



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F02K 9/28 (2020.02)

(21)(22) Заявка: 2018135384, 05.10.2018

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
05.10.2018

Дата регистрации:
15.07.2020

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 05.10.2018

(43) Дата публикации заявки: 06.04.2020 Бюл. № 10

(45) Опубликовано: 15.07.2020 Бюл. № 20

Адрес для переписки:

607186, Нижегородская обл., г. Саров, пр-кт
Ленина 25, кв. 6, Гинятуллин Роман Дамирович

(72) Автор(ы):

Гинятуллин Роман Дамирович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Гинятуллин Роман Дамирович (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2428579 C1, 10.09.2011. RU
2429368 C1, 20.09.2011. US 6226979 B1,
08.05.2001. RU 2225524 C1, 10.03.2004.

(54) Ракетный двигатель твердого топлива

(57) Реферат:

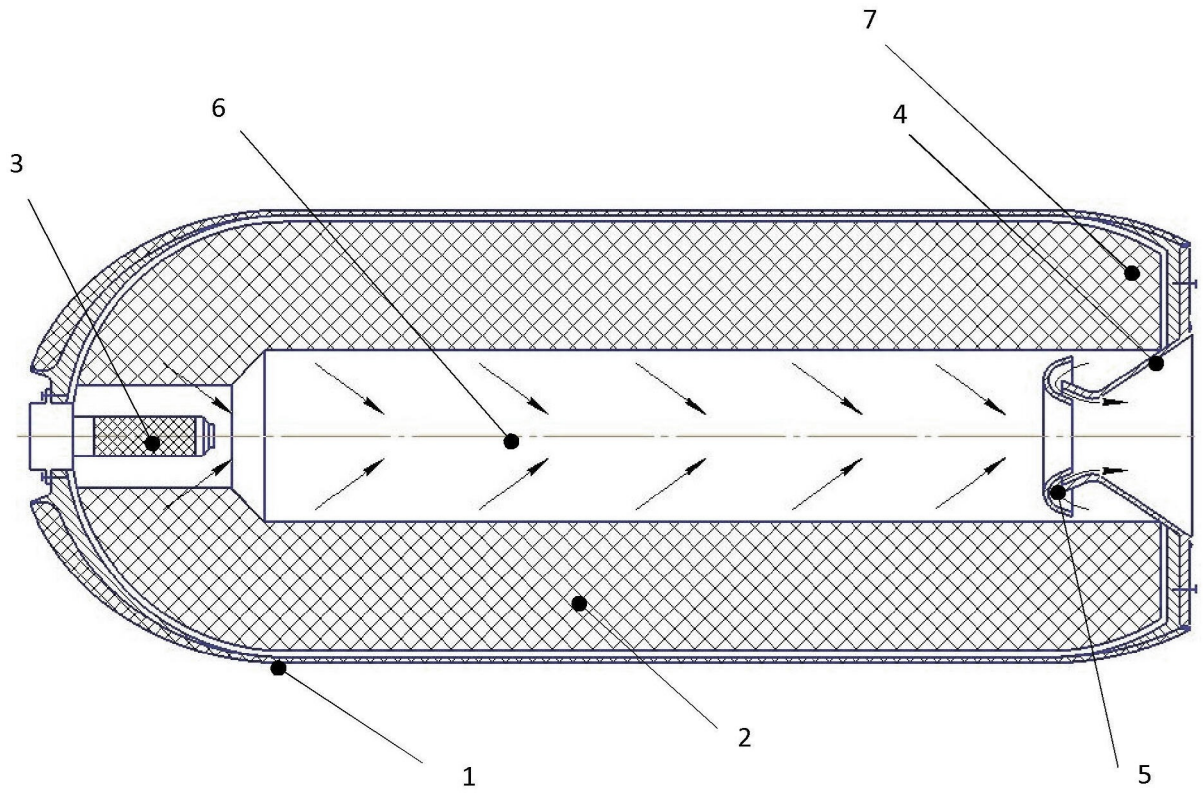
Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано в конструкциях маршевых и разгонных ступеней ракетных двигателей твердого топлива. Двигатель содержит камеру сгорания, имеющую цилиндрический участок, переднее и заднее днища, сопло с утопленной частью, заряд, скрепленный с камерой сгорания, воспламенитель и, в отличие

от прототипа, снабжен профилированной полый вставкой, расположенной внутри камеры сгорания соосно соплу на заданном расстоянии от него. Двигатель имеет более простую конструкцию, позволяющую снизить стоимость двигателя, а также обеспечивает стабильную работу двигателя при практически максимальной величине его мощности. 1 ил.

RU
2 7 2 6 8 3 5
C 2

RU
2 7 2 6 8 3 5
C 2

R U 2 7 2 6 8 3 5 C 2



R U 2 7 2 6 8 3 5 C 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02K 9/28 (2020.02)

(21)(22) Application: **2018135384, 05.10.2018**
 (24) Effective date for property rights:
05.10.2018
 Registration date:
15.07.2020
 Priority:
 (22) Date of filing: **05.10.2018**
 (43) Application published: **06.04.2020** Bull. № 10
 (45) Date of publication: **15.07.2020** Bull. № 20
 Mail address:
**607186, Nizhegorodskaya obl., g. Sarov, pr-kt
 Lenina 25, kv. 6, Ginyatullin Roman Damirovich**

(72) Inventor(s):
Ginyatullin Roman Damirovich (RU)
 (73) Proprietor(s):
Ginyatullin Roman Damirovich (RU)

(54) **ROCKET ENGINE OF SOLID FUEL**

(57) Abstract:
 FIELD: rocket equipment.
 SUBSTANCE: invention can be used in structures of sustainer stages of rocket engines of solid fuel. Engine comprises a combustion chamber having a cylindrical section, a front and a rear bottoms, a nozzle with a recessed portion, a charge attached to the combustion chamber, igniter and, unlike the prototype,

is equipped with a profiled hollow insert located inside the combustion chamber coaxially to the nozzle at the specified distance from it.

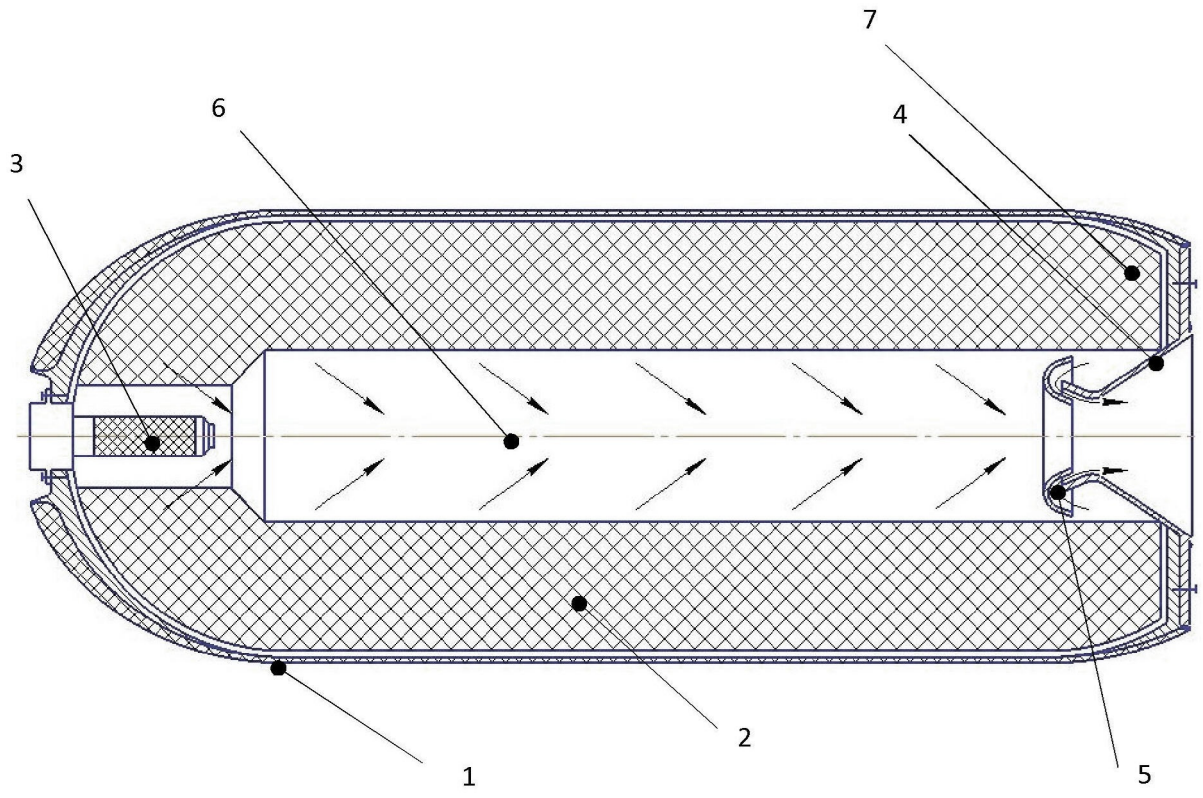
EFFECT: engine has a simpler design, which reduces engine cost, and also ensures stable operation of the engine at almost maximum value of its power.

1 cl, 1 dwg

C 2
5
2 7 2 6 8 3 5
R U

R U
2 7 2 6 8 3 5
C 2

R U 2 7 2 6 8 3 5 C 2



R U 2 7 2 6 8 3 5 C 2

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано в конструкциях маршевых и разгонных ступеней ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ).

При создании ракетного двигателя на твердом топливе (РДТТ), используемого на подводных лодках, одной из главных задач, решаемых конструкторами, является уменьшение габаритов ракеты (главным образом длины), при сохранении эффективности работы двигателя (мощности, времени работы и других параметров).

Известен «Ракетный двигатель твердого топлива» (патент RU №2429368, МПК F02K 9/28, 9/32(2006.01), опубл. 20.09.2011, Бюл. №26), состоящий из камеры сгорания, имеющей цилиндрический участок, переднее и заднее днища, сопло с утопленной частью и теплозащитным покрытием, и скрепленного с камерой сгорания заряда, состоящего из двух частей, разделенных перегородкой, при этом меньшая часть заряда, расположенная над утопленной частью сопла, изготовлена из низкотемпературного топлива, а большая - из высокотемпературного топлива. Между утопленной частью сопла и низкотемпературным зарядом соосно соплу расположен цилиндр, упирающийся в перегородку и в заднее днище, а на боковой поверхности цилиндра по окружности выполнены отверстия, оси которых перпендикулярны к оси сопла, при этом суммарную площадь этих отверстий выбирают из условия обеспечения расхода продуктов сгорания низкотемпературного топлива в диапазоне 2-3% от расхода продуктов сгорания высокотемпературного топлива. Данный ракетный двигатель выбран в качестве прототипа.

В указанной конструкции горящие газы над соплом используются для управления ракетой или для поворота сопла. Но такая конструкция РДТТ крайне сложна, как при изготовлении, так и при эксплуатации. Кроме того, тяга, используемая для управления от исходящих газов излишняя по мощности, и в силу этого общая эффективность (мощность) двигателя уменьшается в сравнении с классической схемой размещения сопла.

Техническая проблема, на решение которой направлено заявляемое изобретение, заключается в упрощении конструкции РДТТ с утопленным соплом и снижении ее стоимости, а также обеспечение стабильной работы двигателя и при максимальной величине его мощности.

Техническая проблема решается за счет того, что заявляемый ракетный двигатель твердого топлива, содержащий камеру сгорания, имеющую цилиндрический участок, переднее и заднее днища, сопло с утопленной частью, заряд, скрепленный с камерой сгорания, воспламенитель, в отличие от прототипа снабжен профилированной полкой вставкой, расположенной внутри камеры сгорания соосно соплу на заданном расстоянии от него.

За счет введения профилированной полкой вставки, расположенной соосно основному соплу на заданном расстоянии от него, образуется канал, который разворачивает поток (струю) горящих газов из донной зоны и выводит эти газы в сопло двигателя, таким образом, что векторы потоков газов из основного объема двигателя и донной зоны будут сонаправлены, в результате чего предотвращается их турбулентность (столкновение) на выходе из сопла РДТТ, что позволяет обеспечить стабильную работу двигателя при максимальной величине его мощности.

Таким образом, заявляемая конструкция РДТТ позволяет снизить стоимость двигателя (за счет уменьшения общей длины и, следовательно, уменьшения габаритов пускового устройства).

Изобретение поясняется фигурой, на которой схематично показан заявляемый

ракетный двигатель.

Двигатель содержит камеру 1 сгорания, имеющую цилиндрический участок, переднее и заднее днища, заряд 2 твердого топлива, скрепленный с камерой 1 сгорания, воспламенитель 3. На заднем днище установлено сопло 4 с утопленной частью. Внутри
5 камеры 1 сгорания соосно соплу 4 на заданном расстоянии от него, в данном примере выполнения одна, расположена профилированная вставка 5.

Заявляемый РДТТ работает следующим образом. После срабатывания воспламенителя 3 возгорается внутренняя поверхность заряда 2 твердого топлива, продукты сгорания 6, вытекая через сопло 4, формируют тягу двигателя. Кроме того,
10 происходит также возгорание заряда 2 твердого топлива, находящегося в придонной зоне 7. Горящий поток из зоны 7 между стенками сопла 4 и профилированной вставки 5 поворачивается в образованный между ними канал и попадает в основной поток 6 горящих газов (продуктов сгорания), уводя их в сопло 4 двигателя, таким образом, что
15 встреча потока из зоны 7 с основным потоком происходит на выходе из сопла 4 почти без «столкновения», когда векторы потоков газов сонаправлены, в результате смешение горящих потоков газов происходит без турбулентности.

Таким образом, заявляемый РДТТ имеет более простую конструкцию, позволяющую снизить стоимость двигателя, а также обеспечивает стабильную работу двигателя при практически максимальной величине его мощности.

20

(57) Формула изобретения

Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий камеру сгорания, имеющую цилиндрический участок, переднее и заднее днища, сопло с утопленной частью, заряд, скрепленный с камерой сгорания, воспламенитель, отличающийся тем, что снабжен
25 профилированной полый вставкой, расположенной внутри камеры сгорания соосно соплу на заданном расстоянии от него.

30

35

40

45

