



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

**(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: **2011111021/06, 23.03.2011**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
**23.03.2011**

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **23.03.2011**

(45) Опубликовано: **27.08.2012** Бюл. № **24**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2161108 C1, 27.12.2000. RU 10787 U1, 16.08.1999. RU 2406660 C1, 20.12.2010. US 4831818 A, 23.05.1989. GB 1326277 A, 08.08.1973. US 3266244 A, 16.08.1966.**

Адрес для переписки:

**443112, г.Самара, ул. Крайняя, 18, кв.17, Н.Б. Болотину**

(72) Автор(ы):

**Болотин Николай Борисович (RU)**

(73) Патентообладатель(и):

**Болотин Николай Борисович (RU)**

**(54) РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ, ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ И БЛОК СОПЕЛ КРЕНА**

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано преимущественно в жидкостных ракетных двигателях. В ракетно-носителе, содержащей центральный блок, имеющий корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов, и не менее двух боковых ракетных блоков, соединенных с ним, также имеющих баки окислителя и горючего внутри корпусов, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом ракетном блоке и блоки сопел крена, содержащие по два оппозитно установленных сопла крена, согласно изобретению блоки сопел крена установлены на внешней уделенной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых ракетных блоков. Применено четное число боковых ракетных блоков, а блоки сопел крена установлены на

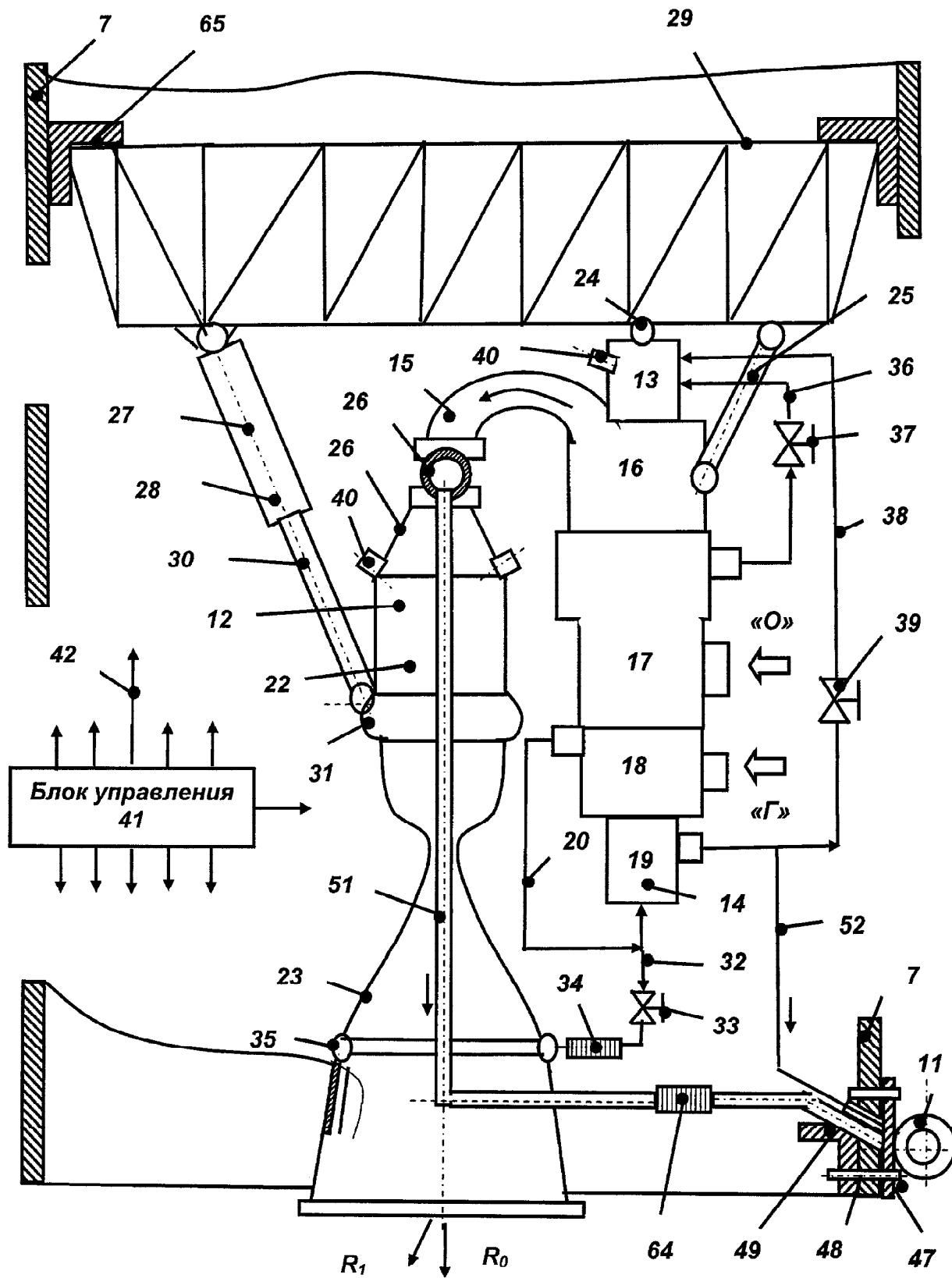
двух диаметрально противоположных боковых ракетных блоках. Может быть применено нечетно число боковых ракетных блоков, а блоки сопел крена установлены на всех боковых ракетных блоках. В жидкостном ракетном двигателе, содержащем силовую раму, камеру сгорания, имеющую головку, цилиндрическую часть и сопло, которая закреплена на силовой раме при помощи узла подвески, обеспечивающего возможность качания в двух плоскостях посредством приводов, прикрепленных к силовому кольцу, выполненному на камере сгорания, газогенератор и турбонасосный агрегат, содержащий в свою очередь турбину, насос окислителя, насос горючего, газовод, соединяющий выход из турбины с головкой камеры сгорания через узел подвески, согласно изобретению сопла крена сгруппированы в

блоки сопел крена попарно и установлены на нижнем силовом кольце, установленном в нижней части сопла и соединенном со срезом сопла, к соплам крена через трехходовые краны газа и горючего присоединены соответственно трубопроводы подачи газогенераторного газа, другие концы которого соединен сначала трубопроводом отбора газа и трубопроводами горючего, при этом блоки сопел крена закреплены на нижнем силовом кольце при помощи двух наклонных тяг. В блоке сопел крена, содержащем два сопла крена, установленных оппозитно и объединенных в один узел, содержащий общий

корпус, согласно изобретению пара сопел крена оборудована трехходовыми кранами газа и горючего, установленными между соплами крена и имеющими общий привод. Все сопла крена оборудованы запальными устройствами, соединенными линиями связи с блоком управления. Общий корпус оборудован крепежными элементами, соединяющими общий корпус с нижним силовым кольцом ракеты-носителя. Изобретение обеспечивает повышение надежности управления вектором тяги ЖРД и надежности управления ракетой по крену. 3 н. и 4 з.п. ф-лы, 16 ил.

RU 2 4 5 9 9 7 1 C 1

RU 2 4 5 9 9 7 1 C 1



Фиг. 13



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

**F02K 9/76** (2006.01)**B64G 1/00** (2006.01)**(12) ABSTRACT OF INVENTION**

*According to Art. 1366, par. 1 of the Part IV 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: **2011111021/06, 23.03.2011**(24) Effective date for property rights:  
**23.03.2011**

Priority:

(22) Date of filing: **23.03.2011**(45) Date of publication: **27.08.2012 Bull. 24**

Mail address:

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

(72) Inventor(s):

**Bolotin Nikolaj Borisovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Bolotin Nikolaj Borisovich (RU)****(54) CARRIER ROCKET, LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINE AND ROLL NOZZLE BLOCK**

(57) Abstract:

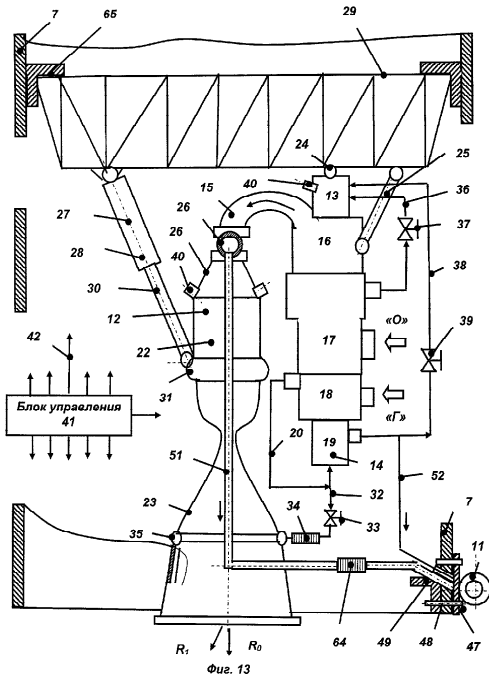
FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: carrier rocket includes central unit comprising of housing, oxidiser and fuel tanks inside housings, and at least two side rocket units connected to it, which also have oxidiser and fuel tanks inside housing, at least one liquid-propellant rocket engine in each rocket package and roll nozzle block, each of which contains two opposite roll nozzles; according to the invention, roll nozzle blocks are installed on external surface of housing of side rocket packages, which is located at some distance from carrier rocket axis. Even number of side rocket packages has been used; roll nozzle blocks are installed on two diametrically opposite side rocket packages. There can be used odd number of side rocket packages, and roll nozzle blocks are installed on all side rocket packages. Liquid-propellant engine comprises power frame, combustion chamber having a head, cylindrical part and muzzle, which is fixed on power frame by means of suspension assembly; provides the possibility of rolling in two planes by means of actuators attached to power ring provided on combustion chamber; gas generator and turbine-pump unit containing in its turn turbine, oxidiser pump, fuel pump, gas line

connecting the turbine outlet to combustion chamber head through suspension assembly; according to the invention the roll nozzles are grouped into roll nozzle blocks in pairs and installed on lower power ring installed in lower part of nozzle and connected to nozzle section; to roll nozzles there connected through three-way gas and fuel valves are gas-generator gas supply pipelines; the other ends of which are connected first by means of gas extraction pipeline and fuel pipelines; in addition, roll nozzle blocks are fixed on lower power ring by means of two inclined rods. Roll nozzle block containing two roll nozzles installed in opposite direction and combined into an assembly containing common housing; according to the invention a pair of roll nozzles is equipped with three-way gas and fuel valves installed between roll nozzles and having a common actuator. All roll nozzles are equipped with ignition devices connected by means of communication lines to a control unit. Common housing is equipped with fastening elements attaching the common housing to lower power ring of carrier rocket.

EFFECT: improving control reliability of thrust vector of liquid-propellant engine and roll control reliability of rocket.

7 cl, 16 dwg



Группа изобретений относится к ракетной технике, конкретно к ракетам и жидкостным ракетным двигателям, выполненным по закрытой схеме, с дожиганием газогенераторного газа, и предназначено для управления вектором тяги двигателя.

Известен жидкостный ракетный двигатель по патенту РФ на изобретение №2095607, 5  
предназначенный для использования в составе космических разгонных блоков, ступеней ракетносителей и как маршевый двигатель космических аппаратов, который включает в себя камеру сгорания с регенеративным трактом охлаждения, насосы подачи компонентов - горючего и окислителя с турбиной на одном валу, в 10  
который введен конденсатор. Выход конденсатора по линии хладагента соединен с входом в камеру сгорания и с входом в тракт регенеративного охлаждения камеры сгорания.

Недостатком этого двигателя является отсутствие управления вектором тяги.

Известен ЖРД по патенту РФ на изобретение №2190114, МПК 7 F02K 9/48, опублик. 15  
27.09.2002 г. Этот ЖРД включает в себя камеру сгорания с трактом регенеративного 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 20  
входят последовательно соединенные между собой насос горючего и тракт 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 25  
насоса горючего приведет к его кавитации. Большинство ЖРД используют такие 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 не приемлема, т.к. расхода горючего будет недостаточно 30  
для охлаждения камеры сгорания и привода основной турбины. Кроме того, не проработана система запуска ЖРД, система воспламенения 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, 35  
опублик. 10.09.2003 г., который содержит камеру, турбонасосный агрегат, 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 40  
охлаждения камеры и со смесительной головкой. Выход второй ступени насоса горючего соединен с регулятором расхода с электроприводом.

Недостаток - двигатель не имеет системы регулирования вектора тяги и управления по крену.

Известен жидкостный ракетный двигатель и ТНА по патенту РФ на изобретение 45  
№2161263, прототип.

Этот двигатель содержит силовую раму, камеру сгорания, выполненную с возможностью качания в двух плоскостях, газогенератор и турбонасосный агрегат, подстыкованный к газогенератору посредством газовода, содержащий в свою очередь 50  
турбину, насос окислителя, насос горючего и дополнительный насос горючего, газовод, соединяющий выход из турбины с камерой сгорания, и узел качания камеры сгорания ЖРД, установленный между газоводом и камерой сгорания, точнее головкой камеры сгорания. Этот узел выполнен в виде сильфона и кардана, которые

совместно обеспечивают качание камеры сгорания и герметизацию подвода газогенераторного газа, имеющего большое давление и температуру. Кроме того, предусмотрена система охлаждения сильфона, так как его работоспособность в столь экстремальных условиях вызывает сомнение.

5 Турбонасосный агрегат содержит турбину с рабочим колесом и насосы окислителя, горючего и дополнительный насос горючего, установленные соосно насоса.

Недостатки этих двигателя и узла подвески камеры сгорания, входящего в его состав: низкая надежность узла подвески камеры сгорания ЖРД из-за наличия  
10 большого количества деталей, малой прочности тонкостенных сильфонов, работающих при высоких давлении и температуре. Подшипники карданного подвеса, передающие силу тяги камеры сгорания, достигающую 200...1000 тс, также работают при высокой температуре (от 500 до 800°C), при этом смазка выгорает, подшипники разрушаются, управление вектором тяги затрудняется.

15 Применение для охлаждения этого узла горючего, предназначенного для подачи в камеру сгорания, не только усложняет конструкцию этого узла и в целом двигателя, но и делает ее работу чрезвычайно опасной, так как при разрыве сильфона горючее и газогенераторный газ, содержащий избыток окислителя, войдут в контакт, что  
20 неизбежно приведет к пожару в двигательном отсеке ракеты и прекращению подачи горючего в камеру сгорания.

Управление вектором тяги выполнено ненадежно, а управление углами крена вовсе отсутствует.

25 Задача создания изобретения - обеспечение надежности управления вектором тяги ЖРД и надежности управления ракетой по крену.

Решение указанной задачи достигнуто тем, что в ракете-носителе, содержащей  
30 центральный блок, имеющий корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов, и не менее двух боковых ракетных блоков, соединенных с ним, также имеющих баки окислителя и горючего внутри корпусов, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом ракетном блоке и блоки сопел крена, содержащие по два оппозитно установленных сопла крена, согласно изобретению блоки сопел крена  
35 установлены на внешней уделенной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых ракетных блоков. Применено четное число боковых ракетных блоков, а блоки сопел крена установлены на двух диаметрально противоположных боковых ракетных блоках. Может быть применено нечетно число боковых ракетных блоков, а блоки сопел крена установлены на всех боковых ракетных блоках.

Решение указанной задачи достигнуто тем, что в жидкостном ракетном двигателе,  
40 содержащем силовую раму, камеру сгорания, имеющую головку, цилиндрическую часть и сопло, которая закреплена на силовой раме при помощи узла подвески, обеспечивающего возможность качания в двух плоскостях посредством приводов, прикрепленных к силовому кольцу, выполненному на камере сгорания, газогенератор и турбонасосный агрегат, содержащий в свою очередь турбину, насос окислителя,  
45 насос горючего, газовод, соединяющий выход из турбины с головкой камеры сгорания через узел подвески, согласно изобретению сопла крена сгруппированы в блоки сопел крена попарно и установлены на нижнем силовом кольце, установленном в нижней части сопла и соединенном со срезом сопла, к соплам крена через  
50 трехходовые краны газа и горючего присоединены соответственно трубопроводы подачи газогенераторного газа, другие концы которого соединены сначала трубопроводом отбора газа и трубопроводами горючего, при этом блоки сопел крена закреплены на нижнем силовом кольце при помощи двух наклонных тяг.

Решение указанной задачи достигнуто тем, что в блоке сопел крена, содержащем два сопла крена, установленных оппозитно и объединенных в один узел, содержащий общий корпус, согласно изобретению пара сопел крена оборудована трехходовыми кранами газа и горючего, установленными между соплами крена и имеющими общий  
5 привод. Все сопла крена оборудованы запальными устройствами, соединенными линиями связи с блоком управления. Общий корпус оборудован крепежными элементами, соединяющими общий корпус с нижним силовым кольцом ракеты-носителя.

10 Сущность изобретения поясняется на фиг.1...15, где на фиг.1 приведена схема ракеты-носителя, на фиг.2 приведена схема компоновки жидкостного ракетного двигателя в боковом ракетном блоке,  
на фиг.3...6 приведен вид А, фиг.1,  
15 на фиг.7 и 8 приведен вариант ракеты-носителя с отделяемыми боковыми ракетными блоками,  
на фиг.9...12 приведена схема размещения блоков сопел крена для ракеты-носителя с отделяемыми ракетными блоками,  
20 на фиг.13 приведена схема жидкостного ракетного двигателя,  
на фиг.14 приведен узел подвески,  
на фиг.15 приведена конструкция блока сопел крена,  
на фиг.16 приведен разрез Б-Б,

25 Ракета-носитель (фиг.1...15) содержит центральный блок 1, имеющий корпус 2, бак окислителя 3, бак горючего 4 и жидкостный ракетный двигатель 5 и несколько (не менее двух) боковых ракетных блоков 6, содержащих корпус 7, бак окислителя 8, бак горючего 9. Все жидкостные ракетные двигатели 5 могут быть выполнены одинаковой конструкции. Боковых блоков 6 может быть применено либо четное  
30 число (фиг.3 и 5), или нечетное (фиг.4 и 7).

Возможно применение схемы ракеты-носителя с отделяемыми боковыми ракетными блоками 6, которые прикреплены к центральному ракетному блоку узлами соединения 10 (фиг.7 и 8). Узлы соединения 10 выполнены с возможностью расстыковки в полете, например применены пироболты. На ракете-носителе на  
35 боковых ракетных блоках 6 установлено не менее двух блоков сопел крена 11.

В этом случае компоновка установки блоков сопел крена 11 может быть выполнена как это указано на фиг.9...12, т.е. при четном числе боковых ракетных блоков 6 может быть применено только два блока сопел крена 11, а при нечетном -  
40 число блоков сопел крена 11 равно числу боковых ракетных блоков 6.

Жидкостный ракетный двигатель 5 (фиг.2) содержит камеру сгорания 12, выполненную с возможностью качания в двух плоскостях, газогенератор 13 и турбонасосный агрегат 14, подстыкованный к камере сгорания 12 посредством  
45 газоведа 15, содержащий в свою очередь турбину 16, насос окислителя 17, насос горючего 18. Турбонасосный агрегат 14 может содержать дополнительный насос горючего 19.

Выход из насоса горючего 18 соединен трубопроводом 20 с входом в дополнительный насос горючего 19 (при его наличии). Камера сгорания 12 содержит  
50 головку 21, цилиндрическую часть 22 и сопло 23. Газогенератор 13 закреплен на силовой раме 29 при помощи шарнира 24, а ТНА 14 - при помощи двух шарнирных тяг 25. Между газоводом 15 и камерой сгорания 12, точнее ее головкой 21, установлен узел подвески 26 камеры сгорания 12. Он обеспечивает качание камеры сгорания 12 в



одной плоскости относительно центра узла подвески 26 для управления вектором тяги R, с целью управления ракетой-носителем по углам тангажа и рысканию.

Для этого каждый жидкостный ракетный двигатель 5 содержит приводы 27, выполненные, например, в виде гидроцилиндров 28, прикрепленных к силовой раме 29, и имеющих штоки 30. На камере сгорания 12, например на ее цилиндрической части 22, выполнено основное силовое кольцо 31, к которому шарнирно прикреплены штоки 30 приводов 27. Приводы 27 служат для управления ракетой-носителем по углам тангажа и рыскания.

Возможная пневмогидравлическая схема ЖРД приведена на фиг.13 и содержит трубопровод горючего 32, подсоединенный одним концом к выходу из насоса горючего 18, содержащим пускоотсечной клапан 33 и сильфон 34, выход этого трубопровода соединен с главным коллектором 35 камеры сгорания 12. Выход из насоса окислителя 17 трубопроводом окислителя 36, содержащим пускоотсечной клапан окислителя 37 соединен с газогенератором 13. Также выход из дополнительного насоса горючего 19 трубопроводом горючего 38, содержащим пускоотсечной клапан горючего 39, соединен с газогенератором 13. На газогенераторе 13 и на камере сгорания 12 установлены, по меньшей мере, по одному запальному устройству 40.

Двигатель оборудован блоком управления 41, который электрическими связями 42 соединен с запальными устройствами 40 и с пускоотсечными клапанами 33, 37 и 39.

Особенностью двигателя (фиг.1, 2 и 13) является то, что ТНА 14 жестко закреплен на силовой раме 29 при помощи не менее, чем трех шарнирных тяг 25, а камера сгорания 12 имеет возможность поворачиваться относительно центра узла подвески 26 в одной плоскости.

Узел подвески 26 камеры сгорания 12 ЖРД (фиг.14) содержит две части: неподвижную 43 и подвижную 44. Неподвижная часть 43 жестко соединена с газопроводом 15, а подвижная часть 44 жестко соединена с головкой 21 камеры сгорания 12 за счет того, что обе части образуют сферическое шарнирное соединение 45, выполненное пустотелым внутри.

Система управления по углу крена (фиг.1...16) содержит не менее двух блоков сопел крена 11, установленных на корпусах 7. Блоки сопел крена 11 (фиг.15 и 16) содержат по два оппозитно установленных сопла крена 46. Блоки сопел крена 11 содержат общий корпус 47 с крепежными элементами 48 и прикреплены к нижним силовым кольцам 49, установленным внутри корпусов 7 боковых ракетных блоков 6. Блоки сопел крена 11 содержат патрубки 50, к которым подведены трубопроводы подачи газогенераторного газа 51, другие концы которого соединен с газопроводом 15. В центральной части блоков сопел крена 11 установлены трехходовой кран газа 52 и трехходовой кран горючего 53, к которому подсоединен трубопровод горючего 54, идущий от главного коллектора 35. На трехходовых кранах 52 и 53 установлен общий привод 55 на каждом блоке сопел крена 11. Таким образом, каждые два сопла крена 46, трехходовые краны 52 и 53 и общий привод 55 образуют один узел: блок сопел крена 11.

Сопла крена 46 (фиг.15 и 16) выполнены с двумя стенками 56 и 57 и коллекторами 58 для прохода охлаждающего горючего. В каждом сопле крена 46 установлены форсунки горючего 59, окислителя 60 и запальное устройство 61. Коллекторы 58 соединены с трехходовым краном горючего 53 трубопроводами 62 для переброса горючего. Сопла крена 46 имеют неохлаждаемые насадки 63

Трубопроводы подачи газогенераторного газа 51 содержат сильфоны 64 (фиг.13)

для исключения деформации трубопроводов подачи газогенераторного газа 51 при качании камер сгорания 12. Силовые рамы 29 закреплены на основанных силовых кольцах 65.

Двигатель запускается следующим образом.

5 В исходном положении все клапаны двигателя закрыты. При запуске ЖРД на горючем с блока управления 41 по электрическим каналам связи 42 подается команда на ракетный клапаны окислителя и горючего (ракетные клапаны на фиг.1...15 не показаны). После заливки насосов окислителя 17 и горючего 18 открывают  
10 пускоотсечные клапаны 33, 37 и 39 (фиг.13), установленные за насосом окислителя 17, после насоса горючего 18 и после дополнительного насоса горючего 19. Окислитель и горючее поступают в газогенератор 13, где воспламеняются при помощи запальника 40. Газогенераторный газ и горючее подается в камеру сгорания 12. Горючее охлаждает камеру сгорания 12, проходя через зазор, между оболочками ее  
15 сопла 23 и цилиндрической части 22, образующими регенеративный тракт охлаждения (фиг.13), выходит во внутреннюю полость камеры сгорания 12 для дожигания газогенераторного газа, идущего из газогенератора 13. Воспламенение этих компонентов осуществляется также запальным устройством 40, установленным  
20 на камере сгорания 12

После запуска турбонасосного агрегата 14 (фиг.13) газогенераторный газ подается из газогенератора 13 в турбину 16, раскручивается ротор ТНА (на фиг.1...15 ротор не показан), давление на выходах насосов 17, 18 и 19 возрастает. Далее по газоводу 15 и  
25 через узел подвески 26 газогенераторный газ подается в головку 21 камеры сгорания 12. Часть газогенераторного газа отбирается по трубопроводу отбора газа 51 и далее через патрубок 50 и через трехходовые краны 52 поступает в блоки сопел крена 11.

Для управления вектором тяги  $R$  при помощи привода 27, воздействуя штоком 30  
30 на силовое кольцо 31, поворачивают камеру сгорания 12 относительно точки центра узла подвески 26 на угол  $5...7^\circ$ . При этом направление вектора тяги  $R_1$  отклоняется относительно первоначального положения  $R_1$  продольной оси симметрии камеры сгорания 12 и относительно ракеты-носителя, на которой этот двигатель 5 установлен.

Для управления ракетой-носителем, на которой установлены жидкостные ракетные  
35 двигатели 5, подают команду с блока управления 41 (фиг.2) на приводы 55 (фиг.15), при этом включается по одному соплу крена 46 из каждой пары, и их реактивная тяга создает крутящий момент, который через нижнее силовое кольцо 49 передается сначала на сопло 23, потом - на силовую раму 29 и далее на основное силовое кольцо  
40 (фиг.13) и на корпус 7 бокового ракетного блока 6 ракеты-носителя.

После разъединения узлов соединения 10 (фиг.8) боковые ракетные блоки 6 отбрасываются. Далее полет выполняет только центральный ракетный блок 1, при этом управление по крену осуществляют блоки сопел крена 11, установленные на корпусе 2.

45 Применение изобретения позволило:

1) обеспечить надежное управление вектором тяги ЖРД и управление ракетой-носителем по углу крену за счет применения двух блоков сопел крена, содержащих по два оппозитно установленных сопла крена и рационального крепления их корпусов  
50 на ракете на нижних силовых кольцах;

2) значительно повысить надежность работы системы управления ракетой по крену за счет применения двух трехходовых кранов: газа и горючего и общего привода для них. Такая конструкция предотвращает невключение одного из сопел крена,

например, вследствие отказа пускоотсечного клапана горючего.

#### Формула изобретения

5 1. Ракета-носитель, содержащая центральный блок, имеющий корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов, и не менее двух боковых ракетных блоков, соединенных с ним, также имеющих баки окислителя и горючего внутри корпусов, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом ракетном  
10 отличающаяся тем, что блоки сопел крена, содержащие по два оппозитно установленных сопла крена, установленные на внешней удаленной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых ракетных блоков.

2. Ракета-носитель по п.1, отличающаяся тем, что применено четное число боковых ракетных блоков, а блоки сопел крена установлены на двух диаметрально  
15 противоположных боковых ракетных блоках.

3. Ракета-носитель по п.1, отличающаяся тем, что применено нечетное число боковых ракетных блоков, а блоки сопел крена установлены на всех боковых ракетных блоках.

4. Жидкостный ракетный двигатель, содержащий силовую раму, камеру сгорания, имеющую головку, цилиндрическую часть и сопло, которая закреплена на силовой  
20 раме при помощи узла подвески, обеспечивающего возможность качания в двух плоскостях посредством приводов, прикрепленных к силовому кольцу, выполненному на камере сгорания, газогенератор и турбонасосный агрегат, содержащий в свою очередь турбину, насос окислителя, насос горючего, газовод, соединяющий выход из  
25 турбины с головкой камеры сгорания через узел подвески, отличающийся тем, что сопла крена сгруппированы в блоки сопел крена попарно и установлены на нижнем силовом кольце, установленном в нижней части сопла и соединенном со срезом сопла, к соплам крена через трехходовые краны газа и горючего присоединены  
30 соответственно трубопроводы подачи газогенераторного газа, другие концы которого соединены сначала трубопроводом отбора газа и трубопроводами горючего, при этом блоки сопел крена закреплены на нижнем силовом кольце при помощи двух наклонных тяг.

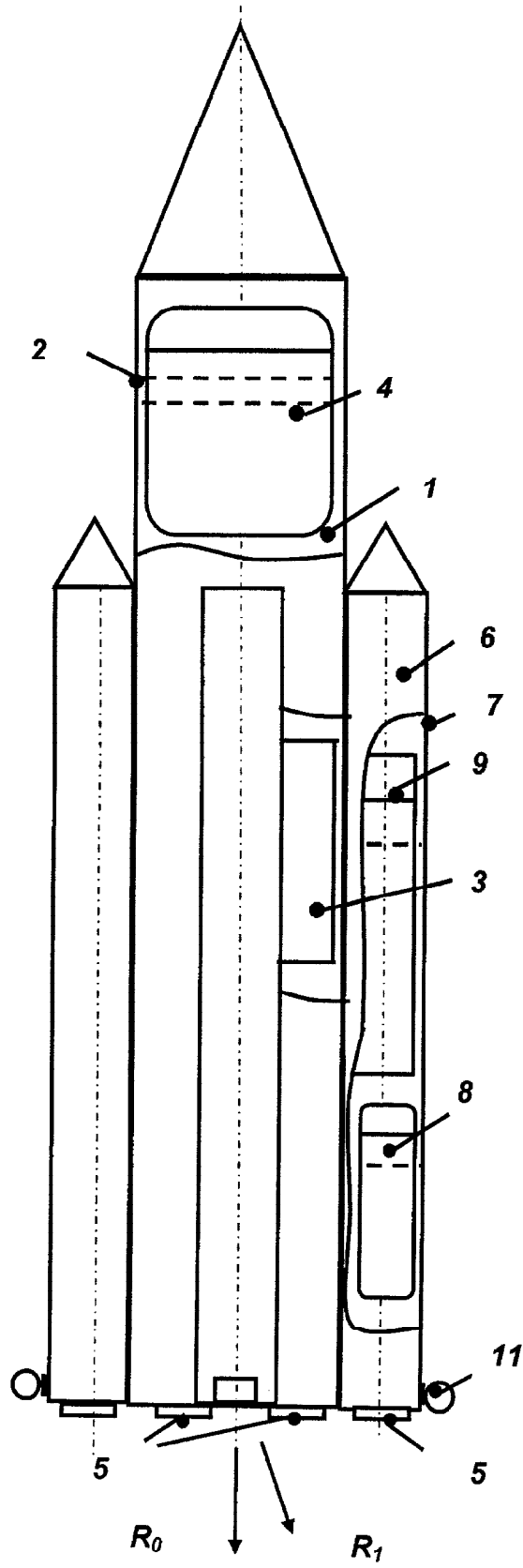
5. Блок сопел крена, содержащий два сопла крена, установленных оппозитно и  
35 объединенных в один узел, содержащий общий корпус, отличающийся тем, что пара сопел крена оборудована трехходовыми кранами газа и горючего, установленными между соплами крена и имеющими общий привод.

6. Блок сопел крена по п.5, отличающийся тем, что все сопла крена оборудованы  
40 запальными устройствами, соединенными линиями связи с блоком управления.

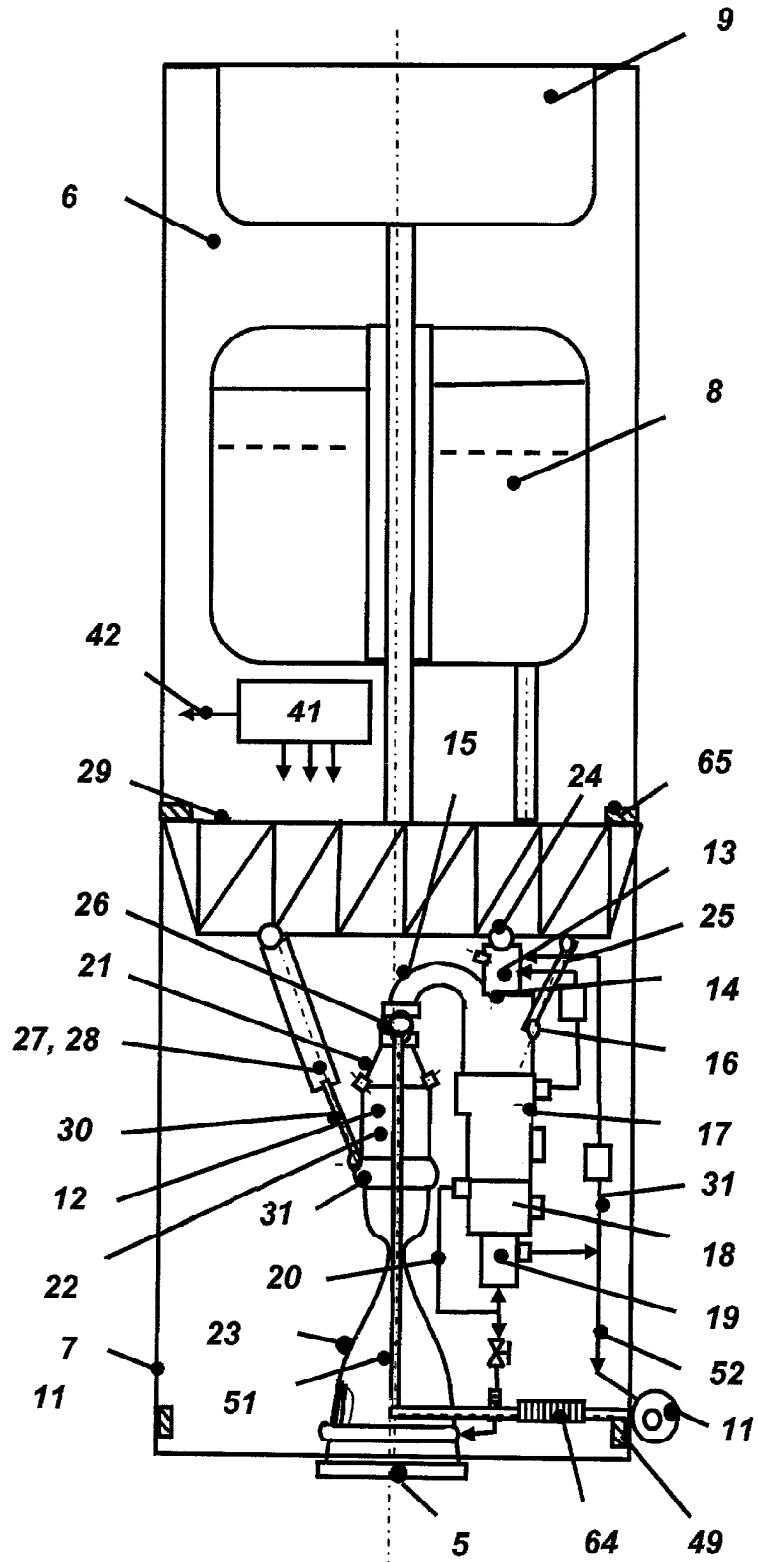
7. Блок сопел крена по п.5, отличающийся тем, что общий корпус оборудован  
45 крепежными элементами, соединяющими общий корпус с нижним силовым кольцом ракеты-носителя.

50

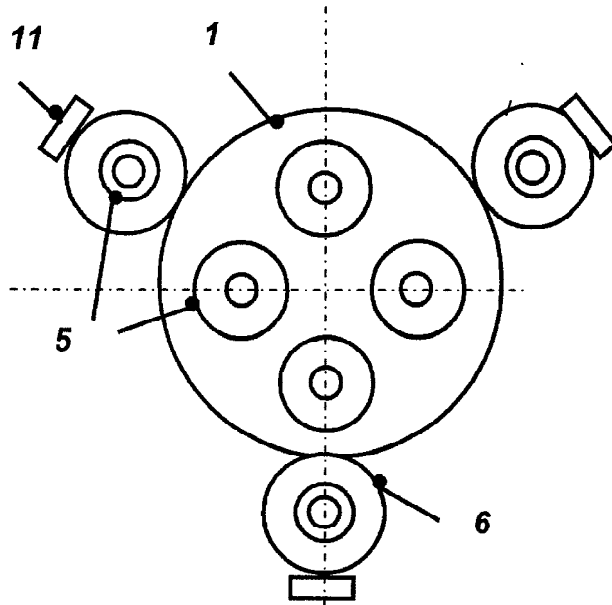
50



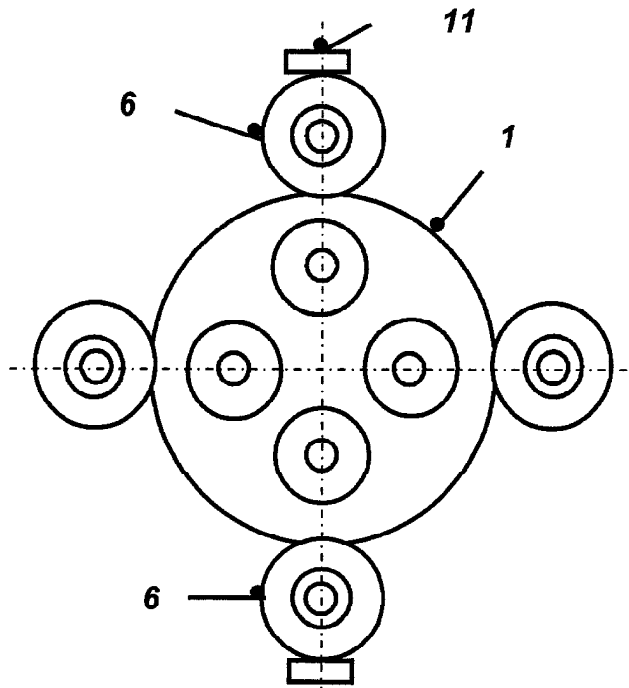
Фиг. 1



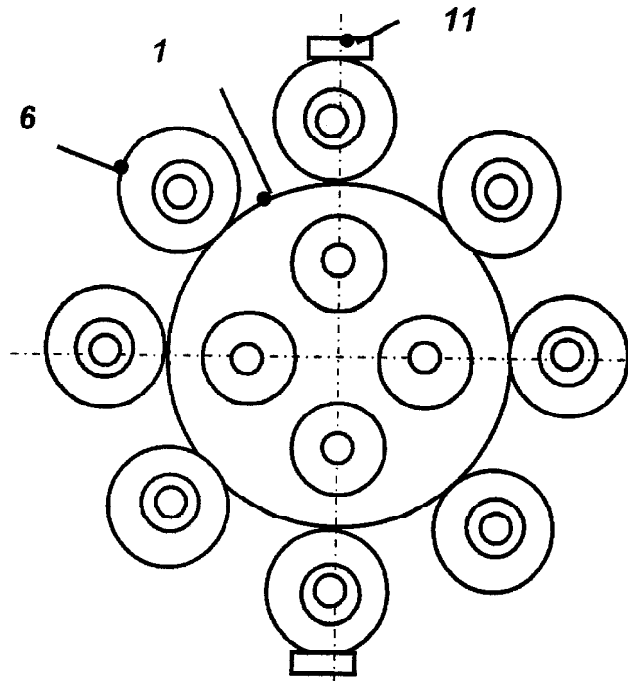
Фиг. 2



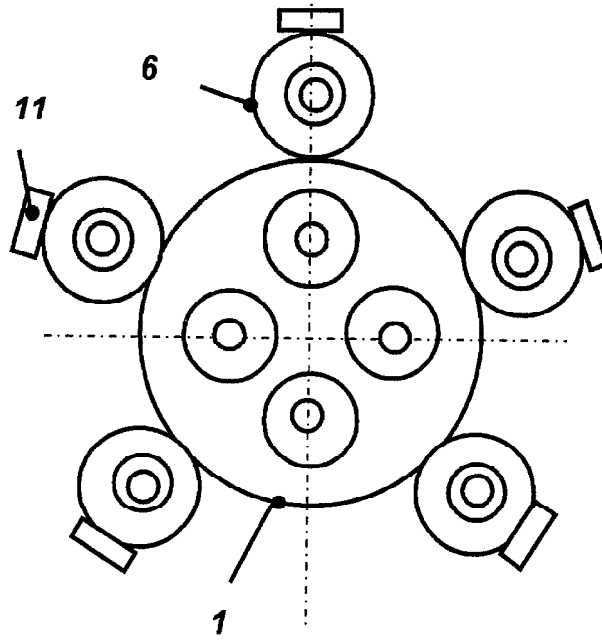
Фиг. 3



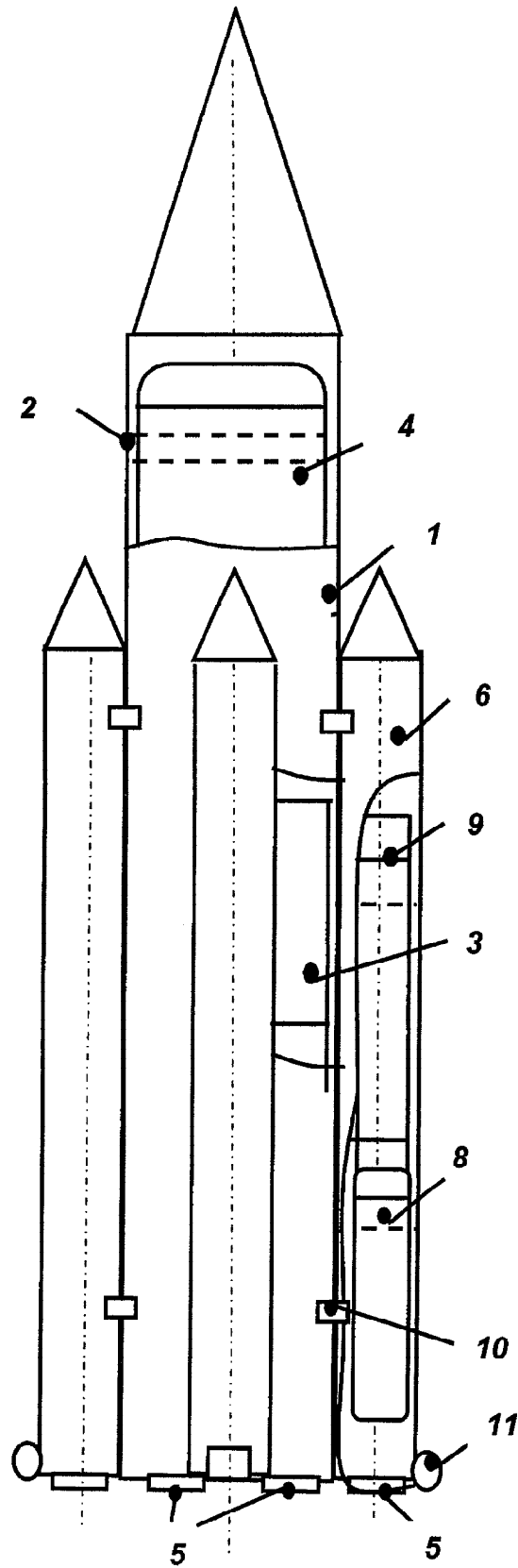
Фиг. 4



Фиг. 5

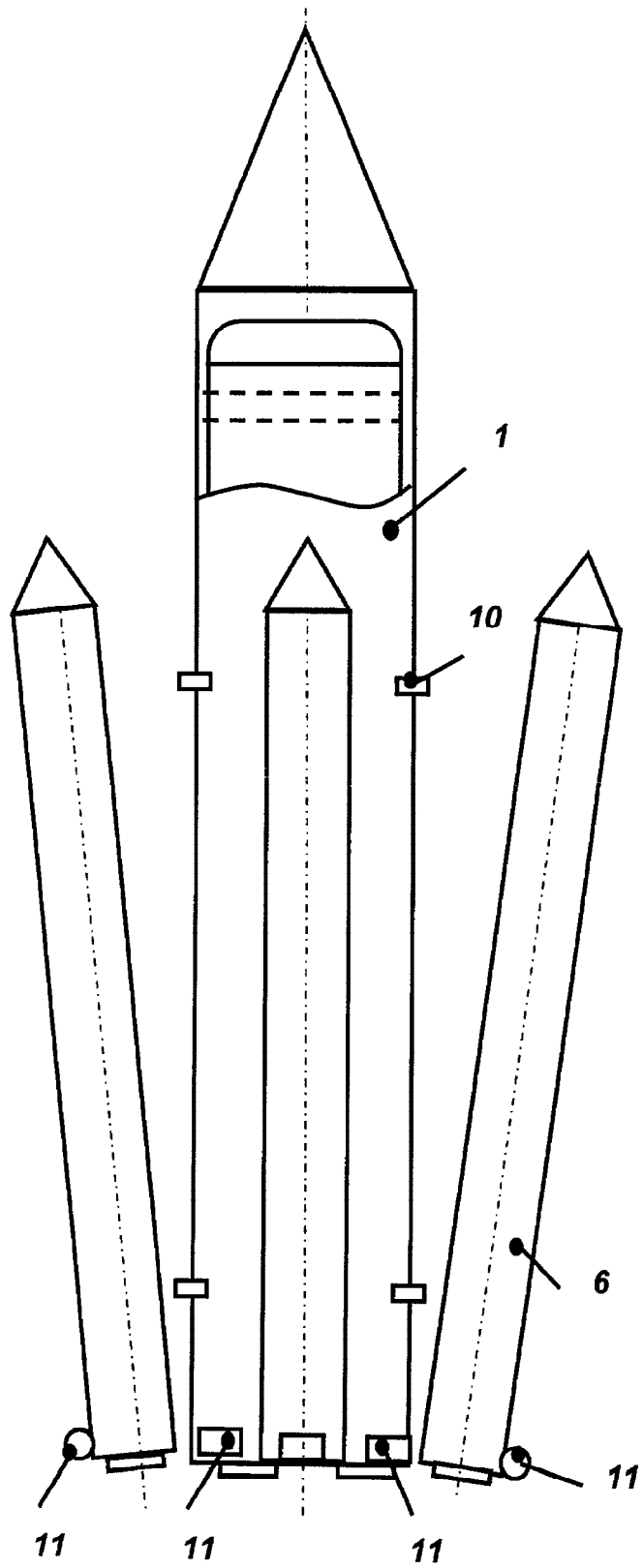


Фиг. 6

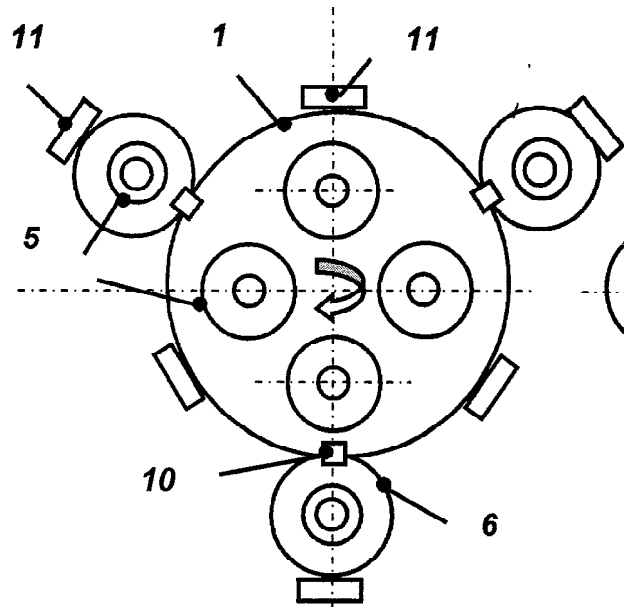


Фиг. 7

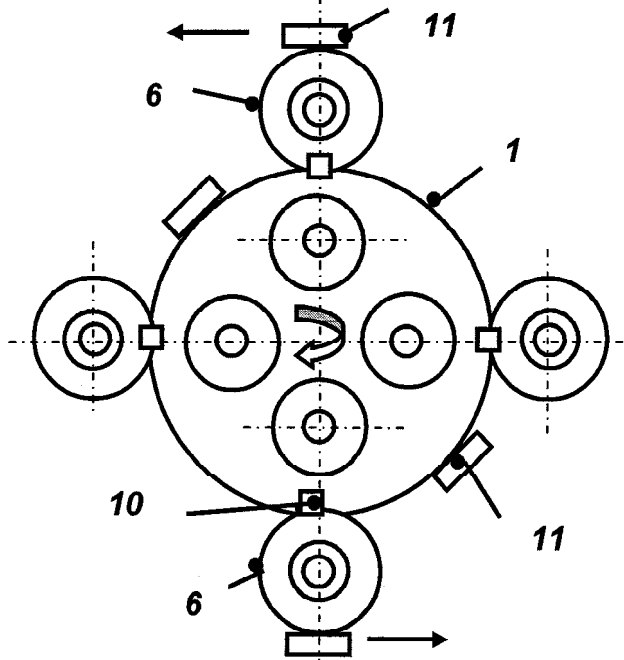




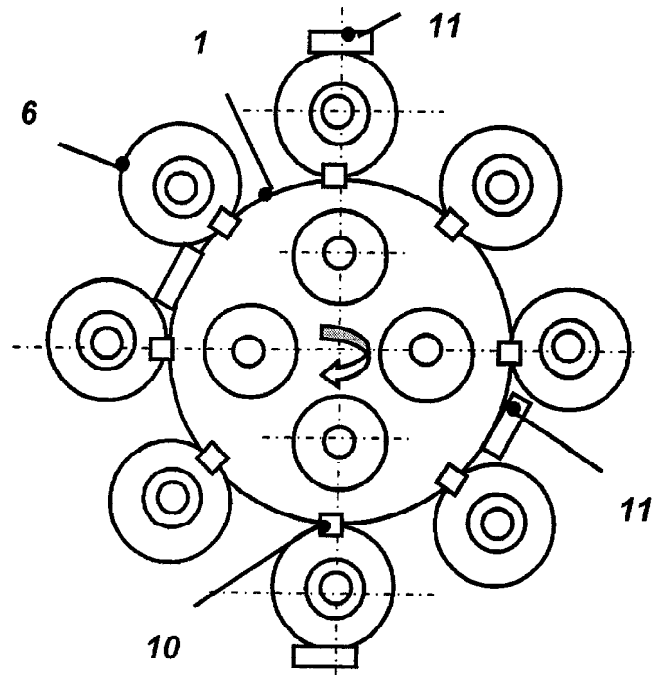
Фиг. 8



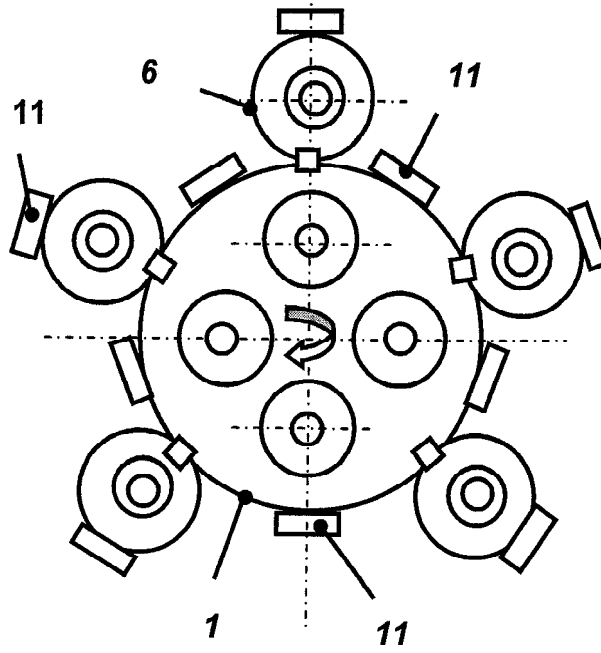
Фиг. 9



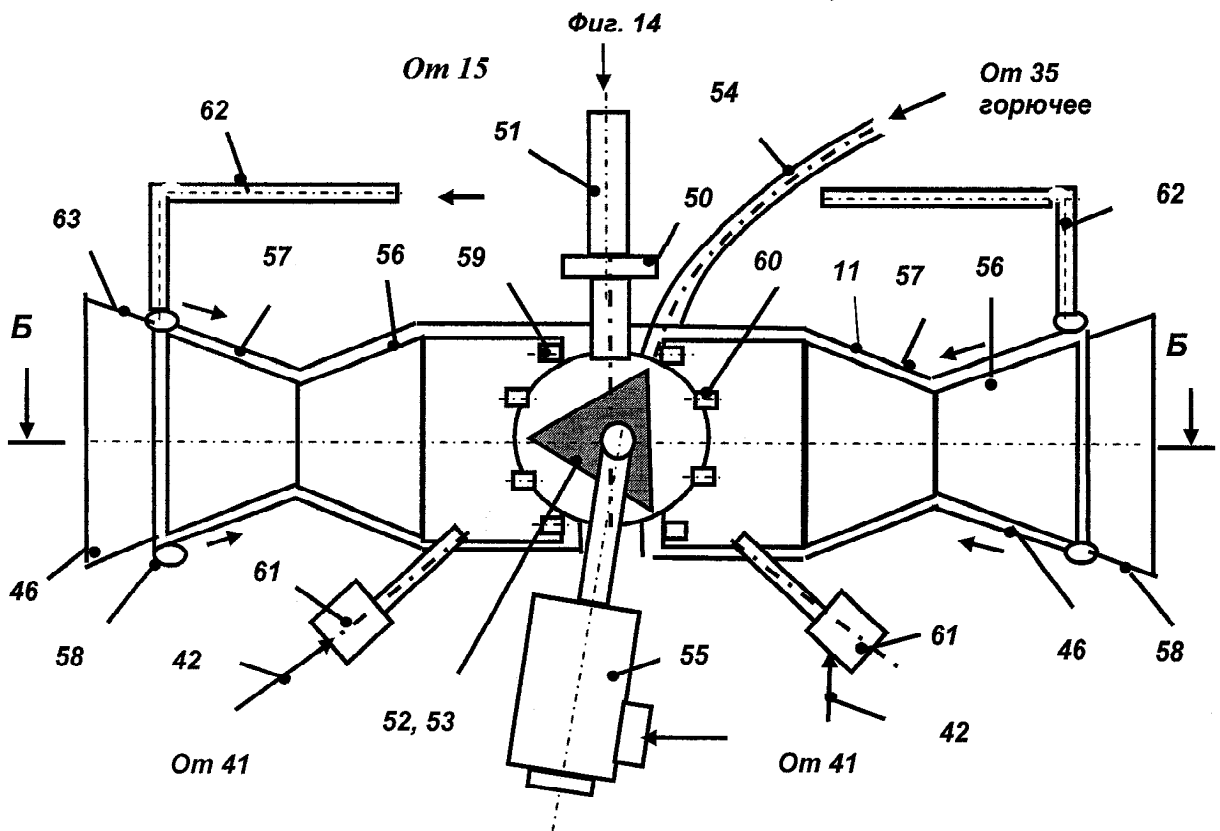
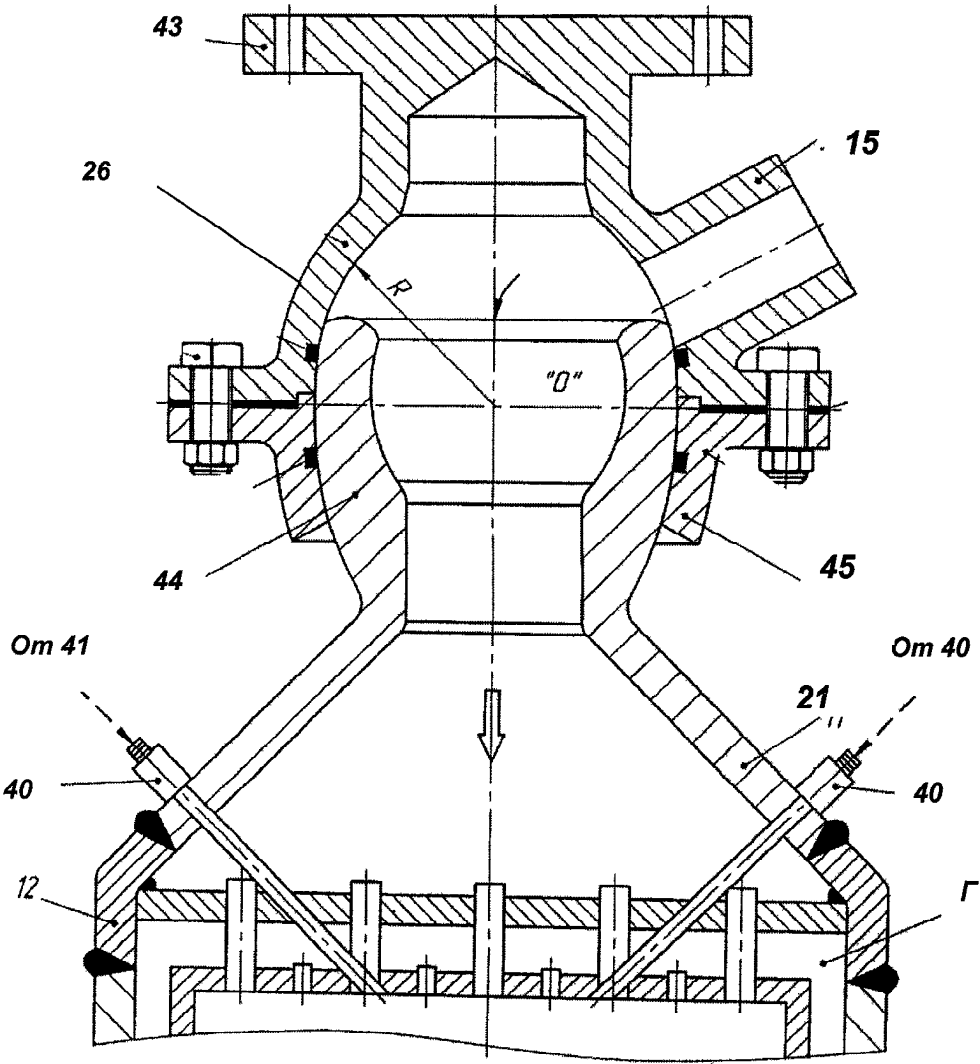
Фиг. 10



Фиг. 11



Фиг. 12



Фиг. 15

