

Секция 3

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

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ
ГОРЕНИЯ ПИРОТЕХНИЧЕСКИХ СОСТАВОВ НА ОСНОВЕ
НАНОДИСПЕРСНОГО АЛЮМИНИЯ**

*Д.А. Ягодников, А.В. Игнатов, Н.Е. Сальников, А.Н. Бобров,
В.И. Новиков, В.И. Ланицкий*

(МГТУ им. Н.Э. Баумана, daj@mx.bmstu.ru)

Г.В. Кирий (СПП РАН)

В.И. Сарабьев (НИИПХ, г. Сергиев Посад),

Е.И. Гусаченко (ИПХФ РАН, г. Черноголовка)

В данной работе представлены результаты сравнительных исследований процессов воспламенения и горения пиротехнических составов на основе микродисперсного (МДА) и нанодисперсного (НДА) порошкообразного алюминия. Разработан испытательный стенд и модельный ракетный двигатель, выполненный по двухзонной схеме и подачу воды в камеру сгорания для исследования вопросов горения пиротехнических составов в среде водяного пара.

В процессе огневых стендовых испытаний производилось измерение и регистрация основных режимных характеристик двигателя: давления в камере сгорания, температуры продуктов сгорания, расход воды.

Проведён сравнительный дисперсионный и рентгенофазный анализ конденсированных продуктов сгорания пиротехнических составов на основе МДА и НДА. Установлено уменьшение дисперсности продуктов сгорания составов на основе НДА (массовая доля фракций 0 – 400 мкм составляет ~ 31%) по сравнению с составом на основе МДА (аналогичная фракция составляет ~ 3,2%).

В процессе испытаний проводилась спектрозональная цифровая видеосъёмка свободной струи продуктов сгорания за срезом сопла. На

основе сравнительных испытаний установлено снижение потребной теплоты воспламенения пиротехнического состава на основе НДА.

Экспериментальные исследования проводились при варьировании схемы организации рабочего процесса, периода задержки подачи воды, а также диаметра критического сечения сопла.

Разработана методика расчёта скорости горения пиротехнических составов во влажной среде, а также коэффициента расходного комплекса, определяющего эффективность рабочего процесса в камере сгорания.

ТЕПЛООБМЕН В УСЛОВИЯХ ФАЗОВОГО ПЕРЕХОДА В ШАРОВЫХ ТЕПЛО ВЫДЕЛЯЮЩИХ ЭЛЕМЕНТАХ ЯРД

А.В. Пономарев, Ф.В. Пелевин

(МГТУ им. Н.Э. Баумана, ponomareva@sebank.ru)

Шаровые твэлы с топливом на основе микрочастиц с многослойным покрытием привлекают в последнее время внимание специалистов, занятых проектированием активных зон высокотемпературных ядерных реакторов и водо-водяных энергетических реакторов (ВВЭР), ядерных ракетных двигателей а также другого энергонапряженного теплообменного оборудования. Такие твэлы обеспечивают удержание продуктов деления ядерного топлива до температуры 1600 °С и выше, что позволяет получить на выходе из активных зон высокотемпературных газоохлаждаемых реакторов (ВТГР) газ с температурой 900 °С и выше, а в ВВЭР, выполненных по одноконтурной схеме, перегретый пар сверхкритических параметров и увеличить КПД до 50 %. Использование такой технологии тормозится недостатком данных, касающихся процессов теплообмена и гидродинамики в тепловыделяющих сборках (ТВС), и теплообменом оборудовании с засыпкой шаровых твэлов, и расчетных зависимостей для описания этих процессов.

Теплообмен при различных режимах кипения в засыпках шаровых элементов, в частности, микро- и макротвэлов диаметром от 2 до 60 мм привлекает в последнее время внимание ученых в связи с возможностью их использования в водо-водяных энергетических реакторах.

В работе проведено исследование теплоотдачи при пузырьковом и переходном режимах кипения в засыпке шаровых элементов из свинца диаметром 3 мм.

Представлены результаты экспериментальных исследований тепловых процессов в засыпках шаровых тепловыделяющих элементов применительно к активным зонам ядерных реакторов с шаровыми топ-

ливными тепловыделяющими элементами.

Дано описание термодинамической установки, методики препарирования моделей, измерения и обработки экспериментальных данных.

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.

**ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИИ ЖИДКОСТНЫХ
РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ ДЛЯ
КОСМИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Ю.И. Агеевко, А.Г. Минашин, В.Ю. Пиунов, Е.П. Селезнев

(ФГУП «КБХМ им. А.М. Исаева», г. Королев,

seleznev@korolev-net.ru)

Ф.М. Лебедев

(ОАО «РКК «Энергия» им. академика С.П. Королева)»

В настоящее время головными организациями Роскосмоса разрабатываются обширные планы дальнейшего освоения космического пространства. Реализация этих планов требует создания космических летательных аппаратов (КЛА) и двигательных установок (ДУ) их систем управления с длительными сроками активного существования, повышенной надежностью, высокой энергетикой, минимальными габаритами и массой. Это, в свою очередь, требует от жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) - исполнительных органов систем управления – значительного повышения ресурса, высокой экономичности и надежности. Создание ДУ для управления движением КЛА с высокоэкономичными и надежными ЖРДМТ - одна из основных задач, решаемых при проектировании аппарата. От успешного решения этой задачи зависит эффективность КЛА и надежность выполнения программы полета.

Если на первых этапах создания ДУ систем управления в 60-е- 70-е годы прошлого века требования к экономичности ЖРДМТ составляли значения не более (250...270) единиц удельного импульса, то в настоящее время требования возросли до (290...300) единиц и более. Это оправдано, так как расчеты показывают: повышение экономичности ЖРДМТ тягой, например, 100Н (10 кгс) от величины удельного импульса 250 единиц до 290 единиц при ресурсе огневой работы 50000 с эквивалентно экономии ~280 кг топлива или соответствующему увеличению

полезной нагрузки. Для ДУ, имеющей в своем составе, например, 12 ЖРДМТ, экономия составит уже ~3,3 т. Таким образом, является актуальной задача всемерного повышения удельного импульса ЖРДМТ. Однако, высокая экономичность двигателя, работающего на высококалорийных компонентах химического топлива, определяет и высокую тепловую напряженность конструкции. Следовательно, возникает проблема создания много ресурсного ЖРДМТ с высокими энергетическими характеристиками и, одновременно, с надежным тепловым состоянием.

Предприятием КБхиммаш накоплен значительный опыт разработки и серийной эксплуатации ЖРДМТ. Выработаны принципиальные подходы и технические решения, позволяющие создавать двигатели, сочетающие экономичность, высокую надежность и значительный ресурс работы.

**АНАЛИЗ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ
ДВУХРЕЖИМНЫХ ЖРД, РАБОТАЮЩИХ НА ПЕРВОМ
РЕЖИМЕ НА ТРЕХКОМПОНЕНТНОМ ТОПЛИВЕ
«ЖИДКИЙ КИСЛОРОД + КЕРОСИН + ЖИДКИЙ
ВОДОРОД», А НА ВТОРОМ - «ЖИДКИЙ КИСЛОРОД +
ЖИДКИЙ ВОДОРОД»**

А.В. Орлов

*(НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко,
energo@online.ru)*

С начала 80-х годов как в нашей стране, так и за рубежом развернуты работы по созданию ЖРД нового класса – многорежимных двигателей на трёхкомпонентном топливе, использование которых наиболее оптимально в одноступенчатых РН и в аэрокосмических системах.

Схема функционирования таких двигателей предусматривает, что на первом режиме двигатель работает на трёхкомпонентном топливе: жидкий кислород + керосин + жидкий водород. На втором - двигатель переходит на работу на топливе жидкий кислород + жидкий водород. Таким образом, в одной двигательной установке совмещаются функции, присущие двигателям, как первой, так и второй ступени.

Основным фактором, определяющим энергетические характеристики двигателя и внутриводительные параметры, является его принципиальная схема.

Анализ различных вариантов схемы двигателя показал, что при принятых ограничениях, различные «восстановительные» схемы могут быть реализованы только при доле водорода в топливе 7% и выше.

«Окислительные» схемы реализуемы при доле водорода в топливе до 5%.

Практически не зависит от доли водорода в топливе возможность реализации схемы «газ-газ-жидкость». При этом необходимые параметры двигателя достигаются при температуре на турбинах до 700 К.

**ДЕМОНСТРАТОР ПЕРЕХОДНОГО КАНАЛА
ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА РАКЕТНО-
ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ С НЕСИММЕТРИЧНЫМ
ПОДВОДОМ ВОЗДУХА В КАМЕРУ ДОЖИГАНИЯ**

М.С. Шаров, Н.Н. Захаров, Е.В. Суриков

(ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва, lord@nln.ru)

В проектировании ракетно-прямоточного двигателя (РПД) важную роль играет выбранная аэродинамическая схема. В настоящее время в качестве перспективной рассматривается несимметричная схема с одним или двумя подфюзеляжными воздухозаборными устройствами (ВЗУ). В сочетании с системой полярного управления перегрузкой и схемой РПД, рабочий процесс которого характеризуется абсолютной устойчивостью, это позволяет увеличить углы атаки до $25 - 30^\circ$, что особенно важно при создании маневренных летательных аппаратов и обеспечивает наилучшую преемственность по отношению к предшествующим разработкам.

Для исследования характеристик одно- и двухканальных несимметричных подфюзеляжных ВЗУ с короткими искривлёнными каналами был создан узел-демонстратор, включающий в себя короткие искривлённые рукава модельного одно- или двухканального подфюзеляжного ВЗУ с различными углами входа потока в цилиндрическую камеру (30° , 45° , 60° , 90°). В варианте двухканального ВЗУ прямоугольные подводящие рукава расположены под углом 90° друг относительно друга. Также была предусмотрена возможность моделирования процессов смешения воздуха, поступающего в цилиндрическую камеру из подводящих рукавов, со струями газа, имитирующими поток продуктов газогенерации РПД.

Для моделирования процессов течения в демонстраторе используется наиболее экономичный способ воспроизведения скоростей и соотношений давления в потоке путём создания разряжения в полости модельной камеры с помощью эксгаустера.

Исследуемый демонстрационный узел был создан для проведения испытаний с целью: изучения неравномерности и отрыва потока и свя-

занных с этими явлениями потерями полного давления; поиска оптимального угла подвода воздуха в камеру дожигания и средств влияния на изменение характеристик потоков воздуха; исследования процесса смешения воздушных потоков со струями, имитирующими продукты газогенерации, и поиска оптимального положения сопловых отверстий на задней крышке газогенератора РПД.

В рамках первого этапа исследований демонстратора были проведены предварительные исследования, включающие: изучение структуры потока и гидравлических потерь при трех различных углах входа воздуха в камеру смешения для схемы с двумя рукавами и изменении расхода воздуха; изучение характеристик течения при взаимодействии смешивающихся между собой воздушных потоков со сносящим потоком равномерно распределённых по сечению струй воздуха, имитирующих подачу генераторного газа.

В рамках второго этапа исследований демонстратора было осуществлено предварительное физическое моделирование процесса смеобразования в камере дожигания РПД при различных схемах подачи продуктов газогенерации. В качестве продуктов газогенерации использовался углекислый газ, концентрации которого замерялись в различных сечениях камеры.

Результаты проведённых исследований используются в качестве основы для отработки компьютерного моделирования газодинамических течений в демонстраторе переходного канала ВЗУ РПД на базе программных комплексов FLUENT, ANSYS FLOTTRAN и PHOENICS.

В дальнейшем, задачей исследований является изучение характеристик и создание адекватной математической модели для описания явлений в камере дожигания РПД в широком диапазоне режимных параметров при несимметричном подводе воздуха из ВЗУ.

**ОСОБЕННОСТИ УПРАВЛЕНИЯ И РЕГУЛИРОВАНИЯ
РАКЕТНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ
РД171М, РД180 И РД191 ПРОИЗВОДСТВА НПО ЭНЕРГОМАШ**

Е.Н. Сёмина

(НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко)

В докладе рассмотрены системы регулирования и алгоритмы управления двигателями РД180, РД171М и РД191 производства НПО Энергомаш.

Представлены алгоритмы регулирования для первого стендового огневого испытания вновь изготовленного двигателя, которые на основе

непрерывно поступающей в управляющую стендовую систему информации о расходах компонентов топлива, позволяют в темпе испытания проводить настройку двигателя по тяге и соотношению компонентов топлива.

В этих алгоритмах предусмотрены решения, обеспечивающие максимальное приближение задаваемых и реализуемых в процессе испытания значений по тяге и соотношению расходов компонентов, а также снижение риска выхода на нерасчетные режимы работы в результате случайных отклонений в системе регулирования или двигателе.

Также представлены «полетные» алгоритмы этих двигателей и мероприятия, способствующие повышению точности поддержания основных параметров.

Результаты испытаний двигателей РД180, РД171М и РД191 подтвердили правильность выбора логики управления и регулирования двигателем без обратных внутриводвигательных связей, а также продемонстрирована возможность использования приводов различных конструкций.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ ПОЛЕЗНОГО ГРУЗА РН СЕРИИ «СОЮЗ» ПРИ ИСПОЛЬЗОВАНИИ ВЫСОКОМОЛЕКУЛЯРНЫХ ПРИСАДОК К ГОРЮЧЕМУ

*Р.А. Ситков, Л.О.Потехин, В.Д. Гапонов
(ВКА им. А.Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург; 1 ГИК МО РФ
«Плесецк»; НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко,
sitkov@pochta.ru)*

Перспективным, малозатратным способом расширения возможностей РН и РБ по выведению дополнительного полезного груза является применение высокомолекулярных присадок (ВМП) к компонентам ракетного топлива.

В НПО «Энергомаш» установлено, что положительный эффект от добавок полиизобутилена в керосин обеспечивает в маршевых ЖРД открытой схемы экономию рабочего тела на привод турбины, в ЖРД замкнутой схемы позволяет форсировать двигатель с увеличением удельного импульса.

ВКА совместно с 1 ГИК МО проведено исследование возможности увеличения массы полезного груза РН серии «Союз» при использовании ВМП. Показано, что небольшое увеличение тяги и удельного импульса, снижение потребных запасов рабочего тела на привод турбины при

использовании ВМП позволяют увеличить массу ПГ.

Наличие строго определённых согласованных районов падения отделяемых частей РН предопределяет существенные ограничения при формировании программ выведения КА. Для РН «Союз-2» район падения боковых блоков, согласованный для РН «Союз-У», не является оптимальным. Показано, что увеличение удельных параметров ЖРД за счет использования высокомолекулярной присадки к керосину помогает разрешить указанную проблему.

Представлены задачи, решение которых возможно на основе использования положительного эффекта от присадок к топливу: создание и восполнение орбитальных группировок микро – и миниспутников, выводимых в качестве попутного груза; дооборудование «основного» КА (космической платформы) дополнительным блоком аппаратуры, расширяющим его возможности; решение проблемы с районом падения боковых блоков РН «Союз-2».

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ В КАМЕРАХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ С ГАЗООБРАЗНЫМИ ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТЫМИ КОМПОНЕНТАМИ ТОПЛИВА

В.Л. Салич

(ЮУрГУ, г. Челябинск, salich_yas@mail.ru)

В представляемой работе решается актуальная задача разработки ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) с экологически чистыми компонентами топлива кислород+водород, кислород+метан. Еще в начале 90-х гг. прошлого века перед разработчиками перспективных разгонных блоков ставилась задача обеспечения повышенной экологической чистоты. Полностью экологически чистые разгонные блоки к настоящему времени так и не созданы. Проблема заключается в отсутствии РДМТ с экологически чистыми компонентами топлива (исключение – РДМТ 17Д16 с компонентами топлива газообразный кислород+УВГ, показавший также работоспособность на компонентах газообразный кислород + этиловый спирт) Например, кислородно-водородный разгонный блок (КВРБ) управляется РДМТ с самовоспламеняющимися токсичными компонентами топлива АТ+НДМГ, хранящимися в отдельных топливных баках. Особенности работы РДМТ (малые времена набора и спада тяги, работа в импульсном режиме) требуют предварительной газификации криогенных компонентов топлива. Такая задача может быть решена, например, использованием газогенератора (объединенная двигательная установка 17Д11 орбитального корабля «Буран»), либо газифи-

кацией компонента топлива в охлаждающем тракте маршевого двигателя. Задачу воспламенения несамовоспламеняющихся топливных пар можно также считать решенной, т.к. отечественными организациями разработаны и опробованы различные системы электроискрового, капиллярного и газодинамического воспламенения. Также решается проблема смесеобразования. Однако большинство отечественных организаций, занимающихся разработкой таких двигателей, добиваются высококачественного смесеобразования только экспериментальным путем, что требует больших затрат. Данная работа посвящена расчетно-теоретическому исследованию процессов в камере сгорания РДМТ с газообразными компонентами топлива. Разработана математическая модель процессов течения многокомпонентного гомогенного рабочего тела с протекающими в нем химическими реакциями. Модель реализована в пакете CFX-10. Численные эксперименты, проведенные на вычислительном кластере «Infinity» ЮУрГУ, позволили определить схему смесеобразования, обеспечивающую высокие энергетические характеристики как на компонентах топлива метан+кислород, так и на компонентах кислород+водород. Разработана и изготовлена конструкция модельной камеры с такой схемой смесеобразования. В ноябре 2006 г. будут проведены огневые испытания. В докладе представляется математическая модель, результаты расчета внутрикамерных процессов и их анализ, результаты испытаний модельной камеры.

ВЫБОР РАЗМЕРНОСТИ КАМЕРЫ ДВИГАТЕЛЯ РАКЕТЫ Р-7

В.Ф. Рахманин

(НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко)

Первая в нашей стране камера сгорания ЖРД была разработана В.П.Глушко в ГДЛ в 1930 г., аналогичные работы проводились в ГИРД с конца 1931 г. Ф.А.Цандером. До середины 40-х годов разработка отечественных ЖРД велась для установки в геофизические баллистические ракеты, боевые крылатые ракеты, а также на самолеты в качестве ускорителей или маршевых двигателей. Все эти летающие аппараты не требовали создания ЖРД больших тяг, поэтому тяга камер сгорания в те времена укладывалась в диапазон от 100 до 1500 кгс.

Впервые с однокамерным ЖРД большой тяги – 25 тс – отечественные разработчики ракетной техники столкнулись при воспроизводстве немецкой ракеты А-4 (Фау-2) с дальностью полета 270 км. Дальнейшая модернизация немецкой конструкции позволила увеличить дальность полета ракет Р-2 до 600 км и Р-5М до 1200 км.

При выполнении полученного 1948 г. задания на разработку ракеты Р-3 дальностью 3000 км было принято техническое решение продолжить модернизацию базовой конструкции камеры двигателя А-4. Разработка ракеты Р-3 была прекращена в связи с недостаточной дальностью полета для решения военно-политических задач.

В начале 50-х годов появились конструкторско-технологические возможности для создания боевой межконтинентальной баллистической ракеты Р-7 дальностью 8000-10000 км. В первоначальном проекте маршевые двигатели обеих ступеней выполнялись в однокамерном варианте тягой 80 тс. При давлении в камере сгорания 60 атм. Однако первые же огневые испытания камер сгорания показали склонность рабочего процесса к возникновению неустойчивого горения и последующему разрушению камеры. Попытки обеспечить устойчивое горение в камере больших размеров при сохранении заданной величины удельного импульса тяги не привели к положительному результату. Требовалось принятие радикального решения.

Таковым стало предложение выполнить двигатель в 4-х камерном варианте. Существенное изменение размеров полости сгорания позволило найти эффективный способ обеспечения устойчивого горения. И хотя этот вариант двигателя повлек за собой необходимость перекомпоновки ракеты, двигателям ОКБ-456 удалось найти понимание в ОКБ-1. Дополнительными аргументами в пользу перехода на 4-х камерный двигатель стало уменьшение его массы и высоты по сравнению с однокамерным вариантом.

В дальнейшей практической деятельности ОКБ под руководством В.П.Глушко широко и успешно использовало компоновку двигателей с двумя и четырьмя камерами сгорания.

**РАЗРАБОТКА КОНСТРУКТОРСКИХ ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО
ЦИФРОВЫМ АГРЕГАТАМ РЕГУЛИРОВАНИЯ ТЯГИ,
СООТНОШЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА И УПРАВЛЕНИЯ
ВЕКТОРОМ ТЯГИ (РУЛЕВЫЕ ПРИВОДА)**

А.В. Макаров

(НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко)

Цель разработок состоит в определении и выборе таких конструктивных схем, параметров конструкции и функционирования цифровых агрегатов, которые обеспечивают требуемую точность и быстродействие.

В основу расчетно-конструкторских предложений положены изоб-

речения, схемные и конструкторские решения агрегатов регулирования и управления, главной особенностью которых является отсутствие электрогидромеханических приводов, используемых в известных конструкциях, а также автономной масляной системы.

Основная идея предложенного и разработанного в ОАО "НПО Энергомаш" метода управления ЖРД основана на использовании в конструкции двигателя цифровых агрегатов регулирования и управления - регулятора тяги и дросселя соотношения компонентов, а также рулевого привода для качания камеры. Разрабатываются варианты цифровых регуляторов для ЖРД больших тяг, использующих в качестве рабочего тела для их управления компоненты топлива, протекающие по этим регуляторам (керосин, метан, кислород, водород и т.д.), а также сжатые газы.

Разрабатываемый цифровой рулевой привод может быть использован для управления вектором тяги двигателей большой тяги типа РД180, РД171М, РД191. Технические решения, применённые в этом приводе, позволяют значительно упростить конструкцию, сократить массу агрегата, а так же снизить стоимость двигателей как при модернизации существующих, так и при разработке перспективных ЖРД, за счёт существенного снижения стоимости, как самого привода, так и за счёт исключения масляных систем, используемых во всех традиционных системах управления вектором тяги, со всеми агрегатами и устройствами.

ВЛИЯНИЕ АКУСТИЧЕСКИХ ВОЛН НА ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ЗАРЯЖЕННЫХ ЧАСТИЦ В СТРУЕ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ ЖРД

*К.Б. Болдырев, А.С. Перфильев, В.А. Грибакин
(ВКА имени А.Ф.Можайского, г. Санкт-Петербург, gribakin@aport.ru)*

Внутрикамерные процессы ЖРД отображаются сложными по характеру электрофизическими проявлениями, вызванными перераспределением заряженных частиц в струе продуктов сгорания в том числе под воздействием акустических волн со стороны реакционной зоны. Анализ электрофизических параметров продуктов сгорания в решении задач стендовой диагностики высокочастотной неустойчивости в камере ЖРД может рассматриваться как перспективный метод диагностики.

Механизм корреляционных связей между параметрами процессов в камере и их электрофизическими отображениями в настоящее время остаётся не до конца изученным. Научные исследования, проведенные в

ряде организаций, закрепили несколько подходов к объяснению механизма электризации камер ЖРД. Численно исследовались процессы разделения заряда в пристеночном слое вследствие различия тепловых скоростей ионной и электронной компоненты, а также влияние на эти процессы частиц сажи. Большой объем исследований был посвящен изучению процесса формирования флуктуационных зарядовых образований в объеме камеры сгорания вследствие акустического воздействия со стороны фронта горения и стенок камеры.

Для изучения связей между параметрами колебательных процессов в камере и параметрами распределения заряженных частиц в потоке продуктов сгорания предложена модель многокомпонентной низкотемпературной плазмы в трёхмерной, нестационарной постановке, учитывающая возможность нарушения квазинейтральности среды вследствие влияния акустических волн и возникновения электрических и магнитных полей внутреннего происхождения. В качестве граничных выступают условия термодинамического и колебательно-вращательного равновесия. Решение системы уравнений позволяет выявить влияние акустических волн на пространственно-временное распределение заряженных частиц в струе продуктов сгорания.

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ РАСЧЕТА РАБОЧЕГО КАНАЛА ВИХРЕВОГО НАСОСА ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ

П.С. Лёвочкин

(НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко)

В настоящее время одним из актуальных направлений модернизации авиационных и космических систем является модернизация систем питания путем замены в них насосов объёмного типа на насосы динамического типа, в частности вихревые насосы (ВН). Динамические насосы превосходят объёмные по простоте конструкции, массогабаритным характеристикам и ресурсу работы.

В НПО «Энергомаш» проведена разработка вихревого насоса с коэффициентом быстроходности 3,7. Ротор ВН приводится во вращение электродвигателем через асинхронную переменнопольную магнитную муфту на основе магнитного материала неодима-железо-бора. Такой тип привода позволяет обеспечить полную герметичность насосной полости ВН и, как следствие экологическую чистоту агрегата в целом.

Выработанные в процессе доводки насосного агрегата рекомендации позволили:

- расширить диапазон применения используемой методики расче-

та ВН;

- сформулировать предложения по применению конструктивных мероприятий для существенного снижения времени НИОКР;
- разработать и подтвердить методику расчета канала ВН переменного сечения для повышения его энергетических характеристик.

**ВЫБОР УСИЛИЯ ПРУЖИНЫ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ
УПЛОТНЕНИЙ С ПОДПРУЖИНЕННЫМИ
ПОЛУПОДВИЖНЫМИ КОЛЬЦАМИ ДЛЯ ТНА ЖРД**

А.В. Иванов

(КБ химавтоматики, г. Воронеж, iav308@inbox.ru),

В.А. Коробченко

(ВГТУ, г. Воронеж)

В насосах и турбинах ТНА ЖРД широко используются уплотнения с гарантированным зазором, которые можно разделить на неподвижные и самоустанавливающиеся. К неподвижным уплотнениям в первую очередь относятся щелевые уплотнения с неподвижной втулкой и лабиринтные уплотнения. В самоустанавливающемся уплотнении уплотнительный элемент корпуса выполнен в виде подвижного в радиальном направлении кольца, которое опирается своим торцом о торец корпуса. Уплотнения турбонасосных агрегатов, как правило, работают при высоких перепадах давлений, в результате чего на кольцо действует повышенная сила прижатия к торцу корпуса, не позволяющая ему самоустанавливаться при прецессии оси уплотнительной поверхности ротора. Такие уплотнения относятся к типу полуподвижных уплотнений.

Одной из наиболее важных проблем, возникающих при использовании уплотнений с полуподвижными кольцами, является проблема обеспечения работоспособности на переходных режимах, в том числе на запуске и останове. Работоспособность уплотнений с полуподвижными кольцами на переходных режимах определяется тремя основными факторами: обкатыванием полуподвижного кольца ротором; угловыми колебаниями полуподвижного кольца; вовлечением полуподвижного кольца во вращение ротором.

При изменении режима работы турбонасосного агрегата центрирующая сила в уплотнении и сила прижатия кольца к торцу изменяются в результате изменения перепада давления на уплотнении, а также величины зазора в нем. В связи с этим в процессе запуска и выключения двигателя при низких перепадах давлений на уплотнении возможен контакт уплотнительных поверхностей кольца и ротора, приводящий к

обкатыванию или вовлечению полуподвижного кольца во вращение. Эти явления могут приводить к выработкам, надирам и затираниям элементов уплотнения, что ведет к падению экономичности насосов, а при работе насоса на жидком кислороде – к возгоранию конструкции.

В докладе рассмотрен способ исключения вовлечения во вращение и обкатывания полуподвижного кольца за счет его предварительного прижатия к торцовой уплотнительной поверхности корпуса с помощью осевой пружины. Рассмотрены критерии выбора усилия осевой пружины. Из полученных условий исключения вовлечения во вращение кольца ротором и обкатывания можно сделать вывод о том, что коэффициент трения между кольцом и ротором оказывает существенное влияние на работоспособность узла уплотнения. Поэтому необходимо стремиться к уменьшению коэффициента трения между деталями ротора и статора. Однако этот способ нельзя считать надежным из-за того, что на коэффициент трения влияет множество факторов, в том числе и трудно учитываемых, а шероховатость, оказывающая определяющее значение на коэффициент трения, может увеличиваться при изнашивании уплотнительных поверхностей.

На основании проведенных расчетов можно утверждать, что добиться надежной работы уплотнений с самоустанавливающимися кольцами, в том числе и в кислороде, можно за счет прижатия торцовой уплотнительной поверхности полуподвижного кольца к корпусу усилием, удовлетворяющим полученным условиям, даже при высоком коэффициенте трения кольца о ротор ($f_1 > 0,8$), что обеспечивает надежную работу агрегата. С ростом коэффициента трения по торцу кольца наблюдается тенденция к снижению влияния условия отсутствия обкатывания по сравнению с условием отсутствия вовлечения во вращение полуподвижного кольца на выбор усилия пружины. При обеспечении отсутствия обкатывания и вовлечения во вращение полуподвижного кольца выполняется и условие отсутствия угловых колебаний.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ШАГОВЫХ ЭЛЕКТРОПРИВОДОВ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ РЕЖИМАМИ РАБОТЫ И ВЕКТОРОМ ТЯГИ ЖРД

Д.И. Григоренко

(НПО Энергомаш им. академика В.П.Глушко)

Для управления режимами работы и вектором тяги мощных маршевых ЖРД используются электрогидроприводы, перемещающие регулятор, дроссель и камеру (камеры) двигателя.

В докладе рассмотрен вариант схемного решения объединяющий две гидросистемы ЖРД для приводов регулятора и дросселя, и рулевых приводов управления вектором тяги.

В качестве приводов для этих систем рассмотрены шаговые электрогидроприводы вращательного и поступательного действия, которые благодаря использованию шаговых двигателей позволяют более эффективно обеспечить работоспособность указанных систем.

ГАЗОУПРУГИЕ ПРОЦЕССЫ В РДТТ

В.Я.Модорский

(ПГТУ, г. Пермь, modorsky@mail.ru)

При разработке РДТТ стремятся достичь максимальных показателей эффективности в экстремальных условиях эксплуатации. При этом снижается жесткость конструкции и растут нагрузки. В то же время, при отработке ракетных твердотопливных систем все чаще сталкиваются с возникновением колебательных режимов работы двигателя, которые могут явиться причиной выхода из строя элементов системы управления летательного аппарата, реализации нерасчетных режимов работы изделия, вплоть до разрушения двигателя и ракеты в целом.

В настоящее время колебательные режимы обнаруживаются лишь на этапе огневых стендовых испытаний, поэтому их устранение требует внесения изменений в конструкцию уже созданного опытного образца. Такие изменения являются дорогостоящими и требуют значительного увеличения сроков отработки изделий.

Таким образом, тема исследования, связанная с проблемой создания методик расчета, базирующихся на решении задач в связанной динамической газопругой постановке, является актуальной.

Предлагается численный подход, с использованием одного и того же метода решения для расчета как газодинамической нагрузки, так и НДС конструкции. Это позволяет облегчить получение информации о процессах, протекающих в системе «газодинамический поток - деформируемое твердое тело».

Для решения задачи разработана расчетная модель, которая описывает многослойную конструкцию в упругой осесимметричной постановке, а газодинамическую нагрузку - моделью идеального сжимаемого газа.

Математическое описание приведенной физической модели включает в себя законы сохранения, записанные для газа и деформируемого твердого тела, уравнение состояния сжимаемого идеального газа,

геометрические соотношения и обобщенный закон Гука, а также начальные и граничные условия. Геометрические соотношения записываются как в линейной, так и в нелинейной постановке.

Использование классических форм записи граничных условий не позволяет вскрыть причин аномального поведения РДТТ. Предлагается подход, реализующий уточненную постановку граничных условий с учетом жесткости нагружающей системы (ЖНС). При этом, в частности, выявлено, что:

1. Снижение жесткости конструкции приводит к усилению влияния ЖНС на величину компонент динамического напряженно-деформированного состояния конструкции.

2. Расчет по традиционным методикам, без учета ЖНС может дать завышенный результат и конструкция работает с большими запасами по прочности.

3. Совместный анализ динамического поведения газа и конструкции позволяет выявить условия изменения амплитудно-частотных характеристик РДТТ.

4. Применение линейных моделей при описании процессов деформирования конструкции может приводить как к количественным, так и к качественным ошибкам в оценке напряженно-деформированного состояния конструкции.

5. Показаны условия, при которых необходим совместный анализ процессов, протекающих как в свободном объеме, так и в конструкции двигателя, а также области применения традиционных подходов.

ИЗ ИСТОРИИ РАЗРАБОТКИ ЖРД НА ПЕРЕКИСИ ВОДОРОДА В «НПО ЭНЕРГОМАШ ИМЕНИ АКАДЕМИКА В.П.ГЛУШКО»

В.И. Архангельский, В.С. Судаков

(НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко)

Начало использования перекиси водорода в ЖРД относится к 30-40-ым годам прошлого века. Это вещество могло использоваться как в однокомпонентных ЖРД, так и в двухкомпонентных ЖРД в качестве окислителя, а также как рабочее тело для привода ТНА ЖРД.

В Советском Союзе работы по применению перекиси водорода как окислителя для мощных ЖРД начались в НПО Энергомаш с 60-х годов прошлого века. Разработка двигателя РД-502 тягой 10 т на перекиси водорода и пентаборане была связана с решением сложных проблем внедрения нового высококипящего топлива. Основной целью разработки было достижение высокого удельного импульса, который был

намного выше всех до тех пор освоенных высококипящих топлив и пары кислород-керосин. Новый двигатель был разработан по перспективной схеме с дожиганием в основной камере высокотемпературных продуктов разложения перекиси водорода, которые использовались как рабочее тело для привода турбины.

Дальнейшие работы с перекисью водорода в 70-х годах относятся к двигателю РД-510 на перекиси водорода и керосине с тягой 12 т, сначала в рамках лунной программы, а затем в качестве экспериментальных работ. В рамках этих работ было проведено 141 огневое испытание 67 экспериментальных двигателей, около 250 огневых испытаний 89 стендовых установок было испытано.

Одной из последних по времени работ в НПО Энергомаш была перекисьводородная модификация кислородно-керосинового двигателя РД-161, который разрабатывался для использования на верхних ступенях РН или в орбитальных буксирах. Такой ЖРД мог стать простым и компактным двигателем на нетоксичных экологически чистых компонентах топлива с возможностью повторных включений и практически неограниченном времени пребывания в космическом пространстве.

Несмотря на ослабевший интерес к перекиси водорода в мире, она продолжает рассматриваться в ряде проектов: либо в качестве окислителя для ЖРД, либо как рабочее тело для газотурбинных установок, либо как источник кислорода, воды и тепла для жизнеобеспечения космонавтов. НПО Энергомаш сохраняет опыт работ с перекисью водорода, который может быть применен в любом из указанных направлений.

ТЕРМОПЕСКОСТРУЙНЫЕ АППАРАТЫ НА ОСНОВЕ ПРИНЦИПОВ РАБОТЫ ЖРД

В.А. Чернов

(МГТУ им. Н.Э. Баумана, mgtu-e14@mail.ru)

Термопескоструйные (ТПС) аппараты для очистки поверхности находят все большее применение как более эффективные по сравнению с аппаратами, работающими на воздухе (холодном). Высокотемпературный поток несущего газа вырабатывается газогенератором, работающим по принципу жидкостно-ракетного двигателя. В нем в качестве горючего используется любой жидкий углеводород, а в качестве окислителя – несущий воздух, получаемый от компрессора. Существует два больших класса пескоструйных аппаратов: эжекторные, когда абразив подается в зону за критическим соплом, и напорные, когда абразив подается внутрь камеры сгорания на входе в сопло газогенератора. Для

холодных пескоструек напорный тип считается более эффективным, чем для эжекторных. Для термопескоструйных аппаратов этот вопрос остается открытым.

В работе приведены результаты сравнительных испытаний ТПС напорного типа (ТПСН) и ТПС эжекторного типа (ТПСЭ). Показано, что ТПСН способны вырабатывать поток абразива с большей кинетической энергией, чем ТПСЭ в два раза (на расстоянии 100 мм между выходным сечением разгонного аппарата обрабатываемой поверхностью).

**УСЛОВИЯ ФОРМИРОВАНИЯ ПРОДОЛЬНОЙ
АКУСТИЧЕСКОЙ НЕУСТОЙЧИВОСТИ В
КРУПНОГАБАРИТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ
ТВЕРДОГО ТОПЛИВА**

*Е.Н. Петрова, А.Ф. Сальников
(ПГТУ, г. Пермь, afsal@pstu.ru)*

Проблема продольной акустической неустойчивости ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ), связанная с возникновением значительных по амплитуде колебаний давления и тяги, является актуальной. Наиболее неизученным с точки зрения понимания физических процессов является перекачка энергии колебательных процессов горения от поверхности твердого топлива в колебания газа в камере сгорания (КС).

Исследование нестационарных газодинамических процессов при достаточно высокой температуре продуктов сгорания в камере сгорания РДТТ затруднено, поэтому разработка адекватных физической и математической моделей условий газодинамического взаимодействия с учетом конденсированной фазы (к-фаза, Al_2O_3), является необходимым инструментом в решении научной проблемы – продольной акустической неустойчивости работы РДТТ. Физические и экспериментальные исследования на «холодном» газе условий формирования газового потока по проточной части КС выявили характерную зону, в которой происходят значительные изменения в механизме перехода энергий от поверхности горения в газовую фазу, что приводит к возникновению продольных акустических колебаний в КС.

Результаты, полученные при экспериментальных исследованиях условий взаимодействия в газовом потоке с учетом неравномерности его газодинамических параметров, являются уникальными данными, т. к. позволяют получить новые практические знания о природе физических явлений в зоне взаимодействия газовых потоков от поверхности

горения и движения газа по каналу КС. В процессе исследования было выявлено и классифицированы источники притока акустической энергии: конструктивные (условия обтекания газом элементов проточной части КС); газодинамические (условия взаимодействия газового потока в КС, от поверхности горения к осевому потоку проточной части КС).

В данной работе приведена адекватная модель для анализа реальных условий взаимодействия в газовом потоке с учетом формирования стоячей волны в специфической зоне «С-слое» при наличии термодинамических взаимодействий (тепловые и энтальпийные волны), импульсных, силовых факторов на реагирующих частицах Al с учетом фазовых переходов и межфазового взаимодействия газа с к-фазой.

На основе экспериментальных данных и разработанного алгоритма математического моделирования проведены исследования условий взаимодействия в «С-слое». Структура алгоритма позволяет получать не только картину изменения газодинамических параметров потока (давление, скорость газового потока, плотность, температуру), но и их изменения во времени с учетом передачи энергии высокочастотных колебательных процессов горения в акустические колебания газа и наоборот по амплитудно-частотным зависимостям изменения параметров газа и процессов горения твердого топлива.

В результате исследований разработана методика, которая позволяет осуществлять оценку устойчивости работы двигателя на стадии его проектирования, проводить оценку практически любых типов двигателей.

ИЗМЕРЕНИЕ НЕСТАЦИОНАРНОЙ СКОРОСТИ ГОРЕНИЯ ТРТ ПРИ ПОМОЩИ ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНОЙ МИКРОВОЛНОВОЙ УСТАНОВКИ

*А.В. Сухов, Ю.М. Шарай, А.В. Сергеев, И.В. Гавриленко
(МГТУ им. Н.Э.Баумана, altmann@mail.ru),
Шемелин А.М.*

(Московский Институт Теплотехники)

Характеристики нестационарного горения твердых ракетных топлив (ТРТ) в значительной мере определяют области устойчивой работы и выходные параметры многорежимных энергетических установок с автоматическим регулированием расхода. Исследование нестационарных характеристик горения и разработка надежных методов определения нестационарной скорости горения ТРТ при изменении давления является весьма актуальной задачей. Среди множества эксперименталь-

ных методов исследования наиболее перспективными являются микроволновые, имеющие ряд преимуществ: являются бесконтактными, имеют высокую разрешающую способность и точность.

В работе представлены результаты разработки дифференциального микроволнового метода измерения нестационарной скорости горения. Метод основан на измерении напряженности электромагнитного поля, образованного наложением падающей от источника СВЧ-излучения (частота $\sim 10^{10}$ Гц) и отраженной от поверхности горения электромагнитных волн. Измерение напряженности производится в четырех точках, отстоящих на расстоянии одной восьмой длины волны вдоль волновода, что позволяет в явном виде определить скорость горения ТРТ. Приводится вывод основных расчетных зависимостей для определения нестационарной скорости горения по результатам измерений напряженности электромагнитного поля.

Разработана экспериментальная установка, включающая в себя микроволновую систему измерения нестационарной скорости горения, камеру сгорания, систему измерения давления и систему сбора и обработки результатов эксперимента. Камера сгорания снабжена прорывной мембраной, что позволяет проводить исследования при резком сбросе внутрикамерного давления с желаемым градиентом. Применяемая в установке аппаратура позволяет регистрировать изменение параметров с частотой опроса в сотни килогерц, что обеспечивает возможность определения скорости горения на участках спада давления длительностью порядка 1 мс.

С использованием разработанного метода определена нестационарная скорость горения как баллистических, так и смесевых ТРТ при спаде давления с различными градиентами давления. Определены условия погасания данных топливных композиций.

О ФОРМИРОВАНИИ МЕТОДОВ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ РАСЧЕТОВ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ДО НАЧАЛА 20-ГО В.)

Б. Л. Белов

(ИИЕТ им. С.И. Вавилова РАН)

Определенные предпосылки к исследованию «внутридвигательных» процессов ракетных двигателей сформировались уже в 19 в. в результате разработки ряда конкретных научно-технических проблем, вызванных запросами развивавшейся в то время теплотехники. К кругу этих проблем относились вопросы разработки общей теории тепловых машин и устройств, созданной еще в 18 в. и получившей интенсивное

развитие во второй половине 19-го столетия. Построение общей теории тепловых машин оказалось возможным лишь после окончательного уяснения принципа сохранения и превращения энергии, формулировки основных положений молекулярно-кинетической теории газов и разработки научно-технических проблем, составивших основы технической термодинамики. В ряду работ «предтермодинамического» периода отметим прежде всего исследования С. Карно. В 1824 г. им был предложен весьма плодотворный метод исследования «круговых» циклов и указано на основные факторы, от которых зависит степень совершенства превращения тепла в работу.

Спустя десятилетие А. Клайперон, во многом содействовавший распространению идей Карно, дал им соответствующую графо-аналитическую интерпретацию. Клайпероном в 1834 г. было выведено известное уравнение состояния газов, положившее начало аналитическим методам исследования газов в различных рабочих процессах. Впоследствии, в условиях приближенным к реальным эти исследования проводили по «уточненному» уравнению Ван-дер-Ваальса (1873). Уточнения, которым подвергались уравнения Клайперона, Вроблевского и Бергто, доказали возможность применения методов определения параметров различных процессов и они широко использовались в экспериментальных работах и исследованиях эмпирических зависимостей.

Огромное значение для развития теплотехники имели результаты экспериментальных работ, предпринятых А. Реньо (1847), которым были выработаны методы измерения физико-химических характеристик реальных газов.

К первой половине 19-го в. относится постановка А. Навье первой задачи механики движения газов, исследованной им в предположении пренебрежимой малости изменения процесса от изменения температуры.

Десятилетие спустя в рамках анализа конкретной технической задачи, относившейся к расчету устройства паровой машины, А. Сен-Венаном и Л. Вантцелем, исходя из общих гидродинамических принципов, была получена формула скорости сверхзвукового истечения.

По вычислениям Сен-Венана и Вантцеля значение «критического» перепада давления устанавливалось равным 0,4, т.е. величине несколько меньшей 0,528, полученной в современных расчетах для истечения при невысокой температуре химически инертных газов.

Задача об истечении газа во второй половине 19 в. привлекала

внимание многих исследователей. Среди них отметим работу Ю. Вайсбаха (1855), именем которого долгое время называлась формула истечения, ранее открытая Сен-Венаном и Вантцелем, и обширные исследования Г. Цейнера, одного из основоположников технической термодинамики.

Формула истечения газов, выведенная Цейнером в 1871 г., получила всеобщее признание во всех работах по термодинамике и в известной модификации она могла быть применима к определению скорости истечения газов из сопла ракетного двигателя.

В конце 19-го столетия в связи с практикой применения сопла Лаваля в промышленном производстве проблемы теории сверхзвуковых течений газа стали разрабатываться с заметным исследовательским подходом. В этом плане заслуживают внимания работы А. Стодоль, которым в 90-х гг. в Цюрихе была основана лаборатория по изучению прикладных вопросов проектирования тепловых машин и механизмов. При разработке паровых турбин особое внимание уделялось исследованию процессов сверхзвуковых течений газа в соплах Лаваля на «нерасчетных» режимах методом «визуализации» газовых потоков и «снятия» экспериментальных характеристик в закритической части сопла. Работы Стодоль были широко известны на рубеже 19-20-го столетий и сыграли заметную роль в теории сверхзвуковых течений газа, к тщательной разработке которой впоследствии обратился Л. Прандтль.

Последняя четверть 19 в. знаменуется интенсивным развитием инженерных методов расчета тепловых и газодинамических процессов на основе применения «Т – S» диаграмм, предложенных Бельпером и Гиббсом.

Новые идеи и методы математического анализа, а также уяснение универсальности принципа взаимосвязи энергетических превращений в термодинамических системах с характером соответствующих им физико-химических процессов содействовали развитию новых представлений в термодинамике 20-го столетия.

В целом, к концу девятнадцатого столетия в цикле теплотехнических дисциплин и различных прикладных разделах технической термодинамики уже рассматривался целый ряд вопросов, имевших непосредственное отношение к кругу проблем, впоследствии составивших основу термо - газодинамических расчетов ракетных двигателей.
