

## Секция 15

**Комбинированные силовые установки  
для гиперзвуковых и воздушно-космических  
летательных аппаратов****ИССЛЕДОВАНИЕ КОНЦЕПЦИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАГИСТРАЛЬНЫХ  
САМОЛЕТОВ 2025–2030 ГОДОВ И ИХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК*****А.В. Луковников, А.С. Полев, О.Д. Селиванов,******А.М. Исянов, А.А. Максимов******(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»),****e-mail: Lukovnikov@ciam.ru*

С 2010 года в ЦИАМ в рамках комплексных НИР «Двигатели-2025», «Перспектива» и «Концепт 2030» проводятся исследования, направленные на определение концепций, облика и конструктивную проработку авиационных двигателей и силовых установок (СУ) нового поколения для дозвуковых самолетов различной пассажироместимости и дальности полета, прогнозируемых к вводу в эксплуатацию в 2025–2030-е годы.

В частности, для дозвуковых пассажирских самолётов подробно рассматривались следующие пять концепций СУ: двухконтурные турбореактивные двигатели (ТРДД) с повышенными (по сравнению с двигателями 5-го поколения) параметрами цикла и сверхвысокой степенью двухконтурности; турбовинтовентиляторный двигатель (ТВВД – «открытый ротор»); ТРДД со сложными термодинамическими циклами (ТРДДсц); распределенные силовые установки (РСУ); гибридные ГТД (ГГТД).

Сравнительный анализ эффективности рассмотренных вариантов двигателей и СУ по топливной эффективности и экологическим показателям применительно к перспективным дозвуковым региональному (РС), ближне-среднемагистральному (БСМС) и дальнемагистральному (ДМС) самолетам выполнен с использованием методики и программного комплекса оптимального согласования параметров системы «СУ – планер», разработанного в отделе 002 ЦИАМ.

Анализ эффективности СУ производился при решении задачи формирования облика ЛА в обратной постановке. Для каждого из рассмотренных вариантов ЛА (РС, БСМС, ДМС) исходными данными являлись: потребная дальность полета, количество пассажиров (или масса коммерческой нагрузки); число Маха крейсерского полета. Прогнозируемые значения основных исходных данных (в сопоставлении с рассмотренным перспективным уровнем 2020-х гг.) позволил рассчитать летно-технические характеристики выбранных вариантов самолета и определить их взлетные массы и требуемые для них размеры СУ (взлетные и крейсерские тяги двигателей).

Показано, что самолеты нового поколения с ТРДД с повышенными (относительно двигателей 5-го поколения) параметрами цикла и сверхвысокой степенью двухконтурности ( $m = 11-14$ ) могут улучшить показатель расхода топлива на пассажиро-километр до 40% по отношению к существующим самолетам.

Также на основании результатов сравнительной оценки можно сделать вывод о том, что для РС наиболее предпочтительной будет СУ с ТВВД и ТРДД. Для БСМС нельзя однозначно сказать о явном превосходстве какой-либо из рассматриваемых схем двигателей. РСУ наиболее предпочтительна для применения на ДМС следующего поколения, причем желательно выполненного по схеме «летающее крыло».

Таким образом, опережающая разработка научно-технического задела в рамках концептуальных комплексных научно-исследовательских работ, проводимых в ЦИАМ, ЦАГИ, ведущих двигательных и самолетных ОКБ, позволит создать двигатели 6-го поколения с высоким уровнем технического совершенства, что существенно улучшит эксплуатационные характеристики перспективных отечественных ЛА.

#### **ФОРМИРОВАНИЕ КОНЦЕПЦИЙ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И СИЛОВЫХ УСТАНОВОК НОВОГО ПОКОЛЕНИЯ**

**А.И. Ланшин, А.С. Полев**  
**(ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»),**  
*e-mail: polev@ciam.ru*

Известно, что срок разработки новых технологий в авиадвигателестроении занимает примерно 15 лет, а их освоение для применения в летательных аппаратах еще 10-15 лет. В ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова» (ЦИАМ) проводятся исследования по формированию научно-тех-

нического задела (НТЗ) для разработки двигателей магистральных самолетов гражданской авиации (ГА) 2025-2030 гг.

С целью определения основных направлений создания экспериментально обоснованного научно-технического задела по прорывным конструктивно-технологическим решениям и новым критическим технологиям в обеспечение разработки конкурентоспособных силовых установок для перспективных самолетов гражданского назначения выполнены:

- определение концепций перспективных двигателей и силовых установок 2025-2030 гг. (ТРДД с повышенными параметрами рабочего процесса, ТВВД – «открытый ротор», ТРДД со сложными термодинамическими циклами, гибридные двигатели и распределенные силовые установки, силовые установки для СДС/СПС) и конструктивно-схемных решений их основных узлов;

- формирование требований к показателям перспективных отечественных двигателей и их узлов;

- разработка предложений по отработке критических технологий, необходимых для создания элементов, узлов и систем перспективных двигателей;

- формирование приоритетных направлений работ по созданию НТЗ и оценке ожидаемой эффективности реализации новых технологий при разработке перспективных двигателей.

Данное исследование охватывает различные типы авиационных двигателей. Проведено обоснование целесообразного роста параметров рабочего процесса перспективных ТРДД с учетом повышения требований к ресурсу и эмиссионным характеристикам двигателей. Разработаны концепции и требования к полноразмерному демонстратору перспективного базового турбовинтовентиляторного двигателя (ТВВД - «открытый ротор»). Разработаны концепции перспективных двигателей со сложными термодинамическими циклами (с промежуточным охлаждением воздуха при сжатии, с регенерацией тепла горячего газа при его расширении), демонстрационного выносного газогенератора (ДВГГ) для перспективных распределенных силовых установок, гибридного ТРДД с разработкой требований к электроприводным системам гибридных авиационных двигателей.

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

***Е.Ю. Марчуков, Ю.Н. Нечаев, А.И. Тарасов  
(ОАО «НПО «Сатурн»)***

Предлагаемый пульсирующий детонационный двигатель (ПудД) – это новый тип двигателя для скоростной реактивной авиации и крылатых ракет. Первый патент на двигатели этого типа был получен Р.М. Пушкиным и А.И. Тарасовым в 1991 г. Эти двигатели, как оказалось, существенно превосходят по своим удельным параметрам, тягово-экономическим и габаритно-массовым показателям существующие газотурбинные и прямоточные двигатели аналогичного назначения. Идея создания таких двигателей была одобрена научной общественностью, и они стали разрабатываться рядом организаций.

Основными ведущими организациями, участвующими в создании ПудД, являлись НТЦ ми. А. Люльки ОАО «НПО «Сатурн» и ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. В их стенах были созданы уникальные испытательные стенды и проведен широкий круг исследований тяговых модулей (ТМ) ПудД. Результаты этих исследований подробно проанализированы в докладе. Заслуги НПО «Сатурн» и ВВИА состоят в том, что ими была обоснована и сформулирована концепция тяговых модулей ПудД и произведена оптимизация их газодинамического и конструктивного облика, уточнены условия и области их возможного применения. Дается описание возможных схем ТМ ПудД и анализируются физические процессы, происходящие в газодинамических резонаторах этих ТМ.

Разработанные методы расчета основных тягово-экономических и геометрических параметров ТМ ПудД позволили произвести оценку их термодинамической эффективности и получить обобщенные характеристики значений их удельных параметров. Показано, что удельные параметры ТМ ПудД значительно превосходят соответствующие данные существующих ГТД и ПВРД. Это объясняется тем, что подвод теплоты у них осуществляется при более высоких значениях температур и давлений подаваемого и участвующего в процессе сгорания рабочего тела, подаваемого в ТМ, приводит к возрастанию термического КПД их термодинамического цикла и к снижению прироста энтропии, характеризующего тепловые потери.

Полученные обобщенные характеристики ТМ ПудД являются универсальными, имеют критериальный характер, легко пересчитываются

на разные условия полета и справедливы для основных способов установки ТМ в ГТД различного типа, используемых в качестве генераторов рабочего тела.

Однако все эти испытания и исследования проводились на наземных испытательных стендах. Сейчас ставится задача перейти от модельных испытаний к натурным – применить и проверить все полученные разработки на конкретном летательном аппарате. Для этих целей может быть применен самолет Су-27 с двигателями АЛ-31Ф. На нем следует установить ТМ ПудД, которые уже прошли стендовые испытания, осуществить все требуемые конструктивные доработки и произвести летные испытания.

По всем указанным вопросам требуется поддержка со стороны Министерства обороны и Правительства РФ. Необходимо учитывать, что в последнее время повысился интерес к пульсационным технологиям со стороны зарубежных фирм. Задержка в практическом использовании ПудД на боевых самолетах российской авиации очень опасна – Россия может утратить свой приоритет в решении данной стратегически важной проблемы.

**ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА МАРШЕВОЙ СУ ПЕРСПЕКТИВНЫХ  
МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ НА БАЗЕ ГИБРИДНЫХ ГТД,  
ИСПОЛЬЗУЮЩИХ РАЗЛИЧНЫЕ ТОПЛИВА**

**П.А. Рябов, С.М. Каленский, И.С. Аверьков,**

**А.А. Мирзоян, Ю.Д. Халецкий**

**(ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»),**

*e-mail: ryabovp@ciam.ru*

В работе были уточнены и исследованы две основные схемы гибридных ГТД (ГГТД), выполненных на базе ТРДД с уровнем параметров цикла 2025 г.г.:

– схема ГГТД-1 — с дополнительным подводом мощности к валу ротора низкого давления от внешних электрических источников (аккумуляторных батарей и др.);

– схема ГГТД-2 — с дополнительным подводом мощности к валу ротора низкого давления от электрохимического генератора (ЭХГ) на основе топливных элементов.

Целью работы является оценка характеристик гибридных ГТД с топливными элементами (ТЭ) при использовании более дешевых и экологичных альтернативных топлив – жидкого метана и пропан-бутановой смеси (пропан-бутана), которые получают в промышленных объемах и

широко используются в химической промышленности, автотранспорте, энергетике страны и др. отраслях народного хозяйства.

Проводится сравнительная оценка эффективности маршевой СУ с ГГТД и двухконтурным турбореактивным двигателем (ТРДД) в составе перспективного БСМС 2025 г.

С этой целью в данной работе:

- выполнен анализ свойств традиционных и перспективных авиационных топлив, уточнение схемы и параметров энергетической системы на ТЭ ГГТД при использовании различных топлив;
- проработаны рациональные схемы и уточнен диапазон возможных параметров ГГТД с ТЭ при использовании различных видов топлив;
- выполнена оценка эффективности маршевой СУ с ГГТД с ТЭ при использовании различных топлив по самолетным критериям;
- проведена оценка эмиссии вредных выбросов и акустической эффективности БСМС с ГГТД при использовании различных топлив.

На основании проведенных исследований делается вывод об эффективности использования альтернативных топлив для ГГТД в составе маршевой СУ БСМС. Сформирован перечень критических технологий элементов и узлов ГГТД.

**РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ  
ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ПРИВОДА В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ  
ВЕРТОЛЕТА КЛАССИЧЕСКОЙ СХЕМЫ**

**П.С. Сунцов, В.С. Захарченко  
(ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»),  
e-mail: zvs002@ciam.ru**

Проведены расчетные исследования возможности применения электрического привода несущего и рулевого винтов вертолета классической схемы с использованием разработанной математической модели гибридной силовой установки (СУ) на базе поршневых, газотурбинных, гибридных и электрических двигателей. Рассмотрено несколько различных концепций СУ сверхлегких, легких и средних вертолетов – традиционные СУ на базе турбовальных двигателей, с электрическим приводом рулевого винта и другие.

Разработана комплексная математическая модель формирования облика традиционных и гибридных СУ перспективных вертолетов в прямой, обратной и комбинированной постановках задачи исследования.

Получены предварительные результаты расчетных исследований по влиянию выбранной схемы и параметров сформированного облика

гибридной СУ на летно-технические характеристики и критерии эффективности среднего скоростного, легкого и сверхлегкого вертолетов с заданным комплексом требований.

#### **ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТЕРЬ ПОЛНОГО ДАВЛЕНИЯ В ПСЕВДОСКАЧКЕ ПРИ ГОРЕНИИ**

*П.К. Третьяков*

*(ИТПМ СО РАН, г. Новосибирск)*

*e-mail: paveltr@itam.nsc.ru*

Четыре полёта X-51A (программа США) не принесли ожидаемого достижения аппаратом скорости в 6 и более раз превышающей скорость звука. Можно сделать вывод, что организация эффективного рабочего процесса в камере сгорания (КС) остаётся одной из основных проблем.

Исследования направлены на снижение потерь давления по тракту КС. Пока не удаётся осуществить режим торможения сверхзвукового потока за счёт горения в канале  $F=\text{const}$  до числа Маха  $M=1$  с последующим сохранением этого значения в канале переменной геометрии. Причина кроется в том, что, как правило, всё топливо подаётся в начале тракта КС с одновременным применением средств инициирования горения, приводящих к интенсивному тепловыделению и формированию псевдоскачка либо в канале изолятора, либо в канале  $F=\text{const}$  с переводом потока в дозвуковой режим течения.

В представленной работе делается оценка потерь полного давления для двух возможных режимов горения в канале  $F=\text{const}$ : псевдоскачок в канале изолятора и псевдоскачок с горением в начальном участке КС. В ранее опубликованных работах [1, 2] предложен квазиодномерный подход к описанию процесса торможения сверхзвукового потока в канале постоянного сечения для изотермического течения и при горении. В уравнение неразрывности был введён коэффициент неоднородности по температуре торможения. Этот коэффициент фактически представляет собой комбинацию двух коэффициентов неоднородности, введённых Крокко [3] – скорости и статической температуры. Такой подход позволил находить средние значения параметров потока в псевдоскачке (скорости потока, температуры, средней скорости тепловыделения и полноты сгорания) по известному распределению давления по длине канала.

Сравнение с экспериментальными данными показало хорошее согласие. Сделанные на основе экспериментальных данных обобщения

позволяют предсказать протяжённость зоны горения и геометрию КС. В работе приводятся результаты по сравнительной оценке потерь полного давления в канале. В основе подхода, как это показано в [1], в уравнениях, которые используются для нахождения теплоподвода, сохраняются закономерности связи коэффициента неоднородности с относительным изменением давления по длине псевдоскачка как для изотермического течения, если ввести новое «формальное» начальное число Маха для изотермического течения соответствующее начальному и конечному давлениям в псевдоскачке.

Оценки показали, что для показателя адиабаты, равного 1.4, и начальных значений чисел  $M=2,0$  и  $2,5$  при горении максимальное значение коэффициента восстановления полного давления (режим максимального тепловыделения в псевдоскачке) в  $\sim 1,25$  и  $1,5$  раза (соответственно) выше коэффициента восстановления полного давления для режима с изотермическим псевдоскачком.

Литература:

1. Третьяков П.К. Определение теплоподвода к потоку в канале с псевдоскачком // Физика горения и взрыва. – 1993. – Т. 29, №3. – С.71–77.
2. Третьяков П.К. Псевдоскачковый режим горения // Физика горения и взрыва. – 1993. – Т. 29, №3. – С. 33–38.
3. Крокко Л. Одномерное рассмотрение газовой динамики установившихся течений. Основы газовой динамики // Под ред. Г. Эммонса. – М.: ИЛ. 1963.

**ТЕОРИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ СОПЛОВЫХ  
УСТРОЙСТВ ВИТОШИНСКОГО–ЛАВАЛЯ  
С ПОПЕРЕЧНЫМ И ПРОДОЛЬНОМ ПЕРЕПУСКОМ ГАЗА**

**А.Г. Прудников, В.В. Северинова**

**(ЦИАМ им. П.И. Баранова), e-mail: volkov@ciam.ru**

Рассматриваются уравнения двумерной прикладной газовой динамики с критическим соплом Витошинского перпендикулярного вдува газогенераторных струй при условии их «максимальной зажатости» ( $F_{гг}=F_{кк}=1$ ).

Рассматривается влияние второй половины расхода газогенераторных струй при продольном и перпендикулярном вдуве в коническое сопло Лавалья.

Приводятся первые аналитические результаты и сопоставления их со стендовым экспериментом П.К. Третьякова (ИТПМ СО РАН) и летным экспериментом Ю.А. Федосова (полигон г.Тверь).



**МЕТОДИКА ВЫБОРА НАИЛУЧШЕГО ПО СОВОКУПНОСТИ КРИТЕРИЕВ  
ВАРИАНТА КОНСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО  
ДЕТОНАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ**

**А.С. Жебраков, В.А. Поршнев, В.В. Сафронов**

**(ОАО «КБ Электроприбор», г. Саратов)**

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

Пульсирующие детонационные двигатели (ПДД) вызывают все больший интерес у разработчиков силовых установок летательных аппаратов (ЛА). Как показывает анализ, для ряда ЛА такие двигатели являются наилучшими по совокупности критериев. В работе предлагается постановка и метод решения задачи выбора наилучшего варианта конструктивного исполнения ПДД, огневого стенда для его испытания; методика проведения огневых испытаний демонстраторов ПДД на выбранном стенде.

Для решения задачи необходимо, в частности, определить:

- критерии, по которым будет проводиться сравнительная оценка различных вариантов ПДД, а также коэффициенты важности этих критериев;
- варианты построения ПДД, и множество возможных вариантов их реализаций;
- наилучший вариант построения ПДД на основе выбранных критериев с использованием методов системного анализа.

Каждый из вариантов конструкции ПДД характеризуется одной многовекторной компонентой, шестью векторными компонентами, шестнадцатью скалярными критериями. Такое сочетание критериев приводится впервые и позволяет всесторонне охарактеризовать ПДД.

Необходимо осуществить ранжирование ПДД по рассматриваемой совокупности критериев и выбрать наилучший вариант.

Анализ системы критериев показал, что рассматриваемая задача относится к области гипервекторного ранжирования. Предлагается метод ее решения, который позволяет строить истинные кортежи Парето (упорядоченное множество эффективных вариантов ПДД) при использовании различных методов многокритериального ранжирования.

Применение предлагаемого подхода обеспечивает получение корректных решений. Осуществлен выбор наилучших вариантов конструкции ПДД и огневого стенда для его испытания.

**ТЯГОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОНИЧЕСКИХ, КОЛЬЦЕВЫХ  
И ЛИНЕЙНЫХ ДВУХЩЕЛЕВЫХ СОПЕЛ****В.А. Левин (Институт автоматики и процессов  
управления ДВО РАН, Владивосток),****Н.Е. Афонина, В.Г. Громов, И.С. Мануйлович, Г.Д. Смехов,****А.Н. Хмелевский (Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова),****В.В. Марков (Математический институт им. В.А. Стеклова РАН)***e-mail: levin@iacp.dvo.ru, levin@imec.msu.ru.*

В современных реактивных двигателях используются разнообразные сопловые устройства и их комбинации для оптимизации габаритно-массовых и тяговых характеристик летательных аппаратов. Применение для этих целей компактных кольцевых и линейных двухщелевых сопел в ряде случаев может оказаться более предпочтительным по сравнению с традиционными соплами Лаваля.

В докладе представлены результаты численного моделирования по сравнению тяговых характеристик конических, кольцевых и линейных двухщелевых сопел, проведенного на основе уравнений Эйлера и Навье-Стокса. Рассматривались компактные кольцевые сопла с внутренней полостью, имеющие в сечении форму сферического сегмента и соответствующие им по геометрическим параметрам двухщелевые сопла. Сравнение проводилось при условиях равенства расходов газа и давлений на входе и в пространстве истечения. В качестве топлив рассматривались стехиометрические смеси воздуха с ацетиленом, газофазным авиационным керосином и унитарные твердые топлива. Представлено сравнение результатов расчета с имеющимися и вновь полученными экспериментальными данными.

Установлено, что в высотных условиях полета квазиодномерное расчётное сопло Лаваля превосходит рассматриваемое кольцевое сопло по величинам развиваемой тяги и удельного импульса. Указанная разница снижается с уменьшением высоты полёта и давления торможения. Тяговые характеристики эквивалентных по геометрическим параметрам и расходу газа кольцевых и соответствующих им плоских двухщелевых сопел практически совпадают и при истечении в форвакуум примерно вдвое превышают соответствующие значения для эквивалентного по расходу газа звукового сопла.

Показано, что тяговые характеристики реального сопла Лаваля, профилированного для использования в выходном устройстве ракетного двигателя, работающего на продуктах сгорания унитарного топлива,

могут быть превышены на 10% при замене сопла Лаваля на эквивалентное по расходу газа кольцевое сопло с внутренней полостью.

Работа поддержана РФФИ (проекты №№ 11-01-00068-а, 13-01-12043-офи-м, 14-01-00742-а, 14-01-90407-Укр-а, 12-01-31118-мол-а), Министерством Образования и Науки (проект НШ-5911.2012.1, МК-3355.2012.1) и Программами фундаментальных исследований РАН.

**ФОРМИРОВАНИЕ СОСТАВОВ НОВЫХ АВИАЦИОННЫХ МАСЕЛ С УЧЕТОМ  
ОЦЕНКИ ЭФФЕКТИВНОСТИ РАБОТЫ МАСЛЯНОЙ СИСТЕМЫ  
ДВИГАТЕЛЕЙ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ САМОЛЕТОВ**

***А.А. Бырдина, В.В. Разносчиков***  
***(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»),***  
*e-mail: raznoschikov@mail.ru*

Масло с высокой термостабильностью, хорошими трибологическими и вязкостно-температурными свойствами, низкой температурой застывания, минимальной испаряемостью, вспениваемостью и т.п. определяется как основой, так и типом, и количеством присадок, причем сочетания последних неаддитивно влияют на качество масел. В связи с этим очень важно правильно оценить взаимодействие применяемых присадок между собой и подобрать их наилучшие концентрации.

Исследование трибологических и других свойств смазочных масел длительное и дорогое. И не всегда имеется возможность проведения эксперимента при заданных условиях, поэтому с целью ускорения и повышения качества создания новых масел необходимо модифицировать методологию их разработки.

В настоящее время состав масла формируется в условиях лабораторных методов оценки теплофизических и эксплуатационных свойств, и при этом используется экспертный подход. Однако условия лабораторных испытаний далеки от реальных режимов работы масла в масляной системе современных авиационных двигателей. Предлагаемая методика имитирует реальные условия эксплуатации масла в математической модели. Формирование масла с учетом работы масляной системы позволяет учитывать особенности работы двигателя, а использование математических моделей существенно снижает стоимость и время разработки новой рецептуры. Методика не отрицает натурные эксперименты, более того она подтверждается и идентифицируется на этих опытах.

В докладе представлены результаты тепло-гидравлического расчета масляной системы и изменение теплофизических свойств масла в работе системы с течением времени и рекомендации по формированию состава масла.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ СВОЙСТВ ТОПЛИВ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

**И.А. Демская, В.В. Разносчиков**  
**(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»),**  
*e-mail: demskaya@ciam.ru*

В настоящее время эксплуатационные свойства (ЭС) топлив определяются экспериментальными методиками, в соответствии с принятыми ГОСТ. Под ЭС топлив понимают объективные особенности, которые проявляются в процессе применения его в технике. В понятие применение включены все процессы, происходящие в топливе с момента его производства до сгорания.

Традиционно эксплуатационные свойства топлива оцениваются и характеризуются через показатели качества топлива. Для оценки показателей качества разработаны и продолжают совершенствоваться методы оценки эксплуатационных свойств. По существу методы оценки ЭС характеризуют физико-химические процессы, сопровождающие работу элементов топливной системы самолета и двигателя. В процессе проектирования двигателей и летательных аппаратов, формирования их облика и параметров, а также в конечном итоге, оценки летно-технических характеристик, показателей ресурса и надежности чрезвычайно важно учитывать эксплуатационные свойства элементов топливной системы. Поэтому расчет эксплуатационных свойств это не моделирование того или иного показателя качества, а моделирование физико-химического процесса непосредственно в математической модели элемента топливной системы.

В список эксплуатационных свойств топлив, входят: прокачиваемость, термоокислительная стабильность, противоизносные свойства, совместимость с конструкционными материалами, резинотехническими изделиями и герметиками, коррозионная агрессивность продуктов сгорания и др.

Для моделирования ЭС сформирована база данных по ограничениям работоспособности топлива в элементах топливной системы. Она включает в себя виртуальную многомерную таблицу типов материалов, условий работы, физико-химические свойства топлива и другие спра-

вочные материалы. Моделируется работа элементов топливной системы, т.е. имитируется работа топливной системы силовой установки. К примеру имитационная модель дискретно выдает сигнал о предельных условиях работы топливной системы. Причем, уровень амплитуды дискретного сигнала многоступенчатый. Защитное свойство топлива интерпретируется тремя состояниями: полная защита, начало коррозионного эффекта и предельно допустимое коррозионное разрушение. Формируются эти условия исходя из совокупности многочисленной исходной информации. Эти сигналы могут дать основания для изменения режимов работы элементов топливной системы.

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ СВЕРХЗВУКОВЫХ  
ГАЗОВЫХ СТРУЙ ПРИ АНОМАЛЬНОМ ПОВЕДЕНИИ УДАРНЫХ  
ВОЛН НА ВЫХОДЕ ИЗ СОПЛА**

*Л.Г. Гвоздева*

*(Объединенный Институт Высоких температур РАН),*

*Ф.А. Слободкина*

*(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»),*

*e-mail: gvozdevalg@mail.ru, faslobod@gmail.com*

До настоящего времени считалось, что структура сверхзвуковых газовых струй определяется двумя видами отражения (пересечения) ударных волн — регулярным и маховским отражением. Было открыто [1,2,3], что в стационарном сверхзвуковом потоке газа при больших числах Маха и малых показателях адиабаты возникает ещё один вид пересечения ударных волн — нерегулярное отражение с отрицательным углом отражения. При этом отражённая волна отклоняется вниз от первоначального направления движения потока и может пересечь ось симметрии, возникает замкнутая область, в которой сталкиваются сверхзвуковые струи и начинает накапливаться газ.

В работе исследуется аналитически структура сверхзвуковых газовых струй, истекающих из сверхзвукового сопла, когда должен возникнуть новый вид пересечения. Определены области параметров, где возникает новая конфигурация. Проведены аналитические расчёты для широкого значения отношений внешнего давления к давлению на срезе сопла, чисел Маха и значений показателей адиабаты. Использован метод ударных поляр. Определены: границы и области существования различных видов структур (регулярного, нерегулярного отражения с положительным углом, нерегулярного с отрицательным углом отражения, области двойного решения), найдены параметры потока вблизи

точек пересечения и расположение волн в трёхударной и двухударной конфигурациях для газовых струй. Выполнены расчёты параметров смещения на контактных поверхностях в зависимости от показателя адиабаты и определены углы падения газовых струй на ось симметрии.

При появлении новой конфигурации может возникнуть неустойчивость, которая приведёт к движению волны Маха внутрь сопла и нарушению штатной работы двигателя, вплоть до создания аварийной ситуации. Таким образом, полученные новые фундаментальные результаты могут быть полезны при прогнозировании и оценке возникновения аварийных ситуаций, связанных с работой ракетных двигателей.

Рассматривается идея об использовании эффекта анамального поведения ударных волн в струе для создания дополнительной тяги нового способа управления вектором тяги.

Литература:

1. Гвоздева Л.Г, Гавренков С.А. Возникновение тройных конфигураций с отрицательным углом отражения в стационарном потоке. Письма в ЖТФ. 2012. Т. 38. В. 8. pp. 39-45.
2. Гавренков С.А., Гвоздева Л.Г. Численное исследование возникновения неустойчивости трёхударных конфигураций в стационарном сверхзвуковом потоке газа. Письма в ЖТФ, 2012, том 38, вып. 12. С. 74-80.
3. Гвоздева Л.Г, Гавренков С.А. Влияние показателя адиабаты на переход между различными видами отражения ударных волн в стационарном сверхзвуковом потоке газа. ЖТФ, 2013, том 83, выпуск 8 С. 155-158.

#### **ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛАХ ИМПУЛЬСНОГО ЭЖЕКТОРА МЕТОДАМИ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЫСОКОГО УРОВНЯ**

***А.В. Обухов (РГУ нефти и газа им. И.М. Губкина),  
Ф.А. Слободкина (ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»),  
e-mail: a.v.obuhov@gmail.com, faslobod@gmail.com***

Стационарные газовые эжекторы широко используются в авиационной промышленности, при проведении аэродинамических экспериментов, в энергетике, в нефтегазовой и других отраслях.

В настоящее время известно, что эжекционный процесс при наличии пульсирующей активной струи позволяет получить значительно более высокие значения параметров, определяющих эффективность процесса. Имеющиеся эксперименты показали существенный прирост импульса и коэффициента эжекции в импульсном эжекторе по сравнению со стационарным эжектором с теми же значениями управлений.

Данная работа посвящена математическому исследованию характеристик импульсного эжектора и выбору оптимальных управлений импульсным процессом. Математическая модель построена на нестационарных трехмерных уравнениях Навье-Стокса с периодически меняющимися граничными условиями на входе в канал активного газа. Движущаяся среда считается сжимаемой, вязкой, теплопроводной, течение – турбулентным. Для замыкания уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, используется двухслойная параметрическая модель. Созданные алгоритмы и программный аппарат позволяют детально исследовать распределение газодинамических параметров по времени и по пространству, а также вычислять интегральные характеристики устройства, определяющие его эффективность.

Импульсный режим работы эжектора обладает большим числом управлений, что позволяет эффективнее оптимизировать это устройство. Широкое использование эжекторов в различных областях дает возможность значительно увеличить экономический эффект.

**ТЕРМОЭМИССИОННАЯ ТЕПЛОВАЯ ЗАЩИТА В АСПЕКТЕ РЕШЕНИЯ  
ПРОБЛЕМ СОЗДАНИЯ ГИПЕРЗВУКОВОГО ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

***В.А. Керножицкий, А.В. Колычев***

***(Балтийский государственный технический университет  
«ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова)***

*e-mail: vakern@mail.ru, migom@mail.ru*

В настоящее время актуальным является разработка и исследования в области создания систем тепловой защиты элементов конструкции (ЭК) гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА), поскольку при полете ГЛА испытывает интенсивный аэродинамический нагрев, характеризующийся тепловыми потоками свыше  $1 \text{ МВт/м}^2$ .

В БГУ предложено новый термоэмиссионный способ тепловой защиты ЭК ГЛА, основанный на впервые использованном в системах тепловой защиты ГЛА явлении термоэлектронной эмиссии.

В результате расчетов установлено, что для носовой части в форме полусферы радиусом  $R_c=0.5 \text{ м}$  при движении со скоростью, соответствующей  $M=12$  на высоте  $25 \text{ км}$ , в каждый момент времени полета генерируется до  $100 \text{ кВт}$  электрической энергии. Для крыльев радиусом  $R_v=0.1 \text{ м}$ , длиной  $5 \text{ м}$ , с углом стреловидности  $45\%$  при тех же параметрах движения в атмосфере генерируется до  $400 \text{ кВт}$  электрической энергии. При этом в обоих случаях максимальная температура указан-

ных элементов конструкции ниже, чем радиационно-равновесная температура в точке максимальных тепловых потоков на 400-600 К.

Полученную электрическую энергию можно направить на реализацию методов магнитоплазменной аэродинамики, требующих значительных непрерывно подводимых электрических мощностей.

К методам магнитоплазменной аэродинамики относится инициация и поддержание горения топливовоздушной смеси (ТВС) в камере сгорания (КС) гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ГПВРД) со сверхзвуковым горением с помощью электрических разрядов различных типов, требующих больших значений подводимой электрической мощности. Это актуально тем, что организация горения в сверхзвуковом потоке ТВС в КС ГПВРД является одной из основных проблем при создании ГПВРД.

Таким образом, реализация метода ТТЗ может привести к решению основных проблем связанных с реализацией гиперзвукового полета, в том числе при создании ГПВРД.

**ПУТИ РАЗВИТИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ  
МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ НА ЖИДКИХ  
УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ**

**(к 90-летию со дня рождения Академика РАН Алемасова В.Е.)**

***В.А. Алтунин, В.П. Демиденко, Ю.Ф. Гортышов,***

***Ф.Н. Дресвянников, Л.А. Обухова, Е.Н. Платонов, М.Л. Яновская***

***(КНИТУ-КАИ им.А. Н. Туполева)***

*altspacevi@yahoo.com*

Жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) на жидких углеводородных горючих и охладителях прошли исторический путь своего развития, но до сих пор они являются несовершенными, особенно ЖРД многоразового использования (ЖРДМИ). В связи с реализацией Плана развития РФ по промышленному освоению Луны значимость ЖРДМИ будет возрастать. Расширилась область применения ЖРД и ЖРДМИ в земных условиях, их используют: при разогреве и добыче тяжелой битумной нефти; при проектировании разгонных, поворотных и тормозных блоков экстренного торможения перспективных конструктивных схем экранопланов; при научных исследованиях горячей плазмы, продуктов сгорания, способов интенсификации теплоотдачи, горения и др. В 2013 году в РФ отмечалось 90-летие со дня рождения дважды лауреата Государственной премии СССР академика В.Е. Алемасова, который всю свою жизнь посвятил научно-педагогической деятельности и развитию



отечественных ракетных двигателей. Под руководством и редакцией академика В.П. Глушко был создан 10-ти томный справочник по ракетным двигателям, выпущен в свет учебник «Теория ракетных двигателей», который выдержал три издания, был переведён на языки многих стран мира и является настольной книгой отечественных и зарубежных студентов, учёных и конструкторов. Академиком В.Е. Алемасовым была создана научная школа, которая развивается и в наши дни. Ученики В.Е. Алемасова организуют и проводят в Казани Международную Школу – семинар молодых учёных и специалистов им. академика В.Е. Алемасова, куда с докладами приглашаются известные учёные России, а лучшие доклады и разработки молодых участников отмечаются Дипломами и Премией им. академика В.Е. Алемасова, которую организует и вручает его супруга – Надежда Александровна Алемасова.

Экспериментально обнаружено, что в ЖРД на жидких углеводородных горючих и охладителях происходят опасные аномальные эффекты – это термоакустические автоколебания (ТААК) давления и процесс осадкообразования. Эти негативные процессы ещё более опасны для ЖРДМИ. При возникновении ТААК давления в рубашке охлаждения ЖРД (ЖРДМИ) устанавливается акустическая волна, которая приводит к образованию локально – чередующихся зон перегревов и прогаров с дальнейшим возникновением пожара и взрыва. Кроме того, ТААК давления способствует самопроизвольному откалыванию твёрдого углеродистого осадка в нагреваемых «горячих» каналах, что влечёт за собой захолаживание топливно-охлаждающих трактов, преждевременный выход из строя существующих фильтрующих систем и др. Процесс осадкообразования приводит к образованию в топливно-охлаждающих каналах слоя твёрдого углеродистого осадка, из-за которого быстро и несанкционированно повышается температура стенки с дальнейшим прогаром, пожаром и взрывом. Кроме того, частичное закоксовывание каналов, форсунок, фильтров – приводит к частичной потере тяги, а полное закоксовывание – к полной потере тяги, к образованию течи горючего, к возникновению пожара и взрыва. Частичное закоксовывание даже одной форсунки приводит к нерасчётному струйному распылу, к локальному перегреву и прогару сопла с дальнейшим возникновением пожара и взрыва. Эти негативные процессы в полной мере касаются и комбинированных силовых установок различного класса и назначения на жидких углеводородных горючих и охладителях.

Авторами доклада на основе экспериментальных исследований разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы: форсунк,

фильтров, каналов для ЖРД и ЖРДМИ и самих ЖРД, ЖРДМИ; датчиков и систем контроля за аномальными процессами в топливно-охлаждающих каналах ЖРД и ЖРДМИ с выводом данных на информационное табло наземного оператора, лётчика, космонавта. Разработаны новые методики борьбы с аномальными эффектами в ЖРД и ЖРДМИ.

Некоторые результаты исследований использованы: при создании космических энергоустановок многоразового использования «Курс» и «Барьер»; при разработке систем управления перспективных аэрокосмических летательных аппаратов; при конструировании перспективных экранопланов и судов на воздушной подушке и с воздушной каверной; при создании и эксплуатации ГТД для газоперекачки НК-16СТ, НК-18СТ и др.; в учебной и научной работе ряда вузов РФ.

#### **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ КЕРАМИЧЕСКИХ ПОКРЫТИЙ ЛОПАТОК ТУРБИН ГТД**

**А.Р. Лепешкин, Н.Г. Бычков**  
**(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»),**  
*e-mail: lepehkin.ar@gmail.com*

Для обеспечения конкурентоспособности авиадвигателей приходится повышать температуру газа перед турбиной свыше 1800 К. Сохранить работоспособность деталей высокотемпературного газового тракта при этом возможно лишь при совершенствовании их теплозащиты.

Наиболее эффективная защита материала детали от теплового потока с помощью теплозащитных покрытий (ТЗП) происходит в случае использования керамических покрытий на основе диоксида циркония  $ZrO_2$ . Однако весьма проблематичны вопросы долговечности, поскольку сопротивление разрушению этих покрытий при растяжении очень низкое, а в условиях эксплуатации в покрытиях возникают напряжения от воздействия центробежных сил и знакопеременные термические напряжения при термоциклическом нагружении.

Эффективность теплозащиты покрытий и их долговечность зависит не только от теплофизических свойств, химического состава, но и от технологии нанесения покрытия. Теплозащитные керамические покрытия наносятся на детали турбин ГТД по плазменной или электронно-лучевой технологиям.

В настоящее время сведения об эффективности теплозащиты деталей с помощью керамических ТЗП при нагреве их в газовом потоке весьма ограничены. Характеристики теплопроводности ТЗП, полученные при использовании различных известных лабораторных методов,

противоречивы. В основном предпочтение отдается ТЗП, нанесенному по плазменной технологии. Например, при использовании лазерного импульсного нагрева было получено, что теплопроводность плазменных покрытий примерно в 2 раза ниже, чем у покрытий со столбчатой структурой, нанесенных по электронно-лучевой технологии.

Разработана методика объективной оценки эффективности теплозащиты металла с помощью покрытий при газопламенном нагреве объекта на разработанной установке. Суть оригинальной методики, защищенной патентом РФ, состоит в том, что через разъемный образец, собираемый из двух половинок пропускается высокотемпературный газовый поток. Максимальная температура на "холодной" стороне стенки - 900 °С. Температура газового потока - 1500 °С.

Полученные результаты экспериментального определения снижения температуры стенки из жаропрочных материалов после нанесения ТЗП из  $ZrO_2 + 8\%Y_2O_3$  толщиной примерно 120 мкм показывают, что при газопламенном нагреве моделей лопаток турбин ГТД испытанное покрытие столбчатой структуры лучше защищает металл ( $\Delta t_{max}$  в 1,6 раза больше), чем испытанное плазменное покрытие.

#### **ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРОПРОВОДНОСТИ МАТЕРИАЛОВ ДЕТАЛЕЙ ГТД В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВИБРОУСКОРЕНИЙ**

*А.Р. Лепешкин*

*(ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»),*

*e-mail: lepeshkin.ar@gmail.com*

Исследование температуропроводности материалов в поле действия виброускорений является новой проблемой, решение которой имеет актуальное значение для машиностроения и авиакосмической техники. В данной работе предложена методика определения теплофизических характеристик материалов в поле действия виброускорений на вибростенде. Методика исследований предусматривала закрепление на конце балки теплопроводника из тонкого хромелевого провода и небольшого электронагревателя, состоящего из нескольких витков провода. На концах теплопроводника и перед электронагревателем приваривались термодпары. Теплопроводник и электронагреватель были теплоизолированы от балки, установленной на вибростенде.

Из анализа результатов исследований и скоростей нагрева следует, что температуропроводность хромелевого теплопроводника, установленного на конце балки, при виброускорениях более 100-300 g возрастает на 25-50 % по сравнению со статическим состоянием. Кроме

того, из анализа экспериментальных данных следует, что время передачи тепла по хромелевому теплопроводнику сокращается в 1,5 раза при 120g (размах амплитуды колебаний:  $2A=7$  мм) на частоте 120 Гц по сравнению со статическим состоянием.

Указанный рост температуропроводности существенно связан с увеличением электронной проводимости в металле в условиях воздействия виброускорений.

### **НОВЫЙ ПРИНЦИП ПОСТРОЕНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

***В.Л. Письменный (ГЛИЦ им. В.П.Чкалова),***

*e-mail: pvl9261524324@gmail.com*

Принцип построения воздушно-реактивных двигателей «Турбореактивный двигатель», предложенный Ф. Уиттлом в 1930 г. и развитый А. Люлькой в 1941 г., имеет в своей основе системный недостаток, который в настоящее время стал препятствием для развития ВРД и авиации в целом. Между компрессором и турбиной ТРД существует жесткая газодинамическая связь – равенство расходов газа. При росте скорости полета температура воздуха на входе в компрессор увеличивается, что ведет к росту удельной работы, потребной для его сжатия, а удельная работа турбины остается неизменной. В результате производительность компрессора падает, что ведет к вырождению двигателя. В силу этого обстоятельства применение ТРД на скоростях полета  $M>3$  становится бесперспективным.

Суть нового принципа построения ВРД – «Турбोजеторный двигатель» заключается в том, что компрессор и турбина в ТРДЭ имеют гибкую газодинамическую связь, при которой расход газа через турбину при росте скорости полета опережает расход воздуха через компрессор. Это достигается установкой перед турбиной газотурбинного двигателя камеры смешения (пат. 2190772), которая в полете подпитывает турбину газом – тем больше, чем больше скорость полета.

В турбोजеторном двигателе приведенный расход воздуха через двигатель, в отличие от турбореактивного двигателя, не зависит от скорости полета ( $G_{впр} \propto const$ ), а абсолютный – на 30...40% выше, чем в прямоточном ВРД равного миделя. Данное обстоятельство позволяет газотурбинному двигателю (ТРДЭ) занять нишу (по высоте и скорости полета) прямоточного ВРД и, как следствие, превзойти последний по газодинамической эффективности.

Вырождение турбодвигателя, как и прямоточного ВРД, происходит вследствие диссоциации продуктов сгорания.

Новый принцип построения ВРД расширяет возможности воздушно-реактивных двигателей как газодинамической системы с дозвуковым течением газа в камере сгорания: по топливной эффективности – до 60...65%; по скорости полета – до  $M=7...8$ .

Создание новых двигателей, по предварительной оценке, требует решения конструктивно-технологических задач: повышение температуры газа перед турбиной до 2300 К, создание эффективной камеры смешения (5-7 калибров), создание керамического соплового аппарата, повышение окружных скоростей на лопатках турбины до 500...550 м/с, уменьшение диаметра втулки турбины до 0,6 и менее, создание корпусных оболочек, выдерживающих температуры более 1500 К. В ближайшей перспективе, по-видимому до 2030 года, потребуются также решить проблему использования криогенных топлив в ВРД, в частности, жидкого водорода.

Решение этих задач, фактически, означает создание нового технологического уклада, который позволит сверхзвуковой авиации, используя новый принцип построения воздушно-реактивных двигателей, перейти в новое качество – гиперзвуковую авиацию.

**МНОГОКРИТЕРИАЛЬНАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ  
ДВИГАТЕЛЯ В СОСТАВЕ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ БЕСПИЛОТНОГО  
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

***Д.Б. Фокин, А.М. Исянов (ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»),***

*e-mail: iam@ciam.ru*

Среди большого разнообразия беспилотных летательных аппаратов (БЛА) в последнее время большое внимание уделяется ударным БЛА с большой взлетной массой, которые могут нести не только разведывательное оборудование, но и определенный спектр вооружения. В США в этом классе БЛА наиболее активно ведутся работы, направленные на создание беспилотных авиационных систем корабельного базирования (X-47B, Sea Avenger и Phantom Ray). Известны и европейские проекты, такие как nEUROn и Taranis.

Создание БЛА с ударными возможностями в нашей стране началось в конце 1990-х годов. Разработкой данного класса летательных аппаратов занимались корпорация «МиГ» («Скат»), ОКБ им. Яковлева («Прорыв») и др., однако на данный момент ни один из них не дошел до серийного производства.

Требования, предъявляемые к силовым установкам (СУ) таких летательных аппаратов, формируются, исходя из задач, решаемых ими, к которым относятся режимы взлета и посадки, дальности полета в широком диапазоне высот и скоростей полета, барражирование и др.

В работе проведен анализ влияния проектных параметров СУ и БЛА, таких как степень двухконтурности и взлетная тяга двигателя, температура газа перед турбиной, суммарная степень повышения давления в компрессоре ТРДД, площадь крыла и др. на характер протекания ЛТХ рассматриваемого БЛА.

Конечной целью математического моделирования при проектировании БЛА и его СУ является получение оптимальных значений проектных параметров и оптимальных программ управления.

Решение многокритериальных задач на начальных этапах проектирования целесообразно осуществлять в соответствии с известным принципом Парето, согласно которому в пространстве аргументов должна быть выявлена область, в пределах которой нельзя добиться увеличения ни одного частного критерия без уменьшения других. В качестве критериев для БЛА могут выступать дальности полета на различных режимах, взлетный вес самолета и др.

#### **ФОРМИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЛИКА СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ВЫСОТНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*Ю.В. Зиненков, А.Н. Черкасов*

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

*А.В. Луковников (ФГУП «ЦИАМ им. П.И.Баранова»),*

*e-mail: yura2105@mail.ru*

По оценкам экспертов, к 2020 г. до трети мирового авиапарка военной авиации в передовых странах станет беспилотным, а функции выполнять будет те же, что и пилотируемая авиация.

В настоящее время в России выполняются работы по формированию концепций отечественных беспилотных летательных аппаратов (БЛА) различного назначения. Особое место здесь занимают высотные БЛА с большой дальностью и продолжительностью полета. Разработка таких БЛА требует больших ресурсов, поэтому возможность их создания имеют только лидеры мирового авиастроения. У России есть все технические и экономические возможности для разработки и производства современного беспилотного комплекса отвечающего современным требованиям, поэтому становится актуальной задача по наращиванию научно-технического задела и проведению опережающих научно-иссле-

довательских работ по определению облика перспективных отечественных БЛА и их силовых установок (СУ).

Авторами проведены исследования по формированию предварительного технического облика СУ на базе двухконтурного турбореактивного двигателя (ТРДД) для БЛА, способного совершать высотный продолжительный дозвуковой полет (зарубежным аналогом исследуемого БЛА является американский БЛА RQ-4A «Глобал Хоук»).

В результате работы разработана математическая модель (ММ) СУ и с ее помощью проведены тестовые расчеты характеристик известных двигателей, подтверждающие ее высокую адекватность. Также произведен термогазодинамический расчет некоего «базового» варианта ТРДД на режиме его «завязки»; с учетом заданных ограничений сформирована программа его управления и рассчитаны тягово-экономические и удельно-массовые характеристики. Кроме того, выполнены параметрические исследования по оценке влияния расчетных параметров ТРДД на его характеристики.

В настоящее время осуществляется доработка комплексной ММ системы «БЛА-СУ» для выполнения расчетов летно-технических характеристик беспилотных самолетов различного назначения.

---