(19) **RU** (11) **2 221 159** (13) **C2**

(51) МПК[7] **F 02 K 9/22**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 2002101562/06, 14.01.2002

(24) Дата начала действия патента: 14.01.2002

(46) Дата публикации: 10.01.2004

(56) Ссылки: US 3483703 A1, 16.02.1969. US 3446017 A1, 27.05.1969. US 3426528 A1, 11.02.1969. RU 2079689 C1, 20.05.1997. RU 2122134 C1, 20.11.1998. US 3440820 A1, 29.04.1969. FR 2731471 A1, 13.09.1996. ДЮНЗЕ М.Ф. и др. Ракетные двигатели на твердом топливе. - М.: Машиностроение, 1962, с. 31.

(98) Адрес для переписки:
614113, г.Пермь, ул. Чистопольская, 16, ФГУП "НИИПМ"

(71) Заявитель:
Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт полимерных материалов"

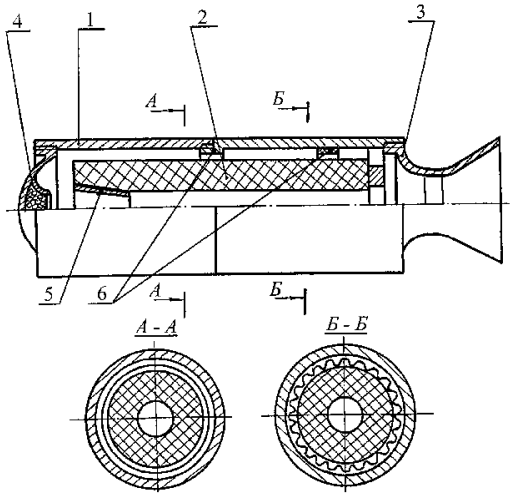
(72) Изобретатель: Колесников В.И., Молчанов В.Ф., Прибыльский Р.Е., Козьяков А.В., Федоров С.Т., Федченко Н.Н., Ренсков А.П.

(73) Патентообладатель:
Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт полимерных материалов", Федеральное государственное унитарное предприятие "Пермский завод им. С.М. Кирова"

(54) РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

(57)

Ракетный двигатель твердого топлива содержит сопловой блок и камеру сгорания с размещенным в ней канальным зарядом, горящим по наружной поверхности и каналу. На внутренней поверхности камеры сгорания по ее длине выполнены выступы. Выступы расположены в средней и/или задней части камеры сгорания. В канал заряда со стороны переднего торца заряда установлена втулка из несгораемого материала, прочно скрепленная с поверхностью канала заряда. Изобретение позволит повысить весовое совершенство двигателя за счет уменьшения толщины стенки камеры сгорания и надежность двигателя за счет увеличения запаса прочности камеры сгорания. 3 з.п. ф-лы, 1 ил.



RU 2221159 C2

RU 2221159 C2

(19) **RU** (11) **2 221 159** (13) **C2**

(51) Int. Cl.[7] **F 02 K 9/22**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 2002101562/06, 14.01.2002

(24) Effective date for property rights: 14.01.2002

(46) Date of publication: 10.01.2004

(98) Mail address:
614113, g.Perm', ul. Chistopol'skaja, 16,
FGUP "NIIPM"

(71) Applicant:
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh materialov"

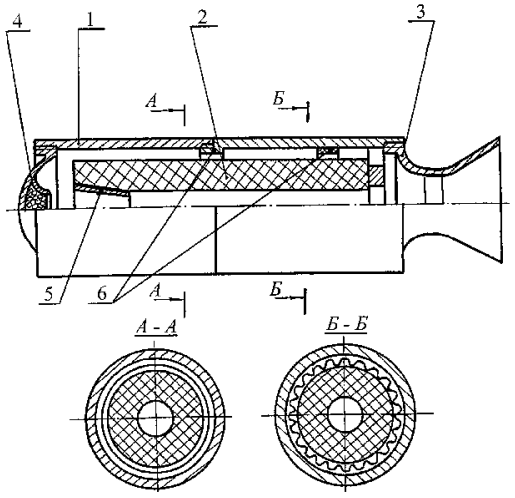
(72) Inventor: Kolesnikov V.I., Molchanov V.F., Pribyl'skij R.E., Koz'jakov A.V., Fedorov S.T., Fedchenko N.N., Renskov A.P.

(73) Proprietor:
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh materialov",
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Permskij zavod im. S.M. Kirova"

(54) SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE

(57) Abstract:

FIELD: rocketry. SUBSTANCE: proposed solid- propellant rocket engine contains nozzle unit and combustion chamber accommodating channel charge burning over outer surface and channel. Projections are made on inner surface of combustion chamber over its length. Projections are located in middle and/or rear of combustion chamber. Bushing of noncombustible material rigidly connected to surface of charge channel is fitted in channel of charge from side of front end face. EFFECT: improved weight characteristics of engine owing to reduction of thickness of combustion chamber wall, improved reliability of engine owing to increase of strength margin of combustion chamber. 4 cl, 1 dwg



RU 2221159 C2

RU 2221159 C2

Изобретение относится к области ракетной техники и предназначено для применения в ракетных двигателях с вкладным зарядом из твердого топлива.

Известна конструкция ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ), состоящая из камеры сгорания в виде трубы, соплового блока с диафрагмой, переднего днища, в котором установлен воспламенитель, и размещенного в камере сгорания вкладного заряда в виде канального цилиндра. Горение заряда происходит, как правило, по каналу и наружной поверхности. Такая конструкция РДТТ описана в источниках: М.Ф. Дюнзе и др. Ракетные двигатели на твердом топливе. М., 1962, стр. 31 и US 3446017.

При работе РДТТ данного класса часть пороховых газов течет по каналу, а часть движется в зазоре между камерой и наружной поверхностью заряда, нагревая стенку камеры. Температура стенки камеры будет тем больше, чем большее количество газов проходит между стенкой камеры и зарядом. Как правило, граница раздела истекающих с поверхности заряда в сторону сопла газовых потоков находится на наружной поверхности заряда. В первоначальное время работы двигателя часть газов, образовавшихся при горении наружной поверхности, течет в зазоре в сторону сопла, а часть в сторону переднего днища и затем в канал заряда.

По мере выгорания топлива заряда площадь свободного прохода газов в зазоре между стенкой камеры и зарядом растет быстрее, чем увеличивается площадь поперечного сечения канала. Кроме того, наружная поверхность горения уменьшается, а поверхность горения канала увеличивается. В связи с этим граница раздела потоков газа постепенно перемещается по наружной поверхности в сторону переднего торца заряда, а затем в канал и далее по каналу - в сторону сопла. С момента перемещения границы раздела потоков в канал все газы, отходящие с наружной поверхности заряда, и часть газов из канала с поверхности, расположенной между передним торцем заряда и границей раздела потоков, текут в зазор между стенкой камеры и зарядом.

Это определяет присущий конструкции прототипа недостаток - подключение в процессе работы двигателя дополнительных поверхностей горения заряда, с которых газы идут в зазор между стенкой камеры и зарядом в сторону сопла, тем самым увеличивая теплонапряженность корпуса. Интенсивный нагрев стенки приводит к потере механической прочности камеры, в связи с чем приходится ее утолщать или применять теплозащитное покрытие, а это ухудшает весовое совершенство двигателя.

В техническом решении по патенту US 3483703 частично осуществляется разгрузка теплонапряженности корпуса двигателя за счет наличия продольно расположенных в камере центрирующих элементов. Однако в этом случае пережим газового потока осуществляется непосредственно на переднем торце заряда, что крайне неэффективно (затрудняется переброс части газов с наружной поверхности заряда в канал).

Изобретение по патенту US 3483703 выбрано в качестве прототипа.

Технической задачей изобретения является создание ракетного двигателя с вкладным зарядом из твердого топлива, горящим по наружной поверхности и каналу, с уменьшенной теплонапряженностью стенки камеры сгорания двигателя, что повышает надежность работы двигателя и его весовое совершенство.

Технический результат изобретения - повышение весового совершенства двигателя (уменьшение толщины стенки камеры сгорания, отсутствие или уменьшение толщины теплозащитного покрытия) и повышение надежности работы РДТТ.

Указанная задача решается в конструкции патентуемого ракетного двигателя твердого топлива, содержащего сопловой блок и камеру сгорания с размещенным в ней канальным зарядом, горящим по наружной поверхности и каналу, за счет оснащения внутренней поверхности камеры сгорания выступами кольцевой или звездообразной формы, расположенными на внутренней поверхности камеры сгорания по ее длине, например в средней и задней части камеры. При этом в канал заряда со стороны переднего торца вмонтирована втулка из несгораемого материала, например из металла (предпочтительно стали), прочно скрепленная с поверхностью канала заряда. Втулка может быть использована как крепежный элемент заряда к переднему днищу двигателя, например, через промежуточный шарнир, а наличие звездообразных выступов позволяет центрировать заряд в камере двигателя с обеспечением необходимой площади свободного прохода для истекающих газов. В заявляемой конструкции двигателя граница раздела газовых потоков на наружной поверхности заряда смещается в сторону заднего торца.

Основными отличительными признаками заявленного изобретения от прототипа являются:

1. Оснащение камеры сгорания двигателя (на внутренней поверхности) кольцевыми или звездообразными выступами, расположенными, например, в ее средней и/или задней части.

2. Установка со стороны переднего торца в канале заряда втулки из несгораемого материала, например из стали, скрепленной с каналом.

Экспериментально установлено, что наиболее оптимальным является расположение диаметральных выступов на внутренней поверхности камеры сгорания в ее средней или задней части. Выступы создают гидравлическое сопротивление потоку, движущемуся в зазоре, и часть газов с наружной поверхности отводится в канал заряда. Втулка, вмонтированная в канал со стороны переднего торца заряда, не создает гидросопротивления газу, движущемуся в канал. По мере выгорания топлива с наружной поверхности заряда и канала наличие втулки из несгораемого материала препятствует выходу газа из канала в зазор между зарядом и стенкой камеры тем больше, чем больший свод топлива выгорит.

Для обеспечения эффекта газораспределения в течение всего времени работы заряда длина втулки выполняется с учетом толщины горящего свода.

RU 2221159 C2

RU 2221159 C2

На чертеже приведена конструкция ракетного двигателя, где 1 - камера сгорания; 2 - заряд; 3 - сопловой блок; 4 - переднее дно; 5 - втулка; 6 - выступы.

Патентуемый РДТТ содержит камеру сгорания 1, снабженную кольцевым и звездообразным выступами 6; заряд твердого топлива 2, горящий с наружной поверхности и канала, с вмонтированной в канал со стороны переднего торца стальной втулкой 5; сопловой блок 3, переднее дно 4.

При работе РДТТ имеющиеся в камере сгорания выступы, изображенные на разрезах А-А и Б-Б, являются гидросопротивлениями для газового потока, движущегося в зазоре между наружной поверхностью заряда и стенкой камеры сгорания. Благодаря наличию выступов граница разделов газовых потоков смещается на наружной поверхности заряда в сторону соплового блока 3 и часть газов с наружной поверхности движется в сторону переднего дна 4, а затем по каналу заряда через вмонтированную в его передний торец втулку 5. В процессе работы двигателя наружные диаметр и поверхность горения заряда уменьшаются, а диаметр и поверхность канала заряда увеличиваются, площадь прохода для потока газов со стороны наружной поверхности заряда растет быстрее, чем в канале. Однако втулка 5, вмонтированная в канал заряда 2 со стороны переднего торца, выполненная из несгораемого материала, по мере увеличения диаметра канала будет создавать все большее гидросопротивление, препятствующее выходу газов из канала в сторону переднего дна и далее в зазор между стенкой камеры сгорания и зарядом.

Таким образом, выступы на внутренней стенке камеры сгорания и втулка, вмонтированная в канал со стороны переднего торца, способствует оптимальному перераспределению газовых потоков, что снижает количество газов, проходящих в зазоре между стенкой камеры сгорания и зарядом, особенно в задней сопловой части камеры, что значительно уменьшает ее теплонапряженность.

Эффективность конструкции двигателя оценивалась путем измерения температур камеры сгорания в восьми сечениях по длине двигателя. В результате измерения температур в стендовых камерах (измерения производились в наиболее теплонапряженных сечениях камеры сгорания вблизи сопла) с применением заряда из баллиститного топлива с размерами: наружный диаметр - 100 мм, канал - 38 мм, длина - 1570 мм получена температура стенки камеры сгорания, равная 500-550 °С (температура стенки камеры сгорания заряда-прототипа - 660-700 °С).

Как видно из полученных результатов, предложенное техническое решение позволяет на ~ 150-200 °С снизить температуру в наиболее теплонапряженных сечениях камеры сгорания. Это, в свою очередь, позволяет существенно уменьшить толщину стенки.

Формула изобретения:

1. Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий сопловой блок и камеру сгорания, с размещенным в ней канальным зарядом, горящим по наружной поверхности и каналу, при этом на внутренней поверхности камеры сгорания по ее длине выполнены выступы, отличающийся тем, что выступы расположены в средней и/или задней части камеры сгорания, а в канал заряда со стороны переднего торца заряда установлена втулка из несгораемого материала, прочно скрепленная с поверхностью канала заряда.

2. Ракетный двигатель на твердом топливе по п.1, отличающийся тем, что выступы имеют кольцевую или звездообразную форму.

3. Ракетный двигатель на твердом топливе по п. 1, отличающийся тем, что втулка шарнирно скреплена с передним днищем двигателя.

4. Ракетный двигатель на твердом топливе по п.1, отличающийся тем, что втулка изготовлена из металла.

RU 2221159 C2

RU 2221159 C2