(19) **RU** (11) **2 202 500** (13) **C2**

(51) МПК[7] **B 64 G 1/62, 1/14, F 42 B 15/10**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 2001105060/28 , 21.02.2001

(24) Дата начала действия патента: 21.02.2001

(46) Дата публикации: 20.04.2003

(56) Ссылки: TGV Rocket Plans to Launch Reusable Sounding Vehicle. Space News. - 2000, January, 17. US 3105658 A, 01.10.1963. US 3232560 A, 01.02.1966. RU 2087389 C1, 20.08.1997. RU 2070711 C1, 20.12.1996.

(98) Адрес для переписки:
456300, Челябинская обл., г. Миасс, Тургоякское ш., 1, ГРЦ "КБ им. акад. В.П.Макеева", Главному инженеру, первому заместителю начальника предприятия Ю.Ж.Жирикову

(71) Заявитель:
Федеральное государственное унитарное предприятие Государственный ракетный центр "КБ им. акад. В.П.Макеева"

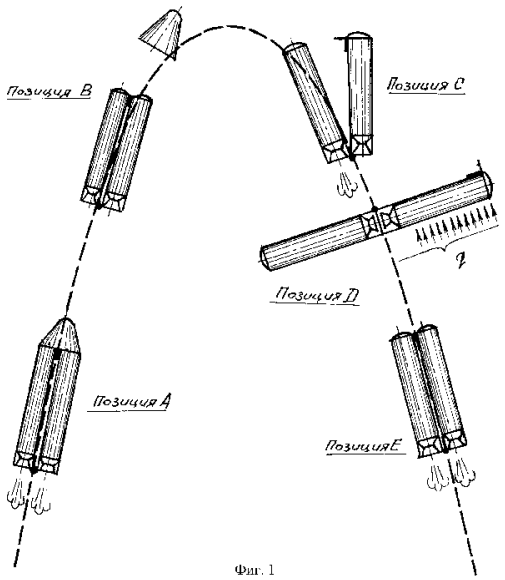
(72) Изобретатель: **Афанасьев В.А., Борзов В.С., Данилкин В.А., Дегтярев Г.Л. , Дегтярь В.Г., Марусик А.Ф., Мещанов А.С. , Сиразетдинов Т.К., Сытый Г.Г., Теплицын Ю.С.**

(73) Патентообладатель:
Федеральное государственное унитарное предприятие Государственный ракетный центр "КБ им. акад. В.П.Макеева"

(54) СПОСОБ СПАСЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ МНОГОРАЗОВОГО ПРИМЕНЕНИЯ И УСТРОЙСТВО ДЛЯ ЕГО ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ

(57)

Изобретение относится к области ракетно-космической техники и может быть использовано при создании ракет-носителей (РН) для выведения полезных грузов на низкие околоземные орбиты, в частности при обслуживании международной космической станции. По возвращении на Землю спасаемые блоки РН повторно заправляются топливом и участвуют в выведении в космос очередного полезного груза. Согласно предлагаемому способу при спуске в атмосфере блоки РН из первоначальной пакетной связки трансформируют в осесимметричную (тандемную) связку с закреплением блоков РН днищами друг к другу. Эта конфигурация РН отвечает наибольшему баллистическому параметру из возможных. Ориентируя продольную ось связки перпендикулярно вектору скорости, плавно гасят околокруговую скорость РН до скорости отвесного падения. После этого блоки РН вновь трансформируют в пакетную связку и совершают вертикальную посадку с мягким приземлением. Для реализации способа предусмотрено простое устройство шарнирно-замкового типа с пиротехническим элементом. Изобретение направлено на расширение эксплуатационно-технических возможностей РН без существенной их модификации, благодаря чему такие РН могут применяться в многоразовой космической транспортной системе, например, взамен исчерпавшего свой ресурс орбитального самолета (типа Space Shutlle). 2 с. и 1 з.п.ф-лы, 5 ил.



Фиг. 1

RU 2202500 C2

RU 2202500 C2

(19) **RU** (11) **2 202 500** (13) **C2**

(51) Int. Cl.[7] **B 64 G 1/62, 1/14, F 42 B 15/10**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 2001105060/28 , 21.02.2001

(24) Effective date for property rights: 21.02.2001

(46) Date of publication: 20.04.2003

(98) Mail address:
456300, Cheljabinskaja obl., g. Miass, Turgojakskoe sh., 1, GRTs "KB im. akad. V.P.Makeeva", Glavnomu inzheneru, pervomu zamestitelju nachal'nika predprijatija Ju.Zh.Zhirikovu

(71) Applicant:
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie Gosudarstvennyj raketnyj tsentr "KB im. akad. V.P.Makeeva"

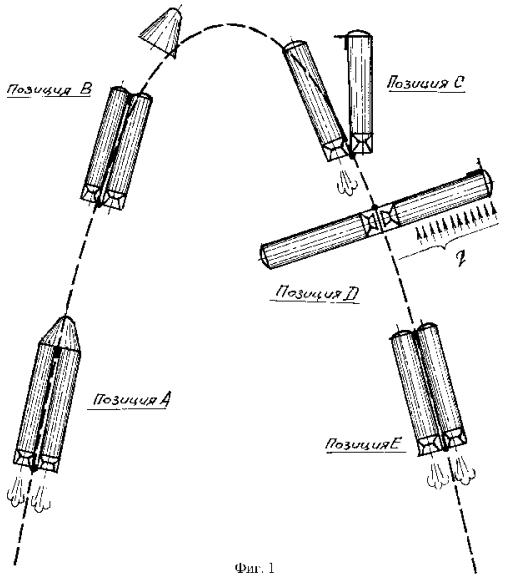
(72) Inventor: Afanas'ev V.A., Borzov V.S., Danilkin V.A., Degtjarev G.L. , Degtjar' V.G., Marusik A.F., Meshchanov A.S., Sirazetdinov T.K., Sytyj G.G., Teplitsyn Ju.S.

(73) Proprietor:
Federal'noe gosudarstvennoe unitarnoe predprijatie Gosudarstvennyj raketnyj tsentr "KB im. akad. V.P.Makeeva"

(54) METHOD OF RECOVERY OF RECOVERABLE LAUNCH VEHICLES AND DEVICE FOR REALIZATION OF THIS METHOD

(57) Abstract:

FIELD: rocketry and space engineering; manufacture of launch vehicles for injection of payloads into low- altitude near-earth orbits; servicing international space station. SUBSTANCE: upon return to Earth, recoverable modules are again filled with propellant and are used for subsequent injection of payloads into space. At descent, launch vehicle modules of initial pack cluster are transformed into axisymmetrical (tandem) cluster with modules secured to each other by their bottoms. Such configuration of launch vehicle corresponds to maximum ballistic parameter. Near-circular velocity of launch vehicle is smoothly decreased through orientation of longitudinal axis of cluster perpendicularly to velocity vector to free fall velocity vector. Then, modules are again transformed to pack cluster which performs vertical landing at soft touchdown. Device proposed for realization of this method is made in form of articulation locking mechanism with pyro element. Proposed method may be used for orbital aircraft (such as Space Shuttle). EFFECT: extended functional capabilities. 3 cl, 5 dwg



Фиг. 1

RU 2202500 C2

RU 2202500 C2

Изобретение относится к области ракетно-космической техники, в частности к способам и устройствам, используемым для создания ракет-носителей, многократно применяемых для выведения полезных грузов на низкие околоземные орбиты, например, при обслуживании международной космической станции и собственного спасаемого возвращения на Землю для повторной заправки жидкими компонентами топлива и последующего выведения в космос очередной полезной нагрузки.

Достаточно полный обзор многоразовых транспортных космических аппаратов и систем представлен в книгах [1, 2]. Известны способы и устройства для спасения ракет-носителей для их многократного использования после приложения тормозного импульса для схода с орбиты, заключающиеся в последовательном решении двух задач:

- аэродинамическое торможение;
- посадка.

Аэродинамическое торможение обеспечивает рассеивание подавляющей части кинетической энергии в атмосфере и достигается одним из трех способов:

1. Баллистический спуск. Таким способом тормозились в атмосфере первые космические спускаемые аппараты типа "Восток" и "Меркурий", не обладающие аэродинамическим качеством. Он приводит к большим перегрузкам (более 10), дает большую погрешность посадки (до нескольких сотен километров).

2. Планирующий спуск, или спуск с небольшим аэродинамическим качеством (0,5-1,0). По такому способу спускаются космические корабли типа "Союз" и "Апполон" с несущим корпусом, сочетающим в себе весьма хорошее аэродинамическое сопротивление с относительно небольшим аэродинамическим качеством, достаточным для выполнения бокового маневра в несколько сотен километров при выходе в заданное место посадки. Аэродинамическое качество допускает регулирование перегрузки за счет изменения направления действия подъемной составляющей полной аэродинамической силы с максимальной величиной, не превышающей 2-3, благодаря чему достигаются комфортные условия спуска в атмосфере для людей и возвращаемых грузов.

3. Самолетный спуск, или планирующий спуск с высоким аэродинамическим качеством: 1-2 при гиперзвуковых скоростях и 3-8 при дозвуковых скоростях. По такому способу спускаются орбитальные самолеты "Space Shuttle" и "Буран". В нем обеспечиваются достаточно комфортные условия по перегрузке (не более 2-3) и маневрирование на большие расстояния, позволяющие получать высокую точность посадки при больших ошибках реализации тормозного импульса и грубых измерительных приборах на посадочные полосы, разнесенные на несколько тысяч километров. Однако самолетный спуск занимает весьма продолжительное время, что приводит к проблеме теплозащиты внешней, аэродинамической самолетной формы с ее сложной механизацией (рули, кили, элероны, элевоны и др.) от аэродинамического нагрева не только в одном полете, но и во всех последующих, а также к проблеме теплоизоляции внутренних отсеков орбитального самолета.

В каждом из рассмотренных способов спуска могут применяться дополнительные тормозные устройства: надувные экраны, раскладные зонты или парашюты.

Посадка спасаемых космических аппаратов осуществляется либо с горизонтальным, либо с вертикальным приземлением и обязательно требует дополнительных тормозных средств.

Орбитальные самолеты выполняют горизонтальную посадку на хорошо подготовленные посадочные полосы. Она требует весьма высокого аэродинамического качества (до 8) на дозвуковых скоростях и хорошей устойчивости: продольной, поперечной, путевой. Выполнение этих условий достигается усложнением аэродинамической формы путем введения в конструкцию килей, рулей, элеронов, элевонов и др., а также внедрения весьма сложных других конструкционных мер, например надувной хвостовой части и стабилизирующего парашюта, сбрасывание обтекателей системы теплозащиты вместе с основными поверхностями управления [1] . А наличие шасси делает орбитальные самолеты еще более сложными, дорогостоящими и менее надежными.

Вертикальная посадка космических аппаратов после баллистического и планирующего спуска требует применения сложного набора парашютов и тормозных реактивных двигателей мягкого приземления.

Наиболее близким аналогом заявленного способа и устройства является способ спасения высотной ракеты-носителя "Michelle-B", в котором мягкое приземление при вертикальной посадке достигается торможением конечной скорости за счет включения тяги маршевого двигателя, который использовался для ее разгона [3].

Однако он обладает существенным недостатком, заключающимся в том, что для аэродинамического торможения ракеты используется специальный тормозной зонт, раскладывающийся перед входом спасаемой ракеты в атмосферу. Он занимает много места, уменьшает допустимый вес полезной нагрузки, требует применения специального механизма для его раскладывания, сложен в конструкции и, следовательно, ненадежен в эксплуатации.

Задачей, на решение которой направлено настоящее изобретение, является исключение указанных недостатков и расширение функционально-эксплуатационных характеристик без использования каких-либо дополнительных тормозных устройств, в частности раскладного зонта, и, как следствие, увеличение массы полезной нагрузки.

Согласно изобретению указанная задача решается выполнением следующей последовательности операций (фиг.1).

1. Старт вертикальный. Ракеты-носители в пакетной связке с установленным на них отсеком полезной нагрузки осуществляют вертикальный (ракетный) старт в одном из следующих вариантов:

- с помощью собственных маршевых двигателей;
- с использованием самолета -

RU 2202500 C2

RU 2202500 C2

разгонщика;

- с применением другой связки ракет-носителей в качестве первой ступени, которая после отделения спасается таким же способом и с помощью такого же устройства, которые описываются ниже.

2. Разгон (позиция A). Ракеты-носители в пакетной связке разгоняют отсек полезной нагрузки до заданной скорости и выходят на низкую околоземную орбиту или суборбитальную траекторию.

3. Отделение отсека полезной нагрузки (позиция B). Ракеты-носители в пакетной связке после отделения отсека полезной нагрузки могут продолжить полет по орбите выведения, выжидая нужный момент схода с орбиты.

4. Разворот и ориентация (позиция C). Ракеты-носители в пакетной связке выполняют развороты, ориентируют сопла маршевых двигателей в заданном направлении относительно вектора скорости и включают двигатели, вырабатывая требуемый импульс тяги, обеспечивающий сход с орбиты и выход на заданную траекторию спуска в атмосфере. Топливо вырабатывается из баков одной из ракет.

5. Трансформирование. Ракеты-носители разъединяются в узле крепления I (фиг.2), разворачиваются в шарнире 3 до защелкивания клиновидного захвата II (фиг. 3) и образования осесимметричной связки ракет-носителей, закрепленными днищами друг к другу.

В этой операции может использоваться сила тяги, сохраняющаяся в двигателе одной из ракет в результате разновременности выключения двигателей в обеих ракетах, которую при необходимости можно увеличить и продлить. Операция, выполняемая в безвоздушном пространстве и в невесомости, не сложнее, например, операции автоматической стыковки грузового корабля "Прогресс" с космической станцией "Мир".

6. Разворот и ориентирование (позиция D). Ракеты-носители в осесимметричной связке ориентируют продольную ось перпендикулярно вектору скорости. Эта операция может происходить либо самопроизвольно в силу статической устойчивости балансировочного равновесия осесимметричной связки в таком положении, либо принудительно с помощью специальных двигателей малой тяги, установленных вблизи днищ ракет и создающих управляющие моменты по каналам тангажа, рыскания и крена.

7. Вход в атмосферу (позиция D). В положении относительно вектора скорости, которое ракеты-носители в осесимметричной связке занимают в операции 6, т.е. продольными осями перпендикулярно вектору скорости, на них действует максимально возможная сила лобового сопротивления. Баллистический параметр связки, приближенно выражаемый формулой

$\sigma = C_x S/m$,

где $C_x \approx 2C_y$ (при $\alpha = \pi/2$) - коэффициент силы лобового сопротивления, численно равный удвоенному коэффициенту подъемной силы при угле атаки $\alpha = \pi/2$, S - площадь продольного сечения ракеты, m - масса ракеты (практически без топлива), намного превышает соответствующий показатель для всех спускаемых космических аппаратов-прототипов, включая спасаемую ракету-аналог "Michelle-B" с разложенным зонтом [3]. Поэтому торможение скорости начинается на большей высоте в более разреженной атмосфере, и максимальная величина перегрузки не превышает 8-10.

8. Маневрирование. Маневрирование осесимметричной связки ракет-носителей в атмосфере достигается за счет подъемной составляющей полной аэродинамической силы, образующейся при несимметричном обтекании осесимметричной связки в результате продольного смещения центра масс от геометрического центра, достигнутого в операции 4. Продольная ось ориентируется относительно вектора скорости под углом, немного отличающимся от прямого, и имеет в этом положении статически устойчивое балансировочное равновесие. Практически не теряя в аэродинамическом сопротивлении, осесимметричная связка ракет-носителей при асимметричном обтекании приобретает аэродинамическое качество величиной 0,5-1,0 в зависимости от величины продольного смещения центра масс, а также размеров и формы ракет-носителей в связке, которое позволяет менять дальность до места посадки на 1000 и более километров и совершать боковой маневр до нескольких сотен километров. Маневрирование в атмосфере позволяет регулировать аэродинамическую перегрузку, уменьшая ее максимальную величину до 2-3, и точно выходить на место посадки.

9. Падение. Аэродинамическое торможение в атмосфере ракет-носителей в осесимметричной связке завершается отвесным квазиустановившимся падением, начинающимся с высоты 15-20 км, скорость которого к высоте 1-2 км не превышает 100-150 м/с.

10. Обратное трансформирование. По достижении заданной высоты отвесного падения ракеты-носители из осесимметричной связки обратно трансформируют в пакетную связку, для чего расцепляют фиксатор (фиг. 5) путем срабатывания пирозамка 6 и защелкивают узел I (фиг.4) после разворота ракет-носителей в шарнире 3 (фиг. 2), для чего используют небольшую, но достаточную силу набегающего потока.

11. Ориентирование и стабилизация. После обратного трансформирования ракеты-носители в пакетной связке ориентируют так, чтобы их продольные оси были коллинеарны вектору скорости, а сопла маршевых двигателей направлены к Земле. В этом положении пакетная связка ракет-носителей стабилизируется с помощью качающихся сопл маршевых двигателей или специальных двигателей малой тяги.

12. Приземление (позиция E). При достижении определенной высоты включают маршевые двигатели и регулируют их силу тяги так, чтобы обеспечить нулевую вертикальную скорость к моменту касания поверхности. Поскольку баки одной из ракет содержат большее количество топлива, чем баки другой ракеты, в силу операции 4, выполняемой в обеспечение операции 8, основная тормозящая сила создается маршевым двигателем одной ракеты. Этой силы вполне достаточно для мягкого приземления обеих ракет в пакетной связке,

RU 2202500 C2

RU 2202500 C2

но она же создает значительный, непрерывно убывающий возмущающий момент, действие которого учитывается специально разрабатываемыми алгоритмами управления.

Пример осуществления предлагаемого способа спасения ракет-носителей многоразового применения подтверждается устройством, общий вид которого схематически изображен на фиг.2 и 3, а на фиг.4 и 5 изображены верхний и нижний фиксаторы соответственно.

Устройство содержит корпус отсека полезной нагрузки 1, установленный на корпусах связки ракет-носителей 2, нижние части которых кинематически связаны шарниром 3, а на диаметрально противоположной стороне от шарнира на корпусе одной из ракет смонтирован фиксатор, выполненный в виде упругой пластины 4 с захватом в виде клина 5 (фиг.5), при этом упругая пластина жестко скреплена с корпусом ракеты пирозамком 6, а на корпусе другой ракеты на диаметрально противоположной стороне от шарнира выполнена ниша в виде гнезда 7 по форме клина, в верхней части связки ракет-носителей по линии сопряжения их корпусов смонтирован кронштейн 8 с осью 9, на которой расположена скрученная пружина 10, а на оси посредством проушин 11 расположена упругая пластина 12, заодно с которой выполнен клиновидный захват 13 и подпятник 14, при этом на верхнем срезе корпуса ракеты-носителя содержится установочный шпангоут 15.

Устройство работает следующим образом.

После выхода ракет-носителей на заданную орбиту или суборбитальную траекторию отделяют отсек полезной нагрузки 1. При этом нижние части ракет-носителей 2 связаны шарниром 3. Как следует из описанного способа, ракеты-носители в пакетной связке разворачивают, ориентируют определенным образом и сообщают им тормозной импульс с помощью собственных маршевых двигателей для схода с орбиты и входа в атмосферу. Чтобы при спуске в атмосфере получить наибольшее аэродинамическое сопротивление, ракеты-носители из пакетной связки трансформируют в осесимметричную связку. А после аэродинамического торможения до скорости отвесного падения осесимметричную связку трансформируют обратно в пакетную.

Для трансформирования ракет в осесимметричную связку после отделения отсека полезной нагрузки 1 разворот корпусов ракет-носителей 2 относительно шарнира 3 осуществляют за счет энергии скрученной пружины 10, надетой на ось 9 кронштейна 8, которая передает усилие через упругую планку 12, надетую посредством проушин 11 на эту же ось 9. После относительного перемещения разворачивающихся корпусов 2 на расстояние, равное длине упругой пластины 12, кинематическая связь между разворачивающимися корпусами 2 в верхней их части размыкается. При этом корпуса 2 получают угловую скорость вращения относительно шарнира 3, а упругая пластина 12 разворачивается на оси 9 на угол в 90°. Подпятник 14 упирается в кронштейн 8, а упругая пластина 12 фиксируется в этом положении за счет скрученной пружины 10.

Для сокращения времени трансформирования корпусов ракет-носителей в осесимметричную связку может быть использована сила тяги маршевого двигателя одной из ракет.

После разворота корпусов ракет 2 на угол 180° (фиг.3 и 5) клин 5 за счет деформации упругой пластины 4 входит в зацепление с гнездом 7, за счет чего корпуса ракет фиксируются в соосном положении и совершают спуск в атмосфере, как показано на фиг.1 (позиция D).

По достижении заданной высоты и скорости (заданного скоростного напора) в отвесном падении ракеты-носители из осесимметричной связки трансформируют обратно в пакетную, для чего расцепляют фиксатор (фиг. 5) путем срабатывания пирозамка 6. При этом разрушается жесткая связь между упругой пластиной 4 и корпусом ракеты 2, а клин 5 механизма захвата выходит из зацепления с гнездом 7. Ракеты-носители разворачивают относительно шарнира 3, используя аэродинамическую силу набегающего потока, до тех пор, пока клин 13, изготовленный заодно с упругой пластиной 12, не войдет в зацепление с установочным шпангоутом 15 корпуса соседней ракеты 2.

Так осуществляют обратное трансформирование ракет-носителей в пакетную связку и ориентируют сопла к поверхности Земли, а с определенной высоты совершают мягкое приземление путем включения маршевых двигателей.

Таким образом, предлагаемые способ и устройство для спасения ракет-носителей многоразового применения по сравнению с известными техническими решениями улучшают функционально-эксплуатационные показатели, заключающиеся в увеличении массы полезной нагрузки, выводимой на околоземные орбиты, и упрощении конструкции и операций в полете спасаемых ракет-носителей за счет того, что самая сложная проблема аэродинамического торможения решается без всяких дополнительных средств только лишь за счет трансформирования ракет-носителей сначала из пакетной связки в промежуточную осесимметричную связку и затем обратно из осесимметричной в исходную пакетную связку, а изготовление механизма трансформирования, функционирующего в космосе и при малых скоростных напорах, представляет проблему, менее сложную, чем создание и обслуживание шасси орбитального самолета.

Дополнительным преимуществом предлагаемых способа и устройства является то, что все операции по выведению на орбиту, сходу с нее и спасению ракет-носителей выполняются их собственными маршевыми двигателями, сохранность и надежность включения которых обеспечивается прикрытием их теплозащитным материалом боковой поверхности ракет-носителей в их осесимметричной связке, в которую они трансформированы на протяжении всего спуска в атмосфере, сопровождаемого огромными тепловыми потоками, вызываемыми превращением кинетической энергии механического движения в тепловую энергию. Кроме того, осесимметричная связка ракет-носителей допускает вращение не только вокруг продольной оси, за счет чего

RU 2202500 C2

RU 2202500 C2

можно равномерно распределять тепловые потоки по боковой поверхности и тем самым уменьшить общее количество теплозащитного материала, но также вокруг поперечной оси благодаря статической нейтральности осесимметричной связки вокруг этой оси, за счет чего можно обеспечить эффективное управление направлением действия подъемной силы при маневрировании в атмосфере, используя лишь небольшие управляющие реактивные двигатели, регулирующие угловую скорость вращения вокруг продольной оси, которой соответствует прецессионное вращение вокруг поперечной оси.

Литература

1. Пономарев А.Н. Пилотируемые космические корабли. Военное издательство министерства обороны СССР, Москва, 1968.

2. Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. Наука, Москва, 1974.

3. "TGV Rockets Plans To Launch Reusable Sounding Vehicle". Space News, January 17, 2000.

Формула изобретения:

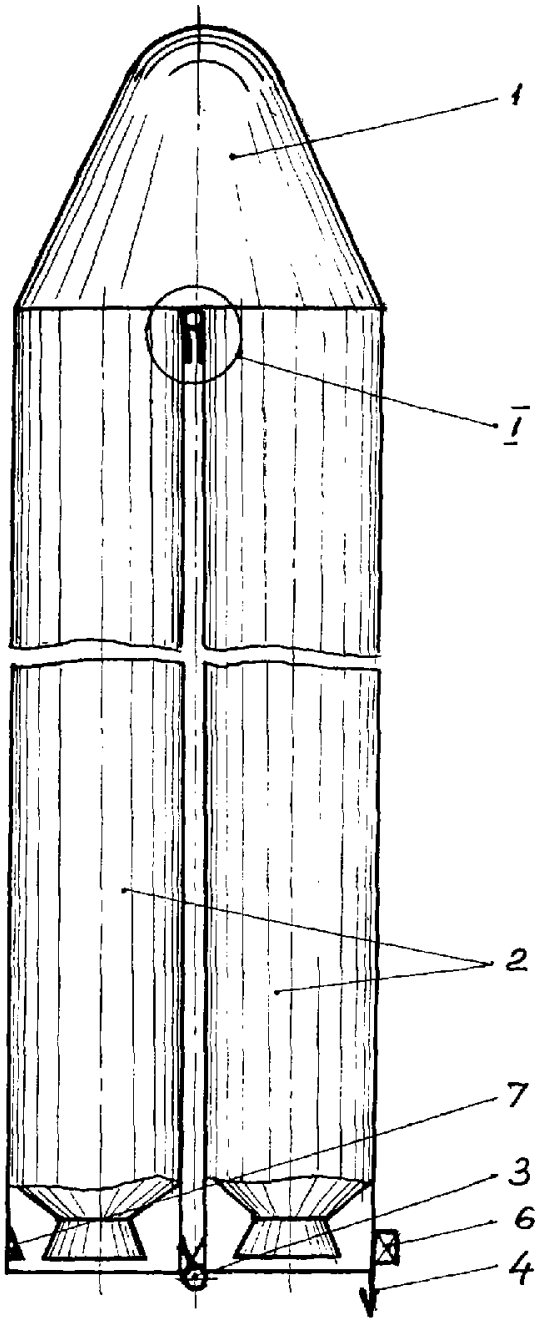
1. Способ спасения ракет-носителей многоразового применения, выполненных в виде пакетной связки одноступенчатых жидкотопливных ракет-носителей, включающий разгон до заданной скорости, отделение орбитального отсека с полезной нагрузкой, сообщение тормозного импульса для выхода на траекторию спуска в атмосфере, аэродинамическое торможение и вертикальную посадку за счет включения тяги маршевых двигателей указанных ракет-носителей, отличающийся тем, что перед входом в атмосферу ракеты-носители из пакетной связки трансформируют в осесимметричную связку путем соединения ракет-носителей днищами друг с другом, а по достижении заданной высоты отвесного падения ракеты-носители из осесимметричной связки снова трансформируют в пакетную, ориентируя сопла их маршевых двигателей к Земле.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что при сообщении тормозного импульса ракетам-носителям в пакетной связке для выхода на траекторию спуска топливо в маршевых двигателях вырабатывают из баков одной ракеты-носителя, обеспечивая смещение центра масс в последующей осесимметричной связке на заданное расстояние от геометрического центра вдоль продольной оси.

3. Устройство для спасения ракет-носителей многоразового применения, содержащее скрепленные между собой корпус отсека полезной нагрузки и корпуса ракет-носителей, нижние части которых кинематически связаны шарниром, а также фиксаторы, выполненные в виде упругих пластин с клиновидным захватом, отличающееся тем, что в нем на корпусе одной из ракет-носителей на диаметрально противоположной относительно указанного шарнира стороне посредством пирозамка неподвижно закреплена упругая пластина клиновидного захвата, при этом на диаметрально противоположной относительно шарнира стороне на корпусе другой ракеты-носителя в связке выполнено гнездо по форме клина для этого клиновидного захвата, а другой фиксатор посредством кронштейна и оси смонтирован в верхней части корпуса указанной одной из ракет-носителей на линии ее сопряжения с указанной другой ракетой-носителем, упругая пластина клиновидного захвата данного фиксатора выполнена заодно с подпятником и проушинами, причем проушины надеты на ось, а упругая пластина подпружинена скрученной пружиной, расположенной на этой же оси.

RU 2202500 C2

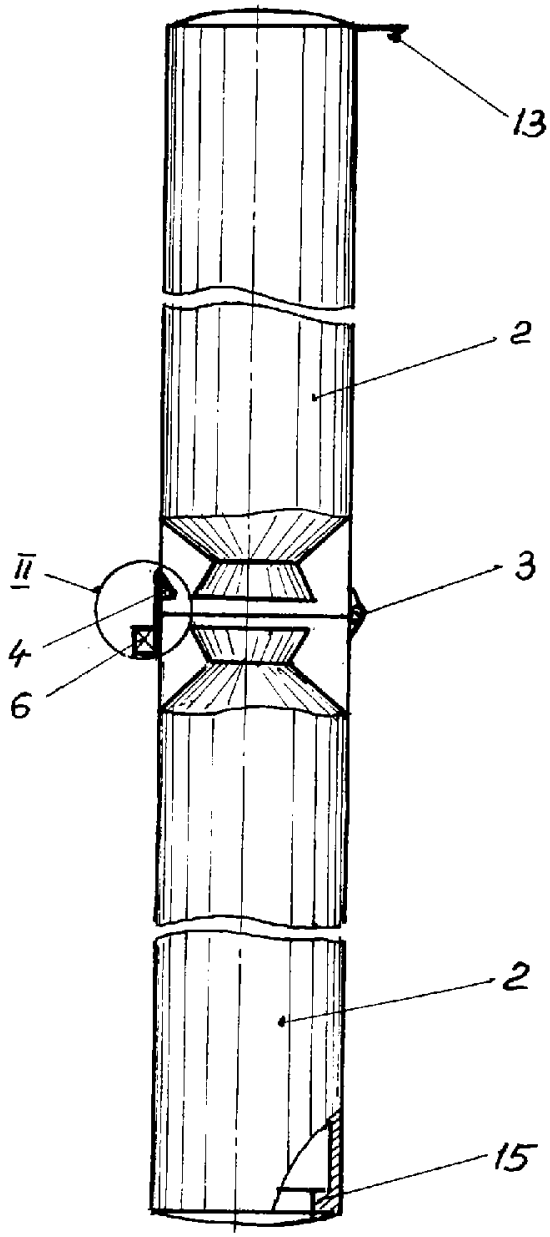
RU 2202500 C2



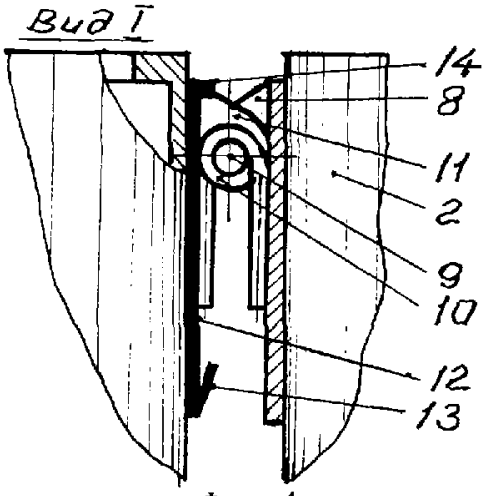
Фиг. 2

RU 2202500 C2

RU 2202500 C2

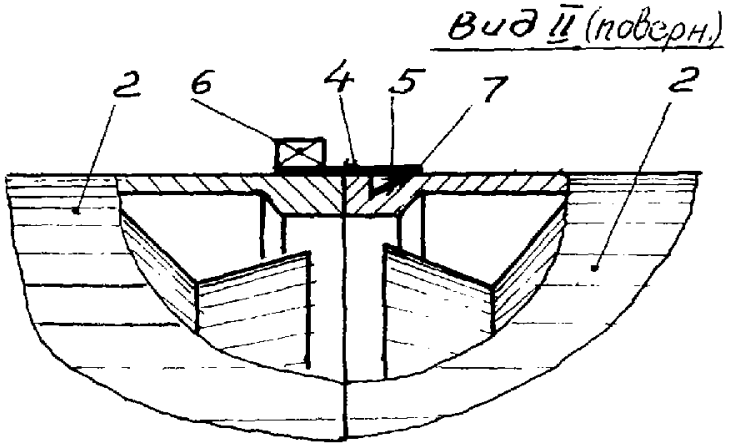


Фиг. 3



Фиг. 4

RU 2202500 C2



Фиг. 5

RU 2202500 C2

RU 2202500 C2