РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 297 546** (13) **C2**

(51) МПК
F02K 9/32 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2004111301/06, 13.04.2004**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
13.04.2004

(43) Дата публикации заявки: **20.10.2005**

(45) Опубликовано: **20.04.2007 Бюл. № 11**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2133371 C1, 20.07.1999. RU 2084676 C1, 20.07.1997. DE 2912874 A1, 09.10.1980. FR 2699601 A1, 24.06.1994. US 2979896 A, 18.04.1961. RU 2052649 C1, 20.01.1996. DE 2226417 B2, 31.12.1973.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, ул. Щегловская засека, ГУП "КБП"

(72) Автор(ы):
Большаков Анатолий Николаевич (RU),
Замарахин Василий Анатольевич (RU),
Крейер Константин Вячеславович (RU),
Худяков Владимир Иванович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения" (RU)

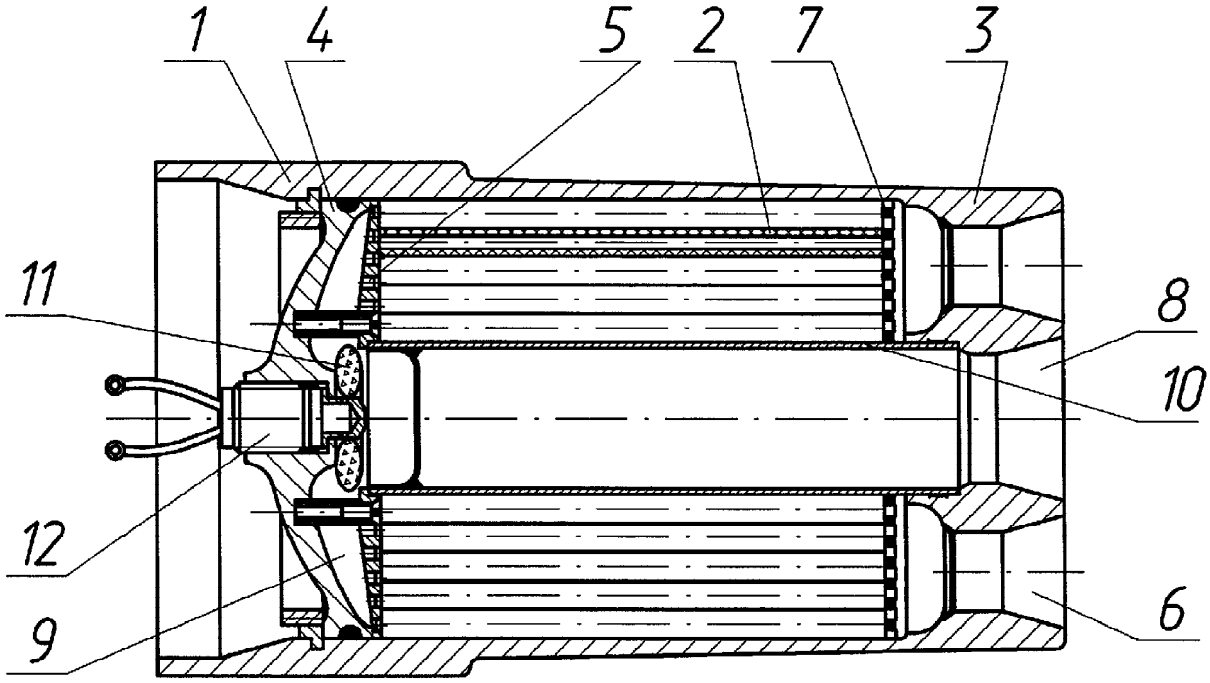
(54) РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике, в частности к ракетным двигателям твердого топлива с вкладным пороховым зарядом, преимущественно многошашечным. Ракетный двигатель твердого топлива содержит камеру сгорания с вкладным пороховым зарядом и многосопловым блоком, донную и сопловую диафрагмы и придонную полость с каналом для истечения газа из придонной полости. Одно из сопел выполнено по центру соплового блока. Канал для истечения газа из придонной полости выполнен в виде трубки, соединяющей придонную полость с центральным соплом. Изобретение позволяет повысить эффективность удержания вкладного заряда в камере сгорания, а также снизить массу двигателя и повысить плотность заряжания. 1 ил.

RU 2297546 C2

RU 2297546 C2



RU 2297546 C2

RU 2297546 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 297 546** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F02K 9/32 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2004111301/06, 13.04.2004**

(24) Effective date for property rights: **13.04.2004**

(43) Application published: **20.10.2005**

(45) Date of publication: **20.04.2007 Bull. 11**

Mail address:
300001, g.Tula, ul. Shcheglovskaja zaseka, GUP "KBP"

(72) Inventor(s):
Bol'shakov Anatolij Nikolaevich (RU),
Zamarakhin Vasilij Anatol'evich (RU),
Krejer Konstantin Vjacheslavovich (RU),
Khudjakov Vladimir Ivanovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)

(54) SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

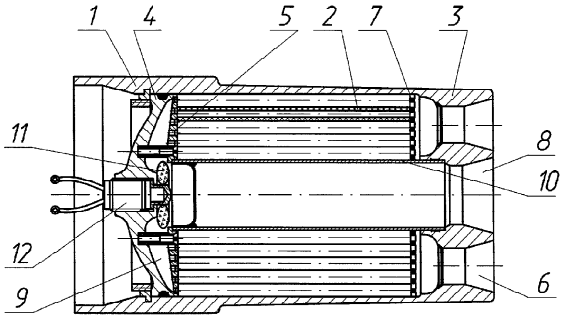
(57) Abstract:

FIELD: rocketry; solid-propellant rocket engines with inserted multigrain powder charges.

SUBSTANCE: proposed solid-propellant rocket engine has combustion chamber with inserted powder charge and multi-nozzle unit, bottom and nozzle diaphragms and near-bottom cavity with passage for gas efflux from near-bottom cavity. One nozzle is mounted in center of nozzle unit. Gas efflux passage is made in form of tube connecting the near-bottom cavity with central nozzle.

EFFECT: enhanced efficiency of holding the inserted charge in combustion chamber; reduced mass of engine; enhanced density of charging.

1 dwg



RU 2297546 C2

RU 2297546 C2

Изобретение относится к ракетной технике, в частности к ракетным двигателям твердого топлива (РДТТ) с вкладным пороховым зарядом, преимущественно многошашечным.

Известна конструкция РДТТ, содержащего камеру, сопловой блок и многошашечный пороховой заряд [1]. Для удержания заряда в камере используется сопловая диафрагма, перекрывающая проходное сечение сопла и препятствующая выбросу шашек из камеры.

Недостатком конструкции является принципиальная невозможность полного исключения выброса пороха из камеры двигателя. При выстреле на заряд в камере действуют силы, прижимающие шашки к сопловой диафрагме - перегрузка и перепад давления по длине камеры. Величина суммарной прижимающей вилы может быть значительной. Так, при массе 1 кг, перегрузке 300 единиц, площади торца шашки 12 см^2 и перепаде давления по длине 8 кгс/см^2 суммарная прижимающая сила достигает 400 кгс. В этом случае шашка может разрушаться на сопловой диафрагме от чрезмерных контактных напряжений. Кроме того, по мере сгорания толщина горящего свода шашки, а следовательно, и ее прочность уменьшаются, и по достижении ими критической величины обязательно происходит разрушение заряда и выброс остатков его из камеры несгоревшими. При этом потери единичного импульса двигателя могут достигать 25-30% при значительной нестабильности внутрибаллистических характеристик.

Указанные недостатки устранены в конструкции РДТТ с газодинамически вывешенным пороховым зарядом [2]. РДТТ содержит камеру сгорания с вкладным пороховым зарядом и устройство удержания его в камере. Устройство удержания заряда выполнено в виде дополнительной камеры с донной и сопловой диафрагмами. Между донной диафрагмой и дном камеры сгорания образована придонная полость, связанная выполненным в виде кольцевой щели каналом с предсопловым объемом. При этом площадь сечения канала выполнена большей, чем суммарная площадь отверстий донной диафрагмы.

Продукты сгорания заряда истекают из дополнительной камеры в основную в обе стороны через отверстия в донной и сопловой диафрагмах. Соотношение между проходными сечениями отверстий в диафрагмах подбирается таким образом, чтобы силы, действующие на заряд, уравновешивали друг друга. В этом случае заряд оказывается газодинамически вывешенным в камере, что исключает разрушение его на диафрагмах. К недостатку указанной конструкции можно отнести сложности расчета и экспериментальной отработки требуемого соотношения расходов газа через донную и сопловую диафрагмы, т.к. на практике расход газа через донную диафрагму определяется не только площадью ее отверстий, но и конфигурацией и сечением канала, связывающего придонную полость с предсопловым объемом. Практически это может приводить к снижению эффективности конструкции, т.е. к неполному уравновешиванию заряда и частичному разрушению его на диафрагме. Кроме того, дополнительная камера увеличивает массу двигателя и уменьшает плотность заряжания.

Задачей настоящего изобретения является повышение эффективности удержания вкладного заряда в камере сгорания.

Указанная задача решается тем, что в РДТТ, содержащем камеру сгорания с вкладным пороховым зарядом и многосопловым блоком, донную и сопловую диафрагмы и придонную полость с каналом для истечения газа из придонной полости, одно из сопел двигателя выполнено по центру соплового блока, а канал для истечения газа из придонной полости выполнен в виде трубки, соединяющей придонную полость с центральным соплом.

На чертеже показана конструкция предложенного двигателя в разрезе. Двигатель включает камеру сгорания 1 с вкладным пороховым зарядом 2 и многосопловым блоком 3. У переднего дна 4 камеры 1 установлена донная диафрагма 5, у сопел 6 - сопловая диафрагма 7. По центру соплового блока 3 выполнено сопло 8, которое соединено с придонной полостью 9 трубкой 10. В придонной полости 9 установлен воспламенитель 11, на переднем дне 4 - электровоспламенитель 12.

Работает двигатель следующим образом.

При срабатывании электровоспламенителя 12 воспламенитель 11 зажигает заряд 2.

Продукты сгорания заряда 2 истекают из объема камеры в обе стороны - через сопловую диафрагму 7 непосредственно в сопла 6 и через донную диафрагму 5 в придонную полость 9 и оттуда через трубку 10 в центральное сопло 8. В случае необходимости изменения соотношения расхода газа через центральное и периферийные сопла корректируются их критические сечения.

Таким образом, выполнение канала для истечения газа из придонной полости в виде трубки, выходящей в центральное сопло, упрощает расчет и экспериментальную отработку РДТТ и в конечном счете повышает эффективность удержания порохового заряда в камере сгорания, а также снижает массу двигателя и повышает плотность заряжания.

Источники информации

1. Б.В.Орлов, Г.Ю.Мазинг "Термодинамические и баллистические основы проектирования ракетных двигателей на твердом топливе: Изд. "Машиностроение", 1968 г, стр.293.

2. Патент России №2133371 от 20.07.99 г, МПК 602К 9/24.

Формула изобретения

Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий камеру сгорания с вкладным пороховым зарядом и многосопловым блоком, донную и сопловую диафрагмы и придонную полость с каналом для истечения газа из придонной полости, отличающийся тем, что одно из сопел выполнено по центру соплового блока, а канал для истечения газа из придонной полости выполнен в виде трубки, соединяющей придонную полость с центральным соплом.