РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 322 604** (13) **C2**

(51) МПК
F02K 9/22 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2005129407/06, 20.09.2005**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
20.09.2005

(43) Дата публикации заявки: **27.03.2007**

(45) Опубликовано: **20.04.2008 Бюл. № 11**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 3404532 A, 08.10.1968. RU 2211353 C1, 27.08.2003. RU 2021544 C1, 15.10.1994. RU 2105180 C1, 20.02.1998. US 4120153 A, 17.10.1978. US 2400242 A, 14.03.1946.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, Щегловская засека, ГУП "Конструкторское бюро приборостроения"

(72) Автор(ы):
Клевенков Борис Зиновьевич (RU),
Замарахин Василий Анатольевич (RU),
Миронов Юрий Иванович (RU),
Колотилин Владимир Иванович (RU),
Шигин Александр Викторович (RU),
Косин Михаил Евгеньевич (RU)

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

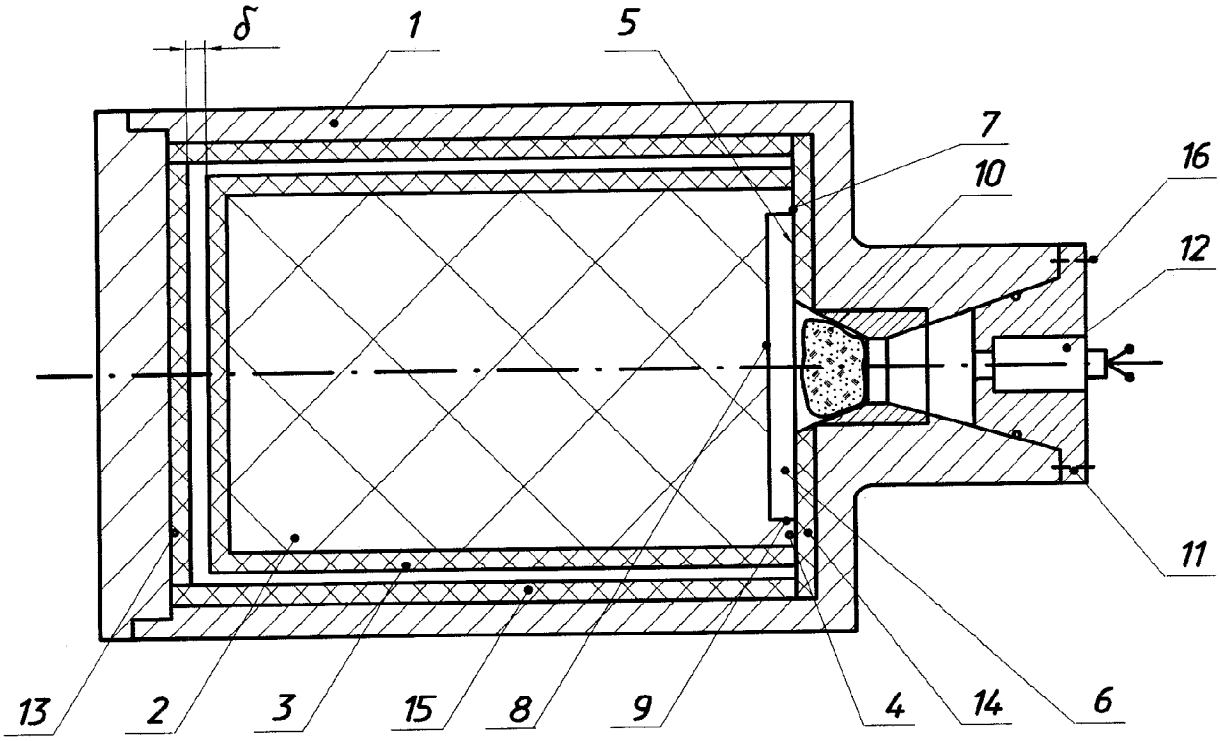
(54) РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

(57) Реферат:

Изобретение относится к военной технике, а именно к ракетным двигателям твердого топлива. Ракетный двигатель твердого топлива включает корпус и вкладной бронированный по наружной поверхности заряд, имеющий небронированный торец, контактирующий в крайнем продольном положении с опорной поверхностью корпуса. На небронированном торце заряда выполнено углубление, площадь которого увеличивает площадь небронированного торца заряда на величину, равную либо незначительно отличающуюся от площади поверхности небронированного торца заряда, контактирующей с опорной поверхностью корпуса, чтобы обеспечить уровень давления в камере сгорания двигателя не более максимально допустимого. Площадь поверхности небронированного торца, контактирующая с опорной поверхностью корпуса, выбрана из условия обеспечения контактных напряжений в заряде менее предельно допустимых. Изобретение позволяет обеспечить надежность запуска ракетного двигателя за счет исключения падения давления в камере сгорания двигателя ниже уровня устойчивого горения топливного заряда. 2 з.п. ф-лы, 2 ил.

RU 2322604 C2

RU 2322604 C2



Фиг. 1

RU 2322604 C2

RU 2322604 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 322 604** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F02K 9/22 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2005129407/06, 20.09.2005**

(24) Effective date for property rights: **20.09.2005**

(43) Application published: **27.03.2007**

(45) Date of publication: **20.04.2008 Bull. 11**

Mail address:
300001, g.Tula, Shcheglovskaja zaseka, GUP "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"

(72) Inventor(s):
Klevenkov Boris Zinov'evich (RU),
Zamarakhin Vasilij Anatol'evich (RU),
Mironov Jurij Ivanovich (RU),
Kolotilin Vladimir Ivanovich (RU),
Shigin Aleksandr Viktorovich (RU),
Kosin Mikhail Evgen'evich (RU)

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

(54) SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

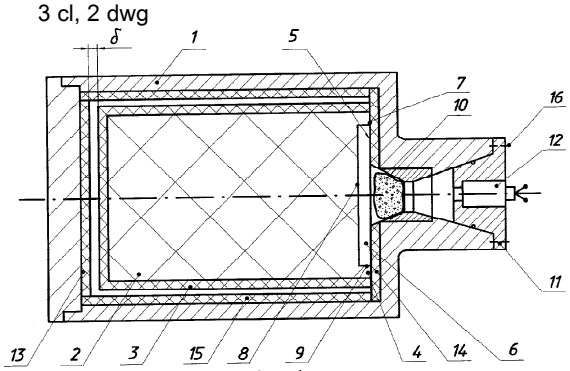
(57) Abstract:

FIELD: military equipment; solid-propellant rocket engines.

SUBSTANCE: proposed solid-propellant rocket engine has body and fitted-in restricted charge over outer surface with nonrestricted end face in contact with support surface of body in extreme longitudinal position. Cavity is made on nonrestricted end face of change whose area increases area of nonrestricted end face of charge by value equal to or insignificantly differing from area of surface of nonrestricted end face of charge in contact with support surface of body to provide pressure level in engine combustion chamber not exceeding maximum tolerable one. Area of surface of nonrestricted end face in contact with support surface of body is chosen to provide contact stresses in change lower than tolerable ones.

EFFECT: provision of reliable starting of rocket engine owing to prevention of pressure drop in engine combustion chamber lower than level of stable burning of charge.

3 cl, 2 dwg



Фиг. 1

RU 2322604 C2

RU 2322604 C2

Известна система автоматического инициирования ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) артиллерийского реактивного снаряда (АРС) от продуктов сгорания метательного заряда (МЗ) через столбики пирозамедлителей (патент США №3404532, 1968 г., НКИ 60-256, МКИ F02K 9/00)[1]. Ракетный двигатель снаряда включает вкладной заряд, бронированный по наружной поверхности и имеющий открытый (небронированный) торец. В сопловом раструбе двигателя, закрытом заглушкой, размещен воспламенитель, инициируемый через пирозамедлители.

При срабатывании в стволе орудия метательного заряда его продукты сгорания инициируют пирозамедлители, которые через определенное время замедления (после выхода снаряда из ствола) поджигают воспламенитель и воспламеняется заряд твердого топлива.

Известен также ракетный двигатель артиллерийского снаряда (патент №2021544, РФ, заявка №5035990 от 7.04.1992 г, МКЛ^5 F02K 9/08)[2], включающий корпус, вкладной бронированный по наружной поверхности заряд, имеющий небронированный торец, сопло с установленной в нем заглушкой, выполненной в виде корпуса для воспламенителя и пирозамедлителя и снабженной фиксирующим элементом, выполненным в виде трубки, один конец которой скреплен с соплом в его критическом сечении, а другой конец снабжен выступами, охватывающими корпус воспламенителя.

Достоинствами двух известных ракетных двигателей являются: высокий коэффициент заполнения топливом, обусловленный размещением воспламенителей в полости сопла и возможность автоматического запуска двигателя после выхода из ствола путем задействования пирозамедлителей продуктами сгорания метательного заряда в стволе орудия.

Однако обоим известным двигателям присущи и недостатки. Поясним это следующим.

Известно, что вкладной топливный заряд устанавливается в камере сгорания двигателя с осевым и радиальным зазорами и имеет возможность перемещения в пределах этих зазоров под действием перепада давления в камере сгорания двигателя и инерционных сил. Так в момент срабатывания воспламенителя продукты его сгорания воздействуют на небронированный торец заряда и воспламеняют его. Заряд под действием перепада давления в пределах осевого зазора перемещается в направлении от воспламенителя (противоположном соплу). В момент вскрытия сопловой заглушки и падения давления в предсопловом объеме перепад давления в камере двигателя имеет противоположное направление по сравнению со срабатыванием воспламенителя. Кроме того, под действием тяги на заряд действует инерционная сила. Под действием перепада давления по длине камеры сгорания и инерционной силы заряд перемещается в направлении сопла и после выбирания осевого зазора воспламенившимся небронированным торцем контактирует с опорными поверхностями корпуса двигателя. При этом часть горящей поверхности небронированного торца может загаснуть, т.к. толщина зоны горения топлива составляет $\approx$ 100 микрон и менее [Исследование ракетных двигателей на твердом топливе. Под редакцией М. Самерфилда, перевод с английского М.: ИЛ, 1963 г, с.113] и при контакте горящей поверхности заряда с опорной поверхностью корпуса двигателя происходит сдавливание размягченной, тонкой зоны горения и загасание поверхности в этих местах. Оставшаяся часть поверхности (не контактировавшая с опорной поверхностью) при вскрывшемся сопле может не обеспечить в камере сгорания уровень давления, достаточный для устойчивого горения топлива. В этих условиях заряд будет гореть неустойчиво, что приведет к затяжному выходу на режим (аномальное горение), либо к полному загасанию заряда, особенно при крайних отрицательных значениях температуры диапазона эксплуатации.

Задачей, на решение которой направлено предлагаемое изобретение, является повышение надежности запуска РДТТ. Техническим результатом, достигаемым при решении поставленной задачи, является исключение падения давления в камере сгорания двигателя ниже уровня устойчивости горения топливного заряда.

Решение поставленной задачи достигается тем, что в ракетном двигателе твердого

топлива, включающем корпус, вкладной бронированный по наружной поверхности заряд, имеющий небронированный торец, контактирующий в крайнем продольном положении с опорной поверхностью корпуса, на небронированном торце заряда выполнено углубление, площадь которого увеличивает площадь небронированного торца заряда на величину, равную либо незначительно отличающуюся от площади поверхности небронированного торца, чтобы обеспечить уровень давления в камере сгорания двигателя не более максимально допустимого, при этом площадь поверхности небронированного торца, контактирующая с опорной поверхностью корпуса, выбрана из условия обеспечения контактных напряжений в заряде менее предельно допустимых.

В частных случаях углубление может быть выполнено в виде поверхности вращения или кольцевой канавки.

Предлагаемое изобретение поясняется графическими материалами. На Фиг.1 изображена схема РДТТ, выполненного согласно пп.1 и 2 формулы предлагаемого изобретения. На Фиг.2 - схема РДТТ, выполненного согласно п.3 формулы.

РДТТ включает корпус 1, вкладной заряд 2, имеющий по наружной поверхности бронепокрытие 3 и небронированный торец 4, контактирующий в крайнем продольном положении с опорной поверхностью 5 корпуса 1. На небронированном торце 4 выполнено углубление 6 в виде поверхности вращения, например, цилиндрической поверхности. Поверхность вращения углубления 6 может быть выполнена конической, цилиндрическо-конической, сферической и т.д. Поверхность 7 небронированного торца 4, контактирующая в крайнем продольном положении с опорной поверхностью 5 корпуса 1, выполнена из условия обеспечения прочности заряда 2 при воздействии на него эксплуатационных и стартовых продольных перегрузок, т.е. площадь поверхности 7 должна быть такой, чтобы контактные напряжения в заряде 2 не превышали предельно допустимых для данного топлива значений. Площадь поверхности углубления 6, в рассматриваемых вариантах исполнения, выполнена в виде поверхности круга 8 или кольца 17 (Фиг.2) и боковой цилиндрической поверхности 9 или цилиндрических поверхностей 18 (Фиг.2). При этом площадь боковой цилиндрической поверхности 9 (18), увеличивающая площадь плоского (без углубления) небронированного торца заряда 2, должна быть равна или незначительно отличаться от площади поверхности 7, чтобы обеспечить уровень давления в камере сгорания двигателя не более максимально допустимого из условия прочности корпуса 1.

Воспламенитель обозначен позицией 10 и может быть выполнен, например, в виде перкалевого мешочка с навеской дымного ружейного пороха. Сопловая заглушка обозначена позицией 11, а электровоспламенитель, размещенный на заглушке, обозначен позицией 12. Номерами 13 и 14 обозначены амортизационные прокладки. Позицией 15 обозначено теплозащитное покрытие корпуса, а позицией 16 - элементы крепления сопловой заглушки. Осевой продольный зазор между зарядом 2 и корпусом 1 (камерой сгорания) двигателя обозначен «δ».

Работа РДТТ осуществляется следующим образом. При подаче электрического напряжения на электровоспламенитель 12 он срабатывает и инициирует воспламенитель 10, продукты сгорания которого воздействуют на открытые (небронированные) участки поверхности топливного заряда 2 и воспламеняют их. Под действием давления от срабатывания воспламенителя 10 заряд 2 резко перемещается в продольном направлении, выбирает осевой зазор «δ» и, ударившись о прокладку 13 переднего днища, может отскочить в направлении опорной поверхности 5 корпуса 1. При достижении в камере сгорания двигателя давления вскрытия сопловой заглушки последняя вскрывается и происходит сброс давления из предсоплового объема камеры сгорания. Под действием инерционных сил, обусловленных появлением силы тяги, и перепада давления в камере сгорания двигателя при вскрытии сопловой заглушки заряд 2 также прижимается к опорной поверхности 5. В местах контакта заряда 2 с опорной поверхностью 5 может произойти загасание. При этом газоприход от загасших участков поверхности заряда будет компенсироваться газоприходом с горящей поверхности углубления 6, которого достаточно, чтобы обеспечить уровень давления в камере сгорания двигателя не ниже

давления устойчивого горения и двигатель надежно выходит на режим.

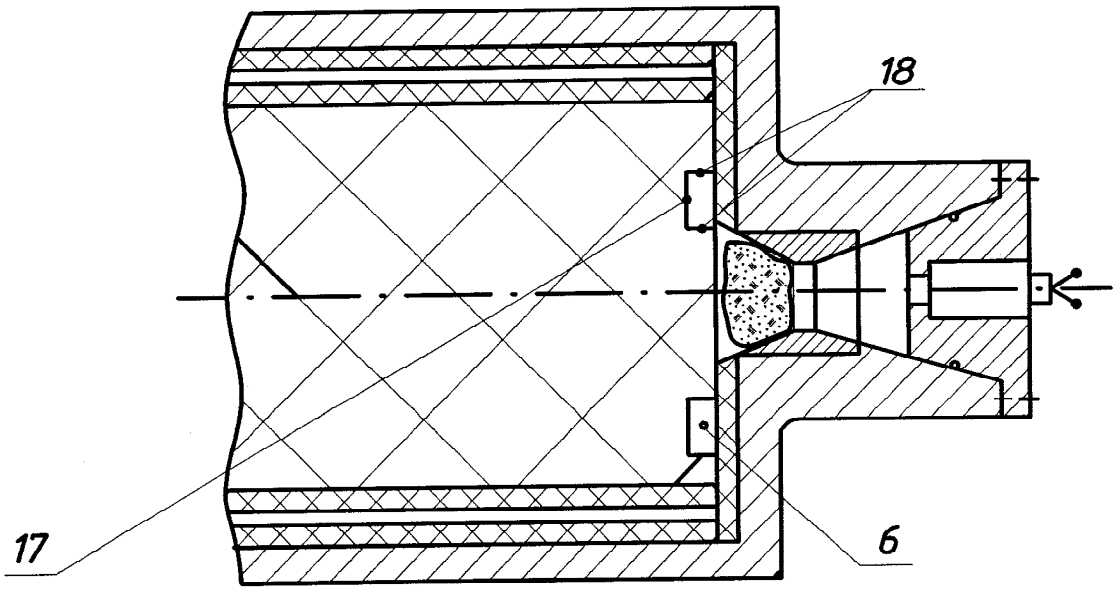
Таким образом, предлагаемое изобретение позволило повысить надежность запуска РДТТ за счет исключения падения давления в камере двигателя ниже уровня устойчивого горения топливного заряда.

Формула изобретения

1. Ракетный двигатель твердого топлива, включающий корпус, вкладной бронированный по наружной поверхности заряд, имеющий небронированный торец, контактирующий в крайнем продольном положении с опорной поверхностью корпуса, отличающийся тем, что на небронированном торце заряда выполнено углубление, площадь которого увеличивает площадь небронированного торца заряда на величину, равную либо незначительно отличающуюся от площади поверхности небронированного торца заряда, контактирующей с опорной поверхностью корпуса, чтобы обеспечить уровень давления в камере сгорания двигателя не более максимально допустимого, при этом площадь поверхности небронированного торца, контактирующая с опорной поверхностью корпуса, выбрана из условия обеспечения контактных напряжений в заряде менее предельно допустимых.

2. Ракетный двигатель твердого топлива по п.1, отличающийся тем, что углубление выполнено в виде поверхности вращения.

3. Ракетный двигатель твердого топлива по п.2, отличающийся тем, что углубление выполнено в виде кольцевой канавки.



Фиг. 2