



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F42B 15/01 (2019.05); B64G 1/24 (2019.05)

(21)(22) Заявка: 2018115078, 24.04.2018

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
24.04.2018

Дата регистрации:
30.08.2019

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: 24.04.2018

(45) Опубликовано: 30.08.2019 Бюл. № 25

Адрес для переписки:
127273, Москва, Березовая аллея, 10, АО
"Корпорация "МИТ"

(72) Автор(ы):

Соломонов Юрий Семенович (RU),
Смазнов Андрей Николаевич (RU),
Первов Александр Юрьевич (RU),
Горбунов Николай Николаевич (RU),
Навагин Константин Викторович (RU),
Васильев Юрий Семенович (RU),
Солодов Александр Сергеевич (RU),
Сычев Антон Александрович (RU),
Шанаев Владимир Афанасиевич (RU),
Фомичев Александр Викторович (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Акционерное общество "Корпорация
"Московский институт теплотехники" (АО
"Корпорация "МИТ") (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: СОЛОМОНОВ Ю. С. и др.,
Космические ракетные комплексы с
твердотопливными ракетами Старт и Старт-
1, Москва, Универсум, 2000. RU 2428358 C1,
10.09.2011. RU 2569966 C1, 10.12.2015. RU
2478533 C1, 10.04.2013. RU 2481247 C1,
10.05.2013. US 5613653 A1, 25.03.1997.

(54) Головная часть космической ракеты-носителя и способ выведения космических аппаратов

(57) Реферат:

Группа изобретений относится к области ракетно-космической техники и может быть использована при проектно-конструкторской разработке высотных ступеней, предназначенных для выведения космических аппаратов - КА на околоземные орбиты. Технический результат - обеспечение возможности запуска нескольких однотипных или разнотипных КА с помощью одной ракеты-носителя - РН на собственные орбиты, увеличение площади наблюдения земной поверхности. Головная часть космической РН содержит два и более универсальных модуля с собственными двигательными установками - ДУ с четырьмя «толкающими» и четырьмя радиально

расположенными управляющими соплами с рулевыми приводами для обеспечения возможности изменения углового положения модуля с КА. Система управления модуля выполнена унифицированной, электрически связанной с бортовой аппаратурой спутниковой навигации. При этом каждый модуль обеспечивает возможность набора дополнительной скорости по отношению к первоначальной скорости. Одни из модулей с КА обеспечены возможностью полета в одной плоскости орбиты, а другие - возможностью полета в плоскости орбиты, находящейся к базовой плоскости орбиты под расчетным углом.

По способу при достижении спада давления в ДУ последней ступени ракеты-носителя до заданного уровня отстыковывают универсальные модули с космическим аппаратом. Включают ДУ этих модулей, обеспечивают набор заданной дополнительной скорости каждого модуля с КА по отношению к первоначальной скорости. При необходимости корректируют угол отклонения вектора тяги модуля и обеспечивают полет модуля КА в плоскости, находящейся под углом, который определяют по аналитическому выражению. За 20...30 с до момента отделения

КА переключают ДУ модуля на пониженный режим тяги, величину которой снижают в 10...15 раз по сравнению с номинальным значением. Прекращают работу «толкающих» управляющих сопел. Задействуют радиально расположенные управляющие сопла. Обеспечивают управление угловым положением модуля с КА. Придают заданную ориентацию КА к моменту его отделения, обеспечивают нулевую тягу ДУ модуля и отделяют КА от модуля. 2 н. и 1 з.п. ф-лы, 4 ил.

R U 2 6 9 8 8 3 8 C 1

R U 2 6 9 8 8 3 8 C 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
F42B 15/01 (2006.01)
B64G 1/24 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F42B 15/01 (2019.05); *B64G 1/24* (2019.05)

(21)(22) Application: **2018115078, 24.04.2018**

(24) Effective date for property rights:
24.04.2018

Registration date:
30.08.2019

Priority:

(22) Date of filing: **24.04.2018**

(45) Date of publication: **30.08.2019** Bull. № 25

Mail address:

**127273, Moskva, Berezovaya alleya, 10, AO
"Korporatsiya "MIT"**

(72) Inventor(s):

**Solomonov Yuriy Semenovich (RU),
Smaznov Andrej Nikolaevich (RU),
Pervov Aleksandr Yurevich (RU),
Gorbunov Nikolaj Nikolaevich (RU),
Navagin Konstantin Viktorovich (RU),
Vasilev Yuriy Semenovich (RU),
Solodov Aleksandr Sergeevich (RU),
Sychev Anton Aleksandrovich (RU),
Shanaev Vladimir Afanasievich (RU),
Fomichev Aleksandr Viktorovich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Aktsionernoe obshchestvo "Korporatsiya
"Moskovskij institut teplotekhniki" (AO
"Korporatsiya "MIT") (RU)**

(54) **HEAD OF SPACE CARRIER ROCKET AND METHOD OF LAUNCHING SPACECRAFTS**

(57) Abstract:

FIELD: astronautics.

SUBSTANCE: group of inventions relates to aerospace engineering and can be used in design development of high-altitude stages intended for launching spacecrafts into near-earth orbits. Head part of space rocket launcher comprises two or more universal modules with own propulsion units - PU with four "pushing" and four radially located control nozzles with steering drives to allow changing angular position of module from spacecraft. Module control system is unified, electrically connected to on-board satellite navigation equipment. Each module provides the possibility of additional speed set in relation to the initial speed. One of the modules from the spacecraft is provided with the possibility of flight in one orbital plane, and the others - possibility of flight in the orbit plane located to the orbital plane under the design angle. According to the method, when the PU pressure drop of the last stage of the carrier rocket reaches a given level, universal modules with a spacecraft are undocked. These modules are actuated to provide preset additional

speed for each module from spacecraft in relation to initial speed, including PU of these modules. If necessary, the angle of deviation of the module thrust vector is corrected and the spacecraft module flight in the plane located at the angle, which is determined by the analytical expression, is provided. For 20...30 s till the spacecraft separation, the module PU is switched to the lower thrust mode, the value of which is reduced in 10...15 times compared to rated value. Operation of pushing control nozzles is stopped. Radially located control nozzles are engaged. Angular position of the module from the spacecraft is controlled. Preset orientation of spacecraft by the moment of its separation is provided, zero thrust of PU module is provided, and spacecraft is separated from module.

EFFECT: technical result is possibility of launching several single-type or different-type spacecraft with the help of one carrier rocket to own orbits, larger area of observation of earth surface.

3 cl, 4 dwg

RU 2 698 838 C1

RU 2 698 838 C1

Предлагаемое изобретение относится к области ракетно-космической техники и может быть использовано при проектно-конструкторской разработке высотных ступеней, предназначенных для выведения космических аппаратов (КА) на околоземные орбиты.

5 В патенте «Ракета космического назначения RU 2025645 с1, 1994 г.» представлено описание конструкции высотной ступени, а в известной публикации: НТЦ «Комплекс-МИТ», Ю.С. Соломонов, А.П. Сухадольский и др. «Космические ракетные комплексы с твердотопливными ракетами «Старт» и «Старт-1», Москва, Универсум, 2000 г, представлено описание схемы выведения (КА) на околоземные орбиты космической
10 ракетой-носителем (КРН).

КРН представляет собой четырехступенчатую твердотопливную ракету, способную осуществить выведение малогабаритных КА на околоземные орбиты.

Для удобства изложения материала высотную ступень с КА будем называть головной частью (ГЧ) КРН (что соответствует первоначальному названию).

15 Главной конструктивной особенностью КРН является наличие на ней ГЧ, содержащей головной блок с КА и ступенью выведения. ГЧ КРН, содержащая головной блок с КА и ступень выведения, принята авторами за прототип.

Была предложена ГЧ космической ракеты-носителя (РН), содержащая отсек с двигательной установкой (ДУ), соединенной с обтекателем, внутри которого на
20 платформе посредством адаптера установлена полезная нагрузка, а во внутренней полости платформы подвешен герметичный приборный отсек с системой управления РН и аппаратурой системы измерения РН.

Способ выведения осуществляется следующим образом. После окончания основного участка работы ДУ последней ступени КРН задействуется ДУ ступени выведения,
25 работающая с постоянной тягой до полного выгорания топлива, после чего включается газореактивная система ориентации, установленная в районе сопла ДУ последней ступени. После завершения ориентации последней ступени КА отделяется и продолжает полет по заданной орбите.

Как показал анализ материалов прототипа, ГЧ КРН имеет некоторые недостатки, связанные с конструктивно-компоновочной схемой:
30

1. В связи с ограниченными энергетическими возможностями ДУ ДС (масса топлива ДУ ГЧ составляет примерно 4...5% от общей массы ГЧ КРН) после окончания работы ДУ последней ступени КРН на участке работы ДУ ГЧ приращение скорости
35 незначительно (1...1,5%), что не позволяет варьировать параметры орбиты (высоту, наклонение и др.). Это положение сохраняется для случая, когда предстоит запустить не один, а несколько малогабаритных КА, т.к. каждый из них будет иметь одну и ту же конечную скорость;

и схемой функционирования прототипа в полете:

1. В случае если КА относится к типу спутников, исследующих земную поверхность,
40 то один КА сможет обеспечить ограниченную зону наблюдения земной поверхности;

2. Для того, чтобы запустить на орбиту несколько разнотипных КА, т.е. имеющие различные целевые назначения, при заданной массе им высоте запуска, потребуется соответствующее количество КРН, что приведет к увеличению финансовых затрат.

Задачей изобретения является обеспечение возможности запуска нескольких
45 однотипных или разнотипных КА с помощью одной ракеты-носителя на собственные орбиты. В нем решаются также технические задачи по созданию более рациональной компоновки ГЧ КРН, повышению ее энергетических возможностей, позволяющих улучшить параметры орбиты (высоту, наклонение и др.), увеличить площадь наблюдения

земной поверхности.

Решение поставленной задачи достигается тем, что известная головная часть космической ракеты-носителя (РН), содержащая отсек с двигательной установкой, соединенной с обтекателем, внутри которого на платформе посредством адаптера установлена полезная нагрузка, а во внутренней полости платформы подвешен герметичный приборный отсек с системой управления ракеты-носителя и аппаратурой системы измерения ракеты-носителя, отличается тем, что полезная нагрузка содержит два и более универсальных модуля с собственными двигательными установками (ДУ) с четырьмя «толкающими» и четырьмя радиально расположенными управляющими соплами с рулевыми приводами, с системой управления, электрически связанной с бортовой аппаратурой спутниковой навигации (БАСН), антенны которой установлены по базам I и III и системой измерения и контроля, кроме того, ракета-носитель снабжена собственным БАСН, кроме того, универсальные модули закреплены на центральном основании с помощью пирозамковых устройств.

Устройство поясняется чертежами:

- Фиг. 1 - общий вид ступени выведения КА,
- Фиг. 2, 3 - фрагменты компоновки ступени,
- Фиг. 4 - схема разведения 2-х КА, выводимых одной РН.

Головная часть содержит обтекатель (1), два или три КА (2), каждый из которых снабжен универсальным модулем, состоящим из последовательно расположенных адаптера (3), герметичного приборного отсека (ГПО) с бесплатформенной системой управления (СУ) (4), электрически связанной с бортовой аппаратурой спутниковой навигации (БАСН) (5), отсека (6) с ДУ глубокого регулирования (7), снабженной четырьмя управляющими «толкающими» соплами (8) и четырьмя радиальными соплами (9) и рулевым приводом, аппаратуры системы измерений (СИ), расположенной на внешней поверхности отсека АО (10), КА с универсальными модулями, установленным на центральном основании (11) с помощью пирозамков (12), хвостовая часть (13) которого крепится к отсеку РН, на этой хвостовой части установлена БАСН РН (14)

Данное устройство реализует заявленный способ выведения КА за счет того, что в известном способе, при котором при достижении спада давления в ДУ последней ступени ракеты-носителя (РН) до уровня, близкого к нулю, задействуют ДУ модуля, в процессе работы которой система управления модуля определяет потребное время работы ДУ, обеспечивают приращение кажущейся скорости до первой космической, при достижении спада давления в ДУ до уровня, близкого к нулю, задействуют газореактивную систему ориентации (ГРСО), с помощью которой достигают заданной ориентации КА к моменту его отделения, отделяют КА от последней ступени РН, отличающимся тем, что, при достижении спада давления в ДУ последней ступени РН до уровня, равного $1...2 \text{ кг/см}^2$ отстыковывают универсальные модули с КА, включают ДУ этих модулей, обеспечивают набор дополнительной скорости каждого модуля с КА примерно 3,5...4 процента по отношению к первоначальной скорости, при необходимости корректируют угол отклонения вектора тяги модуля и обеспечивают полет так, что модуль КА-1 продолжает полет в плоскости орбиты (15), модуль КА-2 в плоскости орбиты (16), находящихся к базовой плоскости орбиты (17) под углами dF_i и $-dF_i$ соответственно, при этом точками пересечения указанных плоскостей орбит с плоскостью экватора (18) являются точки (19) и (20) соответственно. Угол dF_i определяется по формуле:

$$dF_i = 2 \cdot \arcsin\left(\frac{dV_{ДУ}}{V_1}\right),$$

за 20...30 секунд до момента отделения КА переключают ДУ модуля на пониженный режим тяги, величина которой снижается в 10...15 раз по сравнению с номинальным значением, прекращают работу «толкающих» управляющих сопел, задействуют радиально расположенные управляющие сопла, обеспечивают управление угловым положением модуля с КА, придают заданную ориентацию КА к моменту его отделения, обеспечивают нулевую тягу ДУ модуля, отделяют КА от модуля, где:

$dV_{ДУ}$ - запас характеристической скорости ДУ одного модуля с КА (определяется по формуле Циолковского);

V_1 - скорость движения КА по базовой орбите.

Анализ показывает, что величина такого угла составляет 2...2,5 градусов. Если в состав ступени выведения входят два модуля с КА, то суммарный угол между плоскостями орбит за счет маневра в противоположных направлениях составит 4...5 градусов. На поверхности Земли наибольшее расстояние, при этом, составит 470...500 км. Таким образом, можно существенно увеличить площадь обзора (обслуживания) земной поверхности по сравнению с одиночным КА, при запуске одной и той же РН.

Таким образом, предлагаемое изобретение, в котором ГЧ содержит два и более универсальных модуля с собственными двигательными установками с четырьмя «толкающими» и четырьмя радиально расположенными управляющими соплами с рулевыми приводами с системой управления, электрически связанной с бортовой аппаратурой спутниковой навигации, с системой измерения и контроля, при этом РН снабжена собственной БАСН, позволяет решить поставленную задачу, как в части конструкции, так и в части способа и является дальнейшим развитием возможностей существующих КРН, позволяющих с использованием одной ракеты-носителя произвести запуск нескольких малогабаритных КА на собственные околоземные орбиты, что приводит к существенному сокращению финансовых затрат.

(57) Формула изобретения

1. Головная часть космической ракеты-носителя, содержащая отсек с твердотопливной установкой, соединенной с обтекателем, внутри которого на платформе посредством адаптера установлена полезная нагрузка, а во внутренней полости платформы подвешен герметичный приборный отсек с системой управления ракеты-носителя и аппаратурой системы измерения ракеты-носителя, отличающаяся тем, что полезная нагрузка содержит два и более универсальных модуля с твердотопливными двигательными установками - ДУ с четырьмя толкающими и четырьмя радиально расположенными управляющими соплами с рулевыми приводами для обеспечения возможности изменения углового положения модуля с космическим аппаратом - КА. система управления модуля выполнена унифицированной, электрически связанной с бортовой аппаратурой спутниковой навигации, при этом каждый модуль обеспечивает возможность набора дополнительной скорости по отношению к первоначальной скорости, одни из модулей с КА обеспечены возможностью полета в одной плоскости орбиты, а другие - возможностью полета в плоскости орбиты, находящейся к базовой плоскости орбиты под расчетным углом.

2. Головная часть космической ракеты-носителя по п. 1, отличающаяся тем, что универсальные модули закреплены на центральном основании с помощью пирозамковых устройств.

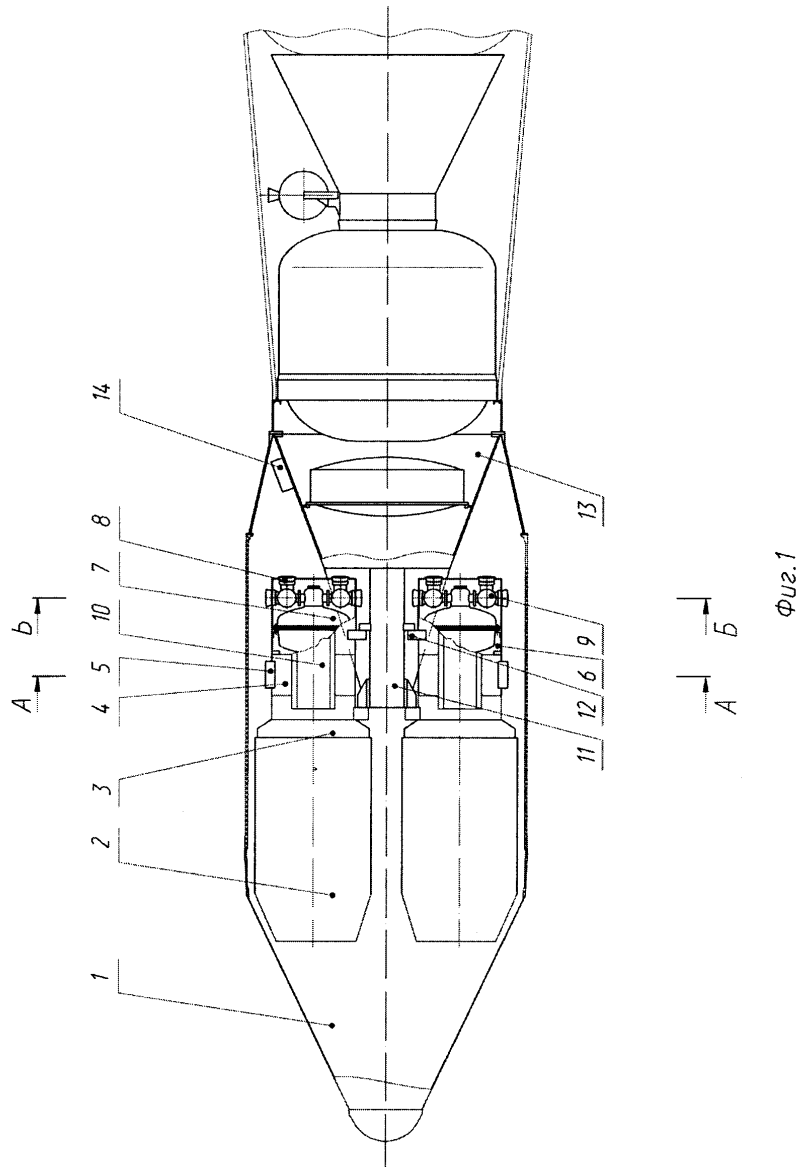
3. Способ выведения космического аппарата на орбиту, при котором при достижении спада давления в двигательной установке - ДУ последней ступени ракеты-носителя - РН до уровня, близкого к нулю, задействуют ДУ модуля, в процессе работы которой система управления модуля определяет требуемое время работы ДУ, обеспечивают приращение кажущейся скорости до первой космической, при достижении спада давления в ДУ до уровня, близкого к нулю, задействуют газореактивную систему ориентации - ГРСО, с помощью которой достигают заданной ориентации космического аппарата - КА к моменту его отделения, отделяют КА от последней ступени РН, отличающийся тем, что, при достижении спада давления в ДУ последней ступени РН до уровня, равного $1 \dots 2 \text{ кг/см}^2$, отстыковывают универсальные модули с КА, включают ДУ этих модулей, обеспечивают набор дополнительной скорости каждого модуля с КА примерно $(3,5 \dots 4)\%$ по отношению к первоначальной скорости, при необходимости корректируют угол отклонения вектора тяги модуля и обеспечивают полет модуля КА в плоскости, находящейся под углом dF_i по отношению к базовой плоскости, определяемым по формуле:

$$dF_i = 2 \arcsin \left(\frac{dV_{ДУ}}{V_1} \right),$$

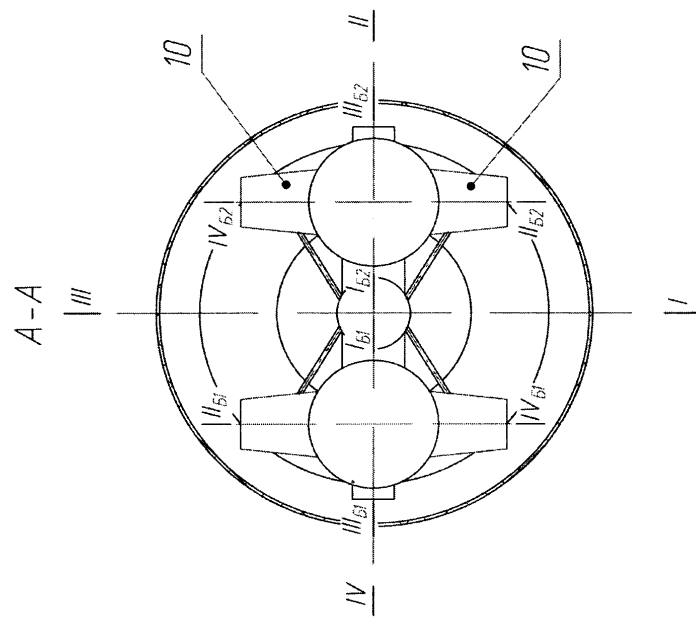
где $dV_{ДУ}$ - запас характеристической скорости ДУ одного модуля с КА;
 V_1 - скорость движения КА по базовой орбите,

за $20 \dots 30$ с до момента отделения КА переключают ДУ модуля на пониженный режим тяги, величину которой снижают в $10 \dots 15$ раз по сравнению с номинальным значением, прекращают работу «толкающих» управляющих сопел, задействуют радиально расположенные управляющие сопла, обеспечивают управление угловым положением модуля с КА, придают заданную ориентацию КА к моменту его отделения, обеспечивают нулевую тягу ДУ модуля, отделяют КА от модуля.

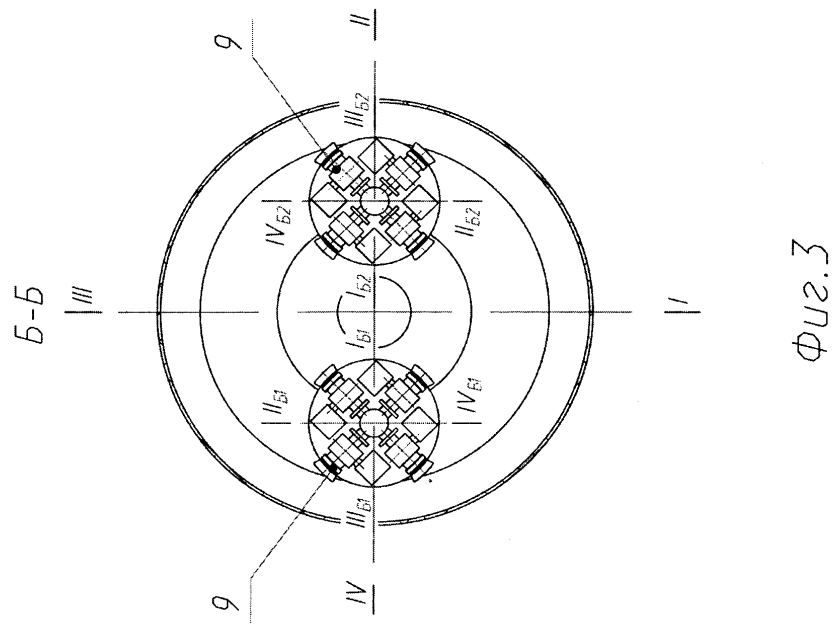
1

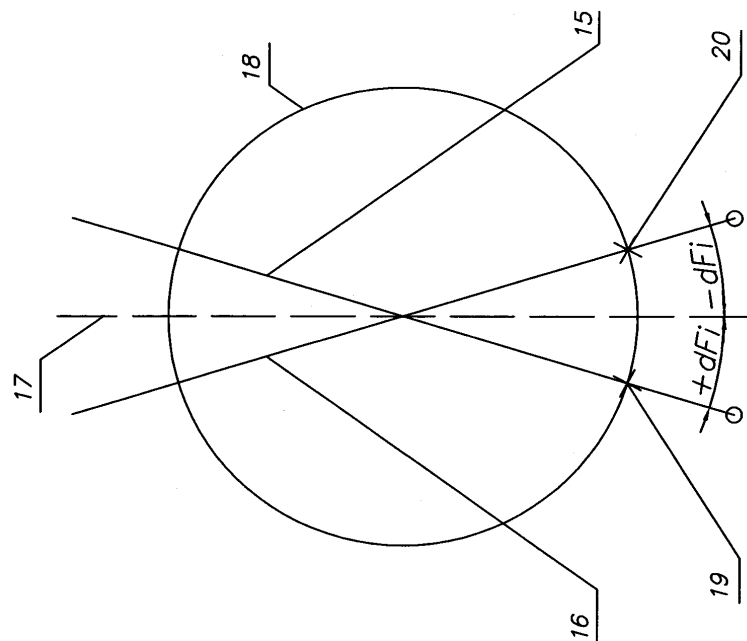


2



Фиг. 2





Фиг. 4