

Секция 3

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

ГЛАВНЫЙ КОНСТРУКТОР РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В.П.РАДОВСКИЙ

В.Ф.Рахманин, В.С.Судаков

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

Имя В.П.Радовского, Героя Социалистического труда, лауреата Ленинской и Государственной премий, члена-корреспондента АН СССР многие годы было «закрытым» для общественности. А ведь именно он с 1974г по 1991г являлся главным конструктором КБ Энергомаш, ведущего отечественного предприятия по разработке мощных жидкостных ракетных двигателей, и именно в эти годы здесь были созданы самые мощные в мире двигатели РД-170 для РН «Энергия» и РД-171 для РН «Зенит». Незаурядный вклад В.П.Радовского в ракетную технику достоин внимания общественности. Он родился 11 мая 1920 года в Улан-Уде, поступает в 1937 году в Московский авиационный институт, окончанию которого мешает война. В 1941-42гг Радовский закончил ускоренные курсы авиационных техников и ожидает направления на фронт, но по постановлению ГКО его вместе со многими студентами 4-5 курсов возвращают в институт, который был эвакуирован в Алма-Ату. После окончания института в 1943г он направлен на авиационный завод №456 в Химках. После окончания войны этот завод перепрофилирован под производство ЖРД конструкции В.П.Глушко, а Радовского летом 1946 г направляют в командировку в Германию. Так началась работа В.П.Радовского в области ЖРД. Радовский стал в 1961 году заместителем Глушко по конструкторской части, а в 1974г его преемником на посту главного конструктора. Под руководством Радовского велись разработки двигателей РД-253 для первой ступени РН «Протон», двигателей РД-251 и РД-252 для РН «Циклон». Он внес творческий вклад в разра-

ботку двигателей РД-264 и РД-268 для боевых ракет последнего поколения. Полнее всего талант разработчика ЖРД, главного конструктора, начальника предприятия проявился в сложный период разработки двигателей РД-170/171. Трудные годы доводки двигателей, постоянное нервное напряжение отрицательно сказались на здоровье Радовского, и он был вынужден в марте 1991г уйти на пенсию. Скончался В.П.Радовский в 2001г и похоронен на Машкинском кладбище Химок на Аллее Почетных граждан города.

ПРОЕКТЫ СУПЕРМОЩНЫХ ЖРД В НПО ЭНЕРГОМАШ (60-Е ГОДЫ)

В.С.Судаков

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

В начале 60-х годов конструкторы и разработчики ракетно-космической техники в нашей стране не только практически отработывали жидкостные ракетные двигатели для впервые создаваемых космических ракет-носителей и боевых баллистических ракет дальнего действия с тягой от 50 до 140 тс, но уже в то время приступили к проектной проработке создания мощных ЖРД с тягой от 150 до 5000 тс. Такие проектные проработки были осуществлены в НПО Энергомаш под руководством В.П.Глушко в 1960-64 гг. Были проработаны варианты ЖРД на топливах АТ-НДМГ и кислород-керосин. Данные проработки в итоге позволили перейти к практической разработке довольно известных двигателей РД-253 и РД-270 для РН «Протон» и РН УР-700 соответственно.

В конце 60-х – начале 70-х годов в НПО Энергомаш начаты работы по изучению перспектив развития ЖРД с тягой от 10 000 до 15 000 тс на трех различных типах топлива: кислород-водород, кислород-керосин и АТ-НДМГ.

Можно сказать, что некоторые результаты этих проработок в известной степени пригодились, когда после 1974 года – года перехода В.П.Глушко на работу в НПО «Энергия» (теперь РКК «Энергия» им.С.П.Королева) начались работы по проектированию двигателей для предложенного В.П.Глушко семейства ракет-носителей РЛА, которые в итоге вылились в создание двигателей РД-170/171 для РН «Энергия» и РН «Зенит» соответственно. Эти двигатели с тягой 806 тс в пустоте на сегодня остаются самыми мощными в мире ЖРД.

**СОЗДАНИЕ ИМПУЛЬСА ЗА СЧЕТ ЭФФЕКТА ПРИСОЕДИНЕНИЯ
СОБСТВЕННОЙ МАССЫ В ГАЗАХ, ЖИДКОСТЯХ И ТВЕРДЫХ ТЕЛАХ****В.И.Богданов****(ОАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск)**

На базе результатов экспериментальных и расчетных исследований пульсирующих рабочих процессов реактивных двигателей, а так же теоретических положений физики взрыва показана возможность создания (увеличения) импульса за счет присоединения собственной массы газа. Эффективность взаимодействия масс газа определяется его модулем упругости

$$K = \kappa \rho T R$$

и параметрами рабочих пульсаций. Получены предварительные результаты испытаний пульсирующей двигательной установки в вакууме.

Представлена схема двигательной установки с взаимодействующими твердыми телами. На ней выполнен мысленный эксперимент, доказывающий возможность создания импульса без выброса реактивной массы при наличии внешней силы – силы тяжести. Это согласуется с уравнением Мещерского в общем виде. Для твердотельных инерциод такой внешней силой может быть сила упругого взаимодействия его конструктивных элементов при их несимметричном жесткостном исполнении. Объяснение эффекта не выходит за пределы классической механики.

Показаны также проявления эффекта взаимодействия масс в крыле с пульсирующим обтеканием воздухом, экспериментальной буровой установке с пульсирующей подачей раствора, газодинамическом резонаторе – усилителе тяги.

Определены возможные перспективы применения эффекта в технике.

ПРИМЕНЕНИЕ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК В СОСТАВЕ МАКС ДЗЗ**М.Ю.Иванов, В.А.Кабанов, Г.Ф.Реш****(ОАО «ВПК «НПО машиностроения»)**

В составе многоуровневой авиационно-космической системы (МАКС), в зависимости от задач, решаемых средствами дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), используются двигательных установок (ДУ) различной физической природы, с различными энергетическими характеристиками.

В космическом сегменте МАКС ДЗЗ для тяжелых космических аппаратов (КА), имеющих высокую энерговооруженность и находящихся на квазистационарной орбите, в целях перевода КА с опорной орбиты на рабочую и поддержания КА в точке стояния целесообразно использовать многорежимные электроракетные двигатели (ЭРД) типа СПД-200, СПД-290, СПД-2300, находящиеся в настоящее время в стадии разработки.

Для КА среднего и малого класса, предназначенных для решения задач ДЗЗ на промежуточных (солнечносинхронных) орбитах эффективно применение одно и двух компонентных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), а также других различных типов ЭРД.

Проектирование ДУ для КА, указанных выше классов, необходимо проводить с учетом обеспечения ремонтпригодности, а для ДУ ЖРД использовать экологически чистые компоненты топлива.

Одной из тенденций развития современной космической техники является миниатюризация. Маневренные микроспутники находят свое место в МАКС ДЗЗ. Управление их движением может быть обеспечено за счет применения тепловых ракетных двигателей, на основе MEMS технологий, разработка которых активно ведется за рубежом.

В авиационном сегменте МАКС ДЗЗ для летательных аппаратов (ЛА) в основном применяются силовые установки с ВРД (ТРД, ТВРД, ДВЗ, ПВРД), работающие по циклу «Брайтона» ($P=\text{const}$).

Перспективно использование пульсирующих (ПуВРД) и дистанционных пульсирующих ВРД, обладающих более высокими термическими КПД (цикл Гемфри $V=\text{const}$) и экономичностью.

Исследование этих вопросов является одним из результатов НИР в рамках реализации Федеральной целевой программы «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009-2013 гг.

**РАСЧЁТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАБОЧЕГО
ПРОЦЕССА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ
ЧИСТЫХ КОМПОНЕНТАХ ТОПЛИВА «O₂ Г – C₂H₅ОН»**

В.В. Богданов., Р.Х. Кутуев.

(ФГУП «НИИМаш», г. Нижняя Салда)

Анализ перспектив развития ракетно-космической техники показывает, что в ближайшие 20 лет, а по некоторым прогнозам специалистов РКА, ЕКА и НАСА в течение 40 лет текущего столетия химическим

ракетным двигателям, а, следовательно, химическим ракетным двигателям малой тяги (РДМТ), не будет альтернативы.

Наиболее перспективным представляется применение ЖДУ на экологически чистых компонентах топлива «O₂ ж – H₂ ж», «O₂ ж – керосин», «O₂ ж – CH₄ ж», «O₂ ж – C₂H₅OH», которые более эффективны, чем долгохраняемые топлива, оказывают щадящее влияние на природу Земли, околоземное пространство и контаминационную обстановку вокруг КЛА.

ФГУП "НИИМаш" на основе опыта создания РДМТ 17Д16 для орбитального корабля "Буран" продолжает экспериментально-теоретические работы по совершенствованию РДМТ до уровня параметров современных ЖРДМТ на долгохраняемых компонентах топлива "АТ – НДМГ", "АТ – ММГ".

В докладе приведены основные результаты по исследованию рабочих процессов в РДМТ тягой 235 Н (24 кгс) на экологически чистых компонентах топлива «O₂ г – C₂H₅OH».

Предложен рабочий процесс РДМТ, организованный струйными форсунками горючего и центробежной форсункой окислителя смесительной головки, а также центробежной завесой окислителя в камере сгорания. Основная роль в рабочем процессе отводится центробежной форсунке окислителя. Она участвует в смесеобразовании, разрушая струи горючего и образуя газожидкостную смесь, готовую к воспламенению, организует теплозащиту огневого днища и управляет подачей продуктов смесеобразования из камеры сгорания в подсвечную полость к электроэрозионной свече во время запуска рабочего процесса и продувкой этой подсвечной полости окислителем из газового вихря в камеру сгорания через периферийные каналы после выхода двигателя на рабочий режим.

Работоспособность основного варианта двигателя подтверждена результатами холодных продувок на воздухе и огневыми испытаниями на компонентах топлива «O₂ г – C₂H₅OH».

На демонстрационном образце РДМТ достигнуто стабильное и надёжное зажигание, получен удельный импульс тяги на уровне 3041 м/с (310 с) при удовлетворительном тепловом состоянии камеры из жаропрочного сплава H65B2MЦ с теплозащитным покрытием молибдена MoSi₂.

К ОСОБЕННОСТЯМ ФАЗОВОГО СОСТОЯНИЯ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В ЖРД

В.Н.Хазов

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

На основе термодинамического подхода показано, что в условиях современных ЖРД как окислитель, так и горючее на входе в камеру сгорания, а частично уже в насосах ТНА практически всегда оказываются в специфических состояниях закритичности и/или околокритичности по давлениям и температурам, т.е. в состояниях частичной или полной потери типичных жидкостных свойств и перехода к плотному пару («псевдопару»).

При этом становится принципиально невозможным существование двухфазности в проточных трактах агрегатов (каналах охлаждения камеры, форсунках газогенератора и камеры сгорания, каналах завесы), т.е. отдельных струй и капель, а перемешивание компонентов приобретает преимущественно межгазовый характер. В частности, кислород ($\rho_{кр} \sim 50$ кгс/см²) и керосин ($\rho_{кр} \sim 22$ кгс/см²), основные компоненты современных ЖРД, переходят в термодинамически сходственные состояния, т.е. физического и газодинамического подобию, близки и картины их впрыска и распыла. Совершенно некорректно принятое в технической практике моделирование керосина водой ($\rho_{кр} \sim 226$ кгс/см²).

В целом ситуация в ЖРД аналогична процессам в паровых котлах современных ТЭЦ, где для исключения кризисных явлений вода сразу сжимается до сверхкритического состояния с последующим плавным переводом в пар. Вообще как нагрев, так и сжатие жидкостей, повышая их внутреннюю энергию, ведет к падению, вплоть до полного исчезновения в околокритических условиях, поверхностного натяжения, физического показателя жидкостных свойств.

Процессы в смесительной головке и вблизи неё в реальности происходят существенно быстрее, чем по традиционно принятой гипотезе капельного распыла и постепенного испарения керосина за счет тепла обратных токов. В КС современных ЖРД при давлениях 150...250 кгс/см² нагретый до 150...300°С пароподобный керосин в окислительном турбогазе с температурой 300...500°С возгорается сразу же и процесс полного сгорания завершается на значительно меньших длинах.

Очевидно, что имеется острая необходимость тщательного анализа, а возможно и пересмотра сложившихся взглядов на характер рабочих процессов в КС. Представляется, что развиваемый подход позволит

упростить расчеты и конструирование КС ЖРД, существенно уменьшить их длину и повысить эффективность и надежность применения.

ВЛИЯНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МАСС ГАЗА НА ТЯГОВУЮ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПУЛЬСИРУЮЩИХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В.И.Богданов, Д.С.Ханталин
(ОАО «НПО «Сатурн», г. Рыбинск)

Замедление прогресса в характеристиках традиционных ГТД $p = \text{const}$, рост их стоимости, возникшая необходимость в силовых установках нового назначения: разгонных двигателях для воздушно – космических самолетов, дешевых двигателях для беспилотных летательных аппаратов (БЛА) сегодня вызывают все больший интерес к циклу с подводом теплоты при постоянном объеме $V = \text{const}$.

Однако исследования рабочего процесса пульсирующих реактивных двигателей показывают значительные расхождения между экспериментальными и расчетными результатами. Иногда они не находят физического обоснования и противоречат законам сохранения.

В настоящее время существует проблема объяснения явления увеличения удельного импульса, намного превышающего расчетный квазистационарный, в многоцикловом, особенно в высокочастотном рабочем процессе пульсирующих двигателей без эжекторного усилителя тяги.

Известное из теории взрыва расчетно-теоретическое исследование единичного цикла (одномерного разлета продуктов детонации – газа) показывает возможность увеличения импульса в атмосфере в 3 раза по сравнению с вакуумом за счет волнового присоединения дополнительной массы воздуха.

С целью определения влияния на тяговые характеристики пульсирующих двигателей механико-геометрических соотношений с помощью современных численных методов в достаточно простой постановке задачи выполнены расчетные исследования пульсирующих рабочих процессов. Это позволило выявить физические основы и особенности явлений, происходящих в колебательном рабочем процессе при взаимодействии масс газа, вызывающее в определенных условиях значительное увеличение импульса.

Показано, что эффективность взаимодействия (присоединения) масс газа в рабочем процессе будут определять его механико-геометрические соотношения (частота, скважность рабочих пульсаций, геометрия цикловых масс).

В результате проведенного исследования появляется возможность установления взаимосвязи тяговой эффективности пульсирующих двигателей с их механико-геометрическими соотношениями.

Выявление и изучение эффекта прироста тяги над квазистационарной пульсирующих двигателей, работающих в разреженной газовой среде (технический вакуум) при взаимодействии цикловых масс, в настоящее время представляет собой важную задачу для аэрокосмической техники.

С целью решения этой задачи выполнено расчетное исследование сферического газодинамического резонатора – усилителя тяги в условиях атмосферы.

Показано, что результаты расчета сферического резонатора в условиях атмосферы верифицированы экспериментальными данными.

Расчет пульсирующего рабочего процесса сферического резонатора в условиях вакуума представляет собой сложную задачу и требует дальнейшего совершенствования физико-математической модели. Решение этой задачи позволит управлять механико-геометрическими соотношениями резонатора для достижения максимальной тяговой эффективности.

**К ВОПРОСУ ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГОМАССОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК И
НАДЕЖНОСТИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ
КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ**

Д.А.Ягодников

(МГТУ имени Н.Э.Баумана, г.Москва)

Приоритеты России в запуске первого спутника, первого космонавта были обусловлены комплексным развитием смежных отраслей ракетно-космической промышленности, созданием новых технологий, конструкционных материалов, внедрением в производство многих пионерских научных идей, конструкторских и технологических решений. Тем не менее можно утверждать, что первенство принадлежит развитию ракетного двигателестроения, в частности, созданию маршевых

жидкостных ракетных двигателей в ОКБ-456 под руководством и при непосредственном участии академика В.П.Глушко. Двигатели РД-107 и РД-108 обеспечили вывод на орбиту различного назначения полезной нагрузки, установленной на ракетах-носителях семейства Р-7: «Спутник» (8К71), «Молния» (8К78), «Союз» (11А511), «Союз-2»-«Русь» (11К55). Успешное применение РН данного семейства обусловлено оказавшимися удачными продольно-поперечной схемой РН и конструкциями двигателей первой и второй ступеней, которые позволяли проводить целый ряд модификаций, цель которых заключалась в повышении надежности и грузоподъемности.

В работе рассмотрены основные подходы и способы реализации повышения энергомассовых характеристик и надежности кислород - керосиновых жидкостных ракетных двигателей космических ракет-носителей семейства Р-7, разработанных под руководством академика С.П.Королева.

Совершенствование двигателей всех степеней ракеты-носителя имело конечной целью и заключалось в увеличении значения удельного импульса, что в конечном итоге дает возможность повысить массу выводимой на орбиту полезной нагрузки. Кроме того, решается важная задача повышения надежности двигателей, в частности, с помощью интенсификации регенеративного охлаждения камер и снижению вероятности возникновения неустойчивых режимов работы двигателей.

Рассмотрены основные направления модернизации двигательной установки 3-степени ракеты-носителя разработки КБ Химавтоматики им. С.А.Косберга, реализованные в созданном двигателе РД-0124, основной отличительной особенностью которого является исполнение его по замкнутой схеме - рабочее тело турбины (генераторный газ) дожигается в четырех камерах сгорания, что позволило значительно увеличить удельный импульс по сравнению с прототипом.

Таким образом, модернизация двигателей всех трех ступеней позволяет увеличить массу полезного груза, выводимого на круговую орбиту высотой 200 км и наклоном 51,6о на 250-300 кг по сравнению с ракетой-носителем «Союз».

**ПОЛУЧЕНИЕ НАНОДИСПЕРСНОГО ОКСИДА АЛЮМИНИЯ ОСАЖДЕНИЕМ
ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ АЭРОВЗВЕСИ ПОРОШКА АСД-1
В УСТАНОВКЕ ПОСТОЯННОГО ОБЪЕМА**

***Д.А.Ягодников, Ю.В.Антонов
(МГТУ имени Н.Э.Баумана, г.Москва)***

Ряд модификаций и сортов конденсированного оксида алюминия (корунда) находят широкое применение в различных отраслях науки и техники. Наиболее типичные сферы использования соединения - химическая промышленность, где оно выполняет функцию адсорбента и носителя для катализаторов, и механообработка, где оксид используется в качестве абразивного материала. Перспективным является применение пористого оксида алюминия как основы для химически инертной матрицы в магнитных устройствах хранения информации, а так же при изготовлении режущего инструмента, например микросверел. Столь обширная номенклатура прикладного использования объясняется высокой твердостью оксида, термостойкостью, химической инертностью и его относительной дешевизной.

В данной работе рассматриваются вопросы получения нанодисперсных частиц Al_2O_3 на установке постоянного объема, предназначенной для исследования процессов распространения фронта пламени по аэровзвеси частиц алюминия. Эксперименты были выполнены на кафедре «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э.Баумана с целью исследования и последующего расширения областей конверсионного применения ракетных двигателей, использующих в своём составе топлива на основе порошкообразных металлических горючих.

В рассматриваемой установке пламя распространялось вверх по аэровзвеси частиц алюминия при атмосферном давлении в условиях, близких к ламинарным. Продукты сгорания опускались под действием силы тяжести вниз и оседали на нижнем торце установки. Анализ дисперсности продуктов сгорания, полученных в результате сжигания аэровзвесей порошков алюминия АСД – 1, АСД – 4 и АСД – 6 показал, что при давлении, близком к атмосферному, и в диапазоне коэффициента избытка окислителя 0,13 – 0,4 массовая доля субмикронных продуктов сгорания с размерами частиц от 1 нм до 100 нм в случае использования порошка АСД – 1 выше, чем при использовании порошков более высокой дисперсности.

В работе с помощью спектральной видеосъемки получены кинограммы процесса распространения пламени. Изучены химический со-

став, морфология и типовые кривые распределения по диаметру частиц порошкообразного Al_2O_3 , полученного на установке. проанализированы возможные области применения нанодисперсного Al_2O_3 .

Работа выполнена при поддержке гранта «Ведущие научные школы России», проект НШ – 3215.2008.8.

**ВЛИЯНИЕ МЕТОДА МОДЕЛИРОВАНИЯ ШЕРОХОВАТОСТИ
ПОВЕРХНОСТИ НА ДЕФОРМАЦИЮ ЧАСТИЦЫ ПРИ ЕЕ
УДАРНОМ ВЗАИМОДЕЙСТВИИ С ПРЕГРАДОЙ
А.В.Воронецкий, А.Р.Полянский, К.Ю.Арефьев
(МГТУ имени Н.Э.Баумана, г.Москва)**

Моделирование взаимодействия частиц конденсированной фазы сверхзвукового газового потока с преградой характерно широкому кругу задач. В них входит расчет адгезии частиц при напылении, эффекты абразивного влияния частиц при резке и пескоструйной чистке поверхностей, а также взаимодействие частиц с соплом РДТТ.

Задачей работы является рассмотрение и сравнение возможных вариантов описания шероховатости поверхности с заданными параметрами по высоте неровностей профиля Rz и среднем шаге S_{mi} при трехмерном моделировании взаимодействия частиц диаметром $d_p = 10...500 \mu m$ с преградой.

Рассмотрены три типа описания шероховатости. Первый тип моделирования поверхности основан на задании неровностей с помощью равномерно расположенных одинаковых выступов высотой $R_{max} \sim 2 \cdot Rz$ с шагом S_{mi} .

Вторым вариантом описания является использование непрерывной гладкой функции вида $z = a \cdot \sin(b \cdot x) \cdot \sin(b \cdot y)$, где коэффициенты $a=Rz$, $b=2\pi/S_{mi}$

Третьим типом является мультифрактальное описание поверхности методом вертикальных сечений.

В работе показано влияние выбора метода на результаты расчета. Сравнение проведено по относительной деформации частицы во время удара. Разница между выбранными методами описания составляет 10-15% в зависимости от характерного размера шероховатости. К наиболее близко описывающим неровности поверхности можно отнести мультифрактальный метод.

При $Rz \leq 0,1 \cdot d_p$ или $Rz \geq 20 \cdot d_p$ шероховатостью поверхности можно пренебречь и вести рассмотрение взаимодействия как с плоской поверхностью.

Важную роль в численном моделировании играет приведение шероховатости к конечно-разностной сетке путем разбиения на кубические элементарные объемы. При грубом описании шероховатости с характерным размером элементарной ячейки $a \geq 0,2 \cdot d_p$, расчет взаимодействия частиц с преградой наиболее сильно зависит от места попадания частицы, таким образом, для адекватности численного моделирования, рекомендовано принимать $a \leq 0,1 \cdot \min(d_p, Rz, S_{mi})$. Наиболее высокую стабильность при расчете можно получить при равенстве размеров элементарных ячеек частицы и преграды.

Данная работа выполнена в рамках гранта РФФИ № 09-08-00947.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ГАЗО-ГАЗОВОГО ЭЖЕКТОРА С КОНИЧЕСКОЙ КАМЕРОЙ СМЕШЕНИЯ

***Т.Д.Сафаргалиев, В.Г.Цегельский, М.В.Акимов.
(МГТУ имени Н. Э. Баумана, г.Москва)***

Сверхзвуковые газо-газовые эжекторы применяются во многих отраслях промышленности: нефтехимической, нефтеперерабатывающей, нефтегазодобывающей, пищевой, в космической и глубоководной технике, тепловой и атомной энергетике и др. Создание вакуума газо-газовым эжектором используется при проведении огневых стендовых испытаний ракетных двигателей с давлением на срезе сопла ниже атмосферного.

Основным вопросом при использовании эжектора в качестве вакуумного насоса является эффективность его работы, которая определяется в следующих показателях: адиабатический КПД, степень сжатия, коэффициент эжекции, степень расширения. Использование конической камеры смешения (КС) позволяет повысить адиабатический КПД эжектора на 30 %, по сравнению с цилиндрической КС, при прочих равных условиях. При проектировании эжектора с конической КС возникают проблемы выбора оптимальных геометрических параметров отдельных ее участков. Кроме того возникают значительные трудности

при их расчете, так как в настоящий момент отсутствует надежная методика расчета сверхзвуковых газо-газовых эжекторов с конической КС, не смотря на большое количество работ по этой теме. Зачастую в таких работах даются эмпирические или полуэмпирические методики расчета, которые работают в узком диапазоне параметров, не даются описания картины течения в проточной части аппарата и рекомендации по выбору длин различных участков конической КС. На практике это приводит к тому, что для создания эффективного аппарата приходится испытывать большое количество моделей различной геометрии.

Для изучения влияния длины отдельных участков конической КС были проведены экспериментальные исследования различных моделей эжекторов. При этом отметим, что все модели имели одинаковые сверхзвуковые сопла, диаметры горловин и входные, выходные диаметры начального участка КС. Модели отличались длиной и углом конуса начального участка, а также длиной горловины КС.

Результаты экспериментов на моделях отличающихся только длиной горловины показали, что применение короткой горловины (меньше 4 калибров) приводит к снижению эффективности аппарата из-за значительной неравномерности потока на выходе из нее. А оптимальная длина горловины составляет 4-5 калибров. Этот результат хорошо согласуется с немногочисленными опубликованными экспериментальными данными по выбору длины горловины.

Также были проведены эксперименты на моделях, отличающихся длиной и углом конуса входного участка КС, но имеющие оптимальную длину горловины. Установлено, что размеры начального участка КС оказывают существенное влияние на эффективность аппарата и при некоторых геометрических размерах этого участка потеряется весь выигрыш от использования конической КС. Кроме того, в ряде случаев наблюдалось возникновение двух различных критических режимов работы. При этом эффективность аппарата на этих режимах отличалась значительно, как и картина течения на начальном участке КС. Важно отметить, что данный гистерезис критических режимов работы наблюдался при работе сверхзвукового сопла активного газа на режиме недорасширения и пропал при его работе на расчетном режиме.

Из выше перечисленного можно сделать вывод, что размеры отдельных участков конической КС оказывают значительное влияние на эффективность эжекторов, поэтому при их проектировании необходимо учитывать их влияние, так как в противном случае может быть потерян

весь выигрыш от использования в сверхзвуковых газо-газовых эжекторов конической КС.

АНАЛИЗ И ПРИМЕНЕНИЕ КОМПОНОВОЧНЫХ СХЕМ ЭНЕРГОСИЛОВЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ СКОРОСТНЫХ ПОДВОДНЫХ АППАРАТОВ С ТНА

А.В.Рудинский, А.Н.Бобров

(МГТУ имени Н. Э. Баумана, г.Москва)

Развитие современной техники накладывает новые условия как на тактику ведения боя с надводными и подводными целями, так и на тактико-технические характеристики средств поражения таких целей. Эффективными средствами борьбы с такими целями являются – торпеды, скорость движения которых, известно, должна превышать скорость цели в 1,5 – 2 раза [1].

Эффективность действия скоростного подводного аппарата (СПА) зависит от многих параметров: скорости движения, дальности и глубины хода. Перечисленные параметры, в свою очередь, накладывают условия на двигательную установку (ДУ) СПА. Основной особенностью ДУ СПА является применение гидрореагирующих твердых топлив (ГРТТ) и заборной воды в качестве окислителя. Применение в схеме ДУ турбонасосного агрегата (ТНА) дает возможность увеличения давления в камере сгорания (КС) такого двигателя, что в свою очередь увеличивает его удельный импульс, а также позволяет увеличить глубину хода СПА, а это обеспечивает трудности обнаружения и внезапность атаки при применении таких СПА в качестве торпед.

В качестве привода насоса ТНА в рассматриваемой схеме выбрана гидротурбина [2], приводимая во вращение скоростным напором набегающего потока воды, при движении СПА на активном участке траектории. Выбор такого привода ТНА позволит избежать высоких перепадов давления на турбине и ее работы в условиях эрозионного воздействия продуктов сгорания (ПС) ГРТТ как это предполагалось в традиционных схемах ДУ [3].

Литература

1. Шахиджанов Е.С., Мяндин А.Ф. Реактивные двигатели подводных аппаратов на твердом топливе. – Москва, 2005, 232с., ил.
2. Овсянников Б. В., Боровский Б. И. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. – 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1986. – 376 с., ил.
3. Дубенец С.А., Гаранин И.В. Двигательные установки подводных аппаратов / М.: Изд-во МАИ, 1993.