

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

### **НАУЧНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ В СОЗДАНИИ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*В.А.Скибин, В.И.Солонин (ЦИАМ им. П.И.Баранова)*

Одним из важнейших направлений технического прогресса в развитии авиационной и авиационно-космической техники XXI века является освоение высоких сверх- и гиперзвуковых скоростей полета. В настоящее время активно изучается возможность разработки гиперзвуковых силовых установок, использующих атмосферный воздух. В ЦИАМ в процессе многолетних исследований создан существенный научно-технический задел по формированию облика таких силовых установок на основе прямооточных ВРД: турбопрямоточных двигателей (ТПД), гиперзвуковых ПВРД со сверхзвуковым горением (ГПВРД) и гиперзвуковых ракетно-прямоточных двигателей (ГРПД), их узлов и систем.

В ЦИАМ разработаны комплексы междисциплинарных математических моделей высокого уровня для решения ключевых проблем создания силовых установок гиперзвуковых летательных аппаратов (СУ ГЛА), позволяющие провести анализ гиперзвукового прямооточного двигателя с учетом процессов смешения и неравновесных химических реакций, влияния турбулентных пульсаций на процесс сверхзвукового горения; моделирования трехмерных вязких течений в гиперзвуковых воздухозаборниках и др. Для отработки новых технических решений ГПВРД и верификации математических моделей создана гиперзвуковая летающая лаборатория (ГЛЛ) и уникальная стендовая база.

### **СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОМБИНИРОВАННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК С ВРД ДЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*А.Ф.Чевагин (ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)*

Для большинства перспективных типов гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) с ВРД характерен весьма широкий диапазон скоростей полета.

Силовая установка на основе только одного типа ВРД не обладает достаточной эффективностью в таком широком диапазоне, и на ГЛА рассматривается применение двух (иногда трех) типов двигателей.

Однако как собственно сами двигатели, так и другие необходимые элементы силовой установки (воздухозаборники (ВЗ), реактивные сопла (РС) и др.) имеют значительные потребные габариты и массу, возрастающие с ростом скорости полета. Поэтому целесообразно в той или иной степени объединить эти элементы, т.е. рассматривать комбинированную силовую установку (КСУ).

Степень объединения двигателей разных типов может быть различной, вплоть до полного слияния в один агрегат. Например, соединение ТРДФ и ПВРД в единый турбопрямоточный двигатель (ТПД) и применение одноконтурных ВЗ и РС. КСУ на основе единого ТПД ранее часто рассматривалась как возможный тип КСУ для гиперзвукового самолета (ГС) с крейсерской скоростью М=6.

В конце 70-х гг. в ЦАГИ была предложена другая схема КСУ – с параллельными расположением отдельных ТРДФ и ПВРД. Примерно в то же время аналогичное предложение было выдвинуто и в США.

Такая схема КСУ использует общие для обоих двигателей регулируемые плоские двухконтурные ВЗ (с внутренней створкой) и РС.

Основными достоинствами КСУ с параллельными контурами являются:

- перепуск на транзвуковых скоростях избытка воздуха из ВЗ в РС через прямооточный контур, значительно снижающий сопротивление ВЗ по жидкой линии,
- возможность параллельной работы обоих контуров,
- меньшая поверхность внутреннего канала, подвергаемая высокому аэродинамическому нагреву и, соответственно, меньший потребный расход хладагента,
- возможность отдельной отработки двигателей.

Для ГС с М=6 было показано преимущество такой двухконтурной схемы КСУ, в целом обеспечивающей большую дальность полета самолета, чем одноконтурная схема.

При расширении диапазона скоростей полета ГЛА и применении на нем прямооточного контура со сверхзвуковым горением такая схема КСУ естественным образом трансформируется в схему с параллельными ТРДФ+(Д) ГПВРД с внешней разделительной створкой ВЗ.

В ряде случаев целесообразно применение и комбинированного топлива.

В работе представлены результаты последних лет по исследованию КСУ на основе ТРДФ и ПВРД и возможному их использованию на ГЛА разгонного и крейсерского типов.

Обсуждается возможный облик ряда разработанных в ЦАГИ перспективных ГЛА: гиперзвукового административного самолета (М=5), магистрального гиперзвукового пассажирского самолета (М=5), гиперзвукового самолета-разгонщика (М=6) – первой ступени двухступенчатой авиационно-космической системы.

## **КОНЦЕПЦИЯ НТЦ им. А. ЛЮЛЬКИ ФОРМИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА ПЕРСПЕКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ САМОЛЕТОВ**

*М.М.Гойхенберг, Е.Ю.Марчуков, В.М.Чепкин (НТЦ им. А.Люльки)*

Двигатели для сверхзвуковых самолетов являются наиболее напряженными по параметрам рабочего процесса и работают при предельно-допустимых газодинамических и тепловых нагрузках. Они также отличаются повышенными требованиями к показателям эффективности, надежности и устойчивости работы, поскольку эксплуатируются в экстремальных условиях.

При формировании облика таких двигателей в первую очередь учитывается накопленный опыт предыдущих разработок, и максимально используются апробированные решения. Сокращение сроков и стоимости создания перспективного двигателя требует кардинального пересмотра методики его разработки. Усиливается роль математического моделирования и компьютерного проектирования. Максимально используется имеющийся в НТЦ *научно-технический задел* по ключевым технологиям, узлам, системам. Разрабатывается комплекс мер по снижению заметности. Предусматривается разработка двигателя-демонстратора.

Важную роль в практике НТЦ им. А.Люлька играет использование уже отработанного на предыдущих изделиях *газогенератора*, как основного наиболее напряженного модуля двигателя. Но возникает необходимость его форсирования по температуре газа перед турбиной и степени повышения давления каскада компрессора, что связано с решением ряда новых проблем.

В связи с требованием *сверхманевренности*, как средства улучшения маневренных характеристик и повышения безопасности пилотирования самолета при малых скоростях полета и критических углах атаки, возникает необходимость отработки всеракурсной системы управления вектором тяги, а также повышения газодинамической устойчивости двигателя при работе в экстремальных условиях по уровню неравномерности и пульсаций давления на входе, включая случаи возникновения помпажа воздухозаборника. Одновременно ужесточаются требования к снижению массы двигателя, а также обеспечению его многорежимности, включая *полеты с крейсерской сверхзвуковой скоростью*. Многорежимность и адаптация к условиям полета достигаются за счет развитого управления элементами проточной части. Снижение удельной массы и повышение удельной тяги обеспечивают сверхзвуковую крейсерскую скорость полета при работе двигателя на нефорсированных режимах (без включения форсажа) и, следовательно, с существенно более низкими удельными расходами топлива на этих скоростях полета по сравнению с существующими двигателями.

## **К ВЫБОРУ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ТУРБИНЫ ТРДД И ВЛИЯНИЕ ЕЕ НА ЭФФЕКТИВНОСТЬ ДВИГАТЕЛЯ**

*М.М.Гойхенберг, Ю.А.Канахин, Е.Ю.Марчуков, Е.С.Некрасова,  
А.В.Стародумов, И.Д.Чеботарева, В.М.Чепкин  
(НТЦ им. А.Люльки)*

Создание высокотемпературной турбины с эффективной системой охлаждения является сложной задачей при проектировании современных и перспективных двигателей. Развитие параметров ТРДД связано с увеличением степени сжатия компрессора  $\pi_{к\sigma}^*$  и температуры газа перед турбиной  $T_{г}^*$ , что возможно за счет совершенствования системы и способов охлаждения теплонапряженных элементов конструкции двигателя.

При охлаждении турбин на максимальных режимах реализуется наибольший расход охлаждающего воздуха, что снижает не только эффективность турбины, но и экономичность двигателя в целом. При переходе на крейсерский режим отпадает необходимость использования повышенного расхода охлаждающего воздуха и, в связи с чем, его можно уменьшить до необходимого уровня, таким образом, подняв эффективность турбины и экономичность двигателя в целом.

В качестве примера приводится одна из перспективных схем охлаждения высокотемпературной турбины ТРДД. Данная система обеспечивает минимальную массу, максимальную конструктивную

простоту и надежность системы, а также высокую экономичность двигателя, в том числе на крейсерских режимах.

В докладе изложены ряд решений проблем, связанных с отборами, предварительной подготовкой, транспортировкой к потребителям, регулированием расхода охлаждающего воздуха.

В частности, наиболее оптимальная система охлаждения турбины реализована на газотурбинных двигателях разработки НТЦ им. А.Люльки. Ее высокая эффективность и экономичность подтверждена в ходе эксплуатации.

## **ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОБЛИКА ТУРБИНЫ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ ТРДД СО СМЕШЕНИЕМ ПОТОКОВ**

*М.М.Гойхенберг, Ю.А.Канахин, Е.Ю.Марчуков, Е.С.Некрасова,  
А.В.Стародумов, И.Д.Чеботарева  
(НТЦ им. А.Люльки)*

Современный высокотемпературный авиационный двигатель требует надежного охлаждения всех ступеней турбины на всех режимах эксплуатации двигателя.

Однако требование со стороны экономичности двигателя накладывает специфические условия на формирование облика такой турбины.

В рассматриваемом докладе представлена одна из схем охлаждения турбины низкого давления, в которой используется охлаждающий воздух с наименьшими затратами на его сжатие.

Показано, что при наличии смесителя потоков наружного и внутреннего контуров можно значительно улучшить характеристики ТНД и охладить рабочие лопатки турбины низкого давления воздухом из наружного контура. При этом появляется возможность упростить конструкцию и уменьшить массу двигателя.

Дополнительный эффект проявляется в использовании для охлаждения СА ТНД воздуха из думисной полости КВД. Преимущество такого подхода показано на примере авиационных и стационарных ГТД, разработанных НТЦ им. А.Люльки.

## **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ УГЛЕВОДОРОДНОГО ДГПВРД НА РЕЖИМАХ ДОЗВУКОВОГО ГОРЕНИЯ**

*Р.В.Албегов, Г.К.Ведешкин, В.А.Виноградов, Ю.М.Шихман  
(ЦИАМ им. П.И.Баранова)*

Представлены результаты экспериментального исследования рабочего процесса в модельной камере сгорания (КС) углеводородного двухрежимного ГПВРД. Работы проводятся в рамках программы создания демонстрационного высокоскоростного ПВРД, работающего на углеводородных топливах повышенного хладоресурса, в том числе и эндотермических, в которой одна из наиболее важных задач - создание экспериментально обоснованных методов эффективного сжигания газообразных углеводородов на коротких длинах КС.

Эксперименты проводились с модельной прямоточной камере сгорания с многопоясной системой подачи природного газа, подогретого до  $T_{\text{топл}}=500...850$  К, с коэффициентами избытка топлива  $\phi_{\text{КС}}=0,25...0,8$  на режиме присоединенного воздухопровода при параметрах воздушного потока  $M=2$ ,  $T^*=670...910$  К и  $p^*=4,5...7,5$  ат. Комбинированная КС прямоугольного поперечного сечения с общей длиной  $\sim 1$  м состояла из двух участков: первого изолирующего участка длиной 0,43 м с площадью проходного сечения  $40 \times 100$  мм<sup>2</sup> на входе и увеличивающейся до  $50 \times 100$  мм<sup>2</sup>, с топливоподающими пилонами I и II поясов подачи (подача топлива с боковых стенок) и форсунками III пояса подачи для впрыска топлива со стенок перед зоной горения, и - второго с постоянной площадью  $80 \times 100$  мм<sup>2</sup>. Т.к. природный газ более чем на 98% состоял из метана, то можно говорить об испытаниях камеры сгорания метанового ДГПВРД на режимах дозвукового горения.

Результаты исследований показали возможность организации эффективного рабочего процесса с высокими коэффициентами полноты горения  $\eta_{\text{КС}}$  с уровнем коэффициентов полного давления, достигающем  $\sigma_{\text{КС}}=0,5...0,6$  при учете потерь в псевдоскачке. В результате испытаний получены данные по рабочему процессу в исследованной камере при эффективной стабилизации горения метана в рециркуляционных зонах за уступами на верхней и нижней стенках канала и за торцами пилонов II пояса подачи при подводе топлива в донную область за уступами в количестве, соответствующем  $\phi_{\text{IV}} < 0,1$ ; измерены концентрации топлива в зоне стабилизации за уступами на режимах с дросселированием воздушного потока и подачей топлива через пояса II, III и IV; отлажена надежная работа метано-воздушных воспламенителей; отработаны

высокоинформативные методы испытаний и анализа данных измерений с определением параметров в тракте камеры.

Исследования различных схем впрыска топлива показали, что максимальные величины  $\eta_{\text{кв}} > 0.8$  получены при  $\phi_{\text{кв}} = 0.6 \dots 0.8$ . Распределенная подача через II и III пояса обеспечивает повышение  $\eta_{\text{кв}}$  по сравнению с подачей только через III пояс на  $\Delta\eta_{\text{кв}} = 0.03 \dots 0.05$ . Наиболее высокая эффективность горения достигается как в этом случае, так и при подаче всего топлива через I пояс, но при стабилизации горения на пилонах II пояса. При той же схеме впрыска топлива, но без пилонов II пояса, полученные значения  $\eta_{\text{кв}}$  уменьшаются более чем на  $\Delta\eta_{\text{кв}} = 0.1$ . Влияние на горение параметров воздуха ( $T$  и  $p$ ) и зависимости  $\eta_{\text{кв}} = f(\phi_{\text{кв}})$  свидетельствуют о кинетическом характере горения, в том числе и при диффузионной схеме организации впрыска; влияния  $T_{\text{топл}}$  на параметры КС не выявлено.

## ОСОБЕННОСТИ ТОРМОЖЕНИЯ И СМЕШЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ ПОТОКОВ В КАНАЛАХ РАЗЛИЧНОЙ ФОРМЫ

*Н.В.Гурылева (ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)*

Рассмотрены вопросы торможения и смешения сверхзвуковых потоков в каналах различной формы.

*В первой части работы* представлены результаты исследования структуры течения и параметров потока при реализации свободного и фиксированного псевдоскачка в каналах различной формы и исследованы факторы, влияющие на фиксацию псевдоскачка в канале. Исследовано торможение сверхзвукового потока ( $M = 1.8 \dots 2.5$ ) в прямоугольных плоских каналах при наличии противодействия. Эксперименты проведены на дренированной модели, представляющей собой плоский прямоугольный канал варьируемой высоты ( $b/h = 40/36, 40/18$ , где  $b$  - ширина,  $h$  - высота) с острыми входными кромками постоянного сечения. Длина плоского участка канала составляла  $L = 200$  мм от входного сечения, в хвостовой части плоский участок модели переходил в цилиндрический. Для визуализации течения внутри канала модель была снабжена прозрачными боковыми стенками.

В процессе исследований проводились измерения полей полного давления в конце плоского канала и статического давления по длине модели. Была уточнена картина течения в головной части свободного псевдоскачка. Показано, что течение с псевдоскачком не может быть рассмотрено в рамках квазистационарных моделей.

Исследована фиксация псевдоскачка на входных кромках. Эксперименты проведены для плоских каналов, рассмотренных выше и осесимметричных каналов. Осесимметричные каналы имели начальный цилиндрический участок  $L/D = 0.36, 0.5, 1.0$ , где  $D = 40$  мм - диаметр входного сечения канала. Исследовалось торможение сверхзвукового потока ( $M = 1.8 \dots 2.5$ ). Показано, что при развитой фиксации псевдоскачка на входных кромках цепочка замыкающих скачков во всем исследуемом диапазоне чисел Маха вырождается в один  $\lambda$ -скачок, при этом на внутренней поверхности образуется кольцевой отрыв пограничного слоя, в котором наблюдаются 4 вихревых шнура. Пульсации скачков в фиксированном псевдоскачке уменьшаются, течение на этом режиме течения близко к квазистационарному.

*Во второй части работы* представлены результаты экспериментальных исследований смешения сверхзвуковой осесимметричной струи ( $M_e = 1.0 \dots 2.5$ ) со спутным сверхзвуковым потоком ( $M_\infty = 2.5$ ) в осесимметричном канале. Проведена оценка изменения интенсивности смешения по длине канала. Проведено сравнение с расчетными данными. Рассмотрен вопрос интенсификации смешения спутных сверхзвуковых струй газодинамическими методами.

Полученные результаты могут быть использованы для интенсификации процессов торможения, смешения и организации энергоподвода в сверхзвуковых потоках.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ГПВРД В СВОБОДНОМ ПОТОКЕ НА СТЕНДЕ НЕПРЕРЫВНОГО ДЕЙСТВИЯ

*В.Ю.Александров, А.Н.Прохоров, В.Л.Репин, В.Л.Семенов, М.В.Строкин  
(ЦИАМ им. П.И.Баранова)*

В данной работе представлены некоторые результаты испытаний экспериментального ГПВРД на стенде непрерывного действия, целью которых было определение влияния различных факторов на эффективность рабочего процесса. В настоящее время для этой цели в ЦИАМ разработан и изготовлен экспериментальный ГПВРД. В конструкции экспериментального ГПВРД не предусматривается специальной системы охлаждения. Поэтому камера сгорания имеет толстые стенки для организации охлаждения емкостного типа.

Первые огневые испытания экспериментального ГПВРД проведены на стенде Ц-16В/К ЦИАМ в 2001 году. При этом в качестве топлива в камеру сгорания подавался газообразный водород. Испытания проводились в большой барокамере, соединенной с эксгаустером. Внутри барокамеры по оси размещены аэродинамическое сопло, экспериментальный ГПВРД и кормовой диффузор. При этом экспериментальный ГПВРД обдувался свободным потоком воздуха с параметрами, которые были близки к условиям реального полёта.

При испытаниях воспроизводился режим полета ГЛА с числом Маха полёта  $M_p=6$ . По характеристикам жаропрочности конструкционных материалов проточного тракта стенда и параметрам воздушного потока после огневого подогревателя режим  $M_p=6$  является максимально возможным для стендов непрерывного действия с точки зрения адекватности параметрам воздушного потока в реальном гиперзвуковом полёте. Время стационарного режима работы модуля в процессе испытания изменялось от 2с до 10с. На всех режимах в камере сгорания отмечалось стабильное воспламенение топлива и устойчивое горение на стационарном режиме. Во время испытания измерялись все необходимые параметры рабочего процесса.

В процессе испытания проводилась видеосъёмка передних кромок воздухозаборника и выходного сечения сопла, с помощью тепловизора определялась температура передних кромок и, наконец, с помощью прибора Теплера определялась структура скачков уплотнения на входе в воздухозаборник.

В процессе испытаний были реализованы режимы горения в сверхзвуковом потоке и горение в псевдоскачке, которые были установлены из сравнительного анализа изменения статического давления на стенке камеры сгорания по длине проточного тракта. В случае сверхзвукового режима течения в камере сгорания давление в камере резко возрастает в зоне горения за пилонами и остается постоянным до входа в сопло. В случае горения в псевдоскачке давление возрастает в зоне перед топливными пилонами и не стабилизируется до входа в сопло.

В заключение необходимо подчеркнуть, что результаты испытаний ГПВРД в свободном потоке на стенде непрерывного действия, главным образом используются для идентификации результатов исследований на стендах импульсного действия при высоких числах Маха, на которых будут проводиться дальнейшие испытания экспериментального ГПВРД, чтобы охватить весь диапазон чисел Маха полёта ( $M_p=6...15$ ), возможных в реальных условиях полёта ВКС.

## **РАЗРАБОТКА ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ МЕТОДОВ СОЗДАНИЯ "ПИЛОТНЫХ" ФАКЕЛОВ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ КАМЕР СГОРАНИЯ СУ ГПВРД**

*М.А.Иванькин (ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)*

Разработка концепции современных многорежимных высокоскоростных прямоточных двигателей требует решения комплекса сложных задач, одной из которых является выбор способа организации горения, который позволит сократить размеры камеры сгорания, даст возможность уменьшения теплонапряженности конструкции и обеспечит горение топливной смеси при пониженных температурах потока. Перспективной с этой точки зрения представляется применение газодинамических методов стабилизация горения, когда в качестве "пилотного" факела - зоны, в которой происходит локальное самовоспламенение и горение топлива, используется пространственная, свободновисящая в сверхзвуковом потоке дозвуковая зона, удаленная от стенок канала.

В качестве зон, в которых возможно организовать локальное самовоспламенение и устойчивое горение топлива, рассматриваются локальные дозвуковые зоны, искусственно создаваемые в потоке различными способами.

Представлены результаты модельных экспериментальных исследований локальных дозвуковых зон, создаваемых в сверхзвуковом потоке в результате интерференции сдвиговых слоев со скачками уплотнения различной природы. Определены основные геометрические и газодинамические параметры, влияющие на условия образования, размер и форму локальных дозвуковых зон, показаны основные типы течений и границы их реализации.

Приведены результаты экспериментальной апробации нескольких вариантов "пилотных" факелов. Исследования выполнены с подогревом воздуха при числах  $M$  потока  $\approx 2,5...2,6$ , температуре и давлении торможения в воздухоподогревателе АДТ  $T_i \approx 1200...1500$  К,  $p_i \approx 1.97...3$  МПа. Получено самовоспламенение и устойчивое горение водорода в "пилотных" факелах:

- в локальной головной свободновисящей дозвуковой зоне, которая создавалась в результате интерференции звуковой струи газа, с сильным скачком уплотнения;
- в передней дозвуковой зоне, возникающей при обтекании осесимметричного профилированного незапущенного диффузора с центральной полостью иголкой через которую, навстречу потоку осуществляется выдув струи газа, игла выступала перед срезом диффузора на длину  $L=0.28-1.28D$  (где  $D$ - диаметр входа диффузора);
- в свободновисящей дозвуковой зоне, которая возникала в результате интерференции коаксиальных струй топлива и воздуха за первой бочкой нерасчетной струи воздуха, истекающей из тела с протоком.

Получено самовоспламенение и горение барботированного углеводородного топлива в "пилотном" факеле, возникающем за первой бочкой нерасчетной струи топливо-воздушной смеси, истекающей из тела с

протоком. Дан анализ применения различных газодинамических стабилизаторов в задачах управления горением в сверхзвуковом потоке.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ОСОБЕННОСТЕЙ ТЕЧЕНИЙ В КАНАЛАХ С ПОВОРОТОМ ПОТОКА**

*А.А.Алексенцев (ОАО "Авиадвигатель", Пермь)  
Г.Н.Лаврухин (ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)  
Д.В.Мерекин (АООТ "ОКБ Сухого", Москва)*

Приведены результаты экспериментального исследования течений в осесимметричных каналах с поворотом потока. Особое внимание уделено характеристикам течения в реактивной струе. Отклонение оси струи осуществлялось в дозвуковой части канала за счет подвижного сферического дефлектора.

С использованием метода саже-масляного покрытия подробно исследовалось поведение реактивной струи путем визуализации течения в ней. Исследования, проведенные в широком диапазоне изменения давления в струе и углов отклонения потока, позволили выявить некоторые особенности поведения отклоненной реактивной струи, характеризующиеся в ряде случаев заметной несимметрией расширения границ струи

В переходной области течения от ламинарного к турбулентному в критическом сечении сопла при числах  $Re=(1,15\dots1,2)\cdot 10^6$  и  $1,6\dots1,7\cdot 10^6$  имеет место несимметричное изменение границ струи, приводящее к увеличению эффективного угла отклонения реактивной струи на  $7\dots7,5^\circ$  больше геометрического угла отклонения оси канала.

При угле отклонения канала на  $15\dots17^\circ$  дополнительные потери тяги в дозвуковой части канала в связи с большими углами наклона контура поворотного дефлектора незначительны.

На специальных подвижных моделях измерены усилия страгивания подвижной части канала, и время перекладки подвижной части канала от нулевого положения до угла отклонения струи  $30^\circ$ .

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 00-01-00158).

## **АНАЛИЗ ПРОГРАММ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЗАРУБЕЖНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*М.А.Иванькин, Г.Н.Лаврухин, А.А.Мягков  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)  
Д.В.Мерекин  
(АООТ "ОКБ Сухого", Москва)*

Дан анализ реализации в США программ создания перспективных самолетов нового поколения.

Анализ включает оценку характеристик истребителя F-22 и трех вариантов перспективного тактического истребителя JSF, разрабатываемого в интересах ВВС, КМП, ВМС США и ВВС, ВМС Великобритании.

Рассмотрены особенности применяемых на этих самолетах силовых установок фирм "Дженерал Электрик" и "Пратт-Уитни". Особое внимание уделено характеристикам используемых плоских и круглых сопел с отклоняемым вектором тяги.

## **ЛАЗЕРНЫЙ ГИБРИДНЫЙ ГПВРД ВОЗДУШНОГО СТАРТА - НОВЫЙ ПУТЬ В КОСМОС**

*И.К.Бабаев (Астрофизика);  
Н.П.Дулепов, А.Г.Прудников (ЦИАМ им. П.И.Баранова)  
Ю.Н.Ермак (ЦАГИ им. Н.Е.Жуковского);  
Ю.Н.Нечаев (ВВИА им. Н.Е.Жуковского)  
Е.М.Силин (ИПРИМ РАН)*

Глобальное освоение ближнего космоса не решается технологиями XX века в силу ее малой весовой и экономической отдачи (3% полезного груза при стоимости 22 тыс. долларов за килограмм). Предлагается гибридная автономная система выведения с самолета-носителя, основанная на использовании химической и лазерной энергии беспилотных спутников. В результате ряда новых концепций и проведенных исследований показана возможность выведения на орбиту на порядок большего полезного груза (до 25 % для ЛРДТТ и до 40 % для ЛГПВРД) при 10...40 раз меньшей стоимости.

Использовались технические решения на основе следующих концепций:

- поглощения лазерного импульса (ЛИ) «открытым» торцом шашки твердого топлива (ТТ) (вместо зеркального отражения);
- «открытого» теплогазодинамического сопла ПВРД в виде тороидного течения Куэтта;
- баллистико-реактивного (пушечно-ракетного) разгона (БРР) спутника с помощью безоткатного метательного направляющего устройства (МНУ) на бортовом (жидком) топливе (керосине);
- реального автономного мобильного блока ЛИ (БЛИ) непрерывно-импульсного СО-лазера с КПД до 40 %;
- минимизированных (по потерям) программ выведения и режимов работы гибридного лазерного РДТТ или воздушно-космического РД на твердом компоненте (ТТ – в атмосфере; графит – в космосе).

Известная американская система выведения с помощью ГПВРД, фокусирующего наземный поток лазерного излучения зеркальным соплом внешнего расширения в своем критическом сечении, имеет ограничения: - по малому весу спутника и большим габаритам наземной лазерной системы, неподъемным для нашей экономики; - по ресурсу; - по условиям выведения в пределах земной атмосферы и др.

В докладе дается только иллюстрированный материал по схемам, уравнениям и результатам решений.

### **ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА И СИСТЕМА МОДИФИКАЦИИ УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПО КОНЦЕПЦИИ «АЯКС»**

*А.В.Корабельников, А.Л.Куранов, А.А.Турчак, Е.Г.Шейкин  
(Холдинговая компания «Ленинец»,*

*Научно-исследовательское предприятие гиперзвуковых систем Санкт-Петербург)*

В качестве одного из перспективных направлений развития гиперзвуковой аэрокосмической техники рассматривается принципиально новая концепция «Аякс», которая основана на активном энергетическом взаимодействии системы с обтекающим ее воздушным потоком.

Гиперзвуковой летательный аппарат (ГЛА) концепции «Аякс» представляет собой открытую аэротермодинамическую систему. Ассимилируемая подсистемами аппарата кинетическая энергия гиперзвукового воздушного потока преобразуется в широкий спектр полезных работ. Активное охлаждение конструкции осуществляется с использованием паровой конверсии обычного углеводородного авиационного топлива, которое и является основным энергоносителем. Одновременно с охлаждением конструкции происходит модификация исходного углеводородного топлива. Водород, получающийся в результате паровой конверсии углеводородов, используется для улучшения параметров состояния топливной смеси.

В рамках концепции «Аякс» исследуются различные способы применения МГД систем на борту ГЛА. Предложена схема Магнитоплазмохимического двигателя представляющего собой ГПВРД с МГД генератором, расположенным перед камерой сгорания и МГД ускорителем, расположенным после камеры сгорания. МГД генератор преобразует часть энтальпии потока в электроэнергию, которая передается МГД ускорителю для дополнительного ускорения продуктов сгорания. Использование МГД систем в ГПВРД позволяет увеличить эффективность термодинамического цикла системы и повысить удельный импульс двигателя. Применение МГД управления на гиперзвуковом летательном аппарате по концепции "АЯКС" позволяет реализовать МГД-регулируемый воздухозаборник ГПВРД. Проведенные численные расчеты показывают, что МГД управление позволяет изменять поле течения в воздухозаборнике на нерасчетных режимах. В частности, при полетных числах Маха, превышающих расчетное значение, применение МГД воздействия приближает структуру потока к расчетной. В ситуации, когда полетное число Маха меньше расчетного МГД взаимодействие позволяет увеличивать массовый расход воздуха и степень компрессии потока.

Получение водорода и использование систем МГД управления воздушным потоком открывает перспективу реализации прямоточного воздушно-реактивного двигателя со сверхзвуковым горением в широком диапазоне скоростей полета. При этом достигается энерговооруженность, существенно превосходящая энерговооруженность существующих систем. Полученную электроэнергию, в частности, можно применять в системах плазменного управления обтеканием с целью улучшения аэродинамических характеристик ГЛА.

### **КАМЕРА СГОРАНИЯ ПВРД С РЕГУЛИРУЕМОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ**

*В.Н.Аврашков, Д.М.Давиденко, В.М.Левин  
(МАИ - технический университет)  
М.Бушез, Ф.Фалампа (EADS MATRA, Франция)*

Очевидной ступенью в развитии авиационного моторостроения сегодня является широкодиапазонный ПВРД, способный обеспечить разгон летательного аппарата (ЛА) в диапазоне чисел  $M=2,5...12$  и совмещающий в себе возможности сверхзвукового и гиперзвукового ПВРД. Существуют два возможных варианта конструкции широкодиапазонного ПВРД: с фиксированной и изменяемой геометрией. В качестве примеров реализации двигателя с неизменяемой геометрией с до- и сверхзвуковым горением можно привести проект «Холод», а также концептуальные разработки ракетно-прямоточных двигателей. Конструкция подобных двигателей значительно проще, что является существенным преимуществом на стадии первичных исследований, в то же время тягово-экономические характеристики слишком низкие, что не позволяет применить их для ЛА большой дальности полета. Именно поэтому ПВРД, летные испытания, которых пройдут в ближайшие 2...3 года, имеют элементы механического управления формой проточной части.

Концепция конструкции широкодиапазонного ПВРД изменяемой геометрии теоретически имеет лучшие характеристики по всему участку траектории, на которой он применим. Но технологические трудности, связанные с созданием теплозащиты малого удельного веса, боковых уплотнений подвижных элементов проточной части, охлаждаемых шарниров и т.п., а также увеличение веса всей силовой установки (гидропривод, трансмиссия, силовые элементы крепежа и другие элементы), могут «съесть» весь выигрыш в характеристиках.

Цель исследования – оценить преимущество использования широкодиапазонного ПВРД с точки зрения экономичности и тяги по предполагаемой траектории полета, а также техническую и технологическую реализуемость его создания.

Особенно интересным моментом этих испытаний является замер тягового усилия, возникающего в модели. Для реализации этих измерений была разработана конструкция тягомера, работающего в условиях испытаний на присоединенном воздухопроводе.

Результаты испытаний модели на режиме дозвукового горения представлены в данной работе.

## **ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В МОДЕЛЬНОЙ ДЕТОНАЦИОННОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ**

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

В разработке перспективных авиационных двигателей, использующих детонационный процесс сжигания топлива, наступила стадия, когда наряду с продолжающимися исследованиями фундаментальных проблем детонации перешли к рассмотрению конкретных концепций пульсирующих детонационных двигателей (PDE) как изолированных, так и в составе силовых установок ЛА.

В данной работе представлены результаты проведенных в ЦАГИ исследований применительно к концепции «камеры в камере» – для сверхзвукового ВРД. Ее отличает то, что в камере сгорания двигателя установлены несколько проточных детонационных камер сгорания, работающих в последовательном режиме. Кроме того, ее отличает применение общего воздухозаборника и реактивного сопла. Соответственно, одной из основных проблем в разработке данной концепции является взаимодействие течения в камерах сгорания с течением в воздухозаборнике и реактивном сопле, а также обеспечение стационарного расчетного течения в воздухозаборнике при пульсирующем – в камере сгорания.

Разработаны метод и программа численного моделирования рабочего процесса в пульсирующем детонационном двигателе на основе решения системы полных, осредненных по Фавру уравнений Навье-Стокса. Проведены расчеты процесса затухания индуцированной детонацией ударной волны во входном подводящем воздухопроводе. Участок воздухопровода, расположенный перед инжекторами подачи водорода был перфорирован, причем суммарная площадь отверстий превышала площадь поперечного сечения канала. Рассматривались следующие конфигурации:

Перфорированный участок закрыт снаружи кожухами с проходной площадью выпуска газов 20% от площади камеры. Расчеты показали, что наличие таких кожухов значительно снижает эффективность гашения ударной волны.

Газ истекает из перфорации в свободное пространство широкого канала, в котором расположена детонационная камера. В этом случае в расчете удалось снизить перепад давления в ударной волне от



до  $\sim 2$ .

## **НОВОЕ ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ПРАКТИЧЕСКИХ ЗАДАЧ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

*И.Н.Егоров, Г.В.Кретинин, И.А.Леценко, С.В.Купцов  
(ВВИА им. Н.Е.Жуковского)  
Ю.И.Бабий (НТП «Техно-Пульсар»)*



Разработка эффективного сложного технического объекта, такого как авиационно-космическая система, требует проведения комплекса оптимизационных исследований с применением современных численных методов оптимизации. К этим методам оптимизации предъявляется ряд специфических требований: универсальность применительно к различным объектам исследования и уровням сложности математического моделирования, надежная работа со сложными топологиями целевых функций (недифференцируемые и локально невычисляемые), быстрая сходимости к области экстремума, простота при настройке задачи оптимизации и т.п.

В настоящей работе представлено новое программное обеспечение с графическим интерфейсом пользователя, предназначенное для решения задач условной параметрической оптимизации на персональных ЭВМ. В пакете используются алгоритмы метода непрямого оптимизации на основе самоорганизации. Практика использования данного программного пакета показала его высокую эффективность. Он достаточно быстро определяет оптимальное решение при использовании сложных математических моделей, при этом предельно прост в изучении и значительно экономит временные затраты исследователя, требуемые для объединения комплекса математических моделей и численного метода оптимизации.

В работе представлены некоторые результаты тестирования программного пакета, а также результаты решения практических задач повышения эффективности функциональных элементов авиационных ГТД и программ управления авиационными силовыми установками.

## **ФОРМИРОВАНИЕ ОПТИМАЛЬНОГО ОБЛИКА ТУРБОПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*С.В.Купцов, А.И.Лещенко, А.В.Луковников (ВВИА им. Н.Е.Жуковского)*

Одними из наиболее предпочтительных типов силовых установок (СУ) для гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) в настоящее время рассматриваются турбопрямоточные двигатели (ТПД). Однако остается задача по выбору схемы ГТД, входящего в состав ТПД, которая усложняется их большим количеством и разнообразием. В качестве ГТД предполагается использовать различные схемы турбореактивных двигателей: ТРДФ и ТРДДФ. В работе рассмотрено 4 типа ГТД: одновальный ТРДФ (ТРДФ<sub>1</sub>), двухвальный ТРДФ (ТРДФ<sub>2</sub>), одновальный ТРДДФ (ТРДДФ<sub>1</sub>) и двухвальный ТРДДФ (ТРДДФ<sub>2</sub>). Кроме этого для рассматриваемых двигателей возможны различные варианты их программ управления, что также усложняет задачу формирования облика ТПД.

Рассмотренные выше проблемы могут быть эффективно решены с использованием комплексной математической модели (КММ) системы «ГЛА-СУ-топливо» и применением многопараметрической оптимизации, в частности метода непрямого статистической оптимизации на основе самоорганизации (МНСО). Задача по формированию оптимального облика ТПД для ГЛА разбита на два этапа. На первом этапе были выбраны расчетные параметры ТРДФ<sub>1</sub>, ТРДФ<sub>2</sub>, ТРДДФ<sub>1</sub> и ТРДДФ<sub>2</sub> и их программы управления, близкие к параметрам соответствующих отечественных (серийных или опытных) двигателей. При этом ГТД в составе ТПД работает в диапазоне чисел  $M=0...3,5$ , а ПВРД –  $M=1,5...5,0$ . На основании рассчитанных на ЭВМ их тягово-экономических и дроссельных характеристик (для принятых программ управления) и особенностей их рабочего процесса сформулированы выводы по выбору того или иного типа ГТД и выделена совокупность параметров СУ, которая была оптимизирована во втором этапе задачи.

Содержанием второго этапа работы явилась глобальная оптимизация основных расчетных параметров СУ ( $\pi^*_{кΣр}$ ,  $T^*_{г.р}$ ,  $m$  и др.) и ГЛА (стартовая тяговооруженность  $\mu_{0,р}$  и др.) с целью достижения максимума выбранного критерия эффективности всей системы «ГЛА-СУ» - практической дальности полета. В качестве инструмента оптимизации использовался МНСО.

В результате решения рассмотренной задачи был получен вектор оптимальных параметров технической системы «ГЛА-СУ» для всех четырех рассматриваемых типов ГТД в составе ТПД. Задача оптимизации и формирования оптимального облика ТПД была решена для различных типов применяемого топлива: керосина, метана, водорода и их комбинаций.

## **СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ КОМБИНИРОВАННЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ГЛА**

*А.В.Луковников, Ю.Н.Нечаев (ВВИА им. Н.Е.Жуковского)*

В докладе приведен сравнительный анализ эффективности различных типов комбинированных силовых установок (КСУ) для ГЛА различного целевого назначения. В качестве КСУ рассматриваются: турбопрямоточные двигатели (ТПД) параллельной и тандемной схем, ракетно-турбинные двигатели пароводородной схемы (РТДп) и ракетно-турбинный двигатель с изменяемым рабочим процессом (РТДИ).

Рассматривается также несколько вариантов применяемого топлива: керосина, жидкого водорода, жидкого метана и их комбинации: керосин+метан, керосин+водород, метан+водород.

Для расчета характеристик КСУ и ГЛА применяется разработанная ранее авторами комплексная математическая модель (КММ) системы «ГЛА-СУ-топливо», позволяющая оперативно провести параметрические исследования и выработать рекомендации по выбору параметров рабочего процесса КСУ и параметров самого ГЛА из условия достижения экстремума выбранного критерия эффективности функционирования всей системы «ГЛА-СУ-топливо».

В работе были получены значения практической дальности полета  $L$  с различными вариантами СУ, использующими различные топлива. Двухтопливные варианты СУ (керосин+водород) практически для всех типов двигателей обеспечивают большие значения практической дальности полета ГЛА, хуже варианты СУ, использующих только жидкий водород или керосин. Наибольшее значение  $L$  обеспечивается при применении в качестве СУ пароводородного РТДп. Эти результаты получены на примере ГЛА с  $m_{взл}=300$  т и при отсутствии крейсерского дозвукового участка полета. При наличии значительного крейсерского дозвукового участка полета преимущество переходит к РТДИ и ТПД (имеющим в своем составе ТРД или ТРДД), обладающим высокой экономичностью на дозвуковых дроссельных режимах работы. Эти результаты будут изменяться при варьировании взлетной массы ГЛА, т.к. при этом происходит существенное перераспределение массового баланса между массой конструкции самолета и максимальным количеством топлива, которое может быть размещено в баках на борту ГЛА.

## ТУРБОЭЖЕКТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ

*В.Л.Письменный (МАИ - технический университет, филиал «Взлет»)*

Рассмотрены оптимальные схемы воздушно-реактивных двигателей для проблемных в современной авиации скоростей полета, соответствующих числам  $M=2,5\dots3,5$ . Проблема состоит в том, что в указанном диапазоне скоростей полета турбореактивные двигатели уже не работают эффективно из-за процесса «вырождения», а прямоточные ВРД еще не работают эффективно из-за недостаточного скоростного напора. Оптимальными для указанных скоростей полета являются *турбоэжекторные двигатели*.

В турбоэжекторных двигателях в отличие от обычных ТРД между основной камерой сгорания и турбиной расположен газовый эжектор с камерой смещения. Наличие газового эжектора решает две основные задачи:

- обеспечивается дополнительный подвод воздуха, минуя компрессор;
- изменяется газодинамическая связь между основной камерой сгорания и турбиной (температура на выходе из основной камеры сгорания не равна температуре перед турбиной), благодаря чему вырождения двигателя на больших скоростях полета ( $M=3\dots4$ ) не происходит.

Теоретически, на сегодняшний день турбоэжекторные двигатели для указанного диапазона скоростей полета являются самыми экономичными и скоростными ТРД. Применение турбоэжекторных двигателей позволит реально решить проблему создания самолетов сверхзвукового крейсерского полета в диапазоне чисел  $M=2,5\dots3,8$ . Но сравнительная оценка с существующими двигателями должна производиться в системе ЛА по критериям эффективности самолетного уровня.

## ВОЗМОЖНОСТЬ РАЗРАБОТКИ И СОЗДАНИЯ ЛЕГКОГО БОЕВОГО САМОЛЕТА С ОДНОДВИГАТЕЛЬНОЙ И ДВУХДВИГАТЕЛЬНОЙ КОМПОНОВКОЙ

*К.Ф.Попович (ОАО «ОКБ имени А.С.Яковлева»)*

Рассматривается комплекс задач, которые решает легкий ударный самолет нового поколения (ЛУС), обосновывается необходимость его создания с учетом критерия «стоимость - эффективность» и возможность реализации такого самолета на базе имеющегося класса самолетов «Як» ОКБ им. А.С. Яковлева.

Оценки показывают, что частота встреч ЛУС при операциях с воздушными целями составляет с вертолетами - 40%, легкомоторными самолетами - 30%, ДПЛА и крылатыми ракетами - 20%, военнотранспортными самолетами - 10%.

Отмеченным выше потребностям и задачам могут удовлетворять боевые самолеты на базе учебно-тренировочного самолета Як-130. Учитывая состояние современной российской экономики и возможности двигателестроения, целесообразно рассмотреть возможность разработки однодвигательного или двухдвигательного ЛУС с использованием опыта проектирования легких самолетов на базе УТС Як-130 и с учетом новых современных требований (более современные ЛТХ, большая маневренность с использованием форсажа и отклонения тяги двигателя, более современный комплекс бортового оборудования и др.).

Создаваемый перспективный легкий боевой самолет будет аналогичен УТС Як-130, при этом конструктивная унификация составит не менее 70-80% (крыло, опорное шасси, передняя часть фюзеляжа, включая кабину летчика, и др.).

Основное отличие при создании ЛУС от существующего самолета будет состоять в замене двух двигателей российско-словацкого производства РД-35 на один отечественный РД-33Ф с форсажной камерой сгорания и связанными с этой заменой конструктивными изменениями, касающимися, в основном, средней и хвостовой части фюзеляжа, включая воздухозаборники и реактивные сопла силовой установки.

Предлагаемое направление создания ЛУС на основе модификаций существующего самолета позволяет при минимизации технического риска радикально сократить финансовые и временные затраты на реализацию семейств легких самолетов (с общим взлетным весом не более 10т) за счет использования апробированных технических решений с учетом летных испытаний базового самолета Як-130. Накопленный опыт позволяет создать легкий однодвигательный боевой самолет с умеренной сверхзвуковой скоростью ( $M_{co} < 1,5 \dots 1,6$ ), причем, как отмечалось выше, степень унификации конструкции самолета составит не менее 70...80%.

## **РАССМОТРЕНИЕ ВОПРОСА СОЗДАНИЯ РЕЗЕРВНОЙ САУ ГТД ДЛЯ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ САМОЛЕТОВ**

*Д.С.Шутов (МАИ - технический университет)*

Анализ требований, предъявляемых к ГТД различных типов самолётов, показывает, что резервирование (гидромеханическое, электронное) САУ в настоящее время необходимо только для некоторых их типов.

Предлагается следующая классификация САУ в зависимости от назначения самолёта и числа установленных на нём двигателей:

	Маневренная авиация	Тяжелая авиация	Грузопассажирская авиация
Одномоторные	М 1	-	-
Двухмоторные	М 2	Т 2	ГП 2
Многомоторные	-	Т 3	ГП 3

□ - предполагается наличие резервной САУ.

Разрабатываемые в настоящее время электронно-цифровые САУ с полной ответственностью в состоянии обеспечить требуемый уровень надёжности. Однако их надёжность (на сегодняшний день) не достаточна для некоторых типов двухмоторных и одномоторных самолётов.

Состав функций, реализуемых резервной САУ ГТД, прежде всего, определяется типом самолёта, его концепцией и числом двигателей. Объём функций резервной САУ связан с ограничениями, накладываемыми, в первую очередь, на массу, стоимость и надёжность резервной системы управления.

Был проведён предварительный анализ состава функций, выполняемых резервной САУ ГТД для различных типов самолётов. Для некоторых функций был проведён расчёт показателей надёжности.

В ходе дальнейших работ предполагается решить задачу оптимизации и разработать рекомендации для создания резервных САУ авиационных ГТД оптимальных по объёму выполняемых функций.

## **МЕТОДИКА ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ СИСТЕМОЙ «СИЛОВАЯ УСТАНОВКА – ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ» НА ЭТАПАХ КОРОТКОГО И ВЕРТИКАЛЬНОГО ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ**

*С.А.Каменчук, Г.В.Кретьинин, С.В.Купцов, И.А.Леценко (ВВИА им. Н.Е.Жуковского)*

Обеспечение эффективного выполнения летательным аппаратом этапов короткого (вертикального) взлета и посадки требует решения задачи оптимизации законов интегрированного управления системой “силовая установка–летательный аппарат” в многодисциплинарной постановке.

В докладе представлены:

- комплексная математическая модель силовой установки с развитым управлением такими элементами проточной части, как: воздухозаборник, сопло, смеситель, сопловые аппараты турбин, направляющие аппараты компрессоров;
- динамическая математическая модель движения летательного аппарата с учетом его вращения вокруг центра масс;
- методика, позволяющая определять оптимальные законы интегрированного управления, как элементами проточной части силовой установки, так и положением летательного аппарата в пространстве.

Эффективность предлагаемой методики подтверждается решением ряда практических задач по оптимизации законов интегрированного управления системой “силовая установка–летательный аппарат” на этапах короткой (вертикальной) посадки.

## **ИССЛЕДОВАНИЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ХЛАДОРЕСУРСА СЖИЖЕННОГО ПРИРОДНОГО ГАЗА В СИСТЕМЕ «ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ-СИЛОВАЯ-УСТАНОВКА-ТОПЛИВО»**

*В.В.Разносчиков, М.Е.Резников (ВВИА им. Н.Е.Жуковского)*

В случае использования на существующих и перспективных летательных аппаратах криогенного топлива встает вопрос рационального распределения его хладоресурса. Кроме этого решение вопросов формирования конструктивного облика системы «Летательный аппарат-силовая установка-топливо» (ЛА-СУ-Т) должно быть направлено, прежде всего, на поиск наилучшего сочетания показателей: удельного расхода топлива, массы элементов системы, габаритных размеров и других, позволяющих обеспечить максимальную эффективность системы ЛА-СУ-Т.

Одним из главных вопросов - это выбор способа исследования влияния свойств криогенного топлива, и, в частности его хладоресурса, а так же его влияния на характеристики двигателя и системы ЛА-СУ-Т в целом. Традиционным способом эта задача решается путем создания сложной математической модели. В работе предложен упрощенный способ формирования облика системы ЛА-СУ-Т.

Выработаны некоторые рекомендации, касающиеся использования хладоресурса криотоплива, на системах ЛА-СУ-Т различного назначения. Кроме этого, показаны соотношения критериев эффективности высокого уровня, к примеру, масса полезной нагрузки при различных вариантах использования хладоемкости сжиженного природного газа.

## **ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТЬ УЧЕТА РАСХОДНЫХ ПОТЕРЬ НА НАЧАЛЬНОЙ СТАДИИ ОПТИМАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ ОСЕВЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ ТУРБИН**

*Б.А.Крылов, С.П.Митин (МАИ - технический университет)*

Проведенный анализ известных методов оптимизации турбин показал, что для создания высокоэкономичных и надежных турбоагрегатов должны быть разработаны новые подходы к макрооптимизации турбин с комплексным учетом расходных потерь на самой начальной стадии их проектирования.

Экспериментально получено, что при увеличении степени парциальности периферийные расходные потери  $z_{\pi}$  возрастают в связи с уменьшением высоты ПЧ и угла  $\alpha_1$ , а потери в межвенцовом осевом зазоре  $z_{\text{мв}}$  уменьшаются в связи с уменьшением его относительной площади. Очевидно, что учет реально существующих расходных потерь в проектируемой турбине приведет к общему снижению уровня кривой ее КПД на величину, определяемую суммой потерь  $z_{\pi}$  и  $z_{\text{мв}}$  и одновременному смещению максимума экстремальной функции КПД вдоль оси  $e$  от первоначально оптимальной точки  $e_{\text{опт}}$  в ту или иную сторону в зависимости от соотношения величин функций потерь  $z_{\pi}$  и  $z_{\text{мв}}$ , и их производных по  $e$ . Анализ показал, что при равных величинах зазоров проточной части КПД турбины, оптимизированной с учетом влияния расходных потерь в зазорах, выше КПД турбины, оптимизированной без этого учета.

Проведенные эксперименты на специально изготовленных турбинах с размерностью ПЧ ( $h/D_{\text{ср}}=0,148; 0,095; 0,042$ ),  $D_{\text{ср}}=108$  мм., углами ( $\sin \alpha_1=0,051; 0,175; 0,275$ ),  $\alpha_1=2,95^\circ - 17,8^\circ$ , степенью парциальности  $e=0,143 \dots 1,0$ ; и различным сочетанием периферийных зазоров ( $F_{\text{др}}=0,0215; 0,1076; 0,1937$ ;  $F_{\text{д1}}=0,103 \dots 4,19 \dots 13,48$ ), показали, что КПД турбины с основными проектными параметрами, полученными с учетом влияния расходных потерь в зазорах (0.8-1.7 мм), выше стендового КПД турбины с параметрами, полученными без учета потерь в зазорах, достигают 25...30%.

## **АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СОПЕЛ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ БОЛЬШОЙ СТЕПЕНИ ДВУХКОНТУРНОСТИ**

*В.К.Петров, А.С.Редьков (ЦАГИ им. проф. Н.Е.Жуковского)*

В настоящее время важным вопросом при проектировании летательного аппарата ЛА остается вопрос о взаимном расположении планера и двигательной установки. Потери тяги в выходном устройстве, взаимное влияние двигателя и крыла самолета (аэродинамическая интерференция) могут значительно ухудшить качество ЛА, причем потери качества ЛА от аэродинамической интерференции могут составить до 10%. Решением данной проблемы может стать выбор оптимального расположения двигательной

установки относительно крыла и конструкции выходного устройства обеспечивающего минимальные потери тяги.

Приведены результаты экспериментов и расчетов влияния геометрических параметров силовой установки, ее компоновки и режимов работы двигателя на аэродинамические характеристики системы крыло – силовая установка. Для проведения экспериментальных исследований в аэродинамической трубе ТПД-ТР ЦАГИ был спроектирован и изготовлен стенд ТПД.ТР.18.00 с шестикомпонентными весами. Использование этого стенда совместно с тензовесами державки типа НД-3К при проведении экспериментальных исследований в АДТ ТПД-ТР позволяет определить аэродинамические характеристики, как отдельных элементов, так и компоновки в целом, а так же оценить величину аэродинамической интерференции и влияния реактивной струи.

Расчетные исследования проведены с использованием комплекса программ EWT (Electronics Wind Tunnel) разработанного в ЦАГИ. Была создана математическая модель АДТ ТПД-ТР и стенда ТПД.ТР.18.00. Получены характеристики крыла и силовой установки, картина интерференции возникающая от совместной работы крыла и двигателя. Представлено сравнение результатов полученных экспериментальным и расчетным путем.

## **СИСТЕМЫ РАЗДЕЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ**

*В.В.Ефанов, В.Н.Тимофеев (ФГУП «НПО им. С.А.Лавочкина»)*

В настоящее время создано значительное количество систем разделения (СР) различных типов. Выбор наиболее рационального варианта системы для решения конкретной задачи по разделению конструкции в соответствии с системным подходом осуществляется из множества возможных. Формировать это множество целесообразно на основе классификации СР по виду используемой энергии. Предлагается рассматриваемые системы подразделять на использующие энергию взрыва и горения, энергию горения, энергию механическую энергию, энергию бортовых устройств и внешнего воздействия. Однако наиболее распространенными являются пиромеханические СР и системы на основе кристаллических или эластичных ВВ (ЭВВ).

Самыми распространенными для отделения КА от ракеты являются коллекторные пиромеханические системы. Они состоят из четырех, восьми и более пирозамков – толкателей (в зависимости от конструктивно-силовой схемы аппарата), нескольких пиромеханических газогенераторов, коллектора, собирающего рабочий высокоэнергетический газ из газогенераторов и трубопроводов подачи этого газа в пирозамки – толкатели во время работы.

В ряде случаев для отделения частей конструкции КА целесообразно использовать малогабаритные детонационные замки на основе ЭВВ. Хорошие реологические свойства и высокая детонационная способность этих веществ позволяет формировать в замках миниатюрные высокоэффективные заряды, обеспечивающие разделение силовых элементов, которые выдерживают осевую нагрузку во много тонн. Количество таких устройств в системе измеряется от нескольких единиц до десятков. Для обеспечения синхронности срабатывания и повышения надежности их целесообразно соединять между собой неразрушающимися трансляторами детонации.

Известно, что по массовому совершенству конструкция КА требует использования для передачи нагрузок силовых оболочек. Их разделение целесообразно осуществлять с помощью удлиненных кумулятивных зарядов кристаллических ВВ (УКЗ). Они представляют собой медную профилированную вдоль образующей трубку, заполненную гексогеном с плотностью более  $1700 \text{ кг/м}^3$ . Скорость детонации – более  $7500 \text{ м/с}$ .

В НПО им. С.А.Лавочкина разработаны научно-методические основы проектирования СР, эти системы подтвердили высокую эффективность и надежность в составе КА серий «Марс», «Венера», «Вега», «Аркон», разгонного блока «Фрегат» и др.