

Секция 15

Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов**МЕТОДОЛОГИЯ ПРОЕКТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И РАЗРАБОТОК КОМБИНИРОВАННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ВКС И АКС**

*А.И.Ланшин, О.В.Соколова
(ЦИАМ им. П.И.Баранова)*

Гиперзвуковые двухступенчатые авиационно-космические системы (АКС) и одноступенчатые воздушно-космические самолеты (ВКС), использующие атмосферный воздух в качестве рабочего тела своих силовых установок, являются перспективными типами многоцветных космических транспортных систем (МКТС) являются. учитывая, что ВРД не обеспечивают разгон МКТС от взлета до 1-й космической скорости, а жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) имеют низкую экономичность на начальном этапе полета, ключевой проблемой для создания ВКС и АКС является разработка комбинированной силовой установки (КСУ).

Сложность формирования технического облика КСУ АКС и ВКС обусловлена иерархической структурой объектов разработки, широким диапазоном условий и режимов работы КСУ, многовариантностью, многофакторностью и многокритериальностью выбора ее схемы, включая зависимость выбора состава и схемы КСУ от типа, назначения и стартовой массы МКТС, возможностей “двойного” применения разрабатываемых технологий, двигателей, КСУ в целом, от наличия ограничений, связанных, в частности, с наличием и перспективами развития конструкционных и теплозащитных материалов, в первую очередь легких жаропрочных композиционных материалов, наличием и перспективами развития производственно-технологической и экспериментальной базы, необходимостью учета стохастического характера задачи, интеграции КСУ и планера и др.

Поэтому необходима специализированная методология проектных исследований КСУ ВКС и АКС, включающей этапы: *системных исследований*, завершающихся определением номенклатуры рациональных вариантов КСУ для последующих исследований; *обоснование кон-*

структивно-схемных решений КСУ и отдельных узлов с выбором двух-трех вариантов КСУ для более детальной проектной проработки; проектная проработка (в рамках НИР) компонентов выбранных вариантов КСУ для конкретной МКТС с уточнением программы отработки ключевых технологий КСУ.

Наиболее полно указанная методология применена в рамках проведенных (в 1993...2003 гг.) Российским космическим агентством исследований по определению стратегии развития МКТС и накопления научно-технического задела для их создания в XXI веке.

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТКИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Б.Л.Жирников, М.А.Иванькин, Г.Н.Лаврухин, В.П.Старухин,
А.Ф.Чевагин, И.А.Егоров, А.Н.Поликарпов
(ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)*

Проведён анализ результатов программ разработки гиперзвуковых технологий, направленных на создание высокоскоростных ЛА и их силовых установок, выполненных за рубежом в течение последних 40 лет. Анализ и оценка состояния зарубежных программ выполнены с учётом расчётно-экспериментальных данных, полученных в нашей стране. Проанализированы основные аэродинамические характеристики разрабатываемых летательных аппаратов, достигнутый уровень разработки силовых установок и их основных элементов: воздухозаборника, камеры сгорания и реактивного сопла. Показано, что за более чем сорокалетний период разработки и исследований в области гиперзвуковых технологий создан научно-технический задел для практической реализации гиперзвуковых летательных аппаратов, в частности, получено экспериментальное подтверждение работоспособности прямоточных воздушно-реактивных двигателей для гиперзвуковых летательных аппаратов с числами M полета в диапазоне $M_{\pi} \approx 7 \dots 8$ и осуществлен успешный полет экспериментального демонстратора Х-43А.

Оценки ряда авторов продемонстрировали, что использование гиперзвуковых прямоточных ВРД для гиперзвуковых летательных аппаратов дает при числах M полёта выше 7 суммарную эффективность на уровне 25% по сравнению с использованием ракет – носителей одноразового использования.

Вероятными направлениями реализации гиперзвуковых технологий в ближайшей перспективе могут быть:

- создание управляемых гиперзвуковых ракет с умеренными числами $M_n \cong 4 \dots 7$;
- создание высокоточного ракетно-артиллерийского вооружения с числами $M_n \sim 3 \dots 6$;
- создание планирующих гиперзвуковых ЛА с использованием гиперзвукового ВРД для увеличения радиуса действия при числах $M_n \approx 10 \dots 15$.

Ближайшей перспективой является создание демонстрационных объектов для отработки гиперзвуковых технологий в летных экспериментах, а также предполагаемое принятие на вооружение в 2010 г. управляемых ракет HSSM или ARMD.

Создание многоразовых транспортных систем с гиперзвуковым прямоточным ВРД и числами $M \approx 15 \dots 20$ весьма проблематично из-за большого числа нерешенных проблем и отсутствия в настоящее время высокоэффективных и экономичных прямоточных двигателей.

Имеющиеся в публикациях данные позволили сделать некоторые обобщения по оценке аэродинамических характеристик ГЛА, характеристик силовых установок и их элементов. Показано, что реализация конкретных схем летательных аппаратов с высокоскоростными двигателями связана с трудностью обеспечения эффективной работы основных элементов силовых установок и невозможностью в ряде случаев проведения комплексных экспериментальных исследований двигателей в наземных условиях и в полёте. Сформулирована необходимость тщательной комплексной оценки каждого элемента силовой установки и всего двигателя в целом в системе конкретного летательного аппарата и создания летающего образца с работающей силовой установкой и полным моделированием течения во всех его элементах для доказательства эффективности её работы.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 03-01-00470).

РАЗРАБОТКИ И ИССЛЕДОВАНИЯ ТЕПЛООБМЕННИКОВ- РЕАКТОРОВ ТОПЛИВНЫХ СИСТЕМ ОХЛАЖДЕНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ПВРД

*Ю.М.Шихман, В.Е.Шлякотин, Л.В.Антылко
(ЦИАМ им. П.И.Баранова)*

В докладе приводятся некоторые результаты разработок, расчетов и экспериментальных исследований систем топливного охлаждения перспективного СПВРД гиперзвукового самолета-разгонщика АКС с $M_{n,max}=6$ и экспериментального ДППВРД, работающего на углеводородном эндотермическом топливе и предназначенного для комплексных стендовых исследований при $M_n=4 \dots 7$. Разработаны и верифицированы

методы расчета систем топливного охлаждения (СО) различных типов. Проведены испытания модельных ТР оболочкового типа.

Представлены облик СО полноразмерного СПВРД и данные сравнительного расчетного исследования ее параметров при $M_n=6$, схемы СО и конструкции охлаждаемых отсеков камеры сгорания экспериментального ДГПВРД, результаты расчетного исследования параметров СО камеры сгорания ДГПВРД с осесимметричным и прямоугольным проточными трактами. Анализируются физико-химические ограничения при экспериментальных исследованиях процессов в топливном тракте СО на моделях малой размерности. Рассматривается облик и параметры СО ДГПВРД с теплообменниками-реакторами, горячие стенки которых выполнены из высокотемпературного композиционного материала типа C-C или C-SiC. Показана возможность проведения испытаний экспериментального ДГПВРД не только на эндотермическом топливе, но и при использовании стандартного керосинового топлива РТ во всем диапазоне $M=4...7$.

Созданы модельные отсеки камеры сгорания (ОКС) ДГПВРД с ТР оболочкового типа, разработаны методы их испытаний на различных режимах – от холодных испытаний при максимальных давлениях топлива для определения прочностных и гидравлических характеристик ТР до ресурсных испытаний ОКС с ТР и горячих испытаний сборки модельных ТР, как аналога СО экспериментального ДГПВРД. Представлены результаты испытаний модельных ТР.

**РАЗРАБОТКА МОДЕЛИ И СТЕНДОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВОПРОСОВ ИНТЕГРАЦИИ
ПРОТОЧНОГО ТРАКТА ГПВРД И ПЛАНЕРА ГЛА
ПРИ ЧИСЛАХ МАХА 6...14**

***В.Л.Семенов, Г.А.Клеянкин, А.П.Иванов, Д.И.Серебряков
(ЦИАМ им. П.И.Баранова)
В.В.Кислых (ЦНИИМаш)***

Создание перспективных МКТС с горизонтальным стартом связано с разработкой КДУ, в состав которой входит ГПВРД.

Одним из сложнейших моментов является интеграции проточного тракта ГПВРД с нижней поверхностью планера ГЛА. Решение этого вопроса в основном находится путём экспериментальных исследований на масштабно-уменьшенных моделях ГЛА в газодинамических установках, на которых возможно воспроизведение реальных условий полёта при числах Маха $M_n=6...14$.

При разработке такой модели должны быть обеспечены следующие требования:

- адекватность воспроизведения условий обтекания;

- препарировка модели для измерений параметров потока на поверхности модели и в проточном тракте;
- динамическая прочность модели, подвергающейся ударным нагрузкам при испытаниях на поршневой газодинамической установке;
- адаптация со стендовым оборудованием и системой регистрации параметров.

В рамках рассматриваемой задачи был выбран масштаб модели, получены основные размеры и проведён расчёт аэродинамических характеристик и сил, действующих на модель в процессе испытания. В соответствии с этим были проведены расчёты на прочность основных элементов конструкции модели и узла крепления. На установке модель крепится за конец киля. Таким образом, поток обтекает всю поверхность модели. Узел крепления обеспечивает установку модели под разными углами атаки. Общая длина модели 800 мм, размах крыла 360 мм, высота 201 мм.

В целях обеспечения прочности соединения крыла с планером было принято решение изготовить модель планера из целой заготовки - сразу с крыльями без соединения крыла с фюзеляжем. В качестве материала использован алюминиевый сплав. Изготавливалась модель на пятикоординатном обрабатывающем центре. Киль модели выполнен из стального листа с полостью внутри, через которую проходят электропровода от датчиков давления и температуры, установленных внутри фюзеляжа.

Модель ГПВРД изготавливается отдельно и закрепляется в специальной нише фюзеляжа. Датчики на модели ГПВРД располагаются по верхней стенке для измерений полного и статического давлений.

На установке модель устанавливается за срезом аэродинамического сопла с помощью переходного кронштейна, который крепится в специальных центрах установки.

Параметры высокоэнтальпийного потока, создаваемого на установке, задавались в соответствии с типовой траекторией полёта ГЛА. При этом воспроизводилось число Маха, высота, число Рейнольдса. Нагрев воздуха осуществлялся по технологии многокаскадного способа сжатия, обеспечивающий программный рост энтропии рабочего газа, аналогичный процессам в ударных трубах, соответствующее повышение температуры (для воздуха освоены температуры 3500-4000К) при уровне давления до 250 МПа и продолжительности режима стационарного течения от 50 мсек до 1000 мсек и более.

Проведение экспериментальных исследований на разрабатываемой модели позволит получить необходимые данные для проектирования полноразмерного ГЛА, определения характеристик воздухозаборного устройства ГПВРД и распределения тепловых потоков по длине носо-

вой части модели до входа в камеру сгорания ГПВРД, а также изучить режимы течения в модели камеры сгорания.

В заключение необходимо подчеркнуть, что разрабатываемая модель базируется на новейших достижениях в области аэродинамики больших скоростей, изготовлена на новейшем оборудовании, препарирована высокоточными миниатюрными датчиками, включенными в автоматизированную систему измерений с высокой разрешающей способностью. Это даёт основание предполагать высокую вероятность успешного проведения этих исследований.

РЕЖИМЫ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ПВРД

*В.Ю.Александров, Д.Б.Жирнов, Ю.С.Мнацаканян,
Д.С.Мосеев, А.Н.Прохоров
(ЦИАМ им. П.И.Баранова)*

Под высокоскоростным ПВРД в данной работе подразумевается ПВРД с числами Маха на входе в воздухозаборное устройство (ВЗУ) двигателя больше единицы, что может соответствовать скорости летательного аппарата (ЛА) от чисел Маха полета $M_{п}$ больше единицы до чисел $M_{п} \sim 20$. Большое число проведенных экспериментальных исследований показало, что возможна реализация нескольких различных режимов горения в КС высокоскоростного ПВРД. В случае многопоясной подачи горючего, в КС ПВРД могут реализовываться разные режимы горения в разных поясах подачи. Для простоты описания полученных режимов работы рассмотрим двигатель с одним поясом подачи горючего в КС. В процессе разгона и полета ЛА, в КС ПВРД реально могут существовать три рабочих режима горения, соответствующих работе различных ПВРД. Это следующие режимы.

Первый – горение в дозвуковом потоке. Поток горючего может быть как сверх- так и дозвуковым. Данный режим можно назвать дозвуковым ПВРД (ДПВРД). *Второй* – горение в скачках уплотнения и дозвуковых зонах. Дозвуковые зоны горения могут являться отрывными зонами с обратными токами и просто зонами дозвукового течения газа. Они могут располагаться как у стенок, так и в основном потоке. Поток в месте подачи горючего сверхзвуковой. Так как в данном случае скорость потока переходит через скорость звука, то данный режим можно назвать трансзвуковым, а соответствующий ПВРД - трансзвуковым ПВРД (ТПВРД). *Третий* – горение в сверхзвуковом потоке. Поток в месте подачи горючего сверхзвуковой и остается сверхзвуковым ($M > 1$) на протяжении всей камеры сгорания. Несмотря на то, что данный режим соответствует рабочему процессу в камере сгорания ГПВРД (по устоявшейся терминологии), тем не менее, по

аналогии с двумя предыдущими режимами, предлагается называть данный ПВРД сверхзвуковым (СПВРД).

Для реализации эффективного рабочего процесса при всех вышеуказанных режимах горения необходимо обеспечить требуемое распределение горючего в поперечном сечении камеры сгорания, что может быть сделано только при использовании пилонов для подачи горючего.

Для первого режима необходимо предпринимать дополнительные меры, обеспечивающие воспламенение и стабилизацию горения в камере сгорания. Это может быть реализовано с помощью специальных воспламенителей и стабилизаторов. Для второго режима процесс горения стабилизируется в скачках уплотнения и дозвуковых зонах и не требует дополнительных мер. Реализуемость такого рабочего режима обуславливается достаточно высокими значениями температуры и давления окислителя и правильно выбранным расширением камеры сгорания для заданных коэффициентов избытка окислителя α . На третьем режиме воспламенение (самовоспламенение) горючего будет обусловлено высокими термодинамическими параметрами окислительного потока (воздуха), и процесс горения в основном будет зависеть от эффективности смешения сверхзвуковых потоков горючего и окислителя. Все три рабочих режима горения могут быть реализованы как в камере сгорания изменяемой геометрии, так и в комбинированной (с многопоясной подачей) камере сгорания фиксированной (неизменяемой) геометрии.

ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ КИСЛОРОДНОЙ КОНВЕРСИИ КЕРОСИНА В МНОГОРЕЖИМНОМ ПВРД

*О.В.Волощенко, С.А.Зосимов, А.А.Николаев, Г.П.Носков,
Е.А.Мещеряков, В.Н.Острась, Н.Л.Рогальский,
В.Н.Серманов, В.П.Старухин
(ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)*

Рассматриваются ПВРД, использующие технологию с химической регенерацией теплоты с одновременным преобразованием (конверсией) исходного углеводородного топлива в высокоактивную рабочую смесь, состоящую в основном из водорода и монооксида углерода. Эта технология направлена на повышение коэффициента полезного действия СУ, их топливной экономичности и улучшения энергетических и экологических характеристик горения.

В качестве преобразования углеводородного топлива рассматриваются водяная, углекислотная или кислородная термохимическая конверсия. Обычно процессы термохимической конверсии проводят в специальных реакторах. В качестве реакторов в КС СУ могут использоваться проточные каналы типа форкамер и автономные реакторы. Рабо-

чий процесс в проточных реакторах осуществляется при давлениях и скоростях потока, близких к их значениям в КС СУ. В качестве окислителя используется воздух.

Рабочий процесс в автономных реакторах может осуществляться при высоких давлениях и низких скоростях потока, во много раз отличающихся от их уровня в КС СУ. Это позволяет реализовать конверсию топлива в небольших по объему реакторах. В качестве окислителя может использоваться кислород.

Схема КС (с реактором прямооточного типа для разложения керосина или другого углеводородного топлива рис.1) представляет собой один из возможных вариантов промежуточной углекислотной и водяной конверсии углеводорода.

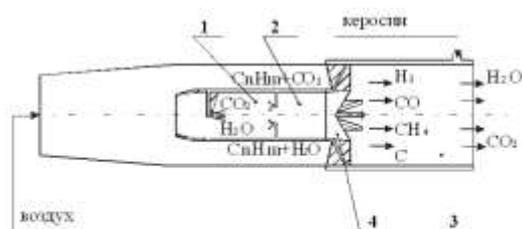


Рис.1 Схема камеры сгорания с проточным реактором

1-соплогенератор; 2-реактор; 3-камера сгорания; 4-смеситель

Возможна схема КС (с реактором автономного типа рис.2), где используется кислородная конверсия углеводорода. Использование в автономных реакторах в качестве окислителя кислорода может оказаться даже предпочтительней по сравнению с воздухом, поскольку на борту некоторых типов ЛА с комбинированной СУ предполагается наличие кислорода, часть которого может быть использована для конверсии топлива.

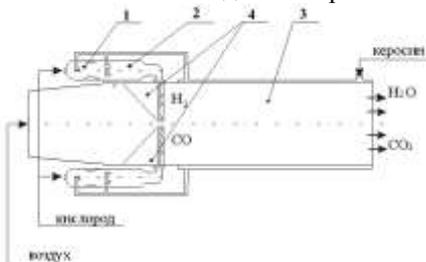


Рис.2 Схема камеры сгорания с автономным реактором

1-Генератор; 2-Реактор; 3-Камера сгорания; 4-Пилотаж

Проведены равновесные расчеты состава и свойств продуктов реакции в автономном реакторе на кислороде и керосине. В равновесном приближении без учета эффектов, связанных с трением и теплообменом были сделаны оценки тяговых характеристик и возможных режимов работы камеры сгорания модельного высокоскоростного ПВРД при наличии теплового запираания на выходе камеры сгорания.

РОБАСТНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ. ПРОБЛЕМЫ, ПУТИ ИХ РЕШЕНИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ

*И.Н.Егоров, Г.В.Кретинин, И.А.Леценко
(ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского)*

Процессы проектирования, доводки и модернизации таких сложных технических систем, как современные и перспективные авиационные или аэрокосмические силовые установки, неизбежно приводят к необходимости решения задач оптимизации. Использование традиционных (детерминированных) подходов к решению таких задач зачастую не позволяет получить желаемые результаты по следующим причинам:

- реализация результатов оптимизации в реальных условиях производства и эксплуатации всегда сопровождается технологическими погрешностями, приводящими к ухудшению показателей эффективности по сравнению с прогнозируемыми значениями;
- оптимизационные исследования базируются на использовании математических моделей, описывающих реальные процессы с определенной точностью, которая может быть недостаточной для определения экстремальных значений показателей эффективности;
- при проведении оптимизационных исследований принимается целый ряд допущений и предположений о достижимости тех или иных значений основных показателей перспективных двигателей.

В настоящей работе анализируется робастный подход к решению задач оптимизации проектных параметров и программ управления регулирующими элементами авиационных и аэрокосмических технических систем. Основная особенность этого подхода заключается в использовании для оценки качества того или иного технического решения вероятностных критериев, таких как: вероятность обеспечения того или иного показателя эффективности; значение показателя эффективности, обеспечиваемое с заданной вероятностью; вероятность удовлетворения заданным ограничениям и др. Приводятся примеры решения задач робастной оптимизации применительно к авиационным ГТД и их элементам. Анализируются перспективы развития математических моделей и методов оптимизации для решения задач данного класса.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В КОМБИНИРОВАННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ГЛА

*Ю.Н.Нечаев, А.В.Луковников, А.А.Илларионов, А.А.Мохов
(ВИА им. проф. Н.Е.Жуковского)*

Излагается методология оценки эффективности двигателей силовых установок (СУ) гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) с использованием комплексной математической модели системы «ГЛА-СУ-топливо», которая учитывает геометрические, объемно-массовые и аэродинамические характеристики ЛА, а также тягово-экономические и удельно-массовые характеристики КСУ и ее элементов для каждого рассматриваемого типа двигателей. Оценка эффективности КСУ осуществляется по критерию практической дальности полета $L_{\text{практ}}$.

По методологии, по которой ранее сравнивались СУ с турбопрямочными (ТПД) и пароводородными ракетно-турбинными двигателями (РТДп), в данном случае оцениваются пульсирующие детонационные двигатели (ПудД). Рассматривается схема ПудД с генератором сжатого воздуха (ГСВ), обеспечивающим постоянство давления p_m на входе в резонатор. Удельные параметры ПудД закладываются с учетом имеющихся экспериментальных и расчетных данных. Давление p_m и параметры ГСВ оптимизируются.

Программа полета ГЛА (зависимость высоты H от числа M полета) выбирается из условия $p_m = \text{const}$ по всей программе взлета-разгона-набора высоты и в условиях крейсерского полета при $M_{\text{кр.гип}} = 5$. С использованием указанной комплексной модели определяется $L_{\text{практ}}$ ГЛА для ТПД и РТДп при их работе на водороде и керосине, а для ПудД – при работе только на керосине.

Показано, что важнейшим удельным параметром, влияющим на $L_{\text{практ}}$, является эффективный удельный импульс двигателя СУ $J_{\text{уд.эф}}$. Зависимости $J_{\text{уд.эф}}$ от числа M при типовой программе полета для сравниваемых двигателей, работающих на режимах разгона-набора высоты при стехиометрическом составе ТВС, представлены на рис.1. Как видно, преимущество ПудД по $J_{\text{уд.эф}}$ состоит в том, что при работе на авиационном керосине они при $M_{\text{кр.гип}} = 5$ обеспечивают удельный

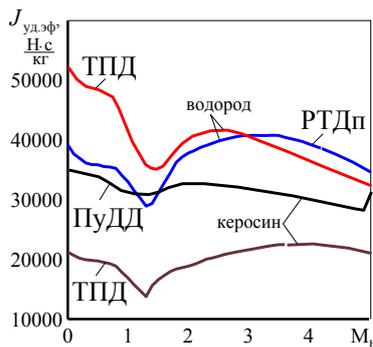


Рис.1. Изменение удельного импульса по числу M

импульс, соизмеримый с $J_{уд.эф}$ ТПД и РТДп при использовании в них в качестве топлива жидкого водорода, и он существенно выше, чем при использовании на этих двигателях керосина.

Сравнение рассматриваемых СУ, используемых в составе ГЛА, по практической дальности полета представлено на рис.2. Видно, что применение ПуДД при заданной полезной нагрузке обеспечивает более высокие значения $L_{практ}$, что объясняется двумя факторами: высокими значениями $J_{уд.эф}$ при $M_{кр.гип}$, а также более высокой плотностью керосина в сравнении с жидким водородом, что приводит к уменьшению объема топливных баков и самого ГЛА, а поэтому к лучшим его аэродинамическим и весовым характеристикам. В результате этого повышается аэродинамическое качество ГЛА (на 20...30%), снижается его взлетная масса и обеспечивается более высокая весовая отдача ГЛА по топливу.

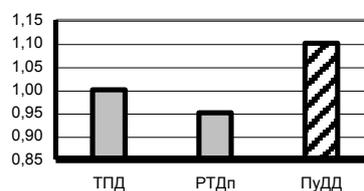


Рис.2. Сравнение дальностей полета ГЛА

ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С УЧЕТОМ ИХ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО И МАССОВОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ

А.В.Луковников

(ВВИА им. проф. Н.Е.Жуковского)

В настоящее время убедительно доказано (и это является принятой практикой при создании и разработке перспективных авиационных двигателей), что формирование облика и оценка эффективности силовых установок (СУ) должно производиться *только* в системе летательного аппарата. Не являются исключением и СУ для перспективных гиперзвуковых ЛА (ГЛА) различного целевого назначения. В качестве критериев оптимизации при выборе параметров СУ принимаются «самолетные» критерии, такие как дальность полета, масса полезной (боевой) нагрузки, максимальная продолжительность полета на крейсерских режимах, минимальная взлетная масса ЛА и др.

Как видно, большая часть критериев эффективности напрямую связаны с необходимостью расчет на ЭВМ того или иного варианта выполнения полетного задания проектируемого ЛА. На решение данной задачи существенное влияние оказывают аэродинамические и массовые характеристики ЛА с учетом влияния на них СУ и ряда др. факторов.

Очевидно, что решение такой сложной проблемы без разработки стройной методологии и сложной математической модели и проведения с помощью ее расчетных исследований практически не возможно. В то же время, рассмотрение и моделирование СУ «изолированно» от ГЛА или при «замороженных» его характеристиках может существенно снизить достоверность получаемых технических решений.

Автором предлагается многодисциплинарная методология формирования технического облика СУ в системе ГЛА на основе рассмотрения системы «ЛА-СУ-топливо» как единого целого, а также на широком использовании современных инструментов математического моделирования и методов оптимизации. Рассматривается многодисциплинарное проектирование ГЛА и СУ, включающее в себя аэродинамическое, геометрическое и объемно-массовое проектирование ЛА; проектирование СУ на основе термогазодинамического и конструктивно-компоновочного расчета двигателя; интеграцию и согласование характеристик ЛА и СУ (рис.1). На основе данной методологии разрабатывается программный комплекс, позволяющий осуществлять оптимизационные исследования, результаты которых могут быть использованы для выработки рекомендаций по выбору наиболее выгодных типов и параметров СУ ГЛА, а также послужить основой для накопления научно-технического задела в области гиперзвуковых технологий.

Работа выполняется в рамках гранта Президента Российской Федерации для поддержки молодых российских ученых (грант №МК-2828.2003.09).

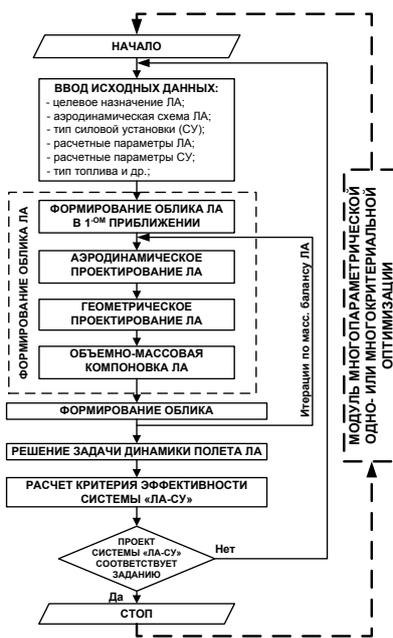


Рис.1. Блок-схема методологии формирования облика системы «ЛА-СУ»

**ТУРБОПРЯМОТОЧНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ЭЖЕКТОРНОГО
ТИПА С ТРД $v=\text{const}$** ***В.Н.Тарасов****(Академии гражданской авиации, г. С.-Петербург)*

Обычно рассматриваются турбопрямоточные двигатели, в которых используется ГТД традиционного типа со сгоранием топлива при постоянном давлении. Реализация цикла ГТД со сгоранием топлива при постоянном объеме (ГТД $v=\text{const}$) более трудоемка в конструктивном отношении, поэтому использование изохорного цикла должно быть обосновано достаточно серьезными преимуществами.

Как показывают расчеты, проведенные при равенстве КПД основных узлов ГТД и одинаковой температуре материала рабочих лопаток первой ступени турбины, полезная работа цикла ГТД $v=\text{const}$ значительно превышает полезную работу цикла ГТД традиционного типа. Поэтому применение ГТД $v=\text{const}$ могло бы обеспечить экономию топлива и существенное уменьшение габаритов ГТД в системе турбопрямоточного двигателя. Немаловажно, также, что в изохорном цикле часть процесса сжатия осуществляется без затраты работы компрессора, поэтому КПД ГТД $v=\text{const}$ будет менее чувствителен к изменению режима работы компрессора и турбины.

Однако, экспериментальные исследования, проведенные в МВТУ им. Баумана, Казанском авиационном институте и в Харьковском конструкторском бюро двигателестроения, показали, что большие потери в системе газораспределения могут свести на нет эти преимущества изохорного цикла. В то же время, пульсирующий характер течения рабочего тела, естественный для ГТД периодического сгорания, может дать дополнительный полезный эффект: повышение тягового КПД при помощи присоединения атмосферного воздуха к пульсирующей струе выхлопных газов. Как показали исследования, проведенные в Московском авиационном институте, потери в эжекционном канале могут быть уменьшены при поддержании определенных требований к характеру пульсаций газа на выходе из ГТД, благодаря появлению фазы последовательного втекания воздуха вслед за пульсацией импульса активной струи газа.

Если эти исследования найдут подтверждение при натурных испытаниях, то ГТД $v=\text{const}$ может быть применен в системе турбопрямоточного двигателя, например по конструктивной схеме, предложенной в патенте РФ №2027045.

**ЭКОНОМИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОГО
И КОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ В РОССИИ
В XXI ВЕКЕ***И.С.Силаев, В.Г.Терентьев**(Российский союз машиностроителей)*

Глобализация становится объективной реальностью. В настоящее время, конкурентоспособность отечественных авиационных и космических двигателей может оцениваться только на планетарных рынках. Для ее достижения, практически все развитые страны быстро увеличивают размеры производственных структур. Это происходит, в основном, методами слияний и поглощений под давлением и при участии уполномоченных государственных структур. В России, для сохранения и наращивания конкурентных преимуществ, предстоит совершить нечто подобное. Необходимо объединение однородных производителей в целостные производственные системы. В среде производителей знаний (КБ, учреждения образования и управления) предстоит наладить координацию и взаимодействие, централизованно обеспечивая при этом сохранность интеллектуальной собственности, материальное благополучие ученых, преподавателей, администраторов. Средством интеграции, как в материальном производстве, так и в сфере производства знаний, призваны стать информационные сети и технологии, которые формируют общую среду обитания для производителей.

**ТЕПЛОГАЗОАЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ СОЗДАНИЯ
ТЯГИ, СТАБИЛИЗАЦИИ И УПРАВЛЕНИЯ СВЕРХСКОРОСТНОГО
БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА***Ю.Н.Нечаев, А.Г.Прудников, В.А.Скибин**(Российская академия космонавтики им. К.Э.Циолковского)*

Первые теплогазоаэродинамические устройства (внешнего лобового и донного тепловыделения при горении в виде фосфорных наконечников снарядов и трассирующих пуль) появились соответственно в начале и середине прошлого века. Теоретические и экспериментальные закономерности тепломассоторможения сверхзвукового потока школ Л.А. Вулиса и Е.С. Щетинкова (ЦИАМ и Филиала ЦИАМ-НИИ-1) появились в начале 1940-х и 1960-х годов. Научные соображения о природе «донной тяги» и вообще о ракетах внешнего горения появились в 1960-70-х годах в связи с нашими попытками реанимировать межконтинентальную баллистическую ракету «Н-1».

Уже в 1980-х годах ЦИАМ-ИТПМ экспериментально апробировали лобовые и боковые теплогазозооаэродинамические обтекатели на водороде, как пря-

мые силовые исполнительные устройства снижения сопротивления и управления сверхзвукового аппарата ($M_n=2...3,0$). В начале 1990-х годов экспериментально опять же ЦИАМ совместно с ИТПМ исследовал четыре новых типа теплогазодинамических сопел (ТГДС), заменивших классические твердотельные сопла Виташинского и Лавалья в реактивных метаемых элементах (РМЭ), требующих нулевого эксцентриситета тяги. В 2001-2003 годах ЦИАМ совместно с ИПРИМ РАН теоретически разработал и экспериментально исследовал четыре новых модуля расширяющихся изобарических камер сверхзвукового вихревого смешения и трансзвукового горения на встречных струях с обратным псевдоскачком в последующем отсеке постоянного сечения (вместо классического твердотельного соплового насадка Виташинского- Лавалья).

Все эти накопленные нами за последние десятилетия экспериментальные факты вместе с практическими ТГД-устройствами управления (стабилизации) углом атаки антиракеты американской системы ПРО, вместе с успехами нашей прикладной химии в области новых пастообразных энергоносителей, подтверждают *возможность создания теплогазовоздушных реактивных двигателей прямоточного типа ТГПВРД с единым принципом и системой теплогазоаэродинамического (ТГАД) разгона, марша, стабилизации и управления беспилотным летательным аппаратом (БЛА) в широком диапазоне до, сверх и гиперзвуковых скоростей полета без единого твердотельного элемента комбинированного силового устройства (КСУ) таких как: пилоны, обечайка, критическая «горбушка» и само твердотельное сопло и т.д. кроме внешней твердой поверхности самого летательного аппарата.* В работе дается законченная теория ТГАД -систем и принципиальные схемы самонаводящихся и управляемых гиперзвуковых БЛА, согласно которых развитие ТГАД- систем предполагается в три этапа, нарастающих по сложности и качеству параметров и характеристик:

- кормовые двухконтурные ТГДПВРД с КВС на встречных струях топливо-воздушной смеси, но без обечайки;
- кормовые двухконтурные ТГПВРД без обечайки, но с рядом выдвинутых вдоль потока пластин -стабилизаторов факелов пламени нового твердого или пастообразного горючего типа «твердый керосин» или «металлокеросин» (как в американских антиракетах, но те на жидком токсичном топливе);
- кормовые трехконтурные ТГДПВРД, включая лобовой газоздушный обтекатель без обечайки с газогенераторными струями-стабилизаторами пламени, вместо твердотельных пилонов квазиизоэнтропического воздухозаборника.

Найдена оптимальная форма поджигающих струй генераторного газа в качестве пилонов сжатия наименьшей деформации в сносящем

сверх-гиперзвуковом потоке, формирующих изоэнтропическую форму воздухозаборника внешнего сжатия без твердых пилонов и обечайки.

Приводятся ожидаемые значения, в 3-5 раз лучшие штатных, важнейших параметров и выходных характеристик ТГАД-систем на металло-углеводородных твердых энергоносителях и соответствующие им облики оптимально интегрированных систем скоростных устройств тяги, управления и стабилизации.

АКТИВНОЕ СНИЖЕНИЕ ЛОБОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ТЕЛА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

*Н.Н.Захаров, Ю.Н.Нечаев, А.Г.Прудников, В.В.Северина
(Российская академия космонавтики им. К.Э.Циолковского)*

Идея снижения сопротивления путем активного газодинамического или энергетического воздействия на поток появилась десятки лет назад. Первые совместные эксперименты, выполненные ЦИАМ с ИТПМ СО РАН в 80-х – 90-х годах, подтвердили высокую эффективность активного снижения сопротивления лобовыми теплогазодинамическими обтекателями по сравнению с традиционными подходами.

В развитие наших первых теоретических результатов в работе приводятся новые аналитические и методические результаты по новому способу активного снижения сопротивления высокоскоростного ЛА топливным компонентом, без его горения, с последующим горением, в кормовом соосном ПВРД, анализируются принципиально новые схемы создания *жидкогазоаэродинамических лобовых, боковых и донных обтекателей*, снижающих сопротивление сверхзвукового ЛА, летящего при нулевом угле атаки, в том числе с давлением на головке самонаведения (ГСН) меньшем атмосферного.

Основными составляющими жидкогазоаэродинамических обтекателей являются: факела распыла жидкого топлива, газогенераторные струи твердого или пастообразного топлива, продукты дожига генераторного газа с воздушным потоком. *В нашем случае представляют интерес не горящие факела распыла.* Экспериментальным исследованиям факелов распыла в 2004 году будет 40 лет, начиная с первых наших работ 1964 года и кончая докторской диссертацией В.В. Шумского 1998 г.

Основная идея активного снижения лобового сопротивления жидко-воздушным обтекателем (ЖВО) заключается в следующем: факел распыла ЖТ берет на себя весь аэродинамический удар сверх или гиперзвукового набегающего воздушного потока, при этом, как показывает эксперимент, в конце факела устанавливается звуковая скорость потока, поэтому можно

построить конический обтекатель из ансамбля факелов распыла (типа душа «Шарко») и в звуковом капельно-воздушном потоке разместить нос высокоскоростного ЛА определенной оживальной формы.

В работе впервые приведены наши новые опытные данные по ЖВО перед полусферической головкой самонаведения, в которых показано, что если игла с зоной отрыва снижает сопротивление ГСН в 2,5 раза, то эта же игла с ЖВО снижает сопротивление в 5 раз. В работе предложены также новые *пути активного снижения бокового сопротивления (трения) высокоскоростных атмосферных ЛА.*

В работе дается анализ возможных путей активного снижения сопротивления сверхскоростных летательных аппаратов с использованием тепло- и массово-энергетических воздействий на сверхзвуковой.

ВОЗМОЖНОСТИ НАЗЕМНОЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ БАЗЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПРЯМОТОЧНЫХ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*О.В.Волощенко, С.А.Зосимов, А.А.Николаев,
Н.Л.Рогальский, В.Н.Серманов
(ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)*

Создание перспективных летательных аппаратов (ЛА) различного назначения для полетов в земной атмосфере с высокими сверхзвуковыми и гиперзвуковыми скоростями во многом определяется развитием и созданием новых двигательных установок (ДУ), обладающих высокими тягово-экономическими характеристиками в широком диапазоне чисел M полета. Ключевыми проблемами, стоящими при создании таких ДУ являются: осуществление высокоэффективного рабочего процесса в тракте двигателя во всем диапазоне работы по числам M полета в условиях совместной работы воздухозаборника и камеры сгорания, подбор конструкционных материалов и разработка надежной конструкции, теплозащита и охлаждение элементов конструкции с максимальным использованием хладоресурса топлива. Для решения этих проблем необходимы экспериментальные исследования в стендовых условиях.

Необходимы аэродинамические трубы и установки, обеспечивающие моделирование таких параметров траектории полета, как давление и температура торможения или полная энтальпия набегающего воздушного потока, чисел M и Re и обязательное соблюдение условия содержания весовой доли свободного кислорода в потоке соответствующей воздуху (23%).

Для исследования и решения проблем, связанных с созданием высокоскоростных ВРД на различных топливах в ЦАГИ в 80-е годы был создан

специальный экспериментальный аэродинамический комплекс Т-131А, включающий стендовую установку Т-131В и аэродинамическую трубу Т-131Б. Стендовая установка Т-131В, работающая с газовым подогревом на присоединенном воздухопроводе, предназначена для исследования и отработки рабочих процессов в камерах сгорания высокоскоростных ВРД и их элементов с моделированием одномерных параметров течения за воздухозаборником на входе в камеру сгорания, соответствующих числам M полета 3...8. Аэродинамическая труба Т-131Б, также с газовым подогревом, предназначена для испытаний экспериментальных моделей высокоскоростных ВРД в условиях их обдува потоком с числами $M=5...8$.

Со времени создания аэродинамического комплекса Т-131А был проведен большой объем экспериментальных исследований на модельных камерах сгорания и модулях ГПВРД, связанный с решением прикладных и фундаментальных проблем высокоскоростных ВРД, на водородном и углеводородных топливах. Выполнялись тематические и договорные работы с отечественными и зарубежными фирмами.

Проведенные исследования экспериментального ГПВРД в условиях, максимально приближенных к полетным, позволили показать возможность реализации с высокой эффективностью процесса горения различных видов топлива и сопоставить эти данные с результатами опытов, полученных по методу присоединенного воздухопровода. Таким образом, были обоснованы испытания сверхзвуковой камеры сгорания по методу присоединенного воздухопровода. В настоящее время этот метод нашел широкое применение.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СРЫВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МОДЕЛЬНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

В.Б.Рутовский, И.В.Кравченко

(Московский авиационный институт)

В докладе показано формирование облика модельной камеры сгорания, которая моделирует рабочий процесс двухзонной малоэмиссионной камеры сгорания. На основании анализа проведенных расчетов по разработанной методике выбраны конструкционные размеры модельной камеры сгорания.

Представлены результаты расчетно-теоретических и экспериментальных исследований срывных характеристик сложных фронтных устройств в условиях камеры сгорания. Дан анализ факторов, влияющих на рабочий процесс вихревых горелок в камерах сгорания.

Представлены результаты экспериментальных исследований фронтного устройства с вихревой горелкой и дополнительными завихрителями в модельной трубчатой камере сгорания. Модельная камера сгорания вклю-

чает в себя фронтное устройство, жаровую трубу, наружный корпус и сопло. Рассмотрены различные варианты модели зоны горения.

Полученные результаты позволяют проанализировать влияние некоторых основных параметров камеры сгорания на значения максимального коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{\text{кс max}}$), который определяется по суммарным значениям расхода топлива и воздуха. Показано, что для камер сгорания с вихревыми горелками с умеренной степенью раскрытия, максимальные значения могут быть получены при сравнительно небольших относительных величинах расхода воздуха через фронтное устройство (~5...7%).

Проведены расчетно-теоретические исследования структуры течения в модельной камере сгорания. В математической модели использована система уравнений Навье-Стокса, осредненных по числу Рейнольдса, совместно с К-Е моделью турбулентности и замыкающим уравнением энергии, которое следует из применения равновесной модели горения. Проанализированы поля скоростей, температур и местных концентраций топлива при различных моделях зоны горения и различных режимах. Показано, что предложенная модельная камера сгорания не является оптимальной по своей конструкции. Она имеет рециркуляционные зоны вблизи передней стенки, образованные срывными течениями. Особенно это касается зон между форсунками и на периферии жаровой трубы. Высокие скорости деформации в потоке вызывают локальное затухание пламени, влияющие на полноту горения и уровень эмиссии.

ИССЛЕДОВАНИЕ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ И ПЛАНЕРА ЛА

В.К.Петров, А.С.Редьков

(ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)

Известно, что разработка летательного аппарата нового поколения требует уже на стадии экспериментальных исследований в аэродинамических трубах более полного учета влияния работы СУ на характеристики ЛА. Экспериментальные исследования по оптимизации компоновки гондол ТРДД на крыле проводились на специальном стенде с шестикомпонентными тензовесами с использованием отсека прямого или стреловидного крыла с размахом $L=500$ мм.

Стенд с крылом предназначен для испытаний в аэродинамической трубе ЦАГИ совместно с соплами, устанавливаемыми на весовую державку с целью исследования влияния крыла на аэродинамические характеристики сопел ТРДД, а так же исследований влияния сопла на аэродинамические характеристики крыла. Так как крыло и сопло уста-

навливаются на различные весовые системы и не связаны жестко между собой, то измерения проводятся независимо.

В данной работе показано, что установка модели сопла перед крылом оказывает небольшое положительное влияние на величины коэффициентов сопротивления и подъемной силы крыла. При перемещении модели сопла двигателя под крыло качество системы крыло - силовая установка заметно уменьшается как при $M_\infty = 0,7$, так и при $M_\infty = 0,8$ во всем диапазоне изменения располагаемого перепада давления в сопле $\bar{P}_{0c} = 1,8 \dots 3,2$ вследствие уменьшения давления между обечайкой наружного контура гондолы и нижней кромкой передней части крыла.

Приведены расчетные исследования на основании экспериментальных данных, которые показывают, что увеличение относительной длины обтекателя газогенератора от $\bar{l}_{ГГ} = 0$ до 0,54 приводит к росту аэродинамического качества самолета за счет снижения сопротивления системы крыло – силовая установка практически на всех исследованных режимах работы силовой установки.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТРЕХМЕРНОГО ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ В ОБЛАСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СИСТЕМЫ КОСЫХ СКАЧКОВ УПЛОТНЕНИЯ С ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ БОКОВОЙ СТЕНКИ

*Н.Х.Ремеев, Р.А.Хакимов, Н.С.Яцкевич
(ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)*

При $M=2,6$ и $Re_L=(2 \dots 8) \cdot 10^6$ проведено численное моделирование 3-х мерных зон отрыва газа, возникающих при взаимодействии системы косых скачков уплотнения с пограничным слоем (ПС) боковой стенки.

Косые скачки уплотнения генерировались 3-х ступенчатым клином с углами 9, 16, 22° относительно базовой оси. Численное моделирование осуществлено на базе решения полной 3-х мерной системы уравнений Навье-Стокса, осредненной по Фавру.

Использовались: q - ω -модель для описания турбулентности потока и явная годуновоподобная численная схема 2-го порядка аппроксимации.

Результаты численного моделирования вязкого сверхзвукового течения в ВЗ, проведенного впервые в 3-х мерной постановке, и их сравнение с экспериментом, показали следующее:

- численный расчет обладает большой информативностью и позволяет получить результаты, качественно согласующиеся с экспериментом.
- достаточно хорошее количественное соответствие получено для параметров потока в невязкой части течения и для толщин ПС вне зоны от-

рыва.

- продольные размеры 3-х мерной зоны отрыва при взаимодействии системы косых скачков с ПС боковой стенки, полученные в расчете, заметно меньше, чем в эксперименте, особенно в передней части зоны отрыва.

Результаты проведенных исследований показали, что основной проблемой численного моделирования является адекватное описание отрывных зон, в частности, определение их геометрических размеров. Без решения этой проблемы для относительно простых конфигураций не может быть достигнут прогресс в расчете сложных вязких внутренних течений.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВПРЫСКА И ИСПАРЕНИЯ ТОПЛИВА В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*В.В.Разносчиков, А.И.Чепанов
(ВВИА им.проф. Н.Е.Жуковского)*

В настоящее время моделирование камер сгорания, в частности, процессов впрыска топлива, последующего его испарения и смешения с воздухом основано на общих понятиях теории горения и проводимых экспериментах. На основании положений теории горения строятся инженерные решения по конструкции камер сгорания, топливных форсунок, завихрителей и т.д. Основным методом принятия решения о типе форсунок, пилонов и других элементов, а так же способа воспламенения топлива как в традиционных камерах сгорания с дозвуковым горением, так и в перспективных камерах сгорания со сверхзвуковым горением является эксперимент. В ряде случаев в конструкторских бюро производится итерационная доводка или «подгонка» математической модели на основе экспериментальной (проектируемой) камеры сгорания, и наоборот. Несмотря на достаточно большой объем справочно-теоретической литературы и информации по горению, требуются инженерные методики и математические модели по расчету если не всей камеры сгорания, так хотя бы части ее элементов.

В докладе рассматривается методика определения параметров жидкостно-газовой фазы в районе топливной форсунки. Задачей методики являлась математическая интерпретация процессов впрыска, испарения и смешения жидкого топлива с воздухом. Движение топлива по форсунке и его распад в аэрозольной фазе после впрыска и испарение топлива рассматриваются в трехмерной постановке с учетом вязкости, тепловых потоков, некоторых процессов генезиса сажи, архимедовых сил и других основных физических явлений.

**ХИММОТОЛОГИЧЕСКИЕ ЯВЛЕНИЯ В КАМЕРАХ СГОРАНИЯ
ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ИХ МОДЕЛИРОВАНИЕ**

В.В.Разносчиков
(ВИА им. проф. Н.Е.Жуковского)

Выполнение задачи, стоящей перед камерой сгорания в составе газотурбинного двигателя, зависит от многих факторов. Для образного восприятия их можно разделить на две категории. Первая категория – это совершенство конструкции камеры сгорания, т.е. учет и оптимальная организации процессов горения. Вторая категория – это выбор или создание сорта топлива, обеспечивающего выполнения противоречивых требований, предъявляемых к нему как со стороны камер сгорания, так и со стороны других элементов силовой установки. Каждая из этих задач решаются как отдельно, так и в комплексе. Но, тем не менее, окончательно все вопросы при доводке камер сгорания и оптимизации их работы не решены.

В докладе анализируются особенности моделировании процессов горения в камерах сгорания. Выделяются основные химмотологические взаимосвязи и явления в камерах сгорания газотурбинных двигателей. Обсуждаются и обосновываются физические процессы, сопровождающие особые режимы горения. Представляются результаты расчета некоторых режимов работы камеры сгорания, и на их основе показан пример химмотологического анализа явлений.
