



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21)(22) Заявка: **2010145034/06, 08.11.2010**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
08.11.2010

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **08.11.2010**(45) Опубликовано: **10.04.2012** Бюл. № 10(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2218472 C1, 10.12.2003. RU 2117810 C1, 20.08.1998. RU 2317434 C1, 20.02.2008. RU 2158377 C1, 27.10.2000. WO 98/46960 A2, 22.10.1998. GB 1203230 A, 26.08.1970.**

Адрес для переписки:

454010, г. Челябинск, ул. Енисейская, 8, ОАО "ФНПЦ"Станкомаш"

(72) Автор(ы):

**Агарков Сергей Николаевич (RU),
Михайлов Вячеслав Владимирович (RU),
Танков Александр Михайлович (RU),
Углов Валерий Михайлович (RU),
Данилевич Петр Владимирович (RU),
Макаровец Николай Александрович (RU),
Калужный Геннадий Васильевич (RU),
Захаров Олег Львович (RU),
Ерохин Владимир Евгеньевич (RU),
Каширкин Александр Александрович (RU),
Петуркин Дмитрий Михайлович (RU),
Трегубов Виктор Иванович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Открытое акционерное общество
"Федеральный научно-производственный
центр "Станкомаш" (RU)**

(54) КОРПУС РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

(57) Реферат:

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано при разработке корпусов ракетных двигателей твердого топлива ракет и реактивных снарядов, в том числе снарядов систем залпового огня. Корпус ракетного двигателя твердого топлива содержит цилиндрическую обечайку, концевые части, включающие переходные, резьбовые участки и цилиндрическую проточку, прилегающую к торцу. Одна или обе концевые части выполнены с цилиндрическим утолщением между обечайкой и переходным участком с наружным диаметром 0,985...0,995 калибра

реактивного снаряда, толщиной 1,2...1,7 толщины цилиндрической обечайки и длиной 0,05...0,15 калибр реактивного снаряда. С наружной стороны концевой части выполнены конические компенсаторы и расположены между обечайкой и цилиндрическим утолщением, а также между цилиндрическим утолщением и переходным участком. Углы конусности компенсаторов составляют 10-20 градусов. Изобретение позволяет снизить эксцентриситет тяги за счет уменьшения смещения и перекоса осей корпуса и стыкуемых элементов при работе ракетного двигателя. 1 ил.

RU 2 447 310 C1

RU 2 447 310 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION(21)(22) Application: **2010145034/06, 08.11.2010**(24) Effective date for property rights:
08.11.2010

Priority:

(22) Date of filing: **08.11.2010**(45) Date of publication: **10.04.2012 Bull. 10**

Mail address:

**454010, g.Cheljabinsk, ul. Enisejskaja, 8, OAO
"FNPTs"Stankomash"**

(72) Inventor(s):

**Agarkov Sergej Nikolaevich (RU),
Mikhajlov Vjacheslav Vladimirovich (RU),
Tankov Aleksandr Mikhajlovich (RU),
Uglov Valerij Mikhajlovich (RU),
Danilevich Petr Vladimirovich (RU),
Makarovets Nikolaj Aleksandrovich (RU),
Kaljuzhnyj Gennadij Vasil'evich (RU),
Zakharov Oleg L'vovich (RU),
Erokhin Vladimir Evgen'evich (RU),
Kashirkin Aleksandr Aleksandrovich (RU),
Peturkin Dmitrij Mikhajlovich (RU),
Tregubov Viktor Ivanovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Federal'nyj
nauchno-proizvodstvennyj tsentr "Stankomash"
(RU)**

(54) SOLID-PROPELLANT ROCKET ENGINE BODY

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: proposed body comprises cylindrical shell ring, end sections including transition and threaded sections and cylindrical groove adjoining the end face. One or both end sections are provided with cylindrical bulge between shell ring and transition section with outer diameter of 0.985-0.995 of jet shell caliber, thickness of 1.2-

1.7 of cylindrical shell ring thickness, and length of 0.05-0.15 of jet shell caliber. Conical compensators are arranged on end section outer side, between shell ring and cylindrical bulge, as well as between cylindrical bulge and transition section. The angles between conical compensators are 1-20 degrees.

EFFECT: reduced thrust misalignment.

1 dwg

RU 2 4 4 7 3 1 0 C 1

RU 2 4 4 7 3 1 0 C 1

Изобретение относится к ракетной технике, а именно к корпусам ракетных двигателей твердого топлива (РДТТ), и предназначено для использования в твердотопливных двигателях различных ракет, в том числе реактивных снарядов систем залпового огня.

5 К числу основных требований к корпусам современных ракетных двигателей твердого топлива наряду с требованиями по обеспечению герметичности, минимальной массы и ряда других относятся требования по обеспечению при работе двигателя необходимой точности по перекосу и смещению осей корпуса и стыкуемых 10 узлов, например, соплового блока, что необходимо для минимизации массового эксцентриситета и эксцентриситета реактивной силы, во многом определяющих точность стрельбы.

Известны корпуса ракетных двигателей твердого топлива реактивных снарядов, содержащие цилиндрическую обечайку и концевые части, включающие переходные и 15 резьбовые участки (см., например, патент РФ №2218472, опубл. 10.12.2003 г. БИ №34).

Такое техническое решение обеспечивает работоспособность корпусов ракетных двигателей твердого топлива, но не удовлетворяет требованиям точности по перекосу, смещению осей корпуса и стыкуемых отсеков, например, соплового блока.

20 Таким образом, задачей данного технического решения является обеспечение работоспособности корпуса ракетного двигателя без предъявления требований точности по перекосу, смещению осей корпуса и стыкуемых отсеков.

Общими признаками с предлагаемым корпусом является наличие цилиндрической обечайки и концевых частей с переходными и резьбовыми участками.

25 Наиболее близким по технической сути и достигаемому техническому результату является корпус ракетного двигателя твердого топлива, содержащий цилиндрическую обечайку, концевые части, включающие переходные, резьбовые участки и цилиндрическую проточку, прилегающую к торцу, принятый авторами за прототип 30 (см. И.С. Голубев и др. Конструкция и проектирование летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1995, стр.236).

Такая конструкция корпуса позволяет обеспечить работоспособность корпуса и несколько улучшить точность за счет наличия цилиндрической проточки по перекосу и смещению осей корпуса и стыкуемых элементов, например, соплового блока, но не 35 обеспечивает современных требований по точности по перекосу и смещению указанных осей при работе ракетного двигателя. Причиной этого является возникновение при работе ракетного двигателя твердого топлива значительных температурных напряжений в зоне перехода тонкостенной обечайки в переходный 40 участок (толщина которых в несколько раз превышает толщину обечайки) из-за существенного различия в тепловом состоянии обечайки и переходного участка. Это приводит к возникновению существенных несимметричных (в силу наличия допусков и неоднородности материалов) деформаций корпуса в зоне перехода обечайки в 45 переходный участок под действием аэродинамических сил и моментов, искривления оси реактивного снаряда и значительной величины эксцентриситета реактивной силы и эксцентриситета масс.

Таким образом, задачей данного технического решения (прототипа) являлось создание конструкции корпуса ракетного двигателя твердого топлива с элементами, 50 позволяющими несколько снизить в начальный момент работы ракетного двигателя (при отсутствии существенного нагрева корпуса) перекося и смещение осей корпуса и стыкуемых элементов.

Общим признаком с предлагаемым корпусом является наличие в корпусе

цилиндрической обечайки, концевых частей, включающих переходные, резьбовые участки и цилиндрическую проточку, прилегающую к торцу.

В отличие от прототипа в предлагаемом корпусе одна или обе концевые части выполнены с цилиндрическим утолщением между обечайкой и переходным участком с наружным диаметром $(0,985...0,995) D$, толщиной $(1,2...1,7) \delta$ и длиной $(0,05...0,15) D$, где D - калибр реактивного снаряда, δ - толщина цилиндрической обечайки, при этом с наружной стороны концевой части выполнены конические компенсаторы, причем компенсаторы расположены между обечайкой и цилиндрическим утолщением, а также между цилиндрическим утолщением и переходным участком, причем углы конусности компенсаторов составляют 10-20 градусов.

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 и на которые распространяется испрашиваемый объем правовой охраны, во всех случаях достаточны.

Задачей предлагаемого изобретения является обеспечение снижения эксцентриситета тяги за счет уменьшения смещения и перекоса осей корпуса и стыкуемых элементов при работе РДТТ.

Указанный технический результат при осуществлении изобретения достигается тем, что в известном корпусе, содержащем цилиндрическую обечайку, концевые части, включающие переходные, резьбовые участки и цилиндрическую проточку, прилегающую к торцу, особенность заключается в том, что одна или обе концевые части выполнены с цилиндрическим утолщением между обечайкой и переходным участком с наружным диаметром $(0,985...0,995) D$, толщиной $(1,2...1,7) \delta$ и длиной $(0,05...0,15) D$, где D - калибр реактивного снаряда, δ - толщина цилиндрической обечайки, кроме того, с наружной стороны концевой части выполнены конические компенсаторы, при этом компенсаторы расположены между обечайкой и цилиндрическим утолщением, а также между цилиндрическим утолщением и переходным участком, причем углы конусности компенсаторов составляют 10-20 градусов.

Новая совокупность конструктивных элементов, а также наличие связей между ними позволяют, в частности, за счет выполнения одной или обеих концевых частей с цилиндрическим утолщением между обечайкой и переходным участком с наружным диаметром $(0,985...0,995) D$, толщиной $(1,2...1,7) \delta$ и длиной $(0,05...0,15) D$, где D - калибр реактивного снаряда, δ - толщина цилиндрической обечайки, выполнения конических компенсаторов с наружной стороны концевой части, расположения компенсаторов между обечайкой и цилиндрическим утолщением, а также между цилиндрическим утолщением и переходным участком, с углами конусности компенсаторов, составляющими 10-20 градусов, снизить величину температурных напряжений в зоне перехода тонкостенной обечайки в переходный участок, значительно уменьшить несимметричные деформации корпуса в зоне перехода обечайки в переходный участок и соответственно снизить искривление оси реактивного снаряда, эксцентриситета реактивной силы и эксцентриситет масс. При уменьшении наружного диаметра цилиндрического утолщения менее $0,985 D$ и толщины утолщения менее $1,2 \delta$ повышается градиент температур цилиндрического утолщения и переходного участка, что приводит к росту температурных напряжений и соответствующему возрастанию температурных деформаций в этой зоне. При увеличении наружного диаметра цилиндрического утолщения свыше $0,995 D$ и

толщины утолщения свыше $1,7 \delta$ возрастает также увеличение температурных деформаций и увеличение массового эксцентриситета и эксцентриситета тяги. При уменьшении длины цилиндрического утолщения менее $0,05 D$ увеличивается градиент температур обечайки и переходного участка, что вызывает увеличение эксцентриситета тяги и эксцентриситета масс. Увеличение длины утолщения свыше $0,15 D$ не приводит к существенному уменьшению градиента температур, а следовательно, и деформаций, но увеличивает пассивную массу корпуса ракетного двигателя, что ведет к уменьшению полезной нагрузки. При увеличении угла конусности компенсаторов более 20 градусов увеличивается градиент температур в зонах перехода от обечайки к цилиндрическому утолщению и от цилиндрического утолщения к переходному участку, а следовательно, и температурные напряжения в указанных зонах, что также снижает возможность несимметричных деформаций корпуса. При уменьшении угла конусности менее 10 градусов нерационально увеличивается длина компенсаторов и масса корпуса при незначительном снижении деформаций.

Признаки, отличающие предлагаемое техническое решение от прототипа, не выявлены в других технических решениях и не известны из уровня техники в процессе проведения патентных исследований, что позволяет сделать вывод о соответствии изобретения критерию «новизны».

Исследуя уровень техники в ходе проведения патентного поиска по всем видам сведений, доступных в странах бывшего СССР и зарубежных странах, обнаружено, что предлагаемое техническое решение явным образом не следует из известного уровня техники, следовательно, можно сделать вывод о соответствии критерию «изобретательский уровень».

Сущность изобретения заключается в том, что в корпусе ракетного двигателя твердого топлива, содержащем цилиндрическую обечайку, концевые части, включающие переходные, резьбовые участки и цилиндрическую проточку, прилегающую к торцу, согласно изобретению одна или обе концевые части выполнены с цилиндрическим утолщением между обечайкой и переходным участком с наружным диаметром $(0,985 \dots 0,995) D$, толщиной $(1,2 \dots 1,7) \delta$ и длиной $(0,05 \dots 0,15) D$, где D - калибр реактивного снаряда, δ - толщина цилиндрической обечайки, кроме того, с наружной стороны концевой части выполнены конические компенсаторы, при этом компенсаторы расположены между обечайкой и цилиндрическим утолщением, а также между цилиндрическим утолщением и переходным участком, причем углы конусности компенсаторов составляют 10 - 20 градусов.

Сущность изобретения поясняется чертежом, где на фиг.1 представлен общий вид корпуса ракетного двигателя твердого топлива.

Корпус ракетного двигателя твердого топлива содержит цилиндрическую обечайку 1, цилиндрическое утолщение 2, концевые части, включающие переходные 3, резьбовые участки 4, цилиндрическую проточку 5, конические компенсаторы 6. Углы конусности α компенсаторов 6 составляют 10 - 20 градусов. Цилиндрическое утолщение 2 имеет наружный диаметр D_u , равный $(0,985 \dots 0,995)$ калибра реактивного снаряда (D), толщину δ_1 , равную $(1,2 \dots 1,7)$ толщины δ цилиндрической обечайки 1, и длину L - $(0,05 \dots 0,15)$ калибра реактивного снаряда D .

Функционирование предлагаемого корпуса ракетного двигателя твердого топлива происходит следующим образом.

При работе ракетного двигателя твердого топлива происходит нагрев обечайки 1, цилиндрического утолщения 2 и переходных участков 3 и резьбовых участков 4,

причем нагрев тонкостенной обечайки 1 существенно превышает нагрев переходного 3 и резьбового 4 участков. За счет выбранной оптимальной геометрии цилиндрического утолщения 2 происходит выравнивание градиентов температур обечайки 1 и центрирующего утолщения 2 в зоне их контакта и градиента температур цилиндрического утолщения 2 и переходного 3 и резьбового 4 участков с проточкой 5 и конических компенсаторов 6. Это резко снижает уровень температурных напряжений в этих областях и соответственно уровень несимметричных деформаций обечайки 1, утолщения 2, переходных участков 3, резьбовых участков 4 с проточкой 5 и конических компенсаторов 6, следствием чего является значительное снижение эксцентриситета тяги и эксцентриситета масс.

Выполнение корпуса ракетного двигателя твердого топлива в соответствии с изобретением позволило обеспечить резкое снижение эксцентриситета тяги и эксцентриситета масс при работе двигателя и повысить точности и кучности стрельбы.

Изобретение может быть использовано при разработке корпусов ракетного двигателя твердого топлива различного назначения, в том числе реактивных снарядов систем залпового огня.

Указанный положительный эффект подтвержден испытаниями опытных образцов реактивных снарядов с корпусами ракетных двигателей, выполненных по документации в соответствии с изобретением.

Формула изобретения

Корпус ракетного двигателя твердого топлива, содержащий цилиндрическую обечайку, концевые части, включающие переходные, резьбовые участки и цилиндрическую проточку, прилегающую к торцу, отличающийся тем, что одна или обе концевые части выполнены с цилиндрическим утолщением между обечайкой и переходным участком с наружным диаметром $(0,985 \dots 0,995) D$, толщиной $(1,2 \dots 1,7) \delta$ и длиной $(0,05 \dots 0,15) D$, где D - калибр реактивного снаряда, δ - толщина цилиндрической обечайки, причем с наружной стороны концевой части выполнены конические компенсаторы и расположены между обечайкой и цилиндрическим утолщением, а также между цилиндрическим утолщением и переходным участком, при этом углы конусности компенсаторов составляют $10-20^\circ$.

