

ИССЛЕДОВАНИЕ ПУЛЬСИРУЮЩИХ КАМЕР СГОРАНИЯ И ИХ ПРИМЕНЕНИЕ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

©2009 А. В. Солодовников, Е. Н. Вышегородцев, В. В. Голубятник

Серпуховской военной институт ракетных войск

В статье показана необходимость создания комбинированного воздушно – ракетного двигателя для перспективных летательных аппаратов и обосновано применение в нем пульсирующей камеры сгорания. Приводится обзор пульсирующих камер, которые возможно применить в аэрокосмической технике, показаны их модели, спроектированные и испытанные авторами. Разработана схема комбинированного двигателя с прямоточной камерой пульсирующего горения и перпендикулярным подводом газового потока. Проведены огневые испытания стендовой модели силовой установки и получены основные ее тактико – технические характеристики.

Комбинированные двигатели, пульсирующие камеры сгорания

Решение современных задач по освоению околоземного космического пространства специалисты ракетной отрасли видят в реализации концепции воздушно - космического самолёта (ВКС), ориентированного на многократный взлет и посадку авиационным способом в различных точках земного шара. При выполнении исследований в данной области возникла необходимость решения научно - технической проблемы по созданию комбинированной силовой установки, работающей как в атмосфере, так и в безвоздушном пространстве. На современном этапе решение этой задачи является ключевой в технологии создания ВКС.

Актуальность научной проблемы определена необходимостью обеспечения опережающего развития современных средств выведения космических аппаратов Российской Федерации над потенциальными конкурентами других космических держав.

За рубежом проектированию двигателей, использующих дополнительно воздушный контур, в последнее время уделяется особое внимание [1]: создаются новые схемы, проектируются и испытываются отдельные агрегаты и системы, совершенствуется теория смесеобразования и горения и т. п. По данным специалистов США [1], предполагается, что выбор и проектирование оптимальной комбинированной воздушно - ракетной двигательной установки произойдет до 2010 года, первый опытный образец будет создан к 2012 – 2015 гг., а в эксплуатацию первый се-

рийный двигатель будет введен не ранее 2016 – 2018 гг.

Однако, несмотря на многообразие идей [1 - 3], ни одна из них пока не реализована.

Целенаправленный поиск [1 - 4] схемы комбинированной воздушно - ракетной силовой установки показал, что одним из возможных направлений развития мирового двигателестроения является использование синтеза двух пульсирующих двигателей: воздушно - реактивного (для полета ВКС в атмосфере) и ракетного (для полета летательного аппарата в безвоздушном пространстве). На современном этапе развития аэрокосмической техники использованию пульсирующих силовых установок, реализующих цикл с подводом тепла при постоянном объеме (цикл Гемфри), зарубежные исследователи и конструкторы, работающие в области двигателестроения, уделяют особое внимание, так как новые научно - технические разработки могут дать технологическое преимущество в военной и гражданской космонавтике [1 - 5].

Отсутствие отечественных системных исследований в области пульсирующих жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и их комбинаций с воздушно - реактивными (ВРД) подчеркивает актуальность темы.

С целью выбора наиболее оптимальной конструкции пульсирующего комбинированного воздушно - ракетного двигателя (ПуКВРД) в Серпуховском военном институте ракетных войск (СВИ РВ) были прове-

дены теоретические и экспериментальные исследования, включающие:

- создание теоретических основ пульсирующего горения (математических моделей);
- разработку схемы и конструкции пульсирующей камеры сгорания (ПКС) с резонансной трубой для воздушного режима работы (компоненты топлива: атмосферный воздух + керосин);
- выбор способа перевода пульсирующей камеры сгорания, работающей на компонентах топлива керосин + воздух на керосин + газобразный кислород.

В классификационной схеме аэрокосмических силовых установок авторами установлено, что ПуКВРД является новым типом двигателя, который ранее не исследовался и не создавался.

Таким образом, схемно - конструкторская проработка ПуКВРД с различными вариантами ПКС заключается в расчетах газодинамических и геометрических параметров основных элементов, их эскизном проектировании и весовой оценке, огневых испытаниях моделей и в конечном счете в формировании конструкционного облика с учетом установки двигателя на рассматриваемый летательный аппарат (ЛА).

Большая заинтересованность в пульсирующих камерах сгорания объясняется тем, что термический коэффициент полезного действия (η_t) в зависимости от условий реализации термодинамического цикла может значительно превышать КПД реализуемого при процессах горения с постоянным давлением (цикл Брайтона) (рис. 1).

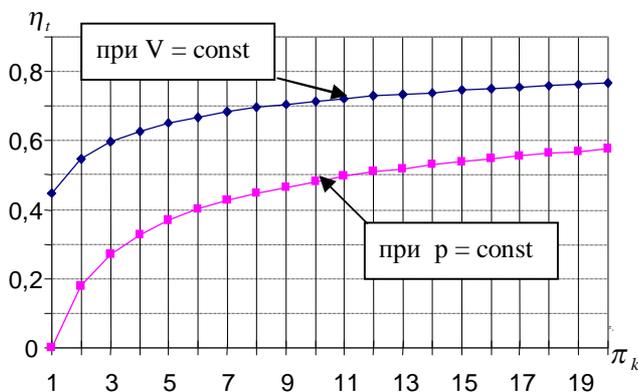


Рис. 1. Теоретическая зависимость КПД от степени сжатия π_k при различных термодинамических циклах (топливо: водород + кислород)

Однако главным преимуществом камер пульсирующего горения является то, что в установках на их основе можно реализовать рабочий цикл без предварительного сжатия топливной смеси. Этот процесс в принципе нельзя осуществить для цикла с подводом тепла при постоянном давлении ($p = \text{const}$). Агрегат, реализующий пульсирующий рабочий цикл без предварительного сжатия топливной смеси, отличается предельной конструкторской простотой (отсутствуют агрегаты подающие сжатый воздух в камеру сгорания) и является наиболее привлекательным для практического использования [5].

В технике наиболее известна схема пульсирующего агрегата без предварительного сжатия воздуха, представляющая собой трубу с установленным на её входе клапанной решёткой. Воздух всасывается через клапанную решетку (или аэродинамический клапан) вследствие возникающего в камере сгорания перепада давления в конце фазы выхлопа. При каждом заполнении камеры воздухом в неё подаётся горючее для образования топливной смеси заданного состава. Сжатие рабочего тела осуществляется вследствие сгорания топлива. Исключительная простота и ожидаемая низкая стоимость таких систем особенно привлекает двигателистов, хотя нужно отметить, что отсутствие предварительного сжатия воздуха не позволяет реализовать предельно высокие удельные параметры, а низкие частоты пульсации вызывают повышенный уровень шума. Конструктивное выполнение воздушных клапанов для пульсирующих камер весьма разнообразно [5]. Это может быть вращающийся диск с отверстием, поочередно открывающий и закрывающий доступ воздуха в камеру сгорания (КС), либо пружинные или аэродинамические (без механических подвижных элементов) клапаны.

Особенно выгодными становятся такие устройства, в которых реализуется детонационное горение [4], позволяющее максимально приблизить реальный цикл к теоретическому. На этом режиме полнота сгорания максимальна, при этом обеспечивается наибольшее выделение тепловой энергии топлива без образования продуктов неполного горения (типа CO, NO, NO_x и др.), благодаря очень высоким скоростям протекающих процессов (от 1500 до

2000 м/с - углеводородное топливо с воздухом).

Поэтому, пульсирующие камеры потребляют меньше топлива, чем другие агрегаты преобразования тепловой энергии, при одинаковой их мощности, и в связи с этим фактом ожидаемая эффективность с точки зрения экономии топлива составляет 30...40 % [5].

Проблема выбора топлива для ВКС считается достаточно важной. В результате исследований авторами для модели ПукВРД наилучшим видом горючего был признан керосин, что обосновывается следующими причинами.

В силу более высокой плотности керосина по сравнению с водородом уменьшается объём топливных баков и, соответственно, размеры всего ЛА, увеличивается его аэродинамическое качество, снижается потребная тяговооружённость, уменьшается взлётная масса (при заданной полезной нагрузке) и на воздушном режиме полёта возрастает весовая отдача ВКС по топливу. Отказ от криогенного топлива (например, водорода) должен удешевить стоимость производства и эксплуатации воздушно-космического самолёта. Если в будущем для гиперзвукового полёта перспективного ЛА будет необходим хладоресурс в целях охлаждения его конструктивных элементов, то керосин может быть заменён на сжиженный природный газ, либо возможно использование углеводородных эндотермических топлив.

Специалистами Серпуховского военного института ракетных войск в 2006 - 2008 годах были созданы и испытаны модельные пульсирующие камеры сгорания с воздушными клапанами следующей конструкции:

1. Пульсирующая камера сгорания с вращающейся клапанной решёткой (рис. 2).
2. Прямоточная ПКС с соосным металлическим лепестковым клапаном (рис. 3).
3. Вихревая пульсирующая камера сгорания с аэродинамическим клапаном (рис. 4).
4. Прямоточная ПКС с перпендикулярным расположением механического неметаллического мембранного клапаном (рис. 5).

Все вышеперечисленные пульсирующие камеры сгорания прошли предварительные огневые испытания на компонентах топлива: керосин + атмосферный воздух.

На рис. 2 показана модельная прямоточная пульсирующая камера сгорания с вращающейся клапанной решёткой.

Установка (рис. 2), представляет собой агрегат, в котором в головке камеры сгорания установлены две сопрягаемые между собой решётки. Одна - неподвижная, другая приводится в движение электродвигателем. Вращающаяся решётка периодически закрывает и открывает отверстия в неподвижной, создавая пульсирующий режим подачи воздуха в камеру сгорания. При совпадении частоты перекрытия воздушных окон с собственной частотой газодинамического тракта возникает устойчивый автоколебательный режим работы агрегата. Однако конструкция обладает повышенной массой из-за наличия электромотора, вращающего клапанную решётку и аккумулятора необходимого для его электропитания.



Рис. 2. Модельная прямоточная пульсирующая камера сгорания с вращающейся клапанной решёткой

На рис. 3 представлена модельная прямоточная пульсирующая камера сгорания с соосным металлическим лепестковым клапаном.



Рис. 3. Модельная прямоточная пульсирующая камера сгорания с соосным металлическим лепестковым клапаном

Испытания модельной пульсирующей камеры (рис. 3) продемонстрировали её хорошую работоспособность, простоту конструкции и эксплуатации, но лепестковый обратный клапан, входящий в состав установки, выполненный из тонкой нагартованной жаропрочной нержавеющей стали толщиной 0,2 мм, имеет малый ресурс работы (30...160 с).

Таким образом, в будущих исследованиях предполагается доработка прямооточной ПКС с целью повышения её ресурса.

Следующий вариант модельной ПКС показан на рис. 4.

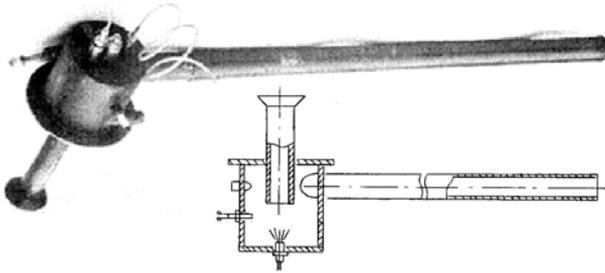


Рис. 4. Модельная вихревая пульсирующая камера сгорания с аэродинамическим клапаном

Принцип работы пульсирующей вихревой камеры сгорания с аэродинамическим клапаном заключается в воздействии акустического поля звуковых волн, возбуждаемых движущейся газовой средой самого устройства, на зону горения топлива. В камерах пульсирующего типа с аэродинамическим клапаном полностью отсутствуют подвижные механические элементы и по этой причине они обладают высокой безотказностью в работе.

Анализ и оценка данных, представленных в [3, 5], позволяет в целом дать утвердительное заключение о возможности использования пульсирующей камеры сгорания с аэродинамическим клапаном в составе ПукВРД.

Однако, такая пульсирующая камера сгорания, имея значительное превосходство по надежности, по удельному импульсу значительно уступает КС с механическими клапанами, так как часть рабочего газа истекает через аэродинамический клапан.

В связи с тем, что удельный импульс является важной характеристикой двигателя ЛА, авторы модернизировали конструкцию

прямоточной ПКС с механическим клапаном.

С целью уменьшения воздействия горячих газов на воздушный клапан было принято решение установить клапан перпендикулярно к оси камеры сгорания. Такая конструкция должна исключить контакт горячего газа с лепестком клапана и позволила вместо металлического лепестка использовать полихлорвиниловую мембрану, как наиболее надёжную и обладающую большим ресурсом работы.

На рис. 5 показана модельная прямооточная пульсирующая камера сгорания с перпендикулярным расположением механического неметаллического мембранного клапана.



Рис. 5. Модельная прямооточная пульсирующая камера сгорания с перпендикулярным расположением механического неметаллического мембранного клапана

Испытание модельной камеры (рис. 5) продемонстрировали высокую её работоспособность, простоту конструкции и эксплуатации.

Предполагается, что при сгорании компонентов топлива в КС образуется ударная волна, которая движется в двух направлениях: первая распространяется по резонансной трубе, создавая тягу двигателя, а вторая - перпендикулярно по каналу форкамеры. В форкамере ударная волна запирает проходное сечение клапана мембранной и сжимает находящийся в полости холодный воздух. Образуется область сжатого воздуха с температурой до ударной волны 400...500 К, а после неё - 1700 К (при горении воздуха + керосина). В начале следующего цикла холодный атмосферный воздух под действием пониженного давления в КС открывает мембрану и новая порция воздуха дополнительно ее охлаждает. Таким образом, горячий газ не контактирует с полихлорвиниловой мембраной.

Таким образом, в результате поисковых исследований наиболее перспективной для применения в ПуКВРД оказалась конструкция, состоящая из прямооточной ПКС с механическим мембранным (материал мембраны - полихлорвинил) клапаном и форкамерой, которые расположены перпендикулярно к оси камеры.

Эскиз данной конструкции ПКС представлен на рис. 6 (сопло Лавала показана штрихпунктирной линией) и работает она следующим образом: на воздушном режиме газ из КС истекает через резонансную трубу, а в безвоздушном пространстве через сопло Лавала (при этом резонансная труба отбрасывается или сопло сдвигается на её срез).

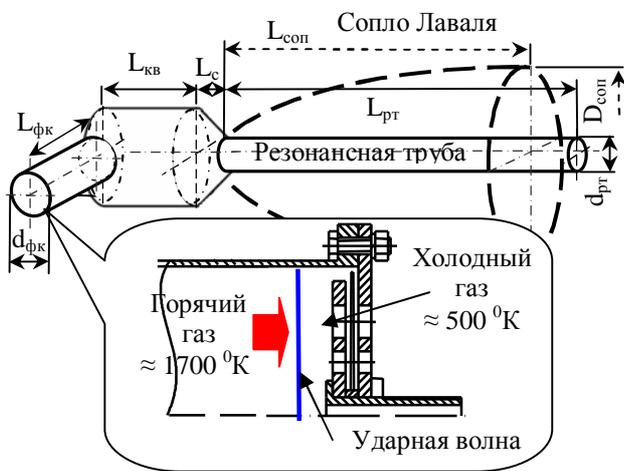


Рис. 6. Схема пульсирующей камеры сгорания с резонансной трубой и соплом Лавала

Авторами статьи в 2007 года по материалам экспериментальных исследований была разработана твердотельная модель прямооточной ПКС с перпендикулярным расположением механического неметаллического мембранного клапана (в качестве базовой конструкторской системы автоматизированного проектирования использовалась программа Solid Works) и проведено компьютерное моделирование течения пульсирующего газового потока в тракте КС (с помощью приложения FloWorks). Решение всего комплекса научных задач включало следующие этапы:

- создание твердотельной модели корпуса ПКС с перпендикулярным подводом газового потока;
- выполнение расчёта течения газового потока (продукты сгорания: керосин + атмо-

сферный воздух и керосин + газообразный кислород);

- проведение прочностных расчётов ПКС с учётом температурного воздействия на материал конструкции;
- создание чертежей для изготовления ПКС в производстве (рис. 6).

Компьютерное моделирование (при заданных исходных данных и граничных условиях) позволяет расчётным путём получать необходимые тактико - технические параметры рассматриваемой ПКС: давление, скорость, плотность газа; распределение температуры по стенке в различных сечениях (частях) камеры сгорания и резонансной трубы.

Однако на современном этапе проектирования геометрические размеры камеры сгорания и резонансной трубы подбираются экспериментально и определяются условиями возбуждения в КС высокочастотных автоколебаний. Согласно экспериментальным данным полученные авторами, оптимизированные безразмерные конструктивные параметры представлены в табл. 1.

Таблица 1 - Оптимизированные безразмерные конструктивные параметры ПКС

№	Соотношение	Значение
1	$L_{кв} / d_{кв}$	0,97
2	$L_{кв} / d_{рт}$	3,3
3	$L_{рт} / d_{рт}$	32
4	$L_{кв} / L_{с}$	1,6
5	$d_{фк} / d_{кв}$	0,27
6	$L_{фк} / d_{кв}$	3,5

Огневые испытания выбранной ПКС (на компонентах топлива керосин + атмосферный воздух) проводились в лаборатории на 11 кафедре СВИ РВ и продемонстрировали достаточно хорошую её работоспособность (горячий газ не оказывает разрушающего температурного воздействия на полихлорвиниловую мембрану воздушного впускного клапана), оригинальность конструкции и высокие эксплуатационные характеристики.

Таким образом, оптимизированные безразмерные конструктивные параметры, подтверждённые огневыми испытаниями, позволяют спроектировать ПКС любых размеров.

В дальнейшем с целью создания модели ПуКВРД была решена задача по переводу пульсирующей камеры сгорания (рис. 6) на компоненты топлива, применяемые в ЖРД – керосин + газообразный кислород. С этой целью был спроектирован регулируемый дозвуковой воздухозаборник в канал которого установлена форсунка для подачи газообразного кислорода. Особенностью схемы является то, что во время перехода от воздушного режима работы к ракетному весь поток атмосферного воздуха заменяется газообразным кислородом. Переход с одного режима работы на другой осуществляется плавным закрытием канала воздухозаборника специальной заслонкой и одновременной подачей малым расходом газообразного кислорода в полость перед воздушным впускным клапаном.

При этом поддержание оптимального соотношения компонентов топлива в зоне горения осуществляется увеличением расхода керосина через регулятор.

В результате успешно проведенных экспериментальных и теоретических исследований ПКС и воздухозаборника был собран модельный ПуКВРД - демонстратор (рис. 7), работающий на двух режимах: воздушном (тягой 1,25 Н) и ракетном (тягой 2,50 Н). На воздушном режиме работы модель потребляла керосин (0,00035 кг/с) и атмосферный воздух (0,0044 кг/с), а на ракетном – керосин (0,0013 кг/с) и газообразный кислород (0,0044 кг/с).

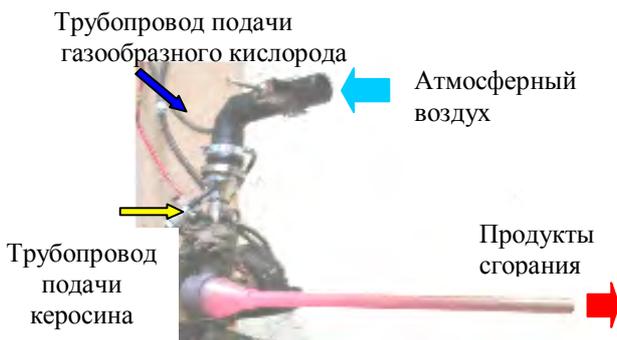


Рис. 7. Испытание модели ПуКВРД (сопло Лавалья не устанавливалось)

Частота пульсации давления в ПКС составляла от 80 Гц (воздушный режим работы) до 120 Гц (ракетный режим работы).

Проведенные эксперименты позволили получить зависимость тяги комбинированного двигателя от расхода топлива (дрессельные характеристики) на воздушном и ракетном

режимах; распределение тепловых потоков по длине камеры сгорания и резонансной трубы (рис. 8), а также другие тактико - технические параметры.

Как видно из рис. 8, тепловой поток максимален в критическом сечении и этот узел, также как и в традиционном ЖРД, является наиболее теплонапряженным элементом конструкции ПуКВРД.

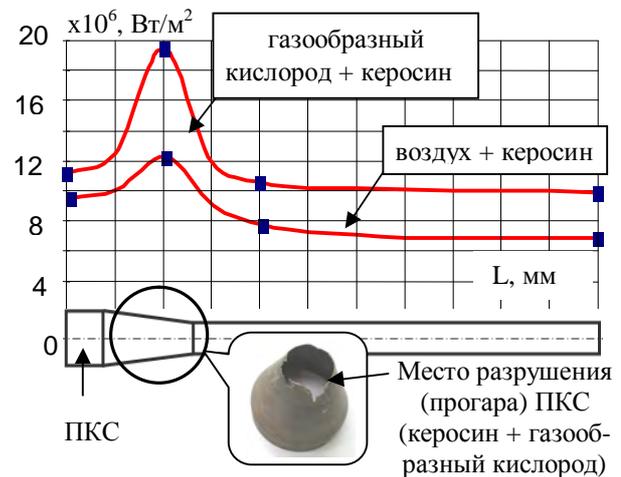


Рис. 8. Распределение тепловых потоков по длине ПКС модельного ПуКВРД (замер осуществлялся на номинальных режимах)

Согласно программе испытаний на воздушном режиме установка проработала непрерывно 1800 с, а на ракетном режиме, из-за отсутствия системы охлаждения ПКС и ограниченного запаса газообразного кислорода, модельный ПуКВРД наработал в сумме 120 с.

В итоге, по результатам огневых испытаний возникла проблема «провала» тяги из-за зон пониженного давления между импульсами (рис. 9).

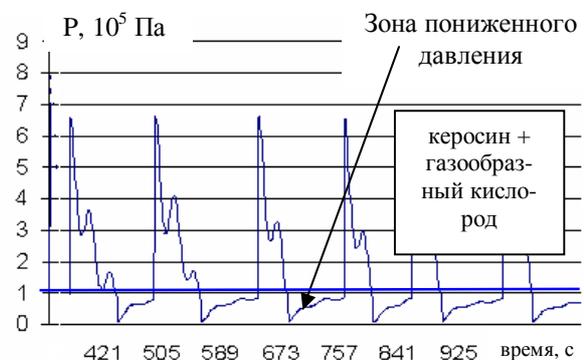


Рис. 9. Зависимость пульсации давления в камере сгорания по времени (экспериментальные данные)

Недостаток был устранен с помощью установки универсального комбинированного насадка, который совмещает в своей компоновке эжекторный увеличитель реактивной тяги - ЭУРТ (для воздушного режима работы) и сопло Лавалья (для ракетного режима работы).

Согласно [5] физические причины более значительного усиления тяги (в сравнении со стационарным) состоит в том, что волны сжатия в истекающей из резонансной трубы реактивной струе чередуются с волнами «разряжения» и за счет скважности между соседними пиками давления образуются зоны пониженного давления в которые и засасывается воздух из окружающей среды (рис. 9). Затем эти присоединенные массы воздуха проталкиваются через эжекторный канал последующими волнами сжатия. Таким образом, происходит увеличение тяги при неизменном расходе топлива и тем самым на воздушном режиме работы двигателя уменьшается удельный расход топлива. Этот процесс происходит за счет уменьшения скорости истечения и повышения тягового КПД.

Эжекторный увеличитель реактивной тяги, работающий в пульсирующем потоке газа, может в зависимости от своих относительных размеров увеличивать тягу в 1,5...2 раза. Схема ПукВРД с установленным комбинированным насадком показана на рис. 10.

В разряженной атмосфере на ракетном режиме работы резонансная труба используется как дозвуковой удлинительный газовод. Предположив, что основные потери будут происходить только за счёт трения и для поверхностей со средней шероховатостью коэффициент трения примерно равен 0,005, то уменьшение тяги в единичном импульсе не будет превышать 2 %.

На ракетном режиме комбинированный насадок сдвигается вдоль резонансной трубы и используется как сопло Лавалья (рис. 10). Газодинамический профиль комбинированного насадка рассчитывается под сопло Лавалья согласно методики изложенной в [5].

С целью уменьшения габаритных размеров двигательной установки предполагается резонансную трубу изогнуть под углом 120...180 градусов (рис. 10).

Авторами статьи в результате исследований определены оптимизированные без-

размерные конструктивные параметры комбинированного насадка, которые представлены в табл. 2.

Таким образом, оптимизированные значения комбинированного насадка позволяют спроектировать его конструкцию любых размеров.

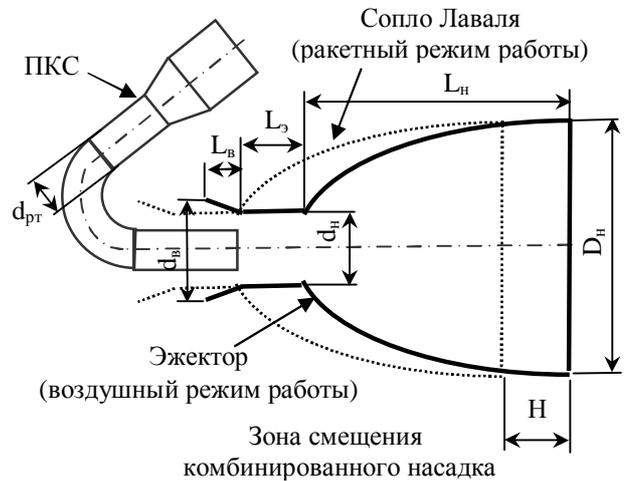


Рис. 10. Схема ПукВРД с комбинированным насадком (воздухозаборник не показан)

Таблица 2 - Оптимизированные безразмерные конструктивные параметры комбинированного насадка

№	Соотношение	Значение
1	$d_n / d_{пт}$	1,6
2	D_n / d_n	4,6
3	L_n / D_n	1,1
4	L_z / d_n	2
5	d_v / d_n	1,8
6	L_v / d_n	1,2

Перевод комбинированного насадка из положения эжекторного увеличителя реактивной тяги в положение сопла Лавалья может осуществляться с помощью гидравлических приводов, шариковинтовой системы с приводом от электродвигателя или другими способами. Процесс сдвигания не представляет серьезных технических трудностей, так как сдвигаемые насадки используются в ракетно - космической технике более 30 лет.

По предварительным расчетам масса комбинированного насадка составит до 15 % от общей массы силовой установки, при этом тяга на воздушном режиме увеличивается до 70 %, а на ракетном до 30 %.

Представленная схемно - конструктивная проработка, основанная на детальном расчете тягово - экономических и удельно - массовых характеристик ПукВРД, позволяет

сделать вывод о перспективности применения этих двигателей на ЛА различного целевого назначения. Но, несмотря на проведенные разработки, требуется более углубленное исследование схемы ПуКВРД на модельных и демонстрационных образцах.

В итоге, проведенные теоретические и экспериментальные исследования подтвердили возможность создания комбинированного воздушно - ракетного двигателя (с единой пульсирующей камерой сгорания), предназначенного для работы как в атмосфере, так и в безвоздушном пространстве. ПуКВРД обеспечивает по сравнению с существующими ВРД и ЖРД улучшение экономичности и повышение удельной тяги наряду со значительным упрощением конструкции, снижением массы, уменьшением стоимости, улучшением экологических характеристик и обеспечения безаварийности в работе.

Для дальнейшего совершенствования модели ПуКВРД определены следующие мероприятия:

1. С целью повышения предварительного сжатия воздуха (входного давления) предполагается воздухозаборник оснастить газовым инжектором специальной конструкции и обеспечить повышение давления на входе ПКС в 2 - 3 раза.

2. Создание конструктивной схемы, позволяющей использовать на ракетном режиме работы в качестве окислителя жидкий кислород, что потребует установки теплообменников на резонансную трубу.

3. Проработка вопроса обеспечения охлаждения жидким кислородом пульсирующей камеры сгорания и т. п.

На современном этапе, демонстрационный двигатель тягой 10 кН - 30 кН может быть в достаточно короткие сроки доведен до натурных испытаний, используя накопленный теоретический и практический опыт. Полноразмерный двигатель, созданный на базе действующей модели, в будущем может использоваться на перспективных летательных аппаратах горизонтального и вертикального старта.

Библиографический список

1. США. Разработка комбинированных двигательных установок [Текст] // Ракетостроение и космическая техника, № 20, - М.: 2000. - С. 6.
2. США. Двигатели с детонацией топлива фирмы "Adroit Systems" [Текст] // Ракетостроение и космическая техника, № 45, - М.: 2000. - С. 7.
3. Работы в США по пульсирующему двигателю с детонационным горением [Текст] // Аэроавиатика и космос, - М.: 27 октября - 2 ноября 2003. - С. 68, 73.
4. Нечаев, Ю.Н. Пульсирующий детонационный двигатель - это реальность [Текст] / Нечаев Ю.Н., Полев А.П., Тарасов А.Н // Вестник Воздушного флота, № 4, - М.: 2003. - С. 72 - 76.
5. Быченко, В.И. Теплотехника рабочего процесса в аппаратах пульсирующего горения [Текст] / дис. ... док. тех. наук: 05.14.04: защищена 05.08.03 г., утверждена 10.09.04 г. // Быченко Вячеслав Иванович: - Воронеж, 2004 г., - 350 с. – Библиог.: с 283, 302.

References

1. US. development combined engine installation [text] // rocket engineering and space equipment, № 20, - М.: 2000. - С.6.
2. US. engines with fuel detonation of company "Adroit Systems" [text] // rocket engineering and space equipment, № 45, - М.: 2000. - С.7.
3. Works in the USA on the pulsing engine with detonation burning [text] // Aeronautics and space, - М.: October 27 - November 2 2003. - С.68, 73.
4. Nechaev J.N., The pulsing detonation engine is a reality [text] / Nechaev J.N., Polev A.P., Tarasov A.N // The messenger of Air Force, № 4, - М.: 2003. - С.72 - 76.
5. Bychenok, V.I. Heat engineering of combustion in the pulsed combustion devices [text] / diss. of Doctor of technical sciences: 05.14.04.: defended on 05.08.03., approved on 10.09.04 // Bychenok Vyacheslav Ivanovich: - Voronezh, 2004., 350 p. –References : p. 283, 302.

PULSING CHAMBERS OF COMBUSTION AND THEIR APPLICATION IN AEROSPACE ENGINEERING

© 2009 A. V. Solodovnikov, E. N. Vishegorodcev, V. V. Golubyatnik

Serpukhov military institution of missile forces

In article necessity of creation of air-rocket engine for perspective flying machines is shown and application in it of the chamber of combustion is proved. The current review of pulsing chambers which are probably to apply in the space technics, the models is designed and tested by authors. The scheme of the combined engine with the direct-flow chamber of pulsing and a perpendicular supply of gas stream is developed. Fire tests of bench model of a power-plant are conducted and basic taktiko-technical characteristics are received.

Combined engines, pulsing chambers of combustion

Информация об авторах

Вышегородцев Евгений Николаевич, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры Серпуховского военного института ракетных войск, полковник. Рабочий адрес: 142202, г. Серпухов, Московской области, ул. Бригадная, д. 17, кафедра № 11. Область научных интересов: аэродинамика, газовая динамика, конструкция ракетных двигателей.

Солодовников Алексей Витальевич, преподаватель кафедры Серпуховского военного института ракетных войск, подполковник. Тел.: 8 – 903 – 192 – 45 – 99. E-mail: aleksey.solod@mail.ru. Область научных интересов: термодинамика и тепловые машины.

Голубятник Вячеслав Васильевич, кандидат технических наук, инженер Серпуховского военного института ракетных войск. Тел.: 8 – 903 – 030 – 69 – 95. E-mail: slava6123@rambler.ru. Область научных интересов: термодинамика и газовая динамика, конструкция ракетных двигателей.

Vishegorodcev Evgeny Nikolayevich, the candidate of engineering sciences, senior lecturer, chair chief of Serpukhov military institution of missile forces, colonel. Business address: 142202, city. Serpukhov, Moscow Region, St. Brigade, de. 17, chair № 11. Area of research: engineer-aerodynamics, gas dynamics, rocket engines.

Solodovnikov Aleksey Vitalievich, the chair teacher of Serpukhov military institution of missile forces, lieutenant-colonel. Phone: 8 - 903 - 192 - 45 - 99. E-mail: aleksey.solod@mail.ru. Area of research: thermodynamics and heat engines.

Golubyatnik Vyacheslav Vasilyevich, candidate of engineering sciences, Serpukhov military institution of missile forces. Phone: 8 - 903 - 030 - 69 - 95. E-mail: slava6123@rambler.ru. Area of research: thermodynamics and gas dynamics, design of rocket engines.