РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 344 309** (13) **C1**

(51) МПК
F02K 9/18 (2006.01)
F02K 9/30 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2007113250/06, 09.04.2007**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
09.04.2007

(45) Опубликовано: **20.01.2009 Бюл. № 2**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 3180086 A, 27.04.1965. US 3646597 A, 29.02.1972. US 3026772 A, 27.03.1962. RU 2152529 C1, 29.03.2000. US 2661692 A, 08.12.1953. RU 2056519 C1, 20.03.1996.**

Адрес для переписки:
614113, г.Пермь, ул. Чистопольская, 16, ФГУП "Научно-исследовательский институт полимерных материалов"

(72) Автор(ы):
Куценко Геннадий Васильевич (RU),
Колесников Виталий Иванович (RU),
Амарантов Георгий Николаевич (RU),
Гусева Галина Николаевна (RU),
Лазебный Валерий Николаевич (RU),
Дмитриев Анатолий Федорович (RU),
Шамраев Виктор Яковлевич (RU),
Раимов Ринат Хамидович (RU),
Саушин Станислав Николаевич (RU),
Степанов Виталий Арсеньевич (RU),
Мансуров Ильдар Рахимович (RU),
Горин Юрий Павлович (RU),
Ярмолюк Владимир Николаевич (RU),
Яковлев Николай Николаевич (RU),
Хомяков Игорь Борисович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт полимерных материалов" (RU),
Открытое акционерное общество "Казанское опытное конструкторское бюро" "Союз" (RU)

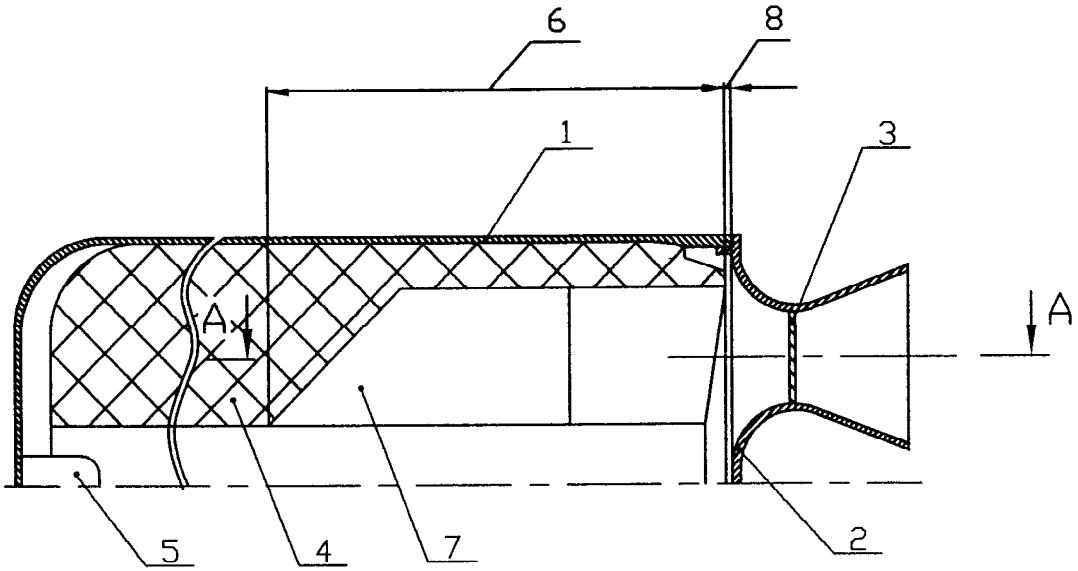
(54) РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетным двигателям твердого топлива. Ракетный двигатель твердого топлива содержит корпус, воспламенитель, сопловое днище с множеством сопел, расположенных по окружности, и прочно скрепленный с корпусом канальный заряд твердого топлива. Заряд имеет канал, переходящий в щелевую часть с множеством щелевых прорезей, каждая из которых обращена к сопловому днищу и выполнена с расширяющимся к торцу заряда участком. Длина расширяющегося участка составляет 1,5-1,7 от диаметра критического сечения сопла, а ширина этого участка на торце заряда составляет 0,9-1,1 от диаметра критического сечения сопла. Количество щелевых прорезей равняется количеству сопел, оси которых расположены в плоскостях симметрии щелевых прорезей, проходящих через ось ракетного двигателя. Изобретение позволяет повысить эффективность ракетного двигателя твердого топлива за счет повышения надежности и увеличения его максимального импульса для увеличения дальности полета ракеты. 2 ил.

RU 2344309 C1

RU 2344309 C1



Фиг. 1

RU 2344309 C1

RU 2344309 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 344 309** (13) **C1**

(51) Int. Cl.
F02K 9/18 (2006.01)
F02K 9/30 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2007113250/06, 09.04.2007**

(24) Effective date for property rights: **09.04.2007**

(45) Date of publication: **20.01.2009 Bull. 2**

Mail address:
614113, g.Perm', ul. Chistopol'skaja, 16, FGUP "Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh materialov"

(72) Inventor(s):
Kutsenko Gennadij Vasil'evich (RU),
Kolesnikov Vitalij Ivanovich (RU),
Amarantov Georgij Nikolaevich (RU),
Guseva Galina Nikolaevna (RU),
Lazebnyj Valerij Nikolaevich (RU),
Dmitriev Anatolij Fedorovich (RU),
Shamraev Viktor Jakovlevich (RU),
Raimov Rinat Khamidovich (RU),
Saushin Stanislav Nikolaevich (RU),
Stepanov Vitalij Arsen'evich (RU),
Mansurov Il'dar Rakhimovich (RU),
Gorin Jurij Pavlovich (RU),
Jarmoljuk Vladimir Nikolaevich (RU),
Jakovlev Nikolaj Nikolaevich (RU),
Khomjakov Igor' Borisovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh materialov" (RU),
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Kazanskoe opytnoe konstruktorskoe bjuro" "Sojuz" (RU)

(54) SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

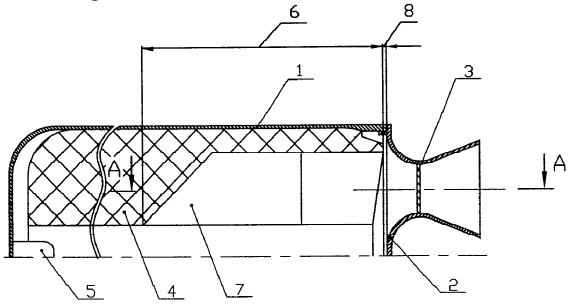
(57) Abstract:

FIELD: motors and pumps.

SUBSTANCE: invention is related to solid-propellant rocket engines. Solid-propellant rocket engine comprises body, igniter, nozzle bottom with multiple nozzles installed along circumference, and channel solid fuel charge rigidly fixed to body. Charge has channel turning into slot part with multiple slot cuts, every of which faces nozzle bottom and is arranged with section that expands to charge end. Length of expanding section makes 1.5-1.7 of nozzle critical section diameter, and width of this section at the end of charge makes 0.9-1.1 of nozzle critical section diameter. Number of slot cuts is equal to number of nozzles, axes of which are located in symmetry planes of slot cuts that pass through axis of rocket engine.

EFFECT: increase of solid-propellant rocket engine efficiency by increase of reliability and its maximum impulse for extension of rocket flight range.

2 dwg



Фиг. 1

RU 2344309 C1

RU 2344309 C1

Предлагаемое изобретение относится к области ракетной техники, а именно к ракетным двигателям твердого топлива, и может быть использовано в ракетах, ракетных снарядах.

Наиболее близкой к предлагаемому изобретению по ограничительным признакам является конструкция, представленная в патенте США №3180086, заявлено 20.03.1962 г., МКИ Кл. 60-35.6, опубликовано 27.04.65 г. [1], принимаемая авторами за прототип.

Конструкция прототипа представляет собой корпус, сопловое днище с множеством сопел, канальный заряд, прочно скрепленный с корпусом, воспламенитель, при этом сопловое днище защищено покрытием расчетной толщины, способным гореть, например порохом, которое при работе двигателя образует встречный газовый поток, т.н. "газовую подушку" и, противодействуя таким образом газовому потоку заряда, обеспечивает функционирование двигателя.

Достоинством этого ракетного двигателя является высокий коэффициент заполнения топливом, а также применение для защиты соплового днища "активного" покрытия, способного при горении увеличить энергомассовые характеристики двигателя.

К недостаткам рассматриваемого двигателя следует отнести следующее:

1. Для защиты соплового днища преимущественно используется низкоэнергетическое топливо.

2. Применение двух топлив усложняет конструкцию двигателя и технологию его изготовления.

3. Процесс горения покрытия сопровождается эрозионным эффектом, который характеризуется сдувом продуктов сгорания, находящихся в газовой фазе горения, приводящим к резкому увеличению скорости горения покрытия, что требует увеличения толщины, т.е. увеличения доли низкоэнергетического материала покрытия в объеме двигателя.

4. Как показали исследования, в связи с близостью сопел продукты сгорания покрытия под действием скоростного напора газового потока заряда уносятся, не успевая прореагировать, что увеличивает потери импульса двигателя.

5. Газовые потоки продуктов сгорания заряда и покрытия, встречаясь и взаимодействуя, являются источником возмущения газовой среды в двигателе, вызывая в ней акустические колебания, приводящие к недопустимым флуктуациям расчетных параметров двигателя - давления и тяги, и, в этой связи, к снижению надежности.

Указанные недостатки двигателя снижают его функциональную надежность и ограничивают область применения.

Задачей предлагаемого изобретения является повышение функциональной надежности двигателя твердого топлива, оснащенного зарядом канально-щелевой конструкции, и обеспечение его максимального импульса для увеличения дальности полета ракеты.

Технический результат достигается тем, что в ракетном двигателе твердого топлива, содержащем корпус, воспламенитель, сопловое днище с множеством сопел, расположенных по окружности, прочно скрепленный с корпусом канальный заряд твердого топлива имеет канал, переходящий в щелевую часть с множеством щелевых прорезей, каждая из которых обращена к сопловому днищу и выполнена с расширяющимся к торцу заряда участком, длина которого составляет 1,5-1,7 от диаметра критического сечения сопла, а ширина на торце заряда составляет 0,9-1,1 от диаметра критического сечения сопла, при этом количество щелевых прорезей равняется количеству сопел, оси которых расположены в плоскостях симметрии щелевых прорезей, проходящих через ось ракетного двигателя.

Сущность предлагаемого изобретения в том, что конструктивное исполнение каждой щелевой прорези с расширяющимся к торцу заряда участком снижает скорость потока газа на выходе из щелевой прорези, обеспечивая давление во фронте потока, равное установившемуся давлению в предсопловом объеме двигателя, что исключает появление воздействия диссонансных потоков в газовой среде на сопловое днище.

Расположение щелевых прорезей против каждого из сопел таким образом, что оси сопел располагаются в плоскостях симметрии щелевых прорезей, проходящих через ось

двигателя, организует плавный вход газовых потоков из щелевых прорезей в сопла, исключающий появление возмущающих факторов, способных вызывать акустические колебания и акустические потери.

На фиг.1 представлен общий вид ракетного двигателя твердого топлива в разрезе, где:

1 - корпус;

2 - сопловое днище с множеством сопел;

3 - сопла;

4 - канально-щелевой заряд;

5 - воспламенитель;

6 - щелевая часть заряда;

7 - щелевые прорези;

8 - предсопловой объем.

На фиг.2 дан вид щелевой прорези, разрез А-А и даны обозначения:

3 - сопла;

7 - щелевые прорези;

$Д_К$ - диаметр критического сечения сопла;

$L_К$ - длина расширяющегося участка щелевой прорези;

$L_Н$ - ширина расширяющегося участка щелевой прорези.

Двигатель по предлагаемому изобретению работает следующим образом.

После воспламенения заряда (4) газовый поток движется по каналу заряда и затем по щелевой части заряда (6), разбиваясь на потоки по числу щелевых прорезей (7), проходит по щелевым прорезям, движется в предсопловой объем (8), далее к сопловому днищу с множеством сопел (2) и к соплам (3).

В каждой щелевой прорези (7) в узкой ее части формируется плоский поток с повышенной скоростью, т.н. "тепловой нож", обладающий кумулятивным эффектом, но при движении на участке с расширением скорость газового потока постепенно уменьшается и к моменту достижения торца заряда параметры потока: скорость V, давление P, температура T становятся равными установившимся значениям этих параметров в предсопловом объеме двигателя.

Расположение осей сопел в плоскостях симметрии щелевых прорезей, проходящих через ось двигателя, создает условия для плавного входа газовых потоков в сопла без создания возмущающих факторов - источников акустических колебаний.

Ширина расширяющегося участка щелевых прорезей у торца $L_Н$ по предлагаемому изобретению равна 0,9-1,1 от диаметра критического сечения сопла.

Если ширина расширяющегося участка щелевых прорезей $L_Н$ у торца заряда будет меньше 0,9 от диаметра критического сечения сопла, появляется узконаправленный газовый поток с повышенными параметрами P, T, V, которые вызывают кумулятивный эффект.

Если ширина расширяющегося участка щелевых прорезей $L_Н$ у торца заряда будет больше 1,1 от диаметра критического сечения сопла, то это повлечет за собой уменьшение массы топлива в заряде и, соответственно, импульса двигателя.

Длина расширяющегося участка щелевых прорезей ($L_К$) по предлагаемому изобретению равна 1,5-1,7 от диаметра критического сечения и выбрана, исходя из обеспечения условия, способствующего снижению давления в газовом потоке в щелевых прорезях к моменту достижения торца заряда до величины, равной установившемуся давлению в предсопловом объеме двигателя, и является минимальной длиной.

Уменьшение длины расширяющегося участка щелевых прорезей ($L_К$) ниже 1,5 от диаметра критического сечения сопла не обеспечивает полного расширения газового потока в пределах заряда, в связи с чем его параметры P, T, V на выходе из заряда остаются больше значений этих же параметров в сравнении с установившимися в предсопловом объеме двигателя, что сопряжено с возникновением кумулятивного эффекта.

Увеличение длины расширяющего участка щелевых прорезей ($L_К$) более 1,7 от

диаметра критического сечения сопла приводит к снижению массы топлива заряда и, соответственно, к уменьшению импульса двигателя.

Определение основных геометрических параметров предлагаемой конструкции представляло собой многоплановую вариационную задачу поиска оптимального решения, который осуществлялся с учетом требований по обеспечению:

1) акустической стабильности;

2) максимального импульса;

3) надежности двигателя.

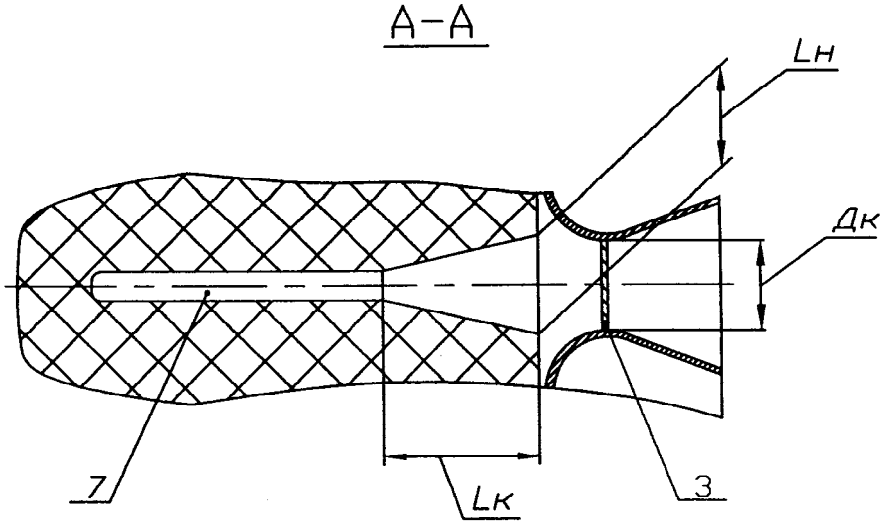
В процессе оптимизации из множества вариантов выбраны представленные в предлагаемой конструкции двигателя параметры, которые позволили обеспечить высокие энергомассовые характеристики двигателя, минимальные потери импульса, акустическую стабильность газовых процессов, и, соответственно, высокую надежность конструкции.

Положительный эффект применения заявленной конструкции подтвержден огневыми стендовыми испытаниями (ОСИ) опытных и натурных образцов РДТТ.

ОСИ проводились в научно-производственном комплексе ФГУП "НИИПМ" и ФКП "ГкНИПАС".

Формула изобретения

Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий корпус, воспламенитель, сопловое днище с множеством сопел, расположенных по окружности, прочно скрепленный с корпусом канальный заряд твердого топлива, отличающийся тем, что заряд имеет канал, переходящий в щелевую часть с множеством щелевых прорезей, каждая из которых обращена к сопловому днищу и выполнена с расширяющимся к торцу заряда участком, длина которого составляет 1,5-1,7 от диаметра критического сечения сопла, а ширина участка на торце заряда составляет 0,9-1,1 от диаметра критического сечения сопла, при этом количество щелевых прорезей равняется количеству сопел, оси которых расположены в плоскостях симметрии щелевых прорезей, проходящих через ось ракетного двигателя.



Фиг.2