



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2013110851/11, 13.03.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
13.03.2013

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 13.03.2013

(45) Опубликовано: 10.11.2014 Бюл. № 31

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: RU 2406660 C1, 20.12.2010. RU 106667  
U1, 20.07.2011. US 20030098397 A1, 29.05.2003.  
US 7231876 B2, 19.06.2007

Адрес для переписки:

141090, Московская обл., г. Юбилейный, а/я 55,  
Генеральному директору ОАО "ЭКА" Я.П.  
Гришко

(72) Автор(ы):

Денисов Алексей Эмильевич (RU),  
Стернин Леонид Евгеньевич (RU),  
Ширшов Вячеслав Евгеньевич (RU),  
Чванов Владимир Константинович (RU),  
Юрьев Василий Юрьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

ФГУП "Государственный космический  
научно-производственный центр имени М.В.  
Хруничева" (ФГУП "ГКНПЦ имени М.В.  
Хруничева") (RU),  
Открытое акционерное общество "НПО  
Энергомаш имени академика В.П. Глушко"  
(RU),  
Открытое акционерное общество "ЭКА"  
(RU)

## (54) КОМПОНОВКА МНОГОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к космической технике и может быть использовано в ракетах-носителях. Многоступенчатая ракета-носитель содержит головной блок с полезным грузом, параллельно расположенные разделяемые ракетные блоки ступеней с многокамерными двигательными установками с топливными баками (ТБ) в форме тора, крылья, хвостовую часть конической формы, укороченное центральное тело (УЦТ) на

первой ступени, единое тарельчатое сопло (ЕТС) на второй ступени, донную часть в виде внешнего и внутреннего усеченных конусов, образованных внешней поверхностью обечайки УЦТ и внутренней поверхностью обечайки ЕТС. ТБ и ЕТС расположены во внутренней полости УЦТ между баками первой ступени. Изобретение позволяет уменьшить донное сопротивление, увеличить удельный импульс. 4 з.п. ф-лы, 9 ил.



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2013110851/11, 13.03.2013**

(24) Effective date for property rights:  
**13.03.2013**

Priority:

(22) Date of filing: **13.03.2013**

(45) Date of publication: **10.11.2014** Bull. № 31

Mail address:

**141090, Moskovskaja obl., g. Jubilejnyj, a/ja 55,  
General'nomu direktoru OAO "EhKA" Ja.P. Grishko**

(72) Inventor(s):

**Denisov Aleksej Ehmil'evich (RU),  
Sternin Leonid Evgen'evich (RU),  
Shirshov Vjacheslav Evgen'evich (RU),  
Chvanov Vladimir Konstantinovich (RU),  
Jur'ev Vasilij Jur'evich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**FGUP "Gosudarstvennyj kosmicheskij nauchno-  
produktivnyj tsentr imeni M.V.  
Khrunicheva" (FGUP "GKNPTs imeni M.V.  
Khrunicheva") (RU),  
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "NPO  
Ehnergomash imeni akademika V.P. Glushko"  
(RU),  
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "EhKA"  
(RU)**

(54) **MULTISTAGE CARRIER ROCKET CONFIGURATION**

(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to space engineering and can be used in carrier rockets.. Proposed rocket comprises head unit with payload, parallel separable rocket stages with multichamber engines with fuel tanks shaped to torus, tapered tail, short central body at first stage, single trough-like nozzle at second stage, bottom part composed of outer

and inner cones composed by outer and inner surfaces of short central body shell and inner surface of single trough-like nozzle shell. Fuel tanks and single trough-like nozzle are arranged inside short central body between first-stage tanks.

EFFECT: decreased bottom resistance, higher specific pulse.

5 cl, 9 dwg

**RU 2 532 445 C1**

**RU 2 532 445 C1**

Изобретение относится к ракетно-космической технике и предназначено для использования в конструкциях многоступенчатых ракет-носителей (РН), обеспечивающих выведение полезных грузов на околоземную орбиту. Более конкретно изобретение относится к компоновкам многоступенчатых РН, содержащим соединенные по параллельной схеме ракетные блоки первой и второй ступеней РН, оснащенные многокамерными жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) с авторегулируемыми соплами внешнего и внутреннего расширения. Изобретение может быть использовано при создании или модернизации многоступенчатых РН с маршевыми многокамерными двигательными установками (ДУ) с центральным телом (ЦТ) для уменьшения донного сопротивления на атмосферном участке полета РН и улучшения высотных характеристик ДУ РН (повышения среднего по траектории удельного импульса) на этапе полета первой и второй ступеней.

Известна многоступенчатая РН (см. патент RU №2116941), содержащая соединенные по параллельной схеме ракетные блоки первой и второй ступеней РН, причем соосно блоку первой ступени размещен соединенный с его межблочным переходным отсеком дополнительный топливный бак, подключенный к топливному отсеку ракетного блока второй ступени РН через расстыковываемую в полете магистраль с отсечным клапаном. Ракетные блоки первой и второй ступеней соединены узлами силовой связи, расположенными на их боковых поверхностях. Изобретение позволяет увеличить относительную массу полезного груза и улучшить эксплуатационные показатели многоступенчатой РН [1].

Известна многоступенчатая РН (см. патент RU №2306242), содержащая пакет из двух ступеней в виде центрального блока второй ступени и четырех боковых блоков первой ступени, установленных в плоскостях стабилизации РН под углом к оси блока второй ступени, а также последовательно расположенные третью ступень и полезный груз, при этом блоки включают в себя баки компонентов топлива, маршевые и рулевые ЖРД, установленные на каждом блоке, силовые узлы с шаровыми опорами в верхней части блоков первой ступени, верхний силовой пояс на блоке второй ступени и силовые связи хвостовой части пакета, причем блок второй ступени в зоне расположения бака окислителя выполнен цилиндрическим, а в зоне расположения бака горючего имеет форму усеченного конуса, переходящего в цилиндр [2].

Известна компоновка многоступенчатой РН (см. патент RU №2406660), которая содержит пакет разделяемых ракетных блоков в виде центрального блока первой и второй ступеней, четырех боковых блоков первой ступени, блок третьей ступени. В верхних частях баков горючего и баков окислителя боковых блоков первой ступени в плоскостях стабилизации ракеты носителя, на поверхностях, обращенных к центральному блоку первой и второй ступеней, установлены реактивные сопла. Каждое реактивное сопло бака горючего снабжено дренажным клапаном. В хвостовом отсеке блока третьей ступени на раме маршевого двигателя блока третьей ступени неподвижно закреплены опоры, шарнирно взаимодействующие с камерами сгорания, каждая из которых подвижна в одной плоскости, параллельной плоскости стабилизации РН, с возможностью вращения в тангенциальном направлении вокруг оси неподвижной опоры [3].

Известны проекты компоновок многоступенчатых перспективных РН тяжелого и сверхтяжелого класса типа РН для обеспечения межпланетных полетов [4], использующих компоновку РН по схеме пакет с параллельным расположением нескольких боковых блоков первой и центрального блока второй ступеней отечественных РН: «Вулкан» [5], «Енисей» и «Ангара-А7» [6], «Русь-МТ» [7], «Виктория-

К» [8], а также РН США «Атлас-5» [9].

Известны проекты компоновок многоступенчатых РН, оснащенных маршевыми многокамерными ДУ с авторегулируемыми соплами внешнего и внутреннего расширения: например в маршевыми ДУ с ЦТ первых ступеней в серии проектов РН США типа «Нова» [10], а также в маршевом ДУ с ЦТ J-2Т-250к, США (проект Rocketdyne) второй ступени РН «Сатурн-5» [11].

В известных проектах компоновок существующих и перспективных многоступенчатых РН среднего, тяжелого и сверхтяжелого класса [1-9] при продольном разделении первая ступень состоит из нескольких одинаковых ракет, работающих одновременно и располагающихся вокруг корпуса второй ступени симметрично, чтобы равнодействующая сил тяги многокамерной ДУ первой ступени была направлена по оси симметрии второй. Такая схема позволяет работать двигателю второй ступени одновременно с двигателями первой ступени, увеличивая таким образом суммарную тягу РН с момента старта на всем этапе полета первой ступени. При продольном разделении на корпусе второй ступени РН создают силовые узлы, к которым крепятся блоки первой ступени.

Известные компоновки многоступенчатых РН с маршевыми многокамерными ДУ и большими поперечными размерами пакетов ракетных блоков и хвостовых двигательных отсеков [1-9] имеют большие значения донного сопротивления на атмосферном участке полета РН, а также низкие значения высотных характеристик (среднего по траектории удельного импульса) каждой из ДУ первой и второй ступеней РН.

Возникновение донного сопротивления при использовании известных компоновок многоступенчатых РН объясняется необратимым превращением в полете части кинетической энергии РН в теплоту при образовании в хвостовой части РН отрывного течения и вихрей, а в сверхзвуковом потоке при образовании хвостовых ударных волн. Обтекающий корпус РН наружный поток, оторвавшись от поверхности корпуса, интенсивно перемешивается с воздухом, находящимся в застойной зоне за дном хвостового двигательного отсека, увлекая и отсасывая часть воздуха из застойной зоны, в которой возникает разрежение.

Целью настоящего изобретения является уменьшение донного сопротивления при больших поперечных размерах пакетов ракетных блоков РН и улучшение высотных характеристик (повышение среднего по траектории полета удельного импульса) многокамерных ДУ первой и второй ступени РН с ЖРД.

Цель изобретения достигается тем, что компоновка собранных ракетных блоков первой и второй ступеней РН по параллельной схеме содержит базовые элементы конструктивно-компоновочной схемы, состоящие из объединенной силовой конструкции двух маршевых многокамерных ДУ первой и второй ступени РН с ЖРД, которые оснащены укороченным ЦТ с укороченными соплами внешнего и внутреннего расширения, а собранная из ракетных блоков донная часть РН выполнена в виде внешнего и внутреннего усеченных конусов, образованных внешней поверхностью обечайки укороченного ЦТ и внутренней поверхностью обечайки единого тарельчатого сопла круглой или плоской формы. При этом топливные баки ракетных блоков и единое тарельчатое сопло второй ступени ракеты-носителя расположены во внутренней полости укороченного ЦТ между баками ракетных блоков первой ступени РН таким образом, что в донной части РН нижние кромки внешнего и внутреннего усеченных конусов совпадают.

Сущность изобретения поясняется чертежами на фиг.1-9.

На фиг.1 представлен вид сбоку на нижнюю часть известной компоновки многоступенчатой РН «Вулкан» в варианте конструкции, предложенной в качестве примера, которая доработана с использованием предложенного изобретения, содержащая соединенные по параллельной схеме цилиндрические ракетные блоки первой 1 и второй ступеней РН 2.

На фиг.2 представлена фотография общего вида модели компоновки модернизированного проекта РН «Вулкан» (фиг.1), оснащенного в качестве примера многокамерными ЖРД с авторегулируемыми соплами внешнего и внутреннего расширения, содержащей соединенные по параллельной схеме цилиндрические ракетные блоки первой 1 и второй ступеней РН 2, с третьей ступенью 8 и головной частью 9.

На фиг.3 представлен вид А (снизу) на донную часть компоновки многоступенчатой РН на фиг.1 и 2 в виде совмещенной конструкции внешнего усеченного конуса (обечайки ЦТ 3 ДУ первой ступени РН 1) и внутреннего усеченного конуса (единого тарельчатого сопла 4 ДУ второй ступени РН 2). Камеры сгорания 6 и 7 ДУ первой 1 и второй ступени 2 установлены симметрично продольной оси РН.

Модернизированная с использованием предложенного изобретения компоновка многоступенчатой РН «Вулкан» (на фиг.1-3) содержит пакет разделяемых ракетных блоков в виде восьми боковых блоков первой ступени РН 1, закрепленных в плоскостях стабилизации РН на центральном блоке первой и второй ступеней РН, с единой многокамерной ДУ с укороченным центральным телом 3 на первой ступени РН 1 и единым тарельчатым соплом 4 на второй ступени РН 2.

На фиг.4 представлен вид сбоку на общую компоновку перспективной многоступенчатой РН в варианте конструкции, предложенной в качестве примера, содержащей соединенные по параллельной схеме ракетные блоки с торовыми баками первой ступени РН 1 и с цилиндрическими баками второй ступеней РН 2, с головной частью 9 и полезным грузом 10 под обтекателем оживальной формы 11.

На сечении Б - Б аэродинамической модели РН (на фотографии фиг.4) показан вид сбоку на разрез  $1/4$  конструкции РН, полученный с помощью фронтальной и профильной секущих плоскостей конструкции компоновочной схемы РН на фиг.5.

На фиг.5 представлен вид А (снизу) на донную часть компоновки перспективной многоступенчатой РН в виде совмещенной конструкции внешнего усеченного конуса (круглой обечайки ЦТ 3 ДУ первой ступени РН 1) и внутреннего усеченного конуса (круглого единого тарельчатого сопла 4 ДУ второй ступени РН 2) на фиг.4, а также сужающуюся хвостовую часть для уменьшения коэффициента лобового сопротивления на активном атмосферном участке полета РН. Камеры сгорания 6 и 7 ДУ первой 1 и второй ступени 2 установлены симметрично продольной оси РН аналогично компоновки РН на фиг.3

На фиг.6 представлен общий вид сбоку компоновки многократной перспективной многоступенчатой РН в варианте конструкции, предложенной в качестве примера многократной космической системы (МРКС), содержащей соединенные по параллельной схеме спасаемые цилиндрические ракетные блоки первой 1 и второй ступеней РН 2, с головной частью 9.

На фиг.7 представлен общий вид сверху на компоновку МРКС на фиг.6.

На фиг.8 представлен вид А (снизу) на фиг.6 и 7.

На фиг.9 представлено увеличенное изображение на фиг.8 компоновки РН вид А (снизу), где показан вид А на маршевые многокамерные ДУ с авторегулируемыми соплами внешнего и внутреннего расширения, а также на донную часть компоновки РН в виде совмещенной конструкции внешнего плоского усеченного конуса (плоского

штыря ЦТ 3 ДУ первой ступени РН 1) и внутреннего плоского усеченного конуса (плоского единого тарельчатого сопла 4 ДУ второй ступени РН 2). Камеры сгорания 6 и 7 ДУ первой 1 и второй ступени 2 установлены симметрично продольной оси РН, а также симметрично относительно оси плоского единого тарельчатого сопла 4 и плоского укороченного ЦТ 3.

На фиг.1-9 изображены: топливные баки ракетных блоков первой ступени РН 1; топливные баки ракетных блоков второй ступени РН 2; укороченное ЦТ 3 первой ступени РН 1 и единое тарельчатое сопло 4 (круглой формы на фиг.1-5 и плоской формы на фиг.6-9) ЖРД многокамерной ДУ второй ступени РН 2; нижняя кромка 5 в донной части укороченного ЦТ 3 и единого тарельчатого сопла 4 (круглой формы на фиг.1-5 и плоской формы на фиг.6-9); первичные укороченные сопла камер сгорания ЖРД 6 в многокамерной ДУ второй ступени РН 2; первичные укороченные сопла камер сгорания ЖРД 7 в многокамерной ДУ первой ступени РН 1; верхняя (третья) ступень РН (или разгонный блок) 8; головной блок 9 с полезным грузом 10 и обтекателем 11.

На фиг.6-9 изображены элементы МРКС: прямое крыло 12 в стартовой конфигурации, которое располагается вдоль корпуса блока первой ступени РН 1; верхний киль 13 для обеспечения путевой устойчивости, управляемости и балансировки относительно вертикальной оси блока и горизонтальный стабилизатор 16 для обеспечения продольной устойчивости спасаемого блока первой ступени РН 1; крыло 14 и верхний киль 15 многоразового блока второй ступени РН 2.

Решение поставленной задачи достигается тем, что:

1. Компоновка многоступенчатой РН (фиг.1-9) содержит головной блок 9 с полезным грузом 10 и обтекателем 11, соединенный узлами силовой связи с параллельно расположенными разделяемыми ракетными блоками ступеней 1 и 2, оснащенных многокамерными ДУ с топливными баками, укороченным ЦТ 3 на первой ступени РН 1 и единым тарельчатым соплом 4 на второй ступени РН 2, отличающаяся тем, что донная часть РН выполнена в виде внешнего и внутреннего усеченных конусов (штырей) круглой или плоской формы, образованных внешней поверхностью обечайки конической или плоской формы укороченного ЦТ 3 и внутренней поверхностью обечайки конической или плоской формы единого тарельчатого сопла 4, топливные баки и единое тарельчатое сопло второй ступени РН 2 расположены во внутренней полости укороченного ЦТ 3 между баками первой ступени РН 1 таким образом, что в донной части РН нижние кромки внешнего и внутреннего усеченных конусов 5 совпадают, а обе обечайки имеют одинаковую круглую или плоскую формы конических элементов конструкции укороченного ЦТ 3 и единого тарельчатого сопла.

2. Компоновка многоступенчатой РН (фиг.6-9) по п.1, отличающаяся тем, что донная часть РН выполнена в виде внешнего и внутреннего усеченных конусов плоской формы (фиг.8-7), а внутренняя полость укороченного ЦТ и внутреннее пространство между блоками первой ступени РН 1 выполнены в профиле плоского штыря ЦТ3, а обе обечайки имеют плоскую форму штыря конических элементов конструкции укороченного ЦТ 3 и единого тарельчатого сопла 6.

3. Компоновка многоступенчатой РН (фиг.4 и 5) по п.1, отличающаяся тем, что ракетные блоки первой ступени РН 1 оснащены топливными баками в форме тора, внутри которых размещены ракетные блоки второй ступени 2, донная часть РН (фиг.5) выполнена в виде внешнего и внутреннего усеченных конусов круглой формы, а внутренняя полость укороченного ЦТ 3 и ракетные блоки второй ступени 2 расположены внутри торовых баков первой ступени РН 1 соосно круглому штырю ЦТ 3, а обе обечайки имеют круглую форму штыря конических элементов конструкции

укороченного ЦТ 3 и единого тарельчатого сопла 6.

4. Компоновка многоступенчатой РН (фиг.6-9) по п.2, отличающаяся тем, что два внешних и один центральный внутренний усеченные конусы плоской формы в донной части РН (фиг.7) выполнены в виде составных частей спасаемых элементов  
5 многокамерных ДУ многоразовых ракетных блоков первой 1 и второй 2 ступеней, оснащенных крыльями 12 и 14 для возвращения на землю с использованием аэродинамического качества ракетных блоков 1 и 2.

5. Компоновка многоступенчатой РН (фиг.4 и 5) по п.3, отличающаяся тем, что внешний усеченный конус штыря ЦТ 3 круглой формы в донной части РН (фиг.5)  
10 выполнен соосно с продольной осью ракетного блока первой ступени 1, имеющего сужающуюся хвостовую часть конической формы для стабилизации пассивного полета при возвращении на землю с использованием аэродинамического качества после отделения от второй ступени РН 2 и полета в атмосфере с центром давления выше центра масс ракетного блока первой ступени 1, который смещен к нижней кромке  
15 штыря ЦТ3.

Функционирует компоновка многоступенчатой РН в следующей последовательности.

В исходном положении РН, заправленная компонентами ракетного топлива (КРТ), находится в вертикальном положении в стартовой системе.

Запуск маршевых многокамерных ДУ ракетных блоков первой и второй ступеней  
20 РН осуществляется с Земли. Предложенная схема запуска обеспечивает максимальную начальную тяговооруженность и наибольшую вероятность успешного старта, так как позволяет прекратить запуск выключением всех двигателей или осуществить повторный пуск в случае, если произойдет аварийное выключение одного из двигателей или будут замечены отклонения в работе ДУ.

25 Старт РН осуществляется без удержания на пусковом устройстве. После достижения суммарной тяги ДУ, равной массе РН, начинается подъем РН.

ДУ первой ступени создает основной внешний поток газов из первичных укороченных камер сгорания ЖРД 7 с укороченным ЦТ 3 первой ступени РН 1, а ДУ второй ступени  
30 создает внутренний поток газов из первичных укороченных камер сгорания ЖРД 6 единого тарельчатого сопла 4 многокамерной ДУ второй ступени РН 2. Каждый из двух потоков после отрыва от нижней кромки ЦТ 3 и единого тарельчатого сопла 4 обеспечивает разворот общего газового потока строго по вертикальной оси симметрии всей компоновки двухступенчатой РН. Суммарный вектор тяги ДУ первой и второй ступени РН находится на одной оси с вектором скорости полета РН.

35 В донной части РН, выполненной в виде внешнего и внутреннего усеченных конусов, профили внешней поверхности обечайки укороченного ЦТ 3 и внутренней поверхности обечайки единого тарельчатого сопла 4 обеспечивают расчетный режим авторегулирования при разгоне внешнего и внутреннего потоков газов в составном сопловом блоке с укороченным ЦТ3.

40 При этом образуются внешний и внутренний кольцевые потоки газов, истекающих из камер сгорания ЖРД с ЦТ 3 и единым тарельчатым соплом 4, имеющим круглые формы (фиг.1-5). Из камер сгорания ЖРД с ЦТ 3 и единым тарельчатым соплом 4, имеющим плоские формы (фиг.6-9) истекающие два внешних и два внутренних потока будут создавать четыре плоских потока газа, симметричных оси вектора скорости  
45 полета РН.

После начала подъема РН маршевые двигатели блока второй ступени могут переходить на различные режимы от 70% до 100% номинальной тяги. Эти режимы позволяют экономить топливо второй ступени и обеспечивать увеличение массы

выводимого полезного груза.

Управление полетом обеспечивается дросселированием симметрично расположенных камер сгорания ДУ первой и второй ступеней. Камеры сгорания установлены неподвижно. Управляющие моменты в плоскости тангажа и рыскания создаются за счет дросселирования и форсирования оппозитных двигателей. Управление по каналу тяги крена осуществляется рулевыми двигателями малой тяги, расположенными попарно соплами в разные стороны на раме двигательного отсека.

Для ограничения скоростного напора на участке полета первой ступени РН обеспечивается возможность дросселирования одновременно камер сгорания ДУ первой и второй ступеней в зоне прохождения максимального скоростного потока.

В конце работы многокамерной ДУ первой ступени РН выключаются камеры сгорания ЖРД 7 с укороченным ЦТ 3 и ракетные блоки 1 отделяются от второй ступени РН. Многокамерная ДУ второй ступени РН 2 продолжает авторегулирование и работу в режиме единого тарельчатого сопла 4.

Ракетный блок первой ступени РН 1 имеет скорость в момент отделения от центрального блока второй ступени 2 около 1,9 км/с, близкую к аналогичной скорости движения боковых блоков в составе РН «Энергия» (1,8 км/с), что обеспечивает возможность их спасения [5].

После набора заданной скорости РН производится полное выключение ДУ второй ступени 2.

Применение изобретения в ракетной технике позволяет:

1. Обеспечить увеличение относительной массы полезного груза в перспективных проектах многоступенчатых РН и улучшение их эксплуатационных характеристик по сравнению с прототипом за счет уменьшения донного сопротивления и улучшения высотных характеристик многокамерных ДУ.

2. Уменьшить потери общей тяги многокамерных ДУ при больших поперечных размерах существующих проектов РН с параллельным расположением ракетных блоков первой и второй ступеней за счет уменьшения донного сопротивления на атмосферном участке полета РН. Например если предложить реализовать изобретение в проектах создания перспективных отечественных РН тяжелого и сверхтяжелого класса типа «Енисей» и «Ангара-А7» [6], «Русь-МТ» [7], «Виктория-К» [8], а также РН США «Атлас-5» [9].

3. Улучшить за счет авторегулирования двух сверхзвуковых потоков газов (внешнего потока из камер сгорания ЖРД с укороченным ЦТ и внутреннего потока из единого тарельчатого сопла) высотные характеристики (повысить средний по траектории удельный импульс) ЖРД каждой из многокамерных ДУ существующих и перспективных проектов РН с параллельным расположением ракетных блоков первой и второй ступеней с единым сопловым блоком многокамерной ДУ на этапе их совместной работы в полете РН.

4. Обеспечить возможность многократного использования спасаемых элементов многокамерных ДУ с многоразовых ракетных блоков первой и второй ступеней, оснащенных крыльями для возвращения на землю с использованием аэродинамического качества ракетных блоков, оснащенных составленным из двух частей аэродинамическим соплом с плоским составным укороченным ЦТ первой ступени и плоским единым тарельчатым соплом на второй ступени.

5. Обеспечить возможность многократного использования спасаемых элементов многокамерной ДУ многоразового ракетного блока первой ступени, оснащенного для возвращения на землю с использованием аэродинамического качества ракетного блока,



оснащенного торовыми баками и аэродинамическим соплом с круглым укороченным ЦТ, имеющего сужающуюся хвостовую часть конической формы для стабилизации и устойчивости пассивного полета при возвращении на землю после отделения от второй ступени РН и полета в атмосфере вперед ЦТ с центром давления, который смещен к

5 нижней кромке штыря ЦТ выше центра масс ракетного блока первой ступени.

#### Источники информации

1. Многоступенчатая РН (патент RU№2116941), 10.08.1998.
2. Многоступенчатая РН (патент RU №2306242), 10.01.2006.
3. Компоновка многоступенчатой РН (патент RU №2406660), 20.12.2010.
- 10 4. И. Черный. Ракеты-носители для возвращения на Луну. «Новости космонавтики». №01, 2006.
5. Б.И. Губанов. «Триумф и трагедия «Энергии». Размышления главного конструктора. Н.Новгород: изд. НИЭР, 1998, на сайте <http://vwwv.buran.ru/html/gubanov.htm>
- 15 6. Семейство ракет-носителей «Ангара», на сайте ФГУП «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева») <http://www.khrunichev.ru/main.php?id=44>
7. Тяжелая ракета-носитель «Русь-М». Производство ракет в России. Авиация и космонавтика, на сайте <http://www.nemiga.info/discovery/rossiya/raketa-rus.htm>
8. В. Дегтярь и др. «Виктория-К» третье пришествие сверхтяжелых? «Новости
- 20 космонавтики». №05, 2006.
9. Ракета-носитель «Atlas-5», статья на сайте [http://space.skyrocket.de/doc\\_lau/atlas-5.htm](http://space.skyrocket.de/doc_lau/atlas-5.htm)
10. Энциклопедия Астронавтика, Encyclopedia Astronautica, статья Nova на сайте <http://www.astronautix.com/lvs/nova.htm>
11. O'Leary R.A., Beck J. E. Nozzle Design статья в журнале Pratt & Whitney Rocketdyne's
- 25 engineering journal of power technology, 1992, статья на сайте <http://www.pwengineering.com/articles/nozzledesign.htm>

#### Формула изобретения

1. Компоновка многоступенчатой ракеты-носителя, содержащая головной блок с полезным грузом, соединенный узлами силовой связи с параллельно расположенными

30 разделяемыми ракетными блоками ступеней, оснащенных многокамерными двигательными установками с топливными баками, укороченным центральным телом на первой ступени ракеты-носителя и единым тарельчатым соплом на второй ступени ракеты-носителя, отличающаяся тем, что донная часть ракеты-носителя выполнена в

35 виде внешнего и внутреннего усеченных конусов, образованных внешней поверхностью обечайки укороченного центрального тела и внутренней поверхностью обечайки единого тарельчатого сопла, а топливные баки и единое тарельчатое сопло второй ступени ракеты-носителя расположены во внутренней полости укороченного центрального тела между баками первой ступени ракеты-носителя таким образом, что

40 в донной части ракеты-носителя нижние кромки внешнего и внутреннего усеченных конусов совпадают.

2. Компоновка многоступенчатой ракеты-носителя по п.1, отличающаяся тем, что донная часть ракеты-носителя выполнена в виде внешнего и внутреннего усеченных конусов плоской формы, а внутренняя полость укороченного центрального тела и

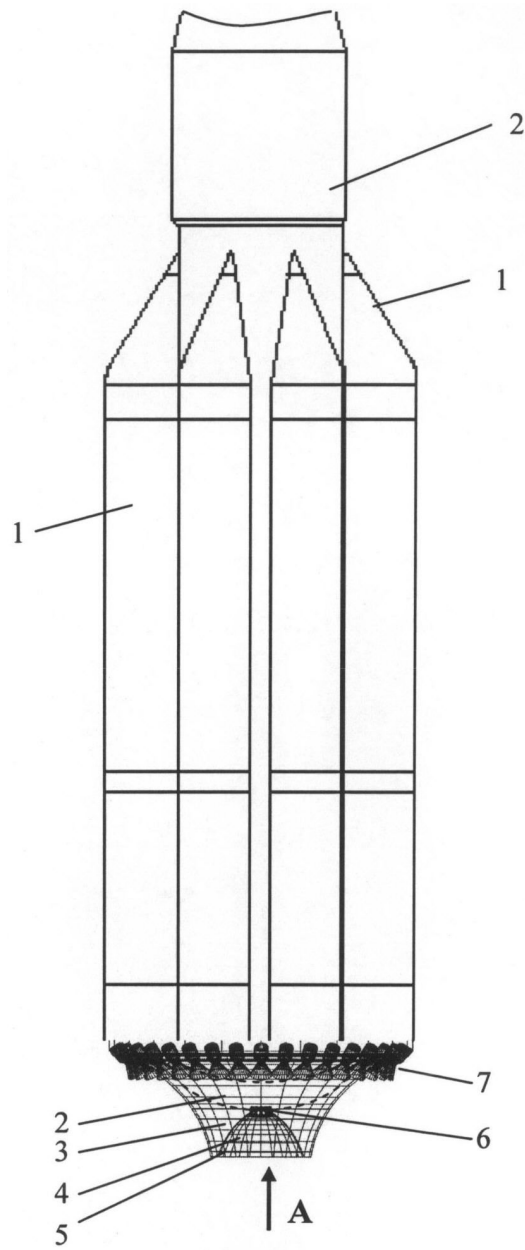
45 внутреннее пространство между блоками первой ступени ракеты-носителя выполнены в профиле плоского штыря центрального тела.

3. Компоновка многоступенчатой ракеты-носителя по п.1, отличающаяся тем, что ракетные блоки первой ступени ракеты-носителя оснащены топливными баками в

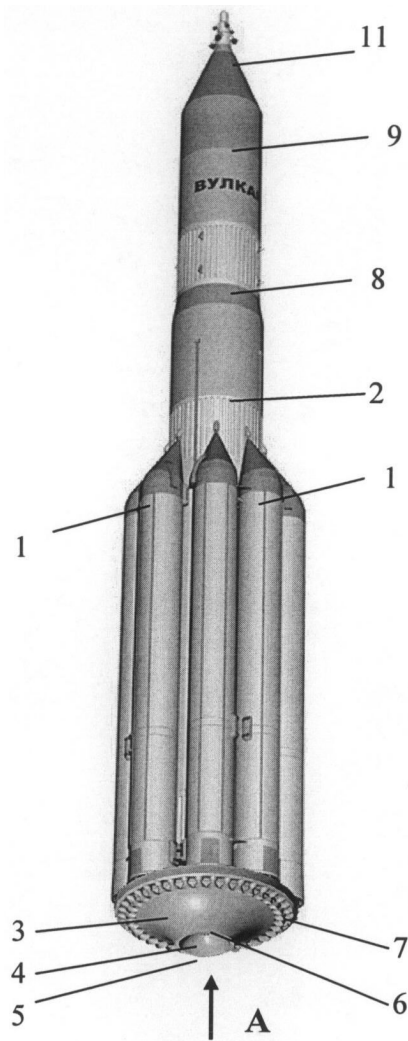
форме тора, внутри которых размещены ракетные блоки второй ступени, донная часть ракеты-носителя выполнена в виде внешнего и внутреннего усеченных конусов круглой формы, а внутренняя полость укороченного центрального тела и ракетные блоки второй ступени расположены внутри торových баков первой ступени ракеты-носителя соосно круглому штырю центрального тела.

4. Компоновка многоступенчатой ракеты-носителя по п.2, отличающаяся тем, что внешний и центральный внутренний усеченные конусы плоской формы в донной части ракеты-носителя выполнены в виде составных частей спасаемых элементов многокамерных двигательных установок многоразовых ракетных блоков первой и второй ступеней, оснащенных крыльями для возвращения на землю с использованием аэродинамического качества ракетных блоков.

5. Компоновка многоступенчатой ракеты-носителя по п.3, отличающаяся тем, что внешний усеченный конус штыря центрального тела круглой формы в донной части ракеты-носителя выполнен соосно с продольной осью ракетного блока первой ступени, имеющего сужающуюся хвостовую часть конической формы для стабилизации пассивного полета при возвращении на землю с использованием аэродинамического качества после отделения от второй ступени ракеты-носителя и полета в атмосфере с центром давления выше центра масс ракетного блока первой ступени, который смещен к нижней кромке штыря центрального тела.

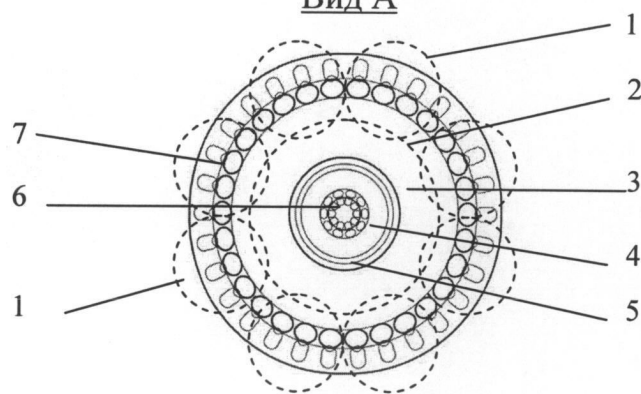


Фиг. 1



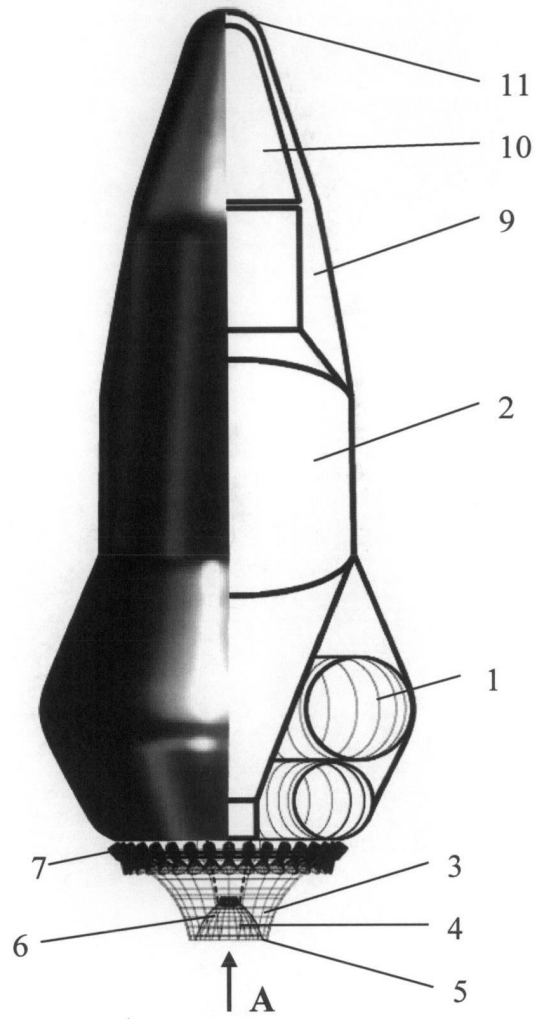
Фиг. 2

Вид А



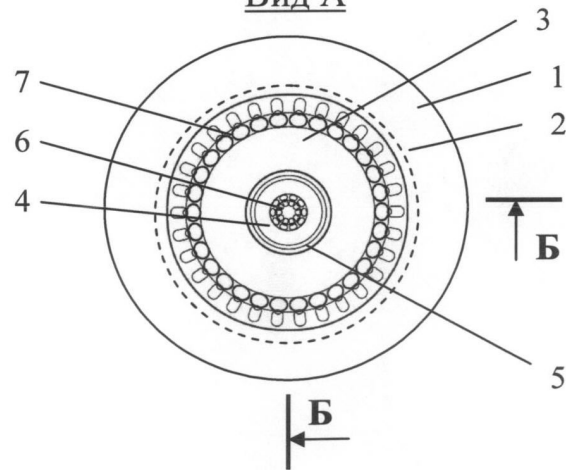
Фиг. 3

**Б-Б**

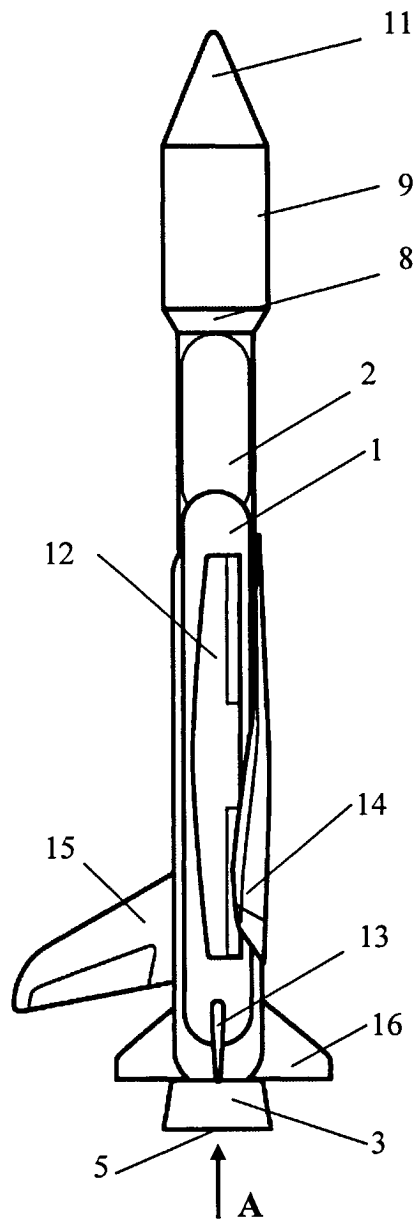


Фиг. 4

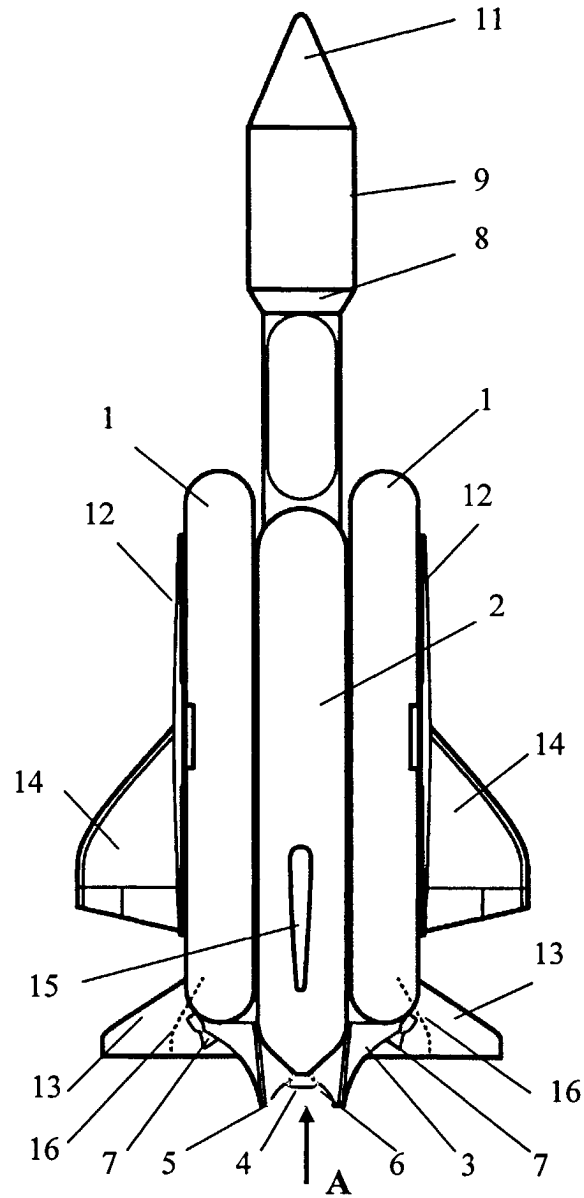
**Вид А**



Фиг. 5

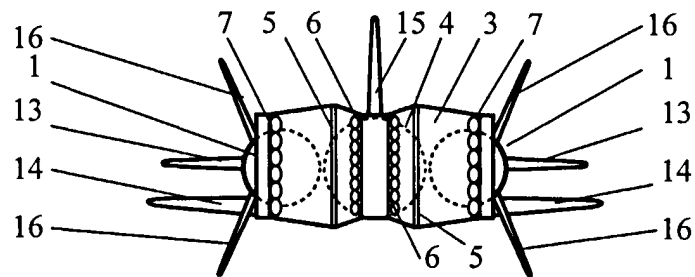


Фиг. 6



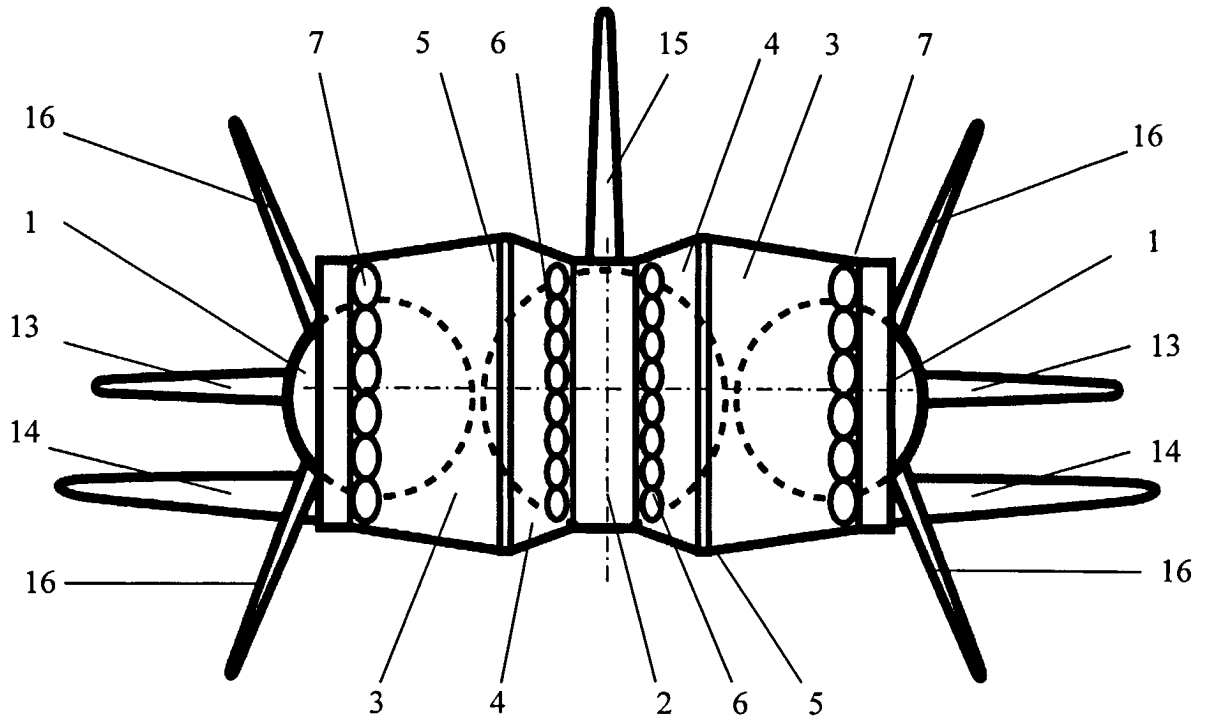
Фиг. 7

Вид А



Фиг. 8

Вид А



Фиг. 9