РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 284 460** (13) **C1**

(51) МПК
F42B 15/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2005103186/02, 08.02.2005**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
08.02.2005

(45) Опубликовано: **27.09.2006 Бюл. № 27**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2202761 C1, 20.04.2003. RU 2239782 C1, 10.11.2004. RU 2133445 C1, 20.07.1999. RU 2105949 C1, 27.02.1998. GB 2314612 A, 07.01.1998. US 5020436 A, 04.06.1991. US 6462322 A, 08.10.2002. US 5370057 A, 18.01.1994. JP 7103698 A, 18.04.1995.**

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

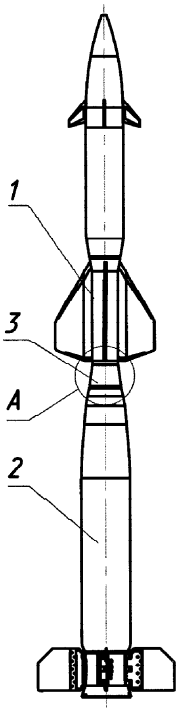
(72) Автор(ы):
Шипунов Аркадий Георгиевич (RU),
Кузнецов Владимир Маркович (RU),
Капустин Анатолий Сергеевич (RU),
Филиппов Валерий Викторович (RU),
Голованов Николай Сергеевич (RU),
Фимушкин Валерий Сергеевич (RU),
Никаноров Борис Александрович (RU)

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

(54) РАКЕТА И ПРИВОД МЕХАНИЗМА РАЗДЕЛЕНИЯ СТУПЕНЕЙ РАКЕТЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к области вооружения. Ракета содержит маршевую ступень, отделяемую стартовую ступень с двигателем, механизм разделения ступеней, включающий привод, форкамеру с пиросоставом и капсюлем-воспламенителем, переходный шпангоут. Форкамера размещена с обтюрацией в насадке, закрепленном с помощью зацепов на торце кормового отсека маршевой ступени и отжатом распорной гайкой до упора зацепами в переходный шпангоут. Форкамера изолирована от блоков кормового отсека маршевой ступени перегородкой. На дне форкамеры установлен привод, снабженный бойком, расположенным напротив капсюля-воспламенителя. В устройстве ракеты реализован привод механизма разделения ступеней, который содержит поршень и стопоры. Поршень поджат установочной пружиной и удерживается от продольного перемещения стопорами. Установочная пружина поджата фланцем стопорной втулки, жестко закрепленной в корпусе привода и снабженной бойком, расположенным на одной оси с капсюлем-воспламенителем, боек поджат боевой пружиной и удерживается шаровыми фиксаторами, помещенными в стопорной втулке с охватом их юбкой поршня. При использовании изобретения повышается надежность работы управляемой ракеты. 2 н.п. ф-лы, 4 ил.



Фиг. 1

RU 2284460 C1

RU 2284460 C1

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(19) **RU** (11) **2 284 460** (13) **C1**

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

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2005103186/02, 08.02.2005**

(24) Effective date for property rights: **08.02.2005**

(45) Date of publication: **27.09.2006 Bull. 27**

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

(72) Inventor(s):
Shipunov Arkadij Georgievich (RU),
Kuznetsov Vladimir Markovich (RU),
Kapustin Anatolij Sergeevich (RU),
Filippov Valerij Viktorovich (RU),
Golovanov Nikolaj Sergeevich (RU),
Fimushkin Valerij Sergeevich (RU),
Nikanorov Boris Aleksandrovich (RU)

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

(54) MISSILE AND DRIVE OF MISSILE STAGE SEPARATION MECHANISM

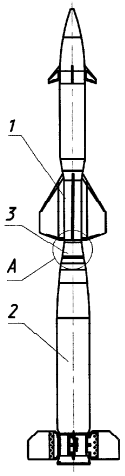
(57) Abstract:

FIELD: armament.

SUBSTANCE: the missile has a sustainer stage, separating zero stage with an engine, stage separation mechanism including a drive, prechamber with a pyrocomposition and a primer cap, adapter frame. The prechamber is positioned with obturation in a probe fastened with the aid of catches on the end face of the aft compartment of the sustainer stage and squeezed out by a spacer nut up to the stop of the catches against the adapter frame. The prechamber is isolated from the blocks of the sustainer stage aft compartment by a partition. A drive provided with a striker pin positioned opposite the primer cap is installed on the bottom of the prechamber. The missile stage separation mechanism has a piston and locks. The piston is loaded by an adjusting spring and retained from longitudinal motion by locks. The adjusting spring is tightened by the flange of a stop sleeve rigidly fastened in the drive body and provided with a stricker pin positioned in the same axis with the primer cap, the striker pin is tightened by the mainspring and retained by ball locks placed in the stop sleeve by embracing by the piston skirt.

EFFECT: enhanced reliability of operation of the guided missile.

2 cl, 4 dwg



Фиг. 1

RU 2284460 C1

RU 2284460 C1

Изобретение относится к области ракетной техники и может быть использовано в двухступенчатых малогабаритных ракетах с отделяемым стартовым двигателем.

Известны двухступенчатая ракета с отделяемым двигателем (СД) и привод механизма разделения ступеней (МРС) ракеты, см. патент РФ 2202761 от 20.04.2003, МПК [7] F 42 B 15/10, принятые нами за прототип.

Ракета содержит маршевую ступень (МС) и переходное устройство, объединяющее ее с СД, кормовая часть маршевой ступени выполнена в виде двойного коаксиального корпуса, замкнутого с одной стороны, на внутреннем корпусе, со стороны донной части, подвижно установлены направляющий патрубок и переходный шпангоут, поджатый к торцу внутреннего корпуса разрезной гайкой, а к торцу двигателя накидной гайкой. Направляющий патрубок и накидная гайка объединены П-образными зацепами и расперты распорной гайкой, а разрезная гайка установлена с охватом телескопического поршня и объединена с ним радиальной кольцевой шпонкой. Передняя крышка двигателя выполнена в виде стакана, полость которого сообщается с камерой сгорания (КС) СД отверстием. При этом привод механизма разделения ступеней ракеты выполнен в виде двойного телескопического поршня, заднее дно которого изолирует переднюю крышку СД, а переднее дно - полость внутреннего корпуса МС с пиросоставом. Оба дна поршня телескопически объединены внешними обечайками и центральным штуцером с образованием кольцевой камеры, соединенной с КС СД дроссельным отверстием и зафиксированы от взаимного перемещения стопором. При этом центральный штуцер снабжен лучевым воспламенителем, изолированным от кольцевой камеры обтюратором с одной стороны и отрытым в форкамеру с пиросоставом с другой.

Основными недостатками приведенных устройств являются: 1) невысокая надежность работы, потому что разделение ступеней может происходить в нерасчетный момент, так как задействование привода МРС косвенно связано с остаточным давлением в КС СД, однако зависит от свойств большого количества составных частей с их свойствами: поршень (и его площадь), дроссельное отверстие (с площадью проходного сечения), кольцевая камера, разрушаемый стопор и т.д., каждый из них имеет определенный допуск выдерживания заданного параметра, которые зависят не только от собственных свойств и свойств СД, но и условий эксплуатации (температура, географическая высота и прочие), поэтому результат (промежуток времени от момента наступления расчетного давления до разделения ступеней), получаемый от совокупности параметров регулирования и условий эксплуатации, трудно прогнозировать, кроме того, для задействования лучевого воспламенителя используется энергетический импульс газов СД, прошедших дросселирование и охлаждение при отборе в кольцевую камеру, что также снижает надежность его срабатывания; 2) невозможность применения в составе ракет с блоками аппаратуры, размещенными в кормовом отсеке МС и, в первую очередь, в составе управляемых ракет, у которых часть блоков бортовой аппаратуры управления (БАУ), обеспечивающих связь (радио- или оптическую) с наземной аппаратурой управления (НАУ), должна быть обращена в сторону НАУ, размещенную, как правило, на носителе или в районе места пуска.

Задачей предлагаемого технического решения является повышение надежности работы с обеспечением возможности его применения в составе управляемых ракет при упрощении конструкции.

Для решения поставленной задачи в известной ракете, содержащей маршевую ступень, отделяемую стартовую ступень с двигателем, механизм разделения ступеней, включающий привод, установленный в переднем днище двигателя и сообщающийся с его камерой сгорания, форкамеру с пиросоставом и капсюлем-воспламенителем, переходный шпангоут, жестко закрепленный на двигателе, разрезную гайку, установленную с упором в переходный шпангоут и удерживающую маршевую ступень, форкамера размещена с обтюрацией в насадке, закрепленном с помощью зацепов на торце кормового отсека маршевой ступени и отжатом распорной гайкой до упора зацепами в переходный шпангоут. При этом форкамера изолирована от блоков кормового отсека маршевой ступени

перегородкой, а на дне форкамеры установлен привод, снабженный бойком, расположенным напротив капсюля-воспламенителя.

Поставленная задача решается также тем, что в приводе механизма разделения ступеней ракеты, содержащем поршень и стопоры, поршень поджат установочной пружиной и удерживается от продольного перемещения стопорами, зафиксированными от радиального перемещения корпусом привода, а установочная пружина поджата фланцем стопорной втулки, жестко закрепленной в корпусе привода и снабженной бойком, расположенным на одной оси с капсюлем-воспламенителем, боек поджат боевой пружиной и удерживается шаровыми фиксаторами, помещенными в стопорной втулке с охватом их юбкой поршня.

Сущность решения заключается в том, что предложенная конструкция двухступенчатой ракеты и привода механизма разделения ступеней обеспечивает, во-первых, возможность применения устройства в составе ракет с блоками аппаратуры управления, размещенными в кормовом отсеке МС, во-вторых, отделение стартовой ступени практически в расчетный момент окончания работы двигателя с освобождением линии визирования НАУ-БАУ от составных частей МРС после разделения ступеней за счет применения следящего привода с бойком, обеспечивающего механическое инициирование капсюля-воспламенителя пиросостава форкамеры, установленной с обтюрацией в изолированном насадке, который отделяется от МС после разделения ступеней.

Предложенная конструкция ракеты и особенности ее работы поясняются графическими материалами, где на фиг.1 изображена ракета, содержащая маршевую ступень 1, отделяемую стартовую ступень с двигателем 2 и механизм разделения ступеней 3. На фиг.2 показан вид А фиг.1, где подробно изображено переходное устройство с механизмом разделения ступеней в исходном состоянии до запуска двигателя. На фиг.3 и 4 показано последовательно состояние устройства, когда давление в двигателе при окончании работы понизится до расчетной величины и после инициирования пиросостава.

Фиг.2 (вид А на фиг.1) подробно раскрывает содержание предложенного устройства, содержащего маршевую ступень 1, отделяемую стартовую ступень с двигателем 2, механизм разделения ступеней 3, включающий привод 4, установленный в переднем днище двигателя и сообщающийся с его камерой сгорания М отверстиями Н, форкамеру 5 с пиросоставом 6 и капсюлем-воспламенителем 7, переходный шпангоут 8, жестко закрепленный на двигателе (накидной гайкой 15), разрезную гайку 9, установленную с упором в переходный шпангоут и удерживающую маршевую ступень. При этом форкамера размещена с обтюрацией в насадке 10, закрепленном с помощью зацепов 11 на торце кормового отсека 12 маршевой ступени и отжатом распорной гайкой 13 до упора зацепами в переходный шпангоут, причем форкамера изолирована от блоков кормового отсека маршевой ступени перегородкой 14, а на дне форкамеры установлен привод. Привод механизма разделения ступеней ракеты содержит поршень 16, который поджат установочной пружиной 17 и удерживается от продольного перемещения стопорами 18, зафиксированными от радиального перемещения корпусом 19 привода. Установочная пружина поджата фланцем 20 стопорной втулки 21, жестко закрепленной в корпусе привода и снабженной бойком 22, расположенным на одной оси с капсюлем-воспламенителем, боек поджат боевой пружиной 23 и удерживается шаровыми фиксаторами 24, помещенными в стопорной втулке с охватом их юбкой 25 поршня 16; 26 - уплотнения; 27 - аэробаллистический обтекатель.

Предложенное устройство работает следующим образом: при запуске двигателя стартующей ракеты газ из камеры сгорания М через отверстия Н поступает в полость И привода 4 и, преодолевая сопротивление установочной пружины 17, перемещает поршень 16 до упора в корпус 19 (фиг.3), при этом стопоры 18 выйдут из зацепления с корпусом 19 и давлением газа переместятся внутрь поршня. По окончании работы СД давление в КС начинает падать и поршень 16 под действием установочной пружины 17 перемещается до тех пор, пока торец юбки 25 пройдет шаровые фиксаторы 24, удерживающие боек 22, который под действием боевой пружины 23 вытолкнет освобожденные шаровые фиксаторы

24 и, перемещаясь, деформирует капсюль-воспламенитель 7 пиросостава 6, инициируя его. Продукты сгорания пиросостава, расширяясь, переместят форкамеру 5 (фиг.4) до упора в двигатель 2, при этом разрезная гайка 9 попадает в канавку и, сжимаясь (под действием сил упругой деформации), выходит из резьбового зацепления с насадком 10, который с МС начнет ускоренно перемещаться в переходном шпангоуте 8 до выхода зацепов 11 за его торец, освобождая МС 1.

Очевидно, оптимальным условием отделения СД является равенство сил лобового сопротивления $X_{лоб}$ ракеты и тяги $R_{СД}$ двигателя, так как при более раннем разделении, когда $X_{лоб}<R_{СД}$, мы потеряем часть полезного импульса СД (соответственно и скорости ракеты). Больше того, отделенный СД (более легкий, чем вся ракета) догонит МС и может ударить по ней, что не допустимо. При более позднем отделении СД, кода $X_{лоб}>R_{СД}$, двигатель будет тормозить ракету, и мы также потеряем скорость. Следовательно, наиболее полно и точно оптимальные условия разделения ступеней ракеты ($X_{лоб}=R_{СД}$) определяются по остаточному давлению в КС СД, так как оно определяет тягу $R_{СД}$.

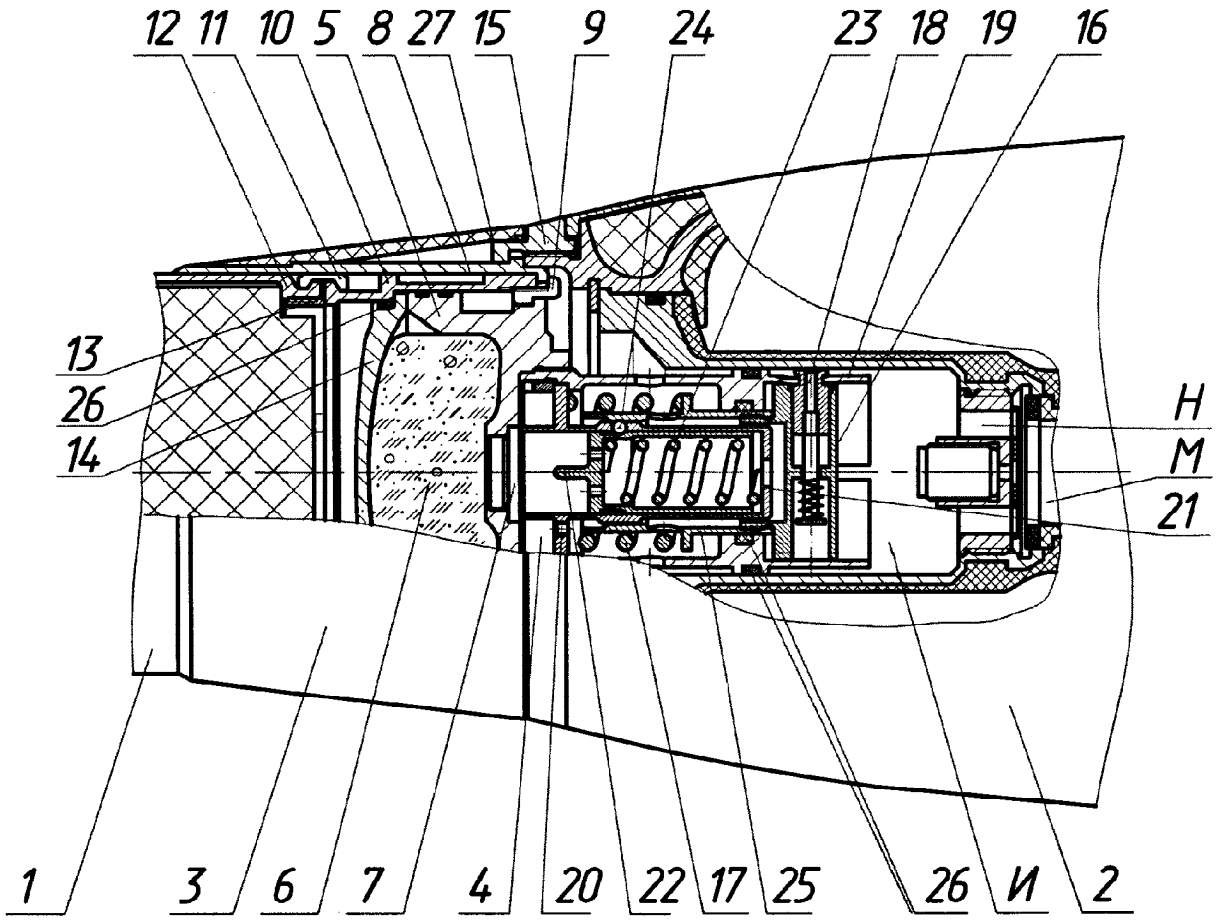
Таким образом, предложенная конструкция двухступенчатой ракеты с отделяемым СД и приводом МРС ракеты обеспечивает повышение надежности разделения ступеней ракеты и возможность применения в составе ракет с блоками БАУ, размещенными в кормовой части МС, так как в конструкции используется давление газов двигателя в качестве движущей силы привода и как единственный фактор и наиболее точный критерий оценки момента оптимального разделения ступеней, а по окончании разделения при выходе зацепов из переходного шпангоута насадок отделяется от МС за счет того, что кормовая часть МС снабжена отделяемым насадком, в нем с обтюрацией установлена форкамера, изолированная от блоков МС перегородкой, а на дне форкамеры жестко закреплен привод с поршнем, который поджат установочной пружиной и удерживается радиальными стопорами, причем стопоры при запуске двигателя перемещаются его газами и освобождают поршень, и при окончании работы двигателя, по мере падения давления в КС, поршень перемещается до тех пор, пока не освободит фиксаторы, удерживающие боек.

Формула изобретения

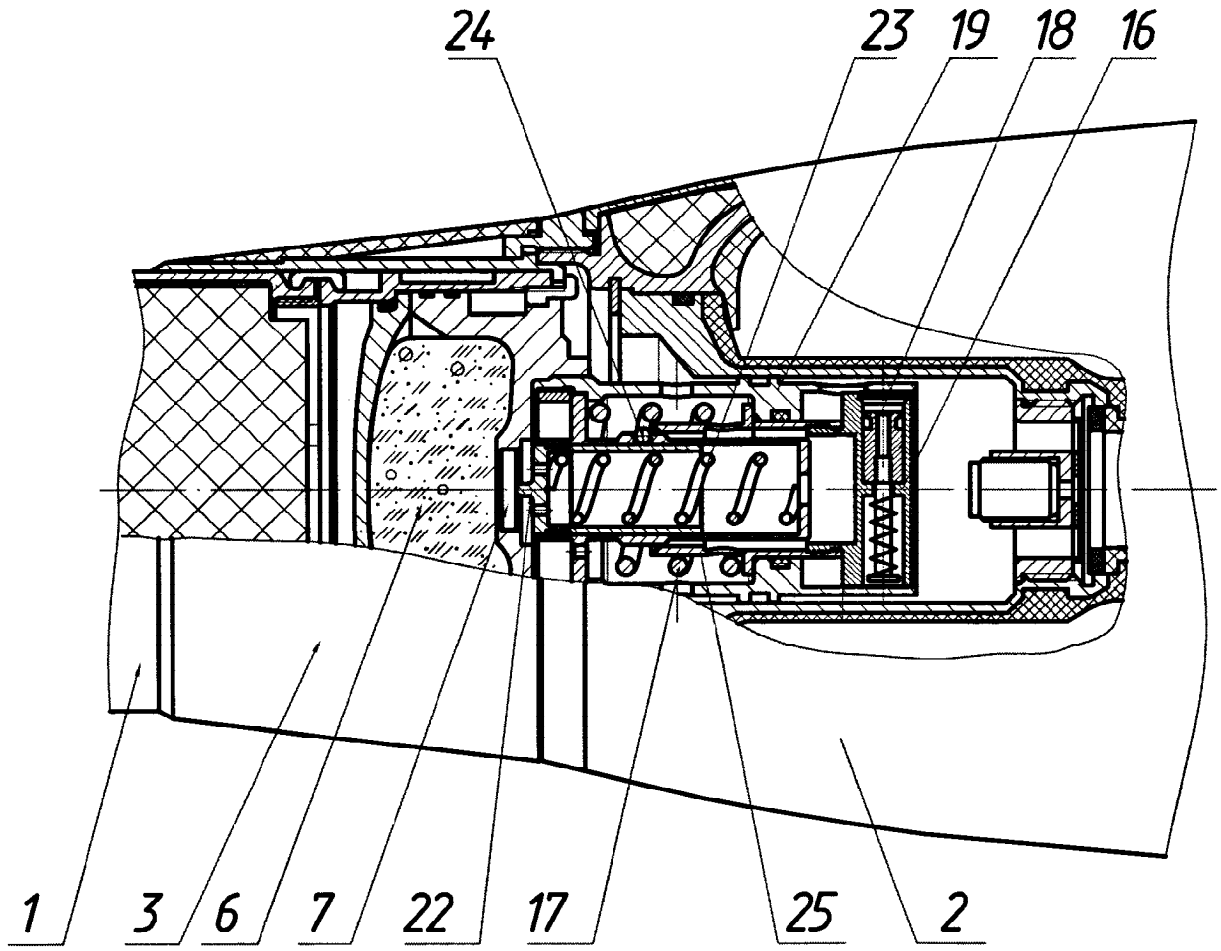
1. Ракета, содержащая маршевую ступень, отделяемую стартовую ступень с двигателем, механизм разделения ступеней, включающий привод, установленный в переднем днище двигателя и сообщающийся с его камерой сгорания, форкамеру с пиросоставом и капсюлем-воспламенителем, переходный шпангоут, жестко закрепленный на двигателе, разрезную гайку, установленную с упором в переходный шпангоут и удерживающую маршевую ступень, отличающаяся тем, что форкамера размещена с обтюрацией в насадке, закрепленном с помощью зацепов на торце кормового отсека маршевой ступени и отжатом распорной гайкой до упора зацепами в переходный шпангоут, при этом форкамера изолирована от блоков кормового отсека маршевой ступени перегородкой, а на дне форкамеры установлен привод, снабженный бойком, расположенным напротив капсюля-воспламенителя.

2. Привод механизма разделения ступеней ракеты, содержащий поршень и стопоры, отличающийся тем, что поршень поджат установочной пружиной и удерживается от продольного перемещения стопорами, зафиксированными от радиального перемещения корпусом привода, а установочная пружина поджата фланцем стопорной втулки, жестко закрепленной в корпусе приводами и снабженной бойком, при этом боек поджат боевой пружиной и удерживается шаровыми фиксаторами, помещенными в стопорной втулке с охватом их юбкой поршня.

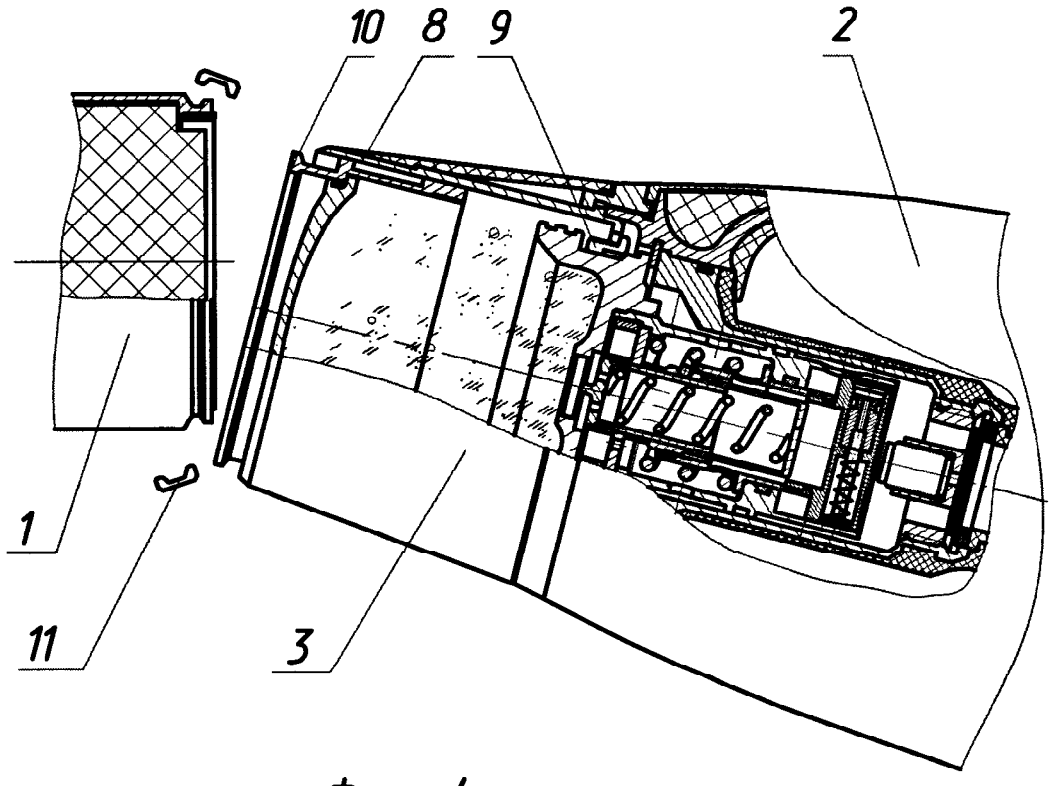
Вид А (Фиг. 1)



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4