РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 259 495** (13) **C2**

(51) МПК[7] **F 02 K 9/10**

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2003130652/06, 16.10.2003**

(24) Дата начала действия патента: **16.10.2003**

(43) Дата публикации заявки: **10.04.2005**

(45) Опубликовано: **27.08.2005 Бюл. № 24**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2164616 C1, 27.03.2001.**
RU 2213242 C2, 27.09.2003.
RU 26083 U1, 10.11.2002.
RU 2195568 C2, 27.12.2000.
RU 2079689 C1, 20.05.1997.
DE 1926378 A, 03.12.1970.
FR 2431675 A1, 15.02.1980.
DE 2028539 B2, 16.12.1971.

Адрес для переписки:
614113, г.Пермь, ул. Чистопольская, 16, Федеральное государственное унитарное предприятие "Научно-исследовательский институт полимерных материалов"

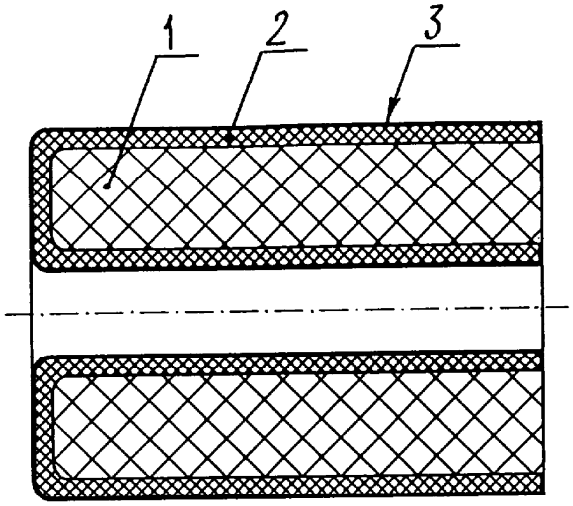
(72) Автор(ы):
Колесников В.И. (RU),
Молчанов В.Ф. (RU),
Пупин Н.А. (RU),
Козьяков А.В. (RU),
Красильников Ф.С. (RU),
Летов Б.П. (RU),
Федченко Н.Н. (RU),
Макаров Л.Б. (RU),
Божья-Воля Н.С. (RU)

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

(54) ЗАРЯД ТВЕРДОГО РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

(57) Реферат:

Заряд твердого ракетного топлива торцевого горения состоит из твердотопливной шашки, бронированной по боковой поверхности и торцу бронепокрытием на основе ацетилцеллюлозы с нанесенным поверх бронепокрытия пленочным экранирующим слоем на основе синтетического клея. В нем выполнен сквозной центральный канал, при этом поверхность выполненного в заряде сквозного центрального канала бронирована заодно с боковой поверхностью и передним торцом заряда с возможностью удаления части бронепокрытия со стороны горящего торца боковой поверхности. Соотношение между диаметром твердотопливной шашки (D) и диаметром канала (d) составляет 2,0<D/d<5,0. Изобретение обеспечит низкое дымообразование, повышенный поражающий эффект боевой кумулятивной части снаряда и оптимальные условия для реализации маршевого и разгонно-маршевого режима работы ракетного двигателя. 2 з.п.ф-лы, 5 ил.



Фиг.3

RU 2259495 C2

RU 2259495 C2

RUSSIAN FEDERATION

(19) **RU** (11) **2 259 495** (13) **C2**

(51) Int. Cl.[7] **F 02 K 9/10**

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2003130652/06, 16.10.2003**

(24) Effective date for property rights: **16.10.2003**

(43) Application published: **10.04.2005**

(45) Date of publication: **27.08.2005 Bull. 24**

Mail address:
614113, g.Perm', ul. Chistopol'skaja, 16, Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Nauchno-issledovatel'skij institut polimernykh materialov"

(72) Inventor(s):
Kolesnikov V.I. (RU),
Molchanov V.F. (RU),
Pupin N.A. (RU),
Koz'jakov A.V. (RU),
Krasil'nikov F.S. (RU),
Letov B.P. (RU),
Fedchenko N.N. (RU),
Makarov L.B. (RU),
Bozh'ja-Volja N.S. (RU)

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

(54) SOLID-PROPELLANT CHARGE

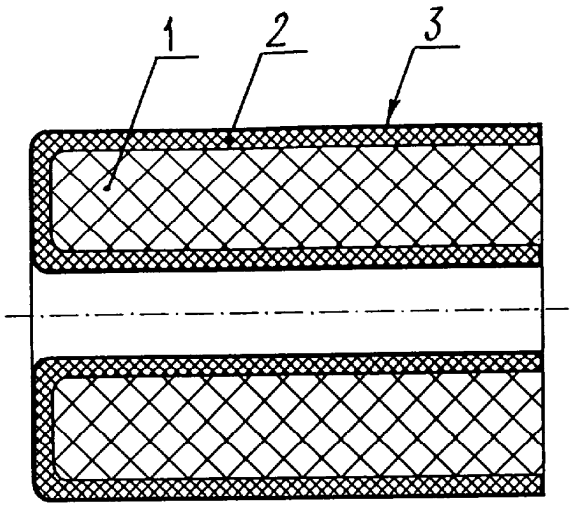
(57) Abstract:

FIELD: rocketry.

SUBSTANCE: proposed solid-propellant charge consists of solid-propellant grain restricted along side surface and end face with cellulose acetate-based inhibitory coating with synthetic glue-based sheathing film layer applied over inhibitory coating. Through central channel is made in charge. Surface of central though channel made in charge is restricted together with side surface and front end face of charge with possibility of removal of part inhibitory coating from side of burning eng face of side surface. Ratio of diameter of solid-propellant grain (D) and diameter of channel (d) is 2.0<D/d<5.0.

EFFECT: reduced smoking, increased destructive effect of cumulative warhead of shell, optimum conditions of realization of cruise and acceleration and cruise operating conditions of rocket engine.

3 cl, 2 dwg



Фиг.3

RU 2259495 C2

RU 2259495 C2

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано при проектировании, отработке и изготовлении зарядов к маршевым (разгонно-маршевым) ракетным двигателям твердого топлива (РДТТ), преимущественно к управляемым реактивным (ракетным) снарядам (УРС).

Для противотанковых, малогабаритных зенитных и других УРС необходимо обеспечить надежность передачи командных сигналов на бортовые приемники ракет с пусковых установок (танков, боевых машин пехоты (БМП), вертолетов, носимых комплексов и др.). Известно, что независимо от способа передачи (радиолуч, лазерный луч и т.д.) дымовой шлейф за ракетным двигателем ослабляет, рассеивает и искажает командный сигнал.

Поэтому при разработке РДТТ и комплектующих к ним (твердотопливных зарядов, как правило, покрытых по отдельным поверхностям бронематериалами, и воспламенительных устройств зарядов) приходится решать проблему обеспечения минимального задымления трассы полета УРС при условии обеспечения требуемых тяговых и внутрибаллистических характеристик (ВБХ) РДТТ и тактико-технических характеристик (ТТХ) УРС в целом.

Частично указанная проблема решается в изобретениях по патентам:

- RU 2164616, GB 1440310, US 4034676, RU 2179989 - в части оптимальной конструкции твердотопливных зарядов и используемых бронематериалов;

- RU 2170842, заявка RU 2212557 - в части воспламенительных устройств.

Однако возможности известных конструкций, в т.ч. конструкции по патенту RU 2164616 принятой за прототип, ограничены традиционной конструктивной схемой заряда твердого топлива применительно к маршевым РДТТ, а именно в виде заряда торцевого горения бронированного по боковой поверхности и переднему торцу (фиг.1). Конструкции таких зарядов непригодны для УРС в случае расположения кумулятивной боевой части позади РДТТ. В тоже время, именно такая компоновка УРС позволяет сформировать эффективную длиннофокусную кумулятивную струю высокой поражающей способности. Однако при этом необходимо обеспечить беспрепятственное прохождение струи к поражаемой преграде (фиг.2).

Технической задачей изобретения является разработка конструкции твердотопливного заряда для маршевого (разгонно-маршевого) РДТТ противотанковых, малогабаритных зенитных УРС и аналогичных ракетных систем с пониженным дымообразованием и обеспечивающих высокую эффективность действия УРС по цели при оснащении его кумулятивной боевой частью расположенной позади РДТТ.

Патентуемая конструкция иллюстрируется следующими графическими материалами:

Фиг.1. Конструкция прототипа

1 - твердотопливная шашка;

2 - бронепокрытие;

3 - экранирующий пленочный слой.

Фиг.2. Компоновочная схема УРС с кумулятивной боевой частью позади РДТТ

4 - блок РДТТ;

5 - блок боевой части (БЧ);

6 - преграда;

7 - кумулятивная струя БЧ.

Фиг.3. Патентуемая конструкция заряда твердого ракетного топлива

1 - твердотопливная шашка;

2 - бронепокрытие;

3 - экранирующий пленочный слой.

Фиг.4. Вариант патентуемой конструкции заряда для разгонно-маршевого РДТТ

1 - твердотопливная шашка;

2 - бронепокрытие;

3 - экранирующий пленочный слой;

l_1 - разделка (оголение) по бронепокрытию боковой поверхности заряда;

l_2 - разделка (оголение) по бронепокрытию канала.

Фиг.5. Вариант зависимости "тяга-время" для разгонно-маршевого РДТТ

R - тяга;

t - время.

Техническая задача решается в рамках патентуемого изобретения за счет выполнения заряда (фиг.3) в виде твердотопливной шашки (1) с центральным каналом с бронепокрытием (2) по боковой поверхности, торцу и каналу из ацетилцеллюлозного бронесостава, поверх которого нанесен экранирующий пленочный слой (3) на основе синтетического клея. При этом соотношение между наружным диаметром топливной шашки (D) и диаметром канала (d) составляет: $2<D/d<5$. Верхняя граница соотношения (D/d) определяется уровнем допустимых напряжений и деформаций топлива и бронепокрытия на канале заряда при эксплуатационном термоциклировании УРС (и РДТТ) в естественных условиях. Нижняя граница диктуется возможностями качественного и безопасного бронирования заряда термопластичным бронесоставом на основе ацетилцеллюлозы на термопластавтоматах (тонкосводная топливная шашка деформируется в пресс-форме).

Для обеспечения разгонно-маршевого режима работы патентуемого заряда (фиг.4) на его наружной поверхности и поверхности канала может быть выполнена разделка, т.е. удаление бронепокрытия на длине l_1 (наружная поверхность), l_2 (поверхность канала) со стороны горящего торца. Длины участков l_1, l_2 подбираются из условия необходимого разгонно-маршевого (соотношение тяг) режима работы РДТТ (фиг.5).

Для регулирования дымообразования и оптимального обеспечения ВБХ РДТТ толщина бронепокрытия (δ) в патентуемой конструкции составляет 0,05...0,20 толщины свода заряда [(D-d)/2]. В данном случае "разбавляя" продуктами термического разложения бронематериала продукты сгорания твердого топлива обеспечивается снижение температуры рабочей смеси газов ракетного двигателя. Тем самым снижается скорость разложения самого бронематериала и уменьшается дымообразование в целом, в котором доля "дымовых частиц" бронепокрытия является преобладающей. При этом нижняя граница соотношения обусловлена исключением прогара бронепокрытия и его технологичностью при нанесении. Превышение верхней границы ведет к недопустимому снижению энергетических характеристик заряда (температуры и удельного импульса).

В качестве эффективной "охлаждающей" добавки в состав бронепокрытия вводится 20-40% гидразодикарбонамида.

Технический результат изобретения - повышение эффективности управляемых реактивных (ракетных) снарядов за счет оптимальных режимов полета (маршевый, разгонно-маршевый режимы работы РДТТ), надежного наведения на цель (низкое дымообразование) и повышенного поражающего эффекта (пропуск кумулятивной струи через канал заряда).

Патентуемый заряд работает следующим образом:

От воспламенительного устройства загорается поверхность открытого (небронированного) торца заряда. В силу гомогенности твердого топлива далее идет процесс горения топливной шашки параллельными слоями по эквидистантным поверхностям. В процессе горения топливной шашки происходит оголение внутренней поверхности бронепокрытия (наружного и по каналу), сопровождающееся его термическим разложением (уносом). Интенсивность разложения (уноса) бронепокрытия программируется его толщиной, а режим работы заряда определяется наличием разделки и ее размерами.

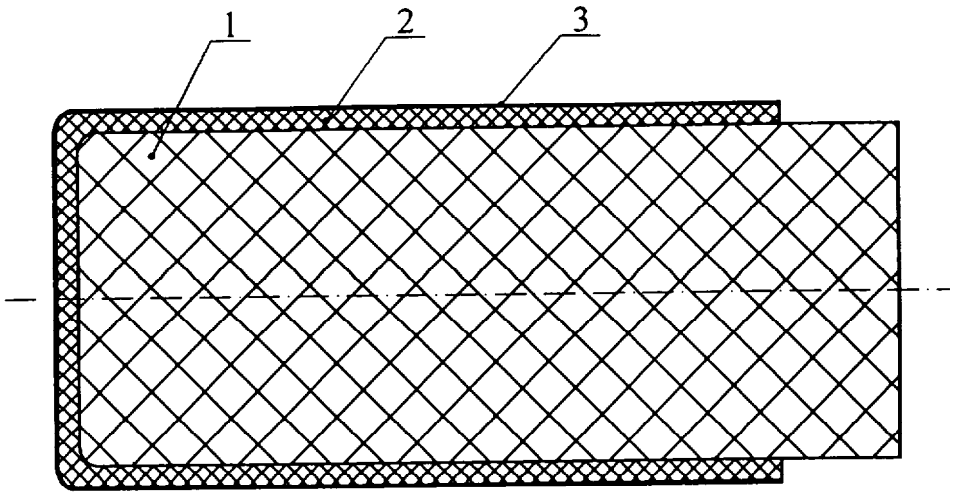
Формула изобретения

1. Заряд твердого ракетного топлива торцевого горения, состоящий из твердотопливной шашки, бронированной по боковой поверхности и торцу бронепокрытием на основе ацетилцеллюлозы с нанесенным поверх бронепокрытия пленочным экранирующим слоем на основе синтетического клея, отличающийся тем, что в нем выполнен сквозной центральный канал, при этом поверхность канала бронирована заодно с боковой поверхностью и передним торцом заряда, с возможностью удаления части бронепокрытия со стороны горящего торца боковой поверхности, причем соотношение между диаметром

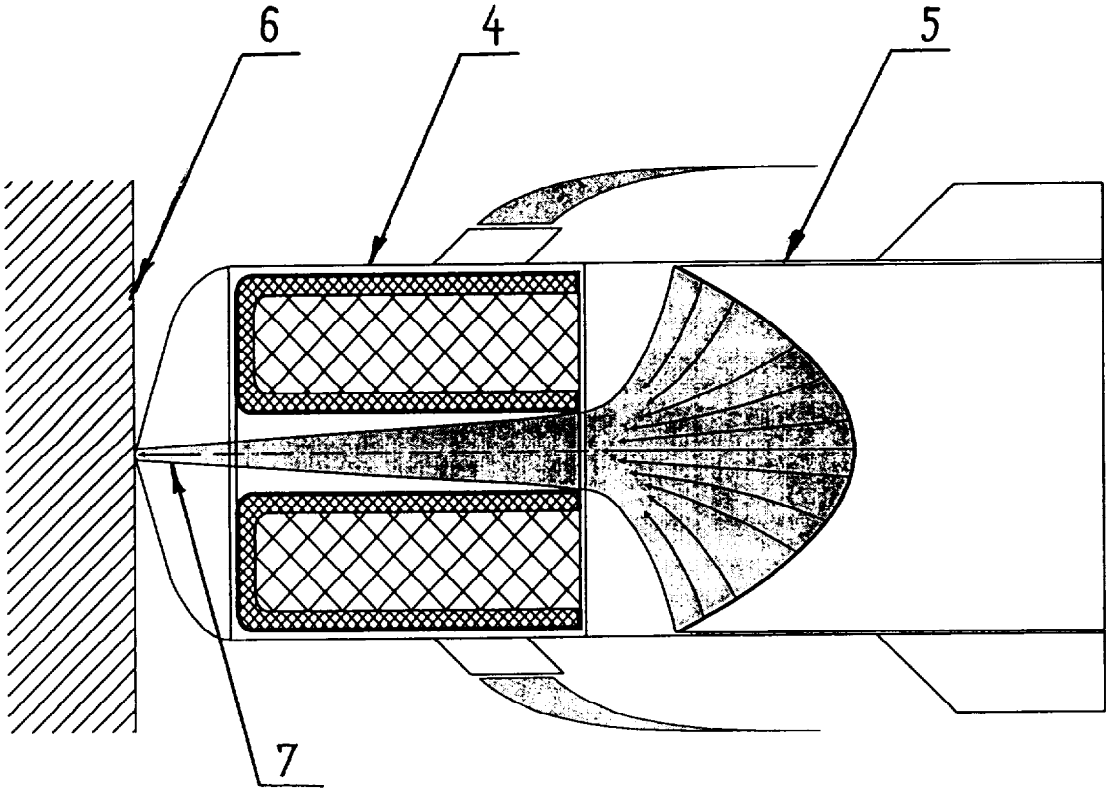
твердотопливной шашки (D) и диаметром канала (d) составляет 2,0<D/d<5,0.

2. Заряд твердого ракетного топлива по п. 2, отличающийся тем, что толщина бронепокрытия составляет 0,05-0,20 толщины свода (D-d)/2 твердотопливной шашки.

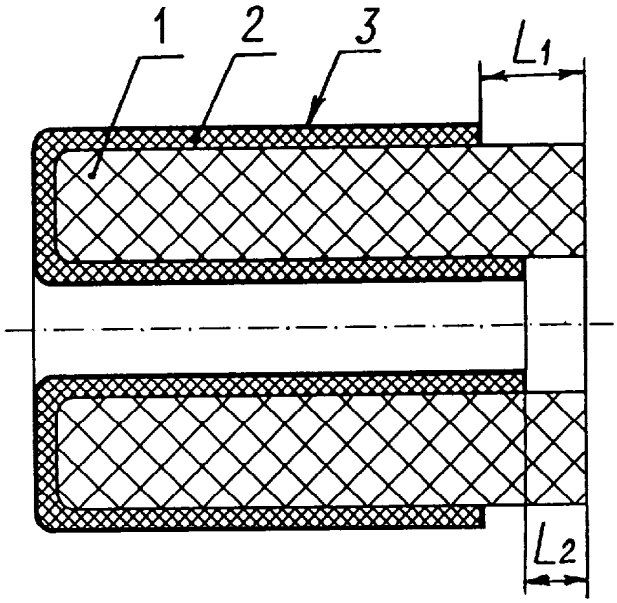
3. Заряд твердого ракетного топлива по п. 1 или 2, отличающийся тем, что в состав бронепокрытия введен гидразодикарбонамид в количестве 20...40 % (по массе).



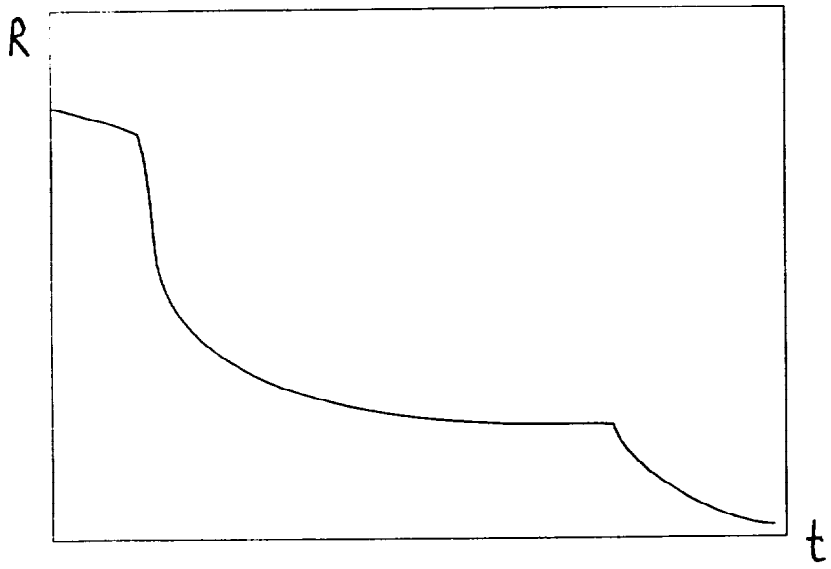
Фиг.1



Фиг.2



Фиг.4



Фиг. 5