РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 742 908**(13) **C2**

(51) МПК
B64G 1/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64G 1/00 (2020.02)

(21)(22) Заявка: **2019112973, 26.04.2019**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
26.04.2019

Дата регистрации:
11.02.2021

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **26.04.2019**

(43) Дата публикации заявки: **26.10.2020** Бюл. № **30**

(45) Опубликовано: **11.02.2021** Бюл. № **5**

Адрес для переписки:
456300, Челябинская обл., г. Миасс, Тургоякское ш., 1, АО "ГРЦ Макеева"

(72) Автор(ы):
Борзов Владимир Степанович (RU),
Казновский Габбас Иванович (RU),
Могиленко Владимир Иванович (RU),
Мочалов Евгений Николаевич (RU),
Таращик Наталья Васильевна (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Акционерное общество "Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 6446905 B1, 10.09.2002. RU 2595092 C1, 20.08.2016. US 5141181 A1, 25.08.1992. US 3369771 A1, 20.02.1968. US 5217187 A1, 08.06.1993. RU 2116941 C1, 10.08.1998. RU 2319032 C1, 10.03.2008.**

(54) Ракета космического назначения

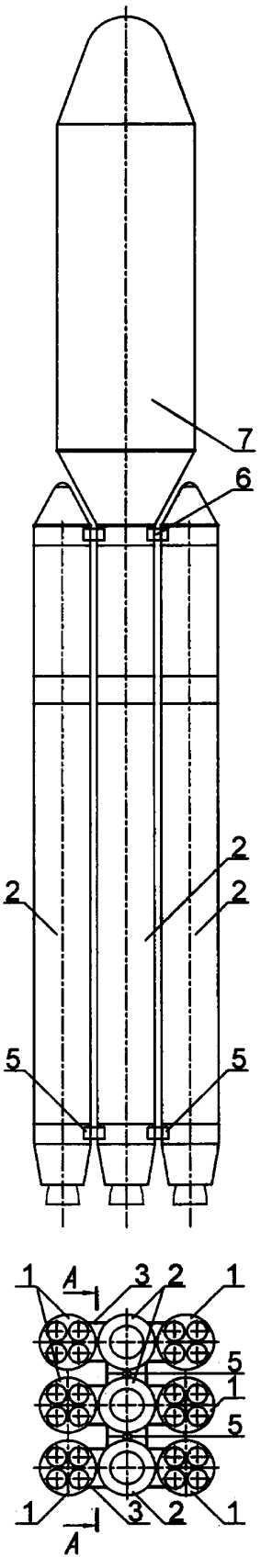
(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетно-космической технике и может быть использовано для запуска космических аппаратов. Ракета космического назначения содержит первую и вторую ступени в виде пакетов ракетных блоков. Вторая ступень имеет запускаемую с Земли двигательную установку. Первая и вторая ступени ракеты собраны из нескольких, например, трех, двухступенчатых субракет. Каждая из субракет состоит из трех ракетных блоков, расположенных в одной плоскости и соединенных с помощью нижнего и верхнего силовых поясов. Два боковых ракетных блока являются первой ступенью субракеты, а центральный ракетный блок - второй ступенью субракеты. Центральные ракетные блоки субракет в сборке ракеты космического назначения расположены в одной плоскости и соединены с помощью силовых поясов, образуя вторую ступень ракеты. Боковые ракетные блоки субракет являются первой ступенью ракеты. Достигается повышение энергетической эффективности. 3 ил.

RU 2742908 C2

RU 2742908 C2

RU 2742908 C2



Фиг. 3

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 742 908**(13) **C2**

(51) Int. Cl.
B64G 1/00 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC
B64G 1/00 (2020.02)

(21)(22) Application: **2019112973, 26.04.2019**

(24) Effective date for property rights:
26.04.2019

Registration date:
11.02.2021

Priority:
(22) Date of filing: **26.04.2019**

(43) Application published: **26.10.2020** Bull. № **30**

(45) Date of publication: **11.02.2021** Bull. № **5**

Mail address:
456300, Chelyabinskaya obl., g. Miass, Turgoyakskoe sh., 1, AO "GRTS Makeeva"

(72) Inventor(s):
Borzov Vladimir Stepanovich (RU),
Kaznovskij Gabbas Ivanovich (RU),
Mogilenko Vladimir Ivanovich (RU),
Mochalov Evgenij Nikolaevich (RU),
Tarashchik Natalya Vasilevna (RU)

(73) Proprietor(s):
Aktsionernoe obshchestvo "Gosudarstvennyj raketnyj tsentr imeni akademika V.P. Makeeva" (RU)

RU 2742908 C2

(54) SPACE ROCKET

(57) Abstract:

FIELD: astronautics.

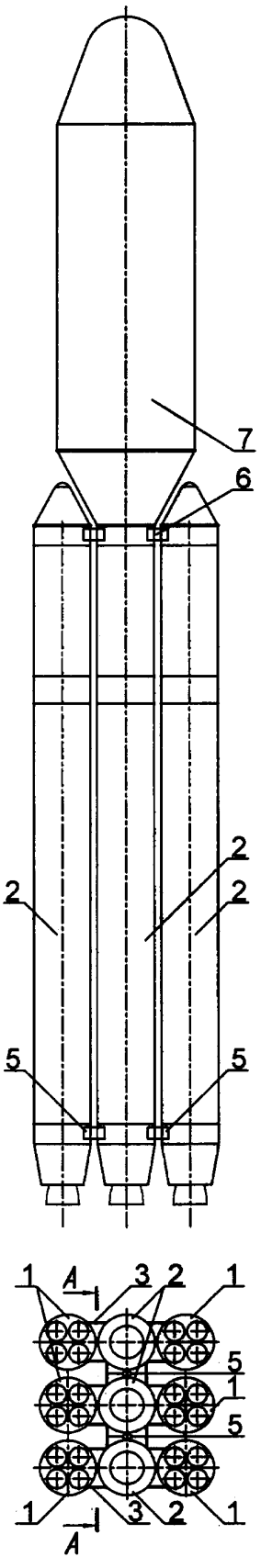
SUBSTANCE: invention relates to aerospace engineering and can be used for launching spacecraft. Space rocket comprises first and second stages in the form of packets of rocket blocks. Second stage has propulsion unit launched from Earth. First and second stages of the missile are assembled of several, for example, three, two-stage submissiles. Each subarray consists of three rocket blocks located in one plane and connected by means of lower and upper power belts. Two side rocket units are the first stage of the submissile, and the central rocket unit is the second stage of the submissile. Central rocket blocks of the submissile in the assembly of the space rocket are located in one plane and are connected by means of power belts forming the second stage of the missile. Side rocket blocks of subarray are the first stage of rocket.

EFFECT: higher energy efficiency.

1 cl, 3 dwg

RU 2742908 C2

RU 2742908 C2



Фиг. 3

Изобретение относится к ракетно-космической технике и может быть использовано при создании ракет космического назначения для запуска космических аппаратов на орбиты Земли и других планет Солнечной системы.

При разработке многоступенчатых ракет космического назначения в мировой практике реализованы как тандемные конструктивно-компоновочные схемы с последовательным расположением моноблочных ступеней, так и пакетные схемы объединенных в связки ракетных модулей. Параметры ракетных модулей первой и второй ступеней выбирают из условия достижения максимума массы выводимой полезной нагрузки при выполнении ограничительных требований по продольной перегрузке, максимальному скоростному напору и скоростному напору в момент разделения ступеней ракеты.

Из таких разработок можно назвать модульную ракету по патенту США №5217188, устройство выведения полезного груза по патенту США № PCT/US 90/02333, трехступенчатую ракету «Ариан-4» и др. Кроме того, в журнале «Новости космонавтики», №7 за 2017 год, представлены модульные ракеты, в которых унифицированы ракетные блоки I и II ступеней; блок III ступени с компонентами топлива «жидкий кислород - жидкий водород» установлен по тандемной схеме и связан с блоком II ступени, установленным по центру пакета блоков I и II ступеней с компонентами топлива «кислород-керосин».

Подобные конструктивно-компоновочные схемы ракет космического назначения представлены в журнале ФГУП ЦНИИмаш «Космонавтика и ракетостроение», №4 за 2017 год (стр. 14 и стр. 16), в форме научно-технического задела для определения облика перспективных ракет космического назначения, где предложены три этапа разработок ракет космического назначения с последовательным увеличением количества ракетных блоков, выполненных по пакетной схеме, с целью обеспечения возможности увеличения массы выводимой полезной нагрузки.

В качестве прототипа предлагаемого изобретения заявителем выбрана многоступенчатая модульная ракета по патенту RU 2238226 (заявка 2002128604/11, 19.07.2000 г.).

Ракета-прототип содержит, по крайней мере, две ступени пакетной схемы. Первая ступень включает в себя от 2 до 6 модульных ракетных блоков с одинаковыми маршевыми двигателями, массой рабочего тела и габаритами. Вторая ступень является моноблочной с двигательной установкой, запускаемой с Земли. Полезная нагрузка расположена на последней из последующих ступеней. В составе модульных ракетных блоков первой ступени и моноблочной второй ступени использованы одинаковые маршевые двигатели, при этом на первой ступени они являются поворотными (рулевыми), а на второй ступени двигатель установлен неподвижно и ступень снабжена рулевыми двигателями.

Итак, изобретением по патенту №2238226 для запуска полезных грузов различных масс на околоземные орбиты предложены четыре модификации ракеты космического назначения, отличающиеся друг от друга количеством модульных ракетных блоков в пакетных связках первых ступеней при сохранении неизменными конструктивных и массо-габаритных характеристик вторых ступеней.

К недостаткам технического решения по патенту №2238226 следует отнести следующие:

- низкая энергетическая эффективность;
- высокая удельная стоимость выведения полезного груза;
- малая масса полезного груза, выводимого ракетой космического назначения даже

с наибольшей энергетической оснащенностью.

Указанные недостатки обусловлены не только использованием на I и II ступенях двигательных установок с невысокими удельными характеристиками, но и сохранением в неизменном виде энергетических характеристик вторых ступеней ракет при изменениях энергетических характеристик первых ступеней в модифицированных вариантах ракеты. Это обстоятельство существенным образом нарушает оптимальность соотношения запасов топлива первой и второй ступеней и, следовательно, уменьшает энергетическую эффективность ракеты. Как следует из материалов заявки на изобретение, разность значений коэффициентов энергетической эффективности различных модификаций ракет достигает 64 процентов.

Целью настоящего изобретения является разработка технического решения, устраняющего указанные недостатки.

Предложена ракета космического назначения, первая и вторая ступени которой выполнены в виде пакетов ракетных блоков, вторая ступень имеет запускаемую с Земли двигательную установку, отличающаяся тем, что первая и вторая ступени ракеты собраны из нескольких, например, трех, двухступенчатых субракет, каждая из которых состоит из трех ракетных блоков, расположенных в одной плоскости и соединенных с помощью нижнего и верхнего силовых поясов, при этом два боковых ракетных блока являются первой ступенью субракеты, а центральный ракетный блок - второй ступенью субракеты, центральные ракетные блоки субракет в сборке ракеты космического назначения расположены в одной плоскости и соединены с помощью силовых поясов, образуя вторую ступень ракеты, боковые ракетные блоки субракет являются первой ступенью ракеты.

Содержание предлагаемого технического решения поясняется чертежами, на которых показан ряд ракет космического назначения, первая и вторая ступени которых собраны из одной субракеты (фиг. 1), двух субракет (фиг. 2), трех субракет (фиг. 3). Каждая двухступенчатая субракета состоит из трех ракетных блоков, расположенных в одной плоскости, два боковых блока 1 являются первой ступенью, центральный ракетный блок 2 является второй ступенью субракеты; боковые блоки 1 и центральный ракетный блок 2 субракеты соединены с помощью нижнего 3 и верхнего 4 силовых поясов (фиг. 1); в составе ракеты космического назначения (фиг. 2, 3) центральные ракетные блоки 2 расположены в одной плоскости и соединены с помощью нижнего 5 и верхнего 6 силовых поясов. Крепление верхних ступеней или полезного груза 7 осуществляется на блок второй ступени 2 центральной субракеты (фиг. 3) или боковой субракеты (фиг. 2).

На активном участке полета ракета космического назначения функционирует следующим образом.

После окончания предстартовой подготовки одновременно запускают двигатели боковых ракетных блоков 1 и двигатели центральных ракетных блоков 2. После израсходования запаса топлива боковых ракетных блоков 1 подают команду на их отделение. Ракета продолжает полет до израсходования запаса топлива центральных блоков 2, после чего либо включают двигатели последующих ступеней (на фиг. 1, 2, 3 не показаны), либо отделяют полезный груз 7.

С целью подтверждения возможности практической реализации предложенного технического решения и количественной оценки положительного эффекта от использования изобретения, заявителем выполнены проектно-конструкторские и расчетные исследования в обеспечение создания ракеты космического назначения в составе одной, двух и трех субракет. Проработки проведены применительно к

следующим условиям:

1 Габариты сборок ракеты космического назначения должны быть приемлемы для перевозки воздушными транспортными средствами, в частности, самолетом АН-124-100.

2 Используются лучшие серийные ракетные двигатели: РД171МВ - в боковых и РД0120 - в центральных ракетных блоках субракет.

Основные количественные результаты выполненных проработок в виде значений стартовых масс ракеты космического назначения (G_0, т) и масс полезных грузов, выводимых на низкую околоземную орбиту ($G_{ПГ\ на\ НОО}$, т), для каждого из рассмотренных вариантов приведены на фигурах 1, 2, 3.

Из изложенного следует:

1 Предложенная изобретением конструктивно-компоновочная схема ракеты космического назначения, по сравнению с известными конструктивными схемами ракет подобного класса, обладает лучшими характеристиками по энергетической эффективности и массам выводимых полезных грузов.

2 Коэффициент энергетической эффективности является неизменным для всех сборок предложенного ряда ракет космического назначения, независимо от количества используемых субракет, и составляет 4,6 процента.

3 Для рассмотренного ряда ракет космического назначения масса полезного груза, выводимого на низкую околоземную орбиту с космодрома «Восточный», достигает значений:

- для варианта из одной субракеты - 53 т,
- для варианта из двух субракет - 106 т,
- для варианта из трех субракет - 160 т.

Приведенные данные свидетельствуют о возможности использования предложенных ракет космического назначения для исследования планет Солнечной системы, в частности Луны и Марса.

4 Создание ракет космического назначения целесообразно проводить поэтапно, методом последовательного увеличения количества субракет в сборке. Такой подход позволяет исключить дополнительные этапы наземной и летной экспериментальной отработки очередной ракеты космического назначения при увеличении количества субракет.

5 Пусковая площадка и монтажно-испытательные сооружения полигона могут быть выполнены универсальными для запуска любой модификации из предложенного изобретением ряда ракет космического назначения.

Источники информации

1 Патенты США №5217188, № PST/US 90/02333/.

2 International Reference Guide to Space Launch System, 1991 Edition, AIAA.

3 Журнал «Новости космонавтики», №7, 2017 г.

4 Журнал ФГУП ЦНИИмаш «Космонавтика и ракетостроение», №4, 2017 г.

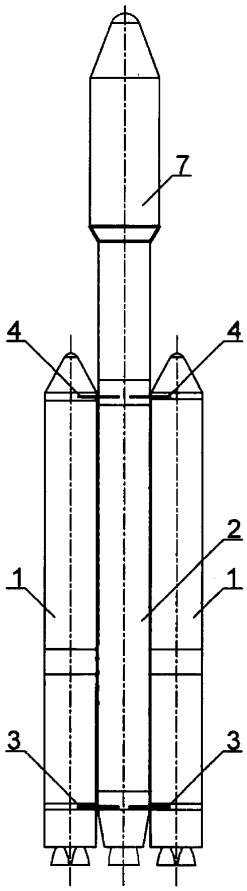
5 Патент РФ №2238226 (заявка №2002128604, 2000 г.).

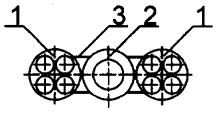
(57) Формула изобретения

Ракета космического назначения, первая и вторая ступени которой выполнены в виде пакетов ракетных блоков, вторая ступень имеет запускаемую с Земли двигательную установку, отличающаяся тем, что первая и вторая ступени ракеты собраны из нескольких, например, трех, двухступенчатых субракет, каждая из которых состоит из трех ракетных блоков, расположенных в одной плоскости и соединенных с помощью

нижнего и верхнего силовых поясов, при этом два боковых ракетных блока являются первой ступенью субракеты, а центральный ракетный блок - второй ступенью субракеты, центральные ракетные блоки субракет в сборке ракеты космического назначения расположены в одной плоскости и соединены с помощью силовых поясов, образуя вторую ступень ракеты космического назначения, боковые ракетные блоки субракет являются первой ступенью ракеты космического назначения.

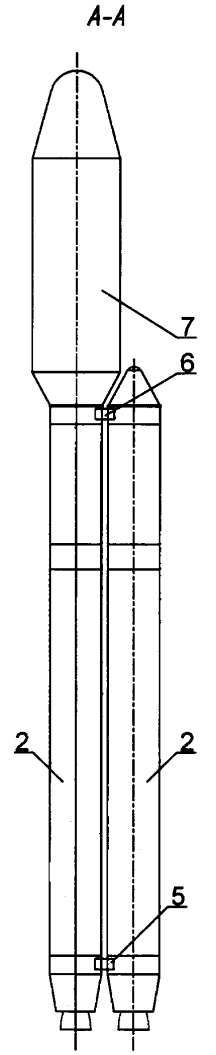
1

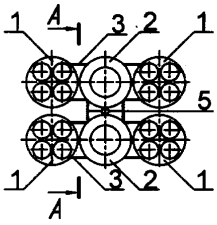




Go=1143 т
Gпг=53 т
на НОО

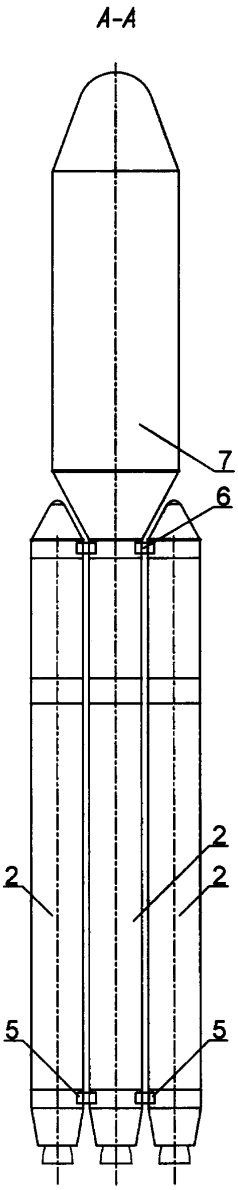
Фиг. 1

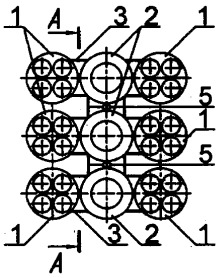




Go=2284 т
Gпг=106 т
на НОО

Фиг. 2





Go=3430 т
Gпг=160 т
на НОО

Фиг. 3