

## Секция 15

**Комбинированные силовые установки для гиперзвуковых  
и воздушно-космических летательных аппаратов****ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СЖИЖЕННОГО ПРИРОДНОГО ГАЗА В  
СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ***В.В. Разносчиков**(ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»),**e-mail: raznoschikov@mail.ru*

Проблеме применения сжиженного природного газа (СПГ) в авиации посвящено множество докладов и специализированных конференций. Главным результатом проведенных исследований в этой области является вывод об экономических и экологических преимуществах перехода авиации на СПГ. Расчетно-теоретические разработки и практический опыт создания Ту-155 с НК-88, работающих на СПГ, подтверждают правильность этих выводов. Проекты новых самолетов Ту-334К и Ту-204К и двигателя ПС-90АК также предусматривают модернизацию авиационной техники путем замены топливной системы самолета и доработки двигателя для использования СПГ.

За рубежом вопросам использования СПГ уделяется значительное внимание, идут активные работы по созданию технологий по переработке угля, природного газа (ПГ) и непищевого биосырья для получения из них жидкого углеводородного топлива. Очевидно, что экономически более выгодно использовать топлива, получаемые в результате меньшего числа стадий переработки из минеральных ресурсов. Для России одним из таких ресурсов является ПГ, запасы которого составляют более 40 % общемировых. Экономически целесообразно не только добывать и продавать ПГ, но и создавать конкурентоспособную авиационную технику, работающую на газе. Внедрение СПГ в авиацию является важной народно-хозяйственной задачей.

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 лишь решение на государственном уровне о начале полномасштабных опытно-конструкторских и экспериментальных работ в данном направлении.

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

Для проведения расчетно-теоретических исследований в области оценки эффективности применения альтернативных топлив, в том числе и СПГ, формирования предварительного технического облика системы «Летательный аппарат – силовая установка – топливо» (ЛА-СУ-Т) создана комплексная математическая модель (КММ), основанная на современных подходах и методиках, позволяющих проводить расчет характеристик ЛА и СУ различных схем. Оценка эффективности системы «ЛА-СУ-Т» осуществляется по показателям эффективности этой системы, получаемым после моделирования полетного задания ЛА. Серьезное внимание в КММ уделяется моделированию свойств топлив и анализу химмотологических процессов в системах ЛА и СУ.

В докладе оценивается эффективность различных вариантов СУ дозвуковых транспортных и пассажирских ЛА, работающих на СПГ.

**ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕПЛООБМЕННИКА  
НА ТЕХНИЧЕСКИЙ ОБЛИК СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ, ИСПОЛЬЗУЮЩЕЙ  
КРИОГЕННОЕ ТОПЛИВО**

***Р.В. Ефремов, В.В. Разносчиков***

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

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

В силовых установках (СУ) высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) на криогенных топливах предполагается использование в рабочем процессе их уникальных свойств, таких как, повышенная теплотворность, работоспособность до сгорания и хладоресурс. Реализа-

ция этих возможностей осуществляется путем введение в схему СУ дополнительных элементов: теплообменника (ТО) и автономной турбины.

Представляет интерес оценка влияния параметров ТО на тягово-экономические и габаритно-массовые характеристики СУ. Для этих целей разработана математическая модель (ММ) ТО, позволяющая осуществить расчет параметров рекуперативных ТО на криогенном топливе в системе СУ. ММ ТО позволяет вести тепловой, гидравлический и конструкторский расчет, а также расчет габаритно-массовых характеристик и показателей его эффективности.

В разработанной ММ ТО рабочими агентами могут быть: воздух, продукты сгорания и криогенные топлива (водород, метан, этан, пропан и т.д.). Расчет теплофизических свойств рабочих агентов может осуществляться для всех их агрегатных состояний в широком диапазоне температур и давлений. Алгоритм разработанной ММ позволяет рассчитывать параметры ТО-нагревателей (например, в пароводородном ракетно-турбинном двигателе) и ТО-охладителей (перед компрессором ГТД).

Реалистичность работы ММ ТО проверялась путем сравнения получаемых результатов с натурными теплообменными аппаратами, изготавливаемыми ОАО «Криогенмаш».

В докладе представлены результаты параметрических и оптимизационных исследований по формированию технического облика рекуперативных ТО на криогенных топливах для СУ высокоскоростных ЛА.

**ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ ПЕРСПЕКТИВНОГО  
ОТЕЧЕСТВЕННОГО  
БЛИЖНЕ-СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА**

***А.В. Луковников***

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

***e-mail: lukovnikof@mail.ru***

В настоящее время в нашей стране разрабатывается проект нового ближне-среднемагистрального самолета МС-21, который к 2014 году должен полностью заменить морально устаревший пассажирский лайнер Ту-154 и составить достойную конкуренцию зарубежным самолетам аналогичного класса: Boeing 737 и Airbus A320. Проект МС-21 рассматривается как новый импульс к возрождению отечественной науки и техники; предусматривается его государственное финансирование.

Одним из самых актуальных и сложных вопросов в этом проекте является выбор для МС-21 силовой установки на базе двухконтурного

турбореактивного двигателя (ТРДД), отвечающего всем современным и перспективным требованиям к авиадвигателям в области экологии, экономии, технологии и надежности. Проблема состоит в том, что в России нет подобного двигателя нового поколения в классе взлетных тяг 13–14 тонн. Поэтому под руководством Объединенной двигательной корпорации (ОДК) коллектив Пермского ОКБ «Авиадвигатель» разрабатывает двигатель ПД-14 с достаточно высокими параметрами рабочего процесса, способными обеспечить значения удельного расхода топлива в крейсерском полете на уровне 0,54–0,56 кг/(кгс·ч). Кроме пермского ПД-14 ряд отечественных и зарубежных разработчиков также предложили свои альтернативные варианты двигателей для МС-21, причем ряд из них уже существуют «в железе».

В работе рассматриваются достоинства, недостатки и конструктивные особенности всех возможных двигателей-кандидатов для установки на МС-21, а также оцениваются их тягово-экономические характеристики. С использованием комплексной математической модели «Летательный аппарат – Силовая установка» произведены расчеты летно-технических характеристик и показателей эффективности самолета МС-21. Выполненные автором параметрические расчетные исследования показывают также степень влияния «ошибки» (или технического риска) тягово-экономических характеристик ТРДД и аэродинамических характеристик самолета на показатели его эффективности.

#### **АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ВЫСОКОНАГРУЖЕННОГО РАБОЧЕГО КОЛЕСА ОСЕВОГО КОМПРЕССОРА**

*Д.Л. Бутримов, К.С. Федечкин*

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

*e-mail: bondy2002@list.ru*

Перспективным направлением повышения характеристик компрессоров и снижения стоимости их разработки является совершенствование методов математического моделирования течения в компрессорах и разработка новых методик их применения. Наиболее универсальные математические модели течений, базируются на решении фундаментальных уравнений газовой динамики — уравнение сохранения массы (неразрывности), уравнение сохранения импульса (Навье-Стокса), уравнение сохранения энергии. Решение приведенных уравнений позволяет получить детальное представление о структуре течения

во всей расчетной области, а также характеристики компрессоров и его элементов.

Программы, осуществляющие решение уравнений газовой динамики (CFD программы), могут помочь ответить на вопрос, какие процессы происходят в компрессоре, однако они не дают явного ответа на вопрос, как повлиять на негативные явления, чтобы улучшить характеристики компрессора. Одним из возможных вариантов решения данной проблемы заключается в интеграции CFD программ с алгоритмами оптимизации, схема которой представлена на рис. 1.



Рис. 1 – Интеграция CFD программ и алгоритмов оптимизации

Использование такого подхода для оптимизации характеристик высоконагруженных трансзвуковых ступеней компрессора позволило сформировать множество, определяющее область компромиссных решений для газодинамических параметров лопаточного венца. Одни элементы области компромиссных решений позволяют получать высокие КПД при малых запасах газодинамической устойчивости (ГДУ), другие, наоборот, позволяют обеспечить большой запас ГДУ при относительно невысоких значениях КПД. Существуют также компромиссные варианты, получаемые из различных соотношений величины КПД и запаса ГДУ при заданном векторе геометрических параметров. Таким образом, у исследователя на основе решения задачи аэродинамической оптимизации появляется возможность выбора геометрии лопаточных венцов, характеристики которых в наибольшей степени соответствуют целям и задачам исследования.

**ВЛИЯНИЕ РАДИАЛЬНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА ЗА  
ВЕНТИЛЯТОРОМ НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВУХКОНТУРНЫХ  
АВИАЦИОННЫХ ГТД**

*А.Н. Попов, К.С. Федечкин*

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

*e-mail: antonio\_54876@mail.ru*

Одним из факторов, влияющих на отличие реальных параметров авиационного ГТД от проектных, является неравномерность распределения параметров потока по высоте проточной части компрессора. Например, если, для компрессора высокого давления (КВД), камеры сгорания (КС) или турбин осреднение параметров потока по высоте проточной части не внесет значительной ошибки в термодинамический расчет двигателя, то для компрессора низкого давления (КНД) двухконтурного двигателя ошибка осреднения параметров по радиусу тем значительнее, чем больше неравномерность потока за ним.

Неравномерность параметров потока по высоте проточной части за КНД присутствовала в большей или меньшей степени для всех поколений ТРДД. При проектировании предыдущих поколений авиационных двигателей необходимый уровень точности при математическом моделировании ТРДД позволял использовать в расчетах осредненные одномерные параметры потока за КНД. Однако необходимость выполнения противоречивых требований при создании современного многорежимного двигателя требует более качественного и точного моделирования параметров основных модулей ГТД и в первую очередь вентилятора.

В большинстве существующих поэлементных математических моделей двухконтурных двигателей предполагается, что параметры потока на входе в разные контуры одинаковы. Фактически, такое допущение эквивалентно допущению о равномерном распределении параметров потока по радиусу на выходе из компрессора низкого давления. Такая ситуация может иметь место на одном (как правило, расчетном) или нескольких режимах работы компрессора. Учет радиальной неравномерности параметров потока по радиусу тем более важен потому, что при изменении режима работы двигателя может изменяться характер распределения давления и температуры по радиусу и, как следствие, соотношение параметров потока на входе в первый и второй контуры.

Для учета неравномерности параметров потока за вентилятором разработана математическая модель вентилятора, где осреднение параметров потока выполнено отдельно для первого контура (сечения ниже разделителя потока до втулки вентилятора) и второго контура (сечения выше разделителя потока до корпуса вентилятора). В этом случае характеристика вентилятора представляется в виде:

$$\pi_{\delta 1}^* = \pi_{\delta 1}^*(i_{\gamma \delta}, G_1, G_2), \quad \pi_{\delta 2}^* = \pi_{\delta 2}^*(i_{\gamma \delta}, G_1, G_2);$$
$$\eta_{\delta 1}^* = \eta_{\delta 1}^*(i_{\gamma \delta}, G_1, G_2), \quad \eta_{\delta 2}^* = \eta_{\delta 2}^*(i_{\gamma \delta}, G_1, G_2).$$

Для исследования влияния неравномерности параметров потока за вентилятором на интегральные параметры двигателя разработана математическая модель ТРДДсм для учебно-тренировочного самолета, а также малоразмерного ГТД для беспилотного ЛА. Эта модель позволяет использовать нетрадиционные характеристики КНД с учетом отдельного, независимого дросселирования его по контурам.

Проведенные численные исследования показали, изменение удельного расхода топлива и запаса газодинамической устойчивости при математическом моделировании авиационных ГТД с учетом и без учета неравномерности параметров потока за вентилятором. Тем самым было показано влияние неравномерности параметров потока за КНД на проектные характеристики ТРДД.

#### ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТУРБИН СОВРЕМЕННЫХ ГТД

*Е.А. Абрамова, Ю.А. Канахин, Е.К. Рябов*  
(НТЦ им. А. Люльки),  
e-mail: jabr@ya.ru

К турбинам современных ГТД предъявляются высокие требования по эффективности в сочетании с требованиями прочности, технологичности и др. Выбор того или иного значения геометрического параметра часто оказывает противоположное воздействие на удовлетворение этих требований. Поэтому проектирование турбины представляет собой сложную многофакторную задачу, которая в большинстве практических случаев решается методом вариантных расчётов и поиска компромиссов.

В предлагаемом исследовании проанализированы различные факторы, влияющие на КПД турбины. За основу была выбрана высоконапряженная, высокотемпературная турбина существующего двигателя.

В работе рассмотрено влияние угла атаки на КПД турбин. В частности, было получено увеличение КПД турбин в среднем на 0,5% при выборе оптимальных значений конструктивных углов входа решеток. Так же проводилось исследование влияния степени реактивности на характеристики турбин. Наблюдалось увеличение КПД при увеличении степени реактивности. Следующим этапом была проанализирована зависимость КПД турбин от числа лопаток при постоянной осевой ширине венцов.

Использованные методы оптимизации позволяют увеличивать КПД турбин только за счет изменения параметров решеток, оставляя без изменений геометрию проточной части.

Рассмотрено изменение КПД турбин при увеличении высоты лопатки в сторону втулки и периферии. Получено, что при увеличении высоты лопатки в периферийном сечении КПД ТВД возрастает, при увеличении высоты лопатки во втулочном сечении КПД ТНД также возрастает. Для предварительной оценки прочностного состояния турбин рассчитывались критерии центробежной нагрузки.

При расчете турбины по высоте проточной части в качестве параметров оптимизации были выбраны углы закрутки потока в СА и РК. В результате оптимизации на СА ТНД была получена положительная закрутка, а на РК ТНД – отрицательная. Следующий этап оптимизации был связан с изменением тангенциального наклона СА. Расчет показал, что наклон СА 6–10° положительно влияет на эффективность ступени.

Дополнительно рассмотрены варианты наклона лопаток с криволинейными образующими. Это так называемые саблевидные и серповидные лопатки. Расчет показал, что серповидная лопатка менее эффективна, у нее возрастают вторичные потери.

Результаты проведенных исследований показывают, что реальное улучшение КПД ТВД и ТНД может достигать 2-2,5% по совокупности всех мероприятий. Естественно, что некоторые из этих мероприятий требуют дополнительного анализа теплонпряженного состояния элементов турбины.



**ОПТИМИЗАЦИЯ ОБЛИКА, ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА И  
ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ГПВРД НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ  
ПРОЕКТИРОВАНИЯ**

***Р.Ю. Гатин, А.В. Луковников, О.Д. Селиванов, Д.Б. Фокин  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
e-mail: dbf85@yandex.ru***

В последние годы значительно возрос интерес большинства стран мира к использованию гиперзвуковых летательных аппаратов (ГЛА) различного применения. Остро стоит задача численных исследований (сопровождающих экспериментальные) различных типов силовых установок (СУ) для ГЛА, в частности, прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). Вследствие особенностей конструкции ПВРД в составе ГЛА (например, ракеты) и условиях жестких ограничений габаритно-массовых характеристик необходима комплексная интеграция разработки и оптимизация параметров ЛА, СУ и программы управления движением ЛА.

В ЦИАМ в 1970-80-е гг. была создана математическая модель (ММ) однорежимного гиперзвукового ПВРД (ГПВРД) со сверхзвуковым горением в камере сгорания при числах  $M > 1,0$ , которая в настоящее время по ряду своих функциональных возможностей и «гибкости» настроек параметров двигателя, применению современных подходов к математическому моделированию рабочего процесса и оптимизации параметров СУ, морально устарела и не удовлетворяет требованиям, предъявляемым к ММ на этапе концептуальных исследований.

В связи с этим была проведена глубокая модернизация этой ММ ГПВРД, в частности:

- значительно расширены ее функциональные возможности по расчету тягово-экономических и удельно-массовых характеристик ГПВРД;

- добавлены новые и более адекватные математические модели для расчета теплофизических свойств рабочего тела и различных топлив (в том числе альтернативных), созданных в ВВА им. проф. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина;

- реализован диалоговый интерфейс для ввода исходных данных ГПВРД и анализа получаемых результатов;

- реализован более эффективный, сложный и реалистичный алгоритм согласования совместной работы входного устройства и камеры сгорания ГПВРД.

Конечной целью математического моделирования ГПВРД при проектировании ГЛА является получение оптимальных значений проектных параметров (в первую очередь, геометрических размеров проточной части камеры сгорания ГПВРД и места расположения поясов подачи топлива) и оптимальных программ управления двигателем, обеспечивающих достижение экстремальных показателей эффективности самого ГЛА.

**О НЕКОТОРЫХ СЛУЧАЯХ РАЗДЕЛЕНИЯ ВНЕШНИХ И ВНУТРЕННИХ  
АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫСОКОСКОРОСТНОГО  
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИНТЕГРАЛЬНОЙ СХЕМЫ**

*А.Н. Кравцов, Т.Ю. Мельничук  
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского),  
e-mail: kravcow-an@rambler.ru*

Требования к аэродинамическим формам современного летательного аппарата (ЛА) выдвигают задачи оптимизации как отдельных элементов, так и всего ЛА в целом. Аэродинамическая компоновка высокоскоростного летательного аппарата, выполненная в виде интегральной схемы, объединяющей планер и воздухозаборное устройства (ВЗУ), предписывает проведение совместных комплексных оптимизационных исследований внешних и внутренних аэродинамических характеристик. Данное обстоятельство усложняет оптимизационные исследования интегральных аэродинамических компоновок высокоскоростных летательных аппаратов и тем самым увеличивает необходимое время поиска рациональных геометрических параметров исследуемых ЛА.

Численные расчеты обтекания компоновки высокоскоростного летательного аппарата интегральной схемы проводились маршевым методом по программе [1] в рамках системы уравнений Эйлера. Поверхность головной ударной волны выделялась явным образом. Уравнения Эйлера интегрировались по явной конечно-разностной схеме Мак-Кормака. Исследовались течения с присоединенным головным скачком уплотнения, поток за которым остается сверхзвуковым в направлении маршевой координаты.

Проведены расчетные исследования отдельно носовой части и всей компоновки летательного аппарата при различных углах заклинивания носовой части. Расчеты аэродинамических характеристик носовой части проводились без центрального тела торможения, а полная компоновка рассчитывалась с подобранными поверхностями сжатия цен-

трального тела на расчетном режиме полета исследуемой компоновки. Представлены подробные исследования поля течения перед и сразу за входом в воздухозаборник статического давления  $p/p_\infty$ , среднего числа Маха  $M_{cp}$ , коэффициента расхода воздуха  $\xi$  и коэффициента потери полного давления  $p_0/p_{0\infty}$  (за прямым скачком). Проведен анализ полей течения, пространственных распределений газодинамических параметров в потоке и на поверхности рассматриваемых вариантов компоновки высокоскоростного летательного аппарата интегральной схемы.

Полученные результаты по влиянию угла заклинения носовой части высокоскоростного ЛА на основные аэродинамические характеристики компоновки и параметры ВЗУ указывают на возможность разделения внешних и внутренних характеристик на расчетном режиме полета. В этом случае параметры ВЗУ полной компоновки рассматриваемого ЛА определяются по результатам расчета влияния угла заклинения носовой части без центрального тела торможения. Данный подход сокращает число исследуемых параметров и позволяет в значительной мере ускорить оптимизационный процесс полной компоновки высокоскоростного летательного аппарата интегральной схемы.

Литература

1. Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе // Ученые записки ЦАГИ. 1998. Т. XXIX. № 3–4. С. 111–122.

### **ГИПЕРЗВУКОВОЙ ТУРБОЭЖЕКТОРНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ**

***В.Л. Письменный***

***(ГЛИЦ им. В.П. Чкалова, г. Ахтубинск),***

***e-mail: pvl9261524324@gmail.com***

При увеличении скоростей полета ( $M > 3,0-3,5$ ) происходит вырождение турбореактивного двигателя как газодинамической схемы (турбокомпрессор перестает создавать дополнительную тягу). Это вынуждает переходить к комбинированным (турбопрямоточным и др.) двигателям, что существенно увеличивает массу силовой установки гиперзвукового летательного аппарата.

Турбоэжекторный двигатель (ТРДЭ, патент RU 2190772) как газодинамическая схема не вырождается, что позволяет этим двигателям развивать скорости полета  $M = 7-8$  (скорости, при которых происходит энергетическое вырождение ВРД с дозвуковым течением газа в камере сгорания). Для обеспечения работоспособности турбокомпрессора в условиях гиперзвуковых скоростей полета в ТРДЭ (заявка №

2009119156) используется вода, которая: а) охлаждает (с помощью теплообменника) воздух на входе в компрессор; б) удерживает (с помощью воздуха второго контура) температуру газа перед турбиной ~2300 К. Расход воды на скоростях полета  $M > 6$  соизмерим с расходом топлива. Горение в камерах сгорания (основной, форсажной) – стехиометрическое. Для охлаждения лопаток турбины применяется система воздушно-жидкостного охлаждения открытого типа, в которой в качестве жидкости используется форсажное топливо. Турбокомпрессор в гиперзвуковом ТРДЭ создает: а) перепад давлений (степень повышения давления на всех скоростях полета больше единицы); б) расход воздуха, который на 30÷40 % выше, чем в ПВРД равного миделя, что делает гиперзвуковой ТРДЭ во всех отношениях более эффективным двигателем, чем ПВРД.

Ожидаемые удельные параметры (характеристики) гиперзвукового ТРДЭ: а) удельная тяга на взлете:  $P_{уд} = 900–950$  Н·с/кг (для керосина) и  $P_{уд} = 1000–1050$  Н·с/кг (для водорода); б) удельный расход топлива на взлете:  $C_{уд} = 0,25–0,27$  кг/(Н·ч) (для керосина) и  $C_{уд} = 0,09–0,1$  кг/(Н·ч) (для водорода); в) удельная масса газогенератора  $m_{уд} = 0,020–0,025$  кг/Н; общий КПД на крейсерских (гиперзвуковых) скоростях полета  $\eta_0 = 0,5–0,6$ ; г) удельный импульс на гиперзвуковых скоростях полета:  $J_{уд} = 1400–1000$  с (для керосина) и  $J_{уд} = 5000–3000$  с (для водорода).

Проблемные вопросы: а) низкие запасы устойчивости эжектора в условиях взлета (коэффициент эжекции  $m_0 = 0,05–0,1$ ); б) высокие температуры корпуса камеры смешения и лопаток соплового аппарата (до 2000 К); в) большие потребные мощности для запуска (эжектор запускается при достижении частот вращения ротора  $\bar{n} = 0,6–0,65$ ); г) неравномерность поля давлений на выходе из камеры смешения.

### **КОМБИНИРОВАННЫЙ ПУЛЬСИРУЮЩИЙ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ**

***Е.Н. Вышегородцев, В.В. Голубятник, А.В. Солодовников, Д.В. Сопин  
(Серпуховской военной институт ракетных войск, г. Серпухов),  
e-mail: aleksey.solod@mail.ru***

При решении современных задач по освоению околоземного космоса возникла научно-техническая проблема по созданию комбинированной силовой установки, работающей как в атмосфере, так и в безвоздушном пространстве.

Актуальность данного вопроса определена необходимостью обеспечения опережающего развития современных средств выведения космических аппаратов РФ над потенциальными конкурентами других космических держав.

Целенаправленный поиск схемы комбинированного воздушно-ракетного двигателя показал, что одним из возможных направлений развития двигателестроения является использование синтеза двух пульсирующих силовых установок: воздушно-реактивной (для полета в атмосфере) и ракетной (для полета в безвоздушном пространстве).

С целью выбора наиболее оптимальной конструкции комбинированного пульсирующего воздушно-ракетного двигателя (КПВРД) в Серпуховском военном институте были проведены теоретические и экспериментальные исследования, включающие разработку схемы и конструкции пульсирующей камеры сгорания (ПКС с механическим мембранным (материал мембраны – полихлорвинил) клапаном и форкамерой, которые расположены перпендикулярно к оси камеры) с резонансной трубой для воздушного режима работы, а также выбор способа перевода ПКС, работающей на компонентах топлива керосин + атмосферный воздух на керосин + газообразный кислород.

Особенность схемы: во время работы весь поток атмосферного воздуха при переходе от воздушного режима к ракетному заменяется газообразным кислородом. Переход осуществляется плавным закрытием канала воздухозаборника и одновременной подачей малым расходом газообразного кислорода в полость перед воздушным впускным клапаном. В результате успешных работ был собран модельный КПВРД, работающий на двух режимах: воздушном (тяга 1,25 Н) и ракетном (тяга 2,50 Н). На воздушном режиме работы (1800 с) модель потребляла керосин (0,00035 кг/с) и атмосферный воздух (0,0044 кг/с), а на ракетном (120 с) – керосин (0,0013 кг/с) и газообразный кислород (0,0044 кг/с). Частота пульсации давления в ПКС составляла от 80 до 120 Гц.

Проведенные исследования подтвердили возможность создания комбинированного двигателя (с единой пульсирующей камерой сгорания), предназначенного для работы как в атмосфере, так и в безвоздушном пространстве.

**ЛОБОВОЙ ГАЗОВЫЙ ОБТЕКАТЕЛЬ КАК УЗЕЛ  
ТЕПЛОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ АВИАКОСМИЧЕСКИХ  
АППАРАТОВ; ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ**

*Н.Н. Захаров, А.Г. Прудников, В.В. Северинова*

*(ЦИАМ им. П.И. Баранова),*

*П.К. Третьяков (ИТПМ СО РАН),*

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

Предлагается организовать конический газоздушный обтекатель с управляемым вектором газоаэродинамического сопротивления перед прозрачной головкой беспилотного летательного аппарата (ЛА), кабиной авиационного, авиакосмического ЛА или спасаемой капсулы космонавта. В отличие от известного отрывного воздушного обтекателя (ОВО) американской МБР «Трайидент» и российского теплогазоаэродинамического (ТГАД) обтекателя на водороде или жидко-воздушного обтекателя (ЖВО) на углеводороде, предлагаемый конический газоздушный обтекатель (ГВО) формируется на эшелонируемых струях пара перегретого жидкого пастообразного или суспензионного горючего, подаваемого через штативно выдвижную многосекционную центральную иглу, как у ОВО МБР «Трайидент», с прогрессивно нарастающим углом и расходом горючего вдоль обтекателя.

Приведены аналитические решения и определены параметры и характеристики ГВО на паре перегретого горючего и дано сравнение их с параметрами отрывного воздушного обтекателя. В частности, показано, что в диапазоне чисел Маха от 3 до 5 коэффициент сопротивления активного ГВО имеет на порядок меньшее значение, чем коэффициент сопротивления ОВО.

Боковая составляющая АД-сопротивления ГВО может быть образована двумя способами: отключением отверстий подачи перегретой жидкости в одном из секторов управления ГВО или переключением всего или части расхода перегретой жидкости в один из каналов секторов управления.

В первом случае коэффициент аэродинамической боковой силы, по оценкам экспериментальных значений  $c_{x0}$ , для ОВО и ЖВО может быть порядка  $C_y = 0,24$ . Во втором случае при внешнем горении в дальнем следе струи управления перегретого пара значение коэффициента может быть  $C_y > 0,5$ . Коэффициент продольной компоненты АД-сопротивления ГВО может меняться от значений 0,75 для  $M = 4$  при нулевой длине иглы и конуса ГВО до значения 0,04 при относительной длине конуса к диаметру его основания  $l/r = 5,5$ .

Приведены видео кадры первых экспериментов, полученных в этом году, по управляемому ГВО на парах шашки «твердого керосина» модели сверхзвукового летательного аппарата диаметра 30 мм.

**ПРОБЛЕМЫ ПУЛЬСАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ.  
ЭТАПЫ РАЗВИТИЯ И СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ**

**Ю.Н. Нечаев**

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

**Е.Ю. Марчуков, А.И. Тарасов**

**(ОАО «НПО «Сатурн»)**

Газотурбинные двигатели, работающие по циклу Брайтона, практически исчерпали свои возможности по улучшению параметров термодинамической эффективности. В настоящее время снижение удельного расхода топлива у существующих ГТД достигается ценой огромных усилий. В то же время давно известно, что значительное снижение  $C_{\text{оа}}$  теоретически обеспечивается переходом от цикла Брайтона к циклу Гемфри. В докладе приводится краткий обзор попыток создания двигателей, использующих цикл  $V = \text{const}$ . В области ГТД это двигатели В.В. Кароводина и Г. Хольцварта; в области ВРД – двигатели П. Шмидта, В.Н. Челомея, Б.С. Стечкина. Анализируются причины их неудач.

Открытие возможностей осуществления управляемого детонационного сгорания топлива стало определяющим фактором в возрождении работ по пульсирующим двигателям с детонационным сгоранием топлива (ДСТ). Дается сравнение цикла ДСТ с циклами Брайтона и Гемфри. Показано, что, несмотря на разнообразие предлагаемых схем ПудД, их можно разделить на два типа – ПудД на основе классических детонационных труб и на двигатели с высокочастотными бесклапанными тяговыми модулями резонансно-пульсирующего действия (патент Р.М. Пушкина и А.И. Тарасова). Представлен ряд преимуществ двигателей второго типа. Экспериментально доказана работоспособность их тяговых модулей (ТМ), универсальность и широкая возможность применения в комбинированных силовых установках (КСУ). Универсальность ТМ состоит в том, что, будучи доведенными в процессе стендовых испытаний (в натурную величину, что возможно вследствие их малых размеров), они могут использоваться в КСУ различных схем без существенных доработок. Представлены варианты различных архитектурных обликов таких КСУ. Их работоспособность и возможности получения заявленных удельных параметров подтверждены демонстрационными

испытаниями ТМ ПудДД, проведенными на стенде НТЦ им. А. Люльки ОАО «НПО «Сатурн» в 2004 г. Полученные данные в значительной степени подтверждены численными методами расчета детонационных волн сгорания и удельных параметров ТМ, выполненных для конкретных моделей, испытанных в ИМ МГУ, ЦАГИ и ЦИАМ.

Под эгидой ОАО «НПО «Сатурн» в последние годы применительно к резонансно-пульсирующей схеме ПудДД разработан и опубликован ряд основополагающих теоретических и экспериментальных исследований по вопросам формирования оптимального облика, проектирования и расчета параметров и характеристик ПудДД. Эти работы проводились по заданиям НПО «Сатурн» сотрудниками ряда организаций – ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (Ю.Н. Нечаев и др.), Института механики МГУ (В.В. Марков и др.), ЦИАМ им. П.И. Баранова (Ф.А. Слободкина), ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского (И.В. Егоров), Рыбинского авиационно-технического университета (В.И. Богданов). В этих работах даны теоретические основы методов расчета параметров и характеристик ТМ ПудДД, доказано значительное влияние предварительного подогрева рабочего тела, подаваемого в ТМ, на их термодинамическую эффективность, разработаны численные методы расчета детонационных волн сгорания и удельных параметров, проведены численные и экспериментальные исследования совместной работы ТМ с эжекторными усилителями тяги. Подробно исследована архитектура КСУ с пульсирующими ТМ. Таким образом, получен широкий ассортимент исходных данных, которые являются достаточными для разработки производственных образцов ТМ ПудДД, удовлетворяющих необходимым эксплуатационным требованиям. Эти работы (при наличии соответствующего Госзаказа) готов взять на себя коллектив сотрудников НПО «Сатурн».

#### **МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЛНОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ КАНАЛАХ С КОЛЬЦЕВЫМ СОПЛОМ**

***В.А. Левин (Институт автоматики и процессов управления ДВО РАН), 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)***  
***levin@iacp.dvo.ru, levin@imec.msu.ru***

При исследованиях пульсирующих детонационных двигателей с газодинамическими резонаторами (типа разрабатываемых НПО «Сатурн») принято рассматривать (в качестве альтернативы традиционным



соплам Лаваля) кольцевые резонансно-пульсирующие сопловые устройства. Расчетно-экспериментальные исследования газодинамических и термохимических процессов в таких сопловых устройствах являются важным этапом развития работ по их применению в авиации и ракетостроении.

В докладе представлены результаты моделирования нестационарных волновых процессов, сопровождающих запуск и установление течения в экспериментах с моделями подобных выходных устройств с кольцевым соплом с полузамкнутой полостью, имеющими во входной части осесимметричные кольцевые каналы разной формы. Для описания течения многокомпонентной смеси реагирующих газов в невязком приближении использовалась система уравнений Эйлера в осесимметричном двумерном нестационарном виде, дополненная уравнениями для скоростей изменения концентраций компонентов при химических реакциях. Геометрические характеристики проточных каналов моделей, для которых выполнялось расчетное моделирование, в точности соответствовали характеристикам моделей, продуваемых в экспериментах. Исследования условий истечения и тяговых характеристик соплового устройства проводились в импульсной аэродинамической установке. Оригинальная конструкция модели позволяла одновременно и независимо измерять тяговое усилие, развиваемое кольцевым соплом, и давления в характерных точках проточной части модели и подводящего осесимметричного канала. Расчетно-экспериментальное моделирование было выполнено для продувок моделей воздухом, стехиометрическими ацетилено- и пропано-воздушными смесями комнатной температуры, а также их высокотемпературными продуктами сгорания.

В расчетах исследована картина динамики течения во всем проточном тракте аэродинамической установки с исследуемой моделью от момента разрыва диафрагмы, отделяющей входную полость модели от камеры высокого давления, до формирования результирующего квазистационарного истечения из кольцевого сопла в ресивер. Выявлены особенности формирования и изменения параметров торможения в процессе квазистационарного истечения и их влияние на характер течения в кольцевом сопле. В расчетах и экспериментах, в частности, установлено, что при продувках моделей горючими смесями комнатной температуры на нестационарной стадии запуска сопла происходит их самовоспламенение внутри полузамкнутой полости за счет эффекта фокусировки возникающих при этом ударно-волновых структур. Проведено сравнение результатов расчетов изменения давлений в характер-

ных точках проточного тракта и развиваемой тяги с данными экспериментов.

Работа поддержана РФФИ (проекты №-08-08-00297а, №-08-01-00032а) и Роснаукой (проект НШ-319.2008.1).

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЙ В ГАЗОДИНАМИЧЕСКОМ РЕЗОНАТОРЕ:  
ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И СРАВНЕНИЕ С ЭКСПЕРИМЕНТОМ  
НПО «САТУРН»**

***В.В. Малинин, Ф.А. Слободкина (ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
А.И. Тарасов (НТЦ им. А. Люльки ОАО «НПО «Сатурн»),  
e-mail: rena-slobodkina@rambler.ru***

Одним из возможных путей улучшения характеристик авиационных двигателей является переход от цикла с подводом тепла при постоянном давлении к циклу с периодическим подводом тепла при постоянном объеме. Рассматриваемая в предлагаемой работе концепция и схема пульсирующего двигателя не содержит механических клапанов и специальной системы зажигания. Пульсирующий процесс в таком двигателе возникает за счет возбуждения высокочастотных колебаний в газодинамическом резонаторе, периодически заполняющемся специально подготовленной топливовоздушной смесью. В настоящее время созданы испытательные стенды и модели единичных пульсирующих тяговых модулей, характеристики которых подтверждают предварительные оценки эффективности предложенной схемы [1, 2].

Настоящая работа посвящена созданию математической и численной модели газодинамических процессов в резонаторе, предложенном в [1,2] и сравнению полученных теоретических результатов с результатами экспериментов пульсирующего двигателя демонстратора, разработанного в НТЦ им. А. Люльки.

Математическая модель резонатора представляет собой уравнения газовой динамики, описывающие пространственное нестационарное турбулентное течение вязкого теплопроводного газа (уравнения Навье-Стокса, осредненные по Рейнольдсу, плюс – двухпараметрическая модель турбулентности). Расчетная область включает в себя кольцевое сопло, по которому подается подготовленная топливовоздушная смесь, полость резонатора и область пространства, куда происходит истечение. Граничные условия задаются параметрами торможения во входном сечении сопла, давлением на выходе (в среде, куда происходит истечение), а также условиями «прилипания» на всех твердых стен-

ках устройства. В качестве численного метода используется конечно-разностная схема.

Расчеты проводились в соответствии с постановкой эксперимента в НТЦ им. А. Люльки в 2004 г. Сравнение результатов численного моделирования и экспериментальных данных продемонстрировало их хорошее согласование в широком диапазоне изменения управляющих параметров.

#### **Литература**

1. Р.М. Пушкин, А.И. Тарасов. Способ получения тяги и устройство для получения тяги. Патент СССР на изобретение №1672933 от 22.04.1991 г. с приоритетом от 30.11.1989 г.
2. Е.Ю. Марчуков, Ю.Н. Нечаев, А.С. Полев, А.И. Тарасов. Пульсирующие детонационные двигатели. Научно-технический журнал «Двигатель», №1 (25), 2003, –М., с.14-17.

### **ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КЕРОСИНО-ВОЗДУШНЫХ МОДЕЛЕЙ ТЯГОВЫХ МОДУЛЕЙ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДЕТОНАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ**

***С.В. Евстегнеев, А.И. Тарасов***

***(НТЦ им. А. Люльки ОАО «НПО «Сатурн»)***

В последние годы перед создателями авиационных двигателей стала проблема по улучшению характеристик и удельных параметров двигателей, но существующие газотурбинные двигатели практически полностью исчерпали свои возможности. И теперь стал вопрос о новом витке создания авиадвигателей, основанных на другом принципе. Одним из таких двигателей может стать пульсирующий детонационный двигатель с высокочастотным пульсирующим резонатором. Данный тип двигателя является перспективным, он имеет, в отличие от схем пульсирующих двигателей с детонационными трубами, большую частоту пульсаций и более низкий уровень вибрационных нагрузок.

На испытательном стенде НТЦ им. А. Люльки в течение последнего десятилетия проведены экспериментальные исследования модели бесклапанного ПудД с газодинамическим резонатором. В ходе этих экспериментов было выявлено влияние температуры рабочего тела на входе в резонатор на его тяговые характеристики.

На основании полученных экспериментальных данных проведены разработки схем пульсирующих детонационных двигателей с отбором рабочего тела в различных сечениях газогенератора, в качестве которого может выступать простейший турбокомпрессорный агрегат, с относительно невысокими параметрами рабочего процесса, а также

разработана прямоточная схема пульсирующего детонационного двигателя, которая может быть применена, в том числе на гиперзвуковых летательных аппаратах. Были определены возможные области применения других схем данного типа двигателя.

**КОМБИНИРОВАННЫЕ СИЛОВЫЕ УСТАНОВКИ С ПУЛЬСИРУЮЩИМИ  
ДЕТОНАЦИОННЫМИ ТЯГОВЫМИ МОДУЛЯМИ. ФОРМИРОВАНИЕ ИХ  
КОНСТРУКТИВНОГО ОБЛИКА И ПУТИ ПОВЫШЕНИЯ  
ТЕРМОДИНАМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ**

***А.В. Луковников, А.А. Мохов, Ю.Н. Нечаев, В.В. Шарнин  
(ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»),  
e-mail: vsharnin@yandex.ru***

Расчетно-теоретические и экспериментальные исследования пульсирующих детонационных двигателей достигли в настоящее время высокого уровня, позволяющего рассматривать вопросы их практического применения в авиации. Основными элементами этих двигателей являются детонационные пульсирующие тяговые модули (ТМ) – устройства, в которых осуществляется детонационное сгорание топлива и создается реактивная тяга. Автономное использование ТМ (без наддува) хотя и возможно, но малоэффективно. Это и определяет необходимость их наддува.

Роль агрегата наддува может осуществлять специальный турбокомпрессорный агрегат (турбокомпрессорный модуль), обеспечивающий подачу в ТМ рабочего тела (сжатого воздуха или подогретого газа) с заданными значениями давления и температуры. Но подача рабочего тела в ТМ может осуществляться и путем его отбора из различных сечений ГТД существующих схем, образующих в совокупности с ТМ комбинированные силовые установки (КСУ). В данной работе излагаются результаты схемно-конструкторской проработки и оценки термодинамической эффективности КСУ для различных летательных аппаратов, включая дальние сверхзвуковые самолеты с ТРДДФсм.

За исходные характеристики ТМ в данном исследовании приняты их универсальные обобщенные характеристики, полученные в работах [1, 2] расчетным путем при условиях детонации Чепмена-Жуге для керосино-воздушных топливных смесей различного состава, идентифицированные по данным отечественных и зарубежных стендовых испытаний. Эти характеристики дают зависимости параметров термодинамической эффективности ТМ – работы цикла, термического КПД и удель-

ных параметров ( $P_{\text{оа.0i}}$ ,  $\dot{N}_{\text{оа.0i}}$ ,  $\gamma_{\text{yo.0i}}$  и других) от давления и температуры рабочего тела, подаваемого в ТМ. На базе этих данных определены наиболее рациональные способы установки ТМ в КСУ различных схем.

Для оптимизации облика КСУ в системе летательного аппарата используется разработанная и представленная в [3] комплексная математическая модель системы «ЛА–СУ», позволяющая рассчитывать тягово-экономические и удельно-массовые характеристики двигателей, а также аэродинамические и объемно-массовые характеристики летательного аппарата. Оценка получаемых характеристик КСУ производится по критериям эффективности самолетного уровня. Произведенные оптимизационные исследования позволили, в частности, установить рациональную схему КСУ для дальних сверхзвуковых самолетов и определить возможности улучшения их летно-технических характеристик за счет использования пульсационных технологий.

#### Литература

1. Nechaev Yu. N. An Engineering Method for Calculating the Parameters and Characteristics of Pulse Detonation engines. RUSSIAN JOURNAL OF PHYSICAL CHEMISTRY. – Vol. 3, №3, 2009.
2. Нечаев Ю.Н. Влияние предварительного подогрева рабочего тела на термодинамическую эффективность тяговых модулей пульсирующих детонационных двигателей. Инженерно-физический журнал, №3, том 79, 2009.
3. Луковников А.В. Концептуальное проектирование силовых установок летательных аппаратов в многодисциплинарной постановке / Вестник МАИ, т.15, № 3, 2008. –М.: Изд. МАИ,– С. 34-43.

#### ПОВЫШЕНИЕ РЕСУРСА ЛОПАТОК ТНА РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ИСПЫТАНИЯХ

*Н.Г. Бычков, А.Р. Лепешкин, А.В. Першин*

*(ЦИАМ им. П.И. Баранова),*

*А.И. Дмитренко*

*(ОАО «Конструкторское бюро химавтоматики»,*

*г. Воронеж),*

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

Повышение ресурса деталей и узлов ракетно-космических летательных аппаратов является актуальной и сложной задачей.

Высокая термомеханическая (ТМ) нагруженность деталей силовых установок малого ресурса, в том числе некоторых типов турбонасосных агрегатов (ТНА) ракетно-космических систем, вызывает появление значительного количества дефектов в период доводки изделий. В процессе доводки исследуемого ТНА наблюдались многочисленные разрушения лопаток II ступени турбины изделия через 5–8 пусков. В связи с этим лопатки этого изделия были направлены для проведения термоциклических испытаний на специализированную установку с ламповым генератором ВЧГ4-10/0,44.

Цель проведения испытаний: конструкторско-технологическая доводка лопатки, обеспечивающая при воспроизведении в опасном сечении эксплуатационного ТМ нагружения, увеличение ресурса в 2-3 раза. Программа проведения исследований включала: испытания серийных лопаток и лопаток с утолщенными кромками, оценку воздействия различных вариантов защитных покрытий, исследование влияния перераспределения напряжений в лопатке при короблении диска (зонтичный эффект) на циклическую долговечность (в связи с этим для испытаний подготовлены лопатки со смещенным центром тяжести).

С помощью разработанного комплекса математических моделей и программ определены режимы индукционного нагрева и оптимальный профиль индуктора для обеспечения заданного температурного поля, допустимых максимальных перепадов температур между поверхностью и сердцевиной лопатки и теплонапряженного состояния лопатки в ее опасном сечении. Диапазон изменения температуры при термоциклировании равен 200–800 °С при скорости изменения температуры 200–400 °С, а диапазон изменения механической нагрузки – 2000–25000 Н. Анализ результатов испытаний показал, что долговечность отработавших ресурс лопаток в пять раз меньше новых. Использование защитных покрытий на серийных лопатках не привело к увеличению ресурса. Выявлено, что конструктивные изменения в виде увеличения толщины кромок и смещения центра приложения растягивающей силы обеспечили увеличение ресурса. Среднее значение долговечности при циклическом ТМ нагружении лопаток с усиленными кромками обеспечило шестикратное увеличение ресурса.

Проведенные испытания позволили оперативно выявить необходимые изменения в конструкции лопатки.

**ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ СОЗДАНИЯ ЭНЕРГОУСТАНОВОК ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

**А.В. Байков, А.А. Марков, Н.И. Олесова, М.Л. Яновская  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
e-mail: liverfast@mail.ru**

Увеличение степени двухконтурности двигателей приведет к снижению расхода топлива. Развитием этого направления является создание самолетных движителей в виде группы малоразмерных вентиляторов, размещенных на крыльях и планере самолета (т.н. «вентиляторный кластер»). В летательных аппаратах с движителями такого типа основной проблемой является разработка привода для вращения вентиляторов. Организация механического или газодинамического привода множества разнесенных вентиляторов вызывает значительные трудности, поэтому предлагается передавать энергию от основных двигателей посредством электрического привода. Для этой цели можно использовать электроэнергию, вырабатываемую батареями топливных элементов, непосредственно из бортового запаса топлива.

Работа твердооксидных топливных элементов (ТОТЭ) осуществляется только на водороде или синтез-газе. Существуют различные методы получения синтез-газа. В качестве схемы перспективной авиационной силовой установки на базе батареи ТОТЭ предлагается комбинированная схема, состоящая из батареи ТОТЭ, газотурбинного блока и реактора селективного окисления керосина, в котором исходное топливо частично окисляется с образованием CO и H<sub>2</sub> по схеме  $2C_nH_m + nO_2 \Rightarrow 2nCO + mH_2$ . Осуществление такой реакции возможно в мембране с мелкими порами с нанесенным специальным катализатором, что позволяет избежать образования сажи и побочных продуктов реакции.

Максимальная удельная электрическая мощность топливного элемента зависит от удельного электрического сопротивления отдельных слоев, образующих топливный элемент. Возможно создание ТОТЭ, в котором на анодную основу, обладающую низким сопротивлением, будут нанесены тонкие пленки, образующие электролит и катод. Результаты расчетно-экспериментальных исследований показывают, что подобный элемент способен развивать очень высокую удельную электрическую мощность с единицы поверхности (порядка 3 Вт/см<sup>2</sup>). Переход к топливным элементам с микроразмерами позволяет дополни-

тельно увеличить активную поверхность топливных элементов в единице объема и снизить вес конструкции в целом.

Расчетным путем установлено, что эффективный КПД установки достигает 54.4 %, при этом удельный расход топлива на крейсерском режиме для энергоустановки на базе ТОТЭ, аналогичной двигателю АИ-25, составляет 0.278 кг/(кгс·ч). Это значение ниже, чем у АИ-25 почти в три раза. Суммарный вес батареи ТОТЭ и газотурбинной части такой установки составляет 217 кг.

Улучшение удельных характеристик топливных элементов, а также организация реакции селективного окисления керосина позволит разработать энергоустановки на базе ТОТЭ для гражданской авиации с параметрами, лучшими, чем у традиционных энергоустановок.

#### **НОВЫЕ РОССИЙСКИЕ СПЕЦИФИКАЦИИ НА СИНТЕТИЧЕСКИЕ СМАЗОЧНЫЕ МАСЛА ДЛЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД**

***В.М. Ежов, Р.М. Степанова, Е.Н. Чвыкова, М.Л. Яновская  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
e-mail: ezhov@ciam.ru***

Анализ научно-технической литературы и нормативно-технической документации на номенклатуру, классификацию, назначение, объем испытаний синтетических авиационных масел для газотурбинных двигателей (ГТД), редукторов и систем трансмиссий вертолетов, выявил необходимость создания отечественных спецификаций на синтетические смазочные масла для авиационных ГТД.

Учитывая различия в условиях работы и в типах авиационных двигателей, в ЦИАМ были разработаны три спецификации (в первой редакции) на масла для авиационных ГТД и редукторов вертолетов с номинальной вязкостью более 3, 5 и 7.5 мм<sup>2</sup>/с (сСт) при температуре 100 °С на различных основах с различной максимальной рабочей температурой:

1. Спецификация на масла для теплонапряженных ТРД со значениями кинематической вязкости более 3 мм<sup>2</sup>/с (сСт) и более 4 мм<sup>2</sup>/с (сСт) при температуре 100 °С.

В данной спецификации масла разделены на два класса по уровню вязкости при 100 °С и максимальной рабочей температуре масла: 1-й класс – масла с номинальной кинематической вязкостью более



3 мм<sup>2</sup>/с (сСт) при температуре 100 °С, работоспособные до 200 °С; 2-й класс – масла с номинальной кинематической вязкостью более 4 мм<sup>2</sup>/с (сСт) при температуре 100 °С, работоспособные до 225 °С.

2. Спецификация на масла для ГТД и редукторов вертолетов с номинальной кинематической вязкостью более 5 мм<sup>2</sup>/с (сСт) при температуре 100 °С. В данную спецификацию включены три класса масел, отличающихся по уровню термоокислительной стабильности (максимальная рабочая температура): 1-й класс – 200 °С, 2-ой класс – 225 °С, класс – 240 °С.

3. Спецификация на масла для ТВД с номинальной кинематической вязкостью более 7.5 мм<sup>2</sup>/с (сСт) при температуре 100 °С. Данная спецификация включает один класс масла с максимальной рабочей температурой до 200 °С.

Каждая спецификация включает четыре раздела, в которых:

1) Установлены области применения, классификация, объемы проведения испытаний и порядок применения масел Разработчиком и Изготовителем авиатехники;

2) Дан перечень нормативной документации на масла для авиационных ГТД и методы их испытаний (стандартные, нестандартизованные: квалификационные и дополнительные).

3) Даны нормы предельных значений отдельных показателей качества масел, определяемых стандартными и квалификационными методами. Нормы установлены на основании многолетней практики испытаний существующих синтетических масел для авиационных ГТД, которые отражены в технических условиях на конкретные марки масел и в решениях РГНЭ на квалификационные методы испытаний. Для вновь разрабатываемых авиационных масел нормы показателей качества указаны в соответствии с существующими техническими требованиями на них;

4) Классифицированы этапы испытаний, их последовательность и объем, а также порядок допуска к последующим этапам испытаний, порядок отбора образцов масла для проверки качества, порядок оформления результатов.

В дальнейшем, с целью уточнения и совершенствования указанных спецификаций необходимо их согласование с заинтересованными организациями-разработчиками авиационных масел, разработчиками авиадвигателей, организациями, эксплуатирующими авиатехнику, а также химмотологическими центрами.

Создание спецификаций позволит гармонизировать отечественную нормативно-техническую документацию на синтетические авиационные смазочные масла с зарубежной, что, в свою очередь, положительно повлияет на их конкурентоспособность.

**УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕРМООКСИЛИТЕЛЬНОЙ  
СТАБИЛЬНОСТИ РЕАКТИВНЫХ ТОПЛИВ  
В ДИНАМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ**

**Н.И. Варламова, И.М. Попов, Е.П. Федоров, Л.С. Яновский**  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
e-mail: [varlamova@ciam.ru](mailto:varlamova@ciam.ru)

Для оценки термоокислительной стабильности реактивных топлив в динамических условиях применяются установки, включающие устройство для прокачки топлива через обогреваемый электрическим током канал с размещенным на выходе из него контрольным фильтром, агрегаты для питания электроэнергией, пульт управления с контрольно-измерительной аппаратурой. Примерами таких устройств могут служить установки ДТС-1М (ГОСТ 17751-79) и JFTOT (ASTM D 3241). Недостатком этих устройств является маленькая скорость прокачивания топлива через обогреваемый канал исчисляемая в несколько мм/с и, следовательно, при таких скоростях прокачки топлива режим течения – ламинарный. В каналах же топливной системы двигателя реализуется турбулентный режим течения.

Для повышения достоверности оценки ТОС реактивных топлив в динамических условиях путем устранения недостатков существующих установок, предлагается ввести в установки для оценки ТОС рециркуляционный контур. Обводная трубка со встроенным в нее насосом, соединенная одним концом с входным участком обогреваемого канала и другим с выходным (до контрольного фильтра), позволит в сотни и более раз (до нескольких м/с) увеличить скорость прокачки испытуемого топлива через обогреваемый канал до достижения режима турбулентного течения, что приближает условия прокачки к реальным топливным системам двигателя.

Проведенные расчеты показали, что время контакта испытуемого топлива со стенкой обогреваемого канала, не изменяется, но увеличивается время пребывания топлива при повышенной температуре на

время прохождения топлива через обводной канал, что может способствовать сокращению времени эксперимента и, следовательно, повышению производительности труда.

**УСТАНОВКА ДЛЯ ОЦЕНКИ ПРОТИВОИЗНОСНЫХ СВОЙСТВ  
РЕАКТИВНЫХ ТОПЛИВ**

***П.В. Бородако, Н.И. Варламова, Е.П. Федоров, Л.С. Яновский  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
e-mail: varlatova@ciam.ru***

Введена в эксплуатацию модернизированная установка УПС-01М. В установке сохранены неизменными узел трения и экспериментальные условия определения противоизносных свойств, таких же, как в установке УПС-01, включенной в Комплекс методов квалификационной оценки топлив для авиационных ГТД.

Установка УПС-01М оснащена современными контрольно-измерительными и регулирующими приборами.

Введены системы автоматического поддержания следующих параметров испытаний:

- температуры топлива в рабочей камере;
- осевой нагрузки на пару трения при определении величины износа;
- скорости скольжения диска по поверхности шаров;
- скорости увеличения осевой нагрузки на пару трения при определении величины критической нагрузки.

Исследованы противоизносные свойства реактивных топлив (ТС-1, РТ) различных нефтеперерабатывающих заводов на установке УПС-01М. По данным оценки влияния присадки Hitec 580 на топлива с плохими противоизносными свойствами установлена корреляционная зависимость между обобщенным показателем противоизносных свойств  $K$  и диаметром пятна износа  $D$ , определенных на установках УПС-01М и ВОСЛЕ, соответственно,  $K = 74,58 / D - 22,01$ .

Норме, установленной западными стандартами (диаметр пятна износа «не более 0,85 мм»), соответствует значение  $K = 66$  %. Это значение существенно ниже нормы КМКО, установленной для топлива РТ («не менее 95 %») и статистических значений, полученных для топлива ТС-1 (80-149 %).

**МЕТОДИКА УЧЕТА ТЕПЛОВЫХ ПРОЦЕССОВ В УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ И ОХЛАДИТЕЛЯХ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ И СОЗДАНИИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВОК И СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ДЛЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ И ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

***В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, Ф.М. Галимов, Ю.Ф. Гортышов, Ф.Н. Дресвянников (Казанский государственный технический университет им. А.Н. Туполева), altspacevi@yahoo.com, Л.С. Яновский (ЦИАМ им. П.И. Баранова)***

В настоящее время отсутствует полная методика по учёту всех особенностей теплоотдачи к жидким и газообразным углеводородным горючим в условиях естественной и вынужденной конвекции.

На основе экспериментальных исследований разработана и представлена общая методика учёта позитивных и негативных процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях (при до-, критических и сверхкритических параметрах по давлению и температуре), а также – в газообразных (в широком диапазоне параметров) – при их естественной и вынужденной конвекции, которая состоит из следующих этапов:

1. Анализ внутренних и наружных тепловых режимов нагрева горючего, деталей силовой установки и корпуса ЛА (ВКС, КС), а также анализ их конструктивных схем.
2. Анализ возможных аномальных эффектов в углеводородных горючих на всех этапах до сжигания.
3. Анализ и выбор существующих и перспективных средств и способов борьбы с процессом осадкообразования.
4. Анализ возможности существования и влияния термоакустических автоколебаний давления.
5. Анализ возможностей по интенсификации теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям.
6. Анализ возможного применения электростатических полей.
7. Анализ возможностей создания и применения датчиков и систем контроля за аномальными процессами.
8. Разработка новых эффективных конструктивных схем топливоподачи и охлаждения комбинированных силовых установок для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов.

**РАЗРАБОТКА СПОСОБОВ УВЕЛИЧЕНИЯ РЕСУРСА  
И НАДЁЖНОСТИ ВРД НА ЖИДКИХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ  
ГОРЮЧИХ**

**В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, Ф.М. Галимов, Ю.Ф. Гортышов,  
Ф.Н. Дресвянников (Казанский государственный технический  
университет им. А.Н. Туполева),  
altkonst881@yandex.ru**

Увеличение ресурса и надёжности форсунок ВРД прямо влияет на ресурс, надёжность, безопасность и долговечность всего двигателя, работающего на жидком углеводородном горючем. Одним из опасных процессов, снижающих показатели вышеперечисленных характеристик, является осадкообразование на деталях форсунок (форсуночных фильтрах, распылителях), а также в топливоподающих каналах кольцевой камеры сгорания ВРД.

В докладе приводятся различные основные пути снижения аварийности, повышения надёжности, ресурса и безопасности ВРД и рекомендации по их применению:

1. Интенсивное охлаждение форсунок и форсуночной плиты до температуры начала процесса осадкообразования.
2. Применение новых разработанных конструкций форсунок с большим запасом по ресурсу и надёжности.
3. Внедрение перспективных способов комплексной борьбы по предотвращению, ограничению и уменьшению твёрдого углеродистого осадка.
4. Изменение конструкции ВРД с целью предотвращения осадкообразования на самых ответственных элементах кольцевой камеры сгорания, включая форсунки.

Активное и реальное внедрение хотя бы одного из данных решений позволит снизить аварийность и повысить надёжность не только форсунок, но и всего ВРД на жидком углеводородном горючем.

Таким образом, в докладе намечены пути создания новой конструкции ВРД, который будет обладать повышенным ресурсом, надёжностью и безопасностью.

Доклад сопровождается новыми запатентованными конструктивными схемами ВРД, топливоподающих каналов и форсунок, где организована комплексная (совместно с датчиками контроля) борьба с осадкообразованием.

**Стендовые доклады****МЕТОДИКА РАСЧЕТА ТУРБОНАСОСНОГО АГРЕГАТА В СОСТАВЕ  
КРИОГЕННОЙ ТОПЛИВНОЙ СИСТЕМЫ ГИПЕРЗВУКОВОГО  
ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА*****В.В. Загуменнов, В.В. Разносчиков******(ВУНЦ ВВС «ВВА им. Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»)******e-mail: [zagumennovikv2009@rambler.ru](mailto:zagumennovikv2009@rambler.ru)***

Одной из проблем формирования облика перспективной авиационной и ракетно-космической техники является выбор приоритетного для нее топлива. В настоящее время широко рассматриваются криогенные топлива: жидкий водород, сжиженный природный газ, криогенный пропан и др.

В состав любой силовой установки (СУ), работающей на криогенном топливе, обязательно входит турбонасосный агрегат (ТНА), предназначенный для повышения давления топлива перед подачей в камеры сгорания. Стабильность работы ТНА в значительной мере зависит от параметров топлива на входе. Обязательное требование – обеспечение бескавитационной работы ТНА на всех режимах работы СУ.

Как известно, в состав ТНА входят центробежный насос и вращающая его турбина. Основным параметром, определяющим антикавитационные свойства насоса, является кавитационный запас  $\Delta h$ , который прямо пропорционален разности абсолютного давления на входе в насос  $p_{\text{âð}}^*$  и давления насыщенных паров жидкости  $p_{\text{г}}$  при данной температуре. В свою очередь, величины  $p_{\text{âð}}^*$  и  $p_{\text{г}}$  зависят от параметров элементов топливной системы, расположенных до ТНА. Исследования показывают, что величина  $p_{\text{âð}}^*$  будет расти с увеличением давления в надтопливном пространстве криогенного топливного бака (ТБ), мощности подкачивающего насоса (расположенного в ТБ) и диаметра трубопровода. Установлено, проходя через трубопровод большего диаметра криотопливо по пути от ТБ к ТНА будет нагреваться, что влечёт за собой рост  $p_{\text{г}}$ . Однако при сужении трубопровода увеличивается гидравлическое сопротивление, что требует повышения мощности подкачивающего насоса. В результате этого интенсивнее растет температура топлива в ТБ, что также является нежелательным. Кроме этого требуется уменьшать толщину теплозащиты топливной системы (ТС), которая

напрямую влияет на ее массу. Поэтому отличительной особенностью расчета криогенных СУ является необходимость совместного термодинамического расчета ТНА и криогенной ТС.

Для этого авторами разработана методика расчета ТНА в составе криогенной ТС, которая в зависимости от исходных данных и ограничений позволяет получать оптимальные параметры элементов ТС по критерию минимума ее массы.

В докладе представлены результаты исследований по выбору параметров криогенной ТС авиационной СУ перспективного грузопассажирского криогенного самолета.

**ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ  
ТУРБОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ВЫСОКОСКОРОСТНОГО ЛА  
с  $M_{H,max} = 4...5$**

**А.В. Луковников**

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

**О.А. Смоляков**

**(Военный авиационный инженерный университет, г. Воронеж),**

**e-mail: [smolykov\\_osa@mail.ru](mailto:smolykov_osa@mail.ru)**

В последние годы возрос интерес к высокоскоростным летательным аппаратам (ЛА) различного целевого назначения с максимальными числами  $M$  полета до 4...5. Традиционно в качестве силовых установок (СУ) для таких ЛА рассматриваются комбинированные СУ (КСУ) различных типов, например, турбопрямоточные или ракетно-турбинные. Однако КСУ являются технически весьма сложными и уступают по удельной массе «классическим» схемам воздушно-реактивных двигателей: форсированным турбореактивным (ТРДФ и ТРДДФ) и прямоточным (ПВРД).

Поэтому представляет практический интерес исследование различных способов увеличения чисел  $M$  «вырождения» традиционных ТРДФ и ТРДДФ с  $M = 2...3$  до  $M = 4...5$  и оценка эффективности таких СУ в системе ЛА. Турбореактивные двигатели для гиперзвуковых скоростей полета имеют определенные отличия в параметрах рабочего процесса и регулировании от двигателей сверхзвуковых ЛА 4 и 5 поколений. Кроме того, существует возможность использования ТРД(Д)Ф при  $M = 4...5$  за счет впрыска легкоиспаряющейся жидкости (например, воды) на

вход в двигатель или камеру сгорания. Но форсирование двигателя таким способом требует значительного количества впрыскиваемой жидкости. Еще одним способом является установка криогенного теплообменника-охладителя перед компрессором ТРД(Д)Ф.

В последнее время активизировались работы в области исследования циклов с так называемой регенерацией тепла. Регенерация теплоты является одним из способов увеличения термического КПД цикла газотурбинных двигателей и затягивания их «вырождения» на большие скорости полета. И, наконец, двигатели с изменяемым рабочим процессом (ДИП) также могут найти применения на высокоскоростных ЛА. Управление большим количеством элементов ДИП дает возможность активно воздействовать на рабочий процесс двигателя и реализовывать предельные параметры на больших скоростях полета. Авторами разрабатывается математическая модель ТРДФ с различными способами увеличения числа М «вырождения», предназначенная для оценки эффективности этих СУ в системе высокоскоростного ЛА.

#### **ПРИМЕНЕНИЕ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ВО ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ СИЛОВЫХ УСТАНОВКАХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

***А.В. Байков, А.А. Марков, Н.И. Олесова, М.Л. Яновская  
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),  
e-mail: [liverfast@mail.ru](mailto:liverfast@mail.ru)***

Перспективы дальнейшего развития самолетов гражданской авиации связываются с увеличением степени двухконтурности двигателей. Ожидается, что такие двигатели обеспечат снижение расхода топлива, создадут условия для снижения уровня шума при взлете и поддержания низкого уровня эмиссии вредных веществ, образующихся при горении. Для работоспособности подобных авиационных двигателей необходимо создать легкую и мощную топливную батарею. Исследования последнего времени показали, что весовые показатели батарей с топливными элементами могут быть значительно улучшены при переходе к твердооксидным топливным элементам (ТОТЭ), выполненным с применением технологии тонких пленок.

Приведенный в докладе сравнительный анализ основных удельных характеристик современных ТОТЭ показал, что топливные элементы, создаваемые на основе тонких пленок, имеют достаточно высокие



характеристики для обеспечения полета пассажирского самолета. Также представлены основные конструктивные схемы и вольт-амперные характеристики различных топливных элементов.

В отличие от твердополимерных топливных элементов (ТПТЭ), ТОТЭ может работать на синтез-газе, представляющим собой смесь из окиси углерода с водородом. Рассмотрен процесс автотермического риформинга в пористой среде для генерации синтез-газа. В докладе представлены составы газов, получаемых при риформинге реактивного топлива, а также схема вспомогательной авиационной силовой установки (ВСУ). Выполнен сравнительный анализ основных характеристик авиационных ВСУ различных типов. Показана перспективность применение нанотехнологий для повышения параметров энергетических установок с топливными элементами.

Таким образом, на основании результатов теоретических и экспериментальных исследований обоснована принципиальная возможность создания авиационной силовой установки, использующей топливные элементы.

**МОДЕРНИЗАЦИЯ РЕДУКТОРНОГО СТЕНДА Ш-3 С ЦЕЛЬЮ ОЦЕНКИ ВОЗДЕЙСТВИЯ АВИАЦИОННЫХ МАСЕЛ НА КОНСТРУКЦИОННЫЕ И УПЛОТНИТЕЛЬНЫЕ МАТЕРИАЛЫ**

***В.М. Ежов, Р.М. Степанова, Е.Н. Чвыкова, Л.С. Яновский***  
***(ЦИАМ им. П.И. Баранова),***  
***e-mail: [ezhov@ciam.ru](mailto:ezhov@ciam.ru)***

Редукторный стенд Ш-3 является уникальным научным оборудованием для комплексного исследования авиационных смазочных масел в условиях, максимально приближенных к эксплуатации ГТД. Подобного стенда нет нигде, в том числе и за рубежом.

Метод оценки работоспособности масел для авиационных ГТД на редукторном стенде Ш-3 был разработан ЦИАМ, утвержден Госкомиссией при Госстандарте РФ и включен в «Комплекс методов квалификационной оценки масел для авиационных ГТД и редукторов вертолетов».

Необходимость модернизации стенда Ш-3 обусловлена возросшими требованиями к качеству смазочных масел и потребностью в расширении информативности методов испытаний.

Предусматривается разработка новых методов оценки воздействия масел на конструкционные и уплотнительные материалы в динамических условиях в ходе испытаний масел на стенде Ш-3.

В процессе разработки проекта модернизации стенда Ш-3 внесены изменения в схему и конструкцию основной системы подачи испытываемого масла, для чего разработано дополнительное оборудование – конструктивный узел, в котором будет осуществляться контакт уплотнительных и конструкционных материалов с испытываемым маслом в заданных условиях.

В результате разработки и внедрения новых испытательных методов ожидается значительный технический и экономический эффект благодаря тому, что в ходе проведения испытаний на стенде Ш-3 будет одновременно исследоваться воздействие авиационных масел на конструкционные и уплотнительные материалы в условиях, максимально приближенных к реальным условиям.

#### **АНАЛИЗ ВОЗМОЖНЫХ СПОСОБОВ ЭВОЛЮЦИИ ФОРСУНОК ВРД МАРКИ НК Н.Д. КУЗНЕЦОВА**

***В.А. Алтунин, К.В. Алтунин, Ф.М. Галимов,  
Ю.Ф. Гортышов, Ф.Н. Дресвянников  
(Казанский государственный технический  
университет им. А.Н. Туполева),  
[altspacevi@yahoo.com](mailto:altspacevi@yahoo.com)***

Из опыта эксплуатации ВРД марки НК-8-2У известно, что через 900 циклов работы форсунки полностью выходят из строя, т.к. их внутренние каналы и фильтры оказываются полностью закоксованными. На основе экспериментальных исследований процесса осадкообразования были разработаны и запатентованы следующие конструктивные схемы форсунок:

- охлаждаемые форсунки (с охлаждением отражателей и др.);
- форсунки с внутренней соосной рабочей иглой (для контроля за степенью уменьшения внутреннего диаметра канала распылителя и удаления осадка из него – в случае необходимости; для обеспечения электрораспыла топлива – в случае отказа основной системы топливоподачи);
- форсунки с заменяемыми деталями;
- форсунки с размещением электростатических полей (для предотвращения негативного процесса осадкообразования на внутреннем форсуночном фильтре, на входных топливных каналах, в канале распылителя);

- гибридные форсунки (в которых предусмотрены комплексные меры по защите от осадкообразования и интенсификации теплоотдачи).

Необходимо отметить, что использование электростатических полей способствует побочным положительным эффектам (увеличению теплоотдачи до 650 %; полной предтопливной подготовке – перемешиванию, гомогенизации и ионизации одного или сразу двух и более различных топлив, что расширяет возможности использования отдельно или совместно сразу несколько различных топлив, а также повышает характеристики горения, в том числе – полноту сгорания, экологичность и др.).

Применение данных конструктивных схем, а также способов борьбы с осадкообразованием – повысят ресурс, надёжность, долговечность, безопасность и живучесть форсунок ВРД различных классов и назначений, включая комбинированные силовые установки для гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов.

---