

Секция 15

Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов**ПАРАМЕТРЫ БОКОВОГО КРИТИЧЕСКОГО ТЕПЛОГАЗОАЭРОДИНАМИЧЕСКОГО (ТГАД) ОБТЕКАТЕЛЯ В СИСТЕМЕ ЕДИНОГО СИЛОВОГО КОНТУРА ТЯГИ И УПРАВЛЕНИЯ АВИАКОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*А.Г. Прудников, М.Р. Колиев, В.В. Северинова
(ЦИАМ им. П.И. Баранова)*

В работе даны базовые соотношения (из уравнений движения вихревой механики) и рассчитанные по ним значения структурных параметров процесса критического теплогазоаэродинамического (ТГАД) «клина», созданного встречной струей горючего над поверхностью авиакосмического летательного аппарата.

Приводятся ожидаемые теоретические зависимости технико-экономических характеристик бокового критического ТГАД-клина (обтекателя) от числа Маха набегающего воздушного потока.

Анализируются уже имеющиеся опытные данные «сверхкритических» значений углов отклонения сверхзвуковых воздушных потоков перпендикулярными и встречными струями горючего.

По результатам работы делается вывод о существенно большей экономичности и динамичности ТГАД-управления авиакосмическим летательным аппаратом по сравнению с графитовыми рулями или газодинамическими двигательными реактивными устройствами.

РЕЗУЛЬТАТЫ АНАЛИЗА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ НОВЫХ ТЕПЛОГАЗОАЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ДВУХКОНТУРНЫХ КАМЕР И СОПЕЛ НА ВСТРЕЧНЫХ СТРУЯХ ГОРЮЧЕЙ СМЕСИ

*А.Г. Прудников, Н.П. Дуленов, М.Р. Колиев, В.В. Северинова,
Г.Д. Харчевникова (ЦИАМ им. П.И. Баранова)*

В настоящей работе анализируются результаты нового цикла экспериментальных исследований ЦИАМ-РАН 2001-2005 гг. кормовых двухконтурных ТГАД-обтекателей закрытого типа (под обечайкой), или

двухконтурных ТГАД-камер и сопел, организованных встречными потоками воздуха и горюче-воздушной смеси соответственно второго и первого контура. Оцениваются возможные технико-экономические характеристики таких ТГАД-обтекателей «донной тяги», в том числе и открытого типа (внешнего горения второго контура без обечайки).

Анализируются принципиальные отличия российских двухконтурных ТГАД-камер от аналогичных американских «двухкамерных» ТГАД схем организации рабочего процесса.

По результатам анализа работ университета Джона Гопкинса (США), ЦИАМ, ИТПМ, ИПРИМ (Россия) делается основной вывод о преимуществах двухконтурности «типа следа» ($u_2 > u_1$ – Россия) перед «струйной двухкамерностью» ($u_1 \geq u_2$ – США).

О ВЗАИМОДЕЙСТВИИ ТРАНСЗВУКОВЫХ ВОЗДУШНЫХ ПОТОКОВ В ДВУХ КОАКСИАЛЬНЫХ СООБЩАЮЩИХСЯ ЦИЛИНДРАХ

А.Г. Прудников, М.Р. Колиев, В.В. Северинова

(ЦИАМ им. П.И. Баранова),

П.К. Третьяков (ИТПМ СО РАН),

paveltr@itam.nsc.ru

В настоящей работе анализируются результаты лабораторных экспериментов ЦИАМ-ИТПМ 1993 г. на основе уравнений движения вихревой механики реагирующих сред.

Решается обратная и прямая задачи определения девяти структурных параметров и четырех технико-экономических характеристик известных теплогазоаэродинамических процессов. Дается сравнительный анализ результатов эксперимента и многомерной методики с классической одномерной методикой определения «теплогазодинамической температуры горения».

Результаты анализа подтверждают сделанный ранее вывод о возможности создания теплогазоаэродинамических камер и сопел трех новых видов с лучшими массово-габаритными и моментными характеристиками, чем у известных реактивных исполнительных устройств с твердотельными соплами Виташинского и Лавала.

**ТЕПЛОГАЗОАЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ
И ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ
ЛОБОВЫХ ЖИДКО-ВОЗДУШНЫХ И ГАЗОВОЗДУШНЫХ
ОБТЕКАТЕЛЕЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
АВИАКОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*А.Г. Прудников, Н.Н. Захаров, М.Р. Колиев, В.В. Северинова
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),*

Ю.Н. Нечаев (ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского)

В настоящей работе даны базовые соотношения, определяющие ТГАД-параметры и ТЭХ активных лобовых ЖВО и ГВО авиакосмических систем выхода и схода с орбиты используемых в качестве:

- дублирующей системы активного заградительного охлаждения авиакосмического аппарата;

- глубокого регулирования его аэродинамического сопротивления, управления и тяги одним из ряда разработанных в России бортовых экологически чистых эндотермических пожаробезопасных (суспензионных и пастообразных) энергоносителей.

Дается сопоставление опубликованных ранее расчетных параметров ЖВО с полученными опытными данными.

Одним из выводов по результатам работы является вывод о возможности безопасного управляемого спуска спасаемой кабины космонавтов в любой точке земной поверхности.

**РАЗРАБОТКА КАМЕР СГОРАНИЯ ДЛЯ КОМБИНИРОВАННОЙ
СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ГИПЕРЗВУКОВОГО
САМОЛЕТА-РАЗГОНЩИКА**

*В.Н. Строкин, А.В. Кудрявцев, Е.Д. Свердлов
(ЦИАМ им. П.И. Баранова), strokin@ciam.ru*

Обсуждаются основные проблемы, которые возникают при создании камер ПВРД и ТРДДФ, входящих в состав комбинированных двигательных установок (КДУ) авиационно-космических разгонных систем (АКС), работающих при числах $M_p = 0 \dots 7$.

Рассмотрены результаты экспериментальных исследований горения водорода, метана и керосина в модельных камерах сгорания, применительно к условиям работы в камерах сгорания КДУ.

**ОПТИМИЗАЦИОННЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЕНТИЛЯТОРА
ТРДД С БОЛЬШОЙ СТЕПЕНЬЮ ДВУХКОНТУРНОСТИ**

Г.В. Кретинин, К.С. Федечкин, А.Н. Попов
(ВИА им. проф. Н.Е. Жуковского),
gkretinin@newmail.ru

Целью настоящей работы являлось исследование возможностей улучшения параметров ТРДД с высокой степенью двухконтурности с учетом оптимизации геометрических параметров вентилятора. Особенности конструктивной схемы двигателя, а именно малое расстояние между лопатками вентилятора и разделителем потоков, не позволяют получать адекватные результаты на основе характеристик КНД, полученных с использованием одномерных и двумерных методов расчета. Поэтому расчетные исследования особенностей течения и оптимизация геометрических параметров лопаточного венца проводились с использованием трехмерных методов расчета, основанных на решении уравнений Навье-Стокса.

В результате проведенных исследований было установлено, что анализ эффективности и оптимизацию параметров вентилятора в системе двухконтурного двигателя рассматриваемой схемы необходимо осуществлять на основе трехпараметрических характеристик, позволяющих корректно учитывать изменение параметров потока при изменении степени двухконтурности. Для расчета трехпараметрических характеристик и их интеграции в математическую модель двигателя была разработана специальная методика, основные особенности которой приводятся в данной работе.

В работе анализируются различные варианты модификации вентилятора и их влияние на протекание характеристик рассматриваемого двигателя.

**СВЕРХЗВУКОВЫЕ И ГИПЕРЗВУКОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ,
ПРИМЕНЯЕМЫЕ В ТУРАЕВСКОМ МКБ «СОЮЗ» ПРИ
СОЗДАНИИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Ю.Т. Руднев, И.И. Костенко, А.М. Терешин
(Тураевское МКБ «Союз»),
tmkb@mail.ru

В работе представлены проведенные в ТМКБ «Союз» некоторые результаты разработок сверхзвуковых и гиперзвуковых ПВРД для высокоскоростных летательных аппаратов.

На базе концепции сверхзвуковой ракеты Х-31 (а также, ракеты ЗМ-80Е) получено, что многоканальное воздухозаборное устройство,

обслуживающее один ПВРД, обладает существенными отличительными характеристиками по сравнению с традиционными одноканальными. Расчетные оценки и экспериментальные исследования позволили в первую очередь определить значительное влияние корпуса летательного аппарата на внутренние характеристики воздухозаборного устройства и, как следствие, на характеристики всего двигателя. В частности, многоканальная компоновка воздухозаборного устройства (на X-31 вокруг корпуса размещены 4 диффузора) реализует абсолютно иное протекание помпажа и режимов срыва в отличие от одноканальных схем. Также получено, что реализуемые характеристики двигательной установки в большой степени зависят от угла атаки полета летательного аппарата.

Применительно к перспективным разработкам в последнее время в ТМКБ «Союз» проводятся исследования гиперзвуковых прямооточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД). Рассматриваются ГПВРД плоской конфигурации, как наиболее интегрируемые с корпусом летательного аппарата. ГПВРД исследуются на разных видах топлива для летательных аппаратов различного назначения. Основными результатами наземных экспериментов в аэродинамических трубах ЦАГИ, ЦИАМ, МАИ для исследованных чисел $M = 5 \dots 7$ явились:

- реализация устойчивого рабочего процесса в ГПВРД со сверхзвуковым горением в камере сгорания ($M_{кс} = 1.1 \dots 1.2$);
- доведение полноты сгорания до величины $\eta = 0.95$ при оптимальных вариантах концепций проточной части ГПВРД;
- сохранение целостности основных элементов ГПВРД на всех исследованных режимах.

Дальнейшее исследование ГПВРД и сопутствующих задач в ТМКБ «Союз» планируется на гиперзвуковых летающих лабораториях, которые позволят обеспечить полное моделирование всех условий комплексного воздействия на двигатель аэродинамических и тепловых нагрузок на режимах с числами $M = 6 \dots 8$ и более. Для этих целей предполагается использование концепций лабораторий на базе воздушного старта с применением в качестве разгонных и маршевых ступеней известных и отработанных на практике высокоскоростных ракет.

**БОРТОВАЯ СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЯ СИЛЫ ТЯГИ ОТ БЛОКА
КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО
ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ВРД**

***В.Л. Семенов, С.Ю. Мензульский
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),
e-mail: semenov@ciam.ru***

Проточный тракт высокоскоростного прямого ВРД, интегрированный с нижней поверхностью фюзеляжа летательного аппарата, функционально разделяется на три части: воздухозаборное устройство, камера сгорания и сопло. Каждая из этих частей вносит свою составляющую в результирующую силу тяги двигателя. Однако прямое определение её возможно только в лётном испытании. При этом необходимо очень точно измерять ускорение летательного аппарата и определять его массу в тот же момент времени. Но в соответствии с общепринятой методологией создания двигателей летательных аппаратов оценка тяги двигателя перед лётными испытаниями проводится на земле с использованием результатов испытаний на наземных стендах в высотных условиях, а также физического и математического моделирования.

В основу данной системы положена идея разделения усилий от блока камеры сгорания таким образом, чтобы вес её и боковые нагрузки (например, от аэродинамических или инерционных сил) воспринимались подвижными в продольном направлении узлами подвески, а сила от тяги – датчиками, рассчитанными на измерения в продольной плоскости аппарата. В качестве узлов подвески используются четыре пары установленных на одном валу сдвоенных подшипников, вставленных в специальные направляющие. Это также даёт возможность компенсировать термическое расширение камеры в продольном направлении. Для ликвидации последствий термического расширения двигателя в поперечном направлении, окончания валов выполняются в виде полусфер с антифрикционным покрытием и упираются в пружинную пластину. Подобная конструкция надёжно фиксирует двигатель от перемещения в вертикальной и поперечной плоскостях ЛА. В продольной плоскости усилия воспринимают два датчика балочного типа. Этот вариант является наиболее простым, так как не требует установки на аппарат дополнительных сложных конструкций. Предложенная конструкция, не требуя больших затрат в изготовлении и доводке, позволяет с высокой точностью измерять силу от тяги блока камеры сгорания в лётных условиях для последующей верификации результатов измерений на стенде.

**ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ОХЛАЖДЕНИЯ УГЛЕВОДОРОДНЫМ
ТОПЛИВОМ ТЕПЛОНАПРЯЖЕННЫХ КАМЕР СГОРАНИЯ
ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ВРД**

*В.Ю. Александров, М.А. Ильченко, Е.А. Фоломеев
(ЦИАМ им. П.И. Баранова)*

Разработка технологий эффективного охлаждения углеводородным топливом (УВТ) для проектирования и изготовления теплонапряжённых конструкций камер сгорания (КС) с рабочей температурой до 3000 К является одной из основных задач для создания перспективных высокоскоростных ВРД. Решение такой проблемы возможно с использованием новых жаропрочных материалов, применением теплозащитных покрытий, эффектов термодеструкции углеводородных топлив, интенсификации теплообмена. На первоначальном этапе требуется определить тепловое состояние внутренней стенки, разделяющей высокотемпературные продукты сгорания и поток хладагента (УВТ). С этой целью решается сопряжённая задача стационарного теплообмена, моделирующая процесс передачи тепла между двумя потоками (высокотемпературного газа и охладителя) через разделяющую стенку. Методика расчёта основывается на равновесной химической термодинамике продуктов сгорания воздуха с УВТ, реальных термодинамических и теплофизических свойств хладагента – УВТ и равенства тепловых потоков при теплопередаче. Алгоритм расчёта построен таким образом, чтобы его можно было применять для обработки экспериментальных результатов, полученных при исследовании процессов горения в каналах.

Исходными данными являются: массовые расходы компонентов и статические давления в различных продольных сечениях КС. Полная температура высокоэнтропийного потока рассчитывалась по распределению статического давления в проточном тракте. Расчет тепловых потоков и температур стенки с горячей и холодной сторон проводился итерационным методом при заданных на стенке граничных условиях. Результаты расчётов позволяют получить требуемый минимальный расход хладагента для того, чтобы температура стенки на всей длине не превышала допустимого значения. Для сравнения была решена задача, когда поверхность стенки со стороны высокотемпературного потока была покрыта теплозащитным слоем двуокиси циркония толщиной 3мм. Результаты расчётов позволяют оценить эффективность предложенного мероприятия. В первом случае определить снижение температуры стенки при условии сохранения одинакового значения минималь-

ного расхода УВТ. В другом варианте при заданной допустимой температуре стенки оценить снижение минимального расхода хладагента.

**ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ РАЗМЕРНОСТИ И ПРОГРАММЫ
УПРАВЛЕНИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С КРЕЙСЕРСКИМ
ЧИСЛОМ МАХА $M=6$**

В.М. Левин, В.Н. Карасев

(Московский авиационный институт им. С. Орджоникидзе)

В настоящее время за рубежом ведутся интенсивные научные и конструкторские разработки ЛА с различными типами силовых установок для полета с числами Маха $M = 5 \dots 7$, летные испытания которых планируются в 2008...2010 гг. В данной работе исследуется возможность создания относительно простой комбинированной силовой установки (КСУ), состоящей из твердотопливного ракетного разгонщика и маршевого двигателя СПВРД, работающего на авиационном керосине. Рассмотрены вопросы, касающиеся выбора оптимальной размерности КСУ с учетом аэродинамических и весовых характеристик ЛА, весового соотношения разгонщика и маршевого двигателя, а также вопросы согласования характеристик воздухозаборника, камеры сгорания и реактивного сопла СПВРД. Промоделированы динамические характеристики системы. Исследованы возможности увеличения эффективности ЛА при управлении проточной частью СПВРД в полете. На расчетном примере показано, что данный тип силовой установки достаточно эффективен и может быть реализован с помощью имеющихся технологий.

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ЗАПУСКА И РАБОТЫ
ВЫХОДНОГО УСТРОЙСТВА РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ
С КОЛЬЦЕВЫМ СОПЛОМ**

*В.А. Левин (Институт автоматики и процессов управления
ДВО РАН, г. Владивосток),*

*Н.Е. Афонина, В.Г. Громов, Г.Д. Смехов, А.Н. Хмелевский
(Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова),*

*В.В. Марков (Математический институт
им. В.А. Стеклова РАН, г. Москва)*

khmelevsky@imec.msu.ru

Требование улучшения удельных параметров авиационных воздушно-реактивных двигателей заставляет, наряду с совершенствовани-

ем конструкций традиционных схем двигателей, искать новые, перспективные схемы двигателей и принципы организации их рабочего процесса. К числу таких перспективных двигателей относятся реактивные двигатели, использующие новую технологию двухстадийного сжигания топлив в выходном устройстве с кольцевым соплом. При этом первая стадия сжигания происходит в дозвуковом генераторе энергонасыщенной среды, из которого подготовленные компоненты поступают в сверхзвуковое радиальное кольцевое сопло (высокочастотную камеру сгорания - резонатор) с полузамкнутой полостью в качестве тяговой стенки. Подобная схема выходного устройства имеет большие потенциальные возможности с точки зрения её применения, например, для реализации бесклапанного высокочастотного пульсирующего детонационного двигателя. Первым этапом развития работ по созданию и применению в авиации подобных схем тяговых устройств в реактивных двигателях является всестороннее экспериментальное исследование физико-химических и газодинамических процессов, происходящих в элементах его проточного тракта, и создание верифицированных математических моделей, описывающих нестационарные процессы распространения высокотемпературных волн горения и детонации в каналах сложной формы.

В докладе представлены результаты параметрических расчётов нестационарного течения ацетилено-воздушной горючей смеси в процессе запуска и в рабочем режиме выходного устройства реактивного двигателя с кольцевым соплом, иллюстрирующие основные особенности динамики газодинамических и термохимических процессов в резонаторе. Приведены оценки влияния геометрических параметров тягового модуля и параметров горючей смеси на средние и пульсационные характеристики двигателя. Сопоставление результатов, полученных с использованием различных моделей газовой среды с данными экспериментов по измерению давлений и тяги, позволило, с одной стороны, выяснить влияние учёта вязкости газа на расчётные значения тяговых характеристик двигателя, и, с другой, верифицировать применяемые оригинальные расчётные модели течения.

Работа поддержана РФФИ (проекты №№05-01-0004, 05-08-33391).

**РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ЭЖЕКТОРНЫХ
УСИЛИТЕЛЕЙ ТЯГИ, РАБОТАЮЩИХ В ВЫСОКОЧАСТОТНОМ
ПУЛЬСИРУЮЩЕМ ПОТОКЕ ГАЗА**

**Ф.А. Слободкина, В.В. Малинин
(ЦИАМ им. П.И. Баранова)**

В последние годы установлено, что эжекторный процесс с пульсирующей струей при определенных механико-геометрических соотношениях способен значительно увеличивать прирост массы и импульса пассивного газа по сравнению со стационарным процессом. Это явление обусловлено возникновением в эжекторном канале разделенных структур с преимущественным увеличением дополнительной массы в волнах разрежения с малой диссипацией энергии.

В данной работе предлагается математическая модель, описывающая течение в эжекторе с пульсирующей активной струей. Модель построена на трёхмерных по пространственным координатам нестационарных уравнениях газовой динамики с переменными по времени граничными условиями, которые имитируют периодическое по времени открытие - закрытие сечения канала, по которому поступает активный газ. Проведен анализ параметров, управляющих процессом в канале эжектора с пульсирующей активной струей.

Разработан соответствующий комплекс алгоритмов и программ, позволяющий проводить расчеты газодинамического процесса в канале импульсного эжектора (ИЭ) при различных сочетаниях управляющих параметров и при его совместной работе с высокочастотным резонатором при различных температурах поступающего в него воздуха. Обнаружен эффект усиления прироста тяги при повышении указанной температуры.

**ФОРМИРОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА
СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ МНОГОЦЕЛЕВОГО
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ЧИСЛОМ М ПОЛЕТА 4...5**

**А.В. Луковников (ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского)
e-mail: lukovnikof@mail.ru**

Рассматриваются вопросы по выбору схемных решений и параметров различных типов силовых установок (СУ) для сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) до чисел $M=4...5$. Делаются выводы о возможности создания СУ для таких скоростей полета на базе традиционных схем ГТД, что значительно проще в технической реализации по сравнению со сложными комбинированными СУ. Оценка

эффективности различных схем СУ производится по критериям самолета: дальности полета, массы полезной нагрузки и т.д.

В качестве эффективного инструмента формирования предварительного облика СУ в системе ЛА с учетом вопросов его аэродинамического и объемно-массового проектирования; интеграции и согласования характеристик ЛА и СУ предлагается программа «Самолет–Двигатель». В данной программе производится также оценка влияния типа применяемого топлива (керосин, метан, водород) на оптимальный облик ЛА и его СУ.

Разрабатываемый инструментально-программный комплекс позволяет осуществлять параметрические и оптимизационные исследования на ЭВМ, результаты которых могут быть использованы для выработки рекомендаций по выбору наиболее выгодных типов и параметров СУ для перспективных и модернизируемых ЛА различного целевого назначения.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСЧЕТА
ПАРАМЕТРОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ПУЛЬСИРУЮЩИМИ
ДЕТОНАЦИОННЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ В СИСТЕМЕ
«ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ–СИЛОВАЯ УСТАНОВКА»**

*А.А. Мохов, А.В. Луковников (ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского)
e-mail: mohov_2006@mail.ru*

Пульсирующие детонационные двигатели (ПудД) являются новым перспективным типом двигателей для применения их на различных типах летательных аппаратов (ЛА). В нем реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу со сгоранием топлива при постоянном объеме, а поэтому более экономичным, чем цикл Брайтона, используемый в существующих газотурбинных двигателях. В данной работе рассматривается схема силовой установки (СУ) на базе ПудД, отличающимся полным отсутствием каких-либо клапанов и систем принудительного зажигания. Пульсирующий процесс в таком двигателе возникает за счет возбуждения высокочастотных автоколебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняющимся специально подготовленной топливно-воздушной смесью, а выделение теплоты, усиливающее амплитуду этих колебаний, происходит вследствие детонационного сгорания этой смеси в ударно-волновых структурах, периодически образующихся в газодинамическом резонаторе. Для предварительного сжатия воздуха и топливовоздушной смеси при подаче ее в специальные тяговые модули ПудД используется генератор сжатого воздуха (ГСВ), представляю-

щий собой обычный газотурбинный двигатель с отбором воздуха из-за компрессора.

Разработанная математическая модель (ММ) СУ на базе ПудД включает в себя ММ тяговых модулей, построенную на обобщении экспериментальных испытаний, и ММ ГСВ, построенную на базе системы нелинейных алгебраических уравнений, описывающих условия совместной работы элементов ГСВ. Выбор оптимальной схемы и параметров ГСВ является одной из задач, решаемых в данной работе. При проведении расчетов было получено, что для обеспечения работы тяговых модулей ПудД не требуются высокие значения степени повышения давления в компрессоре и температуры газа перед турбиной, что существенно упрощает техническую реализацию ГСВ. Этим предопределяется также простота конструкции, малый вес, высокий ресурс и низкая стоимость ГСВ и ПудД в целом по сравнению с ГТД, применяемыми в авиации в настоящее время.

Излагаются результаты схемно-конструкторских проработок ПудД различного целевого назначения для беспилотных летательных аппаратов и крылатых ракет, дозвуковых самолетов местных линий, а также в качестве пульсирующих детонационных форсажных камер сгорания ТРДДФсм, работающих на воздухе, отбираемом от наружного контура. Для оптимизации облика СУ ЛА используется разработанная ММ «ЛА–СУ», позволяющая рассчитывать тягово-экономические и удельно-массовые характеристики СУ, а также аэродинамические и объемно-массовые характеристики ЛА. Оценка сравниваемых двигателей производится по критериям эффективности самолетного уровня. Проведенные оптимизационные исследования позволили установить рациональную схему, оптимальные параметры и программу управления ГСВ и ПудД в целом.

ПАРАМЕТРИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ДЕТОНАЦИОННЫХ ВОЛН СГОРАНИЯ В ТЯГОВЫХ МОДУЛЯХ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Ю.Н. Нечаев, Чэнь-Синь

(ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского)

К настоящему времени авиационные двигатели традиционных схем в значительной степени исчерпали возможности существенного улучшения своих удельных параметров. Назрела проблема создания новых более эффективных двигателей. Одним из путей ее решения яв-

ляется переход от цикла с подводом тепла при постоянном давлении к циклу с детонационным сгоранием топлива.

Анализ термодинамической эффективности цикла пульсирующих детонационных двигателей (ПудД) изложен [1], где выведены соотношения для определения работы цикла, термического КПД и удельных параметров этих двигателей.

В работе представлена система уравнений для расчета параметров детонационных волн сгорания при их различной интенсивности. На базе этих уравнений произведено параметрическое исследование детонационных волн сгорания ПудД с наддувом с учетом потерь, связанных с необратимостью процесса подвода тепла в детонационных волнах сгорания. Анализируются энтропийные характеристики детонационного процесса и теоретически доказывается предположение, сделанное в [2], о невозможности улучшения характеристик ПудД за счет использования пересжатых и отраженных детонационных волн.

Рассматриваются и сравниваются удельные параметры тяговых модулей ПудД при двух вариантах их установки: когда подача рабочего тела в тяговые модули осуществляется из-за компрессора генератора сжатого воздуха и когда тяговые модули устанавливаются в потоке горячего газа на выходе из турбины. Показано, что второй способ установки тяговых модулей является термодинамически более выгодным. Улучшение экономичности, оцениваемой по удельному расходу топлива, может достигать 30 ... 40 %.

Литература

1. Нечаев Ю.Н. Термодинамический анализ рабочего процесса пульсирующих детонационных двигателей. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 2002.
2. Илларионов А.А., Нечаев Ю.Н. Оценка термодинамической эффективности и выбор оптимальных параметров ПудД с наддувом. В сб. «Проблемы создания перспективных авиационных двигателей», ЦИАМ, 2005.

АНАЛИЗ ВОЗДУШНЫХ ПРОДУВОК ТЯГОВЫХ МОДУЛЕЙ ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*А.А. Мохов, С.Ю. Ларионов
(ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского)*

На экспериментальном стенде ЭС-3М проводится серия испытаний тягового модуля ПудД оригинальной схемы. Рабочий процесс исследуемого на установке тягового модуля основана на использовании эффекта Гартмана–Шпренгера. При подборе определенных геометриче-

ских и газодинамических параметров в резонаторе тягового модуля, выполненном в форме шарового сегмента, возникают автоколебания высокой частоты.

Задачей проводимых испытаний является определение рациональных геометрических и газодинамических параметров тяговых модулей, замер частот пульсаций давления, а так же испытание эжекторного усилителя тяги при работе его в нестационарной пульсирующей струе.

Испытания предполагается провести в три этапа:

- «холодные» продувки (без сжигания топлива);
- «горячие» продувки (с двухстадийным сжиганием топлива);
- испытания эжекторного усилителя тяги в нестационарной струе.

В настоящее время закончен первый этап испытаний, в ходе которого была замерена весовым способом тяга при различных геометрических и газодинамических параметрах, а также проводились замеры температуры и давления на входе в тяговый модуль и на выходе из резонатора. Было проведено сравнение полученных величин тяги с тягами эталонных сопел Лаваля и звукового сопла. Выявлены закономерности влияния температуры, давления и площади кольцевого сопла тягового модуля на величину получаемой тяги.

Полученные результаты позволят приступить к созданию прототипа ПудД для его летных испытаний и последующей доводки.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ГАЗОВ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ СИСТЕМ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ–СИЛОВАЯ УСТАНОВКА– ТОПЛИВО»

*А.В. Луковников, В.В. Разносчиков, А.И. Чепанов
(ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского),
kriogen@mail.ru*

На адекватность получаемых расчетным путем характеристик авиационных силовых установок (СУ) кроме уровня математического моделирования ее элементов значительное влияние оказывает достоверность используемых теплофизических свойств воздуха и продуктов сгорания, участвующих в рабочем процессе СУ. Традиционно осуществляется приближенный расчет теплоемкости при постоянном давлении C_p , газовой постоянной R и показателя адиабаты k в функции от температуры рабочего тела в каких-то характерных сечениях проточной

части двигателя (на входе в компрессор, на выходе из камеры сгорания, после камеры смешения и др.).

Авторами разработана методика и математическая модель рабочего тела – воздуха и продуктов сгорания, позволяющая рассчитывать около 15 теплофизических показателей рабочего тела с учетом влияния температуры и давления в каждом сечении двигателя, а также позволяет определять состав рабочего тела из 14 элементов ($N_2, O_2, CO_2, H_2O, Ar, CO, H_2, OH, NO, H, O, N, C, CH$) с учетом его диссоциации и рекомбинации. Особенно ярко это влияние проявляется в комбинированных СУ, где температуры и давления рабочего тела изменяются в очень широких пределах.

Произведен сравнительный анализ предлагаемого способа расчета теплофизических свойств газов с традиционными, показано влияние учета температуры и давления рабочего тела на протекание интегральных характеристик СУ – тяги и удельного расхода топлива.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК КРИОГЕННЫХ НАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК

*А.М. Кашеваров, В.В. Разносчиков
(ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского)*

Криогенные насосные агрегаты (КНА) являются неотъемлемой частью силовой установки на криогенном топливе. От достоверности расчета характеристик КНА зависит адекватность характеристик двигателя в целом. Авторами проведена работа по анализу алгоритмов расчета характеристик существующих ракетных турбонасосных агрегатов, как прототипов авиационных КНА. Изучены проблемы и методы проектирования КНА двигателей самолета Ту-155.

В докладе представлен алгоритм и результаты расчета характеристик КНА, имеющий некоторые преимущества по сравнению с имеющимися в открытой печати. Первой особенностью разработанного алгоритма расчета характеристик КНА является возможность использования в качестве рабочего тела различных криогенных топлив (водорода, метана, пропана и др.). Вторая особенность – это возможность габаритно-массового расчета с учетом способа подвода крутящего момента к КНА и прочностных требований.

Разработанный алгоритм и созданная математическая модель КНА является частью комплексной математической модели «Летательный аппарат – силовая установка – топливо».

**МЕТОДИКА РАСЧЕТА ХАРАКТЕРИСТИК КРИОГЕННОГО
ТЕПЛООБМЕННИКА В СОСТАВЕ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*Р.В. Ефремов, В.В. Разносчиков, А.И. Чепанов
(ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского),
kriogen@mail.ru*

В состав комбинированных силовых установок на криогенных топливах, как правило, включены теплообменные устройства. В докладе приводятся основные особенности созданной авторами математической модели (ММ) криогенного теплообменника (ТО). Предлагаемый алгоритм расчета криогенного ТО учитывает различные аспекты и процессы. В частности, рабочими агентами могут быть воздух, продукты сгорания, криогенные топлива (водород, метан, этан, пропан и т.д.). Расчет теплофизических параметров рабочих агентов ведется во всех их агрегатных состояниях в функции от температуры и давления. Учитываются конструктивные особенности ТО (порядок укладки трубок, прочностные требования, физико-химическое воздействие рабочих агентов на материал ТО). ММ ТО моделирует работу ТО и в качестве нагревателя (например, в ракетно-турбинном двигателе пароводородной схемы), и в качестве охладителя (ТО перед компрессором ГТД). Направления движения тепловых агентов в ТО может быть встречным (противоточная схема) или попутным (прямоточная схема).

В докладе приводятся результаты проверки ММ ТО на адекватность. Рассматриваются области применения, границы устойчивой работы, условия сравнения с реальными объектами и величины погрешностей расчета по режимам и условиям сравнения. Производится оценка достоверности расчета ТО в составе силовой установки в рамках комплексной математической модели «Летательный аппарат – силовая установка – топливо».

**ЭЖЕКТОРНЫЙ ПРЯМОТОЧНЫЙ
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ**
*И.С. Лебедеко, Ю.И. Лебедеко, В.И. Лебедеко
(Тулский государственный университет),
e-mail: lu210570@uic.tula.ru*

Предложен новый способ работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) и устройство для его реализации. Способ основан на использовании энергии топлива сжатого и нагретого до сверхкритических параметров вещества.

Сверхзвуковая струя паров (точнее газа) топлива эжектирует только такую часть воздуха, которую может разогнать до звуковой, то есть критической скорости [1]. Далее в расширяющемся сопле эта струя может разогнаться и до сверхкритических скоростей.

Описанный выше эжекторный газогенератор сверхзвуковой струи или блок из таких генераторов помещают в эжекторный усилитель тяги, в котором дожигается горючее [2]. Благодаря эжекторному газогенератору сверхзвуковой струи, который исполняет роль компрессора в турбинном воздушно-реактивном двигателе, эжекторный ПВРД может стартовать с места без разгона. Таким образом, новизна предлагаемого решения заключается в замене турбокомпрессорных двигателей, господствующих в современной авиации на эжекторные ПВРД, не имеющие подвижных механических частей, передающих большие мощности. Новизна подтверждается патентом авторов [3].

На начальном этапе освоения эжекторных прямоточных двигателей предполагается их использование в малой дозвуковой авиации. По мере накопления научных и практических знаний возможно их внедрение и в сверхзвуковую авиацию. В настоящее время для продвижения разработки требуется проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ.

Литература

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч 1. Учебное руководство для вузов. – 5 изд., перераб. и доп. – М.: Наука., Гл. ред. Физматлит, 1991. - 600 с. С. 200 – 215.

2. Авиационные эжекторные усилители тяги./ В.Г.Ененков, А.Л.Клячкин, В.М.Супрун, - М.: Машиностроение, 1980, - 135 с.

3. Патент RU 2264554 С 2 МПК⁷ F 02 К 7/08 «Способ работы прямоточного воздушно-реактивного двигателя и устройство для его реализации» Заявка 2003121702/06 от 14 07 2003. Опубликовано 20.11.2005 Бюл. №32].