

## Секция 15

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

**ОСОБЕННОСТИ МЕТОДОЛОГИИ ОБРАБОТКИ СКОРОСТНОЙ  
ВИДЕОРЕГИСТРАЦИИ УГЛА НАКЛОНА СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ  
ПРИ ОБТЕКАНИИ МОДЕЛИ ГЛА**

***А.П. Иванов, Н.В. Кукшинов, О.Ф. Погорелова, В.Л. Семенов  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
e-mail: semenov@ciam.ru***

Одним из сложнейших моментов в решении проблемы создания силовой установки (СУ) с прямоточным контуром является интеграция проточного тракта СУ с нижней поверхностью планера гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА) и определение характеристик ВЗУ в реальных условиях гиперзвукового полета. Отсутствие экспериментально подтвержденных методов расчёта указанных характеристик привело к необходимости разработки гиперзвуковой летающей лаборатории (ГЛЛ) «ИГЛА», выполненной в масштабе 1:9 по отношению к проекту реального ГЛА Ту-2000.

При разработке проекта ГЛЛ «ИГЛА» возник вопрос априорного определения характеристик воздухозаборного устройства (ВЗУ) и тракта камеры сгорания. При этом выявилась необходимость проведения экспериментальных исследований особенностей течения в тракте ГПВРД на масштабно-уменьшенной ( $M = 1:10$ ) модели ГЛЛ «ИГЛА». Испытания проводились на аэродинамических трубах АТ-303 и Т-313 ИПТМ СО РАН.

Испытания модели «ИГЛА» проводились при числах Маха в диапазоне  $M=6-18$  и углах атаки в диапазоне  $0^\circ-6^\circ$ . Во время испытаний велась скоростная видеорегистрация течения на входе в модель. На полученных фотографиях можно наблюдать скачки уплотнения, возникающие при обтекании модели гиперзвукового летательного аппарата.

В ЦИАМ была разработана методика обработки скоростной видеорегистрации картины течения, которая позволяет с высокой точностью определять угол между вектором скорости потока на входе в двигатель и фронтом скачка уплотнения. Итогом обработки стало получение зависимостей углов наклона скачка уплотнения от различных чисел Маха (рис.1) и разных углов атаки (рис.2).

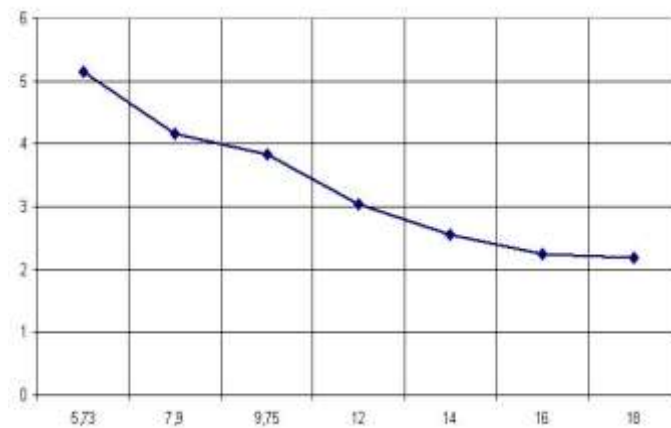


Рис.1. Зависимость угла наклона фронта скачка уплотнения от числа Маха

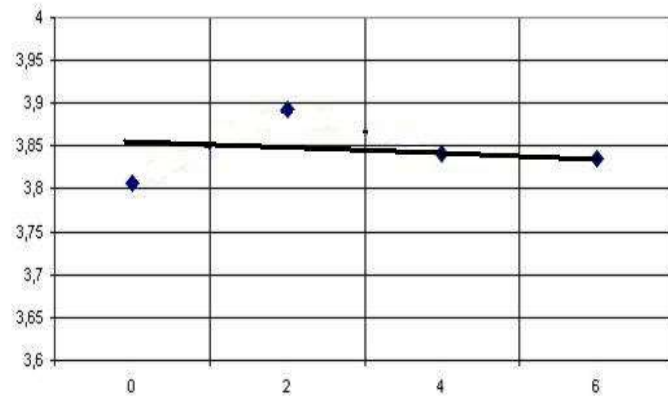


Рис.2. Зависимость угла наклона фронта скачка уплотнения от угла атаки

В целом полученные при обработке углы наклона скачков уплотнения являются измеряемым параметром и могут найти применение в уточнении расчётных методов определения характеристик воздухозаборников гиперзвуковых летательных аппаратов.

**ОСОБЕННОСТИ ИСПЫТАНИЙ МАЛОРАЗМЕРНЫХ МОДЕЛЕЙ  
ПРИ ОБТЕКАНИИ В УСЛОВИЯХ, ПРИБЛИЖЕННЫХ К НАТУРНЫМ**

***А.Г. Прудников, А.М. Подвальный, В.В. Северинова,  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова), e-mail: tema\_mix1987@mail.ru  
В.А. Забайкин, А.А. Смоголев, П.К. Третьяков, А.В. Тупикин  
(ИТПМ СО РАН), e-mail: [paveltr@itam.nsc.ru](mailto:paveltr@itam.nsc.ru)***

Решается обратная задача: по весовым замерам продольной и поперечной компоненты вектора теплогазоаэродинамического (ТГАД) сопротивления сверхмалых моделей возможного авиакосмического летательного аппарата, определяются характеристики его лобовых, поперечных и продольных (тяговых) ТГАД-сил на режимах атмосферного полета, ТГАД-посадки, бокового ТГАД-маневра при неподвижной твердотельной части аэродинамического контура самого аппарата.

Испытания разгонных и маршевых ступеней проводились соответственно на балтрубах Академии и Высшей школы, на моделях ЦИАМ, на стендах ИТПМ СО РАН, на топливах и горючих ФГУП РНЦ «Прикладная химия» и ГНИИХТЭОС.

На основе результатов трех представленных в докладе испытаний прямоточной маршевой ступени ТГАД-силового устройства модели авиакосмического летательного аппарата (с одним входом и тремя разными выходами газогенераторных струй неполного сгорания во внешний воздушный поток) получены эмпирические значения ТГАД-характеристик лобового сопротивления, управления и тяги при располагаемых стендовых числах Маха  $M_c = 3,6; 4,0$ .

**ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА СИЛОВЫХ УСТАНОВОК  
С ПРЯМОТОЧНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ ДЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**О.Д. Селиванов, А.В. Луковников, Н.П. Дулепов, Г.Д. Харчевникова,  
Д.Б. Фокин (ЦИАМ им. П.И. Баранова), e-mail: [lukovnikof@mail.ru](mailto:lukovnikof@mail.ru)**

Исследования по формированию облика и оценке эффективности силовых установок (СУ) в системе летательного аппарата (ЛА) выполняются в ЦИАМ им. П.И. Баранова в отделе «Силовые установки летательных аппаратов». Для проведения этих исследований используются комплексные математические модели (КММ) систем «ЛА–СУ–топливо».

В основе исследований лежит многодисциплинарный комплексный подход к оценке эффективности ЛА, когда в качестве критериев используются не только летно-технические характеристики, например, дальность полета, масса полезной нагрузки или потребная длина ВПП, но и такие критерии, как стоимость и уровень технического риска при разработке ЛА, топливная эффективность, прямые эксплуатационные расходы, уровень шума на местности, эмиссия вредных выбросов в атмосферу и т.д.

В последние годы значительно возрос интерес большинства стран мира (США, Австралия, Франция, Япония, Китай, Индия и др.) к разработке гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), авиационно-космических систем (АКС) и воздушно-космических самолетов (ВКС) различного назначения, использующих в составе СУ прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД). В России после почти 20-летнего затишья (в 1991 г. впервые в мире были проведены летные испытания водородного гиперзвукового ПВРД) оживились работы по созданию гиперзвуковых летающих лабораторий и демонстраторов гиперзвуковых технологий.

В связи с этим в ЦИАМ за последние годы были проведены широкие исследования по оценке эффективности и формированию оптимального технического облика СУ для высокоскоростных ЛА следующих типов:

- перспективные одно- и двухступенчатые АКС и ВКС горизонтального взлета и посадки;
- перспективный гиперзвуковой маршевый самолет с числами М крейсерского полета  $M_{кр} = 4-6$ ;

- сверхзвуковые и гиперзвуковые авиационные и крылатые ракеты различного класса и назначения с ПВРД и интегральными ракетно-прямоточным двигателями на твердом топливе (ИРПДТ).

В докладе в качестве примера приведены результаты по формированию предварительного технического облика СУ с ПВРД для высокоскоростных ЛА различного назначения.

**СИСТЕМО-ХИММОТОЛОГИЧЕСКИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ  
ПО ИСПОЛЬЗОВАНИЮ КРИОГЕННЫХ ТОПЛИВ В СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ  
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

***В.В. Разносчиков (ЦИАМ им. П.И. Баранова),***

***e-mail: [raznoschikov@mail.ru](mailto:raznoschikov@mail.ru)***

В настоящее время ведущие корпорации и компании различных стран ведут перспективные разработки по поиску и внедрению альтернативных видов топлив в технике и в авиации в частности. Для России газовое топливо является основной альтернативой традиционному нефтяному. Прежде всего, это утверждение связано с большими запасами попутного нефтяного и природного газа. Кроме того, в России имеются теоретические и экспериментальные разработки использования криогенного топлива. В 1988-89 г.г. успешно прошли испытательные полеты самолета Ту-155, работающего на сжиженном природном газе (СПГ) и водороде.

Следует отметить, что в настоящее время сложилась ситуация, когда основные технические проблемы по созданию авиационных силовых установок (СУ) и летательных аппаратов (ЛА), работающих на СПГ решены. Требуется решение на государственном уровне о начале полномасштабных опытно-конструкторских и экспериментальных работ в данном направлении.

Однако остаются мало изученными вопросы реализации возможностей СПГ и водорода в СУ и ЛА. Например, хладоресурс топлива позволяет повысить работу цикла СУ, обеспечить охлаждение горячих элементов и агрегатов СУ и ЛА, повысить его аэродинамическое качество. СПГ и водород можно использовать в топливных элементах для выработки электрического тока, что, в свою очередь, открывает новые возможности повышения эффективности ЛА. Необходимо выработать ре-

комендации по параметрам и конструктивному исполнению элементов криогенной топливной системы.

Для оценки эффективности применения криогенных топлив, создана имитационная математическая модель (ИММ). ИММ основана на современных подходах и методиках, которые позволяют проводить расчет характеристик ЛА и СУ различных схем.

Расчетно-теоретические исследования можно проводить как в параметрической, так и в оптимизационной постановке задачи. Особое внимание в КММ уделяется моделированию свойств топлив и анализу химмотологических процессов в системах ЛА и СУ.

В докладе представляется структура ИММ системы «ЛА-СУ-Топливо» и результаты оценки эффективности различных вариантов СУ пилотируемых и беспилотных ЛА на криогенных топливах.

#### **ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК НА БАЗЕ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ В СОСТАВЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

*И.С. Аверьков, А.В. Байков, Н.И. Олесова*

*(ЦИАМ им. П.И. Баранова), e-mail: [igoraverkov@yandex.ru](mailto:igoraverkov@yandex.ru)*

В настоящее время в качестве энергетических установок, вырабатывающих электрическую энергию, в основном рассматриваются газотурбинные установки, аккумуляторы, гальванические элементы или тепловые машины внутреннего сгорания. В последнее время активно ведутся разработки по применению электрохимических генераторов (ЭХГ) электрической энергии на базе твердооксидных и твердополимерных топливных элементов. Данные ЭХГ имеют ряд преимуществ перед традиционными энергетическими установками. По сравнению с аккумуляторами и гальваническими элементами ЭХГ имеют более высокие энергетические показатели на единицу массы и объема. По сравнению с тепловыми машинами и газотурбинными установками ЭХГ имеют более высокий КПД. При снижении нагрузки КПД у данных ЭХГ возрастает, а не снижается, как это имеет место у газотурбинных установок.

Можно выделить следующие особенности ЭХГ на базе твердооксидных и твердополимерных топливных элементов:

- химическая энергия топлива непосредственно превращается в электрическую, минуя другие стадии превращения;

- отсутствуют подвижные узлы;
- работа осуществляется бесшумно;
- при снижении нагрузки КПД возрастает.

Создание компактных и мощных ЭХГ на базе твердооксидных и твердополимерных топливных элементов делает возможным их применение в составе летательного аппарата и в частности самолета. При этом они могут использоваться либо как вспомогательные силовые установки (ВСУ) для обеспечения некоторых или всех бортовых потребностей самолета в электроэнергии, либо как основные силовые установки, приводящие в движение винтовые двигатели, создающие тягу.

Задачей настоящего исследования является определение оптимального облика энергетической установки на базе топливных элементов в составе самолета.

**МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИОННОГО РАСЧЕТА БЛОКА ЦЕНТРОБЕЖНЫХ И СТРУЙНЫХ НАСОСОВ В СОСТАВЕ КРИОГЕННОЙ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ГИПЕРЗВУКОВОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*В.В. Загумёнов (929 ГЛИЦ МО РФ)*

*В.В. Разносчиков (ЦИАМ им. П.И. Баранова),*

*e-mail: zagumennovikv2009@rambler.ru*

Эффективность авиационной техники зависит не только от технического совершенства силовых установок и планера летательного аппарата (ЛА), но и от того, на каком топливе будет работать силовая установка (СУ). Поэтому одной из главных проблем формирования облика перспективной авиационной и аэрокосмической техники является выбор приоритетного для нее топлива. Основными требованиями, предъявляемыми к перспективным «топливам будущего», являются: большие сырьевые запасы, высокие теплофизические свойства и экологичность. В связи с этим, в качестве альтернативы традиционным нефтяным авиакеросинам, широко рассматриваются криогенные топлива, такие как: жидкий водород, сжиженный природный газ, криогенный пропан и другие. Однако при переходе перспективной авиационной техники на совершенно новый вид топлива возникнет необходимость значительной доработки топливной системы (ТС).

В состав криогенной ТС входят криогенный топливный бак (ТБ), трубопровод с теплоизоляционным покрытием, подкачивающий насос (расположен в расходном отсеке (РО) топливного бака) и струйный

насос, предназначенный для обеспечения устойчивой бескавитационной работы подкачивающего насоса за счёт поддержания заданного уровня жидкости в расходном отсеке на всех режимах работы. Также в конструкции криобака предусмотрен предохранительный клапан (ПК), через который производится выброс пара при достижении максимально допустимого по условиям прочности давления в баке. При проектировании криогенной ТС основными требованиями являются минимальная масса ТС и масса не вырабатываемого остатка топлива в РО, а главное минимальный нагрев топлива в ТБ. При этом, как показывают исследования, важнейшее значение имеет расчёт струйного и подкачивающего (чаще центробежного) насосов.

Очевидно, что интенсивность нагрева топлива падает при увеличении толщины теплоизоляции криобака, но при этом растут масса и габариты ТС. По этому, наиболее эффективным способом снижения интенсивности нагрева топлива является уменьшение теплового потока  $q_{\Sigma\text{пн}}$ , выделяющегося при работе подкачивающего насоса. Величина  $q_{\Sigma\text{пн}}$  зависит от потребной мощности  $N_{\text{пн}}$  и коэффициента полезного действия  $\eta_{\text{пн}}$  подкачивающего насоса. Эксперименты показывают, что потребная мощность подкачивающего насоса во многом определяется параметрами трубопровода, то есть увеличивается пропорционально сумме потерь полного давления  $\Delta r_{\text{тр}}^*$  в трубопроводе и прироста давления насыщенных паров жидкости  $\Delta r_{\text{птр}}$  в результате нагрева топлива в трубопроводе. Снижения суммы  $\Delta r_{\text{тр}}^*$  и  $\Delta r_{\text{птр}}$  можно добиться подбором оптимального значения диаметра и толщины теплоизоляции трубопровода (с увеличением диаметра величина  $\Delta r_{\text{птр}}$  растёт, а  $\Delta r_{\text{тр}}^*$  падает).

Кроме этого, на величину теплового потока, выделяющегося при работе подкачивающего насоса, оказывает влияние объём РО, определяющий массу не вырабатываемого остатка топлива. Если уменьшать объём РО, то это может привести к возникновению «просадки» топлива в РО на взлётном режиме, из-за чего возникает угроза выхода подкачивающего насоса на «критический» кавитационный режим. В результате возникает необходимость увеличения мощности струйного насоса, и, как следствие, мощности подкачивающего насоса. Либо необходимо уменьшать расчётный кавитационный запас подкачивающего насоса за счёт понижения КПД. Снижения интенсивности нагрева топлива и массы не вырабатываемого остатка можно добиться подбором оптималь-



ного соотношения объёма РО, мощности струйного насоса и расчётного кавитационного запаса подкачивающего насоса.

Таким образом, отличительной особенностью расчёта блока центробежных и струйных насосов в составе криогенной ТС, является необходимость проведения совместных оптимизационных исследований насосов и других элементов ТС. При этом нужно учитывать взаимовлияние элементов ТС друг на друга и особенности эксплуатации авиационной техники. Для этого разработана методика термогидравлического расчёта параметров криогенной ТС, позволяющая проводить параметрические и оптимизационные исследования. Критериями оптимизации выбираются минимизация массы ТС и массы не вырабатываемого остатка топлива, а также массы топлива, «сброшенного» через предохранительный клапан. Окончательное решение о выборе конкретного варианта оптимальных параметров криогенной ТС принимается в зависимости от приоритетности выбранного критерия оптимизации.

В докладе представлены результаты исследований по выбору параметров криогенной ТС перспективного грузопассажирского самолёта.

**ОСОБЕННОСТИ «ЗАВЯЗКИ» РАСЧЕТНОГО РЕЖИМА  
И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ВЫСОТНО-СКОРОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК  
РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ**

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

Теснейшая интеграция двигателя и ЛА, взаимосвязь процессов в РПДТ с полетными условиями предопределяют оптимальность комплексного подхода к проектированию нового изделия. Несмотря на простое схемное решение и небольшое количество элементов, математическое моделирование РПДТ связано с рядом сложных и до конца нерешенных, в экспериментальном и математическом плане, вопросов. Они касаются, в основном, «завязки» двигателя на расчетном режиме. Например: выбор числа и схемы размещения сопловых отверстий на задней стенке регулятора и угла наклона их оси, регулирование расхода ТТ; формирование состава ТТ; наличие стартово-разгонной ступени в составе двигательной установки, что накладывает жесткие ограничения на её габаритно-массовые характеристики и т.д. Существует необходимость в анализе существующих математических моделей (ММ), а так же в разработке и усовершенствовании ММ отдельных узлов, систем и

двигателя в целом, и в обобщении имеющегося отечественного и зарубежного опыта создания РПДТ.

Доклад посвящен описанию методик расчета элементов РПДТ и обзору исследований, проведенных авторами в области математического моделирования процессов, протекающих в элементах РПДТ, а также расчету высотно-скоростных характеристик двигателя. При математическом моделировании рассматривался гипотетический РПДТ с однокамерным ГГ.

ММ РПДТ строится на базе уравнений сохранения массы, энергии и импульса, записанных в интегральном виде для соседних сечений. При этом необходимо учитывать реальные свойства газа: двухфазность, зависимость теплофизических свойств газа от температуры, наличие химических реакций. Каждый элемент двигателя включается в модель двигателя в виде уравнений или системы уравнений, представляющих собой характеристику данного элемента, которая позволяет определить параметры потока на выходе из него по известным характеристикам на входе.

В основе ММ расчета высотно-скоростных характеристик РПДТ лежит решение нелинейных алгебраических уравнений совместной работы элементов двигателя.

В докладе освещены вопросы «завязки» РПДТ, результаты и анализ высотно-скоростных характеристик РПДТ для высокоскоростных ЛА. Созданная методика позволяет проводить обширный цикл предварительных расчетных исследований по формированию облика РПДТ и оценки его характеристик.

**ОЦЕНКА ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОСКОРОСТНОГО  
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ТВЕРДОТОПЛИВНЫМ  
РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ  
П.С. Сунцов (ЦИАМ им. П.И. Баранова)**

Интегральные ракетно-прямоточные двигатели на твердом топливе (ИРПДТ) используются на малоразмерных (беспилотных) высокоскоростных летательных аппаратах (ЛА) различного назначения. Силовая установка таких ЛА представляет собой комбинацию разгонного (стартового) твердотопливного ракетного двигателя и ИРПДТ, обеспечивающего полет на маршевом (крейсерском) участке траектории. Особенностью ИРПДТ является тесная интеграция ЛА и СУ.

В докладе приводится описание методики и математической модели одномерного расчета характеристик ИРПДТ, базирующейся на решении системы нелинейных алгебраических уравнений движения газового потока в характерных сечениях по тракту двигателя и согласования по расходу воздуха нерегулируемого воздухозаборника с камерой дожигания ИРПДТ на всех возможных режимах работы СУ.

Для расчета физико-химических свойств рабочего тела (продуктов сгорания твердого топлива и воздуха) используется программа «АСТРА», разработанная в МГТУ им. Н.Э. Баумана под руководством Б.Г. Трусова. Свойства чистого воздуха в воздухозаборнике и канале ИРПДТ рассчитываются как без учета, так и с учетом диссоциации при высоких числах  $M$  набегающего потока.

Также изложены методические подходы к расчету летно-технических характеристик и оценке эффективности высокоскоростных ЛА с ИРПДТ. По этим показателям производится оптимизация конструктивных и термогазодинамических параметров рабочего процесса ИРПДТ в системе ЛА.

#### **ОСОБЕННОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭТИЛЕНА В СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА ЕГО СВОЙСТВ**

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

Этилен применяется в силовых установках (СУ) гиперзвуковых летательных аппаратах (ГЛА) в качестве пускового топлива. Для проведения расчетно-теоретических исследований топливной системы ГЛА требуется расчет теплофизических свойств этилена.

Разработана методика расчета теплофизических и эксплуатационных свойств алкенов, которая включена в математическую модель (ММ) топлив. За основу были взяты известные методики, которые после проверки уточнялись для повышения реалистичности. Свойства этилена рассчитываются в широком диапазоне температур и давлений в жидком и газообразном состоянии.

В докладе освещены вопросы расчета свойств этилена и интеграции ММ топлив в составе имитационной модели ГЛА-СУ-Т. Созданная ММ топлив используется в ММ топливной системы ГЛА, в ММ стоимо-

сти жизненного цикла системы, в ММ элементов двигателя, использующих топливо, а так же в ММ определения эмиссии вредных веществ.

### ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИЕ ЦИКЛЫ ДЛЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*Н.Н.Иноземцев (МАИ)*

Доклад посвящен актуальной проблеме экологически чистого получения механической (электрической) энергии на борту космического ЛА. Предложены замкнутые многоконтурные термодинамические циклы со смешением разнородных рабочих тел, которые позволяют уменьшить величину отводимой в космическое пространство теплоты и, тем самым, уменьшить массу радиационных излучений.

Идея новых циклов заключена в частичной замене отводимой теплоты в цикле на затрату работы на разделение смеси, образовавшейся в конце цикла. Эта работа разделения смеси забирается из работы совершаемой самим циклом с верхнего уровня температур без затраты дополнительной энергии, что увеличивает КПД цикла. Кроме того, в процессе осуществления цикла один из рабочих компонент конденсируется и повышение давления его в жидкостном насосе требует значительно меньшей затраты энергии, что также увеличивает КПД замкнутого многоконтурного цикла и приближает его к КПД цикла Карно.

Все это позволяет получать необходимые термодинамические параметры для организации конденсации одного из рабочих компонент в процессе самого цикла, что обеспечивает возврат рабочих тел в первоначальное состояние и замыкание цикла. Эти параметры получаются за счет компенсационных процессов сжатия одного из рабочих тел с отводом тепла в космическое пространство на нижнем уровне температур или на верхнем уровне температур с возвратом части тепла источнику. При этом отвод тепла в космос уменьшается в 3–4 раза по сравнению с циклом Брайтона.

В докладе представлена схема энергетической установки, работающей по предложенным циклам, и приведены конкретные циклы в  $p$ - $T$ -координатах. Для космических ЛА автор предлагает циклы на воде и воздухе, воде и азоте в диапазоне температур  $\sim 150$ – $520$  К на солнечном нагреве, которые позволяют получить мощность  $\sim 60$  кВт при суммарном расходе рабочих тел  $G_{\Sigma} = 1,0$  кг/с.

**Симпозиум, посвященный памяти  
академика Б.С. Стечкина  
(к 120-летию со дня рождения)**

**АКАДЕМИК БОРИС СЕРГЕЕВИЧ СТЕЧКИН – ОСНОВОПОЛОЖНИК ТЕОРИИ  
ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

*Ю.Н. Нечаев*

*(ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»)*

Главная научная заслуга Б.С. Стечкина состоит в том, что он еще в конце 20-х годов прошлого века сумел предсказать и теоретически обосновать возможность создания нового типа двигателей для авиации – воздушно-реактивных двигателей, которые обеспечили качественный скачок в ее развитии. Эти перспективы были раскрыты в работе «Теория воздушного реактивного двигателя». Которая была опубликована в 1929 г. в журнале «Техника воздушного флота» [1]. Эта работа предвосхитила более чем на два десятилетия развитие авиационной науки и техники. В эпоху, когда в авиации использовались только поршневые двигатели, которые к тому же были далеки от совершенства, Борис Сергеевич предложил новый тип двигателя, дал теорию его расчета и, тем самым, указал путь развития новой реактивной авиации на многие годы вперед.

Этот труд Бориса Сергеевича получил всемирное признание. И особенно важно то, что в нем были заложены основы современной теории ВРД, которые получили дальнейшее развитие, прежде всего, в последующих трудах самого Б.С. Стечкина и его учеников и последователей. Это дает нам основание по праву считать Б.С. Стечкина основоположником теории ВРД.

Борис Сергеевич к идее ВРД пришел не сразу и не случайно. Теоретической основой для решения этой проблемы явились его обширные знания в области классической термодинамики, теоретической гидромеханики и теплотехники. Достаточно указать на то, что Н.Е. Жуковский, будучи освобожденным постановлением Совнаркома (от 3.12.1920 г.) от обязательной учебной нагрузки в МГТУ в целях высвобождения времени для научной деятельности и руководства ЦАГИ, поручил чтение курса лекций по гидромеханике своему ближайшему ученику Б.С. Стечкину. Именно глубокое знание теоретической гидродина-

мики и теплотехники привели Б.С. Стечкина к идее о возможности применения ВРД в авиации, которую можно отнести к крупнейшим открытиям XX века.

Эту идею Б.С. Стечкин долго вынашивал, но изложил впервые не в печати, а на одной из лекций по курсу гидродинамики студентам МВТУ. Излагать свои новые научные идеи на лекциях – было характерной чертой Бориса Сергеевича. Так он поступил и на этот раз. Слух о новой теории Стечкина быстро распространился среди московских ученых и инженеров-авиаторов. Командование ВВС приглашает Бориса Сергеевича прочесть эту лекцию публично в Большой аудитории Дома Красной Армии. Затем он делает доклад на эту же тему на научной конференции в ЦАГИ. Поступают настоятельные просьбы – опубликовать лекцию о новой двигателе в печати. Так в 1929 г. появляется по настоятельному требованию коллег и друзей уже ставшая известной работа «Теория воздушного реактивного двигателя».

Условия к практическому созданию реактивной авиации созрели только к 1944 г. 18 февраля 1944 г. Государственный комитет обороны СССР принял постановление о создании специального научно-исследовательского института НКАП по реактивной авиации (НИИ-1) и потребовал в месячный срок представить конкретные предложения о постройке реактивных двигателей и самолетов. Задания на разработку реактивных двигателей получили все моторные КБ. Помимо этого в 1943 г. было создано известным авиаконструктором А.А. Микулиным новое опытное конструкторское бюро ОКБ-300, куда был приглашен на работу на должность заместителя главного конструктора С.К. Туманский. Б.С. Стечкин в это время находился в заключении по ложному обвинению и работал в «шарашке» в г. Казань. Микулину удалось вызволить Б.С. Стечкина из заключения (лично через И.В. Сталина). Он был вызван в Москву и назначен на должность заместителя главного конструктора ОКБ-300 по научной части. Одновременно с этим в ВВИА непосредственно под Стечкина приказом МО СССР была создана новая кафедра №19, которая получила название «Кафедры лопаточных машин и реактивных двигателей».

Б.С. Стечкин вместе с А.А. Микулиным явился разработчиком ряда реактивных двигателей. Это были двигатели АМ-3, РД-3М, РД-9Б, Р11-300 и др. За создание двигателя РД-3М для первого отечественного реактивного лайнера Ту-104 Б.С. Стечкин был удостоен вместе с А.Н. Туполевым Ленинской премии.

На кафедре №19 Б.С. Стечкиным была создана научная школа, которая существует до настоящего времени. Для нее характерны следующие черты. 1) Главная роль в научных исследованиях принадлежит физике изучаемых процессов. Математический аппарат – это лишь средство для решения физических задач. 2) Получение простых приближенных решений необходимо для качественного анализа рассматриваемых явлений. 3) Органическое сочетание теории и эксперимента – важнейший фактор для внедрения результатов исследований в инженерную практику. 4) Всемерная поддержка молодых дарований с представлением им максимальной самостоятельности в работе.

Наиболее зримым результатом деятельности этой научной школы является вышедшее в свет в 1956 и 1958 гг. в издательстве «Оборонгиз» под редакцией Б.С. Стечкина двухтомное учебное пособие «Теория реактивных двигателей» общим объемом более 70 печатных листов. Эти книги, написанные учениками Б.С. Стечкина, завершили цикл работ кафедры №19 ВВИА им. Н.Е. Жуковского того периода по общей теории реактивных двигателей [2, 3].

Большие заслуги Б.С. Стечкина как основоположника теории ВРД и выдающегося ученого-двигателя получили всеобщее признание. В 1946 г. он был избран членом-корреспондентом Академии наук СССР, а в 1958 г. – академиком. Правительство наградило его многими орденами и медалями и присвоило звание Героя социалистического труда.

Литература

1. Стечкин Б.С. Теория воздушного реактивного двигателя // Техника воздушного флота. 1929, № 2.
2. Теория реактивных двигателей (лопаточные машины) / Под ред. Б.С. Стечкина. –М.: Оборонгиз, 1956. – 548 с.
3. Теория реактивных двигателей (рабочий процесс и характеристики) / Под ред. Б.С. Стечкина. –М.: Оборонгиз, 1958. – 533 с.

#### **АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К ПРОГРАММНОМУ ОБЕСПЕЧЕНИЮ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

***М.Ю. Вовк (НТЦ им. А. Люльки),  
И.А. Лещенко (ОАО «НПО «Сатурн»),  
e-mail: mvovk@yandex.ru***

Несмотря на бурное развитие трехмерных методов расчета в области газовой динамики и появление высокопроизводительной вычис-

лительной техники, термодинамический анализ в относительно простой одномерной постановке остается весьма востребованным и безальтернативным благодаря оперативности получения результатов и весьма высокого уровня их точности.

Обобщение опыта многолетней работы с различными программами термодинамического анализа ГТД позволило выделить следующие существенные недостатки, которыми обладают применяемые в «НПО «Сатурн» программные средства, что приводит к значительному снижению скорости проведения расчетов и подготовки отчетных материалов:

1. Отсутствие интуитивно понятного интерфейса у используемого в КБ программного продукта;
2. Сложность освоения программного продукта;
3. Громоздкая система ввода исходных данных, характеристик узлов, коэффициентов интерполирующих полиномов и т.д.;
4. Неудобный вывод результатов расчетов в текстовом формате;
5. Большое количество вспомогательных и сопутствующих небольших по размеру и функциям программ, предназначенных для подготовки исходных данных (аппроксимация характеристик компрессоров, расчет коэффициентов полиномов, конвертеры файлов с результатами расчета в структуру, пригодную для прочтения графическими программами);
6. Неустойчивая работа процедуры решения системы нелинейных алгебраических уравнений, что затрудняет работу и делает невозможным проведение массовых расчетов в автоматическом режиме, а также затрудняет создание на базе существующего программного комплекса (ПК) динамической ММ двигателя;
7. Отсутствие возможности вывода информации в графическом виде требует значительного времени на оформление отчетных документов по проводимым расчетам.

Важно отметить, что уровень требований к оперативности получения результатов неуклонно возрастает. При этом доля рутинных операций в работе инженера-исследователя остается достаточно большой, и от эффективности его работы с программным продуктом напрямую зависит успех решения поставленной задачи. На основании анализа были сформулированы следующие требования к программному обеспечению.



1. Методики расчета узлов двигателя должны обеспечить преемственность результатов.
2. Формат ввода исходных данных и вывода результатов расчета должен соответствовать применяемым в настоящее время в ключевых отделах НПО «Сатурн». При этом функциональность программы должна быть повышена в разы.
3. Все этапы подготовки исходных данных и расчета двигателя должна быть максимально наглядными, включая отображение рабочих точек на характеристиках узлов.
4. Проект двигателя (совокупность характеристик узлов) должен состоять из одного файла нечитаемого никакой другой существующий программой;
5. Вывод результатов расчетов должен осуществляться в необходимом инженеру виде: текстовый файл, график. Список выводимых параметров составляется пользователем;
6. Надежность решения системы уравнений должна обеспечить работу программы без аварийных остановов и зависаний;
7. Оформление графиков не должно требовать дополнительного вмешательства с помощью другой программы. График должен свободно вставляться в отчетный документ;
8. Рутинные операции должны быть максимально автоматизированы;
9. Проект двигателя должен быть пригоден как для работы в двигателестроительном КБ, так и для передачи заказчику. Должны быть предусмотрены необходимые ограничения, устанавливаемые разработчиком двигателя в случае передачи ММ;
10. Функционально ПК должен обеспечить выполнение всех задач, решаемых в КБ;
11. Должно обеспечиваться оперативное авторское сопровождение ПК.

В настоящее время в российском авиационном двигателестроении известно ограниченное число программных продуктов (ПП), предназначенных для термодинамического анализа ГТД. Обзор существующих ПП с целью выбора для дальнейшего использования в «НПО «Сатурн» показал, что ни один ПП в полной мере не удовлетворяет требованиям разработчика.

**НОВАТОРСКИЕ РЕШЕНИЯ В ПОДГОТОВКЕ МАТЕМАТИЧЕСКИХ МОДЕЛЕЙ  
АВИАЦИОННЫХ ГТД НА ОСНОВЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА  
UNI\_MM**

***И.А. Лещенко (ОАО «НПО «Сатурн»),  
М.Ю. Вовк (НТЦ им. А. Люльки),  
e-mail: lia@nm.ru***

Создание авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) неразрывно связано с проведением большого объема термодинамических расчетов на всех этапах работы. Несмотря на бурное развитие трехмерных методов расчета в области газовой динамики и появление высокопроизводительной вычислительной техники, термодинамический анализ в относительно простой одномерной постановке остается весьма востребованным и безальтернативным благодаря оперативности получения результатов и весьма высокого уровня их точности. Математические модели (ММ) для таких расчетов, как правило, строятся на основе численного решения систем нелинейных алгебраических уравнений (СНАУ), независимые переменные в которых характеризуют параметры режима работы элементов двигателя, а правые части определяются алгоритмически исходя их физических принципов совместной работы этих элементов.

Математические модели такого уровня сложности могут применяться для исследования как установившихся режимов работы двигателя, так и для расчета переходных процессов в квазистационарной постановке. В последнем случае кроме СНАУ обязательной составной частью математической модели является система дифференциальных уравнений динамики роторов, которая решается численно.

В настоящее время в российском авиационном двигателестроении известно ограниченное число программных продуктов подобного назначения. При этом авторам неизвестно о существовании продуктов, объединяющих в себе возможности расчета двигателя на установившихся и неустановившихся режимах работы с единых методологических позиций.

В работе представляется новый программный комплекс (ПК) UNI\_MM, разработанный под нужды конструкторских бюро предприятия НПО «Сатурн» и предназначенный для обеспечения всего спектра термодинамических расчетов, проводимых применительно к двухвальным ТРДД со смешением потоков, в том числе с форсажной камерой

сгорания. ПК реализован как оконное приложение и имеет развитый графический интерфейс.

Собственно программа устанавливается под операционную систему стандартными средствами Windows и представляет собой лишь среду для проведения термодинамических расчетов ТРДД. Применительно к конкретным исследованиям математическая модель двигателя формируется как совокупность собранных воедино исходных данных (проекта исследования) и самой программы.

Структурная схема представляемого ПК показана на рисунке 1.

В основе представленного ПК лежит единая система подготовки и хранения исходных данных (характеристик элементов двигателя), общая для всех режимов работы ПК. Таким образом, обеспечивается единый подход к проведению расчетов по разным исследовательским задачам.

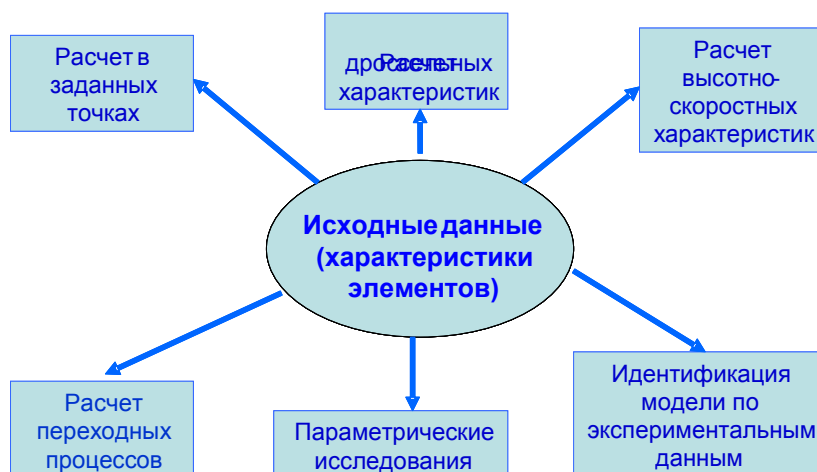


Рисунок 1. Общая структура компонент программного комплекса

Исходные данные задаются отдельно для каждого элемента двигателя в соответствующих диалоговых интерфейсах. Список опций для

настройки характеристик элементов очень широк и позволяет ввести в модель данные практически в любом виде, в котором они поставляются отделами разработки узлов двигателя. Зависимости, описывающие характеристики элементов, отображаются в виде графиков в оконном интерфейсе ПК, что позволяет наглядно и просто контролировать их корректность.

В работе представлен набор исследовательских задач, решаемых в рамках ПК, и продемонстрированы основные шаги по настройке модели и проведению расчетов. Особое внимание при разработке ПК уделялось быстродействию и устойчивости работы процедуры численного решения СНАУ. В результате временные затраты на проведение весьма объемных расчетов сведены к минимуму.

Также демонстрируется работа ПК в пакетном режиме. Это позволяет обеспечить работу программы в связке с современными пакетами численной оптимизации и повысить эффективность проведения исследований.

**АВИАЦИОННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ НА ОСНОВЕ ДЕТОНАЦИИ.  
ИНЖЕНЕРНЫЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ  
И РАСЧЕТУ ХАРАКТЕРИСТИК**

***В.В. Шарнин***

***(ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»),***

***e-mail: vsharnin@yandex.ru***

За прошедшее столетие эволюционное развитие авиационных силовых установок, как и всей авиационной отрасли, прошло колоссальный путь от первых поршневых моторов до комбинированных силовых установок для сверх/гиперзвуковых летательных аппаратов. На современном этапе дальнейшее развитие идет по пути совершенствования существующих схем с использованием передовых технологий.

Отдельной составляющей процесса эволюции является исследование новых схем двигателей. К их числу относятся пульсирующие детонационные двигатели (ПудД), в которых реализуется термодинамический цикл, близкий к циклу со сгоранием топлива при постоянном объеме. Общие вопросы эффективности таких циклов достаточно хорошо изучены [1, 2]. Однако стоит отметить, что существующая инженерная методика оценки характеристик ПудД в основном ориентирована

на концептуальные исследования, позволяющие произвести количественное сравнение характеристик ПуДД с двигателями других типов (ГТД, ПВРД и др.).

Используемые в существующей методике аналитические соотношения получены из основных уравнений сохранения, записанных для плоской установившейся структуры с выделением энергии – экзотермического скачка. Некоторые инженерные задачи требуют отклонения от этих допущений с целью учета специфических особенностей конкретной схемы ПуДД. В этом случае система уравнений усложняется, и получение аналитических решений не всегда представляется возможным. Инженерный подход к решению такого рода задач, базирующийся на выборе определяющих факторов и упрощающих допущениях, в ряде случаев позволяет получить аналитические решения приемлемой точности. На основе такого рода решений представляется возможным произвести сравнительную оценку термодинамической эффективности ПуДД различных схем. Этим вопросам и посвящена данная работа, в рамках которой были рассмотрены такие факторы как кривизна фронта детонационной волны, сферичность течения, наличие отражения фронта детонации. Полученные решения послужили основой для выработки рекомендаций по оценке каждой из схем по соображениям их термодинамической эффективности.

#### Литература

1. Vu. N. Nechaev. An Engineering Method for Calculating the Parameters and Characteristics of Pulse Detonation engines. RUSSION JOURNAL OF PHYSICAL CHEMISTRY Vol. 3 №3 2009.

2. Ю.Н.Нечаев. Влияние предварительного подогрева рабочего тела на термодинамическую эффективность тяговых модулей пульсирующих детонационных двигателей. Инженерно-физический журнал №3, том 79, 2009.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНТЕНСИФИЦИРОВАННОГО  
ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ТУРБУЛЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ В КРУГЛЫХ ТРУБАХ С  
ТУРБУЛИЗАТОРАМИ С ПРИМЕНЕНИЕМ ЧЕТЫРЁХСЛОЙНОЙ МОДЕЛИ  
ТУРБУЛЕНТНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ  
ДЛЯ ОТНОСИТЕЛЬНО ВЫСОКИХ ВЫСТУПОВ**

***И.Е. Лобанов (МАИ),***

***e-mail: lloobbaannooff@live.ru***

В различных областях техники широко применяются различного рода теплообменники, в которых, в результате интенсификации теплообмена, может быть достигнуто снижение их массогабаритных показателей, гидравлических потерь, расходов и температур теплоносителей; в ряде случаев задачей является снижение температурного уровня поверхности теплообмена при фиксированных режимных и конструктивных характеристиках.

Расчётные методы исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах разработаны ещё недостаточно. Экспериментальные данные по теплообмену справедливы только для определённого вида течений и типоразмеров турбулизаторов, на которых были проведены опытные исследования.

В связи с этим необходима разработка новых, более точных, чем существующие теоретических методов исследования интенсификации теплообмена при турбулентном течении в трубах. Под интенсификацией теплообмена понимается применение искусственных турбулизаторов потока на поверхности.

Рассматриваются поверхности с выступами, которые применимы и для труб с периодическими диафрагмами. Теплообмен при течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена моделируется четырёхслойной схемой турбулентного потока. Существующие решения дают заниженные результаты относительно точного решения для низких значений числа Прандтля и завышенные для высоких во всём диапазоне относительных диаметров для труб с турбулизаторами. Для более высоких относительных высот турбулизаторов это расхождение выше при высоких числах Прандтля и ниже — при низких.

Результаты расчёта по точным формулам и по существующим формулам в зависимости от относительной высоты между турбулизаторами при прочих равных условиях показывает, что их различие может быть довольно значительным — порядка 10–15 %. Подробное расчётное исследование теплообмена в трубах с турбулизаторами посред-

ством точного решения задачи о теплообмене показывает, что средняя погрешность этого расчёта по отношению к эксперименту составляет порядка 5 %, в то время как по существующим — более 10 %. Следовательно, точные решения гораздо качественнее описывают имеющийся экспериментальный материал. Применение точных решений можно считать оправданным, несмотря на их относительную сложность.

Разработана теоретическая модель для расчёта теплообмена при турбулентном течении в каналах в условиях интенсификации теплообмена, отличающаяся от известных моделей более высокой точностью, отсутствием дополнительных допущений, учётом большего числа параметров, оказывающих влияние на процесс интенсифицированного теплообмена. Существующие решения — есть частный случай точных решений — точные решения являются более сложными по отношению к существующим решениям. Получены точные решения задачи об интенсифицированном теплообмене для данной постановки задачи. Расчётные данные по интенсифицированному теплообмену хорошо соответствуют существующим экспериментальным данным, имея гораздо меньшую погрешность по отношению к последним, чем существующие решения.

#### **ТУРБОЭЖЕКТОРНЫЕ ДВИГАТЕЛИ – НОВЫЙ ТИП ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

***В.Л. Письменный (ГЛИЦ им. В.П. Чкалова),  
e-mail: pvl9261524324@gmail.com***

Существует устойчивое мнение, что газотурбинные двигатели (ГТД) как газодинамическая схема вырождаются при достижении скоростей полета  $M > 4$ , что большинством специалистов воспринимается как теоретическая посылка для развития комбинированных воздушно-реактивных двигателей (ВРД).

Появление турбоэжекторных двигателей (патенты: RU 2190772, RU 2386829, RU 2392475) вносит определенные коррективы во взгляды на развитие ВРД.

Причина вырождения ГТД, как оказалось, носит не энергетический, а конструктивный характер, связанный с конструктивными особенностями турбокомпрессора, вследствие которых температура газа на входе в турбину не отслеживает изменение температуры воздуха на входе в компрессор. Это приводит к дисбалансу мощностей между тур-

биной и компрессором и, как следствие, к уменьшению приведенного расхода воздуха на больших скоростях полета – вырождению ГТД.

В турбоэжекторном двигателе (ТРДЭ) влияние турбокомпрессора на приведенный расход воздуха конструктивно исключено: введен дополнительный обводной канал с камерой смешения, установленной перед турбиной двигателя. Это позволило устранить существующую причину вырождения ГТД и перейти на более высокий (энергетический) уровень ограничений.

Вырождение ТРДЭ как газодинамической схемы происходит вследствие диссоциации продуктов сгорания при температурах газа более 2800 К. По этой же причине, как известно, вырождаются и прямые ВРД (ПВРД), однако скорости полета ПВРД и ТРДЭ при этом существенно отличаются.

Вырождение ПВРД происходит на скоростях  $M = 6-7$ . Вырождение ТРДЭ – на скоростях  $M = 8-9$ . Разница в скоростях объясняется тремя причинами: а) турбокомпрессор ТРДЭ создает дополнительный (по отношению к ПВРД) перепад давлений на сопле; б) турбокомпрессор ТРДЭ создает дополнительный (по отношению к ПВРД) расход воздуха; в) в ТРДЭ используется вода, хладоресурс которой позволяет сдерживать рост температуры газа (продуктов сгорания).

По характеру решаемых задач ТРДЭ делятся на два вида: сверхзвуковые ТРДЭ (авиационные двигатели) и гиперзвуковые ТРДЭ (авиационно-космические двигатели).

Ожидаемые характеристики сверхзвуковых ТРДЭ:

- а) диапазон скоростей полета  $M = 0-5$ ;
- б) удельная тяга на взлете:  $P_{yd} = 700-800$  Н·с/кг (для керосина) и  $P_{yd} = 950-1000$  Н·с/кг (для водорода);
- в) удельный расход топлива на взлете:  $C_{yd} = 0,22-0,23$  кг/(Н·ч) (для керосина) и  $C_{yd} = 0,085-0,09$  кг/(Н·ч) (для водорода);
- г) удельная масса двигателя  $m_{yd} = 0,013-0,014$  кг/Н;
- д) общий КПД на крейсерских (сверхзвуковых) скоростях полета  $\eta_0 = 0,4-0,5$ ;
- е) удельный импульс на крейсерских скоростях полета:  $J_{yd} = 1600-1700$  с (для керосина) и  $J_{yd} = 4500-5000$  с (для водорода).

Ожидаемые характеристики гиперзвуковых ТРДЭ:

- а) диапазон скоростей полета  $M = 0-9$ ;



- б) удельная тяга на взлете:  $P_{уд} = 900\text{--}950$  Н·с/кг (для керосина) и  $P_{уд} = 1000\text{--}1050$  Н·с/кг (для водорода);
- в) удельный расход топлива на взлете:  $C_{уд} = 0,25\text{--}0,27$  кг/(Н·ч) (для керосина) и  $C_{уд} = 0,09\text{--}0,1$  кг/(Н·ч) (для водорода);
- г) удельная масса газогенератора  $m_{уд} = 0,020\text{--}0,025$  кг/Н;
- д) общий КПД на крейсерских (гиперзвуковых) скоростях полета  $\eta_o = 0,5\text{--}0,6$ ;
- е) удельный импульс на крейсерских скоростях полета:  $J_{уд} = 1000\text{--}1400$  с (для керосина) и  $J_{уд} = 2500\text{--}5000$  с (для водорода).

#### МЕТОДОЛОГИЯ ИСПЫТАНИЙ КОРПУСОВ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК ЛА НА НЕПРОБИВАЕМОСТЬ ПРИ УПРАВЛЯЕМОМ ОБРЫВЕ ЛОПАТКИ

*А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков, П.А. Ваганов*

*(ЦИАМ им. П.И. Баранова),*

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

Нормативные технические документы по силовым установкам летательных аппаратов (ЛА) содержат требование об обязательной локализации в корпусах двигателя фрагментов, возникающих при разрушении рабочих лопаток турбомашин. Обеспечение и экспериментальное подтверждение соответствия этому требованию связано с большими затратами времени и средств. Из-за сложности прогнозирования траектории оборвавшейся лопатки, условий и последствий взаимодействия этой лопатки с другими деталями двигателя в настоящее время не удастся обойтись без испытаний на непробиваемость корпусов двигателя при обрыве лопатки. В частности, почти каждая программа сертификации двигателя предусматривает проведение испытаний с обрывом рабочей лопатки вентилятора. Известные методики обрыва лопатки, в том числе и с использованием взрывного устройства в корневом сечении лопатки, имеют множество недостатков, связанных с трудоемкостью, дороговизной, увеличением энергии лопатки в момент обрыва при взрыве, нарушением траектории полета лопатки и т.д.

В связи с этим, данная работа актуальна и посвящена разработке методологии испытаний корпусов силовых установок ЛА на непробиваемость при управляемом обрыве лопатки в требуемом сечении при

заданной частоте вращения без взрыва. В использовании предложенной методологии техническое решение поставленной задачи достигается тем, что для дополнительного нагружения ослабленного сечения используется нагрев корневого участка лопатки или ее замка (Патент РФ № 2371692). Заданное сечение пера лопатки ослабляют поперечным надрезом. Удлинение лопатки в момент разрушения не должно превышать зазор между лопаткой и корпусом при заданной частоте вращения. После выхода ротора на заданную частоту вращения включается нагрев и создается дополнительная термическая нагрузка в подрезанном сечении лопатки, которая суммируется с центробежной силой и обеспечивает обрыв лопатки.

Проверка предлагаемого способа управления обрывом рабочей лопатки проводилась на испытательной машине и на разгонном стенде при испытаниях корпуса вентилятора силовой установки ЛА на непробиваемость.

Успешно проведенные испытания на непробиваемость корпуса вентилятора авиационного двигателя на разгонном стенде показали эффективность разработанной методологии управления обрывом лопатки в заданном сечении на требуемой частоте вращения.

**АНАЛИЗ СПОСОБОВ БОРЬБЫ С ТЕРМОАКУСТИЧЕСКИМИ  
АВТОКОЛЕБАНИЯМИ ДАВЛЕНИЯ В ТОПЛИВНО-ОХЛАЖДАЮЩИХ  
КАНАЛАХ ЭНЕРГОУСТАНОВОК МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ  
НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ**

*В.А. Алтунин, Ф.М. Галимов, Ю.Ф. Гортышов,  
Ф.Н. Дресвянников, К.В. Алтунин*

*(Казанский государственный технический  
университет им. А.Н. Туполева), altspacevi@yahoo.com,  
Л.С. Яновский (ЦИАМ им. П.И. Баранова)*

В топливно-охлаждающих каналах энергоустановок многоразового использования (ЭУМИ) дозвуковых, сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов авиационного и аэрокосмического назначения при определённых условиях возникают термоакустические автоколебания (ТААК) давления. Экспериментально установлено, что этот процесс несёт в себе позитивные и негативные явления.

К позитивным результатам можно отнести: а) интенсификацию теплоотдачи на 40%; б) циклический процесс откалывания твёрдого углеродистого осадка внутри канала.

К негативным результатам можно отнести: а) образование локальных чередующихся зон нагрева и перегрева стенок канала; б) ускоренный рост твёрдого углеродистого осадка в зонах локального нагрева и перегрева стенок канала.

Эти факторы необходимо учитывать при создании перспективных ЭУМИ. Процесс увеличения коэффициента теплоотдачи на 40% возможно использовать при расчётах систем охлаждения. Процесс откалывания твёрдого углеродистого осадка является одним из способов очистки внутренних стенок канала. Однако этот процесс требует конструктивного размещения фильтров и фильтрующих элементов далее по потоку. Циклический процесс откалывания и роста твёрдого углеродистого осадка может стать своеобразным сигналом на включение экономичных систем фильтрации далее по потоку, что очень важно особенно в космических условиях. Локальные нагревы и перегревы стенки канала могут привести к возникновению пожара и взрыва ЭУМИ.

Авторами разработаны и запатентованы: а) новые методики точного расчёта координат и количества локальных зон перегрева в перспективных ЭУМИ; б) новые способы борьбы с ТААК давления: присоединение к «горячему» каналу акустически открытого «холодного» канала (при этом не образуются локальные зоны перегревов и прогаров стенки канала); незначительное изменение одного из рабочих параметров (скорости прокачки горючего (охладителя), давления, температуры стенки); искусственное наружное охлаждение «горячего» канала дополнительной жидкостной рубашкой охлаждения без влияния электростатических полей (Е) и с их влиянием, путём наружного обдува «горячего» канала воздухом или электрическим ветром; конструктивным размещением рабочих элементов с Е внутри канала (ТААК давления при этом не возникают).

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКАЯ УСТАНОВКА  
ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ***Л.Б. Рулева**(Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН),  
e-mail: ruleva@ipmnet.ru*

Экспериментальные исследования газовых потоков при гиперзвуковых скоростях и динамики обтекания газовыми потоками профилей летательных аппаратов в настоящее время все более востребованы. Такие исследования были успешными и десятилетия тому назад. Однако при появлении быстродействующих суперкомпьютеров, мощной специализированной вакуумной техники, широкодиапазонных спектрометров, высокоскоростных видеокамер, и другого новейшего оборудования, позволили поднять экспериментальные исследования на новый уровень. С другой стороны, новые сложные задачи перед экспериментаторами ставятся исследователями космического пространства и разработчиками летательных аппаратов.

Экспериментальная газодинамическая установка для исследования моделей летательных аппаратов собрана в ИПМех РАН. Это гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба с прогнозируемыми числами Маха  $M = 6...12$ . Экспериментальная установка предназначена для исследования структуры ударно-волновых конфигураций, образующихся при обтекании моделей сложной геометрии. На установке предполагаются также исследования физической и химической кинетики газовых смесей за тропом сильных ударных волн, образующихся при гиперзвуковых скоростях.

Основными частями установки являются камера высокого давления, камера низкого давления, измерительный блок и ресивер (вакуумная камера). Камеры высокого и низкого давления разделены мембранным блоком с медной мембраной. Общая длина установки 14 метров, рабочий диаметр трубы – 80 мм. Длина ресивера 4 м., диаметр – 0,6 м. Установка закреплена в бетонной метровой напольной плите, несвязанной со стенами здания. Для регистрации картины обтекания газовым потоком модели предусмотрены окна в ресивере, интерференционно-теневой прибор (теплер) и другие оптические приборы (например, широкодиапазонный спектрограф, высокоскоростная видеокамера). Установка снабжена компактными безмасляными вакуумными насосами с диапазоном откачки от 1 ат. до  $10^{-7}$  mbar. Это существенно улучшает экспериментальные исследования, в отличие от их

предшественников: громоздких форвакуумных и диффузионных вакуумных насосов с масляным уплотнением.

Одним из решающих факторов, влияющих на чистоту эксперимента, является минимизация посторонних примесей в исследуемых газовых смесях. Для этого перед напуском рабочего и толкающих газов производится глубокая вакуумная откачка безмасляными вакуумными насосами, исключаящими следы углеводородов. Блок мембранного и турбомолекулярного насосов с автоматическим переключением компактен и имеет связь с компьютером. Широкодиапазонный малогабаритный вакуумметр ( $1000-10^{-10}$  mbar) связан с турбомолекулярным насосом, индикатором и компьютером.

Новые технологии, современное оборудование, развитие компьютерной техники позволят решать многие возникающие проблемы космонавтики на отечественных экспериментальных установках.

---