



**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: **2011112906/06, 04.04.2011**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
04.04.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **04.04.2011**

(45) Опубликовано: **10.07.2012** Бюл. № 19

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **RU 2175398 C2, 27.10.2001. RU 2161263 C2, 27.12.2000. RU 2183759 C2, 20.06.2002. US 4964340 A1, 27.08.1974. GB 1044780 A, 05.10.1966. DE 1626055 B1, 30.07.1970.**

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) ТРЕХСТУПЕНЧАТАЯ РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ, ЖИДКОСТНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ И БЛОК СОПЕЛ КРЕНА

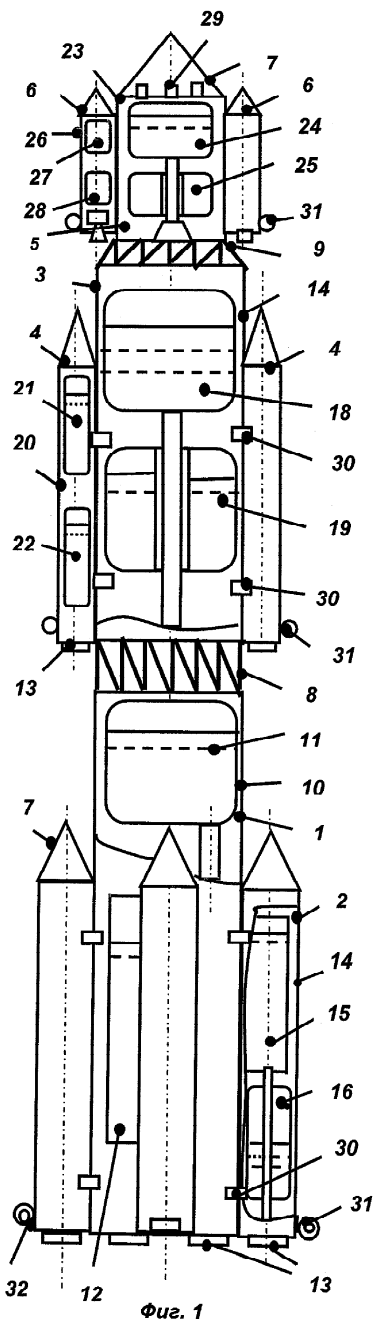
(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике и может быть использовано преимущественно в жидкостных ракетных двигателях. В трехступенчатой ракете-носителе, содержащей центральный блок первой ступени с боковыми ракетными блоками и центральный блок второй ступени с боковыми ракетными блоками второй ступени, при этом все блоки имеют корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов, и, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом ракетном блоке и блоки сопел крена, содержащие по два оппозитно установленных сопла крена, при этом блоки сопел крена установлены на внешней удаленной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых ракетных блоков всех ступеней. 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, газод, соединяющий выход из турбины с головкой камеры сгорания через узел подвески, 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 соединены 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, при этом пара сопел крена оборудована трехходовыми кранами газа и горючего, установленными между соплами крена и имеющими общий привод. Изобретение обеспечивает повышение надежности управления вектором тяги ЖРД и управления ракетой по крену. 3 н. и 7 з.п. ф-лы, 17 ил.



Фиг. 1

RU 2 4 5 5 5 1 5 C 1

RU 2 4 5 5 5 1 5 C 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(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: **2011112906/06, 04.04.2011**(24) Effective date for property rights:
04.04.2011

Priority:

(22) Date of filing: **04.04.2011**(45) Date of publication: **10.07.2012 Bull. 19**

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) THREE-STAGE BOOSTER-ROCKET, LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE AND ROLL NOZZLE BLOCK**

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

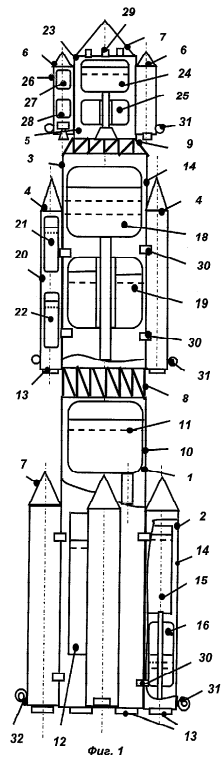
SUBSTANCE: three-stage booster-rocket contains central block of the first stage with side rocket blocks and central block of the second stage with side rocket blocks of the second stage, at that all the blocks have housing, tanks of oxidant and fuel inside housings and at least one liquid propellant rocket engine in each rocket block. Also there are roll nozzle blocks containing two roll nozzles oppositely installed, at that roll nozzle blocks are installed on external surface of housings of side rocket blocks of all the stages distant from axis of booster-rocket. Proposed liquid propellant rocket engine includes power frame, combustion chamber with head, cylindrical part and nozzle, the chamber is fixed on power frame by suspension assembly providing movement in two planes by means of drives attached to power ring on combustion chamber; also it includes gas generator and turbo-pump unit containing in its turn turbine,

oxidiser pump, fuel pump, gas line connecting the outlet of turbine to head of combustion chamber through suspension assembly; at that, 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, pipelines of gas-generator gas delivery are connected to roll nozzles via three-way valves of gas and fuel, the other ends of pipelines are connected at first to pipeline of gas removal and fuel pipelines, at that roll nozzles blocks are fixed on lower power ring by two inclined rods. Roll nozzles block contains two roll nozzles installed oppositely and combined in one assembly containing common housing, at that a pair of roll nozzles is equipped with three-way valves of gas and fuel installed between roll nozzles and having common drive.

EFFECT: improving control reliability of LPE thrust vector and control of rocket as to roll.

10 cl, 17 dwg

RU 2 4 5 5 5 1 5 C 1



RU 2 4 5 5 5 1 5 C 1

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

Известна трехступенчатая ракета-носитель по патенту РФ на изобретение №2175389, МПК F02K 1/00, опубл. 27.10.2001 г., прототип ракеты-носителя.

Эта ракета содержит блоки первой, второй и третьей ступеней, при этом все блоки имеют корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов, и, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом ракетном блоке.

Недостаток - не проработаны системы управления ракетой по углам тангажа, рыскания и крена.

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 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 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 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 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, опубл. 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 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 №2161263, прототип жидкостного ракетного двигателя.

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, 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 сиффона и кардана, которые совместно обеспечивают качание камеры сгорания и герметизацию подвода

газогенераторного газа, имеющего большие 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 насосу.

10 Недостатки этого двигателя и узла подвески камеры сгорания, входящего в его состав: низкая надежность узла подвески камеры сгорания ЖРД из-за наличия 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 неизбежно приведет к пожару в двигательном отсеке ракеты и прекращению подачи горючего в камеру сгорания.

20 Управление вектором тяги выполнено ненадежно, а управление по углам крена вовсе отсутствует.

Известен блок сопел крена из патента РФ на изобретение №2183759, опублик. 2002 г., прототип блока сопел крена.

25 Этот блок сопел содержит два сопла. Недостатки те же самые.

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

30 Решение указанных задач достигнуто в трехступенчатой ракете-носителе, содержащей блоки первой, второй и третьей ступеней, при этом все блоки имеют корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов, и, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом ракетном блоке, тем, что согласно изобретению блоки сопел крена установлены на внешней удаленной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых ракетных блоков каждой ступени. Может 35 быть применено четное число боковых ракетных блоков первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени установлены на двух диаметрально противоположных боковых ракетных блоках первой ступени. Может быть применено нечетно число боковых ракетных блоков первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени 40 установлены на всех боковых ракетных блоках первой ступени. Количество боковых ракетных блоков второй ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени. Количество ракетных блоков третьей ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени. Боковые ракетные блоки всех трех ступеней установлены в одинаковых продольных плоскостях, проходящих через 45 продольную ось ракеты-носителя.

50 Решение указанных задач достигнуто 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, газопровод, соединяющий выход из турбины с головкой камеры

сгорания через узел подвески, тем, что 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

5

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 указанных задач достигнуто в блоке сопел крена, содержащем два сопла

10

крена, тем, что согласно изобретению сопла крена установлены оппозитно и объединены в один узел, содержащий общий корпус, при этом пара сопел крена оборудована трехходовыми кранами газа и горючего, установленными между соплами крена и имеющими общий привод. Все сопла крена могут быть оборудованы

15

запальными устройствами, соединенными линиями связи с блоком управления. Общий корпус может быть оборудован крепежными элементами, соединяющими общий корпус с нижним силовым кольцом ракеты-носителя.

Сущность изобретения поясняется на фиг.1...17, где

- на фиг.1 и 2 приведена схема многоступенчатой ракеты-носителя,

20

- на фиг.3 приведена схема компоновки жидкостного ракетного двигателя в боковом ракетном блоке,

- на фиг.4...7 приведен вид А, фиг.1,

- на фиг.8 и 9 приведен вариант ракеты-носителя с отделяемыми боковыми ракетными блоками,

25

- на фиг.10...13 приведена схема размещения блоков сопел крена для ракеты-носителя с отделяемыми ракетными блоками,

- на фиг.14 приведена схема жидкостного ракетного двигателя,

- на фиг.15 приведен узел подвески,

30

- на фиг.16 приведена конструкция блока сопел крена,

- на фиг.17 приведен разрез Б-Б,

Трехступенчатая ракета-носитель имеет три ступени (фиг.1...17), а именно центральный блок первой ступени 1, боковые ракетные блоки первой ступени 2, центральный блок второй ступени 3 с боковыми ракетными блоками второй ступени 4, центральный блок третьей ступени 5 с боковыми ракетными блоками третьей ступени 6 и головную часть 7 (полезную нагрузку). Центральный блок второй ступени 3 соединен с центральным блоком первой ступени 1 при помощи фермы 8, а центральный блок второй ступени 3 и центральный блок третьей ступени 5 соединены фермой 9.

40

Центральный блок первой ступени 1 имеет корпус 10, бак окислителя 11, бак горючего 12 и жидкостный ракетный двигатель 13. Боковые ракетные блоки первой ступени 2 содержат корпус 14, бак окислителя 15, бак горючего 16.

Все жидкостные ракетные двигатели 13 могут быть выполнены одинаковой конструкции или отличаться только степенью расширения сопла. Боковых ракетных блоков первой ступени 2 может быть применено либо четное число (фиг.3 и 5) или нечетное (фиг.4 и 7).

45

В свою очередь, центральный блок второй ступени 3 имеет корпус 17, бак окислителя 18, бак горючего 19 и жидкостный ракетный двигатель 13. К центральному блоку второй ступени 3 присоединено несколько (не менее двух) боковых ракетных блоков 4, содержащих корпус 20, бак окислителя 21, бак горючего 22.

50

Аналогично, центральный блок третьей ступени 3 имеет корпус 23, бак

окислителя 24, бак горючего 25 и жидкостный ракетный двигатель 13. К центральному блоку второй ступени 3 присоединено несколько (не менее двух) боковых ракетных блоков третьей ступени 6, содержащих корпус 26, бак окислителя 27, бак горючего 28.

Боковых ракетных блоков третьей ступени 6, второй ступени 4, также как и первой 2 может быть применено либо четное число или нечетное, но наиболее предпочтительный вариант, когда число боковых блоков третьей ступени 6 и второй ступени 4 соответствует числу боковых ракетных блоков первой ступени 2 (фиг.1).

Головная часть 7 прикреплена к центральному блоку третьей ступени 5 узлами соединения 29, выполненными с возможностью отделения в полете, например пироболтами.

Возможно и более предпочтительно применение схемы ракеты-носителя с отделяемыми боковыми ракетными блоками 2, 4 и 6, которые прикреплены к соответствующему центральному ракетному блоку 1, или 3 или 5 узлами соединения 30 (фиг.1, 8 и 9). Узлы соединения 30 выполнены с возможностью расстыковки в полете, например, применены пироболты. На трехступенчатой ракете-носителе на боковых ракетных блоках 2, 4 и 6 установлено не менее двух блоков сопел крена 31.

В этом случае компоновка установки блоков сопел крена 31 может быть выполнена как это указано на фиг.9...12, т.е. при четном числе боковых ракетных блоков 2, 4 и 6 может быть применено только два блока сопел крена 31, а при нечетном - число блоков сопел крена 31 равно числу боковых ракетных блоков 2 или 4, или 6.

Жидкостный ракетный двигатель 13 (фиг.3) содержит камеру сгорания 32, выполненную с возможностью качания в двух плоскостях, газогенератор 33 и турбонасосный агрегат 34, подстыкованный к камере сгорания 32 посредством газоведа 35, содержащий, в свою очередь, турбину 36, насос окислителя 37, насос горючего 38. Турбонасосный агрегат 34 может содержать дополнительный насос горючего 39.

Выход из насоса горючего 38 соединен трубопроводом 40 с входом в дополнительный насос горючего 39 (при его наличии). Камера сгорания 32 содержит головку 41, цилиндрическую часть 42 и сопло 43. Газогенератор 33 закреплен на силовой раме 49 при помощи шарнира 44, а ТНА 34 при помощи двух шарнирных тяг 45. Между газоводом 35 и камерой сгорания 32, точнее ее головкой 41, установлен узел подвески 46 камеры сгорания 32. Он обеспечивает качание камеры сгорания 32 в одной плоскости относительно центра узла подвески 46 для управления вектором тяги R, с целью управления ракетой-носителем по углам тангажа и рысканию.

Для этого каждый жидкостный ракетный двигатель 13 содержит приводы 47, выполненные, например, в виде гидроцилиндров 48, прикрепленных к силовой раме 49 и имеющих штоки 50. На камере сгорания 32, например на ее цилиндрической части 42, выполнено основное силовое кольцо 51, к которому шарнирно прикреплены штоки 50 приводов 47. Приводы 47 служат для управления ракетой-носителем по углам тангажа и рыскания.

Возможная пневмогидравлическая схема ЖРД приведена на фиг.13 и содержит трубопровод горючего 52, подсоединенный одним концом к выходу из насоса горючего 38, содержащим пускоотсечной клапан 53 и сильфон 54, выход этого трубопровода соединен с главным коллектором 55 камеры сгорания 32. Выход из насоса окислителя 37 трубопроводом окислителя 46, содержащим пускоотсечной клапан окислителя 57, соединен с газогенератором 33. Также выход из

дополнительного насоса горючего 39 трубопроводом горючего 58, содержащим пускоотсечной клапан горючего 59, соединен с газогенератором 33. На газогенераторе 33 и на камере сгорания 32 установлены, по меньшей мере, по одному запальному устройству 60.

5 Двигатель оборудован блоком управления 61, который электрическими связями 62 соединен с запальными устройствами 60 и с пускоотсечными клапанами 53, 57 и 59.

Особенностью двигателя (фиг.1, 2 и 13) является то, что ТНА 34 жестко закреплен на силовой раме 49 при помощи не менее чем трех шарнирных тяг 45, а камера сгорания 32 имеет возможность поворачиваться относительно центра узла подвески 46 в одной плоскости.

10 Узел подвески 46 камеры сгорания 32 ЖРД (фиг.15) содержит две части: неподвижную 63 и подвижную 64. Неподвижная часть 63 жестко соединена с газоводом 35, а подвижная часть 64 жестко соединена с головкой 41 камеры сгорания 32, за счет того что обе части образуют сферическое шарнирное соединение 65, выполненное пустотелым внутри.

15 Система управления по углу крена (фиг.1...17) содержит не менее двух блоков сопел крена 31, установленных на корпусах 10. Блоки сопел крена 31 (фиг.16 и 17) содержат по два оппозитно установленных сопла крена 66. Блоки сопел крена 31 содержат общий корпус 67 с крепежными элементами 68 и прикреплены к нижним силовым кольцам 69, установленным внутри корпусов 10 боковых ракетных блоков первой ступени 2 и боковых ракетных блоков второй ступени 4, а также третьей ступени 6. Блоки сопел крена 31 содержат патрубки 70, к которым подведены 25 трубопроводы подачи газогенераторного газа 71, другие концы которого соединены с газоводом 35. В центральной части блоков сопел крена 31 установлены трехходовой кран газа 72 и трехходовой кран горючего 73, к которому подсоединен трубопровод горючего 74, идущий от главного коллектора 55. На трехходовых кранах 72 и 73 30 установлен общий привод 75 на каждом блоке сопел крена 31. Таким образом, каждые два сопла крена 66, трехходовые краны 72 и 73 и общий привод 75 образуют один узел: блок сопел крена 31.

Сопла крена 66 (фиг.15 и 16) выполнены с двумя стенками 76 и 77 и коллекторами 78, для прохода охлаждающего горючего. В каждом сопле крена 66 35 установлены форсунки горючего 79, окислителя 80 и запальное устройство 81. Коллекторы 78 соединены с трехходовым краном горючего 73 трубопроводами 82 для переброса горючего. Сопла крена 66 имеют неохлаждаемые насадки 83.

40 Трубопроводы подачи газогенераторного газа 71 содержат сиффоны 84 (фиг.14) для исключения деформации трубопроводов подачи газогенераторного газа 71 при качании камер сгорания 32. Силовые рамы 49 закреплены на основных силовых кольцах 85.

Двигатель запускается следующим образом.

45 В исходном положении все клапаны двигателя закрыты. При запуске ЖРД на горючем с блока управления 61 по электрическим каналам связи 62 подается команда на ракетные клапаны окислителя и горючего (ракетные клапаны на фиг.1...17 не показаны). После заливки насосов окислителя 37 и горючего 38 открывают пускоотсечные клапаны 53, 57 и 59 (фиг.13), установленные за насосом окислителя 37, 50 после насоса горючего 38 и после дополнительного насоса горючего 39. Окислитель и горючее поступают в газогенератор 33, где воспламеняются при помощи запальника 60. Газогенераторный газ и горючее подается в камеру сгорания 32. Горючее охлаждает камеру сгорания 32, проходя через зазор, между оболочками ее

сопла 43 и цилиндрической части 42, образующими регенеративный тракт охлаждения (фиг.13), выходит во внутреннюю полость камеры сгорания 32 для дожигания газогенераторного газа, идущего из газогенератора 33. Воспламенение этих компонентов осуществляется также запальным устройством 60, установленным на камере сгорания 32.

После запуска турбонасосного агрегата 34 (фиг.14) газогенераторный газ подается из газогенератора 33 в турбину 36, раскручивается ротор ТНА (на фиг.1...16 ротор не показан), давление на выходах насосов 37, 38 и 39 возрастает. Далее по газоводу 35 и через узел подвески 46 газогенераторный газ подается в головку 41 камеры сгорания 32. Часть газогенераторного газа отбирается по трубопроводу отбора газа 71 и далее через патрубок 70 и через трехходовые краны 72 поступает в блоки сопел крена 31.

Для управления вектором тяги R при помощи привода 47, воздействуя штоком 50 на силовое кольцо 51, поворачивают камеру сгорания 32 относительно точки центра узла подвески 46 на угол $5...7^\circ$. При этом направление вектора тяги R_1 отклоняется относительно первоначального положения R_1 продольной оси симметрии камеры сгорания 32 и относительно ракеты-носителя, на которой этот двигатель 13 установлен.

Для управления ракетой-носителем, на которой установлены жидкостные ракетные двигатели 13, подают команду с блока управления 61 (фиг.3) на приводы 75 (фиг.16), при этом включается по одному соплу крена 66 из каждой пары и их реактивная тяга создает крутящий момент, который через нижнее силовое кольцо 69 передается сначала на сопло 43, потом - на силовую раму 49 и далее на основное силовое кольцо (фиг.14) и на корпус 10 бокового ракетного блока первой ступени 2 ракеты-носителя (то же самое касается боковых ракетных блоков второй и третьей ступеней 4 и 6).

После разъединения узлов соединения 30 (фиг.8) боковые ракетные блоки первой ступени 2 отбрасываются. Далее полет выполняет только центральный ракетный блок первой ступени 1, при этом управление по крену осуществляют блоки сопел крена 31, установленные на его корпусе 10.

Следующим этапом отделяется центральный ракетный блок первой ступени 1, для этого отсоединяется ферма 8. Потом запускаются двигатели 13 центрального ракетного блока второй ступени 3 и боковых ракетных блоков второй ступени 4. Потом отбрасываются боковые ракетные блоки второй ступени 4 и полет продолжает центральный ракетный блок второй ступени 3 с вышестоящей третьей ступенью 5 и головной частью 7 (фиг.9). Потом отсоединяется ферма 9 и отстыковывается центральный блок второй ступени 3, запускаются все двигатели 13 центрального блока 5 и боковых ракетных блоков 6 и т.д.

Применение изобретения позволило:

1. Обеспечить надежное управление вектором тяги ЖРД и управление трехступенчатой ракетой-носителем по углу крену за счет применения не менее двух блоков сопел крена, содержащих по два оппозитно установленных сопла крена и рационального крепления их корпусов 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

1. Трехступенчатая ракета-носитель, содержащая блоки первой, второй и третьей ступеней, при этом все блоки имеют корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов, и, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом ракетном блоке, отличающаяся тем, что блоки сопел крена установлены на внешней, удаленной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых ракетных блоков каждой ступени.

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

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

4. Трехступенчатая ракета-носитель по п.1, или 2, или 3, отличающаяся тем, что количество боковых ракетных блоков второй ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени.

5. Трехступенчатая ракета-носитель по п.1, или 2, или 3, отличающаяся тем, что количество ракетных блоков третьей ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени.

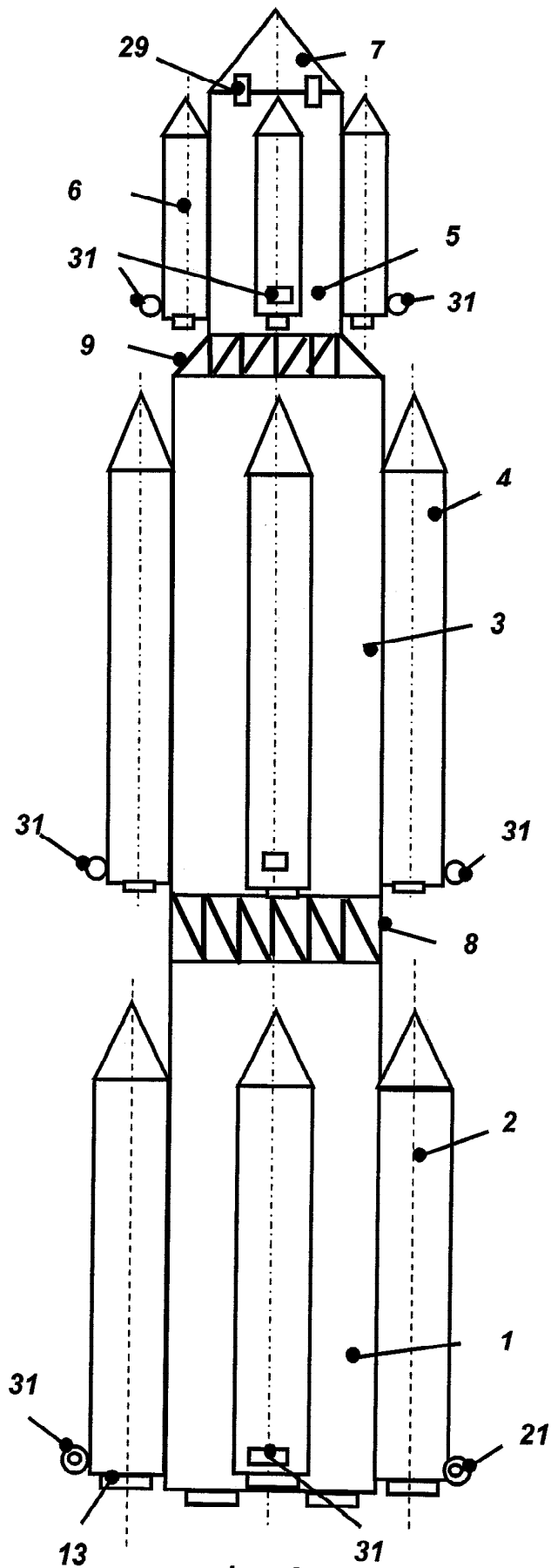
6. Трехступенчатая ракета-носитель по п.1, или 2, или 3, отличающаяся тем, что боковые ракетные блоки всех трех ступеней установлены в одинаковых продольных плоскостях, проходящих через продольную ось ракеты-носителя.

7. Жидкостный ракетный двигатель, содержащий 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, 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 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.

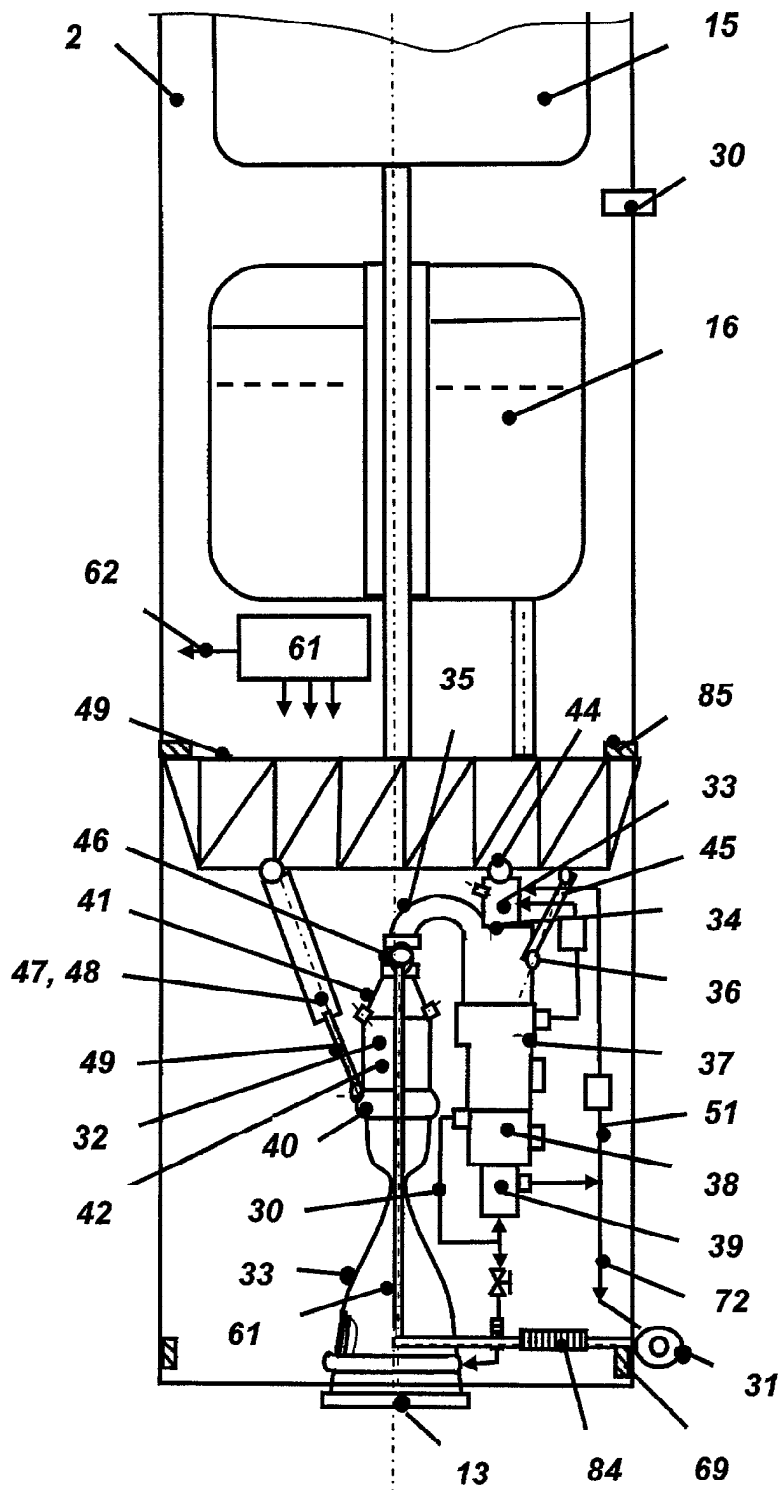
8. Блок сопел крена, содержащий два сопла крена, отличающийся тем, что сопла крена установленных оппозитно и объединенных в один узел, содержащий общий корпус, при этом пара сопел крена оборудована трехходовыми кранами газа и горючего, установленными между соплами крена и имеющими общий привод.

9. Блок сопел крена по п.8, отличающийся тем, что все сопла крена оборудованы запальными устройствами, соединенными линиями связи с блоком управления.

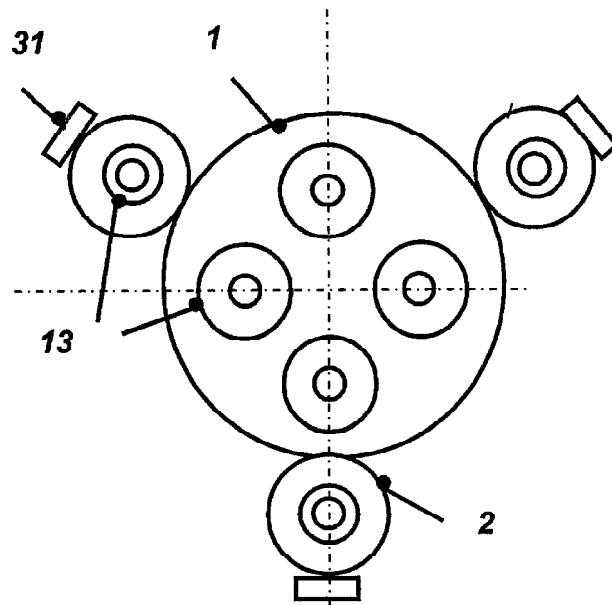
10. Блок сопел крена по п.8, отличающийся тем, что общий корпус оборудован крепежными элементами, соединяющими общий корпус с нижним силовым кольцом ракеты-носителя.



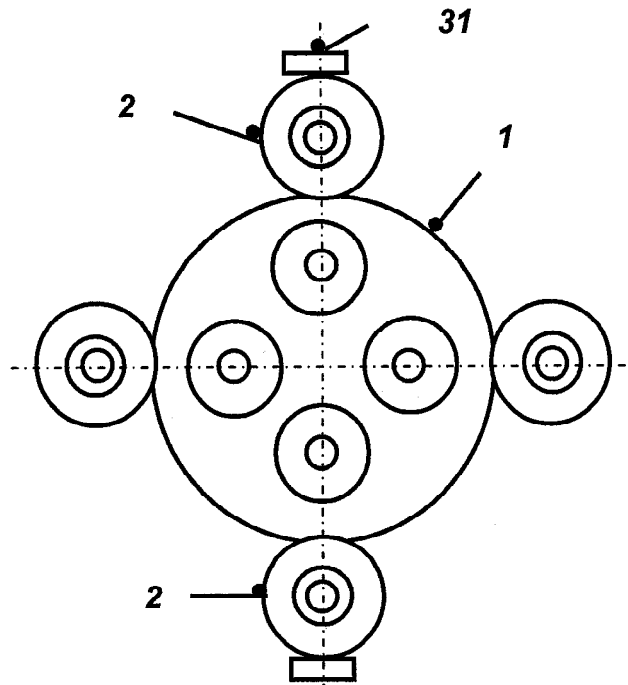
Фиг. 2



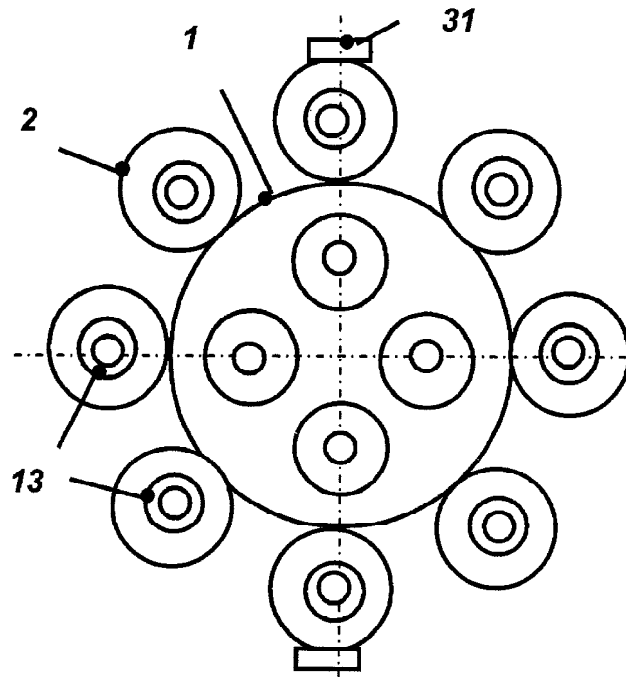
Фиг. 3



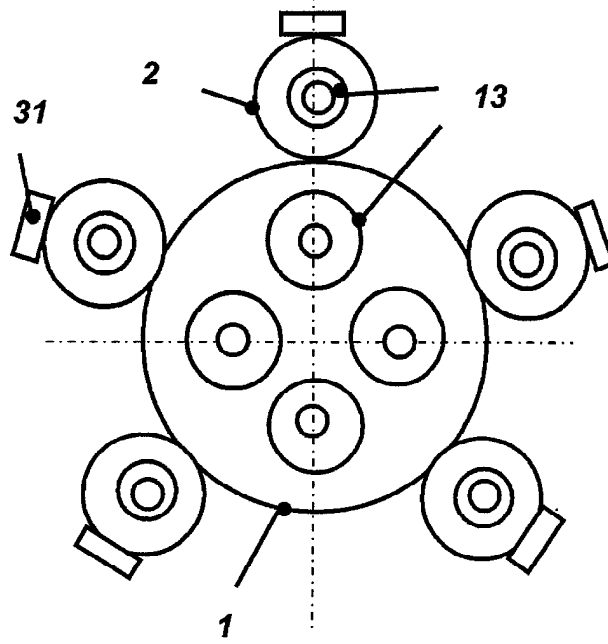
Фиг. 4



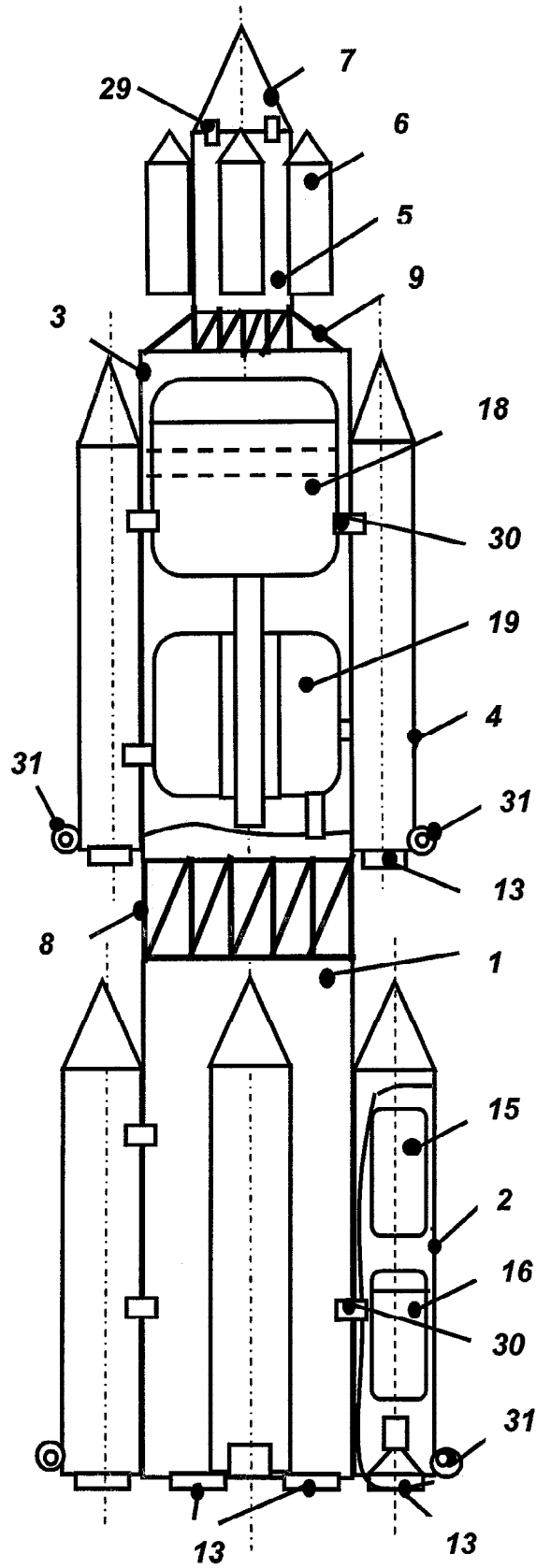
Фиг. 5



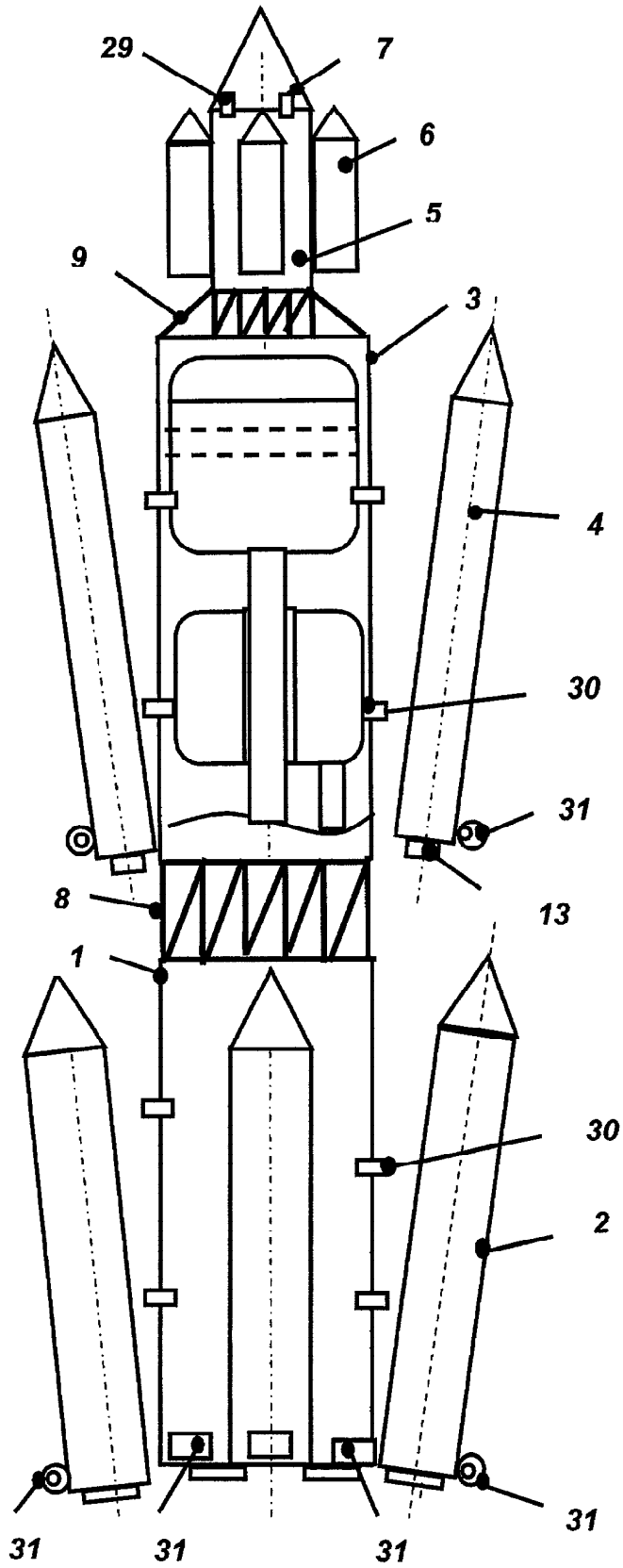
Фиг. 6



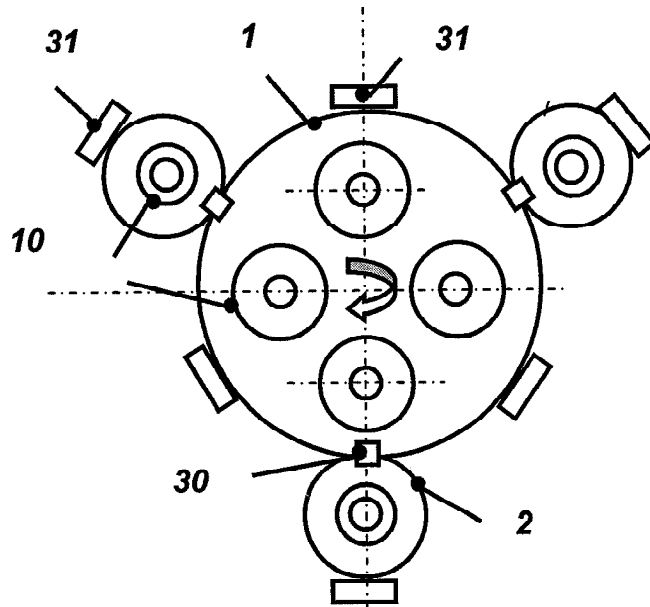
Фиг. 7



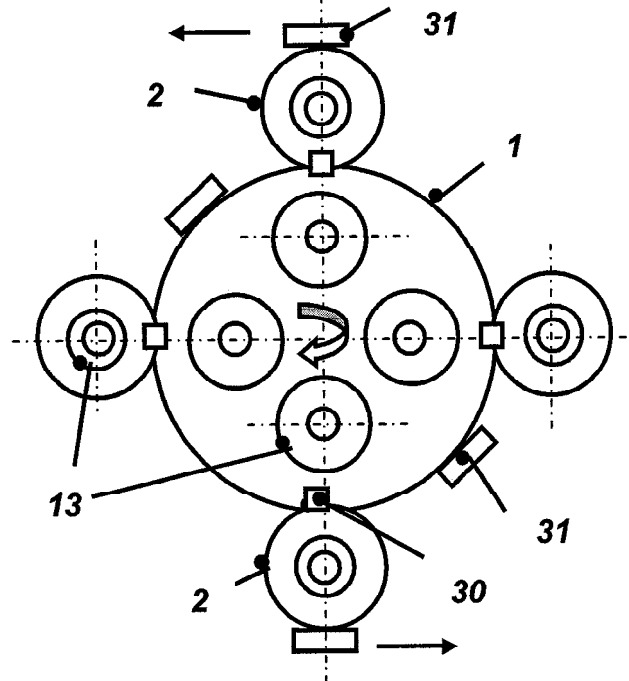
Фиг. 8



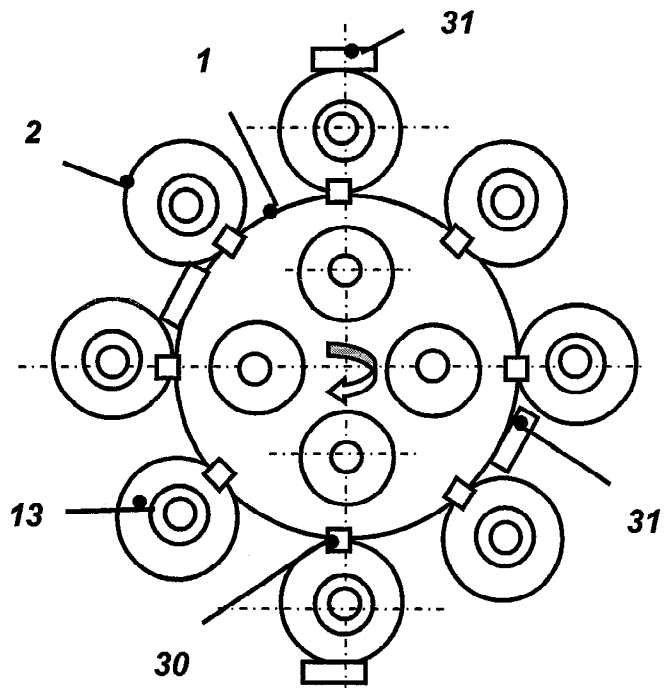
Фиг. 9



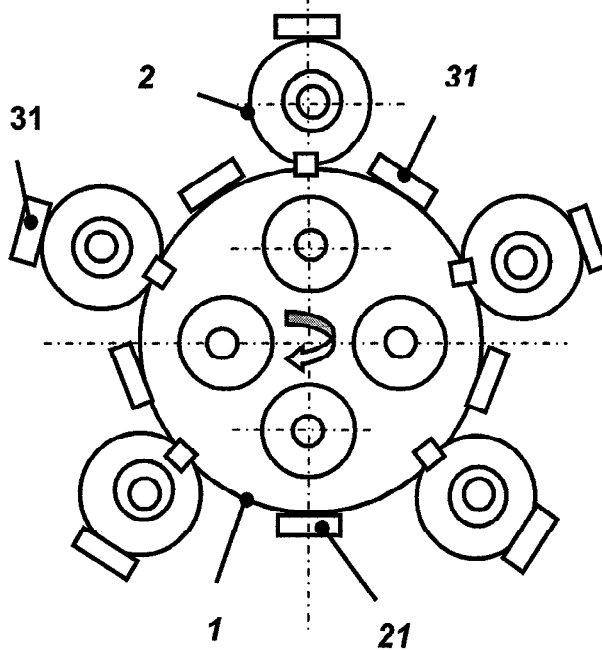
Фиг. 10



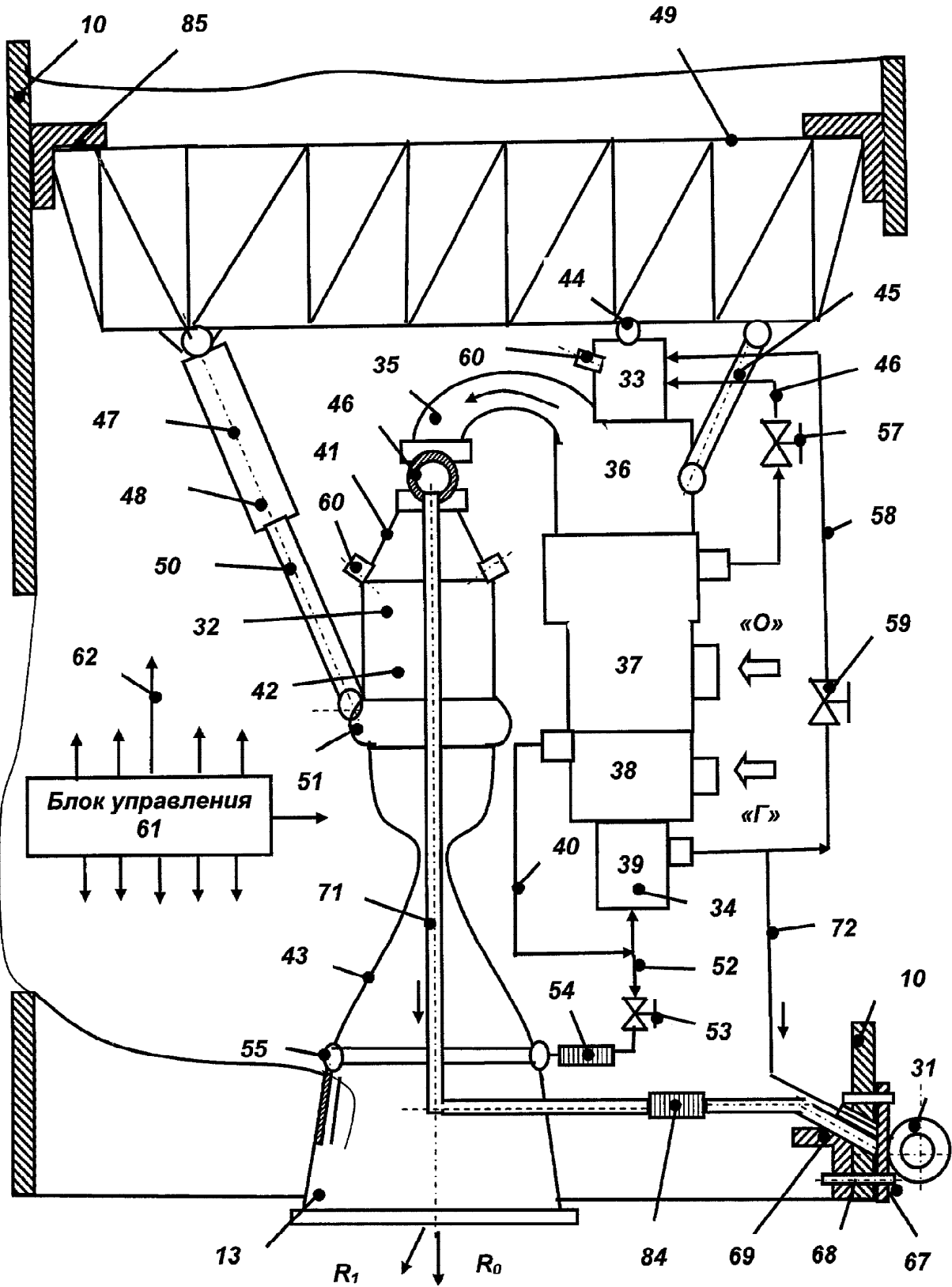
Фиг. 11



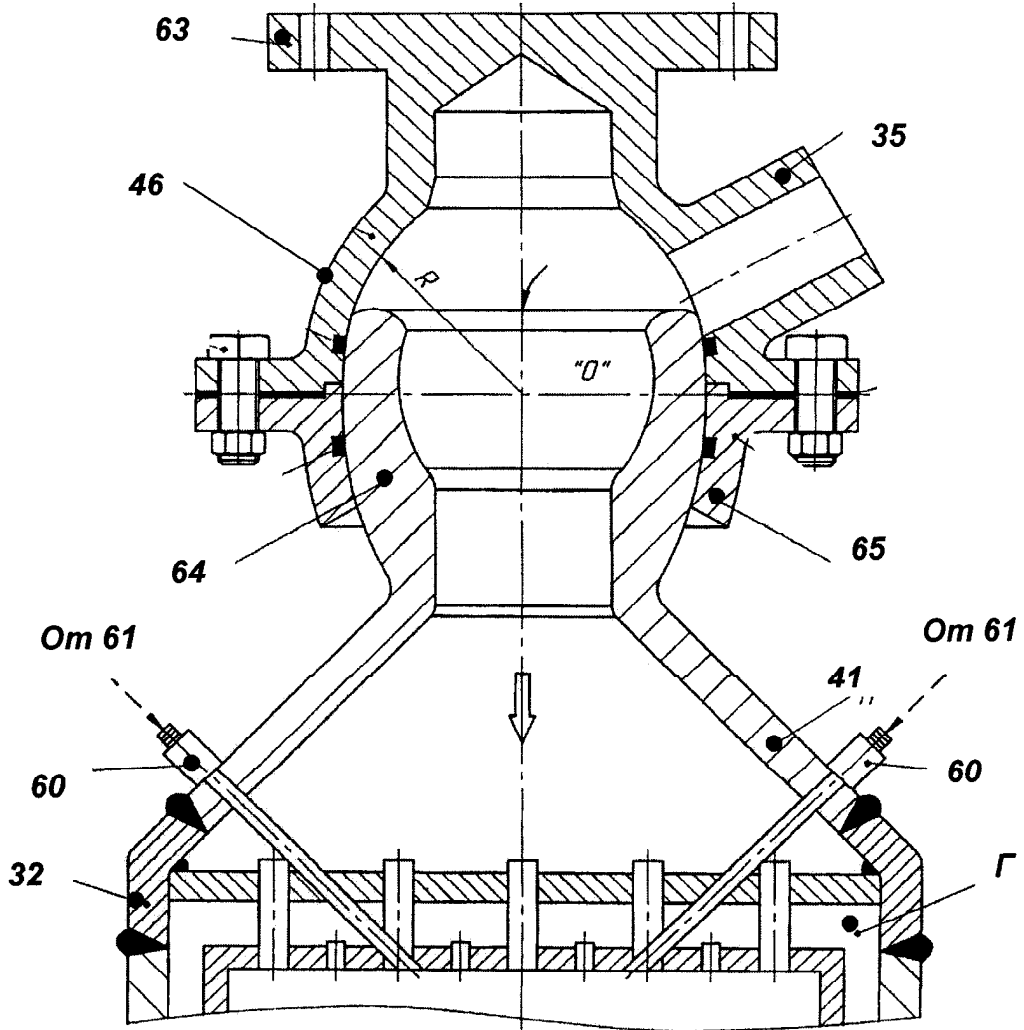
Фиг. 12



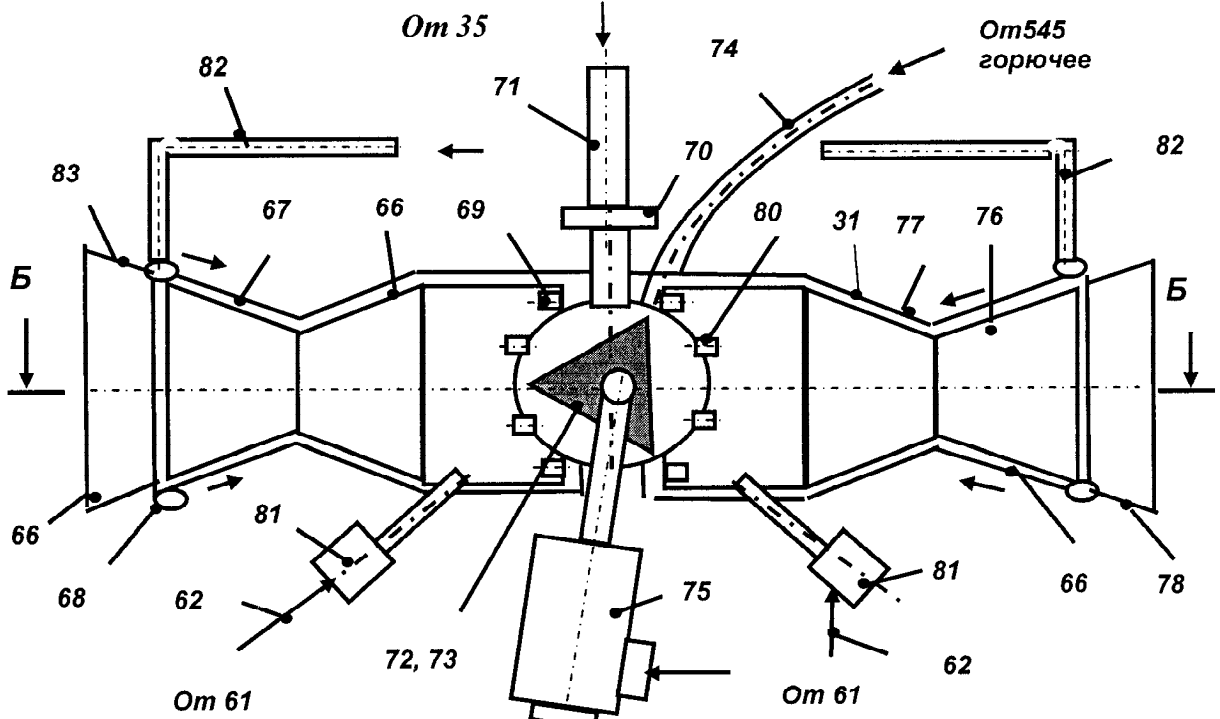
Фиг. 13



Фиг. 14

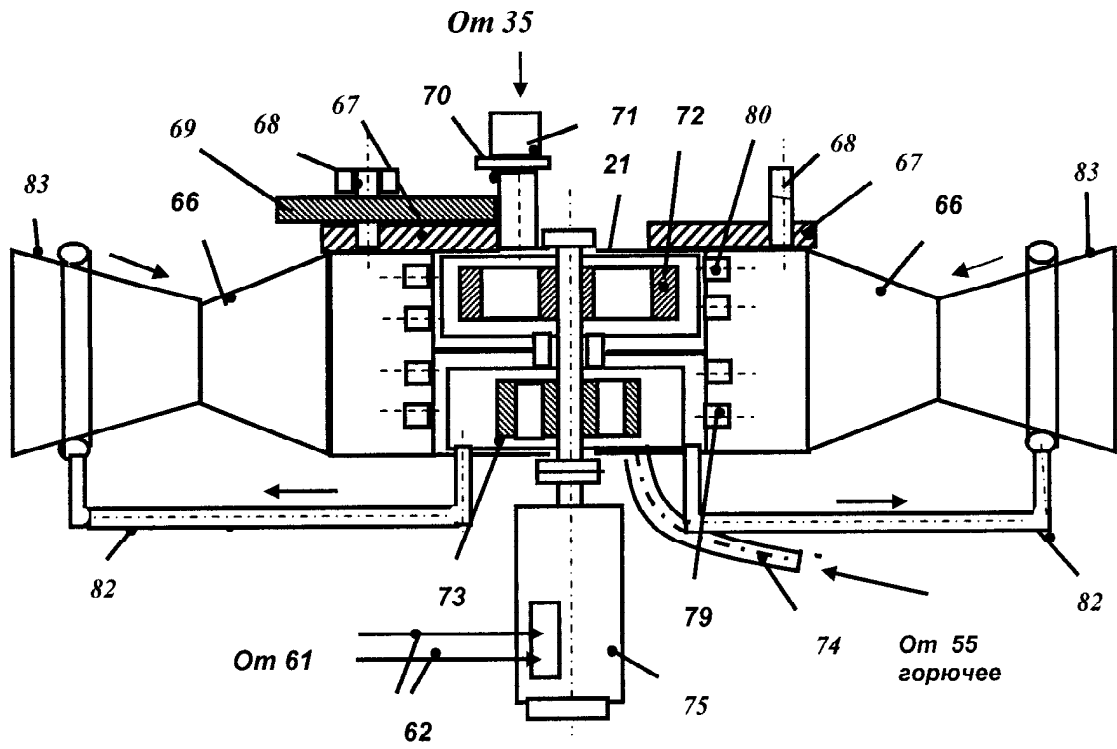


Фиг. 15



Фиг. 16

Б-Б



Фиг. 17