



(19) RU⁽¹¹⁾ 2 125 174⁽¹³⁾ C1

(51) МПК⁶ F 02 K 9/18

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 98103168/06, 20.02.1998

(46) Дата публикации: 20.01.1999

(56) Ссылки: RU 2062343 C1, 20.06.96. RU 2088784 C1, 20.05.97. FR 2043632 A, 10.02.71. US 4750326 A, 14.06.88. US 5671599 A, 30.09.97. US 5613358 A, 25.03.97. US 4936092 A, 26.06.90.

(98) Адрес для переписки:
614113 Пермь, ул.Гальперина 11,
Научно-производственное объединение
им.С.М.Кирова Генеральному директору
Кузьмицкому

(71) Заявитель:

Научно-производственное объединение
им."С.М.Кирова",
Пермский завод им.С.М.Кирова

(72) Изобретатель: Денежкин Г.А.,
Семилет В.В., Обозов Л.И., Борисов
О.Г., Петуркин Д.М., Макаровец Н.А., Куценко
Г.В., Некрасов В.И., Шеврикуко И.Д., Амарантов
Г.Н., Смирнов В.Д., Кузьмицкий Г.Э., Вронский
Н.М., Лисовский В.М., Гринберг С.И., Макаров
Л.Б., Филатов В.Г.

(73) Патентообладатель:

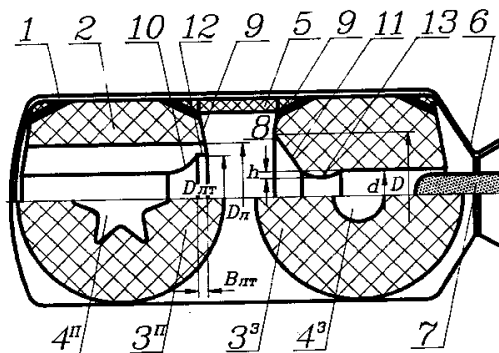
Научно-производственное объединение
им."С.М.Кирова",
Пермский завод им.С.М.Кирова

(54) РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

(57) Реферат:

Ракетный двигатель твердого топлива относится, в частности, к ракетным двигателям с зарядами из высокоимпульсных смесевых твердых топлив, прочно скрепленными с корпусом, и может быть использован в ракетах (реактивных снарядах) с твердосплавными двигателями, топлива которых склонны к вибрационному горению. Ракетный двигатель содержит секционный заряд твердого топлива и расположенные между секциями заряда акустические полости. Задняя оконечность щелевого (звездообразного) канала передней секции выполнена с расширяющимся участком. Передняя оконечность канала задней секции выполнена с сужающимся участком. Расширяющийся участок передней секции снабжен цилиндрической "ленточкой", ориентированной параллельно продольной оси канала и размещенной со стороны заднего торца секции на большем диаметре участка. За сужающимся участком задней секции выполнен уступ преимущественно тороидальной формы. Максимальный диаметр сужающегося участка канала задней секции составляет 1,15 - 1,45 диаметра

"лучей" канала передней секции. Глубина "ленточки" составляет 0,015 - 0,025, а ее диаметр - 0,5 - 0,7 диаметра щелей передней секции. Высота уступа составляет 0,03 - 0,09 разности максимального диаметра сужающегося участка и собственно канала задней секции заряда. Такое выполнение двигателя повышает стабильность внутрибаллистических характеристик при расширенном спектре частот подавляемых колебаний. 2 ил.



Фиг.1

RU 2 125 174 C1

RU 2 125 174 C1



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 125 174** ⁽¹³⁾ **C1**

(51) Int. Cl.⁶ **F 02 K 9/18**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 98103168/06, 20.02.1998

(46) Date of publication: 20.01.1999

(98) Mail address:
614113 Perm', ul. Gal'perina 11,
Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie
im.S.M.Kirova General'nomu direktoru
Kuz'mitskomu

(71) Applicant:
Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie
im.S.M.Kirova,
Permskij zavod im.S.M.Kirova

(72) Inventor: Denezhkin G.A.,
Semilet V.V., Obozov L.I., Borisov
O.G., Peturkin D.M., Makarovets N.A., Kutsenko
G.V., Nekrasov V.I., Shevrikuko I.D., Amarantov
G.N., Smirnov V.D., Kuz'mitskij G.Eh., Vronskij
N.M., Lisovskij V.M., Grinberg S.I., Makarov
L.B., Filatov V.G.

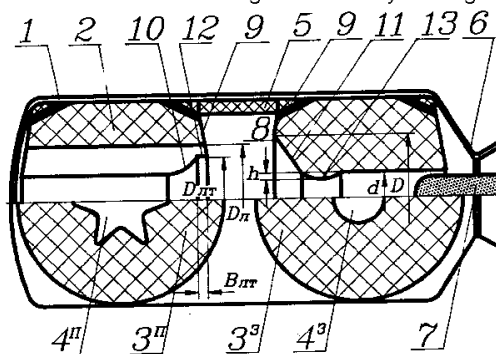
(73) Proprietor:
Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie
im.S.M.Kirova,
Permskij zavod im.S.M.Kirova

(54) **SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: rocket engines. SUBSTANCE: this relates to rocket engines with charges of high-pulse mixed solid fuels strongly connected with body and they can be used in rockets (rocket projectiles) with hard-alloy engines with fuels which are liable to vibrating burning. Rocket engine has sectional charge of solid fuel and acoustic spaces located between sections of charge. Rear end-piece of slot-shaped (star-shaped) passage of front section is made with widening portion. Front end-piece of rear section passage is made with narrowing portion. Widening portion of front section is provided with cylindrical strip which is oriented in parallel to longitudinal axis of passage and it is located at side of rear end face of section in larger diameter of section. Made after narrowing portion of rear section is step preferably of toroidal configuration. Maximal diameter of narrowing portion of rear section passage is equal to 1.15-1.45 diameters of arms in front section passage. Depth of strip is 0.015-0.025, and

its diameter is 0.5-0.7 of diameter of slots in front section. Height of step is 0.03-0.09 of difference between maximal diameter of narrowing section and passage proper in rear section of charge. Aforesaid embodiment of engine enhances stability of internal ballistic characteristics at wider spectrum of frequencies of suppressed oscillations. EFFECT: higher efficiency. 1 dwg



Фиг. 1

RU 2 1 2 5 1 7 4 C 1

RU 2 1 2 5 1 7 4 C 1

Изобретение относится к ракетным двигателям твердого топлива, в частности к РДТТ с зарядами из высокоимпульсных смесевых твердых топлив, прочно скрепленными с корпусом, и может быть использовано в ракетах (реактивных снарядах) с твердотопливными двигателями, топлива которых склонны к вибрационному горению.

Объект изобретения представляет собой ракетный двигатель с прочно скрепленным с корпусом двигателя зарядом высокоимпульсного смесевого твердого топлива, предназначенный для преобразования потенциальной энергии топлива в кинетическую энергию носителя и может быть использован в качестве двигателя - движителя вновь разрабатываемого дальнобойного реактивного снаряда.

Вибрационное горение в камере РДТТ, сопровождающееся периодическим изменением давления, является вредным явлением и может существенно повлиять на надежность двигателя, сроки внедрения, стабильность внутрибаллистических характеристик и т.д. Так, например возникновение колебаний давления продольной моды, которые присущи РДТТ большого удлинения, особенно в случаях, когда отношение длины заряда к его диаметру превышает 12, сопровождается механическими вибрациями и появлением знакопеременных нагрузок в продольном направлении. Это может привести к нарушению работы бортовой системы управления и даже к разрушению двигателя и всего реактивного снаряда в целом.

Поэтому при создании новых РДТТ одновременно с мероприятиями по увеличению полного импульса тяги, создаваемого двигательной установкой, осуществляются и мероприятия по стабилизации процессов горения заряда твердого топлива.

Так, известно устройство, обеспечивающее гашение колебаний при возникновении вибрационного горения в РДТТ (см., например, патент США N 3786633 "Фиксация заряда и резонансная система гашения колебаний в РДТТ: кл. НКИ 60-255, МКИ F 02 K 9/06), и принятое авторами за аналог. В известном устройстве приводится конструктивная схема РДТТ с системой фиксации заряда и резонансным стержнем. РДТТ имеет корпус, воспламенитель, сопло и вкладной заряд, снабженный бронирующим покрытием на наружной поверхности и обоих торцах. Для гашения колебаний давления при возникновении нестабильного горения в РДТТ-аналоге используется резонансный стержень, размещенный в канале заряда.

Однако резонансные стержни не гасят высокочастотные колебания целого ряда мод, и в то же время размещение в канале заряда резонансного стержня не позволяет добиться высокой степени заполнения камеры двигателя топливом.

Таким образом, задачей данного технического решения являлось гашение колебаний давления ряда мод при возникновении нестабильного горения заряда.

Общими признаками с предлагаемым авторами ракетным двигателем является наличие в составе устройства-аналога корпуса, воспламенителя, сопла и заряда.

В то же время для повышения эффективности гашения колебаний давления в двигателе широко применяются различные экраны, обеспечивающие приемлемые характеристики плотности заряжания.

Поэтому наиболее близким по технической сущности и достигаемому техническому эффекту к заявляемому изобретению является "Реактивный двигатель твердого топлива" по заявке N 96105263 от 19.03.96 (положительное решение о выдаче патента Российской Федерации от 24.04.97), принятый авторами за прототип. Он содержит корпус, в котором установлены секционный заряд твердого топлива и демпфирующие кольца, сопловой блок и воспламенительное устройство, расположенные между секциями заряда акустические полости, образованные обращенными друг к другу торцевыми поверхностями соседних секций заряда.

РДТТ, принятый за прототип, функционирует следующим образом.

При работе РДТТ продукты горения твердого топлива заряда движутся по газовому тракту двигателя, при этом в заряде на каждой из диафрагм образуется некоторый перепад давления, оказывающий сильное демпфирующее действие на низкочастотные колебания в РДТТ, а дополнительные акустические полости, расположенные между секциями заряда, обеспечивают эффективное гашение высокочастотных колебаний.

Данный метод более эффективен, чем использование в РДТТ резонансных стержней, однако применение описанной конструкции привело к появлению нерасчетных пиков давления в начальный период работы двигателя при крайних положительных температурах.

Таким образом, задачей данного технического решения-прототипа являлась разработка РДТТ, обеспечивающего при приемлемой плотности заряжания эффективное гашение колебаний.

Общими признаками с предлагаемыми авторами ракетным двигателем являются корпус, в котором установлены секционный заряд твердого топлива и расположенные между секциями заряда акустические полости.

В отличие от прототипа в предлагаемом авторами ракетном двигателе задняя оконечность щелевого (звездообразного) канала передней секции выполнена с расширяющимся участком, а передняя оконечность канала задней секции - с сужающимся участком, расширяющийся участок передней секции снабжен цилиндрической "ленточкой", ориентированной параллельно продольной оси канала и размещенной со стороны заднего торца секции на большем диаметре участка, за сужающимся участком задней секции выполнен уступ, преимущественно тороидальной формы, при этом максимальный диаметр сужающегося участка канала задней секции составляет 1,15 - 1,45 диаметра "лучей" канала передней секции, глубина "ленточки" составляет 0,015 - 0,025, а ее диаметр 0,5 - 0,7 диаметра щелей передней секции, высота уступа составляет 0,03 - 0,09 разности максимального диаметра сужающегося участка и собственно канала задней секции заряда.

Именно это позволяет сделать вывод о

наличии причинно-следственной связи между совокупностью существенных признаков заявляемого технического решения и достигаемым техническим результатом.

Указанные признаки, отличительные от прототипа, на которые распространяется испрашиваемый объем правовой защиты, во всех случаях достаточны.

Задачей предлагаемого изобретения является создание ракетного двигателя твердого топлива, обеспечивающего стабильность внутрибаллистических характеристик (исключение нерасчетных пиков давления) при эффективном гашении как высокочастотных, так и низкочастотных колебаний давления в двигателе при высоких параметрах плотности заряжания.

Новая совокупность конструктивных элементов, форма их выполнения и взаимное расположение, а также соотношение размеров конструктивных элементов заявляемого двигателя позволяют, в частности за счет выполнения:

задней оконечности щелевого (звездообразного) канала передней секции с расширяющимся участком - предотвратить слияние пульсаций соседних рециркуляционных зон в колебания тангенциальной моды;

расширяющегося участка передней секции с цилиндрической "ленточкой", ориентированной параллельно продольной оси канала и размещенной со стороны заднего торца секции на большем диаметре участка глубиной 0,015 - 0,025, и диаметром 0,5 - 0,7 диаметра "лучей" передней секции; передней оконечности канала задней секции - с сужающимся участком максимальным диаметром, составляющим 1,15 - 1,45 диаметра "лучей" канала передней секции - исключить силовое взаимодействие потока продуктов сгорания с передним торцем задней секции заряда твердого топлива;

за сужающимся участком задней секции уступа, преимущественно тороидальной формы, высотой, составляющей 0,03 - 0,09 разности максимального диаметра сужающегося участка и собственно канала задней секции заряда - обеспечить безотрывное течение продуктов сгорания заряда твердого топлива на входе в канал задней секции.

Сущность изобретения заключается в том, что в ракетном двигателе, включающем секционный заряд твердого топлива и расположенные между секциями заряда акустические полости, в отличие от прототипа согласно изобретению задняя оконечность щелевого (звездообразного) канала передней секции выполнена с расширяющимся участком, а передняя оконечность канала задней секции - с сужающимся участком, расширяющийся участок передней секции снабжен цилиндрической "ленточкой", ориентированной параллельно продольной оси канала и размещенной со стороны заднего торца секции на большем диаметре участка, за сужающимся участком задней секции выполнен уступ, преимущественно тороидальной формы, при этом максимальный диаметр сужающегося участка канала задней секции составляет 1,15 - 1,45 диаметра "лучей" канала передней секции, глубина "ленточки" составляет 0,015 - 0,025, а ее диаметр 0,5 - 0,7 диаметра "лучей"

передней секции, высота уступа составляет 0,03 - 0,09 разности максимального диаметра сужающегося участка и собственно канала задней секции заряда.

Сущность изобретения поясняется чертёжом, на котором на фиг. 1 изображен общий вид предлагаемого ракетного двигателя твердого топлива, а на фиг. 2 - график зависимости давления (P) от соотношения высоты уступа (h) и разности максимального диаметра (D) сужающегося участка и диаметра (d) собственно канала задней секции заряда, от соотношения максимального диаметра (D) сужающегося участка канала задней секции и диаметра (Dл) "лучей" канала передней секции и от соотношения глубины (Влт) и диаметра (Dлт) "ленточки" с диаметром (Dл) "лучей" передней секции.

Предлагаемый РДТТ состоит из корпуса 1, в котором расположен заряд твердого топлива 2, состоящий из нескольких секций 3 с каналами 4, между которыми установлены демпфирующие кольца 5, соплового блока 6 и воспламенительного устройства 7. Между соседними секциями 3 заряда 2 размещены акустические полости 8, образованные торцевыми поверхностями 9 соседних секций 3 заряда 2. Задняя оконечность щелевого (звездообразного) канала 4^п передней секции 3^п выполнена с расширяющимся участком 10, а передняя оконечность канала 4^з задней секции 3^з - с сужающимся участком (заборником) 11. Расширяющийся участок 10 передней секции 3^п снабжен цилиндрической "ленточкой" 12, ориентированной параллельно продольной оси канала 4^п и размещенной со стороны заднего торца 9 секции 3^п на большем диаметре участка 10, за сужающимся участком 11 задней секции 3^з выполнен уступ 13, преимущественно тороидальной формы, при этом максимальный диаметр сужающегося участка 11 канала 4^з задней секции 3^з составляет 1,15 - 1,45 диаметра лучей канала 4^п передней секции 3^п, глубина "ленточки" 12 составляет 0,015 - 0,025, а ее диаметр 0,5 - 0,7 диаметра щелей передней секции 3^п, высота уступа 13 составляет 0,03 - 0,09 разности максимального диаметра сужающегося участка 11 и собственно канала 4^з задней секции 3^з.

Реактивный двигатель твердого топлива работает следующим образом.

При течении продуктов сгорания заряда твердого топлива 2 по каналам 4 секции 3 заряда 2 на демпфирующих кольцах 5 происходит местное торможение в целом ускоряющегося потока, сопровождающееся подъемом статического давления и некоторыми потерями полного давления и поглощением акустической энергии, чем обеспечивается демпфирование низко- и среднечастотных колебаний.

Высокочастотные колебания стабилизируются посредством резонансной акустической полости 8. По мере выгорания заряда 2 вследствие переменности по радиусу сечения полости 8 ее характеристики изменяются и отслеживают изменение объема газового столба в двигателе (изменение условий генерации колебаний). При выходе продуктов сгорания топлива

секции 3^п за торцы 9, в тени между "лучами" канала 4^п образуются турбулентные рециркуляционные зоны, пульсации в которых могут развиваться в колебания тангенциальной моды. За счет подачи струи продуктов сгорания с поверхности меньшего диаметра канала 4^п по образующей расширяющегося участка 10 в зону тени между "лучами", мощность рециркуляционных зон уменьшается, чем предотвращается слияние пульсаций соседних рециркуляционных зон в колебания тангенциальной моды. В то же время при течи вдоль "ленточки" 12 вектор скорости потока продуктов сгорания отклоняется с радиального направления на осевое, параллельное оси каналов 4, и направляется в заборник (сужающийся участок) 11, чем ограничивается силовое взаимодействие струи с торцом 9 секции 3^з и исключается нерасчетное уменьшение проходного сечения канала 4^з, исключая, тем самым, нерасчетный рост давления в передней секции 3^п двигателя.

Как показали экспериментально-теоретические исследования, при уменьшении максимального диаметра участка 10 меньше 0,5 диаметра "лучей" канала 4^п уменьшения мощности рециркуляционных зон, достаточного для безусловного гашения колебаний, не происходит. При превышении величины 0,7 диаметра "лучей" начинается перетекание продуктов горения из одного "луча" в другой, что вследствие флюктуаций описанного процесса приводит к развитию колебаний тангенциальной моды. Одновременно в этом случае, радиальная составляющая движения продуктов сгорания несмотря на наличие "ленточки" 12, не может быть погашена, вследствие чего продолжается силовое взаимодействие продуктов сгорания в торце 9 секции 3^з, вызывающее рост давления в двигателе. Аналогичная картина наблюдается и при выполнении "ленточки" 12 с глубиной, меньшей 0,15, и сужающегося участка 11 с максимальным диаметром, меньшим 1,15 диаметра "лучей" канала 4^п передней секции 3^п. В случае же выполнения "ленточки" с глубиной, большей 0,25 диаметра "лучей" канала 4^п, радиальная составляющая скорости продуктов сгорания гасится полностью, но при этом и прекращается подача газа в зону тени между "лучами" прекращается, и уменьшения мощности рециркуляционных зон, необходимого для предотвращения тангенциальных колебаний, не происходит. Если максимальный диаметр заборника 11 превышает 1,45 диаметра щелей канала 4^п передней секции 3^п, между потоком, истекающим из канала 4^п, и поверхностью заборника (сужающегося участка) 11 возникают обратные потоки, обусловленные дополнительным свободным объемом, образующимся между основным потоком продуктов сгорания и поверхностью топлива, и развивающиеся в мощные рециркуляционные зоны. В результате теплоподвод к горячей поверхности резко увеличивается, увеличивая скорость горения топлива, что, в свою очередь, вызывает

нерасчетный рост давления в двигателе. В месте пересечения сужающегося участка 11 с поверхностью канала 4^з происходит изменение вектора скорости потока продуктов сгорания заряда 2 с радиального на осевое направление, однако отрыва потока от поверхности и развития рециркуляционной зоны не происходит, так как объем, в котором, как в прототипе, создавались бы обратные токи и развивалась турбулентность, занят уступом 13, тороидальная поверхность которого обтекается потоком безотрывно. При выполнении уступа с высотой, меньшей 0,03 разницы между начальным диаметром участка 11 и диаметром канала 4^з безотрывное течение не обеспечивается, и несмотря на уступ 13 в начале канала 4^з развивается рециркуляционная зона, приводящая к возникновению режима эрозийного горения и росту давления в двигателе. Если же уступ 13 выполнен с высотой, большей 0,09 разницы между начальным диаметром участка 11 и диаметром канала 4^з, то уменьшение проходного сечения канала 4^з превышает создаваемое развитой рециркуляционной зоной, что также приводит к росту давления.

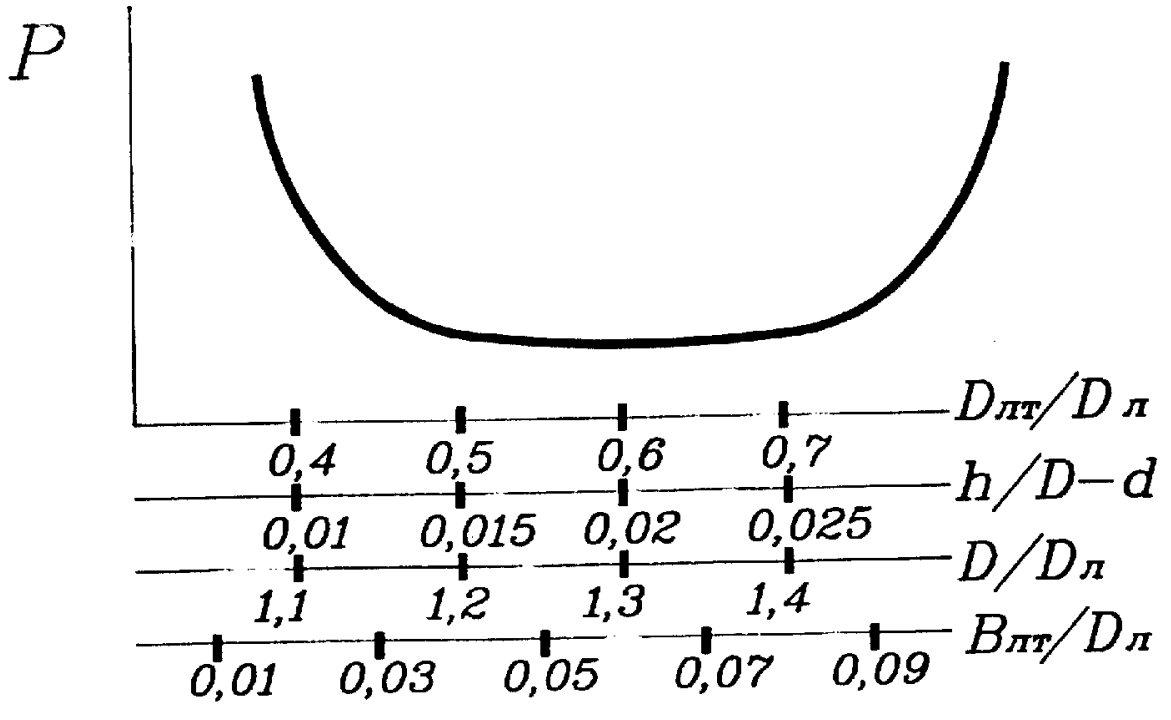
Выполнение ракетного двигателя в соответствии с изобретением позволило повысить стабильность внутриваллистических характеристик двигателя при расширенном спектре частот подавляемых колебаний, уменьшив потери полного давления и подняв, тем самым, надежность и энергетические характеристики двигателя.

Указанный положительный эффект подтвержден огневыми стендовыми испытаниями опытных образцов РДТТ, выполненного в соответствии с изобретением (отчет инв. N 46656).

В настоящее время ведется разработка рабочей конструкторской документации, запланированы изготовление и предварительные испытания опытных образцов, намечено серийное производство двигателя. 4в

Формула изобретения:

Ракетный двигатель твердого топлива, содержащий секционный заряд твердого топлива и расположенные между секциями заряда акустические полости, отличающийся тем, что задняя оконечность щелевого (звездообразного) канала передней секции выполнена с расширяющимся участком, а передняя оконечность канала задней секции - с сужающимся участком, расширяющийся участок передней секции снабжен цилиндрической "ленточкой", ориентированной параллельно продольной оси канала и размещенной со стороны заднего торца секции на большем диаметре участка, за сужающимся участком задней секции выполнен уступ преимущественно тороидальной формы, при этом максимальный диаметр сужающегося участка канала задней секции составляет 1,15 - 1,45 диаметра "лучей" канала передней секции, глубина "ленточки" составляет 0,015 - 0,025, а ее диаметр - 0,5 - 0,7 диаметра "лучей" передней секции, высота уступа составляет 0,03 - 0,09 разности максимального диаметра сужающегося участка и собственно канала задней секции заряда.



Фиг. 2

RU 2125174 C1

RU 2125174 C1