

УДК 629.7. 036.22

ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ КОМБИНИРОВАННОГО ВОЗДУШНО-РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПУЛЬСИРУЮЩЕЙ КАМЕРОЙ СГОРАНИЯ

© 2011 А. В. Солодовников, Е. Н. Вышегородцев, В. В. Голубятник

Серпуховской военной институт ракетных войск

В статье представлены результаты испытания модели комбинированного воздушно-ракетного двигателя на воздушном ($V = \text{const}$) и ракетном ($p = \text{const}$) режимах, получены основные технические характеристики.

Комбинированный двигатель, пульсирующая камера сгорания, модель, испытания.

При выполнении исследований по освоению околоземного пространства возникла необходимость решения научно - технической проблемы по созданию комбинированного воздушно-ракетного двигателя (КВРД), работающего как в атмосфере, так и в космосе.

На современном этапе решение этой задачи является ключевой в технологии создания многоразового воздушно-космического самолета (ВКС) горизонтального взлета и посадки.

Актуальность темы подчеркивает отсутствие успешных отечественных исследований в области комбинаций воздушно-реактивных и ракетных двигателей.

Проведённая авторами статьи научно-исследовательская работа [1 - 2] за период с 2008 по 2010 г. в Серпуховском военном институте ракетных войск (СВИ РВ) позволила заключить, что одним из возможных вариантов КВРД является синтез двух силовых установок: пульсирующего воздушно - реактивного двигателя (ПуВРД) - для полёта ВКС в пределах атмосферы и жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) - для полёта летательного аппарата (ЛА) в безвоздушном пространстве (рис. 1).

Специалистами СВИ РВ был спроектирован, изготовлен и испытан модельный КВРД, основу конструкции которого составляет совокупность пульсирующей камеры сгорания (ПКС) и универсального комбинированного насадка (УКН) [2].

ПКС оборудована механическим мембранным клапаном, расположенным перпендикулярно к оси камеры сгорания (КС), и резонансной трубой, которая обеспечивает

устойчивый пульсирующий режим горения топливной смеси ($V = \text{const}$).

Универсальный комбинированный насадок в своей компоновке совмещает эжекторный увеличитель реактивной тяги - ЭУРТ (для воздушного режима работы) и камеру сгорания с соплом Лавалья (для ракетного полёта ЛА).

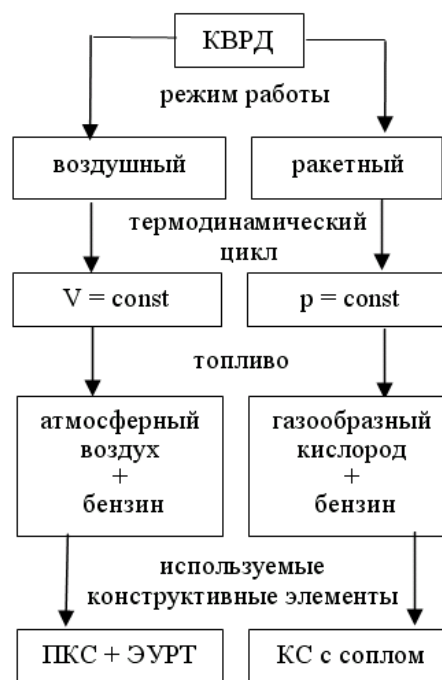


Рис. 1. Структурная схема КВРД

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

Авторами были сформулированы следующие технические требования к КВРД:

1. На воздушном режиме агрегат должен работать на топливе – атмосферный

воздух + бензин при соотношении компонентов $\approx 14,8$, удельном импульсе ≈ 5000 с и времени функционирования не менее 6000 с. Двигатель функционирует с момента старта ЛА и до высоты 25 км.

2. На ракетном режиме агрегат должен работать на топливе – газообразный кислород + бензин при соотношении компонентов $\approx 3,5$, удельном импульсе ≈ 300 с и времени работы не менее 500 с. Двигатель функционирует в диапазоне высот от 25 до 100 км.

В результате поисковых исследований [2] были сформулированы следующие задачи огневых испытаний (ОИ) модели КВРД:

- приобретение практического опыта работы на агрегате, который реализует различные термодинамические циклы;
- получение экспериментальных данных по функционированию модели на воздушном и ракетном режимах;
- создание научно-технического задела для будущих разработок полноразмерных силовых установок нового поколения.

Для решения вышеуказанных задач была подготовлена экспериментальная демонстрационная модель КВРД (рис. 2) и проведено два вида огневых испытаний:

- 1) на воздушном режиме (топливо: атмосферный воздух + бензин);
- 2) на ракетном режиме (топливо: газообразный кислород + бензин).

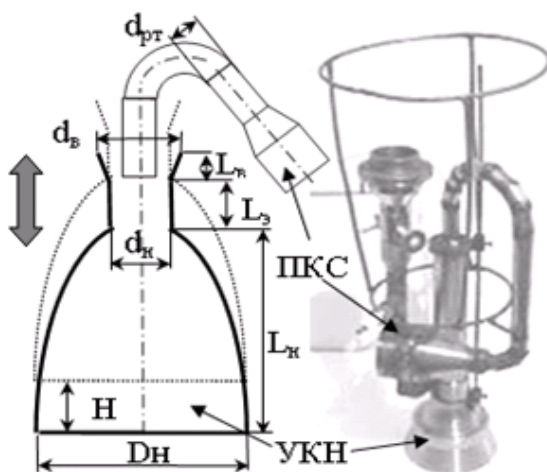


Рис. 2. Схема и общий вид модели комбинированного воздушно-ракетного двигателя с ПКС и УКН (система электрозажигания не устанавливалась)

При проведении ОИ модели КВРД в качестве горючего использовался бензин АИ-95, соответствующий техническим условиям на

топливо для двигателей внутреннего сгорания, и газообразный кислород, соответствующий техническим требованиям для применения в медицинской технике.

Конструктивные особенности модели КВРД следующие.

Модель двигателя сконструирована так, чтобы обслуживание, ремонт или замена отдельных элементов не требовала снятия её со стенда.

Сборка экспериментальной модели КВРД выполнялась с использованием материальной части пульсирующей камеры сгорания [1], которая ранее прошла цикл испытаний на топливе воздух + керосин.

В технике [1] наиболее известна схема ПКС без предварительного сжатия воздуха, представляющая собой трубу переменного сечения с впускным клапаном, установленным перпендикулярно оси КС (рис. 3). Воздух всасывается через мембрану 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.

Расположение впускного клапана перпендикулярно к оси камеры сгорания исключает контакт горячего газа с мембраной и, соответственно, повышается надёжность и ресурс всего агрегата [1].

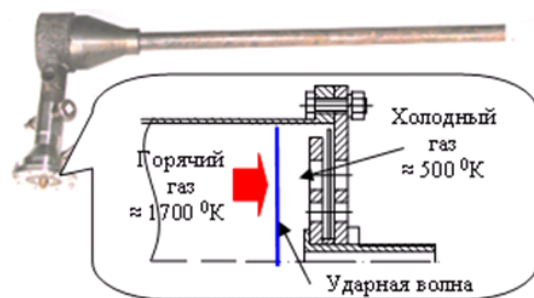


Рис. 3. Модельная ПКС с перпендикулярным расположением механического мембранного клапана

Данный агрегат, реализующий пульсирующий рабочий цикл без предварительного сжатия топливной смеси, отличается предельной конструкторской простотой (так как отсутствуют агрегаты, подающие сжатый воздух в КС) и является наиболее привлекательным для практического использования [1].

При этом пульсирующая камера на воздушном режиме работы потребляет меньше топлива, чем традиционная, при одинаковой их мощности, и в связи с этим фактом ожидаемая эффективность с точки зрения экономии топлива составляет 20...30% [3].

С целью уменьшения габаритных размеров модельной двигательной установки резонансная труба пульсирующей камеры сгорания была изогнута под углом 180 градусов (рис. 2). В результате конструкция модели КВРД предусматривает легкий доступ ко всем сборочным единицам для осмотра внутренних и наружных поверхностей, а также замены отдельных агрегатов при экспериментах.

Эффективную работу модели КВРД обеспечивает установленный универсальный комбинированный насадок (рис. 4), который совмещает в своей компоновке ЭУРТ и камеру сгорания с соплом Лавала.

УКН в режиме ЭУРТ (рис. 6), работающий в пульсирующем потоке газа, может в зависимости от своих относительных размеров увеличивать тягу в 1,5...2 раза.

Одновременно ЭУРТ на воздушном режиме работы ($V = \text{const}$) позволяет исключить эффект «провала» тяги из-за возникновения зон пониженного давления между импульсами при пульсирующем горении топливной смеси за счёт «подсоса» атмосферного воздуха из окружающей среды.

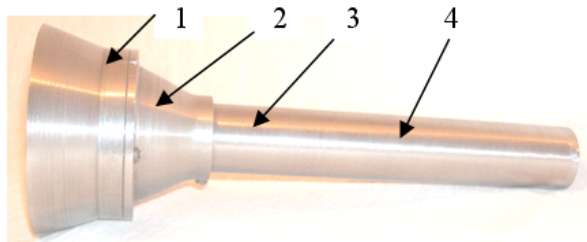


Рис. 4. УКН для модели КВРД: 1 - «высотное» сопло, 2 - «земное» сопло, 3 - зона КС ЖРД, 4 - зона смешительной камеры ЭУРТ

УКН, работающий на ракетном режиме, используется как ракетная камера сгорания с соплом Лавала ($p = \text{const}$), где сжигается газообразный кислород и керосин.

При этом газообразный кислород беспрепятственно проходит через ПКС, резонансную трубу и попадает в КС УКН, а керосин

впрыскивается непосредственно в зону горения (рис. 9).

На модели КВРД перевод УКН из положения ЭУРТ в положение КС с соплом Лавала выполняется в ручном режиме, а на полноразмерной силовой установке данная операция может осуществляться с помощью гидравлических приводов, шариковинтовой системы с приводом от электродвигателя или другими способами.

Газодинамический профиль сопла Лавала для воздушного и ракетного режима УКН рассчитывается согласно методикам, принятым в отечественной ракетно-космической отрасли. Сопло УКН для модели КВРД, состоящее из двух профилей: «земного» и «высотного», показано на рис. 5.

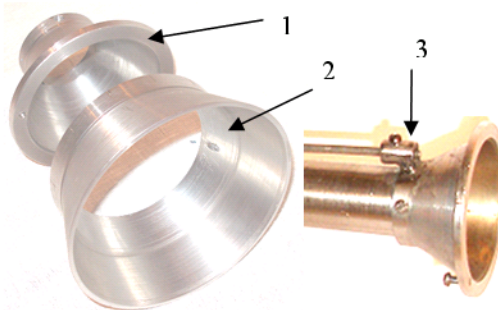


Рис. 5. Составное сопло для УКН модели КВРД: 1 - «земное» сопло, 2 - «высотное» сопло, 3 - место крепления механизма сдвижения

На полноразмерном двигателе процесс сдвижения сопловых насадков не представляет серьезных технических трудностей, так как схожие конструкции используются в аэрокосмической технике более 30 лет [2].

Огневые испытания модели КВРД проводились на специальном стенде в СВИ РВ.

В первом виде ОИ модель работала на воздушном режиме.

Запуск модели осуществляется при помощи сжатого воздуха, поступающего из ресивера компрессора. Бензин подается из бака под действием избыточного давления, вырабатываемого моделью.

Модель КВРД на воздушном режиме запускалась без замечаний. На времени 4 с агрегат вышел на устойчивый пульсирующий режим. Частота пульсации давления в ПКС во всех испытаниях составляла ≈ 80 Гц.

После осуществления запуска модели КВРД и выхода на режим подача сжатого воздуха из компрессора прекращается.

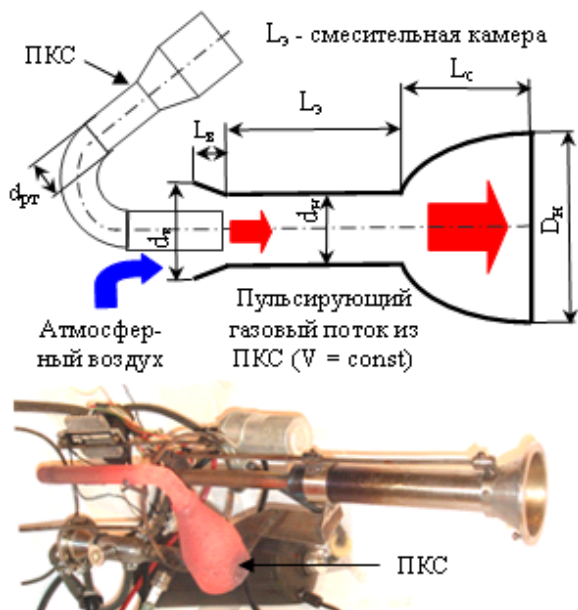


Рис. 6. Схема работы модели КВРД на воздушном режиме с УКН, который используется как ЭУРТ

В результате проведённых экспериментальных исследований [2] модели КВРД на воздушном режиме были получены осреднённые параметры, представленные в табл. 1 и на рис. 7.

Таблица 1. Параметры модели КВРД на воздушном режиме

| Наименование параметров, размерность | Значение |
|--------------------------------------|----------|
| Тяга, Н | ≈ 2,5 |
| Расход горючего, кг/с | 0,00035 |
| Расход воздуха в ПКС, кг/с | 0,0044 |
| Расход воздуха в УКН, кг/с | 0,005 |
| Температура в ПКС, К | ≈ 1200 |
| Температура газов в ЭУРТ, К | ≈ 500 |
| Количество включений | 10 |
| Продолжительность работы, с | 6000 |

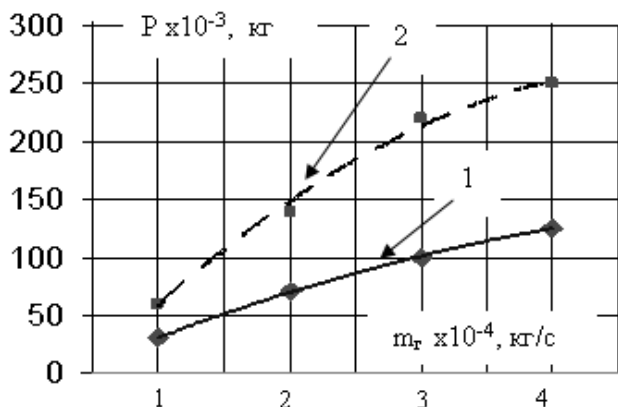


Рис. 7. Дроссельные характеристики модели КВРД на воздушном режиме: 1 - модель без ЭУРТ; 2 - модель с ЭУРТ

Одновременно проводились испытания по эффективности применения УКН в режиме ЭУРТ при использовании в модели КВРД и, соответственно, был проведён сравнительный анализ работы модели с УКН и без него (рис. 7).

Распределение теплового потока по длине ПКС при работе модели КВРД на компонентах топлива атмосферный воздух + бензин показано на рис. 8.

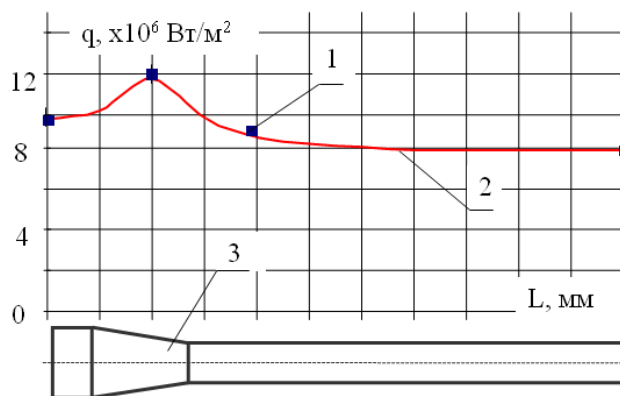


Рис. 8. Распределение теплового потока по длине ПКС и резонансной трубы при работе на компонентах топлива атмосферный воздух + бензин: 1 - экспериментальные данные; 2 - теоретический расчёт; 3 - ПКС с резонансной трубой

Во втором виде огневых испытаний модель исследовалась на ракетном режиме.

В режиме ЖРД УКН работает как камера сгорания ($p = const$) с соплом Лавалья (рис. 9).

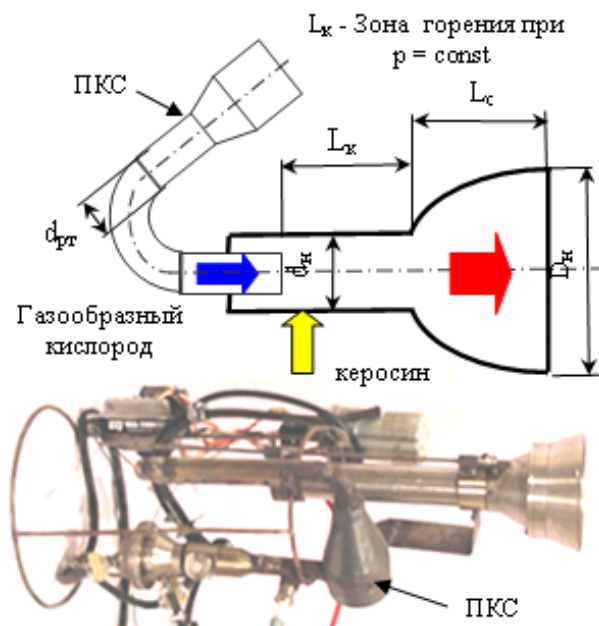


Рис. 9. Схема работы модели КВРД на ракетном режиме ($p = const$) с УКН, который используется как камера сгорания с соплом Лавалья

Особенностью схемы испытания является то, что переход от воздушного режима работы к ракетному осуществляется через останов двигателя.

При этом воздушный клапан ПКС перекрывается (рис. 10) и поток атмосферного воздуха заменяется газообразным кислородом. Бензин поступает из бака под давлением газообразного кислорода.

Поддержание оптимального соотношения компонентов топлива в зоне горения КС УКН на ракетном режиме осуществляется расходом кислорода. Расход бензина постоянный.

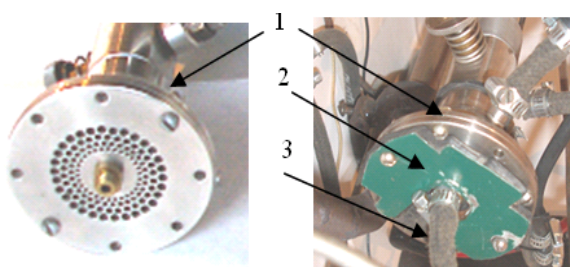


Рис. 10. Установка заглушки, изолирующей вход воздуха в ПКС из атмосферы: 1 - мембранный воздушный клапан ПКС; 2 - заглушка; 3 - трубопровод подачи газообразного кислорода

При этом конструктивные элементы ПКС и резонансная труба используются как удлинительный газодовод, по которому движется газообразный кислород. Учитывая, что основные потери будут происходить только за счёт трения и для поверхностей со средней шероховатостью коэффициент трения примерно равен 0,005, то уменьшение давления в КС УКН не будет превышать 1 % [2].

В результате успешно проведённых экспериментальных исследований [1 - 2, 4] на ракетном режиме были получены осредненные параметры модели КВРД, приведенные в табл. 2.

Таблица 2. Параметры модели КВРД на ракетном режиме

| Наименование параметров, размерность | Значение |
|--------------------------------------|----------|
| Тяга, Н | ≈ 4,5 |
| Расход горючего, кг/с | 0,0013 |
| Расход окислителя, кг/с | 0,019 |
| Температура в КС, К | ≈ 1700 |
| Количество включений | 2 |
| Продолжительность работы, с | 200 |

Проведен сравнительный анализ работы модели КВРД на ракетном режиме с соплом Лавалья и без него (рис. 11).

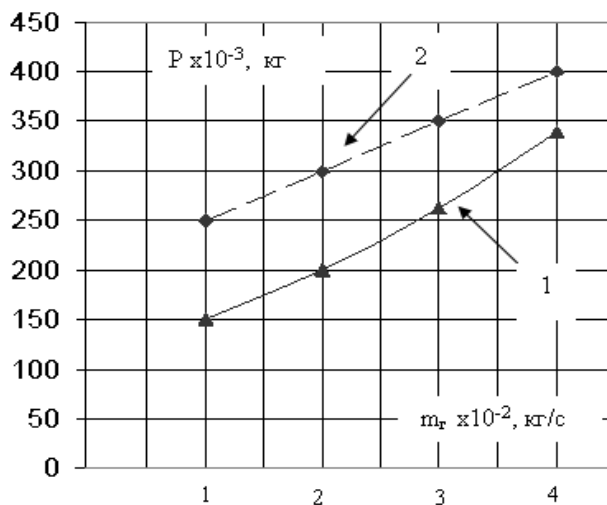


Рис. 11. Дроссельные характеристики модели КВРД на ракетном режиме: 1 - модель без сопла; 2 - модель с соплом

Распределение теплового потока по длине КС соплом Лавалья при работе модели КВРД на компонентах топлива газообразный кислород + бензин показано на рис. 12.

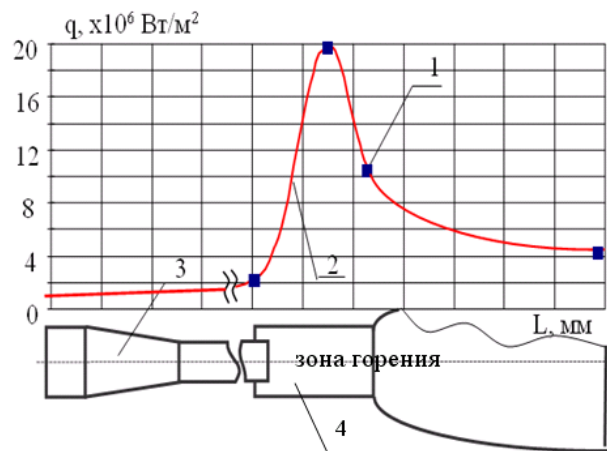


Рис. 12. Распределение теплового потока по длине КС соплом Лавалья при работе на компонентах топлива газообразный кислород + бензин: 1 - экспериментальные данные; 2 - теоретический расчет; 3 - ПКС; 4 - КС УКН

Анализ материалов по исследованию модели комбинированного воздушно-ракетного двигателя в целом показал следующее. Испытание модели КВРД продемонстрировали её высокую работоспособность, простоту конструкции и эксплуатации на всех задаваемых режимах.

Экспериментальные исследования позволили получить зависимость тяги модели КВРД от расхода топлива (дроссельные ха-

рактеристики) на воздушном (рис. 7) и ракетном (рис. 11) режимах; распределение тепловых потоков по длине ПКС и резонансной трубе (рис. 8, 12), а также другие технические параметры (табл. 1 и 2).

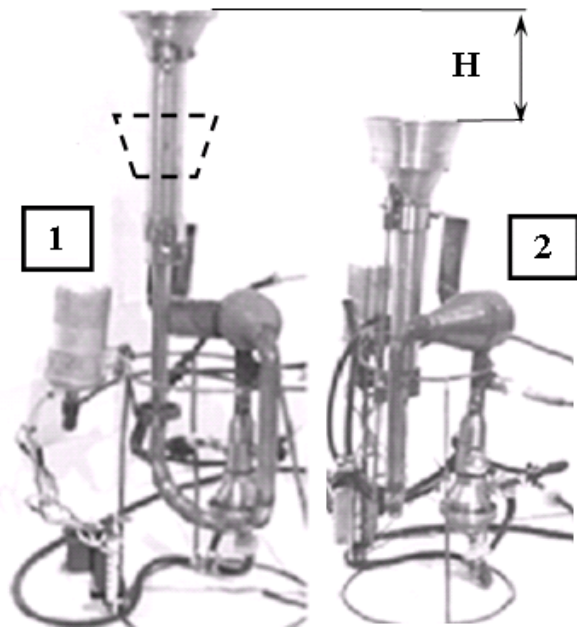


Рис. 13. Габаритные размеры модели КВРД на воздушном (1) и ракетном (2) режимах

На ракетном режиме УКН сдвигается вдоль резонансной трубы на расстояние H и используется как КС с соплом Лавалья (рис. 13).

Согласно программе испытаний на воздушном режиме установка проработала непрерывно 6000 с, а на ракетном режиме модельный КВРД проработал в сумме 200 с.

Дальнейший пересчет основных параметров показал, что полноразмерный прототип модели КВРД удовлетворяет требованиям разработчиков аэрокосмической техники при создании перспективного ВКС горизонтального взлета и посадки. Основным недостатком ЛА, оборудованного вышеописанным КВРД, является необходимость запаса жидкого окислителя (кислорода) на борту, что

неизбежно приводит к повышению стартовой массы ВКС.

Таким образом, заданные технические требования в основном подтверждены результатами испытаний модели. При этом проведенные экспериментальные исследования подтвердили возможность создания полноразмерного комбинированного воздушно-ракетного двигателя с ПКС и УКН, предназначенного для работы как в атмосфере, так и в безвоздушном пространстве.

В итоге на современном этапе, используя накопленный теоретический и практический опыт демонстрационный комбинированный воздушно-ракетный двигатель тягой 10 кН - 30 кН может быть в достаточно короткие сроки доведен до натурных испытаний.

Библиографический список

1. Солодовников, А.В. Исследование пульсирующих камер сгорания и их применение в аэрокосмической технике [Текст] / А.В. Солодовников, Е.Н. Вышегородцев, В.В. Голубятник // Вестн. СГАУ.– Самара: 2009. Ч.2. № 3(19). - С. 335 - 344.
2. Солодовников, А.В. Аппарат пульсирующего горения – основа комбинированного пульсирующего воздушно – ракетного двигателя [Текст] / А.В. Солодовников, Е.Н. Вышегородцев, В.В. Голубятник. - М.: ЦВНИ МО РФ, 2009.
3. Нечаев, Ю.Н. Пульсирующий детонационный двигатель - это реальность [Текст] / Ю.Н. Нечаев, А.П. Полев, А.Н. Тарасов // Вестн. Воздушного флота. - М.: 2003. № 4. - С. 72 - 76.
4. Быченко, В.И. Теплотехника рабочего процесса в аппаратах пульсирующего горения [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук: 05.14.04.: защищена 05.08.03. утв. 10.09.04. / В.И. Быченко - Воронеж, 2004. - 350 с.

TESTING OF COMBINED AIR-ROCKET ENGINE MAK-UP WITH PULSING COMBUSTION CHAMBER

© 2011 A. V. Solodovnikov, E. N. Vishegorodcev, V. V. Golubyatnik

Serpukhov military institution of missile forces

This paper describes the test results of combined air-rocket engine mak-up at air ($V = \text{const}$) and rocket modes ($p = \text{const}$), the main technical characteristics have been obtained.

Combined engines, pulsing combustion chamber, mak-up, testing.

Информация об авторах

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.

Вышегородцев Евгений Николаевич, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры Серпуховского военного института ракетных войск, полковник. Область научных интересов: аэродинамика, газовая динамика, конструкция ракетных двигателей.

Голубятник Вячеслав Васильевич, кандидат технических наук, научный консультант 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.

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.

Vishegorodcev Evgeny Nikolayevich, the candidate of engineering sciences, senior lecturer, chair chief of Serpukhov military institution of missile forces, colonel. Area of research: engineer-aerodynamics, gas dynamics, rocket 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.