

Секция 15

**Комбинированные силовые установки
для гиперзвуковых и воздушно-космических
летательных аппаратов**

**ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ, СОЗДАНИЯ И ПРАКТИЧЕСКОГО
ПРИМЕНЕНИЯ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ –
НОВОГО ТИПА ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ РЕАКТИВНОЙ АВИАЦИИ**

*Е.Ю.Марчуков, Ю.Н.Нечаев, А.И.Тарасов
(НТЦ им. А.Люльки)*

Пульсирующие детонационные двигатели *нового типа*, как устройства для получения реактивной тяги, не имеющие аналогов в мировой практике, были впервые предложены, испытаны и запатентованы Р.М. Пушкиным и А.И. Тарасовым в 1991 г. [1]. Идея была одобрена научной общественностью и исследования этого типа двигателей впоследствии осуществлялись рядом организаций. Среди них следует указать: Институт механики МГУ; Математический институт им. В.А. Стеклова, РАН; Институт автоматизации ДВО, РАН; ЦИАМ им. П.И. Баранова; ЦАГИ и др.

Основными ведущими предприятиями, участвующими в разработке проблем создания ПудД, являлись: НТЦ им. А.Люльки ОАО «НПО «Сатурн» и ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, в которых были созданы уникальные испытательные стенды и проведен широкий круг параметрических экспериментальных и теоретических исследований тяговых модулей пульсирующих двигателей в широком диапазоне изменения их геометрических и газодинамических параметров. Завершился этот важнейший этап исследований показательными демонстрационными испытаниями, которые проводились публично на стенде НТЦ им. А.Люльки в 2004 г. с приглашением представителей ряда организаций. Эти испытания не только подтвердили хорошую работоспособность этих двигателей но и продемонстрировали высокие значения их удельных параметров, обеспечивающие преимущества в тягово-экономи-

ческих характеристик силовых установок с этими двигателями в пределах 30-50 % и более в сравнении с существующими традиционными ТРД.

Физически это объясняется тем, что сгорание в детонационных волнах и подвод теплоты в них осуществляется у ПудД при значительно более высоких давлениях и температурах и поэтому при более высоких значениях термического КПД их термодинамического цикла, близкого к циклу с подводом теплоты при постоянном объеме.

Тяговые модули (ТМ) являются основными составными элементами ПудД различных схем. Тщательные экспериментальные и теоретические исследования, проводившиеся на протяжении ряда лет в НТЦ им. А.Люльки и в ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского, направленные на оптимизацию их газодинамического и конструктивного облика, позволили улучшить основные тягово-экономические характеристики и уточнить условия и области применения. Было установлено, что кроме основной области их возможного применения – в качестве устройств для детонационного сгорания топлива, важное практическое значение имеет область режимов их работы в качестве реактивных сопел особого ударно-волнового типа (без сжигания топлива в резонаторе).

Схема ТМ как устройства для осуществления детонационного сгорания топлива, представлена на рис.1. Он состоит из реактора и газодинамического резонатора. В реакторе ТВС готовится к детонационному сгоранию, а в резонаторе она сгорает. Резонатор имеет полусферическую вогнутую камеру сгорания, в которую ТВС подается из реактора радиально – через кольцевое сопло. В полости резонатора в следствии ударно-волновых процессов образуются ударные волны, которые фокусируются в центре резонатора, именуемым **«фокусом»** (рис.2). В фокусе резонатора при строго определенной его геометрической конфигурации (специально отработываемой в процессе наладочных испытаний) происходит местное повышение давления и температуры, достаточное для воспламенения ТВС. Если воспламенение реализуется, - возникает пульсирующее высокочастотное детонационное горение, вызывающее резкое повышение давления и температуры в резонаторе и обеспечивающее истечение продуктов сгорания из резонатора с большими сверхзвуковыми скоростями. Создается пульсирующая реактивная тяга.

Подача рабочего тела в ТМ может осуществляться из разных сечений какого-либо газотурбинного устройства (двигателя), именуемого **генератором рабочего тела (ГРТ)**. Роль ГРТ могут выполнять ГТД различных типов. При этом в зависимости от места отбора изменяются

условия на входе в ТМ. Экспериментально доказано, что характеристики единичного ТМ зависят только от давления и температуры поступающего в них рабочего тела и не зависят от способа размещения самих ТМ в системе ПудД. Эта особенность была учтена при представлении обобщенных характеристик ТМ ПудД.

На основе многочисленных параметрических исследований, проведенных в НТЦ и в ВВИА, отработаны оптимальные геометрические размеры и формы резонатора, кольцевого сопла и др. элементов ТМ. Главная особенность ТМ является *их малая размерность*. В НТЦ были отработаны ТМ с диаметром резонатора $D_{рез}=70$ мм, а в ВВИА – с $D_{рез}=90$ мм. Малая размерность ТМ ограничивает предельные величины тяг, получаемых в единичном ТМ и возникает необходимость применения многомодульных компоновок с числом ТМ, достигающим нескольких десятков. Отработаны рекомендации по выбору мест установки ТМ в таких компоновках для СУ различных типов. При увеличении $D_{рез}$ возрастает тяга каждого ТМ и уменьшается число требуемых ТМ, но из-за снижения эффективности ударно-волновых процессов усложняется их отработка и доводка.

Методы расчета основных тягово-экономических и геометрических параметров ТМ ПудД (разработанные нами на основе использования полной системы уравнений сохранения и уравнений состояния) позволили произвести оценку их термодинамической эффективности и получить обобщенные характеристики возможных значений их удельных параметров. Эти методы расчета опубликованы в журналах «Химическая физика» том 26, №6, 2009г. и «Инженерно-физическом журнале» том 83, №1, 2010г. Результаты этих исследований представлены на рис. 3. Для оценки термодинамической эффективности рабочего процесса ТМ ПудД использованы значения их термического КПД – η_t , а для определения уровня тепловых потерь – приращение энтропии – $\Delta S/R$. Варьировались параметры газового потока на входе в ТМ – температура T_2 и давление $p_2=\pi_k p_1$. Расчетные параметры рабочего процесса ГРТ оценивались по температуре T_r в его камере сгорания и по степени повышения давления π_k в его компрессоре.

Обобщенные зависимости показателей термодинамической эффективности цикла ТМ ПудД даны на рис.3,а. Они представлены в зависимости от температуры T_2 рабочего тела, подаваемого в ТМ. Эта температура, как видно, имеет определяющее значение. С ее увеличением термодинамическая эффективность цикла существенно повышается.

Обобщенные тягово-экономические характеристики ТМ ПуДД, полученные нами, **показаны на рис.3,б.** На них представлены удельные тяги $P_{уд.ТМ}$ и удельных расходов топлива $C_{уд.ТМ}$, рассчитанные для тех же условий. Они дают прежде всего количественную оценку влияния температуры T_2 на удельные параметры ТМ ПуДД и указывает на целесообразность установки ТМ таким образом, чтобы подача в них рабочего тела осуществлялась из тех сечений ГСВ, где обеспечиваются высокие температуры T_2 . **Эти обобщенные характеристики являются универсальными, имеют критериальный характер и справедливы при любых способах установки ТМ в системах ГТД различного типа.** Они позволяют быстро и достаточно точно оценивать ожидаемые преимущества от применения ТМ ПуДД на двигателях различного типа. Варианты возможных способов установки ТМ в системах ТРД и ТРДДФсм представлены на рис.4.

Причины значительного влияния температуры T_2 на термодинамическую эффективность ТМ ПуДД хорошо просматриваются на примере сравнения их термодинамических циклов в $T-S$ координатах при температурах T_2 и $T_2' > T_2$ (рис.5). Сравнение дано при одинаковых внешних условиях (равенстве T_1 и p_1) и равных значениях подводимой теплоты ($q_1 = q_1'$). Как видно, с повышением температуры T_2 уменьшается количество отводимой теплоты ($q_2' < q_2$), повышается максимальная температура цикла ($T_3' > T_3$), а температура выхлопных газов снижается ($T_4' < T_4$). В результате возрастают работа цикла $l_{ц} = q_1 - q_2$, термический КПД цикла $\eta_{т=1} = q_1 / q_2$ и снижается прирост энтропии ($\Delta S' < \Delta S$), характеризующий тепловые потери.

Область применения ТМ как **сопловых устройств** была обнаружена в НТЦ им. А.Люльки при проведении воздушных продувок ТМ без подачи топлива в резонатор. Были получены количественные зависимости величин развиваемой тяги от температуры и давления подаваемого воздуха. При высоких температурах и давлениях подаваемого воздуха прирост тяги в сравнении с тягой сопла Лаваля достигал 60-70%. Это явление объясняется присоединением дополнительной массы воздуха к реактивной струе из окружающей атмосферы. Практическое использование этого явления открывает возможности простой и дешевой модернизации существующих двигателей – за счет замены их обычных сопел **на резонансно-пульсирующие сопла нового типа.**

Накопленные опытные и расчетно-теоретические данные являются достаточными для разработки и создания опытных образцов ТМ ПуДД. Итоги проведенных работ докладывались и обсуждались на ряде

научных форумов. В частности, в решении XXXIV академических чтений по космонавтике 2010г. указано, что **«создание пульсирующих детонационных двигателей оригинальной отечественной схемы является для России по актуальности и практической значимости приоритетной задачей государственной важности...** Требуется объединение всех интеллектуальных, производственных и финансовых ресурсов под единым руководством со стороны авторитетной, компетентной, контролируемой государством авиастроительной фирмы. С этой миссией может справиться (при надлежащем финансировании) НТЦ им. А.Люльки».

Это решение было направлено первому вице-премьеру правительства РФ С.Иванову. Но ответа и каких либо правительственных постановлений по этой проблеме по сей день не поступало.

Поднимая вопрос о необходимости форсирования решения проблемы создания ПудД в нашей стране мы учитываем, что в настоящее время повысился интерес к пульсационным технологиям со стороны ряда зарубежных фирм. Промедление в создании ПудД опасно. Россия может утратить свой приоритет в решении данной стратегически важной задачи.

Расчетно-теоретические исследования по выявлению преимуществ практического применения ПудД в авиации производились в ряде работ, выполнявшихся по заданию НТЦ им. А.Люльки. Они показали возможность значительного улучшения летно-технических характеристик самолетов различного целевого назначения за счет применения ПудД. К примеру, было показано, что для дальних сверхзвуковых самолетов типа Ту-144 с двигателями НК-32 установка ТМ ПудД с подачей в них горячих газов из-за камеры смешения обеспечивает увеличение дальности полета на – 30%, продолжительности полета – на 35% и увеличение транспортной эффективности перевозок – на 25%.

Литература

1. Пушкин Р.М., Тарасов А.И. Способ получения тяги и устройство для получения тяги. Патент СССР на изобретение №1672933 от 22.04.1991 г. с приоритетом от 30.11.1989г.
2. Тарасов А.И. Экспериментальное исследование тяговых характеристик резонансных кольцевых пульсирующих сопле ПудД в условиях истечения из них подогретого газа. Материалы XXXIII академических чтений по космонавтике. Москва, 2009г.

**ВИЗУАЛИЗАЦИЯ ПОЛЯ ТЕЧЕНИЯ В КОЛЬЦЕВОМ
И ПЛОСКОМ ЩЕЛЕВОМ СОПЛАХ**

*В.А. Левин, Н.Е. Афолина, В.Г. Громов, И.С. Мануйлович,
Г.Д. Смехов, А.Н. Хмелевский, В.В. Марков*

*(Институт автоматике и процессов управления ДВО РАН,
г. Владивосток, Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова,
Математический институт им. В.А. Стеклова РАН, г. Москва),
e-mail: levin@iacp.dvo.ru, levin@imec.msu.ru*

Кольцевые и плоские щелевые сопла с внутренней полостью по ряду характеристик составляют конкуренцию традиционному соплу Лаваля в качестве выходного устройства реактивного двигателя. Они имеют заметно меньшую длину вдоль вектора тяги, обладают свойством авторегулируемости при изменении высоты полета и рассматриваются как перспективные для реализации бесклапанного пульсирующего режима сжигания топлив.

В докладе представлены результаты визуализации поля течения в кольцевом или плоском двухщелевом соплах с внутренней полостью, имеющей в сечении форму сферического сегмента. Для кольцевого сопла и соответствующего ему по геометрическим параметрам плоского двухщелевого сопла выполнена численная визуализация течения внутри полости в виде теневой картины. Расчеты течения с учетом вязкости проведены с использованием численного решения нестационарных уравнений Навье-Стокса для многокомпонентной химически неравновесной модели газовой среды. Экспериментальные исследования выполнены в импульсной аэродинамической установке.

Показано, что в стационарном режиме в рассматриваемых соплах формируется структура течения, подобная течению в соплах с центральным телом. При этом роль газового центрального тела выполняет автоматически формируемая вблизи тяговой стенки рециркуляционная зона, форма которой зависит от типа сопла. В случае плоского двухщелевого сопла сечение поверхности центрального тела перпендикулярной плоскостью по форме оказывается более заостренным вблизи оси симметрии и характеризуется наличием достаточно протяженного участка близкого к прямолинейному. В обоих соплах разворот потока, поступающего из горла сопла и движущегося вдоль поверхности центрального тела, происходит в присоединенном к телу косом скачке уплотнения. Окончательно в двухщелевом сопле поток разворачивается в направлении вектора тяги в расположенной вниз по потоку конфигурации из трех ударных волн, а в кольцевом – в висячем скачке уплотне-

ния. Основной причиной, приводящей к изменению деталей струйных течений, формируемых рассмотренными типами сопел, является меньшая степень сжатия газа у оси в плоском потоке по сравнению с осесимметричным.

Верификация численной модели выполнена по результатам сопоставления измеренных величин тяги кольцевого сопла с соответствующими расчетными значениями. Для исследованного интервала изменения давлений торможения 5-21 атм. продуктов сгорания стехиометрических ацетилено-воздушных смесей наблюдается удовлетворительное совпадение указанных величин. Представленные расчетно-экспериментальные исследования показывают, что исследованное кольцевое сопло развивает тягу и удельный импульс примерно вдвое превышающие соответствующие величины для звукового сопла.

Работа поддержана РФФИ (проекты №-11-08-00288а, №-11-01-00068а) и Министерством Образования и Науки (проект НШ – 8424.2010.1).

ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ВРД С МНОГОПОЛОСТНОЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ $V=CONST$

В.И. Богданов, А.К. Дормидонтов, К.С. Пьянков, М.Н. Топорков
(ОАО «НПО «Сатурн», ЦИАМ им. П.И. Баранова),

e-mail: bogdanov-vasiliy@yandex.ru, dormidontov_a@mail.ru

В ОАО «НПО «Сатурн» создана однополостная золотниковая камера сгорания $V=const$ (КС $V=const$) для пульсирующего ВРД (ПуВРД) с уровнем габаритно-массовых характеристик, соответствующих мало-размерным ТРД. Разработана одномерная физико-математическая модель рабочих процессов в КС $V=const$, достоверность которой подтверждена экспериментами.

Для дальнейшего повышения лобовой тяги двигателя была разработана концепция двигателя с многополостной КС $V=const$, с продольной осью (совпадающей с направлением полета ЛА) вращения золотника. Такое конструктивное решение позволяет повысить лобовую тягу за счет увеличения объема (длины) камеры при умеренной частоте вращения золотника. Преимущества такой концепции ПуВРД: возможность получения «нулевой» скважности, высокая частота рабочих пульсаций (более 400 Гц), что решит проблему вибропрочности конструкции ЛА, а также возможность организации дежурного факела пламени на рабочих режимах.

На уточненной физико-математической модели в квазистационарной постановке выполнены исследования рабочего процесса двигателя с тягой до 1,8 кН.

Одновременно с привлечением ЦИАМ выполнялся расчет в 3D-постановке с использованием современных численных методов.

Проведенные вычислительные эксперименты показали перспективность этой концепции двигателя для до- и сверхзвуковых беспилотных ЛА:

- на режиме $M=0,8$, $H=0$ рассмотренный ПуВРД по предварительной оценке может обеспечить в 1,5 раза большую лобовую тягу ($R_{\text{лоб}}$ не менее $3 \cdot 10^4$ Н/м²) по сравнению с малоразмерными ТРД, при этом $R_{\text{уд}}=680$ Н·с/кг;

- на режиме $M=1,5$, $H=0$ получено расчетное значение $R_{\text{лоб}}$ около $6 \cdot 10^4$ Н/м²; $R_{\text{уд}}=680$ Н·с/кг.

Разработки силовых установок с подобной конструкцией КС $V=\text{const}$, именуемой волновым ротором внутреннего сгорания, также ведутся в Исследовательском центре им. Гленна NASA (США).

ПРОЦЕССЫ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МАСС ГАЗА В ПУЛЬСИРУЮЩИХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

В.И. Богданов, Д.С. Ханталин

(ОАО «НПО «Сатурн», Рыбинская государственная авиационная технологическая академия им. П.А. Соловьева),

e-mail: hantalin_ktn@mail.ru, bogdanov-vasiliy@yandex.ru

Двигатели с пульсирующим рабочим процессом (ПуВРД), в сравнении с двигателями стационарного истечения, имеют тенденцию к качественному увеличению тягового импульса за счет эффектов присоединения масс газа в колебательном рабочем процессе. Экспериментальными и расчетными исследованиями показана возможность значительного улучшения тяговых характеристик пульсирующих двигателей за счет волнового присоединения массы газа в рабочем процессе (ОАО «НПО «Сатурн», НТЦ им. А. Люльки, Институт механики МГУ, Центр Гленна НАСА, Rolls Royce, General Electric, Pratt&Whitney).

В качестве пульсирующего усилителя тяги двигателя со стационарным истечением, может выступать резонатор, установленный в выходном устройстве. По полученным экспериментальным данным (НТЦ им. А. Люльки) прирост тяги в резонаторе ПуВРД, по сравнению с тягой идеального сопла с полным расширением может достигать 40%. При испытаниях резонатора в СНТК им. Н.Д. Кузнецова неоднократно зафик-

сированы случаи резкого скачкообразного повышения тяги, почти в 2 раза. При этом следует учесть, что струя газа, вытекающая из кольцевого сопла, разворачивается на 90°, т.е. испытывает достаточно большое гидравлическое сопротивление и, соответственно, гидравлические потери.

В настоящее время не существует общепризнанного объяснения механизма увеличения тяги пульсирующих двигателей. Наиболее вероятным считают прирост тяги за счет присоединения масс газа в колебательном процессе. Поэтому, с целью определения влияния на тяговые характеристики резонатора механико-геометрических соотношений, термодинамических свойств рабочей среды и эффектов присоединения масс газа с помощью современных численных методов выполнены расчетные исследования пульсирующих рабочих процессов. Это позволило выявить физические основы и особенности явлений, происходящих в колебательном рабочем процессе, получить новые данные и выявить проблемы численного моделирования.

**КОМПЛЕКСНЫЙ ПОДХОД К РЕШЕНИЮ ПРОБЛЕМЫ
ЭНЕРГОСНАБЖЕНИЯ И ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ ГИПЕРЗВУКОВЫХ
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ
ПРИ ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ НАГРЕВЕ
В.А. Керножицкий, А.В. Колычев
(Балтийский государственный технический университет
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова),
e-mail: vakern@mail.ru, migom@mail.ru**

Полномасштабное присутствие человека за пределами атмосферы, а также освоение других тел Солнечной Системы затруднительно, если в наличии не числится надежное средство выведения полезного груза на орбиту, основным свойством которого является простота эксплуатации, сравнимая с таковой у современных пассажирских авиалайнеров.

Предлагается активная тепловая защита на новом физическом принципе, суть которой заключается в том, что сами элементы конструкции гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) в значительной степени участвуют в процессе их охлаждения при аэродинамическом нагреве. При этом негативный фактор в виде воздействия тепловой энергии аэродинамического нагрева на оболочку ЛА преобразуется в электрическую энергию. В основе данного способа лежит явление термоэлектронной эмиссии – испускание электронов нагретым металлом.

В этом случае нагреваемая снаружи часть конструкции ЛА, например, оболочка крыла, испускает со своей внутренней поверхности электроны, которые осаждаются на элементе из электропроводящего материала внутри крыла, гальванически связанном с оболочкой через бортовые потребители электроэнергии.

Предлагаемая тепловая защита обладает множеством достоинств, среди которых отвод тепла от критических точек и получения электроэнергии. Как следствие этого появляется возможность заменить тяжелые гидравлические устройства электрическими и проведения уникальных энергоемких летных экспериментов.

Новизна исследуемого способа тепловой защиты, в том числе мировая, а также перспективность выбранных направлений исследований и полученных результатов подтверждена патентом на изобретение № 2404087 "Термоэмиссионный способ тепловой защиты частей летательных аппаратов при их аэродинамическом нагреве", патентом на полезную модель № 95637 "Крыло гиперзвукового летательного аппарата в условиях его аэродинамического нагрева".

**ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СОПРОТИВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА С ПРОТОКОМ ЧЕРЕЗ КАНАЛ ДВИГАТЕЛЯ ПРИ
СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ**

***А.Н. Кравцов, Т.Ю. Мельничук
(ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского),
e-mail: kravcow-an@rambler.ru***

Принцип разделения аэродинамических характеристик летательного аппарата (ЛА) с внутренним течением в канале гондолы двигателя на внешние и внутренние был сформулирован в работах [1, 2]. Применение этого принципа при экспериментальных исследованиях в аэродинамических трубах обычных моделей с протоком, аэродинамических моделей с имитацией тяги двигателя, при натурных летных испытаниях ЛА, а также в численном моделировании обеспечивает единый подход и эффективное решение многих практических задач.

В данной работе проведено численное моделирование обтекания аэродинамической конфигурации ЛА с внутренним течением в канале гондолы двигателя на основе методики, разработанной Блищем В.Г. [1, 2]. Расчетные исследования аэродинамических характеристик ЛА выполнены в рамках системы уравнений Эйлера [3]. Поверхность головной ударной волны выделялась явным образом. Интегрирование уравнений Эйлера осуществлялось при помощи явной конечно-разностной

схемы Мак-Кормака. Коэффициент сопротивления трения вычислялся по инженерной методике, с заданием условия перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный при значении местного числа Рейнольдса $Re = 10^6$. Значения коэффициента сопротивления трения подсчитывались с учетом локальных параметров потока (значений местных чисел Маха и местного скоростного напора) на внешней границе пограничного слоя.

Проведены расчетные исследования суммарных аэродинамических характеристик ЛА с внутренним течением в канале гондолы двигателя. Особое внимание обращено на методику определения аэродинамического сопротивления ЛА с протоком через канал двигательной установки. Результаты расчетных исследований суммарных аэродинамических характеристик ЛА сопоставлены с экспериментальными данными. Дан анализ возможных причин расхождения результатов численного моделирования аэродинамического сопротивления ЛА с внутренним течением в канале гондолы двигателя с экспериментальными данными, полученными при испытаниях в аэродинамических трубах. Предложена методика определения коэффициента аэродинамического сопротивления ЛА с протоком через канал двигательной установки, позволяющая приблизить результаты численного моделирования к экспериментальным данным.

Представленные расчетные результаты распределения волнового сопротивления по длине корпуса ЛА позволяют проводить качественный анализ особенностей аэродинамического сопротивления рассматриваемой компоновки. В целом наблюдается хорошее совпадение результатов расчета по предложенной методике аэродинамического сопротивления ЛА с протоком через канал двигательной установки с экспериментальными данными.

Литература

1. Блищ В.Г. О разделении сопротивления летательных аппаратов и их моделей на внешние и внутренние при ненулевых углах атаки. – В кн.: Всесоюзный симпозиум по методам аэрофизических исследований. Новосибирск, ИТПМ СО АН, 1976.
2. Блищ В.Г. О внешних и внутренних аэродинамических силах и моментах летательных аппаратов с ВРД и их моделей при ненулевых углах атаки и скольжения//Труды ЦАГИ. 1987, вып. 2328
3. Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе//Ученые записки ЦАГИ. 1998. Т. XXIX. № 3–4.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ЖАРОСТОЙКОСТИ МАТЕРИАЛОВ В СВЕРХЗВУКОВОМ
ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОМ ПОТОКЕ**

*А.А. Алексеев, В.А. Забайкин, И.Е. Наумов,
П.К. Третьяков, А.Н. Прохоров*

*(ИТПМ СО РАН, Новосибирск; ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва),
e-mail: lab2@itam.nsc.ru, prokhorov@ciam.ru*

Важной научной и технической проблемой при создании высокоскоростных летательных аппаратов и двигательных установок является создание и испытание новых жаропрочных материалов. Для исследования свойств материалов необходимы испытательные стенды, позволяющие моделировать высокие температуры в до-, транс- и сверхзвуковом воздушном потоке. При этом требуется либо создавать специализированные стенды, либо использовать возможности существующих высокоэнтальпийных установок. Примером реализации второго направления служит Стенд сверхзвукового горения ИТПМ СО РАН для изучения процесса горения твёрдых, жидких и газообразных топлив, на базе которого проводятся испытания жаростойкости различных материалов. Здесь используются возможности электродугового подогревателя мощностью 2 МВт, предназначенного для подогрева воздуха, и комплекса оптической регистрации параметров исследуемых объектов.

Стенд оснащен охлаждаемыми соплами на различные числа Маха, для экспериментов с материалами чаще всего используются сопла с $M=1$ и $M=2$. Температура торможения воздушного потока при электродуговом подогреве варьируется от 1200 до 3000 К, время пуска – до 100 с. В работе приведены результаты исследований по изучению жаростойкости ряда сплавов и композиционных материалов, в том числе ВЖ98, углерод-карбид-кремний, а также параметры потока, при которых происходит воспламенение в сверхзвуковом потоке металлов: титана, стали, алюминия и др. Скоростная регистрация позволила определить характер разрушения материалов в случае их воспламенения и последующего горения.

Высокие параметры стенда, длительное время работы в непрерывном режиме при повышенных температурах, а также современный комплекс регистрирующей аппаратуры, с обработкой полученных данных и выдачей результатов эксперимента в течение 1 минуты после завершения пуска, позволяют получать информацию о теплозащитных свойствах материалов для авиакосмической техники.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ УСЛОВИЙ ПОЛЕТА ПРИ ЧИСЛЕ $M=4$
ДЛЯ ИЗУЧЕНИЯ РАБОТЫ ПВРД**

В.Л. Крайнев, П.К. Третьяков, А.В. Тупикин
(ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск),

e-mail: krainev@ngs.ru

Моделирование полетных условий при числе Маха 4 требует воспроизведения температуры торможения 600–800 К в потоке, достаточном для размещения модели соответствующего габарита, что представляет серьезную техническую проблему подогрева среды и защиты элементов конструкции и измерительного оборудования от влияния высоких температур.

За базу для моделирования взята установка «ТС» ИТПМ СО РАН. Установка представляет собой аэродинамическую трубу периодического действия с потоком прямоугольного сечения 200×210 мм в рабочей части. Труба имеет камеру Эйфеля, в которой размещается модель. Для подогрева потока в форкамере установлен огневой подогреватель на водородном топливе. При модернизации штатные сопла покрыты термостойким покрытием (Al_2O_3 с добавкой Ni). Проведены измерения параметров потока после модернизации: полного давления торможения, статического давления, и температуры торможения. Число Маха, вычисленное по результатам измерений, в центральной области потока с размером 50×50 мм составило $M = 4 \pm 0,02$. Достигнута температура торможения 800 К при неравномерности по сечению потока не более $\pm 10\%$. Модель устанавливается на однокомпонентных тензометрических весах. Весы оборудованы теплоизоляцией корпуса и отдельно теплоизоляцией тензодачиков. Эти мероприятия обеспечили незначительное влияние высоких температур, дрейф нуля в течение эксперимента (10–15 с) составлял не более 1% от силы сопротивления.

Для измерения параметров внутри камеры сгорания используется специальная модель с точками отбора давления и измерения температуры. Во время всех экспериментов ведется видеорегистрация структуры потока, полученной теньевым методом на базе прибора ИАБ 451, а также прямая съемка модели. Для сбора и обработки информации с датчиков используется специальная программа на базе АЦП «L-Card 440». Данная методика позволяет получить характеристики малогабаритных моделей ПВРД на твердом топливе с наружными габаритами 30×150 мм.

Работа выполнена в рамках программы регистрационный номер 01201057896.

**ИССЛЕДОВАНИЕ КОНЦЕПЦИЙ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК
НЕТРАДИЦИОННЫХ СХЕМ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ
МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ**

А.В. Луковников, О.Д. Селиванов, А.М. Исянов,

П.А. Рябов, А.А. Максимов

(ЦИАМ им. П.И.Баранова),

e-mail: Lukovnikov@ciam.ru

Целевые показатели, принятые для пассажирских самолётов до 2025–2030 гг. и предусматривающие существенное снижение расхода топлива, эмиссии вредных веществ в атмосферу (CO_2 и NO_x) и уровня шума, могут быть достигнуты только при комплексном совершенствовании планера и силовой установки перспективных самолётов.

Находящиеся в настоящее время в эксплуатации двухконтурные двигатели для ближне-, средне- и дальнемагистральных самолётов имеют величину удельного расхода топлива в условиях крейсерского полёта на уровне $C_{R,кр} = 0,55\text{--}0,60$ кг/(кгс·ч) (семейства ТРДД CFM56, V2500, GE90 и др.). По сравнению с этим уровнем предельное теоретическое уменьшение $C_{R,кр}$ в авиационном ГТД может составить ~20–30 %, для чего потребуется существенное увеличение суммарной степени повышения давления в компрессоре, температуры газа перед турбиной и КПД отдельных элементов, а также реализация сверхвысокой степени двухконтурности $m > 20\text{--}30$. Однако реализовать такую величину m в традиционной схеме ТРДД практически невозможно по конструктивным и прочим ограничениям.

Реализовать сверхвысокое значение степени двухконтурности можно либо в ТВВД с незакапотированным биротативным винтовентилятором, либо в *распределенной силовой установке (PCU)*, в которой от одного газогенератора приводятся во вращение один и несколько вентиляторов при помощи механической, газодинамической или электрической связи. В этом случае удастся получить очень высокое значение степени двухконтурности при относительно небольших габаритных размерах двигательных модулей. При этом двигательные модули могут располагаться либо над крылом, либо быть «утоплены» в фюзеляж.

Значительный прогресс в направлении снижения удельного расхода топлива может быть достигнут путем внедрения «зеленых» технологий, предусматривающих, в том числе, широкое внедрение гибридных или «более электрических двигателей» в авиацию. Обычно под *гибридным двигателем* понимается устройство, в котором привод движителя может осуществляться от различных источников мощности.

Например, в гибридном ТРДД (ГТРДД) привод вентилятора может осуществляться как от газовой турбины, так и электромотора, работающего от аккумуляторной батареи, топливных элементов или другого источника.

Однако практическая реализация таких нетрадиционных схем силовых установок требует наличия технологий, обеспечивающих работоспособность при высоком уровне параметров рабочего процесса, и существенное уменьшение массы электрических агрегатов (электрогенераторов и электромоторов) и топливных элементов.

В работе представлены полученные расчетным путем тягово-экономические и массовые характеристики РСУ и ГТРДД, а также оценки их эффективности в составе перспективных магистральных самолетов.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К УРОВНЮ ПОТРЕБНЫХ ТЯГОВО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СУ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СПС

А.А. Мирзоян

(ЦИАМ им. П.И. Баранова),

e-mail: mirzoyan@ciam.ru

В работе представлены основные результаты первоначального этапа исследований по разработке концепции силовых установок (СУ) перспективных сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС), которые могут быть введены в эксплуатацию после 2025–2030 гг.

Вначале были определены перспективы и тенденции развития СПС и их СУ в России и за рубежом. В соответствии с ними в ближнесрочной перспективе (в период 2015–2020 гг.) может быть создан приемлемый сверхзвуковой административный самолет (САС) с необходимым уровнем снижения звукового удара, в последующие 5-10 лет – небольшой сверхзвуковой магистральный самолет (СЗМС) с умеренно высокой топливной эффективностью и пассажировместимостью до 70 чел. и, наконец, в дальнесрочной перспективе (после 2025–2030 гг.) – СЗМС с пассажировместимостью более 100чел. и дальностью полета не менее 8000 км с пониженными уровнями звукового удара и шума, а также значительно повышенной топливной эффективностью.

В результате проведенных расчетно-параметрических исследований был спрогнозирован наиболее вероятный уровень экономичности СУ СПС в сверхзвуковом и дозвуковом крейсерском полете, который с учетом предполагаемого развития уровней аэродинамического и массового совершенства СПС может обеспечить достижение целевых тех-

нических и экологических показателей и требований NASA к N+3 поколению СПС. На этой базе были сформированы требования к минимальным уровням основных выходных характеристик СУ (прежде всего к таким как тяга, скорость выхлопной струи, удельный расход топлива и к другим характеристикам СУ), обеспечивающим возможность осуществления безопасного взлета с ВПП требуемой длины, крейсерского полета с учетом заданной суммарной дальности на высотах не выше заданной максимальной (для обеспечения снижения высотной эмиссии), трансзвукового разгону на повышенных высотах (до 12–14 км), требуемого снижения шума при взлете.

Результаты данной работы позволят на следующем этапе исследований выявить перспективные схемы СУ и определить набор потребных ключевых критических технологий СУ СПС, которые обеспечат в случае их реализации возможность достижения полученного необходимого уровня тягово-экономических характеристик СУ перспективных СПС.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЯГОВО-ЭКОНОМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК
ИНТЕГРАЛЬНОГО ТВЕРДОТОПЛИВНОГО
РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

П.С. Сунцов (ЦИАМ им. П.И. Баранова)

В состав комбинированной силовой установки ряда беспилотных высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) военного назначения входят разгонные твердотопливные ракетные двигатели, используемые на старте ЛА, и интегральные ракетно-прямоточные двигатели на твердом топливе (ИРПДТ) установкой, обеспечивающий полет на маршевом (крейсерском) участке траектории.

В отличие от ракетного двигателя на твердом топливе, рабочий процесс которого не зависит от условий полета и внешних факторов, ИРПДТ является двигателем, использующим в качестве рабочего тела атмосферный воздух. Соответственно, рабочий процесс ИРПДТ непосредственно связан с параметрами воздушного потока, обтекающего летательный аппарат. Ввиду того, что относительная площадь воздухозаборного устройства (ВЗ) и реактивного сопла этих ЛА соизмеримы по величине с миделем фюзеляжа, режим двигателя также оказывает сильное влияние на картину обтекания ЛА воздушным потоком.

Автором разработана математическая модель одномерного расчета ИРПДТ, базирующаяся на ранее разработанных в ЦИАМ и др. организациях методиках, в алгоритме которой реализован подход, заклю-

чающийся в определении термодинамических функций равновесного состояния газовых смесей при моделировании физико-химических свойств рабочего тела двигателя (воздуха и продуктов сгорания). При этом параметры состояния газа в характерных сечениях тракта ИРПДТ определяются в результате решения систем нелинейных алгебраических уравнений расхода, энергии и энтропии. На основе данной математической модели выполнен ряд расчетов, на основе которых выполнено исследование влияния на тягово-экономические характеристики (ТЭХ) ИРПДТ различных факторов, представляющих собой исходные данные расчета.

В докладе рассмотрен подробный анализ влияния на параметры рабочего процесса, параметры согласования ВЗ и тракта двигателя и выходные ТЭХ ИРПДТ следующих факторов:

- условия полета (число Маха, высота полета, углы атаки ЛА).
- дроссельные характеристики ВЗ, с учетом ограничений по помпажу и «зуду»;
- потери полного давления потока по тракту ИРПДТ, в частности, потери в камере дожигания;
- полнота горения топлива в камере дожигания;
- характеристики газогенератора.

Отдельно анализируются вопросы выбора геометрии тракта (в зависимости от указанных выше факторов) для достижения оптимальных характеристик ИРПДТ.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСЧЕТА ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ СИНТЕТИЧЕСКИХ ЖИДКИХ ТОПЛИВ

И.А. Демская, В.В. Разносчиков
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),
e-mail: raznoschikov@mail.ru

Переход от нефтяных топлив на синтезированные из других видов сырья, разработка прогрессивной технологии производства синтетических топлив и их рациональное применение в авиатехнике становятся в настоящее время весьма актуальными задачами. Перевод авиации на альтернативные топлива является шагом революционного характера и позволяет существенно улучшить технико-экономические и экологические показатели авиатехники.

За рубежом созданы опытно-промышленные образцы синтетического реактивного топлива из природного газа, угля и биомассы, соот-

ветствующие требованиям спецификации ASTM D7566-09 на синтетическое жидкое топливо (СЖТ). В 2007 г. в Ванкувере на Генеральной ассамблее IATA авиакомпании приняли решение в ближайшие 10 лет добиться 10 % доли использования СЖТ на авиалиниях. ВВС США планируют к 2014 г. сертифицировать СЖТ для всего парка ЛА, а к 2016 г. – удовлетворить потребности ВВС в топливе за счет смесей топлива JP-8 с синтетическим топливом 50:50. Крупнейшая в Европе компания Airbus планирует к 2020 г. осуществлять эксплуатацию 30% самолетов на СЖТ.

Для проведения расчетно-теоретических исследований химмотологических проблем в авиационной силовой установке требуется рассчитывать теплофизические и эксплуатационные свойства СЖТ. Справочных материалов в настоящее время по свойствам СЖТ практически нет. Но зная химический состав СЖТ можно рассчитывать его свойства. Для этих целей создана математическая модель (ММ) топлив, которая позволяет определить теплофизические свойства индивидуальных углеводородов (ИУ) и их смесей. На этой основе создана методика расчета свойств СЖТ, как смеси углеводородов.

ММ расчета теплофизических свойств СЖТ относится к классу обеспечивающих основной расчет, тех моделей, в которых она применяется. В частности ММ топлив входит в состав имитационной ММ системы «Топливо – Силовая установка – Летательный аппарат».

ММ топлив, построенная по результатам анализа и обобщения наиболее достоверных, опубликованных и апробированных методик расчета свойств ИУ, которые проверялись и уточнялись для повышения реалистичности. ММ топлив позволяет производить расчет теплофизических свойств (теплоты сгорания H_u , плотности, давления насыщенных паров, энтальпии, теплоемкости, теплоты испарения, силы поверхностного натяжения) и транспортных (вязкости, теплопроводности и др.) как индивидуальных веществ (водород (H_2), алканы (C_nH_{2n+2}) и т.п.) и их смесей, так и топлив (керосины, СЖТ, авиационное сконденсированное топливо (АСКТ), сжиженный природный газ (СПГ).

Для более достоверной картины проверки ММ расчета теплофизических свойств СЖТ на адекватность, авторами были проведены лабораторные эксперименты по определению выше перечисленных теплофизических свойств опытного образца СЖТ согласно установленным ГОСТам. В докладе представлен анализ проведенных экспериментов и верификация расчетов.

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ВЕРТОЛЕТОВ**В.С. Захарченко (ЦИАМ им. П.И.Баранова),***e-mail: zvs.62@mail.ru*

В качестве одного из наиболее перспективных направлений в развитии авиационной техники в настоящее время разработчиками рассматривается электрификация летательных аппаратов различных типов и назначения. Применение электрической энергии преследует ряд целей, связанных с улучшением технических показателей эффективности летательного аппарата, повышением их экологичности, снижением эксплуатационных расходов.

Особое место в решении проблемы создания «электрических» летательных аппаратов занимает силовая установка. Применение электрических технологий может привести в перспективе к изменению принципов ее построения и создания тяги. В этой области сегодня изучаются и прорабатываются различные варианты построения силовой установки.

Для оценки эффективности применения «электрических» технологий в силовой установке вертолета, создана математическая модель, основанная на современных подходах и методиках. Данная модель позволяет оценить влияние электрификации силовой установки на технические облики вертолетов различных весовых категорий.

В докладе представляются результаты оценки влияния применения «электрических» технологий в силовой установке на технические облики вертолетов различных весовых категорий по заданному критерию эффективности.

НОВЫЕ СПОСОБЫ ФОРСИРОВАНИЯ РАБОЧИХ ПАРАМЕТРОВ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**В.Л. Письменный****(ГЛИЦ им. В.П. Чкалова),***e-mail: pv19261524324@gmail.com*

Генеральным направлением в развитии воздушно-реактивных двигателей (ВРД), как известно, является повышение уровня их рабочих параметров. Ограничения, определяющие указанный уровень, по своей физической сути делятся на два вида: газодинамические и прочностные. Принципиальная разница между первыми и вторыми заключается

в том, что первые определяют теоретически возможный уровень рабочих параметров ВРД, вторые – практически реализуемый.

Задачей исследований является приближение рабочих параметров ВРД к теоретически возможным, что на практике означает исключение (сведение к минимуму) ограничений, накладываемых конструкцией двигателя.

Способ охлаждения турбинных лопаток газотурбинного двигателя (патент RU 2409745), заключающийся в одновременном охлаждении лопаток турбины и газа, омывающего их, паровоздушной смесью, позволяет поддерживать в камере сгорания ГТД стехиометрический состав топливоздушной смеси. Примером реализации способа являются турбоэжекторные двигатели (патенты: RU 2190772, RU 2386829, RU 2392475).

Способ охлаждения турбины (патент RU 2423617), заключающийся в использовании хладоресурса воздуха, перепускаемого из-за вентилятора двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРД) в воздушный канал, расположенный между лопатками и диском турбины, позволяет повысить температуру газа перед турбиной до 2500 К.

Рабочая лопатка турбины (патент RU 2426888) с ножкой-теплообменником, позволяет повысить температуру газа перед турбиной на 100–150°, снизить термические напряжения в диске турбины.

Способ форсирования авиационного двигателя (патент RU 2386832), заключающийся в подаче углеводородного топлива (не более 3 % от расхода воздуха) на вход в компрессор ГТД, позволяет повысить удельный импульс тяги двигателя на 3–5 %.

Способ форсирования газотурбинного двигателя (патент RU 2193099), заключающийся в наддуве камеры сгорания воздухом второго контура турбореактивного двигателя, позволяет обеспечить пропорциональное изменение удельной тяги и удельного расхода топлива ТРД на всех режимах его работы. Примером реализации способа является двухкамерный ТРД (патент RU 2187009).

Способ форсирования турбореактивных двигателей (заявка № 2010127694), заключающийся в подаче жидкого кислорода на вход в компрессор ТРД на скоростях полета $M > 3$, позволяет повысить лобовую тягу двигателя на 20–30 %.

**МЕТОДЫ УПРАВЛЯЕМОГО ОБРЫВА ЛОПАТОК ПРИ ИСПЫТАНИЯХ
КОРПУСОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛА НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ**

А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, П.А. Ваганов
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),

e-mail: lepehkin.ar@rtc.ciam.ru

При проектировании силовых установок ЛА (газотурбинных двигателей), газотурбинных установок (ГТУ) и других энергетических установок рассматриваются вопросы непробиваемости корпусов при обрыве лопаток. Одной из наиболее часто повторяющихся опасных аварийных ситуаций, которые могут привести к катастрофическим последствиям, является обрыв лопаток роторов авиационных газотурбинных двигателей (ГТД). В случае недостаточной прочности корпуса двигателя оторвавшаяся лопатка может повредить ЛА и вызвать катастрофу. По нормативным документам двигателя с недостаточной прочностью корпуса к эксплуатации не допускаются.

Нормативные технические документы содержат требование об обязательной локализации в корпусах авиационных двигателей фрагментов, возникающих при разрушениях рабочих лопаток турбомашин. Вместе с тем в нормативных технических документах отсутствуют рекомендации по методам обрыва лопаток, обеспечивающих выполнение этих требований, а используемые на практике методы обрыва лопатки имеют определенные недостатки. Одним из применяемых методов обрыва лопаток является способ обрыва лопатки с помощью взрыва. Этот способ управления обрывом лопаток весьма сложен и имеет ряд серьезных недостатков: к лопатке прикладывается дополнительная сила от взрыва и в результате меняется траектория полета лопатки.

В работе предложены усовершенствованные оригинальные, недорогие и эффективные методы для нагружения сечения, по которому осуществляется управляемый обрыв лопатки турбомшины. Указанные методы обрыва лопатки заключаются в перераспределении напряжений в заданном сечении лопатки при дополнительном ее термическом нагружении и в обеспечении квазихрупкого разрушения лопатки по указанному ее сечению на заданной частоте вращения ротора. Проведено расчетное моделирование управляемого обрыва лопатки.

Получены результаты успешно проведенных испытаний на непробиваемость корпуса силовой установки ЛА на разгонном стенде, которые показали надежность, эффективность и экономичность разработанного метода управляемого обрыва лопаток.