

УДК 621.454.3

В. Е. Шевцов, А.О. Олейник¹

Днепропетровский национальный университет им.О.Гончара

СПЕЦИАЛЬНЫЕ ТВЕРДОТОПЛИВНЫЕ ДВИГАТЕЛИ ДЛЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ «ЗЕНИТ», «ЦИКЛОН-4»

Рассмотрены проблемы создания отечественных специальных твердотопливных двигателей, использующихся для торможения отработавших ступеней. Также перспективой является применение для увода головных обтекателей и поддонов.

Ключевые слова: твердотопливные двигатели, системы торможения.

Розглянуті проблеми створення вітчизняних спеціальних твердопаливних двигунів, які використовуються для гальмування відпрацьованих ступенів. Також перспективою є використання для відводу головних обтічників та піддонів.

Ключові слова: твердопаливні двигуни, системи гальмування.

The problems of creation of the domestic special engines for hard rocket fuel, utilized for braking of the workings stages are considered. Also a prospect is application for the withdrawal of head cowlings and pallets.

Keywords: braking system, engines for hard rocket fuel.

Вступление. Развитие и совершенствование космической техники привело к появлению в составе космических комплексов широкого класса двигателей и различных устройств, работающих на твердом топливе, как наиболее простых, надежных и удобных в эксплуатации.

Все возрастающие требования к точности параметров движения ракет-носителей (РН) космических объектов обуславливают необходимость создания специальных устройств для разделения ступеней РН с минимально возможными возмущениями. Одним из рациональных путей отделения отработавших ступеней РН является воздействие на отработавшую ступень строго определенного импульса реактивной силы. Такой импульс обычно создается двигателями торможения, которые запускаются в определенное время, после срабатывания устройств разделения ступеней РН.

Постановка задачи. В современных ракетах-носителях нашли применение специальные твердотопливные пороховые ракетные двигатели (ПРД). Впервые после обретения Украиной независимости украинский ПРД торможения II ступени ДР50 обеспечил 11.02.2006 г. успешное выполнение 18-го пуска РН «Зенит-2S» по программе «Морской старт», а в январе этого же года завершилась экспериментальная отработка второго ПРД ДР51 торможения I ступени.

Устройство твердотопливного порохового ракетного двигателя приведено на Рис.1.

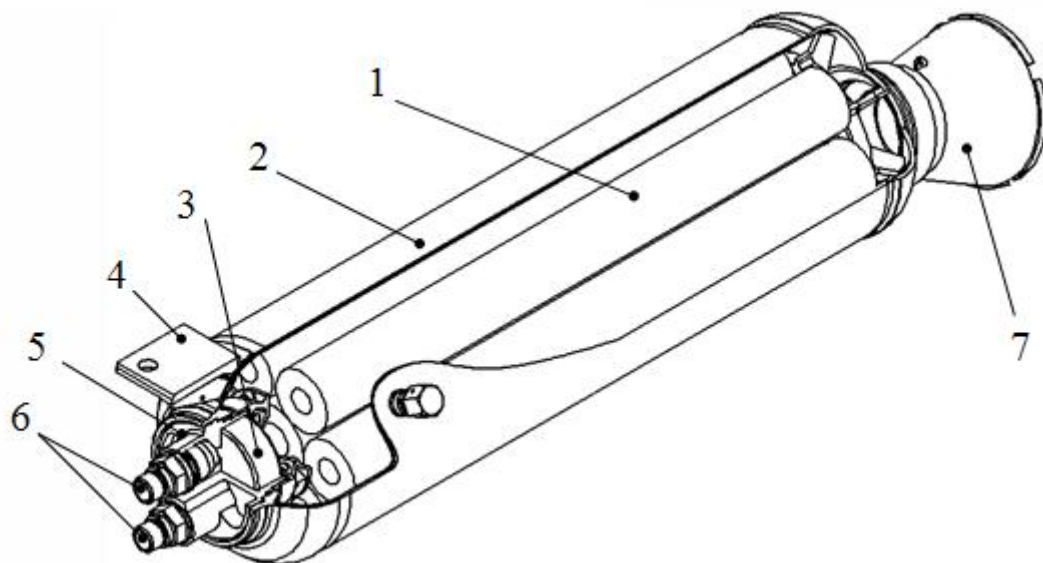


Рис.1 Устройство твердотопливного порохового ракетного двигателя

Устройство твердотопливного ракетного двигателя: 1-заряд, 2- корпус, 3- воспламенитель, 4 – кронштейн крепления к РН, 5 – крышка, 6 – пиропатрон, 7 – сопло.

Краткие технические характеристики двигателей торможения приведены в Табл.1.

Табл.1 – Технические характеристики двигателей торможения

Техническая характеристика	Индекс тормозного двигателя		
	ДР50	ДР51	2Ц4Д1
Суммарный импульс тяги в пустоте (по оси двигателя), кгс·с	1050	4180	1050
Реактивная сила по оси сопла, кгс, не более	3250	6250	3250
Максимальное время работы, с	1,2	1,72	1,1
Максимальное давление газов в камере сгорания, кгс/см ²	100	100	95
Масса снаряженного двигателя, кгс	11,4	38,3	11,5

Методы решения задачи и анализ полученных результатов. В процессе освоения производства специальных двигателей торможения решены ряд производственно-технических и конструкторских вопросов. Пересмотрена и усовершенствована конструкция ранее изготавливаемых подобных двигателей 15Д4 и 8Д84. Так, например, при изготовлении деталей

сложной формы, используемых в воспламенительном устройстве и узле крепления заряда (гайка и диафрагма показаны на Рис.2), вместо сварной сборки применены современные методы литья по специальной технологии.

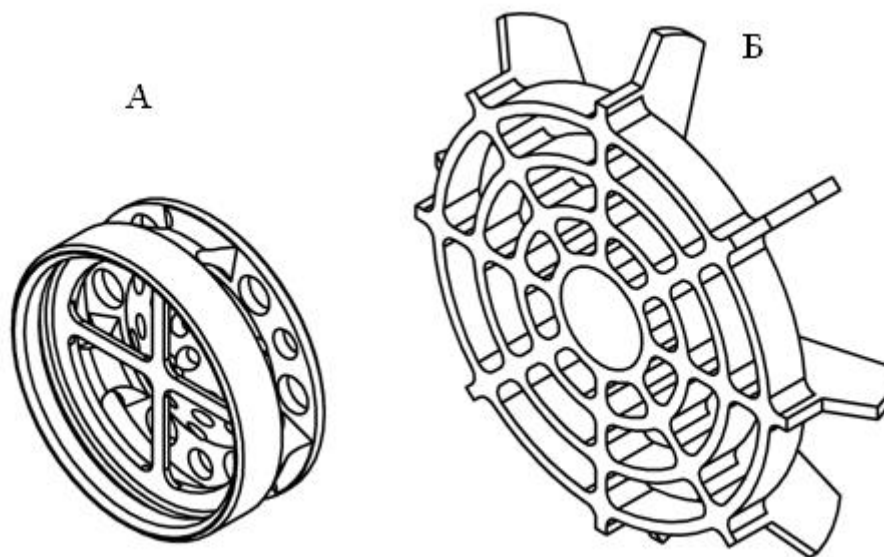


Рис.2 Конструкция воспламенителя

На рис.2 показана конструкция воспламенителя А – сварного типа, Б – изготовленная методами литья.

Специально для двигателей указанного типа разработана и освоена технология нанесения теплозащитного покрытия (ТЗП) на основе низкомолекулярного связующего фенольного порошкового марки СФП-202 Л1 и наполнителя – карбида кремния (SiC) марки 54С. Технология нанесения ТЗП потребовала решения задач по подготовке внутренней поверхности корпуса двигателя, приготовлении рабочей смеси, нанесении её на нагретую до температуры плавления смеси поверхность корпуса, термообработке и контролю качества.

Подготовка корпуса обеспечивается механическим опескоструиванием с предварительным обезжириванием поверхности, а также последующим прогреванием корпуса до температур 125...135⁰С. Подготовка компонентов производится с обязательным просушиванием карбида кремния – при температуре 95⁰-105⁰С продолжительностью не менее 3 часов, пульвербакеллита – при температуре 50⁰-60⁰С продолжительностью не менее 1 часа с последующим приготовлением смеси в определенном массовом соотношении в зависимости от этапа.

Первый этап нанесения ТЗП – напыление основного слоя с преобладанием процентного соотношения карбида кремния 60 / 40. Второй этап – нанесение глянцевого слоя с процентным соотношением карбида кремния и пульвербакеллита 35 / 65.

Последующая термообработка обеспечивает удаления низкомолекулярных продуктов поликонденсации, а также исключает причину образования микротрещин за счет снижения перепада температур как по

толщине покрытия, так и на границе изделие-покрытие. При этом важную роль играет время выдержки при температуре нанесения покрытия (не менее 15 мин.), последующей выдержкой не менее 25 мин при температуре 154...156⁰С и не менее 30 мин при температуре полимеризации на протяжении последнего цикла.

Режимы выдержки определены соотношением

$$\tau = k \frac{\delta^2}{\lambda} [c]$$

где $k=(1,1-1,9) \cdot 10^6$ (Дж/(м³·⁰К)) - эмпирический коэффициент, зависящий от плотности, удельной теплоемкости материала покрытия, полученной по результатам статистической обработки продолжительности выдержки покрытий с различными минеральными наполнителями; δ - толщина покрытия (м); λ - коэффициент теплопроводности материала покрытия (Дж/(м³·⁰К)).

Соотношение для определения термина выдержки определялись по закону размерностей с учетом того, что размерность времени входит лишь в коэффициент теплопроводности. Поэтому продолжительность выдержки прямо пропорциональна плотности покрытия, удельной теплоемкости, толщине покрытия и обратно пропорциональна коэффициенту теплопроводности:

$$\tau = \frac{\rho \cdot C_p \cdot \delta^2}{\lambda} = \frac{\frac{кг}{м^3} \cdot \frac{кДж}{кг \cdot ^\circ K} \cdot м^2}{\frac{Дж}{м \cdot с \cdot ^\circ K}} = [c]$$

Результаты расчетов дают возможность снизить уровень остаточных внутренних напряжений на $\approx 25\%$ и за счет этого произвести полимерное покрытие бездефектной структуры, а также позволяют снизить непродуктивные затраты энергоресурсов (снизить энергоемкость технологического процесса) на $\approx 10-12\%$ за счет оптимизации термина выдержки.

Для нанесения данного теплозащитного покрытия изготовлена установка для нанесения ТЗП, освоенные технологии нанесения.

На одном из украинских химических предприятий освоено производство зарядов и воспламенителей, соответствующих по своим физико-химическим и механическим характеристикам требованиям конструкторской документации. Для этих целей проведены мероприятия по автономной экспериментальной отработке, включающей и огневые стендовые испытания.

Завершены межведомственные испытания третьего уже полностью отечественного ПРД 2Ц4Д1 торможения как I, так и II ступеней для комплектации РН по программе «Циклон-4».

Выводы. Разработанная конструкция двигателей торможения на твердом топливе имеет очень хорошие характеристики по точности заявленных параметров, а также высокую надежность. Эти факторы являются основными при выборе двигателей торможения. Также играет важную роль полная

автономность двигателей как агрегатов, т.к. для их пуска требуется только ток питания. В них заложен потенциал дальнейшего развития ПРД.

Библиографические ссылки:

1. Термодинамические свойства индивидуальных веществ, под. ред. Глушко В.П, Том 2, Книга 2, М., Наука, 1979, 345с.
2. И.Г.Ассовский Физика горения и внутренняя баллистика, М., Наука, 1995, 362с.
3. Г.Н.Лаврухин Аэродинамика реактивных сопел. Т.1 Внутренние характеристики сопел, М., Наука ФИЗМАТЛИТ, 2000, 376с.

Надійшла до редколегії 03.10.2014