMS, ЧМИ должен отвечать ряду эргономических требований по расположению информации на информационном кадре, а также способам взаимодействия экипажа с элементами кадра. Основными требованиями к информационно-управляющему полю кабины пилота, которым необходимо соответствовать всем перспективным самолётам для получения зарубежного сертификата типа, являются требования пункта 25.1302 документа EASA «Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes» (CS-25) [1].

Разработка ЧМИ системы самолётовождения

Основные направления при разработке:

1) Принцип строгой зональности.

На кадре ЧМИ FMS должны быть строго определены зоны расположения данных, обеспечивающие однотипную организацию и регулярность расположения информации.

На информационном кадре ЧМИ FMS должны постоянно присутствовать следующие элементы:

1. Данные, отображаемые постоянно:
 - a. Номер рейса;
 - b. Текущий навигационный режим;
 - c. Текущая фаза полета FMS;
 - d. Время UTC.
2. Меню навигации по основным разделам FMS и подменю страниц раздела.
3. Название текущей страницы и раздела.
4. Идентификация работы с активным/вторичным планом полёта.

5. Поле для индикации предупреждающих, консультативных и сервисных сообщений FMS.

2) Навигации по разделам.

Для обеспечения быстрого перехода с какой-либо страницы кадра на любую другую используется двухуровневая структура навигации, которая обеспечивает переход между всеми страницами за не более чем два действия.

Первый уровень – основное горизонтальное меню навигации по разделам, второй уровень – вкладки внутри раздела.

3) Процедура предполётной подготовки.

Для сокращения времени, затрачиваемого на процедуру предполётной подготовки, внедрены следующие решения:

1. Кнопки перехода на логически следующую за текущей страницу (обеспечивают последовательный проход по обязательным для заполнения страницам для формирования плана полёта на этапе предполётной подготовки);

2. Идентификаторы достаточности и корректности введенных данных (отражают корректность и наличие информации в обязательных полях ввода соответствующего раздела).

4) Процедуры взаимодействия с полями ввода информации.

Упрощение процедуры ввода информации достигается путём внедрения следующих решений:

1. введения цветовой кодировки для различия информации по следующим признакам:

2. поле обязательно или необязательно для ввода информации;

3. величина в поле рассчитана автоматически FMS или введена пилотом вручную.

4. введения масок ввода (подсказка формата ввода – там, где это возможно);

5. проверка введенного значения на принадлежность к физическому диапазону величины.

Учёт психологических аспектов зрительного восприятия при разработке системы самолетовождения

Удобство и безопасность взаимодействия пилота с комплексами бортового оборудования определяется эффективными решениями в части графического пользовательского интерфейса, направленными на цельное и быстрое получение операторами необходимой графической информации. Важнейшим подходом решения данной проблемы является учет человеческого фактора, а именно учет психологических аспектов зрительного восприятия человеком объектов. Поэтому при определении эффективности системы отображения информации необходимо создать численную интегральную оценку соответствия разных интерфейсов методам психологического восприятия визуальной информации.

1) Подход Гештальт теории.

Принципы Гештальт теории – это группа принципов визуального восприятия, основанных на теории, что «организованное целое воспринимается как большее, чем сумма его частей». Идеи гештальт теории наиболее полно были сформулированы в работах М. Вертгаймера (Wertheimer, 1923), К. Коффки (Koffka, 1935) и Келера (Köhler, 1947), в которых было показано, что воспринимаемый мир организован по следующим ключевым принципам [2]:

– Принцип Близости (элементы, расположенные близко друг к другу, воспринимаются более связанными, чем те, что находятся на некотором расстоянии).

– Принцип Схожести (элементы с похожими визуальными характеристиками воспринимаются более связанными, чем те, которые выглядят по-разному).

– Принцип общей Зоны (этот принцип напоминает принцип близости: элементы, расположенные в пределах одной области, воспринимаются как группа).

– Принцип Продолжения (элементы, выстроенные по прямой или плавно изогнутой линии, воспринимаются более взаимосвязанными, чем те, что расположены случайно или по ломаной линии).

– Принцип Симметрии (симметричные элементы (даже если они находятся на расстоянии) обычно воспринимаются как взаимосвязанные и создают ощущение целостности и порядка).

2) Количественная оценка применения принципов Гештальт теории.

Для вычисления количественной оценки необходимо определить соответствия всех графических элементов на разработанном человеко-машинном интерфейсе принципам Гештальт теории.

Определение соответствия происходит по следующему алгоритму:

1. Если условие Гештальт признака удовлетворялось, то элементу присваивалась 1, если нет, то 0. Таким образом, внешний вид интерфейса описывается двумерным массивом (1):

$$GH = \begin{bmatrix} w_{11} & \cdots & w_{1y} & \cdots & w_{1n} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ w_{x1} & \cdots & w_{xy} & \cdots & w_{xn} \\ \vdots & \ddots & \vdots & \ddots & \vdots \\ w_{m1} & \cdots & w_{my} & \cdots & w_{mn} \end{bmatrix} \quad (1)$$

где:

x – номер оцениваемого визуального элемента интерфейса ($x = 1, \dots, m$);

y – номер критерия ($y = 1, \dots, n$);

m – общее количество оцениваемых визуальных элементов интерфейса;

n – общее число критериев.

2. Введем количественную меру (2) применения каждого Гештальт принципа и критерий, учитывающий количественные меры (3):

$$U, \dots, Q = \frac{1}{m} \sum_{x=1}^m w_{x1} \quad (2)$$

$$\Omega = \frac{\sum P}{n} \quad (3)$$

где $\sum P$ – сумма количественных мер.

3. Введём $k1, k2, k3, k4, k5$ – коэффициенты, учитывающие важность или приоритет критерия в общем восприятии (определяются экспертным путем):

$$\Omega = \frac{k_1 \sum_{x=1}^m w_{x1} + k_2 \sum_{x=1}^m w_{x2} + k_3 \sum_{x=1}^m w_{x3} + k_4 \sum_{x=1}^m w_{x4} + k_5 \sum_{x=1}^m w_{x5}}{n \cdot m}$$

По полученным результатам были сформированы подходы к оценке соответствия элементов разработанного человеко-машинного интерфейса принципам восприятия визуальной информации по Гештальт теории. Применяя данный алгоритм при разработке можно оптимизировать полученные интерфейсы для уменьшения количества человеческих ошибок, снизить нагрузку на экипаж и повысить безопасность полета.

Вывод

В статье предложено описание разработанного в соответствии с принципами Гештальт теории человеко-машинного интерфейса системы самолетовождения для перспективных летательных аппаратов. Описаны направления развития, а также требования нормативно-технической документации, предъявляемые к данному типу интерфейсов.

Предложен ряд решений, реализующий новые способы представления информации и обеспечивающего интуитивное и надёжное взаимодействие с экипажем.

Внедрение предлагаемых решений позволяет снизить:

- время подготовки самолета к вылету;
- сроки обучения экипажа для работы с системой;
- нагрузку на экипаж на всех этапах полёта.

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. EASA «Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes» (CS-25), Amendment 12, 13 July 2012. 885p.
2. *Серж Гингер*. Гештальттерапия контакта / Гингер С. Специальная литература, 1999. 320 с.
3. *Черный М. А.* Самолетовождение: учебное пособие для школ гражданской авиации. М.: Изд-во «Транспорт», 1973. 368 с.

ПРОГРАММА-ОБОЛОЧКА ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ СИСТЕМ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ РЕШЕНИЙ

Юрин А. Ю., канд. техн. наук

*Иркутский филиал МГТУ ГА
(г. Иркутск)*

Аннотация. Рассматривается программа-оболочка для построения интеллектуальных систем поддержки принятия решений при поиске и устранении отказов и неисправностей воздушных судов. Приводится описание основных реализованных алгоритмов, функций и интерфейса системы. В качестве основных архитектурных блоков выделяются прецедентная и продукционная экспертные системы, назначение первого блока – хранение информации о неисправностях, зафиксированных в КУНАТ, и поиск решения путем демонстрации аналогичных проблемных ситуаций; назначение второго – формирование планов по устранению отказов и неисправностей на основе нормативных документов (РПУН).

Ключевые слова: программа-оболочка, интеллектуальная система, диагностика авиационных систем и комплексов, таблица решений.

A SHELL FOR BUILDING DECISION SUPPORT SYSTEMS

Yurin A. Yu., Candidate of Technical Sciences

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

Abstract. The paper presents a shell for building intelligent decision support systems in the case of aircraft troubleshooting. The description of the main implemented algorithms, functions and graphic user interface of the software is given. As the main architectural blocks, case-based and rule-based expert systems are distinguished, the purpose of the first block is to store information about malfunctions recorded in aircraft troubleshooting cards, and to find solutions by demonstrating similar cases; the purpose of the second one is the formation of plans to eliminate failures and malfunctions based on regulatory documents.

Keywords: shell, intelligent system, diagnostics of aviation systems and complexes, decision tables.

Введение

Решение задач диагностики, в том числе в авиации [1-3], остается актуальной научно-технической проблемой, обуславливающей, в том числе, активное развитие и использование методов и систем искусственного интеллекта. При наличии в данной области коммерческого и исследовательского инструментария [4, 5] достаточно интересным трендом является создание решений, ориентированных на конечных пользователей (end

users). Подобные подходы объединены в направление, известное как End-User Development (EUD) [6], основная идея которого – предоставить возможность конечному пользователю самостоятельно создавать и настраивать приложение, что позволит расширить круг потенциальных разработчиков за счет пользователей с разным уровнем навыков программирования и повысить интенсивность создания подобного рода систем и их компонентов для решения различных задач.

В работе предлагается применить ряд принципов EUD и реализовать их в программе-оболочке iDSS.Desktop [7], ориентированной на конечных пользователей и предназначенной для построения интеллектуальных систем поддержки принятия решений диагностического типа. iDSS.Desktop обеспечивает поиск решения на основе сочетания методов искусственного интеллекта [8]: 1) дедуктивного вывода на основе логических правил (продукций), описывающих взаимосвязи между внешними проявлениями и причинами, а также причинами и работами по их локализации, и 2) абдуктивного вывода на основе прецедентов, фиксирующих подобные неисправности в прошлом. В качестве средства представления и хранения логических правил и прецедентов используются таблицы решений специального вида [9].

Далее рассмотрим использованный вид таблиц решений, реализуемые алгоритмы поиска решений, основные функции, архитектуру и графический интерфейс программы-оболочки.

Таблицы решений

Таблицы решений относятся к наиболее известным способам представления предметных знаний, выбор которого обусловлен простотой и популярностью данного метода у специалистов предметников [4, 5], а также возможностью использования распространенных редакторов таблиц (например, Microsoft Excel) для их формирования с сохранением в виде файлов CSV (Comma-Separated Values).

В данной работе акцент сделан на применение специализированной формы таблиц решений из [9], обладающий следующими основными особенностями: возможностью индикации зависимых столбцов символом "#"; возможностью задания составных имен столбцов, включающих имя сущности (или имя класса) и имя ее свойства, разделенные строкой "::"; отсутствием ограничений на значения в ячейках, т. е. они могут состоять не только из набора значений {да, нет}, представляя собой вырожденную форму таблиц истинности, но позволяют использовать конкретные произвольные значения в качестве значений ячеек, а не только значения, указывающие на наличие или отсутствие определенного свойства (компонента) в структуре правила.

Данные особенности обеспечивают прямое отображение таблиц в программные коды, например, на CLIPS (C Language Production System).

Алгоритмы поиска решений

В соответствии с проведенными ранее исследованиями и разработанной концепцией [10, 11], в качестве основных методов поиска решений, реализуемых в программе-оболочке, были выбраны выводы (рассуждения) на основе правил [12] и прецедентов [13].

Поиск решения на основе логических правил является хорошо исследованной и проработанной методологией [12], имеющей примеры успешного применения и программной реализации. Использование таблиц решений в форме CSV файлов в качестве способа представления и хранения информации о логических правилах обуславливает особенности реализации программной логического вывода в iDSS.Desktop. В качестве возможных вариантов рассматривались следующие:

- трансформация информации из CSV файлов таблиц решений в программные коды одного из языков программирования баз знаний экспертных систем, например, CLIPS с дальнейшим использованием специализированных машин вывода, данный способ реализован в [14];
- прямое манипулирование информацией из таблиц решений путем создания собственного модуля машины вывода.

Был выбран второй вариант, реализующий алгоритм на основе метода «сопоставление с образцом» с поддержкой метрики Левинштейна [15].

Поиск решения на основе прецедентов или прецедентный подход (Case-Based Reasoning, CBR) [8, 12] также достаточно хорошо рассмотрен в научной литературе. В рамках данной работы прецедент соответствует понятию произошедшей ранее неисправности или отказа.

Существует множество методов для извлечения (поиска) прецедентов [13]: ближайшего соседа, дерева решений и др. Наиболее популярным методом является метод ближайшего соседа, основанный на оценке сходства (подобия), вычисляемых с помощью различных метрик, в частности, Эвклидовой, метрики городских кварталов и т.д. В данной работе использованы метод ближайшего соседа и метрика Журавлева [16], дополненная оценкой близости значений, представленных в виде интервалов.

Программа-оболочка

Разработанная программа-оболочка реализует рассмотренный способ представления информации в форме таблиц решений и алгоритмы. Основное назначение программы – создание интеллектуальных систем поддержки при обучении и решении задач диагностики с возможностью адаптации (настройки) системы конечными пользователями.

Основные функции программы:

- ввод информации о внешних проявлениях неисправностей (отказов);
- поиск решения на основе логических правил;
- поиск решения по прецедентам;
- формирование и контроль плана устранения неисправности (отказа).

Для реализации основных функций разработана архитектура, включающая следующие модули:

- подсистему взаимодействия с таблицами решений, обеспечивающую доступ к файлам с описанием систем, операций (работ) и неисправностей;
- подсистему генерации пользовательского интерфейса, формирующую элементы управления для ввода информации о внешних проявлениях неисправности (отказа), а также отображения результатов;
- решатель (машину вывода) для поиска решения на основе логических правил;
- решатель (машину вывода) для поиска решения на основе прецедентов.

Продукции и прецеденты хранятся в форме отдельных файлов CSV, что позволяет их редактировать с помощью Microsoft Excel и тем самым настраивать систему.

Следующие файлы формируют базу знаний системы:

- exmap_...csv – с описанием внешних проявлений отказа или неисправности соответствующих определенной системе или подсистеме; содержат продукции типа «ЕСЛИ ... ТО ...» со следующей структурой:

ЕСЛИ Неисправность (Дата, CAS, Код ВСТО, CDS, LOCAL)

И Воздушное судно (Борт.номер, Тип, Нарботка СНЭ, Нарботка ППР)

ТО Ремонт (Система, Причина, Документация)

При этом каждая строка таблицы представляет собой определенное правило, даже при неполном заполнении всех ячеек, например:

ЕСЛИ Неисправность (CAS = «ELEC APU GEN FAULT», Код ВСТО = 67, CDS = «желтый») **И** Воздушное судно (Тип = «RRJ-95LR»)

ТО Ремонт (Система = «ВСУ», Причина = «срабатывание защиты», Документация = «24-23-00 Стр. 201 Работа 810-801»)

- op_...csv – с описанием операций (работ), связанных с определенной неисправностью, содержат продукции следующей структуры:

ЕСЛИ Работа (CAS, CDS, LOCAL, Система, Документация, Наименование, Результат)

ТО Работа (Наименование, Тип)

Пример правила, соответствующего данной структуре:

ЕСЛИ Работа (CAS = «ELEC L GEN DRIVE FAULT (Caution)», CDS = «ELEC - Символ DRIVE левый желтого цвета», LOCAL = «Кнопка-табло DRIVE - OFF левый светится надпись DRIVE желтым цветом», Наименование = «Запустите левый двигатель в автоматическом режиме (см. работу РЭ 71-00-00-800-802)», Результат = «выполнено для подтверждения неисправности»)

ТО Работа (Наименование = «Выполните выключение левого двигателя (штатное) (см. работу РЭ 71-00-00-800-805)», Тип = «Подтверждение неисправности»)

- cases_....csv – с описанием прецедентов, связанных с определенной неисправностью со следующей структурой, включающей описание проблемы и решения:

Описание проблемы:

КУНАТ (Номер, Дата, Проявления, Этап обнаружения, Последствия)

Неисправность (CAS, Код ВСТО, CDS, LOCAL)

Воздушное судно (Борт.номер, Тип, Зав.номер, Нарботка СНЭ, Нарботка ППР)

Решение:

Ремонт (Система, Причина)

Пример прецедента, соответствующего рассмотренной структуре:

Описание проблемы:

КУНАТ (Этап обнаружения = «На земле - ОТО», Последствия = «Без последствий»)

Неисправность (CAS = «LMU2 CH9 не горит диод, CH7, CH8, CH-19, LMU2-19 не выполняется FAULT RESET»)

Воздушное судно (Тип = «RRJ-95В», Нарботка СНЭ = «10275»)

Решение:

Ремонт (Система = «Система электроснабжения», Причина = «Блок выключателей-предохранителей (18-P246)»)

Интерфейс текущей версии программы максимально упрощен, при этом основная рабочая область состоит из трех блоков (Рисунок 1):

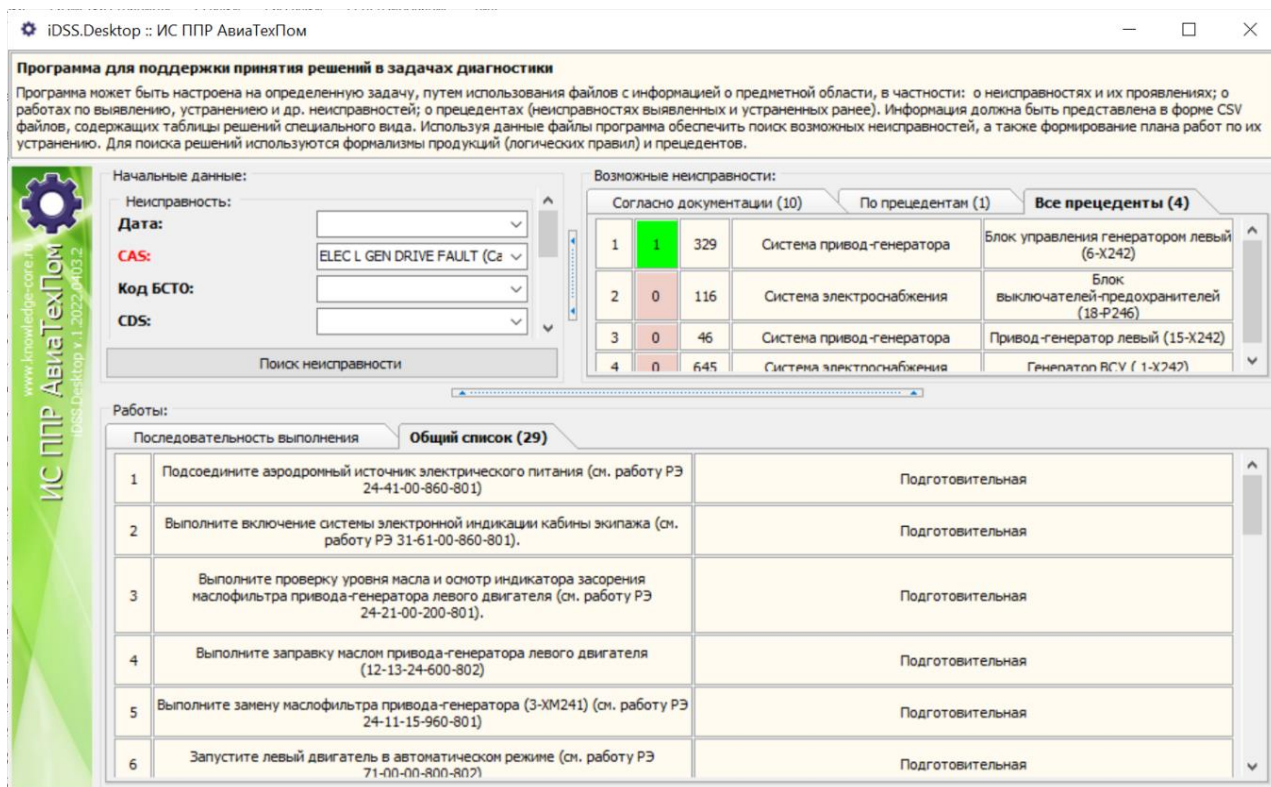


Рисунок 3 – Рабочая область программной системы

- «Начальные данные» содержит поля для ввода внешних проявлений неисправности; состав и содержание полей формируется динамически согласно содержанию файла exman_....csv; для поиска возможных неисправностей необходимо нажать кнопку «Поиск неисправности»;
- «Возможные неисправности» содержит информацию о результатах поиска неисправностей (возможных отказавших систем) по введенным данным; результаты представляются на трех закладках:
 - возможные неисправности согласно документации; описаны в файле exman_....csv;
 - возможные неисправности согласно прецедентам; отображаются только прецеденты со значимой оценкой близости, которые описаны в файле cases_....csv;
 - список всех доступных прецедентов из файла cases_....csv с указанием оценки близости и возможности их детального просмотра (Рисунок 2);

| Свойство | 1 | Значение - целевое | Значение - [3] |
|-------------------------|--|----------------------------------|----------------------------------|
| ВС::Борт.номер | 0 | | - |
| ВС::Зав.номер | 0 | | - |
| ВС::Нработка ППР | 0 | | |
| ВС::Нработка СНЭ | 0 | | 1449 |
| ВС::Тип | 0 | | RRJ-95LR |
| КУНАТ::Дата | 0 | | - |
| КУНАТ::Номер | 0 | | - |
| КУНАТ::Последствия | 0 | | |
| КУНАТ::Проявления | 0 | | |
| КУНАТ::Этап обнаружения | 0 | | На земле - Запуск двигателей |
| Неисправность::CAS | 1 | ELEC L GEN DRIVE FAULT (Caution) | ELEC L GEN DRIVE FAULT (Caution) |
| Неисправность::CDS | 0 | | |
| Неисправность::LOCAL | 0 | | |
| Неисправность::Дата | 0 | | |
| Неисправность::Код БСТО | 0 | | |
| Решение по прецеденту: | | | |
| #Ремонт::Система | Система привод-генератора | | |
| #Ремонт::Причина | Блок управления генератором левый (6-X242) | | |

- iDSS.Desktop v.1.2022.0403.2

<< Назад
Вперед >>
Заккрыть

Рисунок 2 – Детальный просмотр прецедента в сравнении с условиями запроса

- «Работы» содержит информацию о работах (операциях) по поиску, локализации, устранению и т.д. найденных неисправностей; работы представляются на двух закладках:

- по последовательности выполнения; отображаются цепочки работ согласно результатам их выполнения;
- общий список работ согласно документации.

Заключение

В работе рассматривается прототип программной инструментальной системы iDSS.Desktop типа «оболочка», предназначенной для построения интеллектуальных систем поддержки принятия решений в задачах поиска и устранения отказов и неисправностей систем воздушного судна. Программа ориентирована на непрограммирующих пользователей и для перенастройки на определенную систему или тип воздушного судна, а также хранения баз знаний, используются файлы в формате CSV, что позволяет осуществлять их изменение в популярных табличных редакторах, например, Microsoft Excel. Для поиска решений используются механизмы логического вывода на основе продукций (дедуктивный вывод) и прецедентов (абдуктивный вывод).

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

1. *Перфильев О. В., Рыжаков С. Г., Должиков В. А.* Интеллектуальная система поиска неисправности на самолете // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2018. №4(3). С. 326-331.
2. *Саввина А. М.* Предложение по модернизации бортовой системы технического обслуживания самолета SSJ 100 // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. 2019. № 3(22). С. 27-35.
3. *Макаров Н. Н.* Синтез алгоритма функционирования информационно-управляющей системы контроля и диагностики состояния общесамолетного оборудования // Известия вузов. Авиационная техника. 2008. № 1. С. 46-50.
4. *Еремеев А. П., Чибизова Н. В.* Инструментальный программный комплекс СИМПР-2015 и его применение при обучении студентов по направлению «Прикладная математика и информатика» // В сборнике: Информатизация инженерного образования. Труды Международной научно-практической конференции – ИНФОРИНО-2016. 2016. С. 125-130.
5. *Игошин В. А., Игошин М. В.* Инструментальные средства создания баз знаний, экспертных систем и интеллектуальных систем поддержки принятия решений // В сборнике: Искусственный интеллект в решении актуальных социальных и экономических проблем XXI века. 2018. С. 291-293.
6. *Barricelli B. R., Cassano F., Fogli D., Piccinno A.* End-user development, end-user programming and end-user software engineering: A systematic mapping study. Journal of Systems and Software. 2019. Vol. 149. P.101-137.
7. *Юрин А. Ю., Дородных Н. О.* iDSS.Desktop // Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ. М. Рег. № 2022617130 от 19.04.22.
8. *Вагин В. Н., Головина Е. Ю., Загорянская А. А., Фомина М. В.* Достоверный и правдоподобный вывод в интеллектуальных системах. М.: Физматлит, 2004. 704 с.

9. *Юрин А. Ю.* Применение трансформаций таблиц решений при создании интеллектуального программного модуля «Детектор» для веб-приложений // Программные продукты и системы. 2020. №4. С. 573-581.
10. *Котлов Ю. В., Попов В. М., Мишин С. В., Юрин А. Ю.* Концепция интеллектуальной системы для поиска и устранения неисправностей системы электроснабжения воздушного судна // В сборнике: Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации. Сборник трудов X Международной научно-практической конференции. Иркутск, 2021. С. 165-176.
11. *Котлов Ю. В., Попов В. М., Юрин А. Ю.* Онтология поиска и устранения неисправностей системы электроснабжения воздушного судна // Материалы Всероссийской конференции с международным участием «Знания-Онтологии-Теории (ЗОНТ-21)» (8-12 ноября 2021 г., Новосибирск). Новосибирск: ИМ СО РАН, 2021. С. 142-149.
12. *Джексон П.* Введение в экспертные системы. М.: Вильямс, 2001. 623 с.
13. *Aamodt A., Plaza E.* Case-based reasoning: foundational issues, methodological variations, and system approaches. *AICommunications*. 1994. Vol. 7, No. 1. P. 39-59.
14. *Дородных Н. О., Юрин А. Ю.* Технология создания продукционных экспертных систем на основе модельных трансформаций. Новосибирск: СО РАН, 2019. 144 с.
15. *Левенштейн В. И.* Двоичные коды с исправлением выпадений, вставок и замещений символов. Доклады Академии Наук СССР. 1965. №163(4). С. 845-848.
16. *Журавлев Ю. И.* Распознавание, классификация, прогноз. Математические методы и их применение. Вып. 2. / Под ред. Ю.И. Журавлева. М.: Наука, 1989. 302 с.

ИМЕННОЙ УКАЗАТЕЛЬ

| | | | |
|-------------------------|---------|-----------------------|----------|
| А | | Кузнецов С. Н. | 68 |
| Абрамова К. А. | 7 | Кузнецов С. П. | 80 |
| Б | | Куклин В. А. | 31 |
| Бекишев С. А. | 14 | Кутанин В. Н. | 52 |
| Берсуцкая О. Д. | 194 | М | |
| В | | Матвеев Д. А. | 86 |
| Веретенников С. В. | 19 | Мешков А. А. | 96 |
| Г | | Мишин С. В. | 174 |
| Галков А. В. | 24 | Мохов Ю. В. | 86, 96 |
| Головин Д. А. | 180 | Н | |
| Гурьянов А. И. | 58, 109 | Нацубидзе С.А. | 104 |
| Гурьянова М. М. | 109 | Неретин Е. С. | 180, 194 |
| Д | | Носкова К. Р. | 109 |
| Данилаев М. П. | 31 | П | |
| Даниленко Н. В. | 34 | Погорелов А. В. | 134 |
| Данилов Д. В. | 148 | Попов В. М. | 186 |
| Диль В.Ф. | 152 | Р | |
| Дымов-Иванов В. В. | 161 | Резникова Р. К. | 74 |
| З | | С | |
| Зверков И. Д. | 86, 96 | Садовский В. В. | 127 |
| И | | Самсонов И. К. | 114 |
| Ившина А. А. | 120 | Саранина Е. В. | 120 |
| К | | Сафарбаков А. М. | 127 |
| Казаков Е. А. | 41 | Сидорцов И. Г. | 161 |
| Кантур И. В. | 127 | Силин Н. Д. | 194 |
| Карандашов С. А. | 31 | Сумбатян М. А. | 41, 114 |
| Киренчев А. Г. | 34 | У | |
| Клепиков Д. С. | 48 | Удовиченко В. М. | 134 |
| Климов А. М. | 52 | Х | |
| Клюев А. Ю. | 58 | Ходацкий С. А. | 140 |
| Колесова А. А. | 19 | Хрящев И. И. | 148 |
| Колесова Е. Г. | 19 | Ш | |
| Кондратьева М. А. | 68 | Ширяев Е. А. | 148 |
| Котлов Ю.В. | 165 | Ю | |
| Котов В. С. | 74 | Юрин А. Ю. | 199 |
| Крюков А. В. | 86, 96 | | |

АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ

СБОРНИК ТРУДОВ

**XI Международной научно-практической конференции, посвященной
празднованию 100-летия конструкторского бюро «Туполев», 55-летия
Иркутского филиала МГТУ ГА, 75-летия Иркутского авиационного
технического колледжа**

13-14 октября 2022 г.

Том 1

Подписано в печать 25.11.2022 г.

Печать трафаретная
13,5 печ. л.

Формат 60x84/16
Заказ № 897

14,0 уч.-изд. л.
Тираж 50 экз.

Иркутский филиал МГТУ ГА

*664047, г. Иркутск ул. Коммунаров, д. 3
Отдел редакционно-издательской и научной работы
664009, г. Иркутск, ул. Советская, д. 139*

© Иркутский филиал МГТУ ГА, 2022