РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 334 192** (13) **C2**

(51) МПК
F42B 15/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2006130232/02, 21.08.2006**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
21.08.2006

(43) Дата публикации заявки: **27.02.2008**

(45) Опубликовано: **20.09.2008 Бюл. № 26**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2238615 C2, 20.10.2004. RU 2191981 C2, 27.10.2002. RU 2240489 C1, 20.11.2004. RU 2002129851 A1, 20.05.2004. RU 2248521 C2, 20.03.2005.**

Адрес для переписки:
300001, г.Тула, Щегловская засека, ГУП "Конструкторское бюро приборостроения"

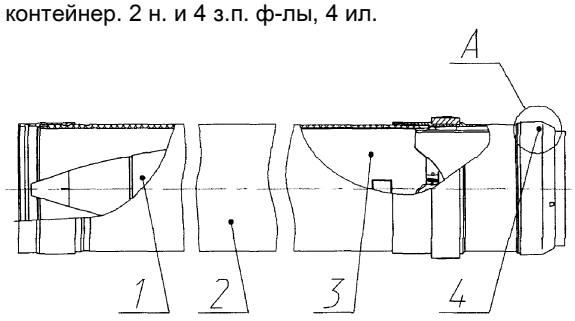
(72) Автор(ы):
Кузнецов Владимир Маркович (RU),
Капустин Анатолий Сергеевич (RU),
Филиппов Валерий Викторович (RU),
Кабаев Владимир Сергеевич (RU),
Кошкин Денис Владимирович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения" (RU)

(54) СПОСОБ ЗАПУСКА РАКЕТЫ ИЗ КОНТЕЙНЕРА И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области вооружения. Способ запуска ракеты из контейнера включает запуск ракетного двигателя, освобождение ракеты от зацепления с контейнером и выход ракеты из контейнера. После освобождения ракеты от зацепления с контейнером в его задней части на внутренней поверхности образуют торцовые поверхности, смещенные друг относительно друга в направлении потока пороховых газов двигателя. Каждая последующая торцовая поверхность относительно предыдущей выступает в поток газов, образуя продольное сечение ступенчатого профиля. Устройство для запуска ракеты закреплено на контейнере и содержит разрезное пружинное кольцо, взаимодействующее с конической поверхностью корпуса двигателя ракеты, ступенчатую втулку, охватывающую разрезное пружинное кольцо. Ступенчатая втулка установлена с возможностью продольного перемещения относительно контейнера и разрезного пружинного кольца. В отверстии втулки выполнен кольцевой выступ в виде многогранника. Заслонка выполнена в виде мембраны с радиальными пазами для ее разрушения по втулки, которая в исходном положении фиксирует разрезное пружинное кольцо на корпусе двигателя. Втулка имеет возможность перемещения относительно контейнера и разрезного пружинного кольца. В отверстии втулки на кольцевом выступе многогранника закреплена мембрана, снабженная радиальными пазами для разделения на сектора, отгибающиеся относительно граней кольцевого выступа. Изобретения обеспечивают наименьшее силовое воздействие пороховых газов двигателя на контейнер. 2 н. и 4 з.п. ф-лы, 4 ил.



Фиг. 1

RU 2334192 C2

RU 2334192 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 334 192** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F42B 15/00 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2006130232/02, 21.08.2006**

(24) Effective date for property rights: **21.08.2006**

(43) Application published: **27.02.2008**

(45) Date of publication: **20.09.2008 Bull. 26**

Mail address:
300001, g.Tula, Shcheglovskaja zaseka, GUP "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija"

(72) Inventor(s):
Kuznetsov Vladimir Markovich (RU),
Kapustin Anatolij Sergeevich (RU),
Filippov Valerij Viktorovich (RU),
Kabaev Vladimir Sergeevich (RU),
Koshkin Denis Vladimirovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie "Konstruktorskoe bjuro priborostroenija" (RU)

(54) METHOD OF MISSILE LAUNCH FROM CONTAINER AND DEVICE FOR ITS IMPLEMENTATION

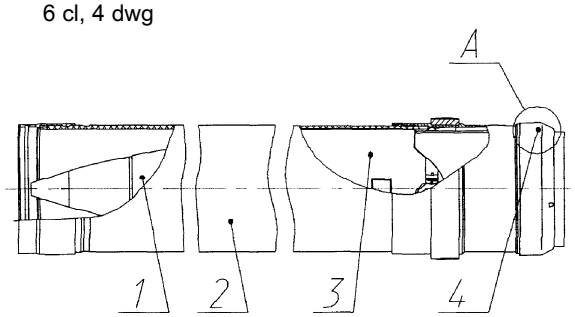
(57) Abstract:

FIELD: weapons and ammunition.

SUBSTANCE: method of missile launch from container includes missile engine start-up, missile release from engagement with container and missile escape from container. After missile release from engagement with container in its back portion on internal surface butt-end surfaces are formed, which are displaced in respect to each other in direction of engine gunpowder gases flow. Every subsequent butt-end surface in relation to the previous one protrudes into gases flow, creating longitudinal section of stepped profile. Device for missile launching is fixed on the container and contains split spring ring, which interacts with conical surface of missile engine casing, stepped bushing, which embraces split spring ring. Stepped bushing is installed with the possibility of longitudinal movement in relation to container and split spring ring. In the bushing hole there is annular protrusion in the form of polyhedron. Damper is made in the form of membrane with radial slots for its destruction along bushing, which is initial position fixes split spring ring on the engine casing. Bushing has the possibility of movement in relation to container and split spring ring. In bushing hole on polyhedron annular protrusion membrane is fixed, which is equipped with radial slots for separation in sectors that are bent in relation to facets of annular protrusion.

EFFECT: reduced force effect of engine gunpowder gases at container.

6 cl, 4 dwg



Фиг. 1

RU 2334192 C2

RU 2334192 C2

Предлагаемое изобретение относится к области ракетной технике и предназначено для применения в ракетах, запускаемых из контейнера.

Ракета, размещенная в транспортно-пусковом контейнере, для исключения повреждений ее элементов при транспортировании и хранении требует своего закрепления в контейнере.

Известен способ запуска ракеты из контейнера [патент №2191981, RU], принятый за прототип, который заключается во включении ракетного двигателя, освобождении ракеты от зацепления с контейнером и выходе ракеты из контейнера.

Ракета в пусковом контейнере, реализующая этот способ запуска, содержит ракетный двигатель, механизм удержания ракеты в контейнере в виде установленного на двигателе разрезного пружинного кольца, заслонки и задней крышки. Разрезное пружинное кольцо установлено между задним торцом контейнера и выступающей из контейнера конической поверхностью корпуса двигателя и фиксируется в этом исходном положении заслонкой, - в прямоугольное окно, выполненное на одном конце заслонки, входят торцевые уступы разрезного пружинного кольца, а второй конец заслонки закреплен на двигателе. На двигателе заслонка установлена так, что перекрывает одно из сопел. В контейнере механизм удержания (и, следовательно, ракета) закреплен резьбовым кольцом через упорную втулку, - при накручивании резьбового кольца на контейнер упорная втулка поджимается к торцу двигателя, который по конической поверхности взаимодействует с разрезным пружинным кольцом и поджимает его к торцу контейнера.

При пуске ракеты включается ракетный двигатель, газы которого, выходя через сопло, отгибают заслонку и этим освобождают торцевые уступы разрезного пружинного кольца, под действием сил упругости и конусной поверхности на корпусе двигателя разрезное пружинное кольцо раскрывается и освобождает двигатель (и, соответственно, ракету) от зацепления с контейнером, затем ракета выходит из пускового контейнера.

При таком способе пуска всегда имеются существенные возмущения контейнера, пусковой установки и ракеты. После отсоединения ракеты от контейнера в его задней части образуется торцевая поверхность, например торец разрезного пружинного кольца (или торец упорной втулки, или торец резьбового кольца), на которую оказывают газодинамическое воздействие газы двигателя. В результате этого на контейнер (и пусковую установку) действует сила значительной величины, что и приводит к возмущениям контейнера, пусковой установки и ракеты.

Кроме того, известная конструкция ракеты в пусковом контейнере имеет отделяющиеся части при пуске, - разрушаемая задняя крышка, заслонка, расположенная напротив сопла, - что не допускается при пуске ракеты с воздушного носителя.

Поскольку газодинамическое воздействие газов, истекающих из двигателя, на контейнер всегда присутствует при пуске ракеты из контейнера, то задачей предлагаемого изобретения является организация газодинамического взаимодействия газов двигателя с контейнером таким образом, чтобы суммарное силовое воздействие на заднюю часть контейнера было наименьшим. Т.е. задачей изобретения является формирование в задней части контейнера, обтекаемой газами двигателя, поверхности с таким профилем продольного сечения, чтобы результирующая сила, действующая на заднюю часть контейнера, была наименьшей. Дополнительно, для обеспечения пуска ракеты с воздушного носителя, задачей предлагаемого изобретения является исключение отделяемых частей при формировании заданного профиля продольного сечения в задней части контейнера.

Решение поставленной задачи в способе достигается тем, что при запуске ракеты из контейнера, включающем запуск ракетного двигателя, освобождение ракеты от зацепления с контейнером посредством перемещения механизма удержания под воздействием газов, истекающих из двигателя, и выход ракеты из контейнера, после освобождения ракеты от зацепления с контейнером в его задней части образуют торцовые поверхности, смещенные относительно друг друга в направлении потока газов двигателя, причем каждая последующая торцовая поверхность относительно предыдущей выступает в поток газов,

истекающих из двигателя, с формированием в задней части контейнера продольного сечения в виде ступенчатого профиля. При необходимости продольное сечение в виде ступенчатого профиля формируют переходящей в расширение в форме сопла.

Реализация этого способа запуска обеспечивается устройством для запуска ракеты из контейнера, содержащим механизм удержания ее в контейнере, закрепленный на контейнере резьбовым кольцом через упорную втулку и включающий разрезное пружинное кольцо, взаимодействующее с конической поверхностью корпуса двигателя ракеты, и заслонку, которое снабжено ступенчатой втулкой, охватывающей разрезное пружинное кольцо с фиксированием его на конической поверхности корпуса двигателя ракеты, при этом ступенчатая втулка установлена с возможностью продольного перемещения относительно контейнера и разрезного пружинного кольца, в отверстии ступенчатой втулки выполнен кольцевой выступ в виде многогранника, а заслонка выполнена в виде закрепленной на кольцевом выступе со стороны ракеты мембраны, с радиальными пазами, совпадающими с углами многогранника, причем толщина мембраны по радиальным пазам и усилие сопротивления перемещению ступенчатой втулки связаны соотношением

$$h \geq \sqrt{\frac{3}{8}(1+\mu)\frac{R^2 P}{[\sigma]S}},$$

где

- h - толщина мембраны по радиальным пазам,
- μ - коэффициент Пуассона,
- R - радиус мембраны по радиальным пазам,
- $[\sigma]$ - допустимое напряжение,
- P - усилие сопротивления перемещению ступенчатой втулки,
- S - общая площадь мембраны и ступенчатой втулки, на которую действуют газы двигателя.

Причем, при необходимости, кольцевой выступ в виде многогранника в отверстии ступенчатой втулки выполняется со стороны ракеты.

Кроме того, целесообразно внутреннюю поверхность контейнера со стороны ракеты перед механизмом удержания выполнить конической с меньшим диаметром, обращенным в сторону механизма удержания.

При таком способе запуска ракеты из контейнера и предлагаемой конструкции устройства для запуска ракеты из контейнера обеспечивается наименьшая результирующая сила на заднюю часть контейнера от газодинамического воздействия газов двигателя и отсутствие отделяющихся частей.

Изложенная сущность изобретения поясняется графическими материалами, где на фиг.1 показано положение ракеты в контейнере, на фиг.2 - устройство для запуска ракеты из контейнера в исходном положении, на фиг.3 - мембрана, на фиг.4 - устройство для запуска при пуске ракеты после освобождения от зацепления ракеты с контейнером.

Ракета 1 (фиг.1) с ракетным двигателем 3 в контейнере 2 закреплена устройством для запуска ракеты из контейнера 4, содержащим механизм удержания. Механизм удержания содержит разрезное пружинное кольцо 5 (фиг.2) и заслонку в виде мембраны 12, закрепленной на ступенчатой втулке 6. Механизм удержания закрепляется на контейнере 2 резьбовым кольцом 7 через упорную втулку 8. Одной стороной, обращенной к двигателю, ступенчатая втулка 6 охватывает разрезное пружинное кольцо 5. С другой стороны на ступенчатую втулку 6 надета упорная втулка 8, которая выступами 9 на торце, проходящими через ступенчатую втулку 6, упирается в торцевую поверхность двигателя 3, а другой стороной - в торец резьбового кольца 7. Ступенчатая втулка 6 фиксирует разрезное пружинное кольцо 5 на конической поверхности 10 двигателя 3. Ступенчатая втулка 6 установлена с зазором в осевом (продольном) направлении относительно резьбового кольца 7 и упорной втулки 8, т.е. имеет возможность осевого (продольного) перемещения относительно контейнера 2 (резьбового кольца 7, упорной втулки 8) и разрезного пружинного кольца 5. В отверстии ступенчатой втулки 6 выполнен кольцевой

выступ 11 в виде многогранника. Кольцевой выступ расположен со стороны ракеты. На кольцевом выступе 11 со стороны ракеты закреплена мембрана 12, например, сваркой. На мембране 12 (фиг.3) выполнены радиальные пазы 13, сечением, например, в виде треугольника, которые образуют на мембране ослабленные места для разделения мембраны на сектора. Толщина мембраны по радиальным пазам выбирается исходя из условия, чтобы при перемещении ступенчатой втулки окружные напряжения в мембране не превышали допустимых (т.е. чтобы при перемещении ступенчатой втулки разрушения мембраны не происходило, что обеспечивает последовательность действий, - запуск двигателя - освобождение ракеты от зацепления с контейнером - формирование в задней части контейнера поверхности, обеспечивающей при обтекании газами двигателя наименьшее силовое воздействие на заднюю часть контейнера)

$[\sigma] \geq \sigma_t$,

где - $[\sigma]$ - допускаемое напряжение,

- σ_t - окружное напряжение.

Окружные напряжения в мембране достигают наибольшей величины в центре и определяются по зависимости

$$\sigma_t = \frac{3}{8}(1+\mu)\frac{pR^2}{h^2}$$

[С.Д.Пономарев, Л.Е.Андреева, "Расчет упругих элементов машин и приборов". - М.: Машиностроение, 1980, стр.240, рис.11.3], где

- σ_t - окружное напряжение,
- μ - коэффициент Пуассона,
- p - давление, действующее на мембрану,
- R - радиус мембраны,
- h - толщина мембраны.

Давление газов двигателя, при котором происходит перемещение ступенчатой втулки, определяется соотношением

$$p = \frac{P}{S},$$

где - p - давление газов двигателя, действующее на мембрану и ступенчатую втулку,

- P - усилие сопротивления перемещению втулки,

- S - общая площадь мембраны и ступенчатой втулки, на которую действуют газы двигателя.

Т.о., исходя из вышесказанного, толщина мембраны по радиальным пазам и усилие сопротивления перемещению ступенчатой втулки связаны соотношением

$$h \geq \sqrt{\frac{3}{8}(1+\mu)\frac{R^2P}{[\sigma]S}},$$

где - h - толщина мембраны по радиальным пазам,

- μ - коэффициент Пуассона,
- R - радиус мембраны по радиальным пазам,
- $[\sigma]$ - допускаемое напряжение,
- P - усилие сопротивления перемещению ступенчатой втулки,
- S - общая площадь мембраны и ступенчатой втулки, на которую действуют газы двигателя.

Мембрана 12 (фиг.3) закреплена на кольцевом выступе 11 так, чтобы радиальные пазы 13 совпадали с углами многогранника кольцевого выступа. На внутренней поверхности контейнера 2 (фиг.2) со стороны ракеты (двигателя 3) перед механизмом удержания выполнен конус 14 так, что он меньшим диаметром обращен к механизму удержания.

Система работает следующим образом: при запуске ракеты 1 (фиг.1) из контейнера 2 включается ракетный двигатель 3, который выходит на режим (давление в двигателе нарастает до рабочего). Газы двигателя воздействуют на мембрану 12 (фиг.2). При

нарастании давления газов мембрана 12 перемещает ступенчатую втулку 6 относительно разрезного пружинного кольца 5 и освобождает его. Под действием сил упругости и от воздействия конусной поверхности 10 двигателя 3 разрезное пружинное кольцо 5 раскрывается и освобождает двигатель 3 (и, соответственно, ракету) от зацепления с контейнером 2.

При дальнейшем нарастании давления пороховых газов ракета начинает выходить из контейнера, а ступенчатая втулка 6 (фиг.4) перемещается до упора в резьбовое кольцо 7 и мембрана 12 разъединяется по радиальным пазам 13 (фиг.3), совпадающим с углами многогранника кольцевого выступа 11, на сектора. После остановки ступенчатой втулки 6 (фиг.4) сектора мембраны 12 продолжают перемещаться относительно втулки 6 по инерции и под действием давления газов двигателя, отгибаясь при этом относительно граней многогранника кольцевого выступа 11 до упора во внутреннюю поверхность ступенчатой втулки 6. В результате этого каждый сектор мембраны 12 на длине от кольцевого выступа 11 до точки опоры во внутреннюю поверхность ступенчатой втулки 6 формирует расширение. Все сектора, отогнутые до упора во внутреннюю поверхность ступенчатой втулки, в совокупности формируют сопло с поперечным сечением в виде многогранника. Газы двигателя, проходя через сопло, создают силу, направленную в сторону ракеты, т.е. в противоположном направлении, чем от взаимодействия газов двигателя с торцевыми поверхностями в задней части контейнера (разрезного пружинного кольца 5, ступенчатой втулки 6, кольцевого выступа 11).

После срабатывания механизма удержания в задней части контейнера образуется несколько торцовых поверхностей, - торцы разрезного пружинного кольца 5, ступенчатой втулки 6, кольцевого выступа 11, - смещенных друг относительно друга в осевом (продольном) направлении потока газов двигателя. Каждая последующая торцовая поверхность относительно предыдущей торцовой поверхности выступает в поток газов двигателя. Т.о. в задней части контейнера формируется поверхность с продольным сечением в виде ступенчатого профиля.

В результате взаимодействия газов двигателя со ступенчатым профилем уменьшается эффективность воздействия газов двигателя на контейнер. При взаимодействии газов с торцом разрезного пружинного кольца 5 изменяется направление потока газов в пристеночном слое, действующего на последующую торцовую поверхность, - ступенчатой втулки 6, - в результате чего эффективность воздействия газов на торец ступенчатой втулки 6 уменьшается и, следовательно, уменьшается величина усилия, действующая на ступенчатую втулку. При взаимодействии газов с торцом ступенчатой втулки 6 также меняется направление потока в пристеночном слое, действующего на следующую торцовую поверхность, - кольцевого выступа 11, - в результате чего эффективность воздействия газов на торец кольцевого выступа 11 также уменьшается, т.е. опять уменьшается величина усилия, действующая на кольцевой выступ. Для уменьшения усилия, действующего на разрезное пружинное кольцо 5, также изменено направление потока в пристеночном слое газов, воздействующего на торец разрезного пружинного кольца, за счет выполнения на внутренней поверхности контейнера 2 конуса, меньшим диаметром обращенного в сторону разрезного пружинного кольца.

В результате, при организованном таким образом обтекании газами поверхности в задней части контейнера, - с продольным сечением в виде ступенчатого профиля переходящего в расширение, - снижают результирующее силовое воздействие на контейнер, которое достигается как за счет уменьшения воздействия на торцовые поверхности из-за изменения направления потока газов относительно торцовых поверхностей контейнера, так и за счет силового воздействия противоположного направления, возникающего при обтекании газами двигателя расширения (сопла), образованного секторами мембраны в отверстии ступенчатой втулки.

При этом отгибание секторов мембраны относительно граней кольцевого выступа ступенчатой втулки исключает их отделение от втулки за счет снижения кромочных напряжений на секторах.

Формула изобретения

1. Способ запуска ракеты из контейнера, включающий запуск ракетного двигателя, освобождение ракеты от зацепления с контейнером посредством перемещения механизма удержания под воздействием газов, истекающих из двигателя, и выход ракеты из контейнера, отличающийся тем, что после освобождения ракеты от зацепления с контейнером в его задней части образуют торцовые поверхности, смещенные друг относительно друга в направлении потока газов двигателя, причем каждая последующая торцовая поверхность относительно предыдущей выступает в поток газов, истекающих из двигателя, с формированием в задней части контейнера продольного сечения в виде ступенчатого профиля.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что продольное сечение в виде ступенчатого профиля переходит в расширение в форме сопла.

3. Устройство для запуска ракеты из контейнера, содержащее механизм удержания ее в контейнере, закрепленный на контейнере резьбовым кольцом через упорную втулку и включающий разрезное пружинное кольцо, взаимодействующее с конической поверхностью корпуса двигателя, и заслонку, отличающееся тем, что оно снабжено ступенчатой втулкой, охватывающей разрезное пружинное кольцо с фиксированием его на конической поверхности корпуса двигателя, при этом ступенчатая втулка установлена с возможностью продольного перемещения относительно контейнера и разрезного пружинного кольца, в отверстии втулки со стороны ракеты выполнен кольцевой выступ в виде многогранника, а заслонка выполнена в виде закрепленной на кольцевом выступе со стороны ракеты мембраны, с радиальными пазами, совпадающими с углами многогранника, причем толщина мембраны по радиальным пазам и усилие сопротивления перемещению ступенчатой втулки связаны соотношением

$$h \geq \sqrt{\frac{3}{8}(1+\mu)\frac{R^2 P}{[\sigma]S}},$$

где h - толщина мембраны по радиальным пазам;

μ - коэффициент Пуассона;

R - радиус мембраны по радиальным пазам;

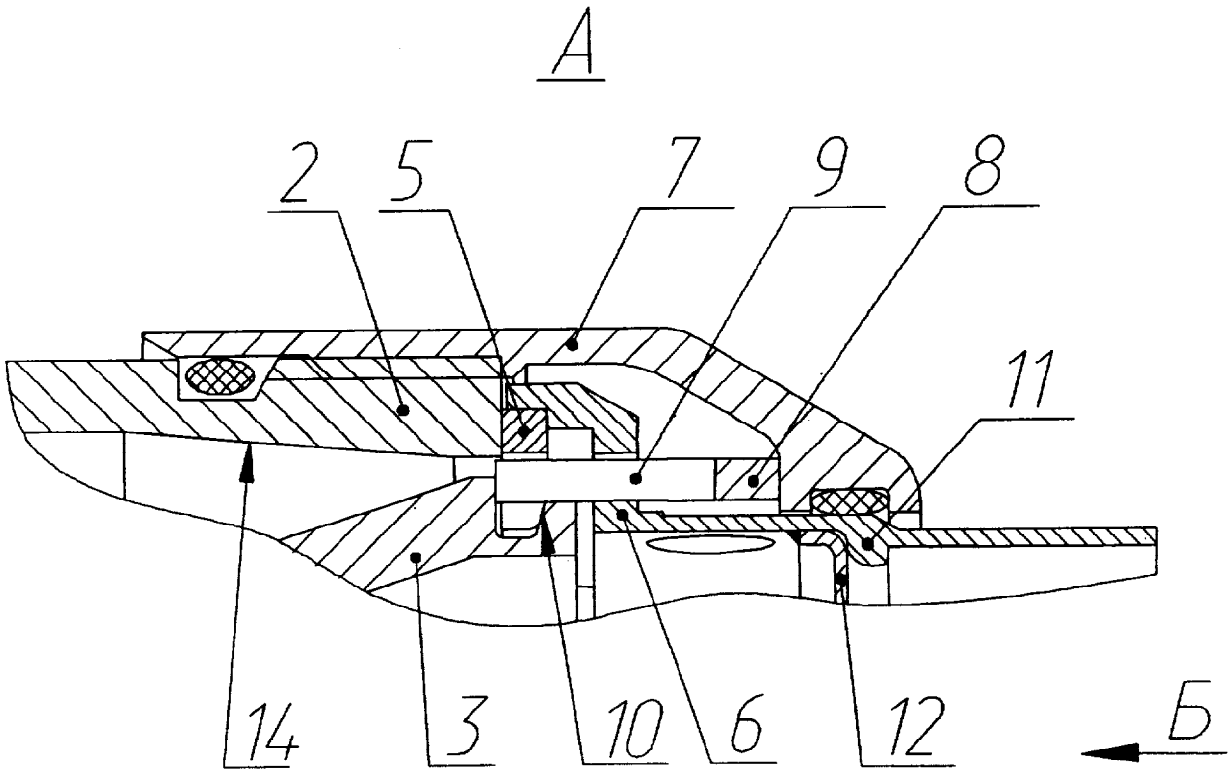
$[\sigma]$ - допускаемое напряжение;

P - усилие сопротивления перемещению ступенчатой втулки;

S - общая площадь мембраны и ступенчатой втулки, на которую действуют газы двигателя.

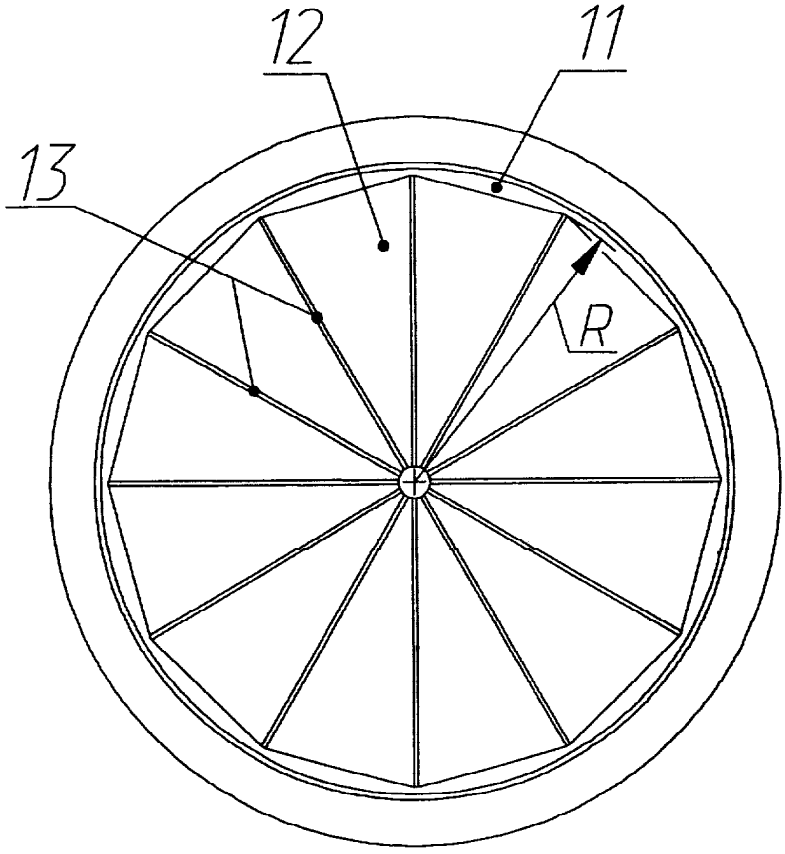
4. Устройство по п.3, отличающееся тем, что кольцевой выступ в виде многогранника в отверстии ступенчатой втулки выполнен со стороны ракеты.

5. Устройство по п.3, отличающееся тем, что внутренняя поверхность контейнера со стороны ракеты перед механизмом удержания выполнена конической с меньшим диаметром, обращенным в сторону механизма удержания.

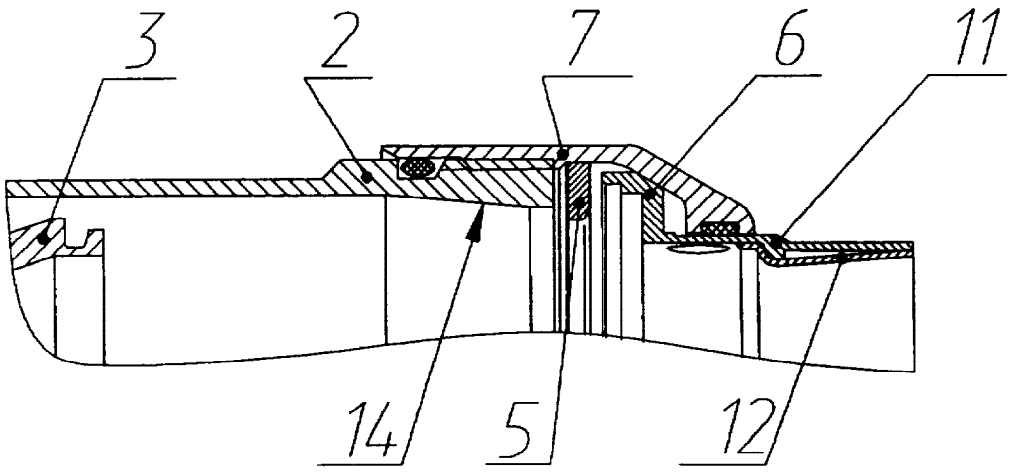


Фиг. 2

Вид Б



Фиг. 3



Фиг. 4