



**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: **2011119489/11, 13.05.2011**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
13.05.2011

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: **13.05.2011**

(45) Опубликовано: **20.10.2012** Бюл. № 29

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 5143328 A, 01.09.1992. RU 2053168 C1, 27.01.1996. RU 2161108 C1, 27.12.2000. US 2006032986 A1, 16.02.2006.**

Адрес для переписки:

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

(72) Автор(ы):

Болотин Николай Борисович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

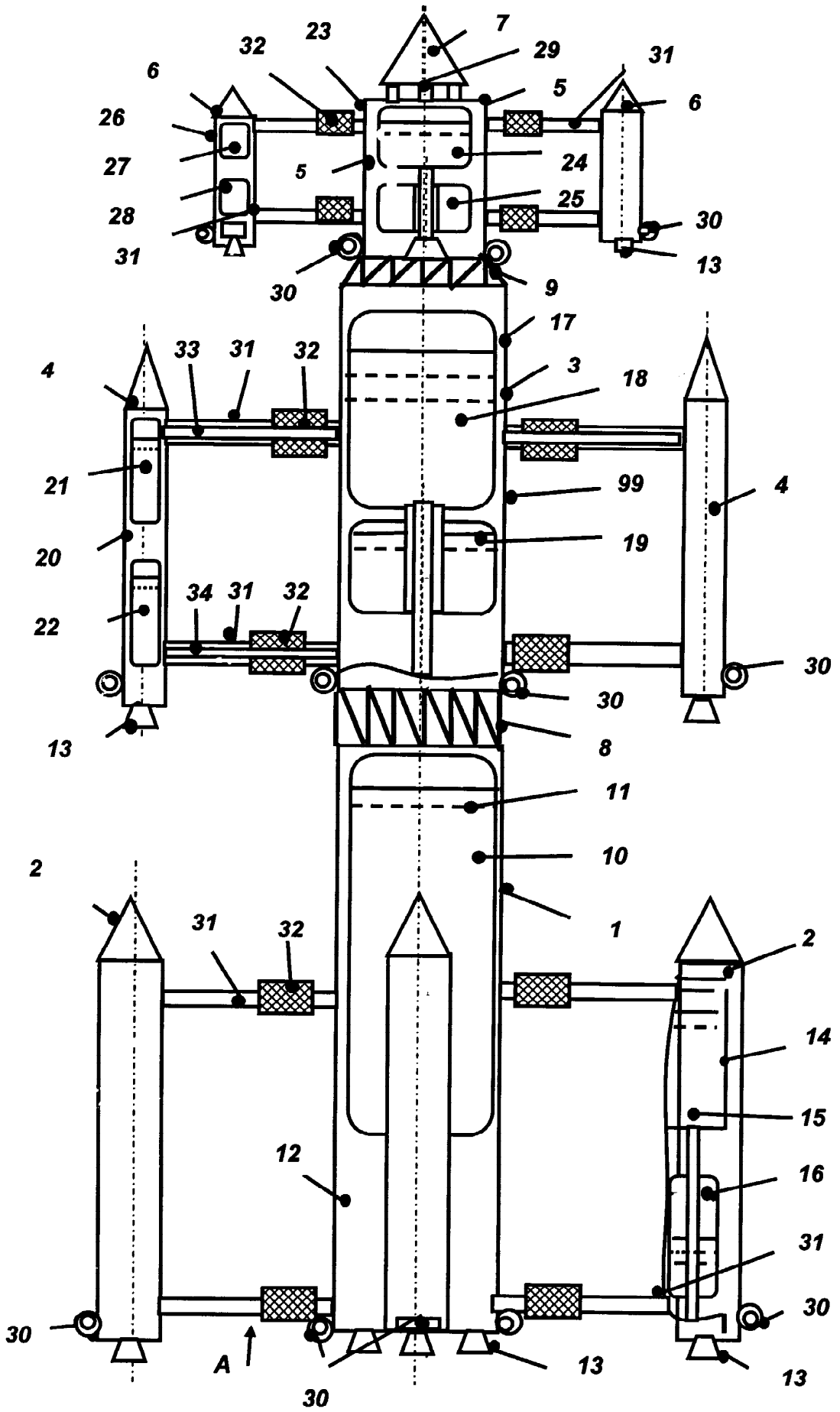
Болотин Николай Борисович (RU)

(54) РАКЕТА ДЛЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЕТОВ

(57) Реферат:

Изобретение относится к ракетной технике. Ракета для межпланетных полетов содержит центральный модуль первой ступени с боковыми модулями первой ступени и центральный модуль второй ступени с боковыми модулями второй ступени. Боковые модули соединены с центральными соединительными штангами, имеющими возможность расстыковки. Все модули имеют корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов, жидкостной ракетный двигатель в

каждом ракетном блоке и системы перелива одного из компонентов топлива из боковых модулей в центральный. Ракета содержит блоки сопел крена, содержащие по два оппозитно установленных сопла крена. Блоки сопел крена установлены на внешней удаленной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых модулей всех ступеней. Достигается повышение безопасности полета и улучшение управления ракетой. 5 з.п. ф-лы, 14 ил.



Фиг. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
B64G 1/40 (2006.01)
B64C 29/04 (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: **2011119489/11, 13.05.2011**

(24) Effective date for property rights:
13.05.2011

Priority:
(22) Date of filing: **13.05.2011**

(45) Date of publication: **20.10.2012 Bull. 29**

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) **INTERPLANETARY ROCKET**

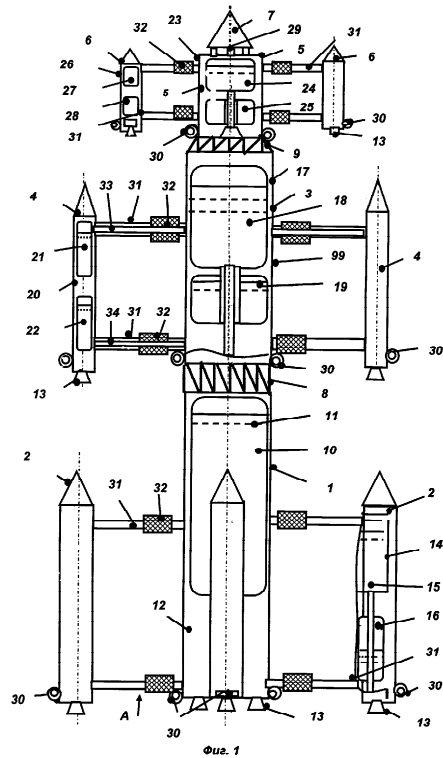
(57) Abstract:

FIELD: transport.

SUBSTANCE: invention relates to rocketry. Proposed rocket comprises first stage central module with first stage lateral modules and second stage central module with second stage lateral modules. Lateral modules are connected with central module by correction bars that may be disconnected. All modules have body, oxidiser and fuel tanks arranged there inside, liquid-propellant rocket engine in every module and systems to feed fuel components from lateral modules into central module. Rocket incorporates sets of roll nozzles including two opposed roll nozzles. Said sets are located on outer surface of lateral module bodies of all stages, remote from carrier rocket axis.

EFFECT: higher safety and controllability.

6 cl, 14 dwg



RU 2 464 207 C1

RU 2 464 207 C1

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

5 Известны технические решения, предусматривающие использование в многоступенчатой РН однобаковых ракетных модулей (РМ). Примером применения однобаковых РМ может служить первая ступень ракеты-носителя "Протон" [1], в которой шесть однобаковых РМ крепятся к центральному топливному баку (ТБ).
10 Жидкостный ракетный двигатель (ЖРД) каждого модуля получает один компонент топлива из бака собственного блока, другой - из центрального топливного бака при помощи межмодульной топливной магистрали (ТМ). Применение такой схемы позволило уменьшить длину ступени и размерность баков, что в свою очередь дало возможность транспортировать ее поблочно по железной дороге. Недостатком РН является невысокое энергомассовое совершенство первой ступени, обусловленное ее
15 конструктивной схемой и типом применяемого топлива. Для того чтобы РН была эффективной, на ней устанавливаются еще две ступени, соединенные с первой по схеме "тандем". Двигатели этих ступеней запускаются в полете, что отрицательно сказывается на надежности носителя. Кроме того, размерность верхних ступеней потребовала установки на них двигателей другого класса тяги, чем на первой, т.е. носитель оказался неунифицированным по ЖРД. Статистика аварий РН "Протон" показывает, что значительная их доля была связана с работой двигателей верхних ступеней.

25 Известно применение объединенных в связки пар однобаковых блоков ([2] - "ОТРАГ"), в котором ракета составлялась из пар однобаковых блоков, имеющих собственный двигатель и единственный топливный бак, и применявшая вытеснительную систему подачи топлива. В качестве топлива использовались керосин
30 и концентрированная азотная кислота. Во время полета между блоками в паре происходил обмен недостающими компонентами топлива. Основной недостаток такой схемы - требуемая высокая ступенчатость для компенсации низких энергомассовых характеристик ракеты (до 6 ступеней у носителей "ОТРАГ"), результатом чего явилось большое - от нескольких десятков до 600 - количество пар
35 блоков. Следствием такого количества элементов явилась низкая расчетная надежность ракеты. Кроме того, в ракете отсутствовал центральный, стержневой элемент при том, что полезный груз устанавливался тандемно с ней. Отсутствие такого элемента в конструкции РН способствует развитию неустойчивостей в полете и
40 приводит к повышенным вибровоздействиям на полезный груз и саму конструкцию ракеты.

Известен проект технологического ряда РН "Ангара" [3], первая ступень которых имеет в своей основе унифицированные двухбаковые РМ, собранные по схеме "пакет".
45 Один из модулей является центральным, остальные располагаются симметрично вокруг него. В семействе РН "Ангара" все модули имеют высокую степень унификации - используют одинаковые компоненты топлива, однотипные двигатели, топливные баки одинакового диаметра и объема. Это позволяет сократить затраты на разработку ракет-носителей и создание производственной базы.

50 Но эти носители имеют следующие недостатки. Для повышения эффективности на последнем участке работы первой ступени проводят дросселирование ЖРД центрального РМ (ЦРМ). Это позволяет к окончанию работы боковых ракет-носителей иметь некоторый остаток топлива в баках ЦРМ. Сброс боковых РМ и

автономный полет центрального РМ повышают грузоподъемность носителя, но глубокое дросселирование двигателя невозможно без ухудшения его характеристик и уменьшения надежности. Умеренное дросселирование без существенных последствий позволяет добиться относительно небольшого, около 20%, остатка топлива в баках центрального ракетного модуля. Таким образом, связка из нескольких унифицированных блоков оказывается слабоэффективной для запусков искусственных спутников. Установленная на РН вторая ступень - дополнительный ракетный блок, расположенный соосно с центральным ракетным модулем, существенно повышает массу выводимого полезного груза. Но этот блок вносит в ракету-носитель два существенных недостатка. Во-первых, запуск его двигателя производится в полете, что не дает возможности в случае невключения остановить пуск. Во-вторых, блок второй ступени не унифицирован с блоками первой ступени, что требует организации для него отдельного производства. Еще одним недостатком носителя является то, что отказ в полете двигателя любого из блоков первой ступени на всем протяжении его работы, за исключением самых последних секунд, неизбежно приводит к невыполнению задачи полета РН. Это вызвано неиспользуемым остатком топлива в аварийном блоке, который не позволяет носителю набрать достаточную скорость.

Известны также РН пакетной схемы, в которой оба компонента из двухбаковых ракетных блоков (модулей) передаются в блоки последующих ступеней в процессе их совместной работы с тем, чтобы к моменту разделения ступеней обеспечить максимальное заполнение баков модулей работающей компоновки [4]. Носитель состоит из нескольких двухбаковых ракетных модулей, собранных по схеме "пакет", и головной части, содержащей полезный груз. Головная часть может также содержать ракетный блок - дополнительную верхнюю ступень. Пакетная компоновка может содержать различное количество РМ, которые являются модулями не менее, чем двух ступеней. Последняя ступень состоит из одного блока, на который сверху устанавливается головная часть. Ракетные модули всех ступеней до предпоследней включительно оборудованы средствами отделения в полете от основной компоновки. Ракета-носитель снабжена системой перелива компонентов топлива между модулями, состоящей из межмодульных топливных магистралей, которыми соединены собственные топливные магистрали модулей каждой предыдущей и последующей ступеней. На межмодульных топливных магистралях установлены отрывные гидроразъемы и по два отсечных клапана с обеих сторон от них. Кроме того, на каждой собственной топливной магистрали модулей, за исключением модулей первой ступени, выше мест соединения с межмодульными топливными магистралями установлены пусковые клапаны.

Ракета-носитель может быть изготовлена в нескольких модификациях, отличающихся количеством боковых РМ, их расположением относительно центрального ракетного модуля, количеством РМ в каждой ступени.

Согласно [4] схема системы перелива компонентов топлива выглядит следующим образом. На топливных магистралях модулей последующей ступени, соединяющих их топливные баки с блоками ЖРД, установлены пусковые клапаны. Между модулями предшествующей и последующей ступеней проложены топливные магистрали, соединяющие топливные магистрали модулей предшествующей ступени с топливными магистралями соответствующего компонента модулей последующей ступени ниже установленных на них пусковых клапанов. На межмодульных топливных модулях в межмодульном пространстве установлены отрывные гидроразъемы, а с обеих сторон

от них - отсежные клапаны. Последней ступенью является ЦРМ, из которого топливо не переливается.

Всего в ракете-носителе имеется по две межмодульных топливных магистрали на каждый боковой блок.

Представленная ракета-носитель [4] наиболее близка предлагаемой и выбрана в качестве прототипа.

Недостатком прототипа является возрастающая сложность при увеличении количества составляющих блоков: с каждым дополнительным ракетным модулем, начиная со второго, ракета-носитель получает два топливных бака с обеспечивающими их работу системами и две межмодульные ТМ, каждая из которых содержит два отсежных клапана и один отрывной гидроразъем. Кроме того, ракетный модуль второй и последующих ступеней содержат два пусковых клапана на собственных топливных магистралях модуля. Наличие этих устройств неблагоприятно влияет на надежность ракеты-носителя, так как все они срабатывают в процессе полета, а отказ большинства из них вызывает аварию ракеты-носителя. По крайней мере, авария произойдет при нерасстыковке отрывных гидроразъемов и незакрытии отсежных клапанов со стороны работающей ступени.

Возрастающее количество межмодульных топливных модулей с отрывными гидроразъемами отражается на массе и стоимости изготовления конструкции. Большое количество баков также увеличивает сухую массу и стоимость изготовления РН. Это связано не только с необходимостью установки в каждом баке систем контроля состояния компонента, но и с объемом внутрибаковых работ, после которых должна быть обеспечена его высокая чистота. В процессе производства баков требуется и очистка изнутри их стенок. Объем этой работы пропорционален суммарной площади внутренней поверхности баков, которая пропорциональна количеству ракетных модулей.

Особенно сложен контроль внутреннего состояния баков у многократных модулей. Дополнительную сложность вносит трубопровод компонента, расположенного в верхнем баке блока, обычно прокладываемый через нижний бак. Он целиком или частично подвешен в положении, близком к вертикальному, и при возвращении испытывает поперечные нагрузки, в несколько раз превышающие нагрузки при транспортировке и выведении. Производство ракетных блоков в многократном варианте потребует укрепления внутрибакового топливопровода или прокладке его по внешней поверхности бака, что приведет к увеличению их сухой массы.

Известна также ракета-носитель по патенту РФ №2291817 (прототип ракеты-носителя). Эта ракета-носитель содержит несколько ступеней, каждая из которых, в свою очередь, содержит центральный и боковые модули. Каждый модуль содержит корпус, баки окислителя и горючего и систему перелива одного из компонентов топлива. Топливо, предназначенное для перелива в другие блоки, распределяется покомпонентно по двухбаковой ракетой-носителем так, что в каждом из них только один компонент включает долю, предназначенную для перелива. Кроме того, это достигается обратным расположением баков в модулях разных ступеней и тем, что межмодульные топливные магистрали компонента верхних баков предыдущей ступени соединяются непосредственно с баками того же компонента последующей ступени, имеющими нижнее расположение в модулях. Это позволит вдвое сократить количество межмодульных топливных магистралей, а также сократить число пусковых клапанов и тем самым увеличить надежность и уменьшить стоимость изготовления ракеты-носителя.

Известен жидкостный ракетный двигатель по патенту РФ на изобретение №2095607, предназначенный для использования в составе космических разгонных блоков, ступеней ракетоносителей и как маршевый двигатель космических аппаратов, включает в себя камеру сгорания с регенеративным трактом охлаждения, насосы
5 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.

Недостатком этого двигателя является отсутствие управления вектором тяги.

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
15 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
20 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
25 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,
30 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
35 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 по патенту РФ на изобретение №2161263,
40 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
45 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 сильфона и кардана,
50 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.

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

5 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
10 при высокой температуре (от 500 до 800°C), при этом смазка выгорает, подшипники
разрушаются, управление вектором тяги затрудняется.

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
15 неизбежно приведет к пожару в двигательном отсеке ракеты и прекращению подачи горючего в камеру сгорания.

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

20 Задачи создания изобретения (жидкостного ракетного двигателя): обеспечение надежности управления вектором тяги ЖРД и надежности управления ракетой по крену.

Известен турбонасосный агрегат с системой смазки редуктора, где редуктор частично заполняют смазкой так, чтобы одна из шестерен редуктора была погружена
25 в смазку и разносила смазку на остальные шестерни и разбрызгивала ее (см. патент Великобритании №1281362, Н. кл. F1C, 1972).

Недостатком известного турбонасосного агрегата является малая эффективность смазки и охлаждения при высоких нагрузках.

30 Наиболее близким к изобретению является турбонасосный агрегат, содержащий турбину и насос, валы которых соединены между собой при помощи редуктора, размещенного в корпусе с подводными и отводящими каналами (см. патент США №3269317, Н. кл. 417-405, 1966).

Недостатком известного турбонасосного агрегата является малая эффективность
35 смазки и охлаждения редуктора.

Известен турбонасосный агрегат по патенту РФ на изобретение №219863 (прототип).

40 Этот турбонасосный агрегат содержит турбину и насос с двумя независимыми валами, которые соединены с помощью редуктора, размещенного в корпусе, с подводными и отводящими каналами, причем оба вала расположены концентрично с образованием кольцевой полости, служащей подводным каналом, а отводящий канал сообщен со входом насоса горючего.

Недостаток заключается в низкой надежности и пожароопасности конструкции
45 насоса горючего из-за нагрева горючего, охлаждающего редуктор

Задачи создания изобретения: повышение безопасности полета и обеспечение надежности работы.

50 Решение указанных задач достигнуто в ракете для межпланетных полетов, содержащей центральный модуль первой ступени с боковыми модулями первой ступени и центральный блок второй ступени с боковыми модулями второй ступени, боковые модули соединены с центральными соединительными штангами, имеющими возможность расстыковки, при этом все модули имеют корпус, баки окислителя и

горючего внутри корпусов, и, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом ракетном блоке и системе перелива одного из компонентов топлива из боковых модулей в центральный, тем, что согласно изобретению она
5
30
содержит блоки сопел крена, содержащие по два оппозитно установленных сопла крена, блоки сопел крена установлены на внешней уделенной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых модулей всех ступеней.

Может быть применено четное число боковых модулей первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени установлены на двух диаметрально противоположных
10
боковых ракетных блоках первой ступени. Может быть применено нечетное число боковых модулей первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени установлены на всех боковых ракетных блоках первой ступени. Количество боковых модулей второй ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени. Ракета
15
может иметь третью ступень, при этом количество ракетных блоков третьей ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени. Боковые ракетные блоки всех ступеней могут быть установлены в одинаковых продольных плоскостях, проходящих через продольную ось ракеты.

Сущность изобретения поясняется на фиг.1...10, где:

- 20 - на фиг.1 и 2 приведена схема ракеты,
- на фиг.3 приведена схема отстыковки боковых ракетных блоков,
- на фиг.4...11 приведена схема размещения блоков сопел крена для ракеты-носителя с отделяемыми модулями,
- на фиг.12 приведена конструкция бокового модуля,
- 25 - на фиг.13 приведена пневмогидравлическая схема двигателя,
- на фиг.14 приведена конструкция узла подвески.

Ракета для межпланетных полетов (фиг.1...14) выполнена модульной конструкции и содержит сколь угодно большое количество ступеней. В дальнейшем описан пример
30
трехступенчатой ракеты-носителя модульной схемы. При выполнении модульной схемы возможно собрать из одного или двух (трех) модулей сколь угодно большое количество ракет-носителей любого назначения и с любой энерговооруженностью.

Конкретно описана ракета на примере трехступенчатой модульной ракеты (фиг.1...14). Ракета содержит три ступени (фиг.1...3), а именно центральный модуль
35
первой ступени 1, боковые модули первой ступени 2, центральный модуль второй ступени 3 с боковыми модулями второй ступени 4, центральный модуль третьей ступени 5 с боковыми модулями третьей ступени 6 и головную часть 7 (полезную нагрузку). Центральный модуль второй ступени 3 соединен с центральным модулем
40
первой ступени 1 при помощи фермы 8, а центральный модуль второй ступени 3 и центральный модуль третьей ступени 5 соединены фермой 9.

Центральный модуль первой ступени 1 имеет корпус 10, бак окислителя 11, бак горючего 12 и жидкостный ракетный двигатель 13. Боковые модули первой ступени 2
45
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 модулей
50
первой ступени 2 может быть применено либо четное число (фиг.7, 8) или нечетное (фиг.3 и 5).

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

Аналогично, центральный модуль третьей ступени 5 имеет корпус 23, бак окислителя 24, бак горючего 25 и жидкостный ракетный двигатель 13. К центральному модулю второй ступени 3 присоединено несколько (не менее двух) боковых модулей третьей ступени 6, содержащих корпус 26, бак окислителя 27, бак горючего 28.

Боковых модулей 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 модулей третьей ступени 6 и второй ступени 4 соответствует числу боковых модулей первой ступени 2 (фиг.1).

Головная часть 7 прикреплена к центральному модулю третьей ступени 5 соединительными элементами 29, выполненными с возможностью отделения в полете, например, при помощи пироболтов. На центральных модулях 1, 3 и 5 установлено не менее двух блоков сопел крена 30, а на всех боковых модулях 2, 4 и 6 или на некоторых из них (не менее двух) также установлены блоки сопел крена 30, содержащие по два оппозитно установленных сопла.

Ракета выполнена с отделяемыми боковыми модулями 2, 4 и 6, которые прикреплены к соответствующему центральному модулю 1, или 3, или 5 каждый двумя соединительными штангами 31 (фиг.1 и 2). Соединительные штанги 31 выполнены с возможностью расстыковки в полете, при помощи средства отстыковки 32 и содержат внутри канал перелива окислителя 33 и канал перелива горючего 34. Ракета может быть оборудована силовыми штангами 35, например, установленными под углом к центральным модулям 1, 3 и 5. Кроме того, ракета может быть оборудована дополнительными штангами 36 (фиг.5), соединяющими боковые.

Как отмечено ранее, на трехступенчатой ракете на боковых модулях 2, 4 и 6 установлено не менее двух блоков сопел крена 30 (фиг.4-11).

В этом случае компоновка установки блоков сопел крена 30 может быть выполнена, как это указано на фиг.5, 6, 9 и 10, т.е. при четном числе боковых модулей 2, 4 и 6 может быть применено только два блока сопел крена 30, а при нечетном - число блоков сопел крена 30 равно числу боковых модулей 2 или 4, или 6 (фиг.4, 7 и 11). Каналы перелива окислителя 33 и горючего 34 (фиг.1 и 12), предназначенные для перелива обеих компонентов топлива из боковых модулей 2, 4 и 6 - в центральные модули 1, 3 и 5 в аварийной ситуации для боковых модулей 2, 4 и 6.

Жидкостный ракетный двигатель 13 (фиг.12) содержит камеру сгорания 37, выполненную с возможностью качания в двух плоскостях, газогенератор 38 и турбонасосный агрегат 39, подстыкованный к камере сгорания 37 посредством газоведа 40, содержащий в свою очередь турбину 41, насос окислителя 42, насос горючего 43. Турбонасосный агрегат 39 может содержать дополнительный насос горючего 44.

Выход из насоса горючего 43 соединен трубопроводом 45 с входом в дополнительный насос горючего 44. Камера сгорания 37 содержит головку 46, цилиндрическую часть 47 и сопло 48. Газогенератор 38 и ТНА 39 закреплены на камере сгорания 37 при помощи двух шарнирных тяг 49. В верхней части жидкостного ракетного двигателя 13 установлен узел подвески 50 камеры сгорания 37. Он обеспечивает качание камеры сгорания 37 в одной плоскости относительно центра узла подвески 50 для управления вектором тяги R, с целью управления ракетой по углам тангажа и рыскания.

Для этого каждый жидкостный ракетный двигатель 13 содержит привода 51, выполненные, например, в виде гидроцилиндров 52, прикрепленных к силовой раме 53 и имеющих штоки 54. На камере сгорания 37, на ее цилиндрической части 47,

выполнены верхнее и нижнее силовые кольца 55 и 56, соответственно. К нижнему силовому кольцу 56 шарнирно прикреплены штоки 54 приводов 51. Приводы 51 служат для управления ракетой по углам тангажа и рыскания. К верхнему силовому кольцу 55 прикреплена промежуточная рама 57, к которой крепится узел подвески 50, обеспечивающий качание камеры сгорания 37 в двух плоскостях.

Возможная пневмогидравлическая схема ЖРД приведена на фиг.12 и 13 и содержит трубопровод горючего 58, подсоединенный одним концом к выходу из насоса горючего 43, содержащим пуско-отсечной клапан 59. Выход этого трубопровода соединен с главным коллектором 60 камеры сгорания 37. Выход из насоса окислителя 42 трубопроводом окислителя 61, содержащим пускоотсечной клапан окислителя 62 соединен с газогенератором 38. Также выход из дополнительного насоса горючего 44 трубопроводом горючего 63, содержащим пускоотсечной клапан горючего 64 и регулятор расхода 65 соединен с газогенератором 38. На газогенераторе 38 и на камере сгорания 37 установлены, по меньшей мере, по одному запальному устройству 66.

Двигатель оборудован блоком управления 67 (фиг.3), который электрическими связями 68 соединен с запальными устройствами 66 и с пускоотсечными клапанами 59, 62 и 64.

Особенностью двигателя (фиг.1, 2, 3 и 4) является то, что ТНА 39 жестко прикреплен к камере сгорания 37 при помощи газоведа 40 и не менее, чем двух шарнирных тяг 49, и камера сгорания 37 имеет возможность поворачиваться относительно центра узла подвески 50 в обеих плоскостях вместе с ТНА 39. Для того чтобы обеспечить эту возможность на входе, в насос окислителя 42 установлен сильфон 69, а на входе в насос горючего 43 - сильфон 70. Для питания горючим блоков сопел крена 30 предусмотрены трубопроводы отбора горючего 71 с сильфоном 72. Для питания сопел крена 30 кислым (газогенераторным газом) предусмотрен трубопровод отбора 73 с сильфоном 74. Все модули 1...6 содержат магистрали окислителя 75 и горючего 76. Магистраль окислителя 75 проходит через туннель 77 в баке горючего 16 (фиг.12) и теплоизолирована теплоизоляционным покрытием 78.

На фиг.13 приведена конструкция жидкостного ракетного двигателя 13. Следует иметь в виду, что не все жидкостные ракетные двигатели 13 могут быть выполнены одинаковой конструкции, одинаковой схемы и размерности.

Узел подвески 50 камеры сгорания 37 ЖРД (фиг.14) содержит две части: неподвижную 79 и подвижную 80. Неподвижная часть 79 жестко соединена с силовой рамой 53 при помощи крепежа 81 и содержит сферическую часть 82 с внутренней сферической поверхностью. Подвижная часть 80 жестко соединена с промежуточной рамой 57 и содержит сферическую часть 83 с внешней сферической поверхностью. Для обеспечения сборки сферическая часть выполнена из двух деталей 84 и 85, соединенных крепежом 86. Для компенсации допусков и качественной сборки между деталями 84 и 85 установлена прокладка 87. За счет того что все детали, описанные выше, образуют сферическое шарнирное соединение, возможно качание двигателя 13 во всех плоскостях.

Силовые рамы 53 закреплены на основных силовых кольцах 88 (фиг.12 и 13) ракеты, а блоки сопел крена - на нижних силовых кольцах 89 ракеты.

Запуск ракеты и ее полет осуществляются следующим образом. В первую очередь запускаются жидкостные ракетные двигатели 13 центрального модуля первой ступени 1 и боковых модулей первой ступени 2. Жидкостный ракетный двигатель 13

(ЖРД) запускается следующим образом (фиг.1...14).

В исходном положении все клапаны двигателя закрыты. При запуске ЖРД 13 на горючем с блока управления 67 по электрическим каналам связи 68 подается команда на ракетные клапаны окислителя и горючего (ракетные клапаны на фиг.1...14 не показаны). После заливки насосов окислителя 42, насоса горючего 43 и дополнительного насоса горючего 44 открывают пускоотсечные клапаны 59, 62 и 64 (фиг.12 и 13), установленные за насосом окислителя 42, после насоса горючего 43 и после дополнительного насоса горючего 44. Окислитель и горючее поступают в газогенератор 38, где воспламеняются при помощи запальника 66. Газогенераторный газ и горючее подается в камеру сгорания 37. Горючее охлаждает камеру сгорания 37, проходя через зазор, между оболочками ее сопла 48 и цилиндрической части 47, образующими регенеративный тракт охлаждения (фиг.12 и 13), выходит во внутреннюю полость камеры сгорания 37 для дожигания газогенераторного газа, идущего из газогенератора 38. Воспламенение этих компонентов осуществляется также запальным устройством 66, установленным на камере сгорания 37.

После запуска турбонасосного агрегата 39 (фиг.4) газогенераторный газ подается из газогенератора 39 в турбину 41, раскручивается ротор ТНА 39 (на фиг.1...14 ротор не показан), давление на выходах насосов 42, 43 и 44 возрастает. Далее по газоводу 40 и через узел подвески 50 газогенераторный газ подается в головку 46 камеры сгорания 37. Часть газогенераторного газа отбирается по трубопроводу отбора газа 73 (фиг.13) и далее через сильфон 74 поступает в блоки сопел крена 30. В блоки сопел крена 30 и поступает горючее по трубопроводу 71 через сильфон 72 и происходит его воспламенение при помощи электрозапальника (на фиг.1...14 электрозапальники не показаны).

Для управления вектором тяги R при помощи привода 51 (фиг.13), воздействуя штоком 54 на нижнее силовое кольцо 56, поворачивают камеру сгорания 37 вместе с газогенератором 38 и ТНА 39 относительно точки центра узла подвески 50 на угол $7...11^\circ$. При этом направление вектора тяги R_1 отклоняется относительно первоначального положения R_0 продольной оси симметрии камеры сгорания 37 и относительно ракеты, на которой этот двигатель 13 установлен.

Для управления ракетой, на которой установлены жидкостные ракетные двигатели 13, по крену подают команду с блока управления 67 (фиг.12) на включение блоков сопел крена 30, точнее по одному соплу крена из каждой пары, и их реактивная тяга создает крутящий момент, который через нижнее силовое кольцо ракеты 89 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 7.

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

т.д. Перед отстыковкой боковых модулей 2, 4 и 6 излишки компонентов топлива, в данном примере - окислителя и горючего, переливаются по каналам перелива окислителя 33 и каналам перелива горючего 34 (фиг.1 и 12) в центральные модули 1, 3 и 5 для дальнейшего применения.

При аварийной ситуации на одном из боковых модулей 2, 4 или 6 с блока управления 67 подается команда на средство отстыковки 32, и боковой модуль 2 (или 4 или 6) отстыковывается и отбрасывается на безопасное расстояние.

Применение изобретения позволило:

1. Повысить безопасность полета за счет возможности отстыковки и отделения неисправных боковых модулей и за счет того, что боковые модули значительно отдалены от центральных модулей, и аварии на них не повлияют на работоспособность центральных модулей.

2. Обеспечить надежное управление вектором тяги ЖРД и управление ракетой по углам тангажа, рыскания и крена за счет применения качающихся жидкостных ракетных двигателей и не менее двух блоков сопел крена, содержащих по два оппозитно установленных сопла крена и рационального крепления их корпусов на ракете на нижних силовых кольцах.

3. Значительно повысить надежность работы системы управления ракетой по крену за счет применения не менее двух блоков сопел крена. Такая конструкция предотвращает невыполнение управления ракетой по крену, например, вследствие отказа пускоотсечного клапана горючего.

4. Облегчить сборку и доводку составных частей ракеты за счет применения ее модульной схемы.

5. Провести унификацию составных частей ракеты, за счет ее модульности.

6. Обеспечить быстрое проектирование и сборку ракет различного назначения, энерговооруженности и конструкции за счет изменения числа боковых модулей.

Источники информации

1. С.П.Уманский "Ракеты-носители. Космодромы", Москва: издательство "Рестарт+", 2001 г.

2. "Космонавтика", энциклопедия, 1985 г., Москва, издательство "СЭ", - "ОТРАГ".

3. Журнал "Новости Космонавтики" №3,1999 г., с.48.

4. Патент США №5143328 от 01.09.1992, B64G 1/00, B64G 1/40.

Формула изобретения

1. Ракета для межпланетных полетов, содержащая центральный модуль первой ступени с боковыми модулями первой ступени и центральный модуль второй ступени с боковыми модулями второй ступени, боковые модули соединены с центральными соединительными штангами, имеющими возможность расстыковки, при этом все модули имеют корпус, баки окислителя и горючего внутри корпусов и, по меньшей мере, по одному жидкостному ракетному двигателю в каждом модуле, и системы перелива одного из компонентов топлива из боковых модулей в центральный, отличающаяся тем, что она содержит блоки сопел крена, содержащие по два оппозитно установленных сопла крена, блоки сопел крена установлены на внешней удаленной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых модулей всех ступеней.

2. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что применено четное число боковых модулей первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени установлены на двух диаметрально противоположных боковых модулях первой ступени.

3. Ракета по п.1, отличающаяся тем, что применено нечетное число боковых модулей первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени установлены на всех боковых модулях первой ступени.

5 4. Ракета по любому из пп.1-3, отличающаяся тем, что количество боковых модулей второй ступени соответствует количеству боковых модулях первой ступени.

5. Ракета по любому из пп.1-3, отличающаяся тем, что она содержит третью ступень, при этом количество боковых модулей третьей ступени соответствует количеству боковых модулей первой ступени.

10 6. Ракета по любому из пп.1-3, отличающаяся тем, что боковые модули всех ступеней установлены в одинаковых продольных плоскостях, проходящих через продольную ось ракеты.

15

20

25

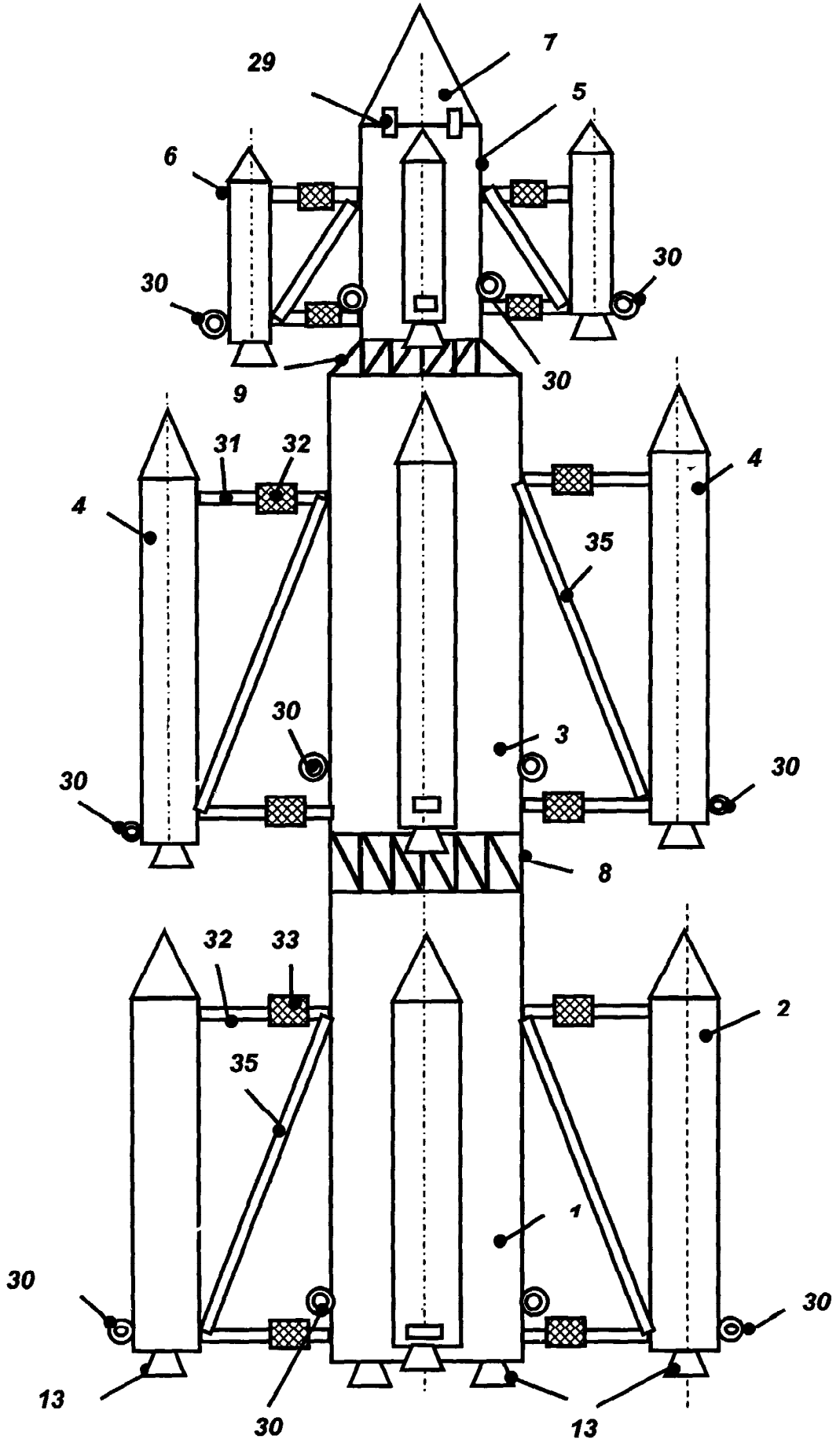
30

35

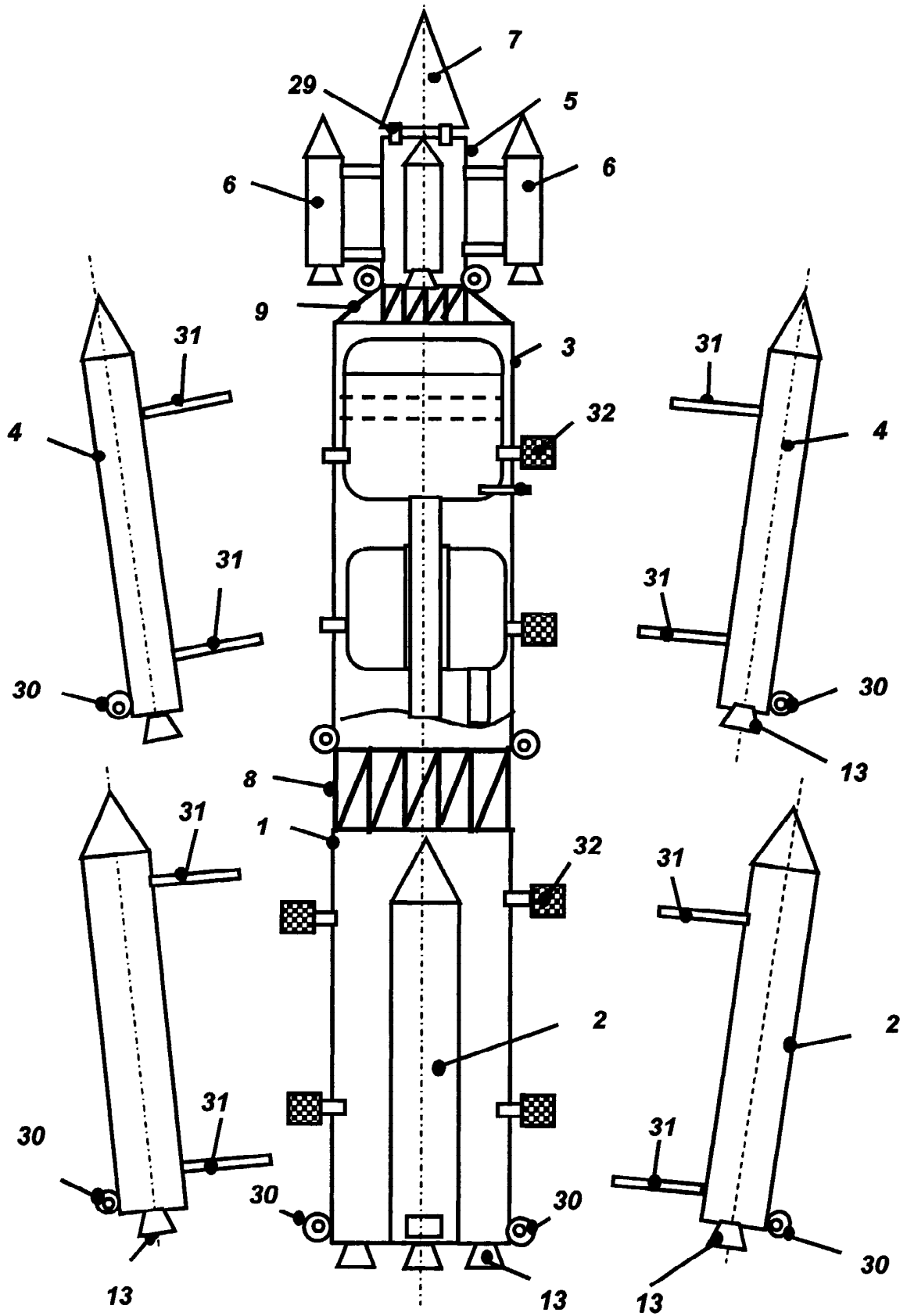
40

45

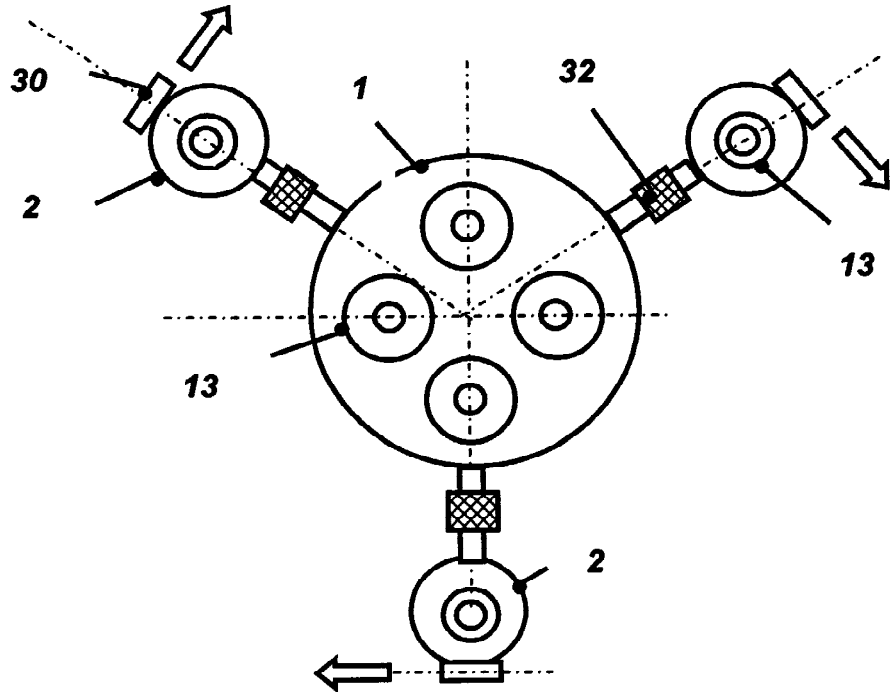
50



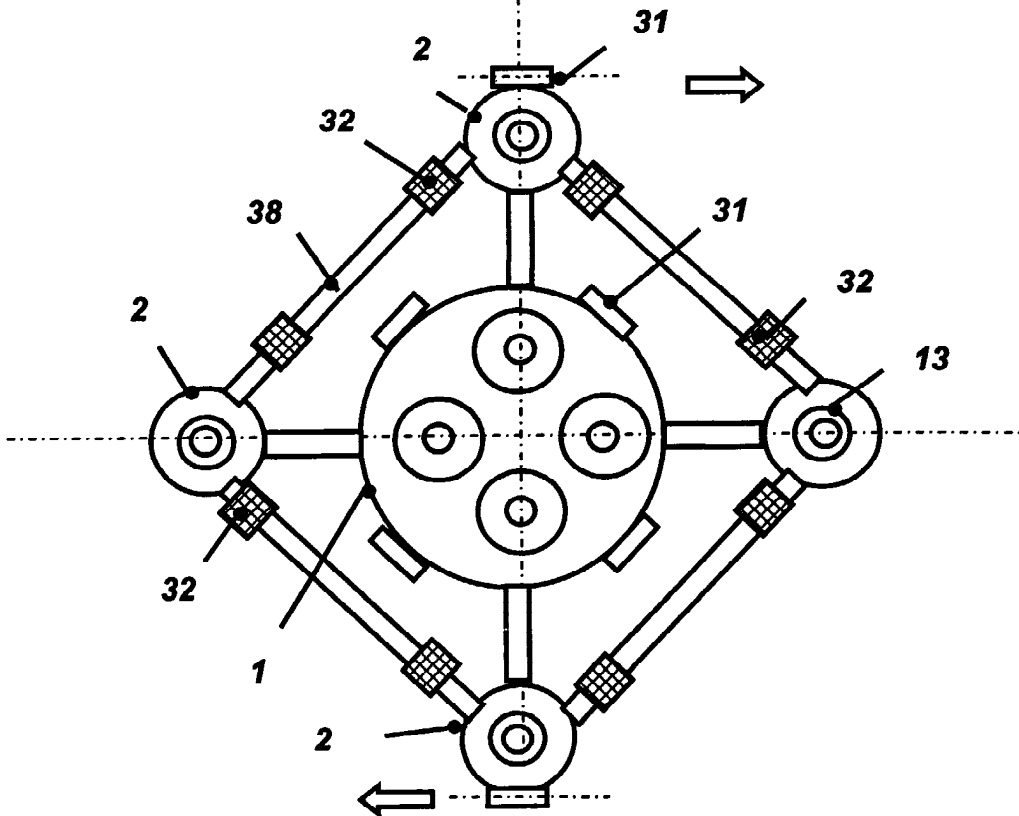
Фиг. 2



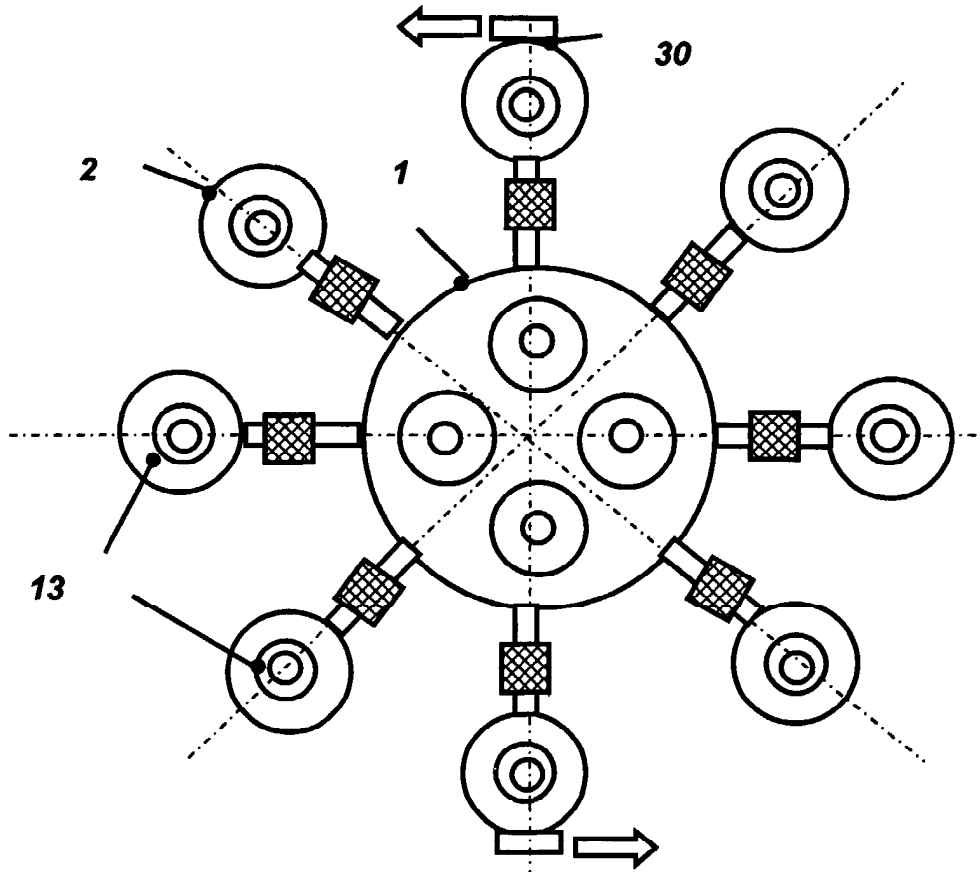
Фиг. 3



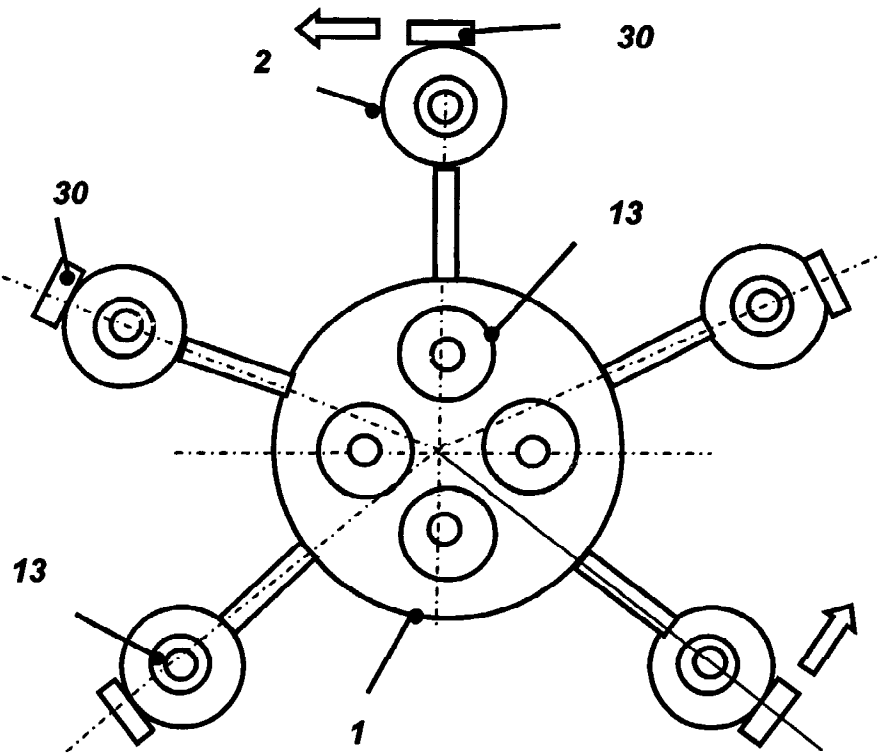
Фиг. 4



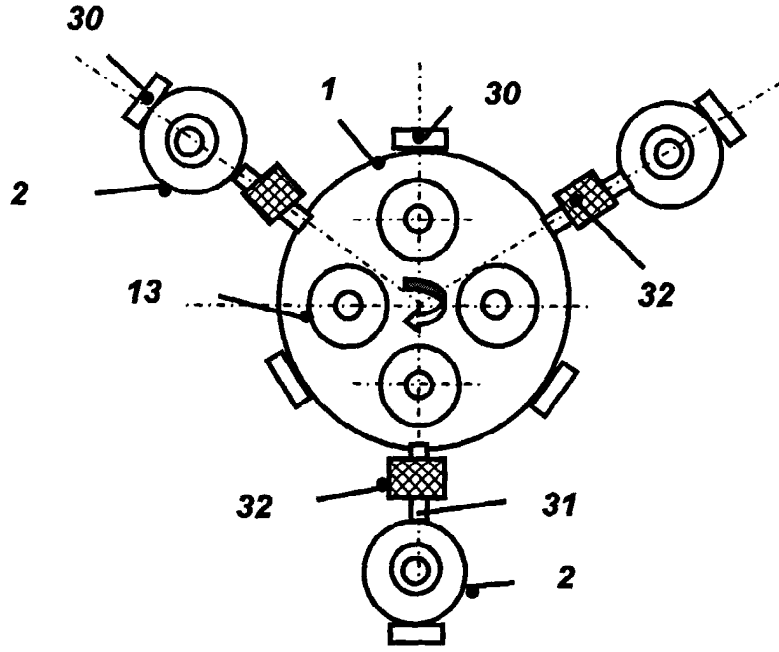
Фиг. 5



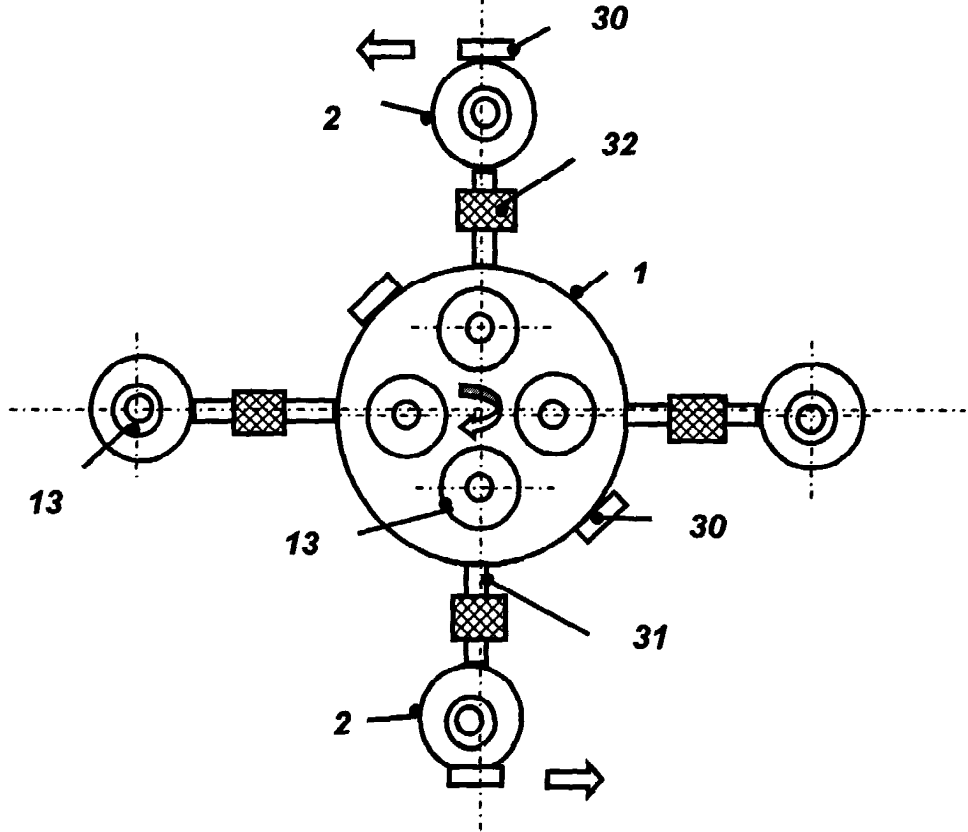
Фиг. 6



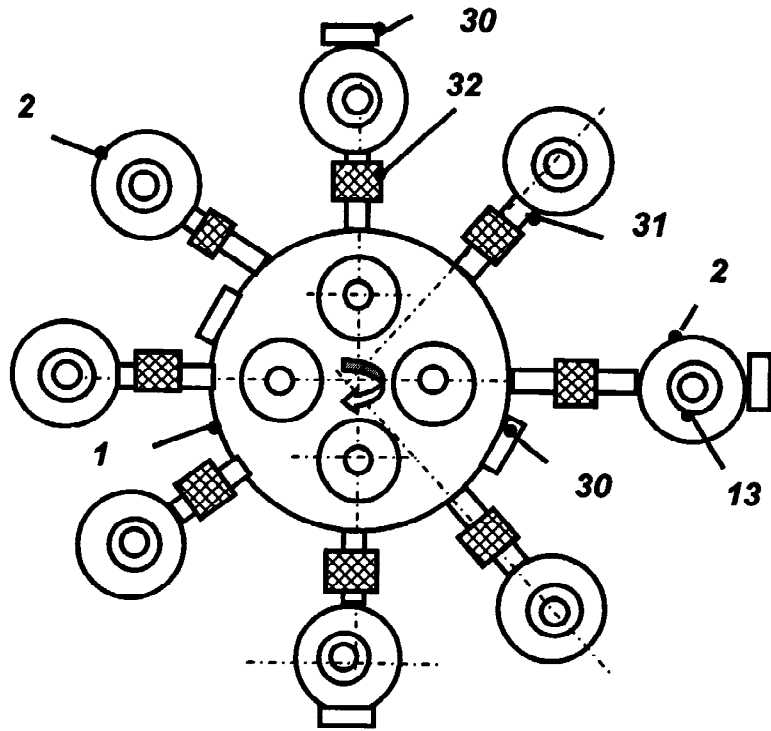
Фиг. 7



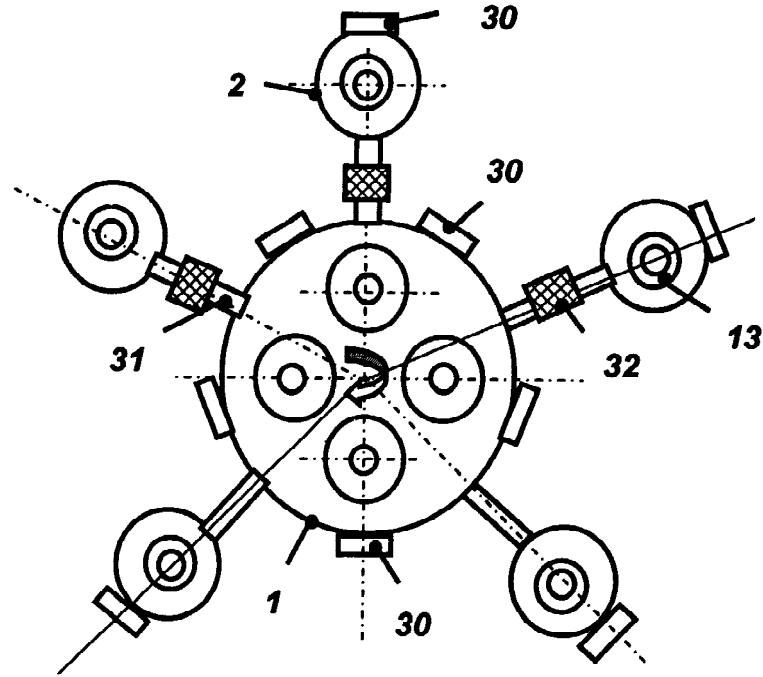
Фиг. 8



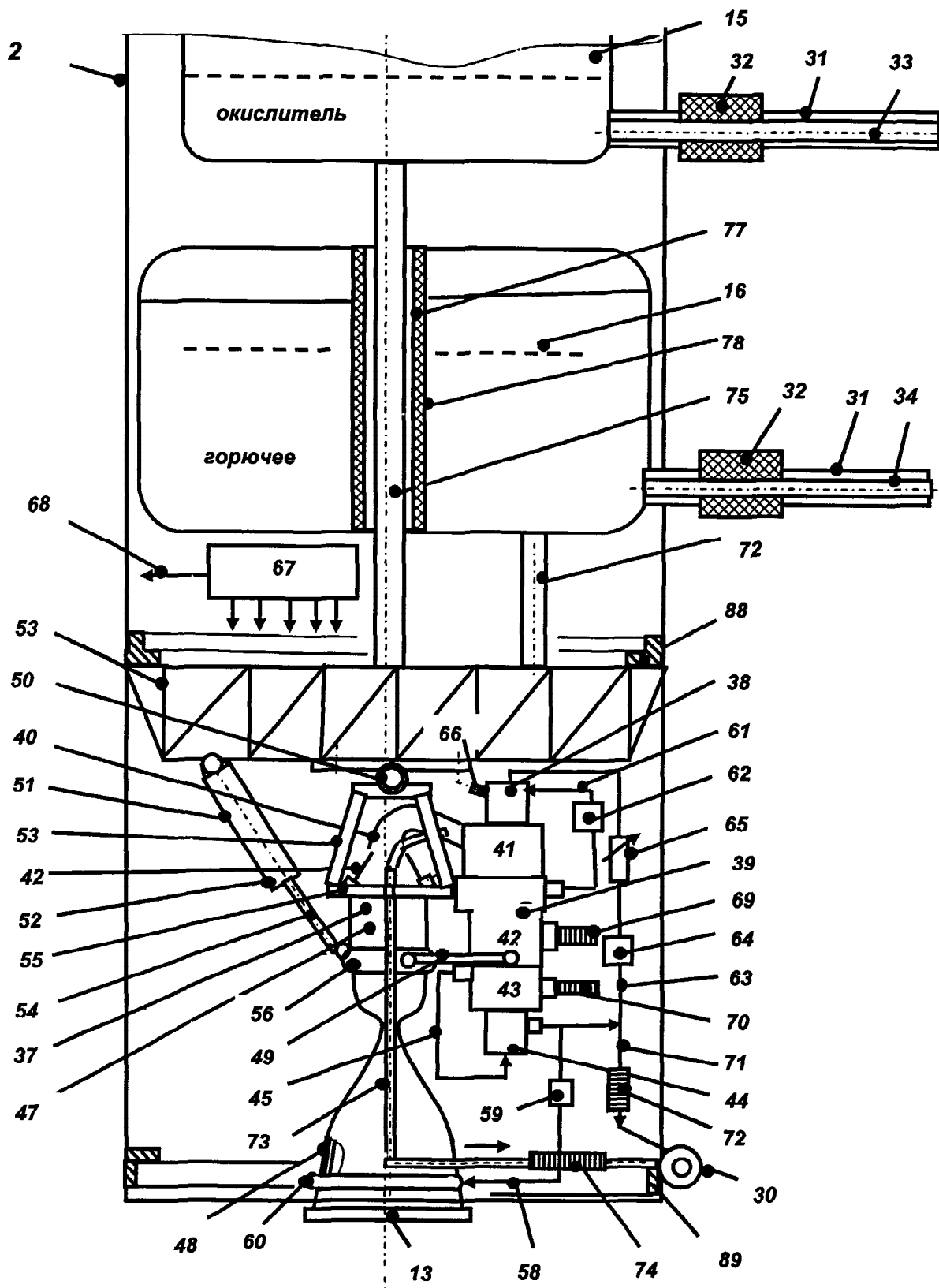
Фиг. 9



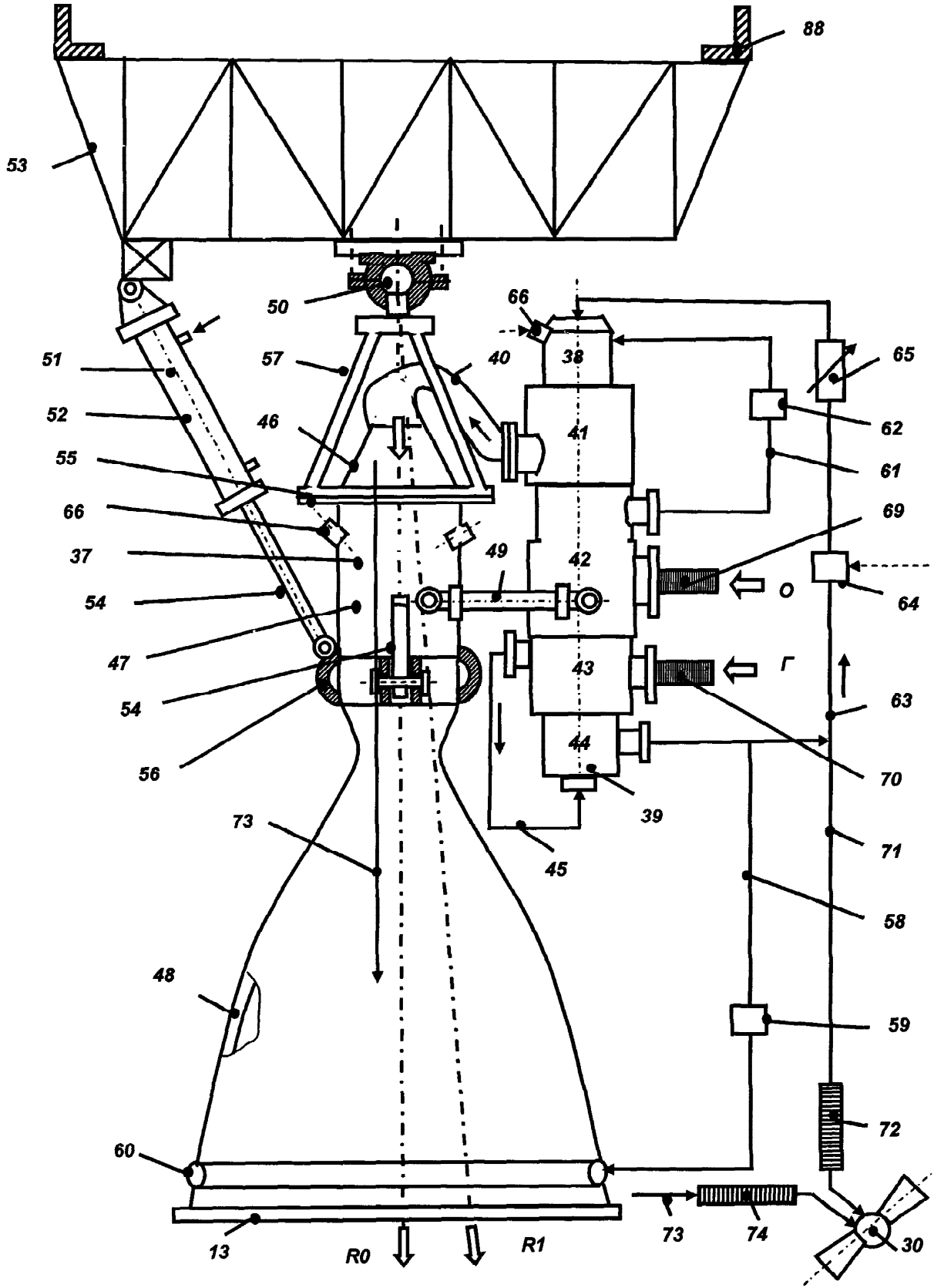
Фиг. 10



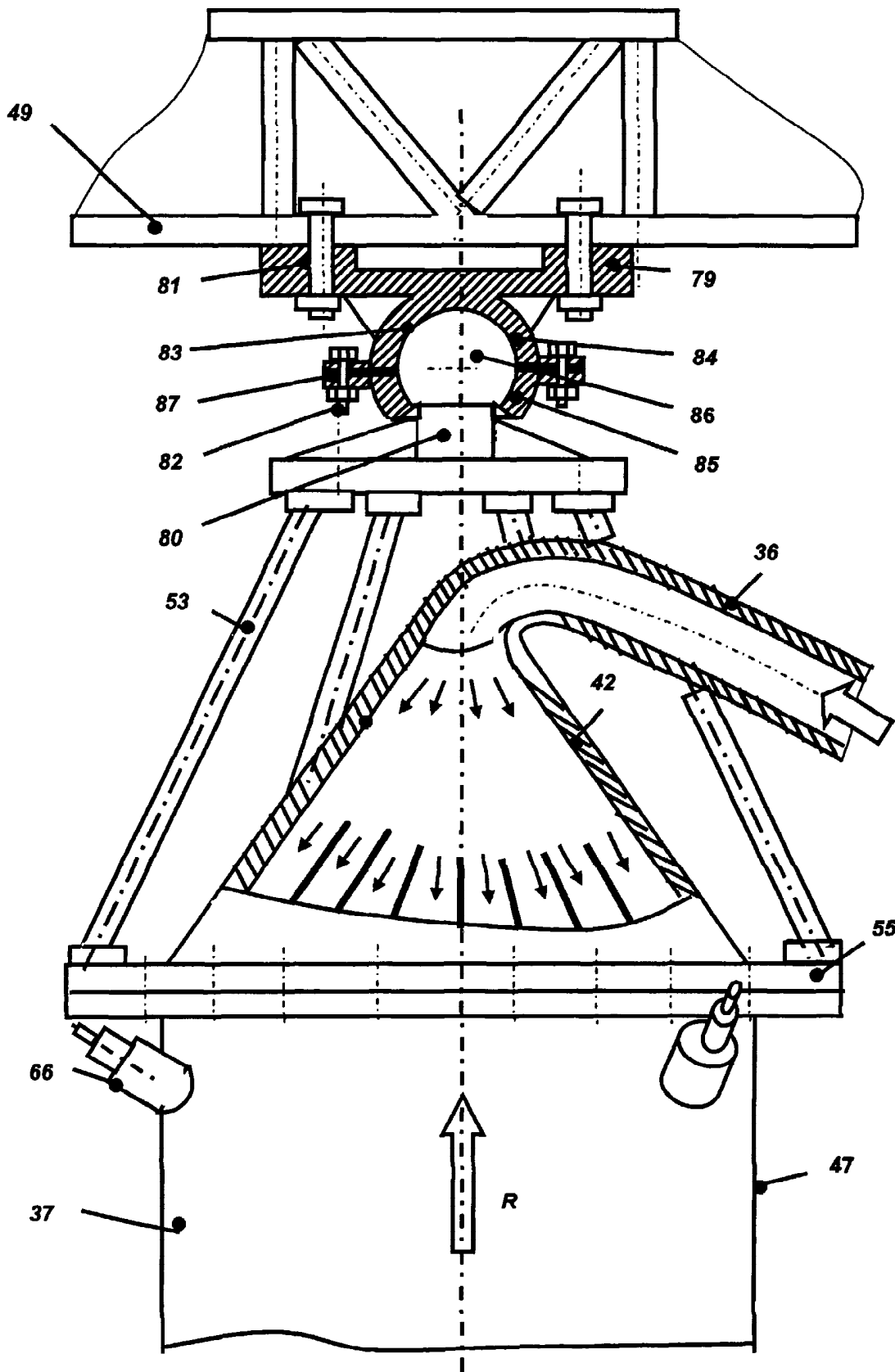
Фиг. 11



Фиг. 12



Фиг. 13



Фиг.14