



(51) МПК
F02K 9/42 (2006.01)
B64G 1/22 (2006.01)
F02K 9/88 (2006.01)

**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: **2011112903/06, 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 2406660 C1, 20.12.2010. RU 96096 U1, 20.07.2010. RU 2161263 C2, 27.12.2000. RU 10787 U1, 16.08.1999. 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) МНОГОСТУПЕНЧАТАЯ 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 многоступенчатой ракете-носителе, содержащей центральный блок первой ступени с боковыми ракетными блоками и центральный блок второй ступени с боковыми ракетными блоками второй ступени, 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 уделенной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов

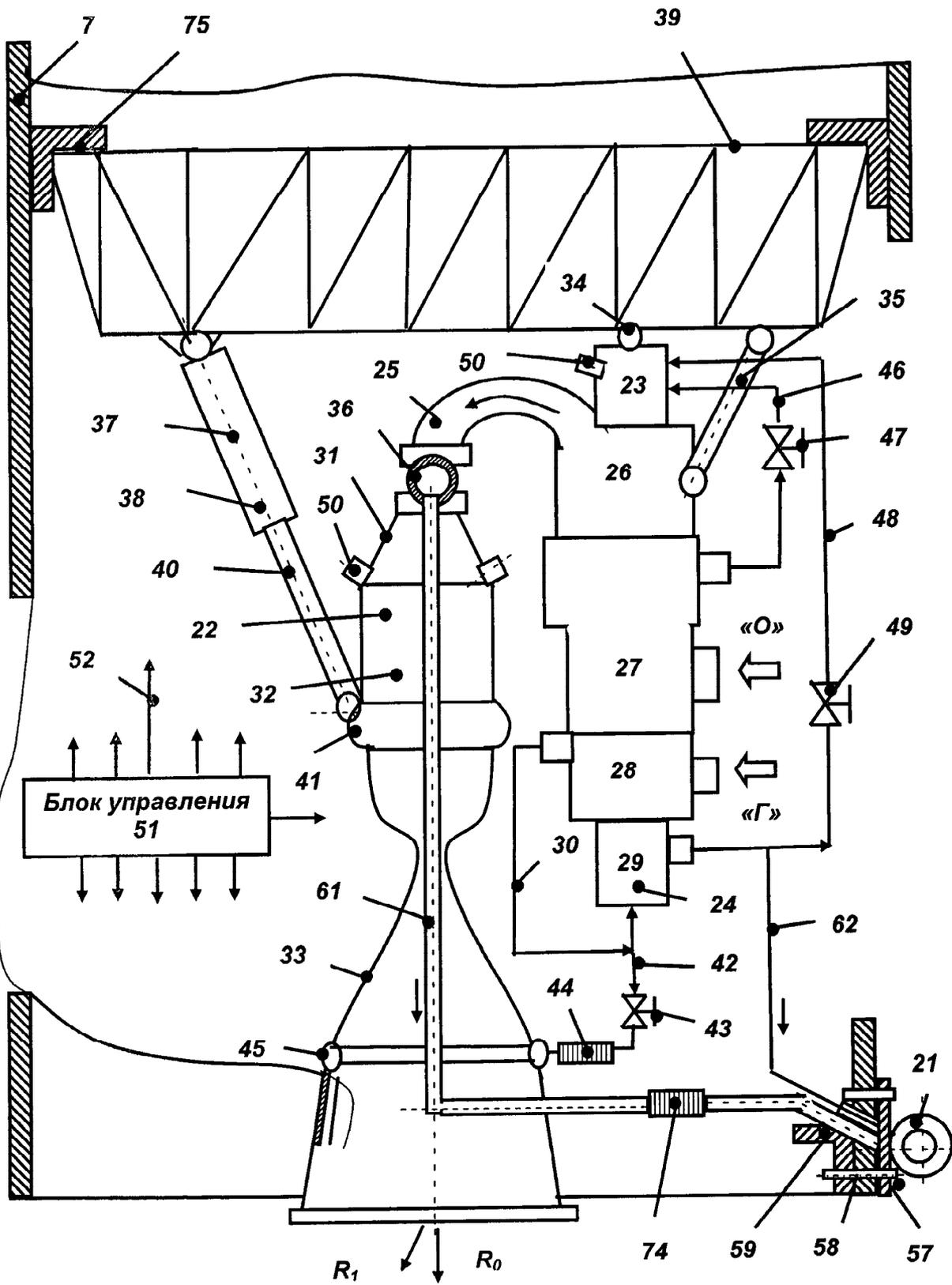
боковых ракетных блоков всех ступеней. Рассмотрено четное число боковых ракетных блоков первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени установлены на двух диаметрально противоположных боковых ракетных блоках первой ступени. Рассмотрено нечетное число боковых ракетных блоков первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени установлены на всех боковых ракетных блоках первой ступени. Количество боковых ракетных блоков второй ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени. Предложен жидкостный ракетный двигатель, содержащий силовую раму, камеру сгорания с головкой, цилиндрической частью и соплом, которая закреплена на силовой раме при помощи узла

подвески, обеспечивающего качание в двух плоскостях, газогенератор и турбонасосный агрегат, содержащий турбину, насос окислителя, насос горючего, газопровод, соединяющий выход из турбины с головкой камеры сгорания через узел подвески, при этом 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. Блок сопел крена содержит два сопла, 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 улучшения управления вектором тяги и управление ракетой по крену. 3 н. и 5 з.п. ф-лы, 16 ил.

RU 2 4 5 5 1 4 C 1

RU 2 4 5 5 1 4 C 1





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.

F02K 9/42 (2006.01)**B64G 1/22** (2006.01)**F02K 9/88** (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: **2011112903/06, 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) MULTISTAGE BOOSTER-ROCKET, LIQUID PROPELLANT ROCKET ENGINE AND ROLL NOZZLE BLOCK**

(57) Abstract:

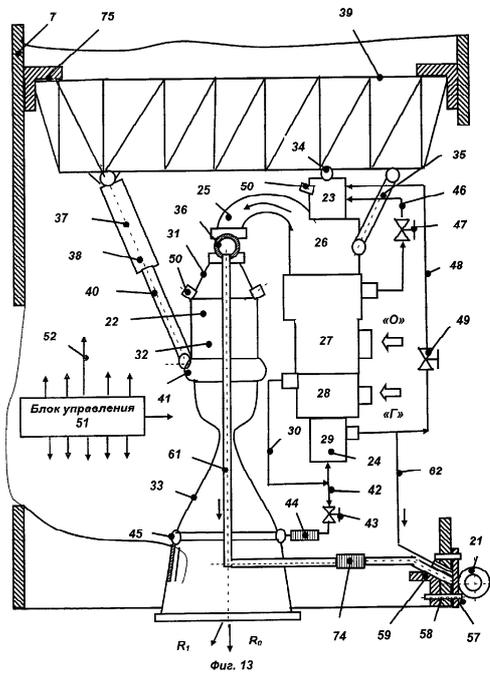
FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: multistage 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. Even number of side rocket blocks of the first stage was analysed, roll nozzle blocks of the first stage are installed on two diametrically opposed side rocket blocks of the first stage. Odd number of side rocket blocks of the first stage was analysed, roll nozzle blocks of the first stage are installed on all side rocket blocks of the first stage. Number of side rocket blocks of the second stage corresponds to number of side rocket blocks of the first stage. 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; also it includes gas generator and turbo-pump unit containing 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 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: improved control of thrust vector and control of rocket as to roll.

8 cl, 16 dwg



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 многоступенчатая ракета-носитель по патенту РФ на изобретение №2406660, МПК В64G 01/00, 20.12.2010 г., прототип ракеты-носителя.

Компоновка этой многоступенчатой ракеты-носителя содержит пакет разделяемых ракетных блоков в виде центрального блока первой и второй ступеней, четырех боковых блоков первой ступени, блок третьей ступени. В верхних частях баков горючего и баков окислителя боковых блоков первой ступени в плоскостях стабилизации ракеты носителя, на поверхностях, обращенных к центральному блоку первой и второй ступеней, установлены реактивные сопла. Каждое реактивное сопло бака горючего снабжено дренажным клапаном. В хвостовом отсеке блока третьей ступени на раме маршевого двигателя блока третьей ступени неподвижно закреплены опоры, шарнирно взаимодействующие с камерами сгорания, каждая из которых подвижна в одной плоскости, параллельной плоскости стабилизации ракеты-носителя, с возможностью вращения в тангенциальном направлении вокруг оси неподвижной опоры. На раме маршевого двигателя блока третьей ступени также неподвижно закреплены пирофиксаторы, каждый из которых взаимодействует своим штоком с подвижной камерой сгорания до момента гарантированного выхода сопел маршевого двигателя блока третьей ступени из фермы центрального блока первой и второй ступени. Достигается уменьшение стартовой массы и габаритов, повышение энергетических возможностей ракеты.

Недостатки - небольшая дальность полета ракеты, обусловленная необходимостью нести боковые блоки первой ступени до отделения первой ступени, и малая энергетическая активность второй и последующих ступеней из-за отсутствия в их компоновке боковых (разгонных) блоков.

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

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 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 сильфона 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.

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

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, передающее 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.

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.

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

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

Решение указанных задач достигнуто в многоступенчатой 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, отличающейся тем, что блоки сопел крена установлены на внешней удаленной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых ракетных блоков всех ступеней.

5
10
15
20
25
30
35
40
45
50
55
60
65
70
75
80
85
90
95
100
105
110
115
120
125
130
135
140
145
150
155
160
165
170
175
180
185
190
195
200
205
210
215
220
225
230
235
240
245
250
255
260
265
270
275
280
285
290
295
300
305
310
315
320
325
330
335
340
345
350
355
360
365
370
375
380
385
390
395
400
405
410
415
420
425
430
435
440
445
450
455
460
465
470
475
480
485
490
495
500
505
510
515
520
525
530
535
540
545
550
555
560
565
570
575
580
585
590
595
600
605
610
615
620
625
630
635
640
645
650
655
660
665
670
675
680
685
690
695
700
705
710
715
720
725
730
735
740
745
750
755
760
765
770
775
780
785
790
795
800
805
810
815
820
825
830
835
840
845
850
855
860
865
870
875
880
885
890
895
900
905
910
915
920
925
930
935
940
945
950
955
960
965
970
975
980
985
990
995

Может 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 нечетное число боковых ракетных блоков первой ступени, а блоки сопел крена первой ступени установлены на всех боковых ракетных блоках первой ступени. Количество боковых ракетных блоков второй ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени.

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, газовод, соединяющий выход из турбины с головкой камеры сгорания через узел подвески, отличающемся 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.

Решение указанных задач достигнуто в блоке сопел крена, содержащем два сопла крена, установленных оппозитно и объединенных в один узел, содержащий общий корпус, отличающемся тем, что пара сопел крена оборудована трехходовыми кранами газа и горючего, установленными между соплами крена и имеющими общий привод. Все сопла крена могут быть оборудованы 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...16, где:

- на фиг.1 приведена схема многоступенчатой ракеты-носителя,
- на фиг.2 приведена схема компоновки жидкостного ракетного двигателя в боковом ракетном блоке,
- на фиг.3...6 приведен вид А, фиг.1,
- 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,
- 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.

Многоступенчатая ракета-носитель может содержать не менее двух ступеней. В дальнейшем описание ракеты-носителя составлено на примере двухступенчатой ракеты (фиг.1...16). Многоступенчатая ракета-носитель содержит центральный блок первой ступени 1, боковые блоки первой ступени 2, центральный блок второй ступени 3 с боковыми блоками второй ступени 4 и головную часть 5. Центральный блок второй ступени 3 соединен с центральным блоком первой ступени 1 при помощи фермы 6. В свою очередь, центральный блок первой ступени 1 имеет корпус 7, бак окислителя 8, бак горючего 9 и жидкостный ракетный двигатель 10. Боковые ракетные блоки первой ступени 2 содержат корпус 11, бак окислителя 12, бак горючего 13. Все жидкостные ракетные двигатели 10 могут быть выполнены одинаковой конструкции. Боковых блоков первой ступени 2 может быть применено либо четное число (фиг.3 и 5) или нечетное (фиг.4 и 7).

В свою очередь, центральный блок второй ступени 3 имеет корпус 14, бак окислителя 15, бак горючего 16 и жидкостный ракетный двигатель 10. К центральному блоку второй ступени 3 присоединено несколько (не менее двух) боковых ракетных блоков 4, содержащих корпус 17, бак окислителя 18, бак горючего 18. Все жидкостные ракетные двигатели 10 могут быть выполнены одинаковой конструкции. Боковых блоков второй ступени 4, так же как и первой, может быть применено либо четное число или нечетное, но наиболее предпочтительный вариант, когда число боковых блоков второй ступени 4 соответствует числу боковых блоков первой ступени 2 (фиг.1).

Возможно применение схемы ракеты-носителя с отделяемыми боковыми ракетными блоками 2 и 4, которые прикреплены к центральному ракетному блоку узлами соединения 20 (фиг.1, 7 и 8). Узлы соединения 20 выполнены с возможностью расстыковки в полете, например, применены пироболты. На многоступенчатой ракете-носителе на боковых ракетных блоках 2 и 4 установлено не менее двух блоков сопел крена 21.

В этом случае компоновка установки блоков сопел крена 21 может быть выполнена, как это указано на фиг.9...12, т.е. при четном числе боковых ракетных блоков 2 и 4 может быть применено только два блока сопел крена 21, а при нечетном числе блоков сопел крена 21 равно числу боковых ракетных блоков 2 или 4.

Жидкостный ракетный двигатель 10 (фиг.2) содержит камеру сгорания 22, выполненную с возможностью качания в двух плоскостях, газогенератор 23 и турбонасосный агрегат 24, подстыкованный к камере сгорания 22 посредством газоведа 25, содержащий в свою очередь турбину 26, насос окислителя 27, насос горючего 28. Турбонасосный агрегат 24 может содержать дополнительный насос горючего 29.

Выход из насоса горючего 28 соединен трубопроводом 30 с входом в дополнительный насос горючего 29 (при его наличии). Камера сгорания 22 содержит головку 31, цилиндрическую часть 32 и сопло 33. Газогенератор 23 закреплен на силовой раме 39 при помощи шарнира 34, а ТНА 24 - при помощи двух шарнирных тяг 35. Между газоводом 25 и камерой сгорания 22, точнее ее головкой 31, установлен узел подвески 36 камеры сгорания 22. Он обеспечивает качание камеры сгорания 22 в одной плоскости относительно центра узла подвески 36 для управления вектором тяги R, с целью управления ракетой-носителем по углам тангажа и рысканию.

Для этого каждый жидкостный ракетный двигатель 10 содержит приводы 37, выполненные, например, в виде гидроцилиндров 38, прикрепленных к силовой раме 39 и имеющих штоки 40. На камере сгорания 22, например на ее цилиндрической

части 32, выполнено основное силовое кольцо 41, к которому шарнирно прикреплены штоки 40 приводов 37. Приводы 37 служат для управления ракетой-носителем по углам тангажа и рыскания.

5 Возможная пневмогидравлическая схема ЖРД приведена на фиг.13 и содержит трубопровод горючего 42, подсоединенный одним концом, содержащим пускоотсечной клапан 43 и сильфон 44, к выходу из насоса горючего 28, выход этого трубопровода соединен с главным коллектором 45 камеры сгорания 22. Выход из насоса окислителя 27 трубопроводом окислителя 46, содержащим пускоотсечной
10 клапан окислителя 47, соединен с газогенератором 23. Также выход из дополнительного насоса горючего 29 трубопроводом горючего 48, содержащим пускоотсечной клапан горючего 49, соединен с газогенератором 23. На газогенераторе 23 и на камере сгорания 22 установлены, по меньшей мере, по одному запальному устройству 50.

15 Двигатель оборудован блоком управления 51, который электрическими связями 52 соединен с запальными устройствами 50 и с пускоотсечными клапанами 43, 47 и 49.

Особенностью двигателя (фиг.1, 2 и 13) является то, что ТНА 24 жестко закреплен на силовой раме 39 при помощи не менее чем трех шарнирных тяг 35, а камера сгорания 22 имеет возможность поворачиваться относительно центра узла
20 подвески 36 в одной плоскости.

Узел подвески 36 камеры сгорания 22 ЖРД (фиг.14) содержит две части: неподвижную 53 и подвижную 54. Неподвижная часть 53 жестко соединена с газоводом 25, а подвижная часть 54 жестко соединена с головкой 31 камеры сгорания 22 за счет того, что обе части образуют сферическое шарнирное
25 соединение 55, выполненное пустотелым внутри.

Система управления по углу крена (фиг.1...16) содержит не менее двух блоков крена 21, установленных на корпусах 7. Блоки крена 21 (фиг.15 и 16) содержат по два
30 оппозитно установленных сопла крена 56. Блоки крена 21 содержат общий корпус 57 с крепежными элементами 58 и прикреплены к нижним силовым кольцам 59, установленным внутри корпусов 7 боковых ракетных блоков первой ступени 2 и второй ступени 4. Блоки крена 21 содержат патрубки 60, к которым подведены трубопроводы подачи газогенераторного газа 61, другие концы которых соединены с
35 газоводом 25. В центральной части блоков крена 21 установлены трехходовой кран газа 62 и трехходовой кран горючего 63, к которому подсоединен трубопровод горючего 64, идущий от главного коллектора 45. На трехходовых кранах 62 и 63 установлен общий привод 65 на каждом блоке сопел крена 21. Таким образом, каждые
40 два сопла крена 56, трехходовые краны 62 и 63 и общий привод 65 образуют один узел: блок крена 21.

Сопла крена 56 (фиг.15 и 16) выполнены с двумя стенками 66 и 67 и коллекторами 68, для прохода охлаждающего горючего. В каждом сопле крена 56
45 установлены форсунки горючего 69, окислителя 70 и запальное устройство 71. Коллекторы 68 соединены с трехходовым краном горючего 63 трубопроводами 72 для переброса горючего. Сопла крена 56 имеют неохлаждаемые насадки 73.

Трубопроводы подачи газогенераторного газа 61 содержат сильфоны 74 (фиг.13) для исключения деформации трубопроводов подачи газогенераторного газа 61 при качании камер сгорания 22. Силовые рамы 39 закреплены на ракетных силовых
50 кольцах 75.

Двигатель запускается следующим образом.

В исходном положении все клапаны двигателя закрыты. При запуске ЖРД на

горючем с блока управления 51 по электрическим каналам связи 52 подается команда на ракетные клапаны окислителя и горючего (ракетные клапаны на фиг.1...16 не показаны). После заливки насосов окислителя 27 и горючего 28 открывают пускоотсечные клапаны 43, 47 и 49 (фиг.13), установленные за насосом окислителя 27, после насоса горючего 28 и после дополнительного насоса горючего 29. Окислитель и горючее поступают в газогенератор 23, где воспламеняются при помощи запальника 50. Газогенераторный газ и горючее подаются в камеру сгорания 22. Горючее охлаждает камеру сгорания 22, проходя через зазор, между оболочками ее сопла 33 и цилиндрической части 32, образующими регенеративный тракт охлаждения (фиг.13), выходит во внутреннюю полость камеры сгорания 22 для дожигания газогенераторного газа, идущего из газогенератора 23. Воспламенение этих компонентов осуществляется также запальным устройством 50, установленным на камере сгорания 22.

После запуска турбонасосного агрегата 24 (фиг.13) газогенераторный газ подается из газогенератора 23 в турбину 26, раскручивается ротор ТНА (на фиг.1...16 ротор не показан), давление на выходах насосов 27, 28 и 29 возрастает. Далее по газоводу 25 и через узел подвески 36 газогенераторный газ подается в головку 31 камеры сгорания 22. Часть газогенераторного газа отбирается по трубопроводу отбора газа 61 и далее через патрубок 60 и через трехходовые краны 62 поступает в блоки сопел крена 21.

Для управления вектором тяги R при помощи привода 37, воздействуя штоком 40 на силовое кольцо 41, поворачивают камеру сгорания 22 относительно точки центра узла подвески 36 на угол $5...7^\circ$. При этом направление вектора тяги R_1 отклоняется относительно первоначального положения R_1 продольной оси симметрии камеры сгорания 22 и относительно ракеты-носителя, на которой этот двигатель 10 установлен.

Для управления ракетой-носителем, на которой установлены жидкостные ракетные двигатели 10, подают команду с блока управления 51 (фиг.2) на приводы 65 (фиг.15), при этом включается по одному соплу крена 56 из каждой пары и их реактивная тяга создает крутящий момент, который через нижнее силовое кольцо 59 передается сначала на сопло 33, потом на силовую раму 39 и далее на основное силовое кольцо (фиг.13) и на корпус 7 бокового ракетного блока первой ступени 2 ракеты-носителя. (То же самое касается боковых блоков второй ступени 4.)

После разъединения узлов соединения 20 (фиг.8) боковые ракетные блоки 2 отбрасываются. Далее полет выполняет только центральный ракетный блок первой ступени 1, при этом управление по крену осуществляют блоки сопел крена 21, установленные на его корпусе 17.

Следующим этапом отделяется центральный ракетный блок первой ступени 1, для этого отсоединяется ферма 6. Потом запускаются двигатели 10 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 (фиг.8).

Применение изобретения позволило:

1. Обеспечить надежное управление вектором тяги ЖРД и управление многоступенчатой ракетой-носителем по углу крена 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.

5

Формула изобретения

1. Многоступенчатая ракета-носитель, содержащая 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, отличающаяся тем, что блоки сопел крена установлены на внешней удаленной от оси ракеты-носителя поверхности корпусов боковых ракетных блоков всех ступеней.

2. Многоступенчатая 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. Многоступенчатая 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.

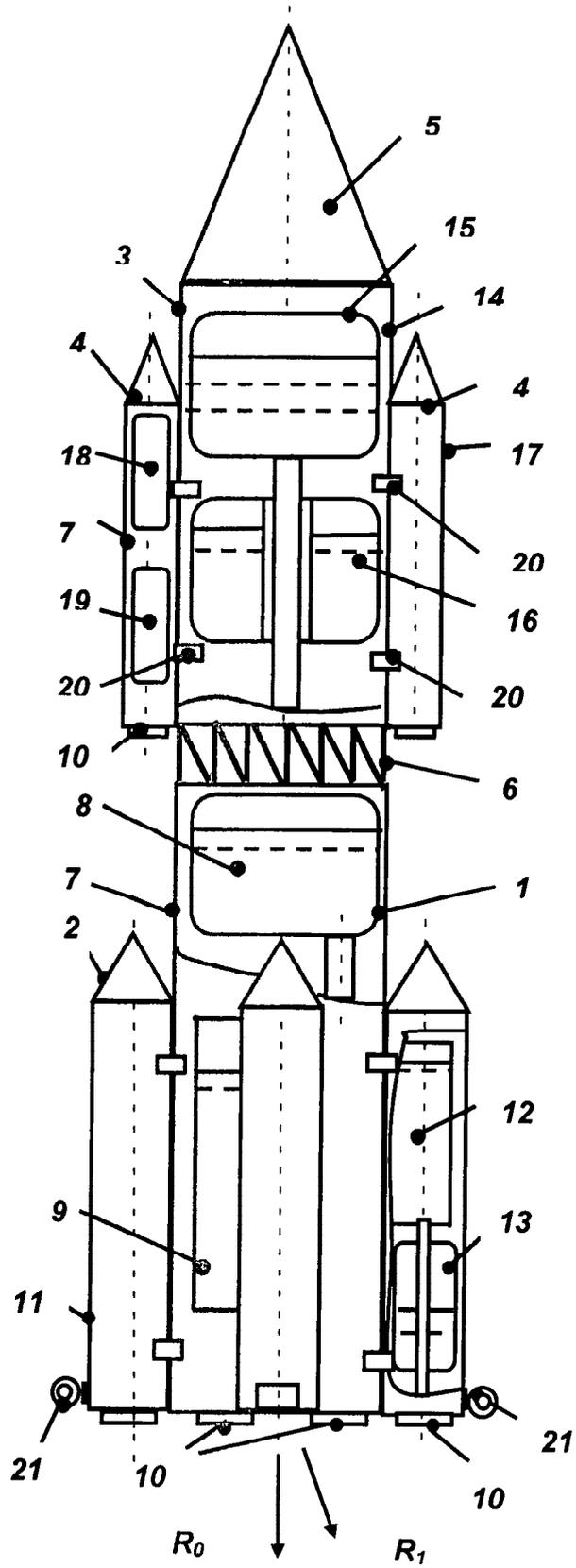
4. Многоступенчатая ракета-носитель по п.1, или 2, или 3, отличающаяся тем, что количество боковых ракетных блоков второй ступени соответствует количеству боковых ракетных блоков первой ступени.

5. 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.

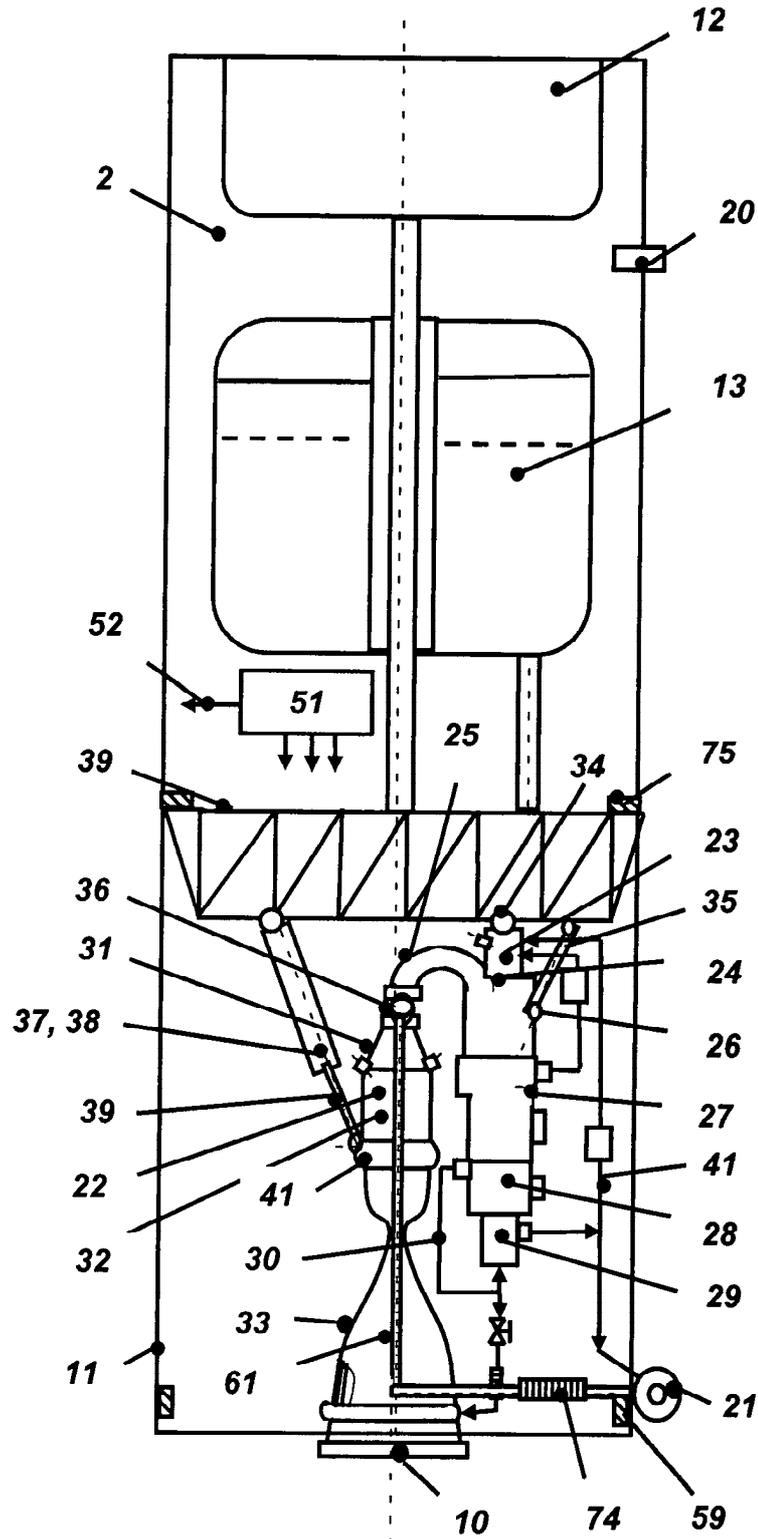
6. Блок сопел крена, содержащий два сопла крена, установленных оппозитно и объединенных в один узел, содержащий общий корпус, отличающийся тем, что пара сопел крена оборудована трехходовыми кранами газа и горючего, установленными между соплами крена и имеющими общий привод.

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

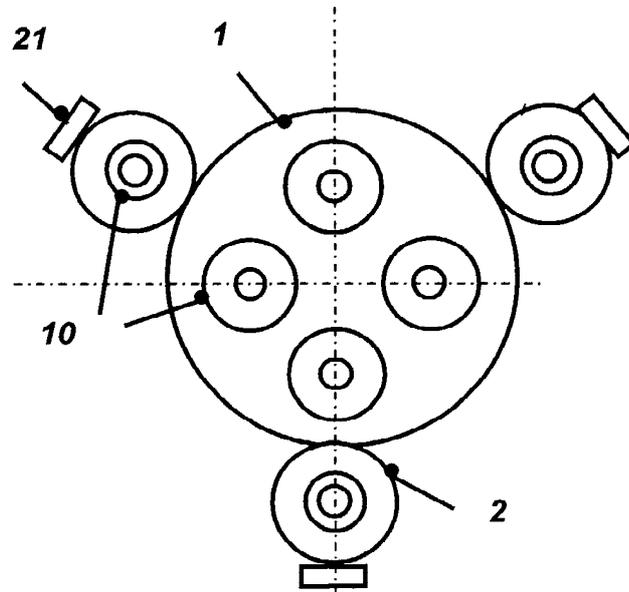
8. Блок сопел крена по п.6, отличающийся тем, что общий корпус оборудован крепежными элементами, соединяющими общий корпус с нижним силовым кольцом ракеты-носителя.



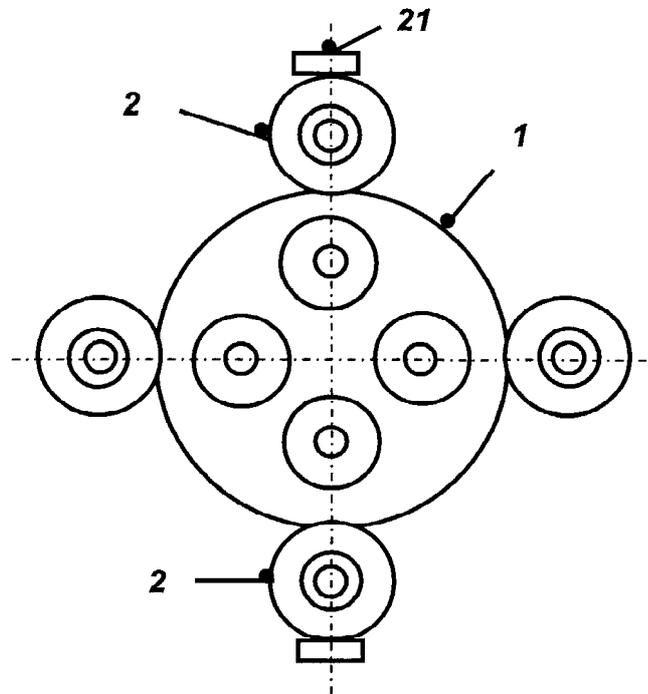
Фиг. 1



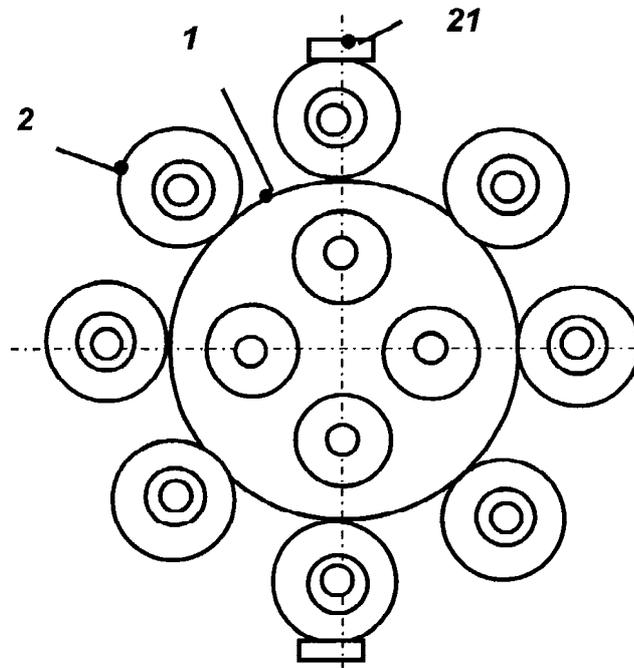
Фиг. 2



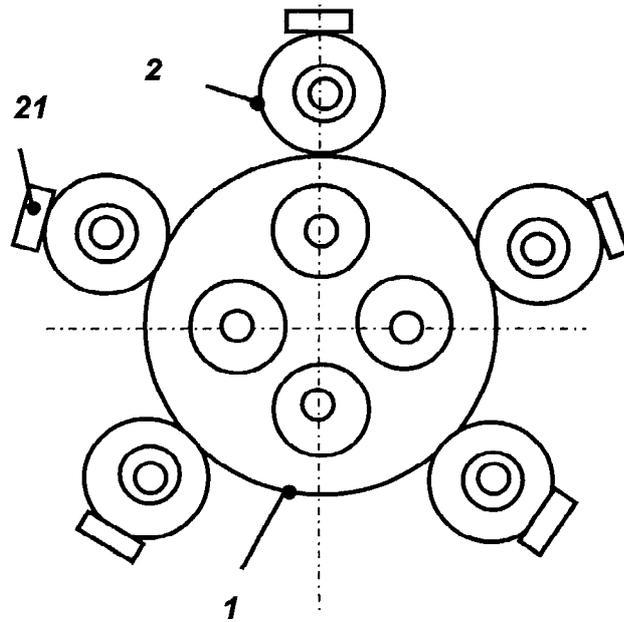
Фиг. 3



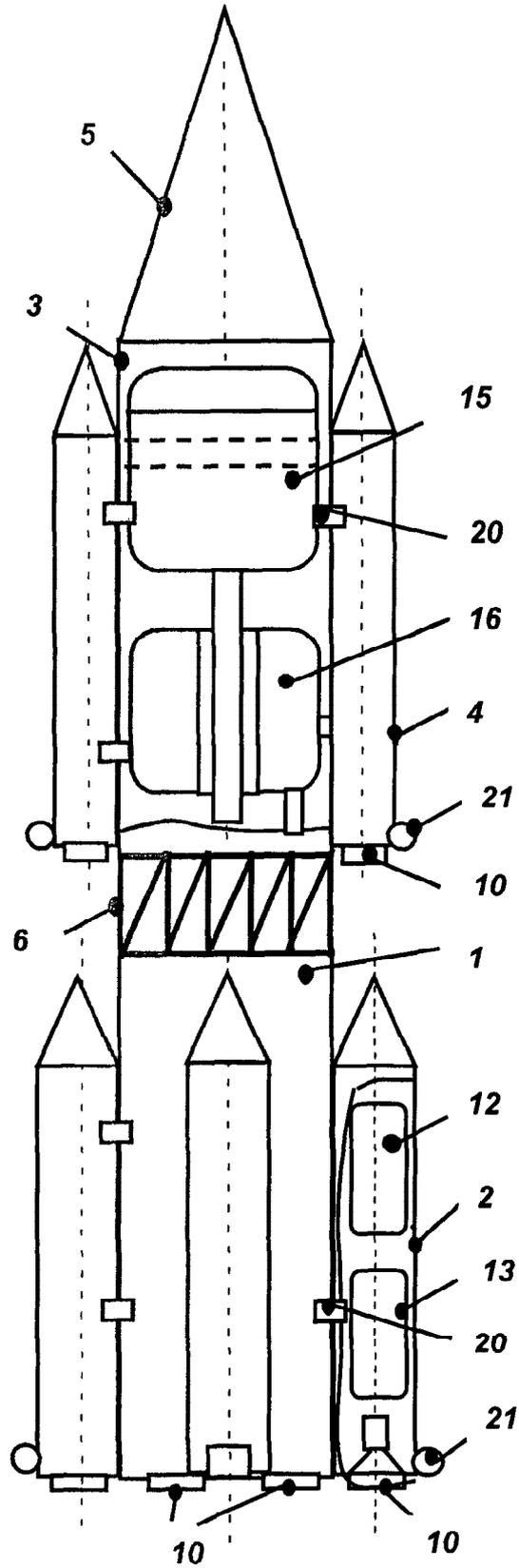
Фиг. 4



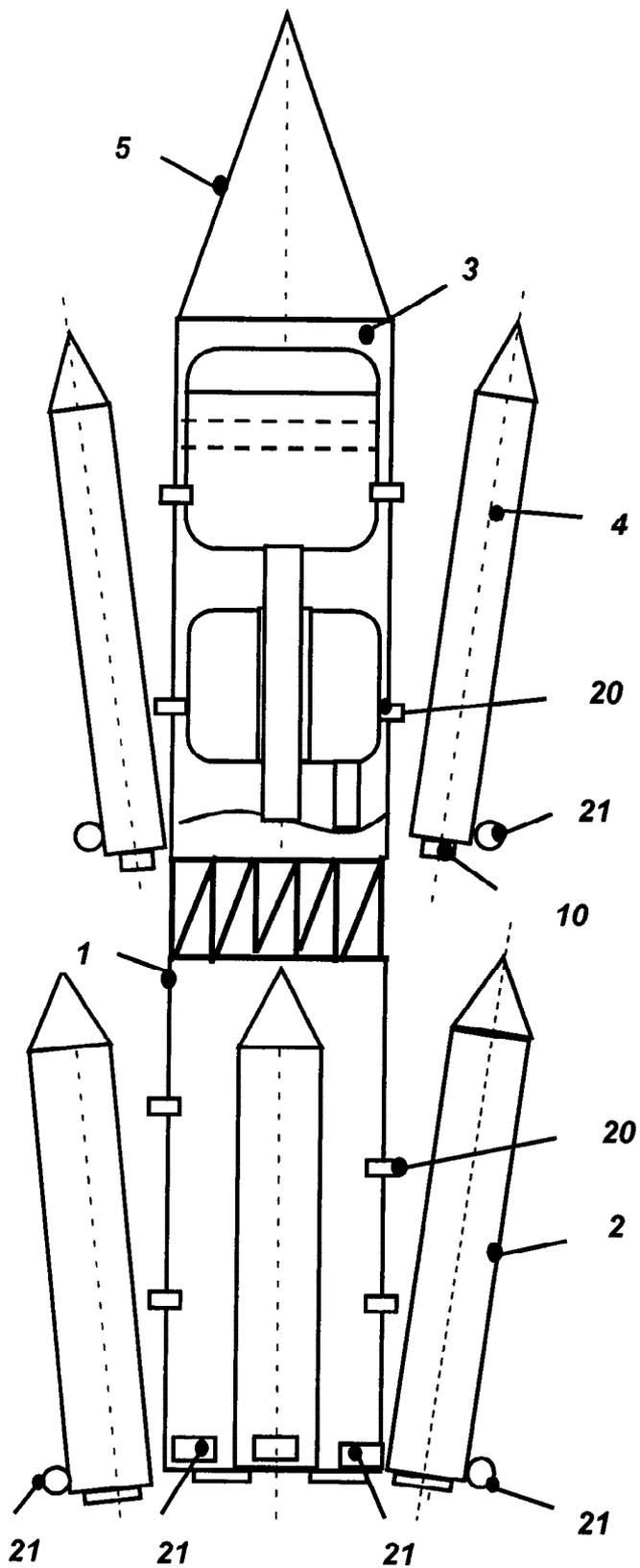
Фиг. 5



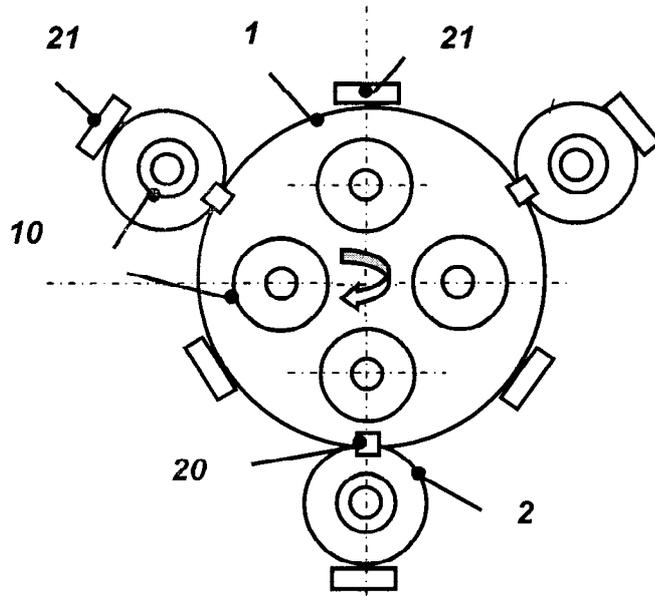
Фиг. 6



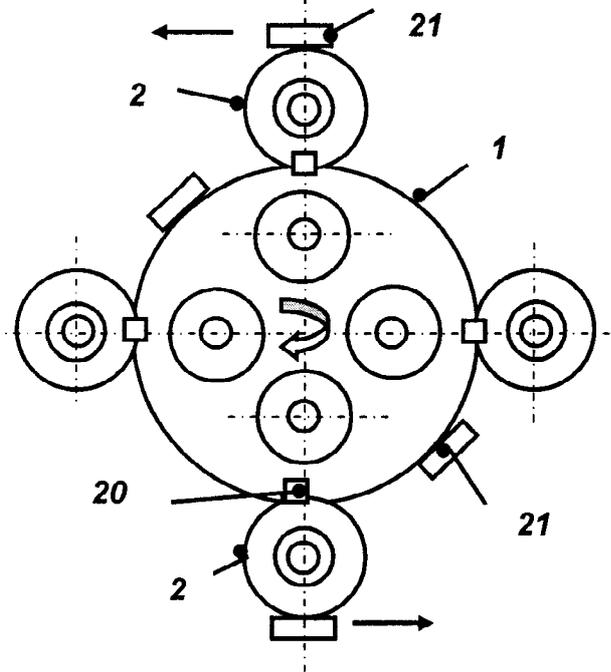
Фиг. 7



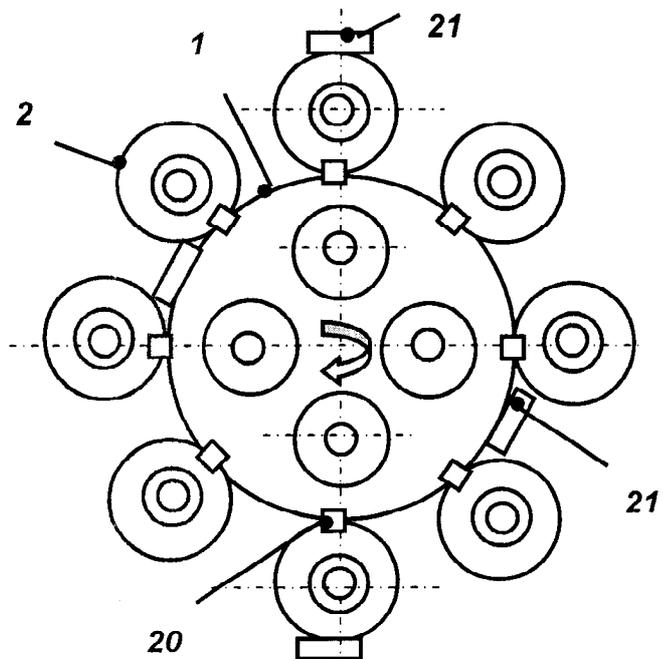
Фиг. 8



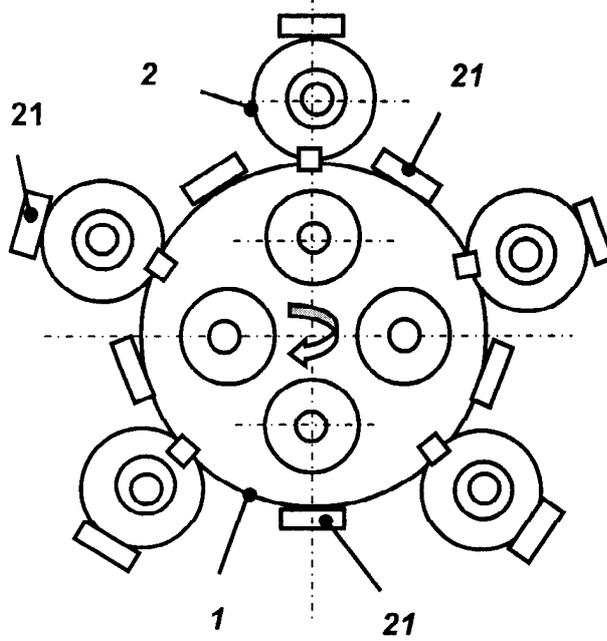
Фиг. 9



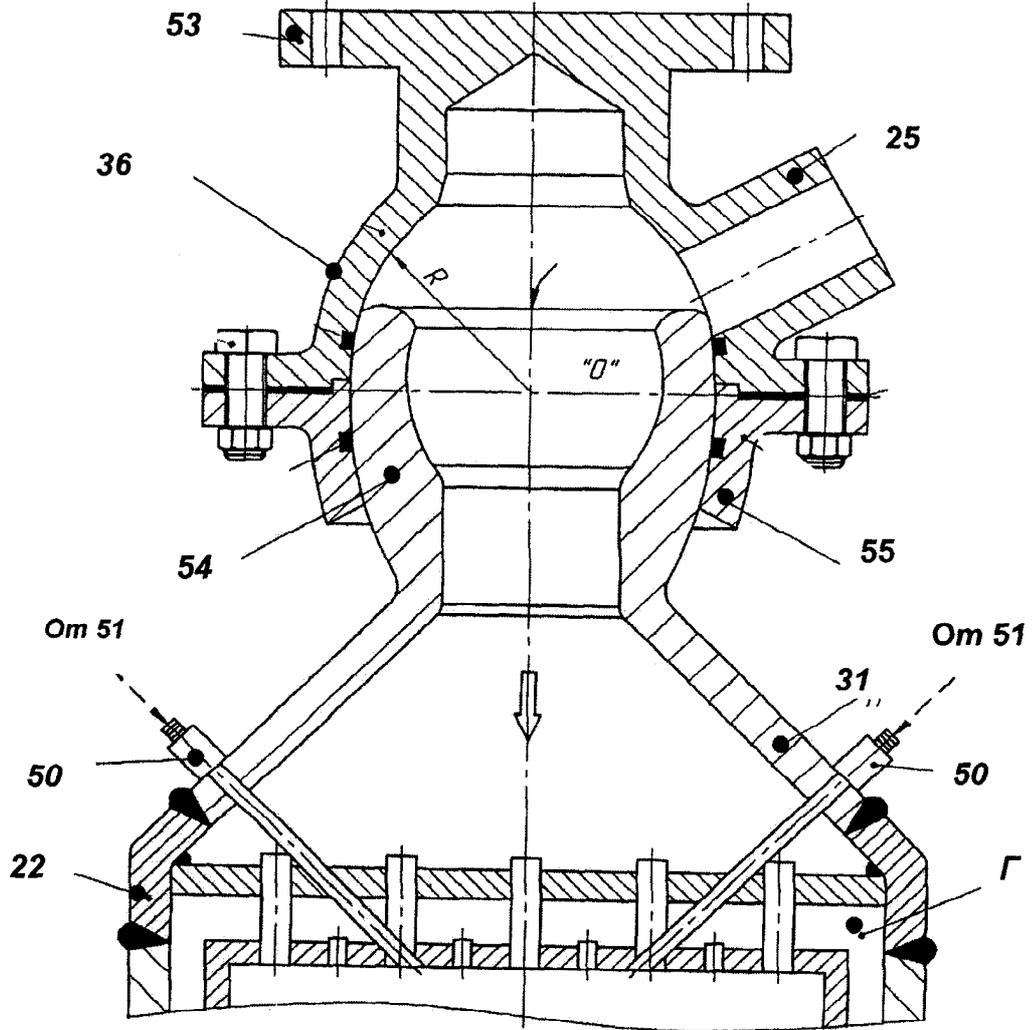
Фиг. 10



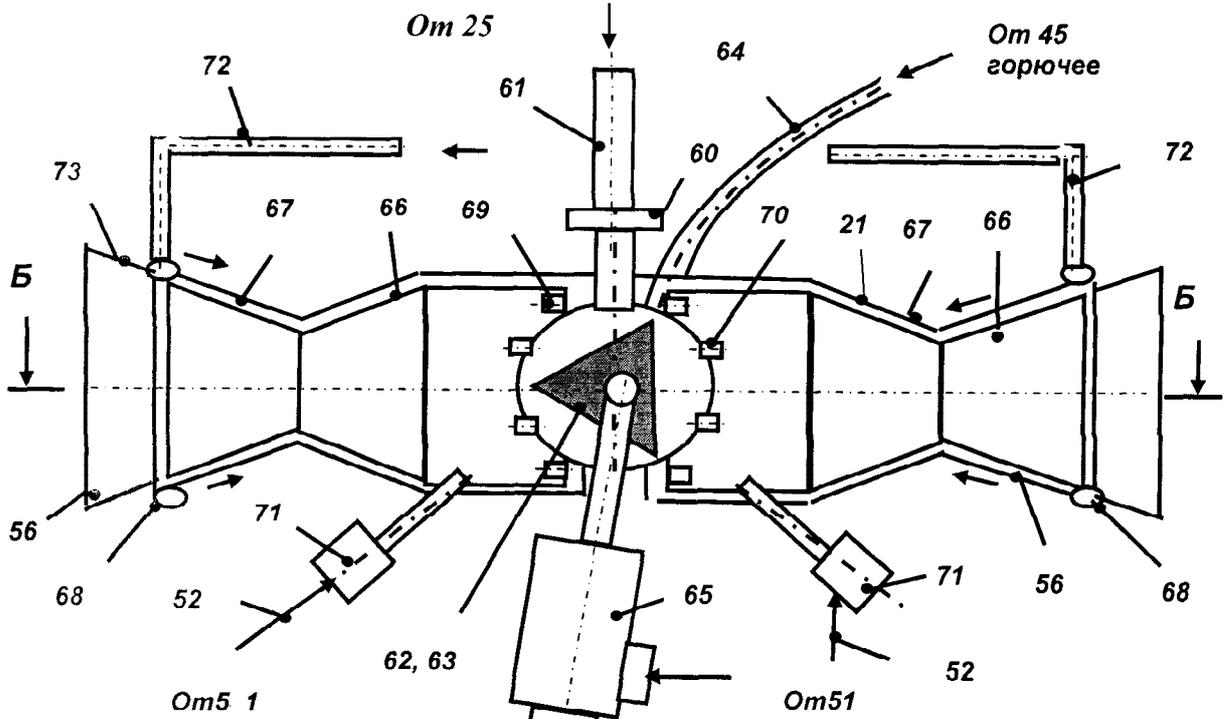
Фиг. 11



Фиг. 12

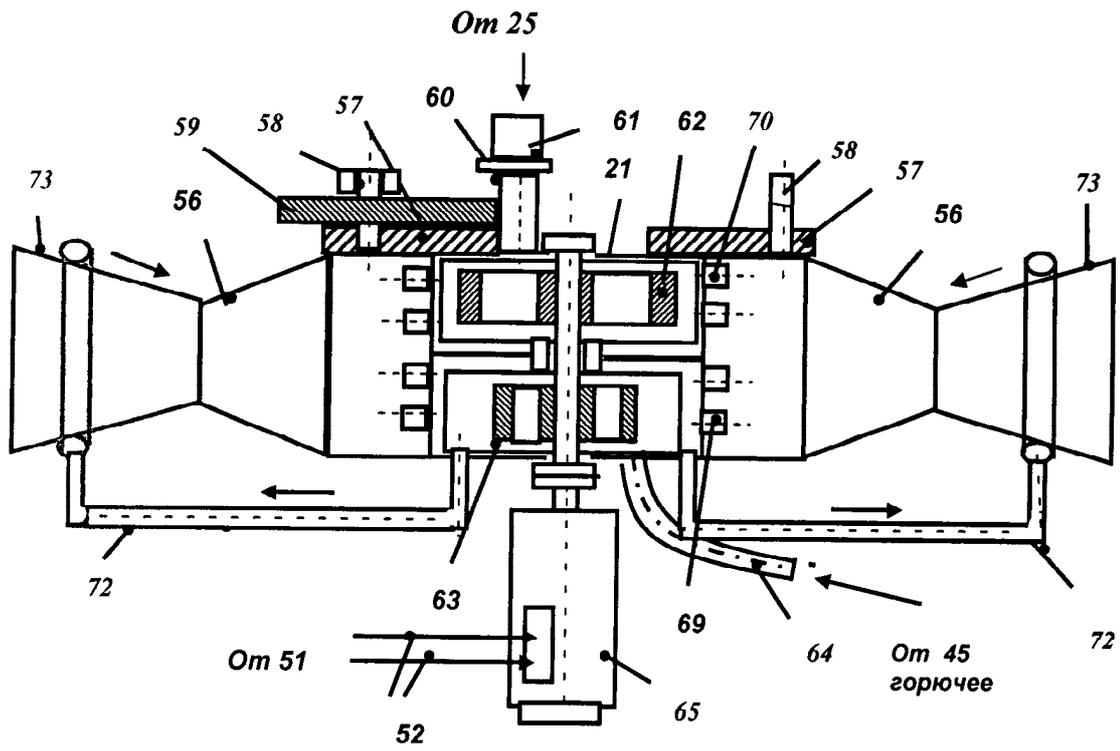


Фиг. 14



Фиг. 15

Б-Б



Фиг. 16