РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 297 547** (13) **C1**

(51) МПК
F02K 9/95 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2005126700/06, 23.08.2005**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
23.08.2005

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

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2053401 C1, 27.01.1996. RU 2246633 C2, 20.02.2005. RU 2185522 C1, 20.07.2002. RU 223082 C2, 27.10.2004. PR 2444806 A1, 18.07.1980. EP 1138923 A1, 04.10.2001.**

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

(72) Автор(ы):
Большаков Анатолий Николаевич (RU),
Крейер Константин Вячеславович (RU),
Худяков Владимир Иванович (RU),
Шатрова Эмилия Алексеевна (RU)

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

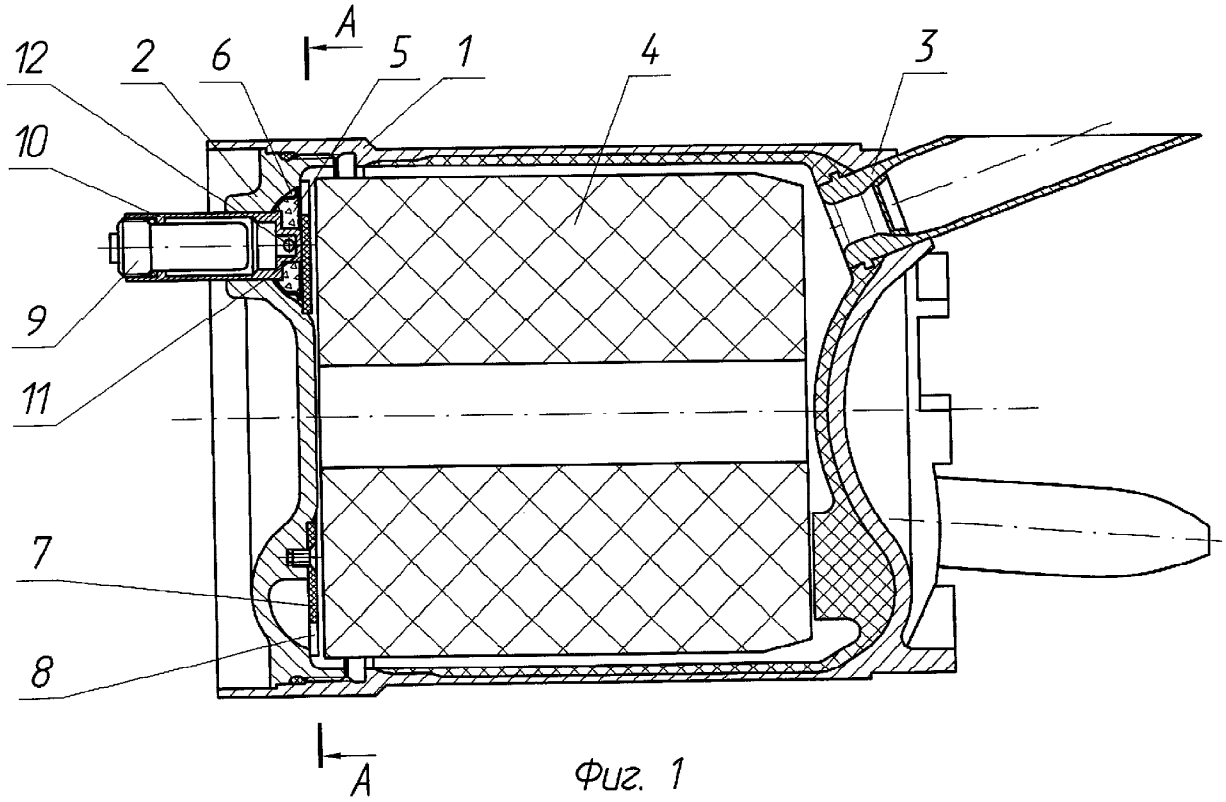
(54) РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике, в частности к ракетным двигателям твердого топлива, преимущественно с вкладным пороховым зарядом. Ракетный двигатель твердого топлива содержит камеру сгорания с передним дном и многосопловым блоком, вкладной небронированный по наружной поверхности пороховой заряд и воспламенитель с электрозапалом на переднем дне камеры. Воспламенитель размещен в форкамере, образованной кольцевым углублением в переднем дне камеры, и опорной пластиной с расходными отверстиями, равномерно размещенными по краю пластины. Электрозапал установлен во втулку с рассекателем, отверстия которого направлены в воспламенитель. На сопловом торце заряда выполнена фаска. Изобретение позволяет уменьшить эксцентриситет тяги двигателя путем повышения равномерности воспламенения заряда и истечения газов из двигателя. 2 ил.

RU 2297547 C1

RU 2297547 C1



Фиг. 1

RU 2297547 C1

RU 2297547 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 297 547** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F02K 9/95 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2005126700/06, 23.08.2005**

(24) Effective date for property rights: **23.08.2005**

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

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

(72) Inventor(s):
Bol'shakov Anatolij Nikolaevich (RU),
Krejer Konstantin Vjacheslavovich (RU),
Khudjakov Vladimir Ivanovich (RU),
Shatrova Ehmilija Alekseevna (RU)

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

(54) SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

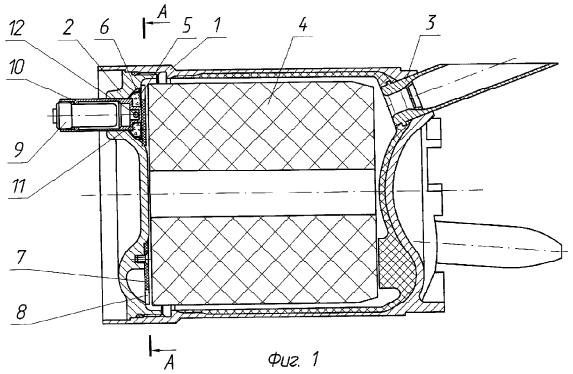
(57) Abstract:

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

SUBSTANCE: proposed solid-propellant rocket engine has combustion chamber with front end plate and multi-nozzle unit, inserted powder charge unrestricted over outer surface and igniter with electric primer on front end plate of chamber. Igniter is located in prechamber formed by circular groove in front end plate of chamber and bearing plate with holes smoothly distributed over its edge. Electric primer is inserted into bush with splitter whose holes are directed to igniter. Nozzle end of charge is provided with chamfer.

EFFECT: reduced eccentricity of engine thrust due to smooth ignition of charge and efflux of gases from engine.

2 dwg



Фиг. 1

RU 2297547 C1

RU 2297547 C1

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

Известен РДТТ, содержащий камеру сгорания с передним и сопловым днищами, пороховой заряд торцевого горения и воспламенитель, установленный на сопловом дне со стороны горящего торца заряда (книга Т.М.Мелькумова и др. Ракетные двигатели, Москва: Машиностроение, 1976 г., стр.372, 373).

К недостатку конструкции можно отнести малую эффективность соплового воспламенителя, часть навески которого обязательно выносится через сопло несгоревшей.

Более высокую эффективность имеет воспламенитель, расположенный на переднем дне камеры сгорания. Такой воспламенитель обычно используется с зарядом, горящим по каналу или по наружной поверхности. В этой конструкции все продукты сгорания навески воспламенителя до покидания камеры сгорания проходят вдоль воспламеняемой поверхности заряда.

Образец конструкции РДТТ с переднедонным воспламенителем представлен в книге В.Д.Курова и Ю.М.Должанского "Основы проектирования пороховых ракетных снарядов" Москва: Оборонгиз, 1961 г., стр.37, фиг.2, 3). Указанный двигатель включает камеру сгорания с передним дном и многосопловым блоком, небронированный вкладной пороховой заряд и воспламенитель в разрушаемой коробке, вместе с электрозапалом установленный на переднем две камеры.

К недостатку конструкции можно отнести неравномерность воспламенения поверхности заряда, связанную с неориентированным разбрасыванием навески воспламенителя при срабатывании электрозапала. Эта неравномерность усугубляется расположением электрозапала не по оси двигателя (расположение электрозапала со смещением относительно продольной оси маршевого двигателя нашло наибольшее распространение в конструкциях ракет исходя из компоновочных соображений).

Неравномерность воспламенения поверхности заряда приводит к неодновременности вскрытия сопел (некоторое время работает, например, одно или два сопла из трех) и газодинамической неравномерности течения газа через сопла. Положение усугубляется смещением заряда от осевого положения (перекосом в пределах имеющихся осевого и радиального зазоров) при несимметричном воздействии электрозапала на торец заряда. При перекосе заряда с одной стороны происходит частичное или полное перекрытие радиального зазора между зарядом и внутренней поверхностью камеры, с диаметрально противоположной стороны зазор увеличивается. В этом случае существенно возрастает окружная неравномерность газового потока от воспламенителя и горящей поверхности к соплам. Газодинамическая неравномерность газового потока приводит в повышенному начальному эксцентриситету тяги двигателя и, как следствие, к уводу ракеты с заданной траектории.

Задачей настоящего изобретения является уменьшение начального эксцентриситета тяги двигателя путем повышения равномерности воспламенения заряда и истечения газов из двигателя.

Указанная задача решается тем, что в ракетном двигателе твердого топлива, содержащем камеру сгорания с передним дном и многосопловым блоком, вкладной небронированный по наружной поверхности пороховой заряд и воспламенитель с электрозапалом на переднем дне камеры, воспламенитель размещен в форкамере. Форкамера образована кольцевым углублением в переднем дне камеры сгорания и опорной пластиной с расходными отверстиями, равномерно размещенный вдоль ее окружности. При этом электрозапал установлен во втулку с рассекателем, отверстия которого направлены в воспламенитель, а на сопловом торце заряда выполнена фаска.

Форкамерная конструкция воспламенительного устройства обеспечивает протекание фазы зажжения навески воспламенителя внутри форкамеры с последующим равномерным истечением газов воспламенителя в кольцевой зазор между зарядом и камерой сгорания. При этом происходит более равномерное зажжение наружной поверхности заряда и, как следствие, практически одновременное вскрытие сопел.

Помещение электрозапала во втулку с рассекателем обеспечивает надежное зажжение навески воспламенителя. При этом форс пламени электрозапала отверстия рассекателя направляется не в заряд, а в навеску воспламенителя и действует в плоскости, перпендикулярной оси заряда (в плоскости кольцевого углубления).

Для исключения местного перекрытия кольцевого зазора при возможном перекосе заряда в момент срабатывания воспламенителя на сопловом торце заряда выполнена фаска. Размеры фаски подбираются исходя из того, что кольцевой зазор не должен перекрываться полностью ни в какой точке окружности при максимальном перекосе заряда.

На чертеже показан конструктивный вариант предлагаемого двигателя в разрезе (фиг.1 - продольный разрез, фиг.2 - поперечный).

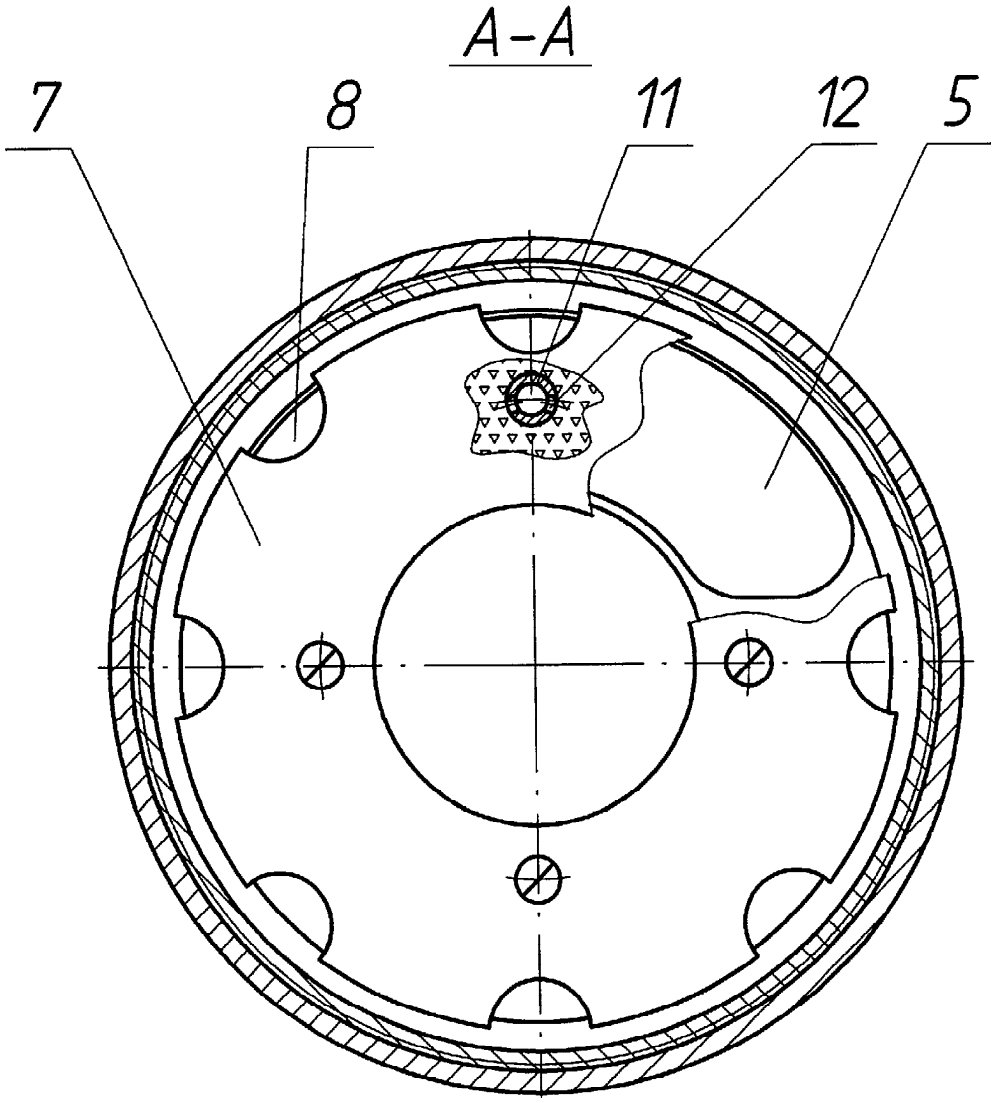
Двигатель включает камеру сгорания 1, переднее дно 2, трехсопловой блок 3, вкладной пороховой заряд 4. Воспламенитель 5 установлен в углублении 6 переднего дна 2 и закрыт опорной пластиной 7 с расходным отверстиями 8. Электрозапал 9 установлен во втулку 10 с рассекателем 11. В рассекателе 11 выполнены два отверстия 12, ориентированных в окружном направлении и направленных в воспламенитель 5.

Работает двигатель следующим образом. При срабатывании электрозапала 9 через отверстия 12 рассекателя 11 зажигается навеска воспламенителя 5. Продукты сгорания воспламенителя 5 равномерно истекают через отверстия 8 опорной пластины 7 в кольцевой зазор между зарядом 4 и внутренней поверхностью камеры 1, зажигая по наружной поверхности заряд 4. Далее газы воспламенителя и продукты горения заряда с наружной поверхности через кольцевой зазор и фаску на торце заряда практически одновременно поступают ко всем трем соплам блока 3 и, выдавливая сопловые заглушки, истекают в атмосферу.

Таким образом, помещение воспламенителя в форкамеру на переднем дне с истечением газов воспламенителя через периферийные отверстия в гарантированный кольцевой зазор между камерой и зарядом существенно уменьшает начальный эксцентриситет тяги двигателя.

Формула изобретения

Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий камеру сгорания с передним дном и многосопловым блоком, вкладной небронированный по наружной поверхности пороховой заряд и воспламенитель с электрозапалом на переднем дне камеры, отличающийся тем, что воспламенитель размещен в форкамере, образованной кольцевым углублением в переднем дне камеры, и опорной пластиной с расходными отверстиями, равномерно размещенными по краю пластины, при этом электрозапал установлен во втулку с рассекателем, отверстия которого направлены в воспламенитель, а на сопловом торце заряда выполнена фаска.



Фиг. 2