

Секция 3

**Основоположники аэрокосмического двигателестроения
и проблемы теории и конструкций двигателей
летательных аппаратов**

**ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК МАГНИТНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ДЛЯ
ДИАГНОСТИКИ ПРОЦЕССОВ РАЗГАРА ТЕПЛОАПРЯЖЕННЫХ
ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЖРД**

***Д.А. Ягодников, А.В. Рудинский
(Московский государственный технический
университет им. Н.Э. Баумана)***

Применение в ракетном двигателестроении принципиально новых бесконтактных систем диагностики рабочего процесса позволит иметь полную информацию о работоспособности ракетного двигателя в реальном времени, исключать развитие аварийных ситуаций, а также судить о степени завершенности рабочего процесса.

К таким системам можно отнести систему диагностики рабочего процесса по магнитным свойствам ионизированных продуктов сгорания. Основным элементом такой системы является магнитный зонд (катушка индуктивности), чувствительный к изменению внешнего магнитного поля.

В результате химической ионизации продуктов сгорания топлива образуется нескомпенсированный электрический заряд, распределение которого в пространстве создает электрические и магнитные поля, изменение которых вызывается изменением режимных параметров ЖРД и наличием в продуктах сгорания твердых частиц сажи или металла. Последние образуются в результате термической эрозии элементов конструкции газовых трактов ЖРД и интенсифицируют магнитное поле продуктов сгорания, что в свою очередь повышает значение ЭДС в магнитно чувствительном элементе по средствам магнитной индукции. В

работе установлено, что значение полученного электронного сигнала пропорционально скорости v_{sp} движения частицы и её массе m_{sp} .

Пролет твердой частицы оксида металла вызывает увеличение амплитуды колебания ЭДС магнитного датчика, что объясняется увеличением напряженности собственного магнитного поля продуктов сгорания.

Частота колебаний ЭДС и постоянная времени зависят главным образом от величины поперечного сечения катушки индуктивности, типа материала сердечника, а также материала элементов конструкции камеры ЖРД.

Таким образом, в работе установлено, что содержание в продуктах сгорания твердых частиц вызывает изменение электронного сигнала магнитного элемента по амплитуде, что позволяет получать информацию о работоспособности теплонапряженных элементов конструкции ЖРД в реальном времени и принимать меры по аварийной защите двигателя.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА В ШАРОВЫХ ТЕПЛОЫДЕЛЯЮЩИХ ЭЛЕМЕНТАХ ПРИ КИПЕНИИ ТЕПЛОНОСИТЕЛЯ

Ф.В. Пелевин, А.В. Пономарев, В.В. Лозовецкий
(Московский государственный технический
университет им. Н.Э. Баумана)

E-mail: pelfv@rambler.ru

Шаровые твэлы с топливом на основе микрочастиц с многослойным покрытием привлекают в последнее время внимание специалистов, занятых проектированием активных зон высокотемпературных ядерных реакторов космического и наземного назначения и водяных энергетических реакторов (ВВЭР). Такие твэлы обеспечивают удержание продуктов деления ядерного топлива до температуры 1600°C и выше, что позволяет получить на выходе из активных зон высокотемпературных газо-охлаждаемых реакторов газ с температурой 900°C и выше, а в ВВЭР, выполненных по одноконтурной схеме, перегретый пар сверхкритических параметров и увеличить КПД до 50%. Это в свою очередь снижает потребление энергии, вредную нагрузку на окружающую среду, способствующую возникновению «парникового эффекта» и глобальному изменению климата. Использование такой технологии тормозится недостатком данных, касающихся процессов

теплообмена и гидродинамики в тепловыделяющих сборках с засыпкой шаровых твэлов; отсутствием расчетных зависимостей для описания этих процессов.

Представлены результаты экспериментальных исследований тепловых процессов в засыпках шаровых тепловыделяющих элементов применительно к активным зонам ядерных реакторов с шаровыми топливными тепловыделяющими элементами. Установлены пузырьковый и переходный режимы кипения в тепловыделяющих элементах. Получены критериальные зависимости, которые удовлетворительно описывают данные по теплоотдаче, соответственно, для областей пузырькового и переходного режимов кипения в шаровой засыпке.

Переход от пузырькового режима кипения к переходному режиму кипения происходит при определенных значениях удельного теплового потока и, соответственно, перегревах поверхности шаровых элементов, и сопровождается уменьшением коэффициента теплоотдачи.

СОЗДАНИЕ ПУЛЬСИРУЮЩЕГО ГИДРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

В.И. Богданов, А.В. Новиков

(ОАО «НПО«Сатурн», Рыбинская государственная авиационная технологическая академия имени П.А. Соловьева)

(novikoff_av@mail.ru)

Целью проекта является создание опытно-промышленного образца пульсирующего гидрореактивного двигателя (ПуГРД) ограниченной мощностью – 30 л.с. Проект является развитием темы МАИ и ФГУП «НПЦ «Салют». Такая мощность обусловлена, во-первых, коммерческой привлекательностью продукта для потребителя в качестве двигателя малоразмерных скоростных судов, а во-вторых, доступностью изучения пульсирующих процессов и отработки технологий на двигателе-демонстраторе малой мощности.

Разрабатываемый двигатель, представляет собой водометный пульсирующий гидрореактивный двигатель с прямым преобразованием тепловой энергии продуктов сгорания в кинетическую энергию водяной струи, выходящей из сопла, которая и создает тягу двигателя и является присоединенной массой для продуктов сгорания. За счет совмещения функций двигателя и движителя упрощается конструкция, повышаются тяговые характеристики. В данном ПуГРД отсутствует кривошипно-шатунный механизм, являющийся источником потерь на трение, а применена конструкция с самовращающимся ротором с цилиндриче-

скими рабочими полостями. Так как режимы впуска и выпуска воды занимают основную часть времени рабочего цикла, целесообразно эти процессы организовать одновременно в нескольких рабочих полостях при работе одной камеры сгорания, это способствует повышению частоты пульсации и, следовательно, улучшает габаритно-массовые характеристики. Кроме того, рабочий процесс сопровождается полным расширением газа, что также увеличивает КПД.

Создана физико-математическая модель для определения параметров рабочего процесса и характеристик двигателя.

Отсутствие необходимости смазки цилиндра приводит к уменьшению вредных выделений на выходе из двигателя. Проведенные исследования по кратковременному взаимодействию окиси углерода CO и азота NO_x с водой показали, что они плохо растворимы в воде. Все эти факторы повышают экологическую чистоту двигателя. Отсутствие гребного винта уменьшает вероятность нанесения травм человеку и представителям фауны и флоры водного мира.

**РАСЧЕТНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ
ИССЛЕДОВАНИЯ ПО СОЗДАНИЮ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ
ТЯГИ НА НЕСАМОВОСПЛАМЕНЯЮЩИХСЯ ДВУХФАЗНЫХ
КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА**

В.Л. Салич

(Научно-исследовательский институт машиностроения)

salich_vas@mail.ru, niimash@list.ru

Представляемая работа посвящена вопросам создания ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) на экологически безопасных компонентах топлива. При этом решаются две основные задачи:

1. Создание системы, обеспечивающей надежное воспламенение несамовоспламеняющихся компонентов топлива, большой ресурс по включениям и длительности огневой работы.

2. Обеспечение высокой полноты сгорания топлива в камере с созданием низкотемпературных зон вблизи элементов конструкций.

Для решения первой задачи предложена конструкция, реализующая электроплазменный способ воспламенения за счет движения газообразного компонента топлива в межэлектродном пространстве. Особенности расположения электродов агрегата зажигания и способ подвода газообразного компонента топлива обеспечивают высокую надежность воспламенения при приемлемой электрической мощности

системы, а также защиту электродов свечи зажигания от перегрева в процессе огневой работы. Предложенная система воспламенения реализована в камере РДМТ тягой $\sim 100\text{Н}$, разработанной под компоненты топлива газообразный кислород + этиловый спирт. Огневые испытания камеры показали надежный запуск (всего было проведено 18 пусков с соотношением компонентов 1,88...3,9 (коэффициент избытка окислителя 0,94...1,87)). Коэффициент расходного комплекса, определенный по результатам испытаний, составил 0,88...0,92.

Для решения второй задачи проведено численное моделирование рабочих процессов в камере сгорания по разработанной математической модели. В результате моделирования получено удовлетворительное согласование расчетно-теоретических и экспериментальных данных, выявлены направления совершенствования организации рабочего процесса и разработана новая камера, в которой прогнозируется высокая полнота сгорания (коэффициент расходного комплекса 0,94...0,97) при удовлетворительном тепловом состоянии элементов конструкции.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КОНСТРУКЦИЙ И ПРОЧНОСТИ ЛОПАТОК ТНА ЖРД

*Н.Г. Бычков, А.Р. Лепешкин,
(ЦИАМ им. П.И. Баранова),
e-mail: lepeshkin.ar@rtc.ciam.ru*

Экспериментальные исследования конструкций и прочности лопаток турбонасосных агрегатов (ТНА) жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) комических установок являются актуальными и сложными задачами.

Для обеспечения доводки и повышения прочности изделий авиационно-космической техники проводятся термоциклические испытания лопаток блисков, лопаток с теплозащитными покрытиями и других деталей агрегатов ракетно-космических двигательных установок и турбин авиационных двигателей на специальном стенде с воспроизведением эксплуатационных тепловых режимов и термомеханического нагружения.

Экспериментальные исследования лопаток турбины ТНА изделия с разными конструктивными параметрами проводились при термоциклических испытаниях на специализированной установке с ламповым генератором ВЧГ4-10/0,44, оснащенной компьютерной системой управления. Для регистрации и обработки тепловых режимов лопаток и

деталей используются тепловизионная система и другие системы. Данный стенд оснащен также системой механического осевого нагружения, которая работает синхронно с системой индукционного нагрева.

Для определения необходимых режимов индукционного нагрева деталей и режимов работы испытательного оборудования стенда разработан комплекс математических моделей и программ, обеспечивающих расчет нестационарного теплового состояния лопаток и деталей и параметров устройств нагрева (индукторов) с использованием численных методов оптимизации и конечных элементов.

Полученные результаты математического моделирования были использованы при термоциклических испытаниях натурных лопаток и деталей.

Цель проведения испытаний и исследований: конструкторско-технологическая доводка лопатки, обеспечивающая при воспроизведении в опасном сечении эксплуатационного ТМ нагружения, увеличение ресурса в 2-3 раза.

Анализ результатов исследований 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 экспериментальные исследования позволили оперативно выявить необходимые изменения в конструкции лопатки и обеспечить ее прочностные характеристики.

РАЗРАБОТКА БАЛЛОНА С СИЛОВОЙ ОБОЛОЧКОЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

А. Н. Ермаков

***(Федеральное Государственное унитарное предприятие
"Научно-исследовательский институт машиностроения")***

nimash@list.ru

Схема баллона включает в себя: тонкостенный металлический лейнер из титанового сплава; оболочку силовую, выполненную из комбинации радиальных и осевых (геодезических) слоёв органопластика и углепластика.

Полусферы лейнера изготовлены методом ротационной вытяжки из листового полуфабриката; биметаллические соединения штуцеров выполнено сваркой трением; подкладное кольцо изготовлено способом токарной обработки из сварной обечайки; сварные соединения лейнера выполнены электронно-лучевой сваркой в вакууме; силовая оболочка выполнена методом мокрой намотки комбинации радиальных и геодезических слоёв органопластика на основе органоленты Армос, и углепластика на основе жгутов графитовых кручёных ГЖ-23, со связующим ЭД-10.

В процессе отработки баллон подвергался следующим видам испытаний: испытаниям на прочность; испытаниям на циклическую прочность; испытаниям на герметичность; испытаниям на подтверждение запаса прочности; испытаниям на ползучесть; проверке стойкости материалов баллона после воздействия климатических факторов; подтверждение сохранения свойств применяемых материалов в условиях вакуума.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ПОДТВЕРЖДЕНИЕ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ РАСЧЁТОВ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРИЁМОВ ПОЛУЧЕНИЯ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ РАЗДЕЛИТЕЛЕЙ БАКОВ

А. А. Шеронов

***(Федеральное Государственное унитарное предприятие
"Научно-исследовательский институт машиностроения")***

nimash@list.ru

Обеспечение бесперебойной работы и эксплуатационной надёжности жидкостных ракетных двигателей можно отнести к актуальным направлениям теоретических и экспериментальных исследований в области космического машиностроения. Случаи аварийных ситуаций ЖРД космических аппаратов возникают из-за неравномерной подачи компонентов топлива, попадание газовых пузырей в топливные магистрали. Это послужило основанием работ в области проектирования и эксплуатации топливных баков в составе ДУ собственной разработки.

Нормальный запуск и работа двигателя в условиях невесомости возможны при гарантированном разделении жидкой и газообразной фазы в топливном баке, что достигается путём разделения полостей наддува и хранения компонентов топлива. В настоящее время используются металлические разделители на основе сильфонов и диафрагменного типа. Однако применение разделителей на основе сильфонов

значительно увеличивает массовые характеристики бака, ввиду объёмной конструкции самого сильфона, что влечёт за собой низкие показатели по заполнению объёма и вытеснению компонентов топлива – это делает их применение экономически нецелесообразно.

Значительное улучшение использования свободного объёма топливного бака достигается за счёт использования металлических выворачивающихся диафрагм-разделителей.

Эффективность работы топливных баков с металлическими выворачивающимися диафрагмами-разделителями обеспечивается комплексной реализацией следующих мероприятий:

- расширением диапазона упругих деформаций диафрагм за счёт программирования их жесткости в меридиональном направлении при профиле осевого сечения, оптимизированном для реализации заданных характеристик вытеснения топлива;
- оптимизацией допустимого диапазона и кратности пластической деформации диафрагм и выработываемости топлива в процессе эксплуатации.

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ МЕТОДОВ ПОДАЧИ МАЛЫХ РАСХОДОВ ПОРОШКООБРАЗНЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ГОРЮЧИХ

Ю.Н. Власов, Д.А. Ягодников
(Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана)

Расширение областей применения ЖРД, появление новых типов двигательных установок, разработка принципов создания энергоустановок по окислению металлов для получения оксидов с минимальным содержанием примесей, применение новых видов топлива – наиболее характерные и постоянные тенденции развития ЖРД.

Одним из востребованных современных направлений развития двигателестроения ЖРД является создание высокоэффективных установок на основе реакции окисления алюминия в парах воды для длительного получения энергии и оксидов алюминия повышенной чистоты. Предварительные расчеты показывают, что для решения многих конкретных задач расходы порошкообразного алюминия типа ПАД-4, ПАД-6 должны находиться в диапазоне 1–5 г/с. Это обстоятельство накладывает дополнительные требования на систему подачи порошков.

Достаточно отработанные режимы подачи порошков с помощью псевдооживления в режиме «заторможенного плотного слоя» требуют

для реализации малых расходов размеров отверстий сопла форсунки менее 0,5 мм, что вызывает дополнительные сложности при реализации процесса подачи.

С целью отработки режимов подачи порошков была спроектирована и смонтирована установка для определения условий стабильной работы системы подачи порошков малых расходов. Установка состоит из расходной ёмкости, рассчитанной на давление 10 МПа и снабженной поршнем с устройством дросселирования газа через него. К поршню крепится стержень, служащий для подачи газа в камеру с порошком и для контроля равномерности перемещения поршня. В предпоршневое пространство подводится газ для перемещения поршня с давлением превышающем давление в порошке. Потребные давления газов устанавливаются с помощью независимых редукторов. На трубопроводе выхода из расходной ёмкости, через отсечной клапан порошка оригинальной конструкции, установлена форсуночная головка (форсунка). Для снижения расхода порошка через сопло форсунки к выходной конической части расходной ёмкости через отдельный трубопровод с дополнительным редуктором подводится дополнительное количество транспортирующего газа. Подача порошка может осуществляться как с перемещением поршня так и при фиксированном его положении.

Установка оборудована системами замера давлений и температур газа.

Проведены отладочные испытания по определению потерь давления по тракту подачи смеси порошок – несущий газ. Расход порошка и несущего газа определяется с помощью замера массы газа и порошка за время испытания. Установив равномерность перемещения поршня, определяется суммарная масса порошка и газа, которые поступили за время испытания в герметичную резиновую ёмкость, закрепленную на форсуночной головке (форсунке). После отсоединения резиновой ёмкости от форсунки, газ из ёмкости сбрасывается в атмосферу, а оставшийся в ёмкости порошок снова взвешивается. Зная массу ёмкости для сбора смеси и время испытания, рассчитываются расходы несущего газа и порошка.

Установлено, что при минимальном массовом расходе алюминиевого порошка 2 г/с при перепаде на форсунке 0,5 МПа, массовый расход несущего газа (воздуха) не превышает 0,5 % (-0,01 г/с).

РЕГУЛЯТОР РАСХОДА ТВЕРДОГО ТОПЛИВА**А. П. Ширин****(ЦИАМ им. П. И. Баранова)**gotodiesel@mail.ru

Перспективным направлением развития высокоскоростных беспилотных летательных аппаратов с внутриатмосферной зоной эксплуатации является применение интегральных регулируемых ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе вместо традиционно используемых в качестве двигательных установок РДТТ. Данная замена позволяет радикально увеличить зону применения беспилотных летательных аппаратов в рамках существующих габаритно-массовых ограничений. Ключевой проблемой создания регулируемого ракетно-прямоточного двигателя на твердом топливе, используемого в качестве маршевой ступени интегральной двигательной установки, является разработка надежного обратимого регулятора расхода продуктов разложения твердого топлива в газогенераторе с последующим оптимальным распределением продуктов первичного горения для процесса дожига с наибольшей эффективностью в прямоточном тракте. Наиболее эффективными являются способы регулирования путем изменения поверхности горения и площади критического сечения сопел $F_{кр\Sigma}$, а также с помощью применения отдельных видов топлив при составном заряде. При требованиях обратимого регулирования способ регулирования, связанный с изменением площади сопловых отверстий газогенератора, является практически безальтернативным. Поэтому рассмотрены преимущества и недостатки различных схем организации такого процесса регулирования, выполнен анализ концепций проектирования регулируемых газогенераторов, выработаны рекомендации по созданию и отработке регулируемого газогенератора на твердом топливе в составе ракетно-прямоточного двигателя нового поколения развития.

**АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ ПРИМЕНЕНИЯ ТВЕРДОТОПЛИВНЫХ УСКОРИТЕЛЕЙ
В СОСТАВЕ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ****Бутримова О.Л., Лёвушкин Ю.А.****(ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»)**

Конкурентная борьба за лидерство на мировом рынке пусковых услуг приводит к необходимости повышения энерго-массовых характеристик (ЭМХ) средств выведения полезной нагрузки. С этой целью

внедрены или прорабатываются различные способы повышения ЭМХ жидкостных ракетносителей (РН) и разгонных блоков (РБ). Одним из прорабатываемых в последнее десятилетие в ГКНПЦ способов существенного повышения ЭМХ является применение твердотопливных ускорителей (ТТУ) или бустеров в составе ступеней РН «Протон-М». Установка навесных ТТУ позволяет повысить стартовую тяговооруженность РН, поэтому исследования направленные на реализацию данного способа актуальны. Работа посвящена анализу проблем применения ТТУ в составе РН «Протон-М» и «Ангара-5».

Реализация способа повышения ЭМХ за счет дооснащения РН навесными ТТУ далеко не тривиальна и требует проведения многокритериальных оценок и комплексного анализа целесообразности его внедрения. В настоящее время рассматриваются два варианта модернизации РН. Первый вариант основан на использовании в качестве ТТУ доработанных маршевых ракетных двигателей на твердом топливе от снимаемых с вооружения межконтинентальных баллистических ракет, например, от ракеты РТ-2ПМ комплекса РС-12М «Тополь» разработки Московского института теплотехники. Главное преимущество такого подхода – наличие уже готовых двигателей и технологической базы. Второй вариант заключается в целенаправленном изготовлении конструктивно простых ТТУ на основе имеющегося технического и технологического задела. Реализация обоих вариантов подразумевает решение ряда проблемных вопросов, рассмотренных в работе, и связанных с компоновкой ТТУ и передачей тягового усилия; динамикой старта, полета модернизированной РН и отделяемых ТТУ; ее прочностью; воздействием продуктов сгорания ТТ на стартовый стол и многим другим особенностям.

Несмотря на трудности, развиваемая концепция дооснащения РН ТТУ за рубежом нашла заслуженное применение на РН «Ариан-5» и «Дельта», поскольку позволяет увеличить массу полезной нагрузки с меньшими затратами, чем разработка новых РН или РБ.

**ИССЛЕДОВАНИЕ ДРОССЕЛЬНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ РЕЗОНАНСНОЙ
СИСТЕМЫ ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ГЕНЕРАТОРОВ
ВЫСОКОЭНТАЛЬПИЙНЫХ ПОТОКОВ**

А.В. Воронцов, К.Ю. Арефьев

(МГТУ им Н.Э. Баумана, кафедра «Ракетные двигатели»)

Разработка неэлектрических систем многократного воспламенения является одной из ключевых задач повышения надежности запуска энергетических устройств авиационно-космической техники.

Применение газодинамической системы воспламенения (ГСВ) позволяет реализовать прогрессивную технологию «автозапуска» с возможностью использования кинетической энергии подаваемого газообразного топлива для инициации рабочего процесса. Рассматриваемая система воспламенения улучшает технологичность и позволяет повысить надежность процесса запуска в генераторах высокоэнтальпийных потоков.

Возможной областью применения ГСВ являются тепловые двигатели авиационной и космической техники, технологические системы высотных стендов, имитирующие высокоскоростные условия полета летательного аппарата, энергоустановки различного назначения.

В работе представлены результаты расчетного и экспериментального исследования дроссельной характеристики ГСВ. Под дроссельной характеристикой понимается зависимость параметров процесса диссипации кинетической энергии газового потока в застойной зоне резонатора ГСВ от относительного перепада давления на вспомогательном сопле.

Математическое моделирование газодинамических процессов в резонаторе проводилось путем интегрирования в нестационарной двухмерной постановке полной осредненной по Рейнольдсу для турбулентных течений системы уравнений Навье-Стокса для идеального вязкого газа с использованием модели турбулентности $k-\epsilon$.

Для верификации численных расчетов и получения надежных данных по закономерностям работы ГСВ, разработан и изготовлен модельный объект, предназначенный для автономных испытаний ГСВ. С использованием модельного объекта проведено экспериментальное исследование режимных параметров ГСВ. В работе показана удовлетворительная сходимость расчетных и экспериментальных данных.

Исследования показали, что с увеличением относительного перепада давления на вспомогательном сопле, частота пульсаций в резона-

торе асимптотически стремиться к значению, соответствующему $f=4a/S$, где a - осредненная скорость звука по длине резонатора, S - глубина резонатора. В результате получена зависимость степени нагрева газа в застойной зоне резонатора от частоты пульсаций. Согласно расчетам, осредненная по времени температура газа в ГСВ может достигать значения 1800 К, в то время как кратковременное повышение температуры превосходит 2600 К при полной температуре газа во вспомогательном сопле 300 К. Достижимый уровень температуры в застойной зоне резонатора существенно превышает порог воспламенения газообразных топливных пар, применяемых в энергетических устройствах авиационно-космической техники. Учитывая значительное время пребывания топливной смеси в резонаторе, можно сделать вывод о возможности реализации режима ее надежного воспламенения при надлежащем проектировании ГСВ.

АНАЛИЗ СХЕМНЫХ РЕШЕНИЙ ЖРД НА ТОПЛИВЕ КИСЛОРОД-МЕТАН

*И.А.Клепиков, Е.И. Бардакова, В.А. Акимов
(МГТУ им Н.Э. Баумана, кафедра «Ракетные двигатели»)*

Сейчас и в ближайшем будущем, когда проблемы экологии выйдут на первый план, а также дают себя знать цена топлива и возможность его получения в промышленных количествах, разработка метановых двигателей становится актуальной. Многочисленные проектные проработки и исследования, поиск перспективных схемно-конструктивных решений показали возможность внедрения ракетного топлива кислород – метан в двигательных установках многоразовых транспортных космических кораблей, межорбитальных транспортных аппаратов.

В данной работе проведен анализ основных схемных решений ЖРД на кислороде и метане. Целью проведенного анализа является выбор вариантов с лучшими энергомассовыми характеристиками и эксплуатационными качествами.

Рассматривались следующие циклы:

- без дожигания,
- с дожиганием,
- смешанные (с неполным дожиганием).

Смешанные циклы бывают:

а) один (основной) контур привода турбин с дожиганием генераторного газа в камере, второй (вспомогательный или форсажный) - без дожигания;

б) двигатель с циклом без дожигания, но в выхлопной газ впрыскивается недостающий компонент для повышения температуры и дожигания турбогаза в отдельной камере при низком давлении, для уменьшения потерь удельного импульса из-за выброса турбогаза.

В схемах без дожигания минимальные энергетические потери для двигателя в целом получаются при работе на восстановительном турбогазе, который обладает заметно большей удельной работоспособностью сравнительно с окислительным благодаря большей величине работоспособности. Восстановительные схемы обладают также большой живучестью при различного рода отказах. Существенной проблемой этих схем является возможность сажеобразования в газогенераторе (ГГ).

Эксперименты показали, что расчеты по равновесной модели не достоверны, и надо создавать новые методики термодинамических расчетов процессов в восстановительных ГГ с учетом неравновесности.

Главное достоинство схем без дожигания заключается в обеспечении высоких давлений в камере при относительно умеренных напорах насосов и параметров других агрегатов питания, что повышает надежность, облегчает автономную обработку агрегатов.

НАЗЕМНАЯ ОТРАБОТКА ЖРД РД-191

И.Ю.Фатуев, В.С.Судаков

**ОАО «НПО Энергомаш имени академика В.П.Глушко», Химки,
Московская область**

Разработка кислородно-керосинового жидкостного ракетного двигателя РД-191 началась в ОАО «НПО Энергомаш» в конце 1998 г. Этот двигатель с дожиганием окислительного газа предназначен для унифицированного разгонного модуля первой ступени (УРМ-1) нового семейства российских РН «Ангара». Конструкция этого двигателя основана на конструкции двигателей РД-170/171, которые были разработаны в НПО Энергомаш для РН «Энергия» и «Зенит» соответственно. Двигатель РД-191 представляет собой однокамерный ЖРД с вертикально расположенным ТНА. В течение 1999 г. была выпущена конструкторская документация, в 2000 г. начата автономная отработка агрегатов двигателя РД-191, завершена подготовка производства. В мае 2001г собран первый доводочный двигатель РД-191. Первое огневое испытание двигате-

ля РД-191 проведено в июле 2001г. На осень 2011 г проведено 119 стендовых огневых испытаний двигателя в Химках, кроме того летом-осенью 2009 г успешно проведено 3 огневых испытания РД-191 в составе УРМ-1 – первой ступени РН «Ангара» в НИЦ РКП (г.Пересвет, Московская область), а также прототипы этого двигателя работали в 2 пусках в составе российской первой ступени южнокорейской РН «Наро» (KSLV-1). Общая наработка двигателя составляет 27787,4 секунды. В мае 2011 года подписан Акт МВК об успешном завершении наземной отработки двигателя РД191. Кроме того, принято решение о присвоении конструкторской и технологической документации литеры О1, открывающее новому двигателю путь в серийное производство. Ведется изготовление этих ЖРД для ЛКИ.

**ИЗ ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ И РАЗВИТИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ БАЗЫ
ОАО «НПО ЭНЕРГОМАШ ИМ. АКАДЕМИКА В.П. ГЛУШКО»
МНОГОЦЕЛЕВОЙ СТЕНД № 4 ДЛЯ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ
ДВИГАТЕЛЕЙ, АГРЕГАТОВ И УЗЛОВ ЖРД
Гаевский В.В., Петров И.Г., Пахомов Е.И.**

ОАО «НПО Энергомаш имени академика В.П.Глушко», г.Химки

26 апреля 1958 года на стенде №4 лаборатории №51 ОКБ-456 в г.Химки было проведено первое огневое испытание рулевой камеры сгорания ЖРД РД-107 для знаменитой «семерки». Стенд № 4 был создан вслед за своими старшими братьями – стендами №№ 1, 2, 3 – для испытаний жидкостных ракетных двигателей с тягой до 25 тс, отдельных агрегатов и узлов более мощных установок с целью определения путей создания двигателей новых схем.

Тогда прошло чуть более 10-ти лет со дня образования в ОКБ-456 по указанию В.П. Глушко научно-исследовательских лабораторий (НИЛ) - основы экспериментальной базы предприятия, как ее специалисты разнопрофильных подразделений самостоятельно, без привлечения отраслевых проектных институтов, разработали строительно – технологическую документацию, возвели строительные конструкции, «начинили» помещения технологическим оборудованием, произвели его обкатку, и сдали в эксплуатацию. И всего за срок чуть более одного года. Небывалые сроки создания подобных сооружений!

Авторы доклада отдают дань уважения создателям стенда № 4, называя фамилии наиболее выдающихся из них.