



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

На основании пункта 1 статьи 1366 части четвертой Гражданского кодекса Российской Федерации патентообладатель обязуется заключить договор об отчуждении патента на условиях, соответствующих установившейся практике, с любым гражданином Российской Федерации или российским юридическим лицом, кто первым изъявил такое желание и уведомил об этом патентообладателя и федеральный орган исполнительной власти по интеллектуальной собственности.

(21), (22) Заявка: **2008147749/11, 03.12.2008**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
03.12.2008

(45) Опубликовано: **10.01.2010** Бюл. № 1

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2068378 C1, 27.10.1996. US 6367243 A, 09.04.2002. US 3955784 A, 11.05.1976. US 6971228 A, 06.12.2005. RU 2131998 C1, 20.06.1999. RU 2147073 C1, 27.03.2000.**

Адрес для переписки:
443112, г. Самара, ул. Крайняя, 18, кв.17, Н.Б. Болотину

(72) Автор(ы):

**Болотин Николай Борисович (RU),
Моисеев Дмитрий Валентинович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Болотин Николай Борисович (RU),
Моисеев Дмитрий Валентинович (RU)**

(54) МНОГОСТУПЕНЧАТАЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ, СПОСОБ ЕЕ ЗАПУСКА И ЯДЕРНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

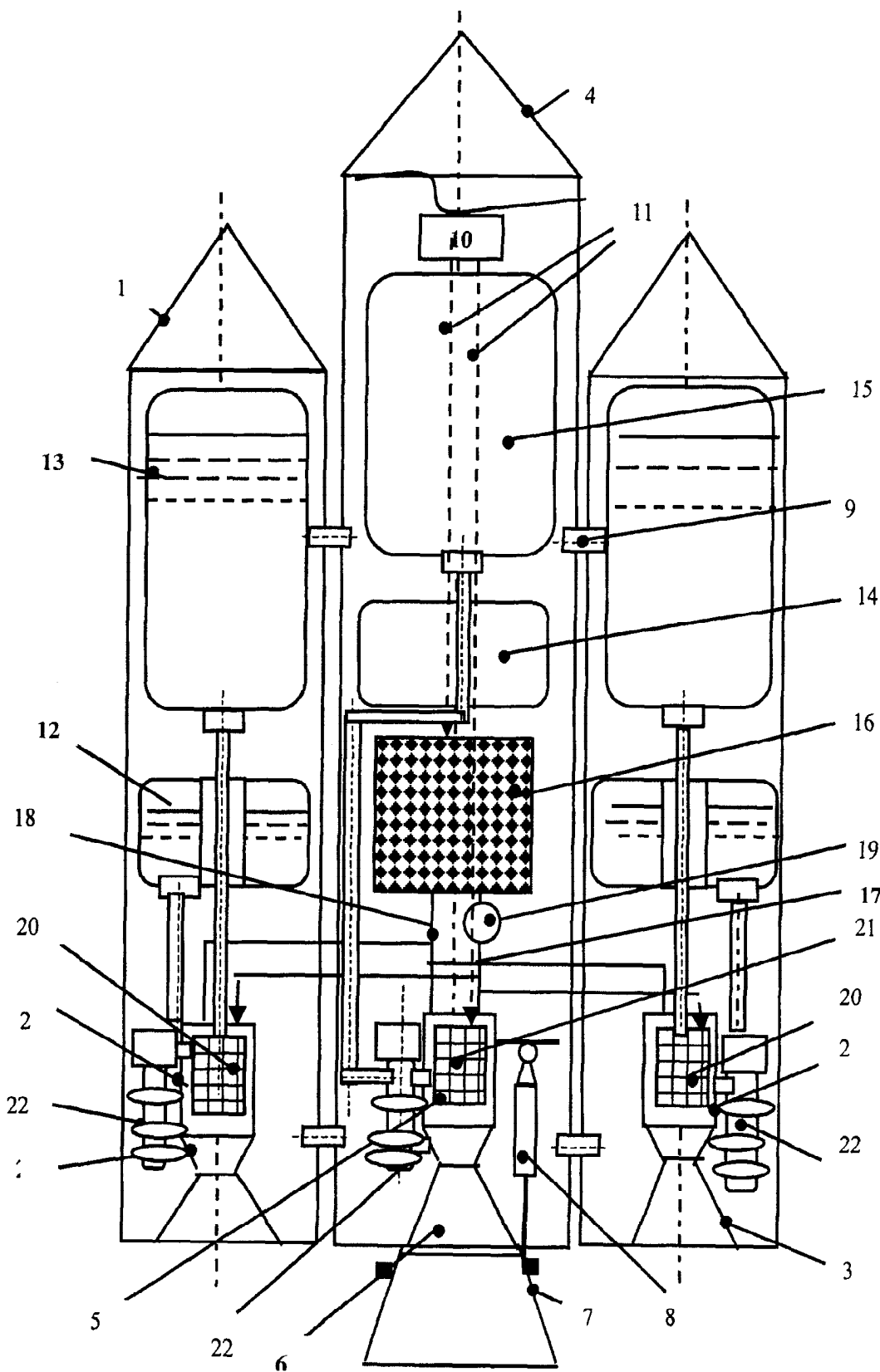
(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике и более конкретно к жидкостным ракетным двигателям, использующим одновременно ядерное и ракетное (окислитель и горючее) топливо. Многоступенчатая ракета-носитель содержит соединенные по параллельной схеме ракетные блоки первой и второй ступени с баками окислителя и горючего. В блоке второй ступени установлен ядерный реактор. Двигатели первой и второй ступеней содержат камеру сгорания и турбонасосный агрегат. Внутри камер сгорания установлены теплообменники, соединенные трубопроводами рециркуляции с ядерным реактором. Двигатель второй ступени выполнен с сопловой насадкой, перемещаемой вдоль оси ракеты. Способ включает запуск двигателей первой и второй ступеней, причем одновременно с запуском двигателей

включают ядерный реактор и циркуляцию теплоносителя. При достаточном нагреве продуктов сгорания расход окислителя уменьшают до уровня, необходимого для привода турбонасосного агрегата. С выключением двигателей первой ступени отключают циркуляцию теплоносителя через теплообменники первой ступени и сбрасывают ее ракетные блоки. После сброса ракетных блоков у одного или более двигателей второй ступени выдвигают насадку сопла для увеличения степени расширения сопла. Ядерный ракетный двигатель содержит камеру сгорания с системой регенеративного охлаждения и турбонасосный агрегат. Последний содержит насосы окислителя и горючего, основную и пусковую турбины, газогенератор. Выход насоса горючего соединен с входом в систему регенеративного охлаждения, выход которой соединен с входом

в газогенератор. Выход насоса окислителя соединен со вторым входом в газогенератор. Внутри камеры сгорания установлен теплообменник, соединенный трубопроводами рециркуляции теплоносителя с ядерным

реактором. Технический результат изобретения направлен на улучшение характеристик ракеты в широком диапазоне режимов полета на различной высоте. 3 н.п. ф-лы, 4 ил.



Фиг. 1

RU 2378166 C1

RU 2378166 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.
B64G 1/00 (2006.01)
B64G 1/40 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

According to Art. 1366, par. 1 of the Part IY of the Civil Code of the Russian Federation, the patent holder shall be committed to conclude a contract on alienation of the patent under the terms, corresponding to common practice, with any citizen of the Russian Federation or Russian legal entity who first declared such a willingness and notified this to the patent holder and the Federal Executive Authority for Intellectual Property.

(21), (22) Application: **2008147749/11, 03.12.2008**

(24) Effective date for property rights:
03.12.2008

(45) Date of publication: **10.01.2010 Bull. 1**

Mail address:
**443112, g.Samara, ul. Krajnjaja, 18, kv.17, N.B.
Bolotinu**

(72) Inventor(s):

**Bolotin Nikolaj Borisovich (RU),
Moiseev Dmitrij Valentinovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Bolotin Nikolaj Borisovich (RU),
Moiseev Dmitrij Valentinovich (RU)**

(54) MULTI-STAGE ROCKET CARRIER, METHOD OF ITS LAUNCHING AND NUCLEAR ROCKET ENGINE

(57) Abstract:

FIELD: aerospace engineering.

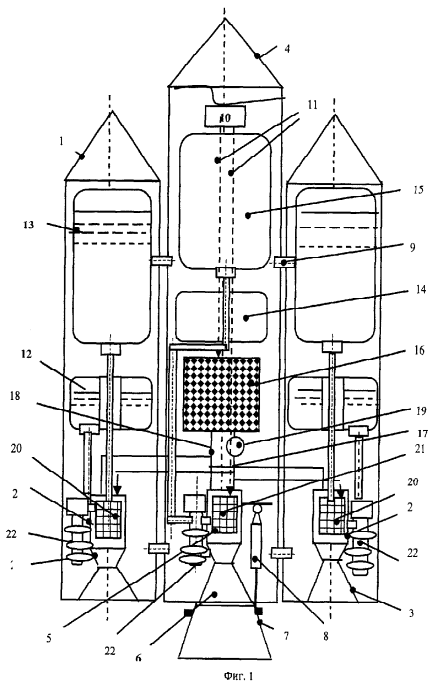
SUBSTANCE: invention relates to aerospace engineering, namely, to liquid propellant rocket engines running on, at a time, nuclear and rocket fuel, i.e. oxidiser and fuel. Proposed carrier rocket comprises rocket pods of the 1st and 2nd stages connected in parallel and furnished with fuel and oxidiser tanks. 2nd stage pod incorporates nuclear reactor. 1st and 2nd stage engines comprises combustion chamber and turbopump unit. Said combustion chamber accommodates heat exchangers communicated via circulation lines with nuclear reactor. 2nd stage engine incorporates nozzle extension moving along rocket axis. Proposed method comprises starting 1st and 2nd stage engines. Note here that nuclear reactor and heat carrier circulation are initiated simultaneously with starting of engines. Combustion products heated sufficiently, oxidiser flow rate is reduced to the

level required to drive turbopump unit. 1st stage engines out, heat carrier circulation through 1st stage heat exchangers is cut off, and 1st stage rocket pods are separated. After said separation, nozzle extension is moved out for one or several engines of 2nd stage to increased nozzle expansion degree. Rocket nuclear engine comprises combustion chamber with regenerative cooling system and turbopump unit. The latter comprises oxidiser and fuel pumps, primary and starting turbines and gas generator. Fuel pump outlet communicates with regenerative cooling system inlet, while regenerative cooling system outlet communicates with gas generator inlet. Oxidiser pump outlet communicates with gas generator second inlet. Aforesaid combustion chamber houses heat exchanger communicated via heat carrier circulation lines with nuclear reactor.

EFFECT: perfected performances in wide range of flight characteristics at various altitudes.

3 cl, 4 dwg

RU 2378166 C1



RU 2378166 C1

Изобретение относится к ракетной технике, конкретно к многоступенчатым ракетами с жидкостными ракетными двигателями.

Известна многоступенчатая ракета-носитель по патенту РФ на изобретение №2137680, опубл. 20.09.1999 г. Она содержит установленные последовательно несколько ракетных ступеней с двигателями. Двигатели на ракетных ступенях запускаются последовательно. Недостаток - низкая энерговооруженность ракеты при старте.

Известна многоступенчатая ракета-носитель, принятая за прототип, по патенту РФ на изобретение №2116941, опубл. 10.08.1998 г, МПК В64G 1/00. Она содержит соединенные по параллельной схеме ракетные блоки первой и второй ступени ракеты-носителя, соединенные узлами силовой связи и оборудованные двигателями первой и второй ступеней. При старте включают одновременно двигатели первой и второй ступеней, на определенной высоте (практически в условиях вакуума) с блока управления подают команду на отсоединение узлов силовой связи и сброс ракетных блоков первой ступени, при этом двигатель (двигатели) второй ступени продолжает работу.

В качестве маршевых двигателей для мощных ракет-носителей часто применяют жидкостные ракетные двигатели, они легче регулируются по сравнению с твердотопливными.

Известен жидкостный ракетный двигатель по патенту РФ на изобретение №2095607, предназначенный для использования в составе космических разгонных блоков, ступеней ракетносителей и как маршевый двигатель космических аппаратов включающий в себя камеру сгорания с регенеративным трактом охлаждения, насосы подачи компонентов - горючего и окислителя с турбиной на одном валу, в который введен конденсатор. Выход конденсатора по линии хладагента соединен с входом в камеру сгорания и с входом в тракт регенеративного охлаждения камеры сгорания. Выход из конденсатора по линии теплоносителя соединен с входом в насос одного из компонентов. Выход из насоса того же компонента сообщен с входом конденсатора по линии хладагента. Второй вход конденсатора сообщен с выходом турбины. Выход насоса другого компонента сообщен с входом в камеру сгорания.

Недостатком двигателя по патенту РФ №2095607 является ухудшение кавитационных свойств насоса при перепуске конденсата.

Известны способ работы ЖРД и жидкостный ракетный двигатель по патенту РФ на изобретение №2187684. Способ работы жидкостного ракетного двигателя заключается в подаче компонентов топлива в камеру сгорания двигателя, газификации одного из компонентов в тракте охлаждения камеры сгорания, подводе его на турбину турбонасосного агрегата с последующим сбросом в форсуночную головку камеры сгорания. Часть расхода одного из компонентов топлива направляют в камеру сгорания, а оставшуюся часть газифицируют и направляют на турбины турбонасосных агрегатов. Отработанный на турбинах газообразный компонент смешивают с жидким компонентом, поступающим в двигатель при давлении, превышающем давление насыщенных паров получаемой смеси. Жидкостный ракетный двигатель содержит камеру сгорания с трактом регенеративного охлаждения, насосы подачи компонентов топлива и турбину. Двигатель содержит установленные последовательно перед насосом подачи одного из компонентов топлива основного турбонасосного агрегата насос бустерного турбонасосного агрегата и смеситель. Выход насоса основного турбонасосного агрегата соединен как с форсуночной головкой камеры сгорания, так и с трактом регенеративного

охлаждения камеры сгорания. Тракт регенеративного охлаждения, в свою очередь, связан с турбинами основного и бустерного турбонасосных агрегатов, выходы которых соединены со смесителем.

5 Недостатком этой схемы является то, что тепловой энергии, снимаемой при охлаждении камеры сгорания, может оказаться недостаточно для привода турбонасосного агрегата двигателя очень большой мощности.

Известен ЖРД по патенту РФ на изобретение №2190114, МПК 7 F02K 9/48, опубл. 27.09.2002 г. Этот ЖРД включает в себя камеру сгорания с трактом регенеративного 10 охлаждения, турбонасосный агрегат ТНА с насосами окислителя и горючего, выходные магистрали которых соединены с головкой камеры сгорания, основную турбину и контур привода основной турбины. В контур привода основной турбины входят последовательно соединенные между собой насос горючего и тракт 15 регенеративного охлаждения камеры сгорания, соединенный с входом в основную турбину. Выход из турбины ТНА соединен с входом второй ступени насоса горючего.

Этот двигатель имеет существенный недостаток. Перепуск подогретого в тракте регенеративного охлаждения камеры сгорания горючего на вход во вторую ступень насоса горючего приведет к его кавитации. Большинство ЖРД используют такие 20 компоненты топлива, что расход окислителя почти всегда больше расхода горючего. Следовательно, для мощных ЖРД, имеющих большую тягу и большое давление в камере сгорания, эта схема неприемлема, т.к. расхода горючего будет недостаточно для охлаждения камеры сгорания и привода основной турбины.

Кроме того, не проработана система запуска ЖРД, система воспламенения 25 компонентов топлива и система выключения ЖРД и его очистки от остатков горючего в тракте регенеративного охлаждения камеры сгорания.

Известен жидкостный ракетный двигатель по патенту РФ на изобретение №2232915, опубл. 10.09.2003 г., который содержит камеру, турбонасосный агрегат, 30 газогенератор, систему запуска, средства для зажигания компонентов топлива и топливные магистрали. Выход насоса окислителя соединен с входом в газогенератор. Выход первой ступени насоса горючего соединен с каналами регенеративного охлаждения камеры и со смесительной головкой. Выход второй ступени насоса горючего соединен с регулятором расхода с электроприводом. Другой вход 35 регулятора соединен с пусковым бачком со штатным горючим. Выход из регулятора соединен с газогенератором. Выход из газогенератора соединен с входом в турбину турбонасосного агрегата, выход из которой соединен со смесительной головкой. Регулятор расхода снабжен гидроприводом предварительной ступени, который через 40 кавитирующий жиклер и гидрореле соединен с пусковым бачком со штатным горючим. Гидрореле соединено со второй ступенью насоса горючего. Дроссель, установленный на выходе первой ступени насоса горючего, выполнен совместно с управляемым клапаном предварительной ступени.

Основной элемент выходного устройства реактивного двигателя и двигателя с 45 комбинированной тягой это реактивное сопло. В реактивном сопле происходит расширение газа, выходящего из турбины или форсажной камеры газотурбинного двигателя или из камеры сгорания (или другого устройства для подогрева рабочего тела) ракетного двигателя, сопровождаемое увеличением его скорости и кинетической 50 энергии. Расширение газа в реактивном сопле происходит до давления окружающей среды на расчетном режиме сопла и до давления, отличного от давления окружающей среды, на нерасчетных режимах сопла. Скорость истечения газа из реактивного сопла воздушно-реактивного двигателя на расчетном режиме сопла определяет при данной

скорости полета величину удельной тяги двигателя. Скорость истечения газа из реактивного сопла ракетного двигателя на расчетном режиме сопла определяет величину удельной тяги двигателя независимо от скорости полета. Скорость истечения газа из реактивного сопла современных реактивных двигателей в земных статических условиях доходит до 1000 м/с и более у воздушно-реактивных двигателей и до 3000 м/с и более у ракетных двигателей. Различают регулируемое и нерегулируемое реактивное сопло. Регулируемое сопло снабжается устройством для изменения его сечения при работе двигателя. В дозвуковом сужающемся сопле регулирование состоит, как правило, в изменении площади выходного сечения сопла. В сверхзвуковом сопле регулированию подвергаются как площадь критического сечения, так и площадь выходного сечения сопла. Регулируемое сопло применяется в турбореактивных двигателях с форсажной камерой, а также в некоторых других газотурбинных, воздушно-реактивных и ракетных двигателях. Сопло ракетного двигателя называется также соплом камеры двигателя, или просто соплом и его регулирование практически не применяется из-за очень высокой температуры истечения продуктов сгорания.

Задача создания изобретения: обеспечение оптимальной работы ракетных двигателей второй ступени в широком диапазоне режимов полета на различной высоте, упрощение пневмогидравлической схемы, повышение надежности, увеличение мощности и технических характеристик ЖРД.

Задача создания изобретения: улучшение технических характеристик ракеты в широком диапазоне режимов полета на различной высоте.

Решение указанных задач достигнуто в многоступенчатой ракете-носителе, содержащей соединенные по параллельной схеме ракетные блоки первой и второй ступени ракеты-носителя с баками окислителя и горючего, соединенные узлами силовой связи и оборудованные двигателями первой и второй ступеней, отличающейся тем, что в блоке второй ступени установлен ядерный реактор, двигатели первой и второй ступеней выполнены содержащими камеру сгорания и турбонасосный агрегат, внутри камер сгорания установлены теплообменники, соединенные трубопроводами рециркуляции с ядерным реактором, двигатель второй ступени выполнен с сопловой насадкой, имеющей возможность перемещаться вдоль оси ракеты.

Решение указанных задач достигнуто в способе запуска многоступенчатой ракеты-носителя, содержащей ракетные блоки первой и второй ступеней, включающем запуск двигателей первой и второй ступеней, выключение двигателей первой ступени и сброс блоков первой ступени, отличающемся тем, что одновременно с запуском двигателей включают ядерный реактор и циркуляцию теплоносителя, одновременно с выключением двигателей первой ступени отключают циркуляцию теплоносителя через теплообменники двигателей первой ступени, сбрасывают ракетные блоки первой ступени, после сброса ракетных блоков первой ступени у каждого двигателя второй ступени выдвигают насадку сопла в нижнее положение для увеличения степени расширения сопла.

Решение указанных задач достигнуто в ядерном ракетном двигателе, содержащем камеру сгорания с системой регенеративного охлаждения и турбонасосный агрегат, в свою очередь содержащий насосы окислителя и горючего и основную и пусковую турбины, газогенератор, установленный соосно с турбонасосным агрегатом, отличающемся тем, что выход из насоса горючего соединен с входом в систему регенеративного охлаждения, выход из которой соединен с входом в газогенератор, выход из насоса окислителя соединен со вторым входом в газогенератор, внутри камеры сгорания установлен теплообменник, соединенный трубопроводами

рециркуляции теплоносителя с ядерным реактором.

Сущность изобретения поясняется на фиг.1...4, где:

на фиг.1 приведена схема ракеты-носителя,

на фиг.2 приведена схема ядерного ракетного двигателя,

на фиг.3 приведен вид А для сопловой насадки, выполненной из углерод-углеродного композиционного материала,

на фиг.4 приведен вид А для сопловой насадки, выполненной охлаждаемой.

Ракета-носитель содержит, по меньшей мере, один ракетный блок первой ступени 1

с двигателями первой ступени 2, имеющими камеру сгорания 3 и ракетный блок второй ступени 4 с двигателями второй ступени 5, имеющими камеру сгорания 6 и сопловые насадки 7. К сопловым насадкам 7 присоединены приводы 8. Ракетные

блоки первой и второй ступеней 1 и 4 соединены узлами силовой связи 9. На ракете установлен блок управления 10, соединенный электрическими связями 11 с

двигателями первой и второй ступеней, соответственно 2 и 5 и с узлами силовой связи 9. Внутри ракетного блока первой ступени 1 установлены бак окислителя 12 и бак горючего 13. Внутри ракетного блока второй ступени 4 установлены бак

окислителя 14 и бак горючего 15, а также ядерный реактор 16, который трубопроводами циркуляции теплоносителя 17 и 18, в одном из которых установлен насос циркуляции 19, соединен с теплообменником (теплообменниками) 20,

установленным в камере сгорания 3 двигателя первой ступени 2, и теплообменником (теплообменниками) 21, установленным в камере сгорания 6 двигателя второй ступени 5.

Жидкостный ракетный двигатель второй ступени 5 содержит камеру сгорания 6 и турбонасосный агрегат 22. Турбонасосный агрегат ТНА-22 (фиг.2), в свою очередь, содержит (фиг.2) насос окислителя 23, насос горючего 24, дополнительный насос горючего 25, турбину 26 и газогенератор 27.

Газогенератор 27 установлен над турбиной 26 соосно с турбонасосным агрегатом 22 (фиг.2). Камера сгорания 5 содержит сопло 28, выполненное из двух оболочек 29 и 30 с зазором «В» между ними, и головку камеры сгорания 31. Внутри головки камеры сгорания 31 установлены форсунки окислителя 32 и форсунки горючего 33. На наружной поверхности камеры сгорания 5 установлен коллектор горючего 34. К коллектору горючего 34 подключен трубопровод высокого давления 35, идущий от дополнительного насоса горючего 25. Вход дополнительного насоса горючего 25 соединен трубопроводом 36, в котором установлен регулятор расхода 37 с приводом 38, с выходом из насоса горючего 24. Второй выход насоса горючего 24 трубопроводом 39, в котором установлены регулятор расхода 40 с приводом 41 и клапан горючего 42, соединен с газогенератором 27. Выход из насоса окислителя 23 трубопроводом окислителя 43 через клапан окислителя 44 тоже соединен с газогенератором 27.

Двигатель имеет блок управления 10, к которому электрическими связями 45 подключены клапан горючего 42, клапан окислителя 44, привод 41 регулятора расхода 40. Каждый двигатель второй ступени 5 (фиг.2...4) содержит сопловую насадку 7, выполненную по профилю как продолжение сопла 28 и имеющую возможность перемещения вдоль оси камеры сгорания 6 при помощи привода 8. Привод 8 может быть выполнен из одного или нескольких исполнительных механизмов 46. Исполнительный механизм 46 с одной стороны соединен штоком 47 с силовой плитой 48, а с другой стороны с камерой сгорания 6. Предпочтительно применить три исполнительных механизма 46, установленных по окружности

симметрично оси камеры сгорания 6, и соединить их механизмом синхронизации, например, ременным. Для синхронизации может быть применено электрическое или механическое устройство, например с цепью или с ремнем. Электрическая синхронизация может быть реализована с применением в качестве исполнительных механизмов 46 электродвигателей.

На фиг.3 и 4 приведена конструкция стыка сопловой насадки 7 и сопла 28, при этом на фиг.3 приведена сопловая насадка 7, выполненная из графито-графитового композиционного материала, только верхнее кольцо 49 выполнено металлическим, оно может быть совмещено с силовой плитой 48. Стыковка сопловой насадки 7 с нижней частью сопла 28 выполнена для обеспечения герметичности по конической поверхности «Б». На фиг.4 приведена охлаждаемая сопловая насадка 7, которая содержит рубашку охлаждения 50, образующую с сопловой насадкой 7 зазор «В», полость между сопловой насадкой 7 и соплом 28 соединена гибкими трубопроводами 51 и 52 соответственно с выходом из насоса горючего 24 и с коллектором горючего 34 (на фиг.3 и 4 не показано).

Для предотвращения утечки теплоносителя при отстыковке первой ступени ракеты-носителя предусмотрены обратные клапаны 53 (фиг.2), установленные в магистралях циркуляции 17 и 18.

При запуске двигателей первой и второй ступени, соответственно 3 и 5 с блока управления 10 подаются сигналы на запуск ТНА 22. Давление окислителя и горючего на выходе из насосов окислителя 23, насоса горючего 24 и дополнительного насоса горючего 25 возрастает. Подается сигнал на открытие клапанов 42 и 44. Окислитель и горючее поступают в камеру сгорания 6 и газогенератор 27. Подается сигнал на запальные устройства (на фиг.1...4 не показано), и топливная смесь в камере сгорания 6 и в газогенераторе 27 воспламеняется. Двигатели первой и второй ступеней, соответственно 3 и 5 запускаются. Регулятором расхода 40 для каждого двигателя осуществляют регулирование режима работы путем изменения соотношения компонентов топлива в газогенераторе 27. Двигатель второй ступени 5 работает на химических компонентах топлива. После этого или заранее запускают ядерный реактор 16 и теплоноситель по трубопроводу циркуляции 17 при помощи насоса 19 подается в теплообменники 20 и 21. Продукты сгорания в камерах сгорания 3 и 6 дополнительно подогреваются, и двигатели 2 и 5 будут создавать большую силу тяги, при этом расход окислителя уменьшают до уровня, необходимого для привода ТНА 22.

Управление ракетой-носителем может осуществляться одним из трех способов:

1. Рассогласованием силы тяги противоположно-расположенных двигателей.
2. Применением рулевых двигателей или камер сгорания.
3. Качанием маршевых двигателей как первой, так и второй ступеней.

После набора ракетой высоты блок управления 10 подает сигнал на узлы силовой связи 9, они разрываются и ракетные блоки первой ступени 1 отбрасываются в стороны. Потом с блока управления 10 подается сигнал на исполнительный (ные) механизм (механизмы) 47, который перемещает сопловую насадку 7 (сопловые насадки) в крайнее нижнее положение. Длина сопла (сопел) и степень расширения продуктов сгорания в нем (в них) увеличивается. Продукты сгорания, вытекающие из сопла 28, дополнительно расширяются в сопловой насадке (насадках) 7 до давления окружающей среды, создавая дополнительную силу тяги без увеличения расхода топлива и увеличения мощности ядерного реактора. Это приводит к улучшению удельных технических характеристик ЖРД на больших высотах, в первую очередь к

уменьшению удельного расхода топлива (расхода топлива на единицу тяги).

Применение механизма синхронизации и уплотнения стыка сопла с сопловой насадкой по конической поверхности «Б» исключает перекосяк и образование зазора между ними, приводящего к утечке продуктов сгорания в этот зазор с ухудшением технических характеристик двигателя. Если двигатель второй ступени 5 спроектировать с высокой степенью расширения, без регулирования ее по высоте, то это приведет к тому, что на больших высотах полета ракеты-носителя двигатель будет работать в оптимальном режиме, а на малых высотах его технические характеристики резко ухудшатся из-за перерасширения газов внутри сопла. Кроме того, возникнет неуправляемая боковая составляющая силы тяги сопла и возможен прогар внутренней стенки сопла в местах отрыва сверхзвукового потока.

При выключении двигателя с блока управления 10 подается сигнал на отключение ядерного реактора 16 и на клапаны 42 и 44, которые закрываются.

Применение изобретения позволило:

1. Значительно увеличить дальность полета ракеты при ее одинаковом стартовом весе за счет применения ядерного горючего.

2. Обеспечить хорошие технические характеристики двигателя второй ступени в широком диапазоне режимов его работы на различной высоте.

3. Обеспечить надежную работу сопловой насадки при высоких температурах.

4. Исключить перекосяк при выдвижении сопловой насадки в нижнее положение за счет применения механизма синхронизации.

5. Обеспечить герметичность стыка сопловой насадки с соплом для обоих вариантов сопловой насадки: неохлаждаемой и охлаждаемой.

Формула изобретения

1. Многоступенчатая ракета-носитель, содержащая соединенные по параллельной схеме ракетные блоки первой и второй ступени ракеты-носителя с баками окислителя и горючего, соединенные узлами силовой связи и оборудованные двигателями первой и второй ступеней, отличающаяся тем, что в блоке второй ступени установлен ядерный реактор, двигатели первой и второй ступеней выполнены содержащими камеру сгорания и турбонасосный агрегат, внутри камер сгорания установлены теплообменники, соединенные трубопроводами рециркуляции с ядерным реактором, двигатель второй ступени выполнен с сопловой насадкой, имеющей возможность перемещаться вдоль оси ракеты.

2. Способ запуска многоступенчатой ракеты-носителя, содержащей ракетные блоки первой и второй ступеней, включающий запуск двигателей первой и второй ступеней, выключение двигателей первой ступени и сброс блоков первой ступени, отличающийся тем, что одновременно с запуском двигателей включают ядерный реактор и циркуляцию теплоносителя, одновременно с выключением двигателей первой ступени отключают циркуляцию теплоносителя через теплообменники двигателей первой ступени, сбрасывают ракетные блоки первой ступени, после сброса ракетных блоков первой ступени у каждого двигателя второй ступени выдвигают насадку сопла в нижнее положение для увеличения степени расширения сопла.

3. Ядерный ракетный двигатель, содержащий камеру сгорания с системой регенеративного охлаждения и турбонасосный агрегат, в свою очередь, содержащий насосы окислителя и горючего, основную и пусковую турбины, газогенератор, установленный соосно с турбонасосным агрегатом, отличающийся тем, что выход из насоса горючего соединен с входом в систему регенеративного охлаждения, выход из

которой соединен с входом в газогенератор, выход из насоса окислителя соединен со вторым входом в газогенератор, внутри камеры сгорания установлен теплообменник, соединенный трубопроводами рециркуляции теплоносителя с ядерным реактором.

5

10

15

20

25

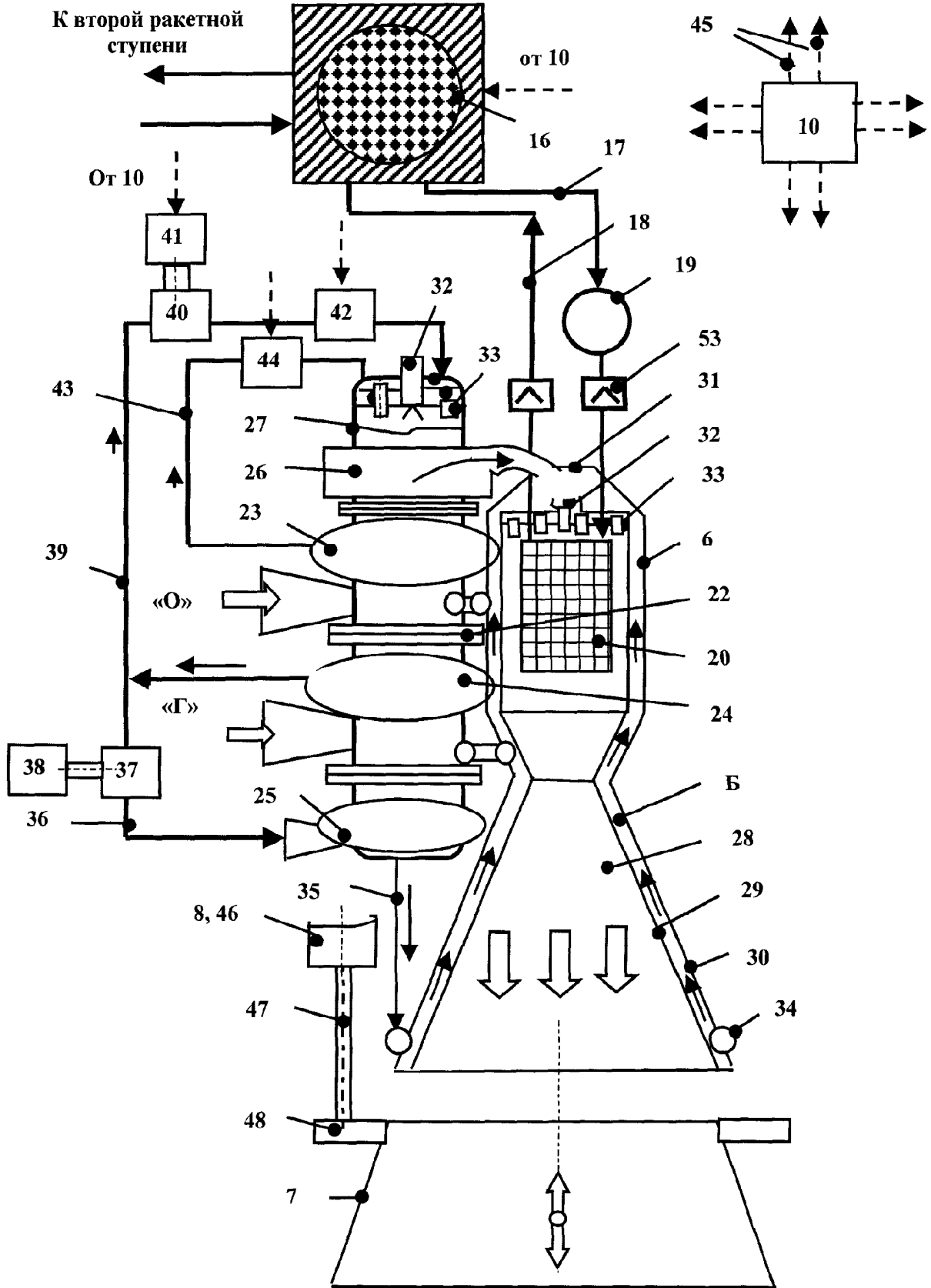
30

35

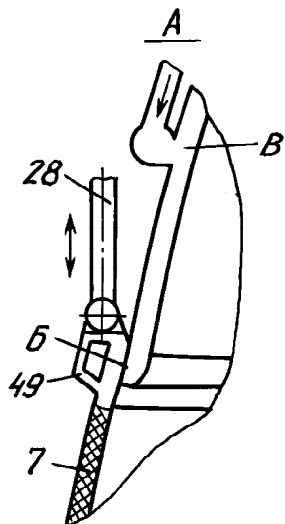
40

45

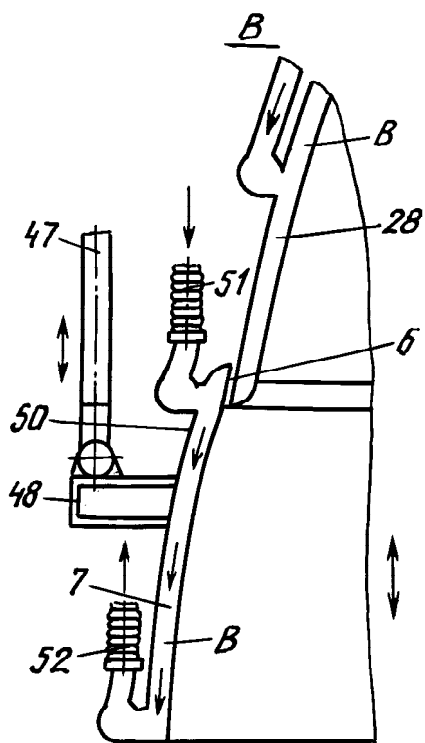
50



Фиг. 2



Фиг. 3



Фиг. 4