



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F42B 15/12 (2019.02)

(21)(22) Заявка: 2017146498, 27.12.2017

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
27.12.2017

Дата регистрации:
01.07.2019

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
11.08.2017 ВУ А20170298

(43) Дата публикации заявки: 27.06.2019 Бюл. № 18

(45) Опубликовано: 01.07.2019 Бюл. № 19

Адрес для переписки:
220100, Белоруссия, г. Минск, ул. Цнянская, 17,
кв. 36, Степанян Р.А.

(72) Автор(ы):

Степанян Ревик Артурович (ВУ)

(73) Патентообладатель(и):

Степанян Ревик Артурович (ВУ)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: ГРАБИН Б. В. и др., Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов, Москва, Машиностроение, 1991, с 14. RU 2406660 C1, 20.12.2010. RU 2149125 C1, 20.05.2000. RU 2331550 C1, 20.08.2008. US 6612522 B1, 02.09.2003. US 6622971 B1, 23.09.2003.

(54) Многоступенчатая ракета и способ отделения отработанных частей

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике и, в частности, к многоступенчатым ракетам и может быть использовано в ракетостроении. Технический результат - увеличение топливного запаса за счет дополнительных отделяемых топливных баков без увеличения диаметра ракеты и без добавления ракетных двигателей. Устройство содержит основной разгонный блок, который представлен корпусом, головным обтекателем. После него последовательно расположены относительно продольной оси отсек для полезного груза, топливные баки, связанные с ракетными двигателями основного разгонного блока. Ракета содержит дополнительные топливные отсеки. Они выполнены с возможностью их отделения от основного

разгонного блока. При этом дополнительные топливные отсеки разделены на сегменты таким образом, что они размещены друг над другом вдоль продольной оси. В каждом сегменте имеются топливные баки. Верхняя сторона каждого сегмента является головным обтекателем или содержит головной обтекатель. При этом обеспечена возможность отделения каждого из сегментов, начиная с самого дальнего сегмента относительно ракетных двигателей основного разгонного блока. Это обеспечено за счет возможности смещения сегментов при полете ракеты на заданный угол относительно оси ракеты со скоростью, обеспечивающими безопасный полет ракеты. 2 н. и 10 з.п. ф-лы, 3 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F42B 15/12 (2019.02)

(21)(22) Application: **2017146498, 27.12.2017**

(24) Effective date for property rights:
27.12.2017

Registration date:
01.07.2019

Priority:

(30) Convention priority:
11.08.2017 BY A20170298

(43) Application published: **27.06.2019 Bull. № 18**

(45) Date of publication: **01.07.2019 Bull. № 19**

Mail address:
**220100, Belorussiya, g. Minsk, ul. Tsnyanskaya,
17, kv. 36, Stepanyan R.A.**

(72) Inventor(s):

Stepanyan Revik Arturovich (BY)

(73) Proprietor(s):

Stepanyan Revik Arturovich (BY)

(54) **MULTISTAGE ROCKET AND METHOD OF SEPARATING USED PARTS**

(57) Abstract:

FIELD: astronautics.

SUBSTANCE: invention relates to rocket engineering and particularly to multi-stage rockets and can be used in rocket engineering. Proposed device comprises main acceleration unit represented by case and head fairing. Afterwards, compartment for payload, fuel tanks connected with rocket engines of the main booster unit are arranged in series relative to lengthwise axis. Rocket comprises additional fuel compartments. They are made with possibility of their separation from the main booster unit. At that, additional fuel compartments are divided into segments so that they

are arranged one above another along longitudinal axis. In each segment there are fuel tanks. Upper side of each segment is head fairing or comprises head fairing. Every segment is separated from the farthest segment relative to rocket engines of the main booster unit. This is ensured by the possibility of segments displacement during rocket flight at a given angle relative to rocket axis at the speed providing safe rocket flight.

EFFECT: technical result is increase in fuel margin due to additional separated fuel tanks without increasing rocket diameter and without adding rocket engines.

12 cl, 3 dwg

C 2
2 6 9 3 1 2 2
R U

R U
2 6 9 3 1 2 2
C 2

Изобретение относится к ракетной технике, в частности к многоступенчатым ракетам и может быть использовано в ракетостроении.

Известна твердотопливная многоступенчатая ракета с поперечным разделением разгонных ступеней, содержащая: корпус, сопло, топливные заряды, воспламенители, межступенчатые отсеки, отсек для полезного груза и головной обтекатель. В ракете разгонные ступени последовательно соединяются друг с другом посредством поперечных стыков через межступенчатые отсеки. В этом конструктивном варианте сумма последующих ступеней может рассматриваться как полезный груз для предыдущих ступеней ракеты [1].

Однако конструкция этой ракеты имеет недостатки, заключающийся в том, что во время полета работают двигатели только одной ступени, а также пробуются наличие промежуточного отека между ступенями, что приводит к увеличению массы ракеты относительно полезного груза.

Известна одноступенчатая ракета-носитель легкого класса, состоящая из двигательной установки с одним или несколькими жидкостными ракетными двигателями и топливного бака, отличающаяся тем, что одноступенчатая ракета-носитель оснащена одним-двумя дополнительными топливными баками, которые по тандемной схеме последовательно расположены на топливном баке ракеты-носителя с помощью проставки, при этом баки горючего и окислителя дополнительных топливных баков соединены трубопроводами с баками горючего и окислителя топливного бака одноступенчатой ракеты-носителя и установлены с возможностью отделения [2].

Однако конструкция этой ракеты имеет недостатки, заключающийся в том, что предполагается наличие только одного-двух дополнительных топливных баков. Отсутствует головной обтекатель после дополнительных топливных баков, данная особенность не предусматривает отделение дополнительных топливных баков на участке полета в слоях атмосферы. Причем данный конструктивный вариант не предусматривает способа отделения дополнительных топливных баков.

Известна многоступенчатая ракета с продольным разделением ступеней, взятая в качестве прототипа, содержащая корпус, головной обтекатель, после которого последовательно расположены относительно продольной оси, отсек для полезного груза, топливные баки, связанные с ракетными двигателями второй ступени, причем ракета содержит дополнительные топливные отсеки, соединенные с корпусом жесткой связью поперечно продольной оси ракеты, с их возможностью отделения. В ракете разгонные ступени продольно соединяются друг с другом посредством поперечных фланцевых стыков. Причем дополнительные топливные отсеки, как правило, содержат ракетные двигатели [3].

Однако конструкция этой ракеты имеет недостатки, заключающиеся в дополнительном увеличении диаметра ракеты по ходу ее продольной оси, которая приводит к значительному увеличению лобового сопротивления.

Известными способами нельзя разделить части конструкции заявляемой ракеты во время ее полета, так как известный способ включает: запуск ракеты, выработку топлива в баках разгонных ступеней, последующее разрушение механических связей между разгонными ступенями и корпусом ракеты [3].

Однако эти способы обладают недостатком, не позволяющим разделить заявляемую ракету, ввиду ее конструктивных особенностей.

Целью настоящего изобретения является увеличение дальности полета, по отношению к прототипу.

Задачей настоящего изобретения является увеличение топливного запаса, путем

добавления дополнительных отделяемых топливных баков, без увеличения диаметра ракеты и без добавления ракетных двигателей.

Поставленная задача достигается тем, что многоступенчатая ракета, содержащая основной разгонный блок, который представлен корпусом, головным обтекателем, после которого последовательно расположены относительно продольной оси, отсек для полезного груза, топливные баки, связанные с ракетными двигателями основного разгонного блока, причем ракета содержит дополнительные разгонные блоки, представленные дополнительными топливными отсеками, которые соединены с корпусом жесткой связью поперечно продольной оси ракеты, с возможностью их отделения, причем дополнительные топливные отсеки разделены на сегменты (отсеки) с возможностью отделения каждого сегмента от ракеты, сегменты размещены один над другим, причем топливные баки размещены в каждом сегменте, верхняя сторона каждого сегмента, является головным обтекателем или содержит головной обтекатель.

Причем дополнительные топливные отсеки, содержат ракетные двигатели. Причем некоторые сегменты содержат топливные баки только с окислителем.

Причем между сегментами установлена опорная поверхность вышележащего сегмента, выполненная, например, из полимерного материала со стальными ребрами жесткости или представляющая собой каркасную опору, содержит по меньшей мере одну точечную связь с вышележащим сегментом со степенью свободы вращательного движения перпендикулярно продольной оси, причем опорная поверхность так же имеет жесткую связь с нижележащим сегментом и/или корпусом ракеты с возможностью отделения, например посредством фланцевого стыка на пирокреплениях, для предотвращения повреждения примыкающего к ней головного обтекателя при отделении вышележащего сегмента.

Причем головной обтекатель по меньшей мере одного сегмента представлен частью топливного бака, для уменьшения веса конструкции при выходе ракеты из атмосферы или достаточно низкой скорости ракеты относительно получаемой нагрузки на материал топливного бака.

Причем по меньшей мере один сегмент содержит в себе по меньшей мере один дополнительный отсек для полезного груза.

Причем верхняя сторона сегментов изолирована от термического воздействия головного обтекателя по меньшей мере одним промежуточным слоем изоляционного материала, в качестве которого может выступать керамика, графит, тугоплавкие металлы, карбиды асбо-эпоксидные или фенольные смолы и др., либо самостоятельно, либо совместно с другими материалами.

Причем топливный трубопровод проходит через головной обтекатель или примыкает к нему, для уменьшения нагрузки от термического воздействия на головной обтекатель.

Причем способ отделения отработавших частей многоступенчатой ракеты, включающий запуск ракеты и последующие отделение отработавших частей ракеты, причем отделение сегментов ракеты начинают с самого дальнего сегмента в дополнительном топливном отсеке относительно ракетных двигателей основного разгонного блока, производят поочередно, после опустошения топливных баков отделяемых сегментов, причем после отделения, питание топливом ракетных двигателей осуществляют из последующего сегмента и подают топливо к работающим двигателям.

Причем отделение сегмента осуществляют нагнетанием воздуха при расстыковке сегмента, которое создается действием лобового сопротивления атмосферы на боковую стенку сегмента обращенную к корпусу ракеты, которое используют совместно с газодинамическими двигателями "например пиротолкателями" или без таковых, для

отделения сегмента и сдвига его поперечно продольной оси ракеты в безопасную для полета ракеты зону.

Причем отделение сегмента осуществляют расстыковкой сегмента с ракетой и сдвигом сегмента газодинамическими (например твердотопливными) двигателями поперечно
5 продольной оси ракеты в безопасную для полета ракеты зону.

Причем отделение сегмента осуществляют расстыковкой сегмента с ракетой и сдвигом сегмента пиротолкателями поперечно продольной оси ракеты в безопасную для полета ракеты зону.

Причем отделение сегмента с ракетой, осуществляют с сохранением по меньшей
10 мере одной точечной опоры на прилежащем сегменте или опорной поверхности, причем точечная опора максимально отдалена от продольной оси ракеты, для приобретения сегментом вектора силы направленного перпендикулярно продольной оси ракеты и возникающего при расстыковке под действием лобового сопротивления на боковую стенку сегмента обращенную к корпусу ракеты, далее разрушают связь точечной опоры
15 после чего отделяемый сегмент отклоняется в безопасную для полета ракеты зону.

Причем отделение сегмента с ракетой, осуществляют с сохранением по меньшей мере одной точечной опоры на межсегментном отсеке или опорной поверхности, причем точечная опора максимально отдалена от продольной оси ракеты, для приобретения сегментом вектора силы направленного перпендикулярно продольной оси ракеты и
20 возникающего под действием лобового сопротивления на боковую стенку сегмента, далее разрушают связь межсегментного отсека и ракеты, совместно с увеличением диаметра межсегментного отсека путем разрушения его целостности, после чего отклоняют сегмент под действием лобового сопротивления атмосферы относительно продольной оси ракеты в безопасную для полета ракеты зону.

25 Заявляемое изобретение поясняется чертежами, где:

На фиг. 1 - изображена заявленная многоступенчатая ракета в предстартовом состоянии;

На фиг. 2 - изображена заявленная многоступенчатая ракета осуществляющая первое отделение сегментов;

30 На фиг. 3 - изображена заявленная многоступенчатая ракета осуществляющая второе отделение сегментов;

Таким образом многоступенчатая ракета содержит основной разгонный блок представленный корпусом 1, головным обтекателем 2, после которого последовательно расположены относительно продольной оси 3, отсек для полезного груза 4, бак
35 окислителя 5, бак горючего 6, ракетные двигатели 7 основного разгонного блока.

Причем ракета содержит дополнительные разгонные блоки, которые представлены дополнительным топливным отсеком 8 и дополнительным топливным отсеком 9, соединенные с корпусом 1 жесткой связью "на чертеже не показана" фланцевыми стыками на пирокреплениях, с возможностью отделения поперечно продольной оси ракеты. Причем дополнительный топливный отсек 8 разделен межсегментным фланцевым стыком (на чертеже не показан) на пирокреплениях, на сегмент 10 содержащий головной обтекатель 11, бак окислителя 12, бак горючего 13 и сегмент 14 содержащий головной обтекатель 15, бак окислителя 16, бак горючего 17, ракетные двигатели 18 дополнительного топливного отсека 8. Дополнительный топливный отсек
40 9 разделен межсегментным фланцевым стыком "на чертеже не показан", на сегмент 19 содержащий головной обтекатель 20, бак окислителя 21, бак горючего 22 и сегмент 23 содержащий головной обтекатель 24, бак окислителя 25, бак горючего 26, ракетные двигатели 27 дополнительного топливного отсека 9.

Способ отделения отработанных частей

Способ отделения отработанных частей многоступенчатой ракеты осуществляется следующим образом: после запуска двигателей 7 и двигателей 18, 27 (при их наличии) ракета ложится на заданный курс. При запуске двигателей 7, двигателей 18, 27 (при их наличии) и последующей их работе, потребление топлива происходит из баков 12, 13 сегмента 10 и баков 21, 22 сегмента 19, которые будут отделены первыми. Подача топлива из баков 12, 13, 21, 22 осуществляется напрямую до работающих двигателей 7 и двигателей 18, 27 (при их наличии), минуя баки 16, 17, 25, 26. Либо подачей топлива из опустошаемых баков 12, 13, 21, 22 через сообщающуюся сеть топливных баков 16, 17, 25, 26, поддерживая в баках 16, 17, 25, 26 и баках 5, 6 максимальное заполнение топливом и скорейшее опустошение баков 12, 13, 21, 22 отделяемых первыми.

После опустошения баков 12, 13, 21, 22, осуществляют отделение сегмента 10 и сегмента 19 от ракеты, путем расстыковки сегмента 10 с сегментом 14 и сегмента 19 с сегментом 23, с помощью последовательного разрушения пирокреплений (на чертеже не показаны), и сдвигом сегмента 10 и сегмента 19 поперечно продольной оси ракеты 3 в безопасную для полета ракеты зону, под действием нагнетания воздуха, которое создается действием лобового сопротивления атмосферы, на боковую стенку сегмента 10 и сегмента 19 обращенную к корпусу 1, а так же в межсегментном пространстве. Причем головной обтекатель 15 и головной обтекатель 24 принимает на себя нагрузку лобового сопротивления ракеты с атмосферой.

Расчетный угол и скорость поворота сегмента 10 и сегмента 19 относительно ракеты выбирают такими, чтобы обеспечить траекторию увода сегмента 10 и сегмента 19, исключая повреждение конструкции ракеты (что особенно важно для многоразового основного разгонного блока). Отталкивающая сила для расстыковки и сдвига сегмента 10 и сегмента 19 также может быть создана либо толкателями (пружинными, пневматическими или гидравлическими), либо действием лобового сопротивления атмосферы, либо газодинамическими (специальными пороховыми реактивными двигателями или реактивными двигателями, использующими сброс газов наддува из баков дополнительных разгонных блоков), либо комбинацией этих способов.

После отделение сегмента 10 и сегмента 19 от ракеты, происходит откачивание топлива из баков 16, 17 сегмента 14 и баков 25, 26 сегмента 23, по вышеописанной схеме, вплоть до отделения сегмента 14 и сегмента 23.

После отделения сегмента 14 и сегмента 23 от ракеты, происходит опустошение баков 5 и 6.

Данная конструкция и способ отделения отработанных частей, должна открыть новые возможности многоступенчатых ракет.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННЫХ ИСТОЧНИКОВ

1. В.И. Феодосьев, Основы техники ракетного полета, Москва, Главная редакция физико-математической литературы «Наука», 1979, во II главе «Основы устройства баллистических ракет дальнего действия и ракет-носителей» С. 64-65.

2. Одноступенчатая ракета-носитель легкого класса: пат. 2532321 Рос. Федерация: МПК В64G 1/22 / Бюл. №17. / Б.И. Савельев; дата публ.: 20.06.2014.

3. Б.В. Грабин, О.И. Давыдов, В.И. Жихарев, А.А. Золотов, А.А. Иванов, В.К. Свердюк, Основы конструирования ракет-носителей космических аппаратов, Москва, Машиностроение, 1991, в главе I «методологические основы конструирования ракет-носителей» С. 14 - прототип.

(57) Формула изобретения

1. Многоступенчатая ракета, содержащая основной разгонный блок, который представлен корпусом, головным обтекателем, после которого последовательно расположены относительно продольной оси отсек для полезного груза, топливные баки, связанные с ракетными двигателями основного разгонного блока, причем ракета
5 содержит дополнительные топливные отсеки, выполненные с возможностью их отделения от основного разгонного блока, отличающаяся тем, что дополнительные топливные отсеки разделены на сегменты таким образом, что они размещены друг над другом вдоль продольной оси, в каждом сегменте имеются топливные баки, верхняя
10 сторона каждого сегмента является головным обтекателем или содержит головной обтекатель, при этом обеспечена возможность отделения каждого из сегментов, начиная с самого дальнего сегмента относительно ракетных двигателей основного разгонного блока, за счет возможности смещения сегментов при полете ракеты на заданный угол относительно оси ракеты со скоростью, обеспечивающими безопасный полет ракеты.

2. Многоступенчатая ракета по п. 1, отличающаяся тем, что дополнительные
15 топливные отсеки, содержат ракетные двигатели.

3. Многоступенчатая ракета по п. 1, отличающаяся тем, что некоторые сегменты содержат топливные баки только с окислителем.

4. Многоступенчатая ракета по п. 1, отличающаяся тем, что головной обтекатель по меньшей мере одного сегмента представлен частью топливного бака.

20 5. Многоступенчатая ракета по п. 1, отличающаяся тем, что по меньшей мере один сегмент содержит в себе по меньшей мере один дополнительный отсек для полезного груза.

7. Многоступенчатая ракета по п. 1, отличающаяся тем, что верхняя сторона сегментов изолирована от термического воздействия головного обтекателя по меньшей
25 мере одним промежуточным слоем изоляционного материала.

8. Многоступенчатая ракета по п. 1, отличающаяся тем, что топливный трубопровод проходит через головной обтекатель либо примыкает к нему.

9. Способ отделения отработавших частей многоступенчатой ракеты, включающий последовательное отделение отработавших частей, в том числе и топливных отсеков,
30 от ее основного разгонного блока в процессе полета ракеты, отличающийся тем, что отделение сегментов ракеты производят поочередно, начиная с наиболее удаленного сегмента в дополнительном топливном отсеке относительно ракетных двигателей основного разгонного блока, для чего после опустошения топливных баков сегментов при отделении производят смещение сегментов на угол относительно продольной оси
35 ракеты со скоростью, обеспечивающими безопасный полет ракеты.

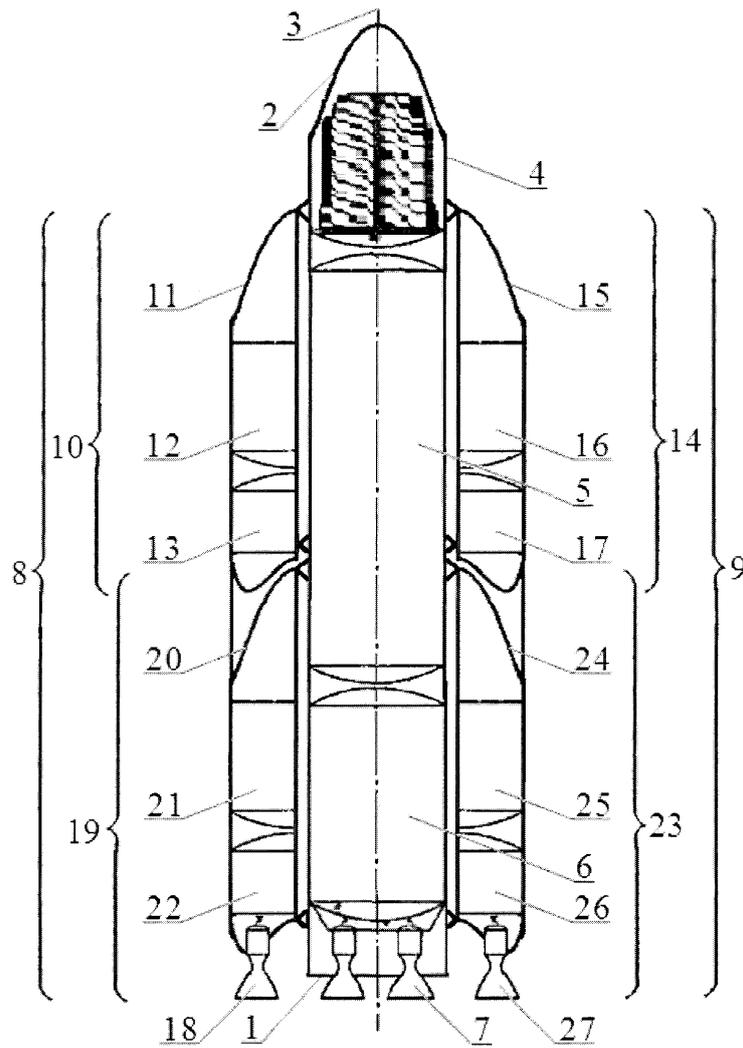
10. Способ по п. 9, отличающийся тем, что для отделения сегментов дополнительно используют газодинамические двигатели.

11. Способ по п. 9, отличающаяся тем, что для отделения сегментов дополнительно используют твердотопливные двигатели.

40

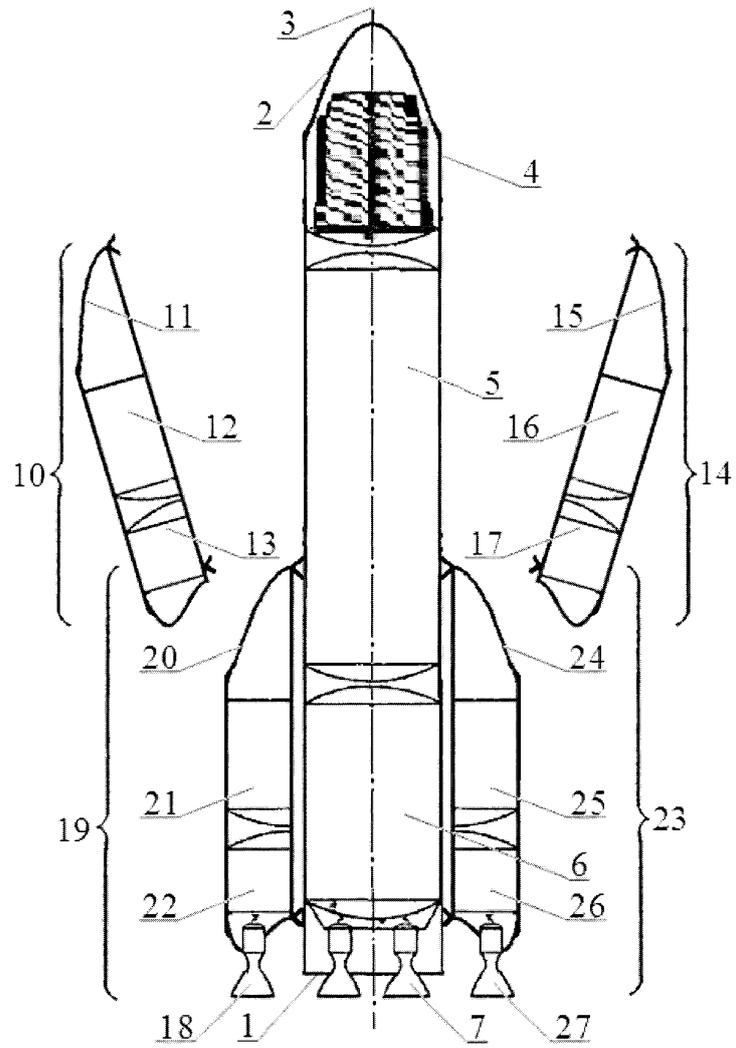
45

1

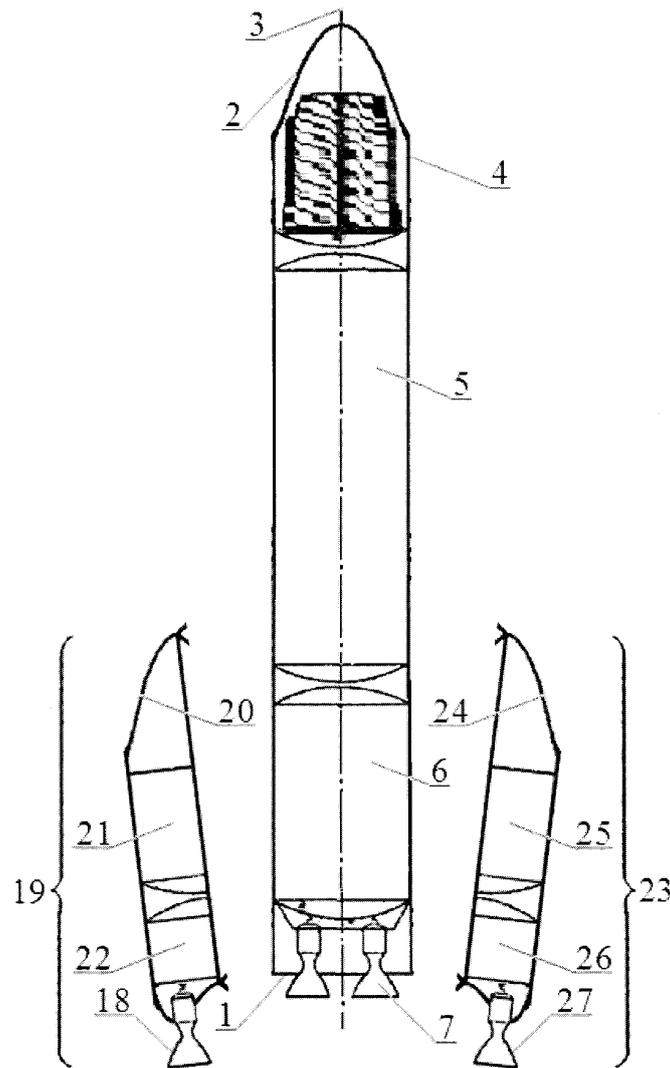


Фиг. 1

2



Фиг. 2



Фиг. 3