РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 570 745**(13) **C2**

(51) МПК
B64C 15/00 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2014115241/11, 17.04.2014**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
17.04.2014

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **17.04.2014**

(43) Дата публикации заявки: **27.10.2015** Бюл. № **30**

(45) Опубликовано: **10.12.2015** Бюл. № **34**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В., "Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива, Москва, изд. "Машиностроение", 1987 г., стр. 236-239. RU 2097286 C1, 27.11.1997. US 4183478 A, 15.01.1980.**

Адрес для переписки:
141980, Московская обл., г. Дубна, ул. Жуковского, 2а, ОАО "ГосМКБ "РАДУГА" им. А.Я. Березняка", патентный отдел

(72) Автор(ы):
Ерахтин Михаил Михайлович (RU),
Мищенко Анатолий Петрович (RU),
Семененко Юрий Николаевич (RU),
Чернов Леонид Александрович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
ОТКРЫТОЕ АКЦИОНЕРНОЕ ОБЩЕСТВО "ГОСУДАРСТВЕННОЕ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНОЕ КОНСТРУКТОРСКОЕ БЮРО "РАДУГА" ИМЕНИ А.Я. БЕРЕЗНЯКА" (RU)

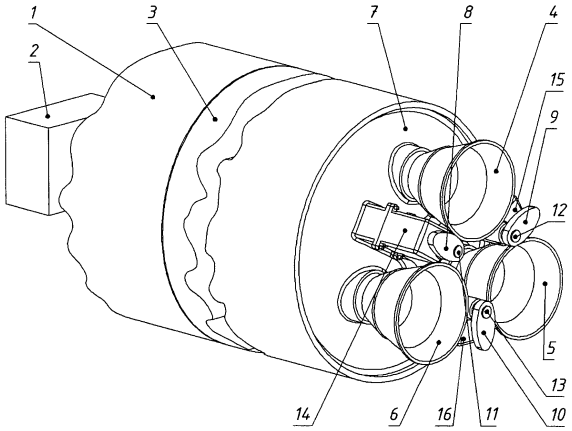
(54) СПОСОБ УПРАВЛЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫМ АППАРАТОМ, СНАБЖЕННЫМ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКОЙ С РЕАКТИВНЫМИ СОПЛАМИ

(57) Реферат:

Изобретение относится к управлению летательным аппаратом (ЛА) снабженным двигательной установкой с реактивными соплами. Способ управления заключается в размещении не менее трех реактивных сопел на донном срезе корпуса летательного аппарата вокруг продольной оси и периодическом введении интерцепторов реверсным приводом в газовую струю соседнего с интерцептором реактивного сопла. Для управления летательным аппаратом используют по меньшей мере три интерцептора, расположенные между различными соседними реактивными соплами. Реверсным приводом обеспечивают периодический ввод каждого интерцептора в любую, необходимую для управления, газовую струю соседних с интерцептором реактивных сопел. Техническим результатом изобретения является увеличение эффективности управления интерцепторами по крену ЛА. 7 ил.

RU 2570745 C2

RU 2570745 C2



Фиг. 1

RU 2570745 C2

RU 2570745 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 570 745**(13) **C2**

(51) Int. Cl.
B64C 15/00 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2014115241/11, 17.04.2014**

(24) Effective date for property rights:
17.04.2014

Priority:
(22) Date of filing: **17.04.2014**

(43) Application published: **27.10.2015** Bull. № **30**

(45) Date of publication: **10.12.2015** Bull. № **34**

Mail address:
141980, Moskovskaja obl., g. Dubna, ul. Zhukovskogo, 2a, OAO "GosMKB "RADUGA" im. A.Ja. Bereznjaka", patentnyj otdel

(72) Inventor(s):
Erakhtin Mikhail Mikhajlovich (RU),
Mishchenko Anatolij Petrovich (RU),
Semenenko Jurij Nikolaevich (RU),
Chernov Leonid Aleksandrovich (RU)

(73) Proprietor(s):
OTKRYTOE AKTsIONERNOE OBShchESTVO "GOSUDARSTVENNOE MAShINOSTROITEL'NOE KONSTRUKTORSKOE BJuRO "RADUGA" IMENI A.Ja. BEREZNJaKA" (RU)

(54) CONTROL OVER AIRCRAFT EQUIPPED WITH ENGINE WITH JET NOZZLES

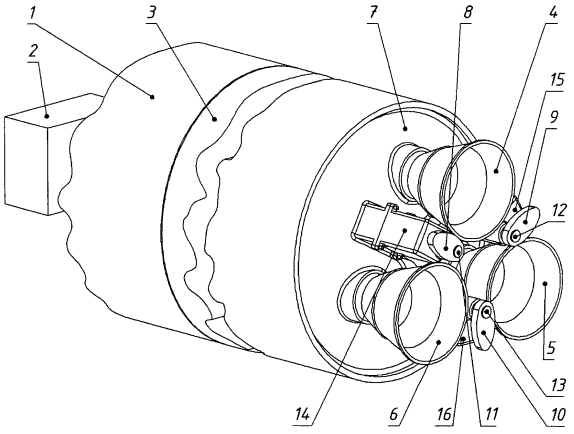
(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: this control method consists fitting at least three jet nozzles at aircraft airframe bottom edge and in intermittent feed of spoiler ailerons by push-and-pull drive to gas jet of jet nozzle adjacent spoiler gas jet. At least three spoilers are used for control over aircraft arranged between different adjacent jet nozzles. Said push-and-pull drive feed intermittently every spoiler to whatever jet nozzle gas jet adjacent to spoiler.

EFFECT: higher efficiency of aircraft roll control.

7 dwg



Фиг. 1

RU 2570745 C2

RU 2570745 C2

Изобретение относится к управлению летательным аппаратом (ЛА) в полете с использованием реактивной силы струи двигательной установки.

Известны способы управления движением ЛА воздействием на струю газов реактивного сопла двигательной установки (И.Х.Фахрутдинов, А.В.Котельников, "Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива". М.: Машиностроение, 1987 г., стр.215-253). Наиболее простой способ управления летательным аппаратом, снабженным двигательной установкой с реактивным соплом, принятый за прототип, представлен на стр.236-239, рис.9.30а и 9.316 и заключается в периодическом введении интерцепторов реверсным приводом в различные участки по периферии газовой струи за срезом реактивного сопла, в зависимости от необходимого направления движения летательного аппарата. Интерцептор вводится в газовую струю периодически, на время создания управляющего усилия. Для управления ЛА по трем каналам (тангаж, рыскание и крен) используют восемь интерцепторов, расположенных вне реактивного сопла по его периферии. Четыре интерцептора, расположенные попарно противоположно, обеспечивают управление ЛА по курсу и тангажу, а остальные четыре, также расположенные попарно противоположно, используются для управления по крену, при этом плоскости их поверхностей, направленные навстречу потоку газов в струе, скошены под углом к оси, с попарно противоположным направлением угла скоса. Для создания управляющего момента по крену достаточен небольшой угол скоса (1-2°). Известный способ может быть реализован и при размещении нескольких реактивных сопел двигательной установки на донном срезе корпуса летательного аппарата вокруг продольной оси.

Существенными признаками прототипа, совпадающими с предлагаемым способом? являются следующие: способ управления летательным аппаратом, снабженным двигательной установкой с реактивными соплами, заключающийся в размещении не менее трех реактивных сопел на донном срезе корпуса летательного аппарата вокруг продольной оси и периодическом введении интерцепторов реверсным приводом в газовую струю соседнего с интерцептором реактивного сопла, в зависимости от необходимого направления движения летательного аппарата.

В прототипе для управления движением ЛА используется восемь интерцепторов и восемь приводов для их вращения, что усложняет систему управления. Кроме того, для создания управляющего момента по крену площадь поверхности четырех интерцепторов используется с эффективностью 1,7-3,5% (пропорционально тангенсу угла скоса их поверхности), что увеличивает затраты энергии двигательной установки на управление по крену ЛА.

Техническим результатом, на решение которого направлено изобретение, является уменьшение количества интерцепторов и их приводов и увеличение эффективности управления интерцепторами по крену ЛА.

Для решения поставленной задачи в способе управления летательным аппаратом, снабженным двигательной установкой с реактивными соплами, заключающемся в размещении не менее трех реактивных сопел на донном срезе корпуса летательного аппарата вокруг продольной оси и периодическом введении интерцепторов реверсным приводом в газовую струю соседнего с интерцептором реактивного сопла, в зависимости от необходимого направления движения летательного аппарата, для управления летательным аппаратом используют по меньшей мере три интерцептора, которые располагают между различными соседними реактивными соплами, и реверсным приводом обеспечивают периодический ввод каждого интерцептора в любую, необходимую для управления, газовую струю соседних с интерцептором реактивных

сопел.

Отличительными признаками способа управления летательным аппаратом, снабженным двигательной установкой с реактивными соплами, являются следующие - для управления летательным аппаратом используют по меньшей мере три интерцептора, которые располагают между различными соседними реактивными соплами, и реверсным приводом обеспечивают периодический ввод каждого интерцептора в любую, необходимую для управления, газовую струю соседних с интерцептором реактивных сопел.

Благодаря наличию указанных отличительных признаков в совокупности с известными достигается следующий технический результат: для управления движением ЛА достаточно трех интерцепторов и трех реверсных приводов, при этом уменьшаются затраты энергии на управление по крену.

Предложенное техническое решение может найти применение в космической и авиационной технике при полетах с большой скоростью, когда управление движением ЛА посредством отклонения аэродинамических поверхностей в обтекающем потоке воздуха невозможно или малоэффективно.

Сущность предлагаемого решения поясняется чертежами.

На фиг.1 представлен вид хвостовой части ЛА с установленными на донном срезе его корпуса реактивными соплами и интерцепторами.

На фиг.2 и 3 представлен вид сзади на хвостовую часть ЛА с положением интерцепторов при управлении движением ЛА по каналу рыскания в левую и правую сторону, соответственно.

На фиг.4 и 5 представлен вид сзади на хвостовую часть ЛА с положением интерцепторов при управлении движением ЛА по каналу тангажа на кабрирование (набор высоты) и на пикирование (уменьшение высоты полета), соответственно.

На фиг.6 и 7 представлен вид сзади на хвостовую часть ЛА с положением интерцепторов при управлении движением ЛА по каналу крена, по часовой стрелке и против часовой стрелки, соответственно.

Представленное на чертежах устройство содержит корпус 1, включающий систему 2 управления, двигательную установку 3 с реактивными соплами 4-6, установленными на донном срезе 7 корпуса 1 вокруг продольной оси, а также интерцепторы 8-10, установленные сбоку от реактивных сопел 4-6, за уровнем их среза, на поворотных осях 11-13, соединенных с реверсными приводами 14-16, сообщенными с системой 2 управления. Реверсный привод 14 выполнен с возможностью периодического введения интерцептора 8 в любую необходимую для управления движением ЛА газовую струю соседних с ним реактивных сопел 4 или 6. Реверсный привод 15 выполнен с возможностью периодического введения интерцептора 9 в любую необходимую для управления движением ЛА газовую струю соседних с ним реактивных сопел 4 или 5. Реверсный привод 16 выполнен с возможностью периодического введения интерцептора 10 в любую необходимую для управления движением ЛА газовую струю соседних с ним реактивных сопел 5 или 6.

Устройство работает следующим образом.

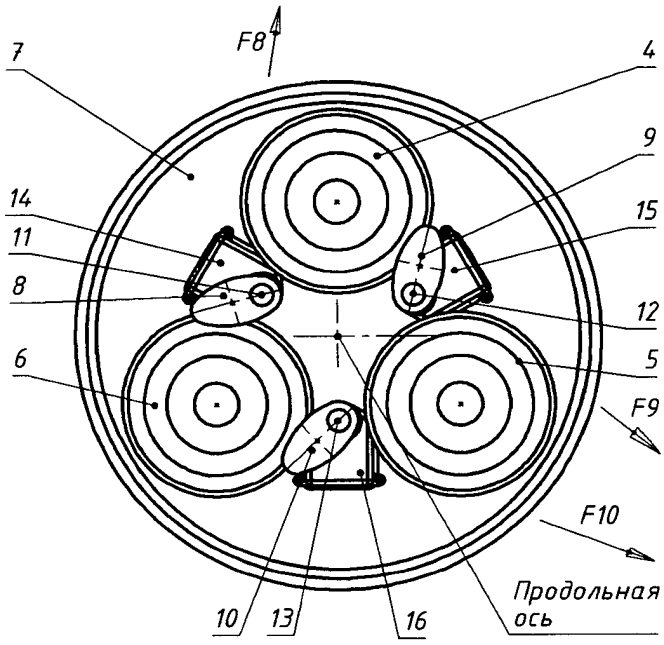
Для управления движением ЛА по каналу рыскания, налево от направления движения корпуса 1 (фиг.1), система 2 управления задействует реверсный привод 16 (фиг.2) для вращения оси 13 по часовой стрелке, а реверсные приводы 14 и 15 - для вращения осей 11 и 12 против часовой стрелки. При этом установленный на оси 13 интерцептор 10 вводится в газовую струю за срезом реактивного сопла 6, а интерцепторы 8 и 9, установленные на осях 11 и 12, вводятся в газовые струи за срезом реактивных сопел

6 и 4, соответственно. На участках стенок реактивных сопел 4 и 6 перед поверхностями стенок интерцепторов, соответственно 8-10, образуются зоны повышенного давления за счет торможения газового потока, которые формируют силу F10, действующую на стенку реактивного сопла 6 и через его крепление (на чертежах не показано) на заднюю часть корпуса 1 направо от направления его движения, момент силы F10 относительно продольной оси корпуса 1, направленный на вращение корпуса 1 против часовой стрелки, а также силу F8, действующую на противоположную стенку реактивного сопла 6, и силу F9, действующую на стенку реактивного сопла 5. При этом приводы 14 и 15 поворачивают оси 11 и 12 на меньший угол, по сравнению с углом поворота оси 13 приводом 16, таким образом, чтобы момент вращения корпуса 1 силами F8 и F9 по часовой стрелке уравновешивал момент вращения корпуса 1 силой против часовой стрелки. При этом под действием горизонтальных составляющих сил F8-F10 корпус 1 поворачивался относительно оси, перпендикулярной его продольной оси и проходящей через центр тяжести (ЛА) с направлением носовой части корпуса 1 налево от направления движения, совершая маневр по каналу рыскания в левую сторону без вращения вокруг своей оси. Изменение движения ЛА по каналу рыскания, направо от направления движения корпуса 1, фиг.3, осуществляется аналогично. Отличие заключается в том, что система 2 управления задействует привод 16 для вращения оси 13 против часовой стрелки и интерцептор 10 погружается в газовую струю реактивного сопла 5, а приводы 14 и 15 задействуются для вращения осей, соответственно 11 и 12 по часовой стрелке, обеспечивая погружение интерцепторов 8 и 9 в газовые струи реактивных сопел, соответственно 4 и 5. При этом соотношение сил F8, F9 и F10 сохраняется, а их направление меняется, обеспечивая маневр корпуса 1 ЛА по каналу рыскания, направо от направления его движения и без вращения вокруг его продольной оси. Для изменения движения ЛА по каналу тангажа вверх от направления движения корпуса 1 (фиг.4, набор высоты) приводы 14 и 15 поворачивают оси, соответственно, 11 по часовой стрелке, а 12 против часовой стрелки, на одинаковый угол, обеспечивая погружение интерцепторов 8 и 9 в газовую струю реактивного сопла 4, с формированием сил F8 и F9, направленных вниз, с наклоном к вертикальной плоскости симметрии корпуса 1. Силы F8 и F9 раскладываются на боковые составляющие F8-1 и F9-1 уравновешивающие друг друга, и вертикальные составляющие F8-2 и F9-2, которые поворачивают корпус 1 в вертикальной плоскости вокруг горизонтальной оси, проходящей через центр тяжести ЛА, с увеличением тангажа (угла наклона продольной оси корпуса 1 к горизонту). Уменьшение угла тангажа осуществляется аналогично. Отличие заключается в том, что система 2 (фиг.1) управления ЛА задействует приводы 14 и 15 (фиг.5) для вращения осей, соответственно, 11 против часовой стрелки, и 12 по часовой стрелке, при этом интерцепторы 8 и 9 погружаются в газовые струи реактивных сопел, соответственно, 6 и 5 (фиг.5), силы F8 и F9, направлены вверх, под углом к вертикальной плоскости симметрии корпуса 1 ЛА, а их вертикальные составляющие F8-2 и F9-2 обеспечивают поворот корпуса 1 в вертикальной плоскости относительно горизонтальной оси, проходящей через центр тяжести корпуса 1, с уменьшением угла тангажа. Для управления по каналу крена, с поворотом корпуса 1 вокруг продольной оси по часовой стрелке, система 2 (фиг.1) управления задействует приводы 14-16 (фиг.6) для поворота осей, соответственно, 11-13 против часовой стрелки на одинаковый угол, при этом интерцепторы 8-10 погружаются в газовые струи реактивных сопел, соответственно, 6, 4 и 5, с формированием сил, соответственно F8 - F10, их равнодействующая сила (векторная сумма равна нулю), а действующий на корпус 1 момент вращения, относительно его продольной оси равный сумме произведений

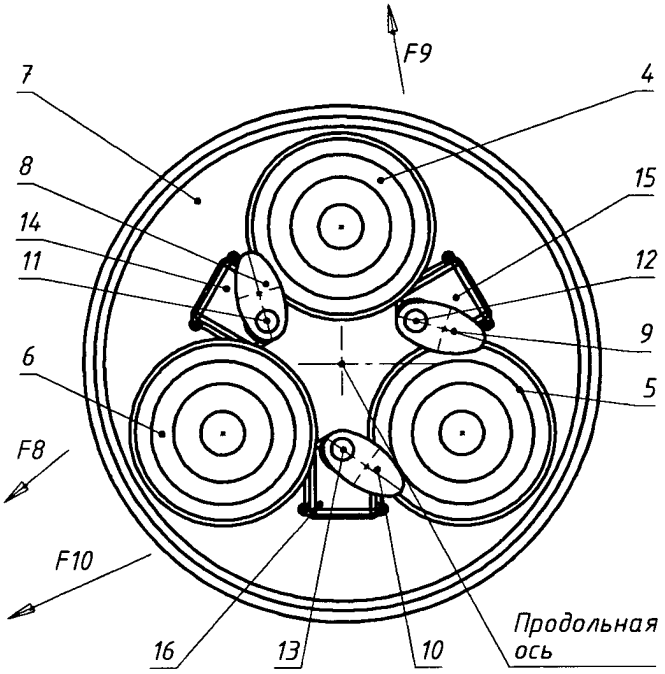
величины каждой силы на кратчайшее расстояние (перпендикуляр) от точки ее приложения до продольной оси корпуса 1, поворачивает корпус 1 вокруг его продольной оси по часовой стрелке. Управление по каналу крена с поворотом корпуса 1 вокруг продольной оси против часовой стрелки осуществляется аналогично. Отличие заключается в том, что система 2 (фиг.1) управления ЛА задействует приводы 14-16 (фиг.7) для поворота осей, соответственно, 11-13 по часовой стрелке на одинаковый угол, при этом интерцепторы 8-10 погружаются в газовые струи реактивных сопел, соответственно, 4, 5 и 6, с формированием сил F8 - F10, поворачивающих корпус 1 вокруг его продольной оси против часовой стрелки. Возможны также и более сложные варианты управления движением ЛА, представляющие собой комбинацию описанных вариантов, например поворот корпуса 1 по каналу рыскания с поворотом по каналу крена, с набором высоты или снижением, при этом система 2 управления ЛА варьирует углами поворота интерцепторов 8-10 и периодом (импульсом) их введения в газовые струи реактивных сопел 4-6, обеспечивая необходимое движение ЛА.

Формула изобретения

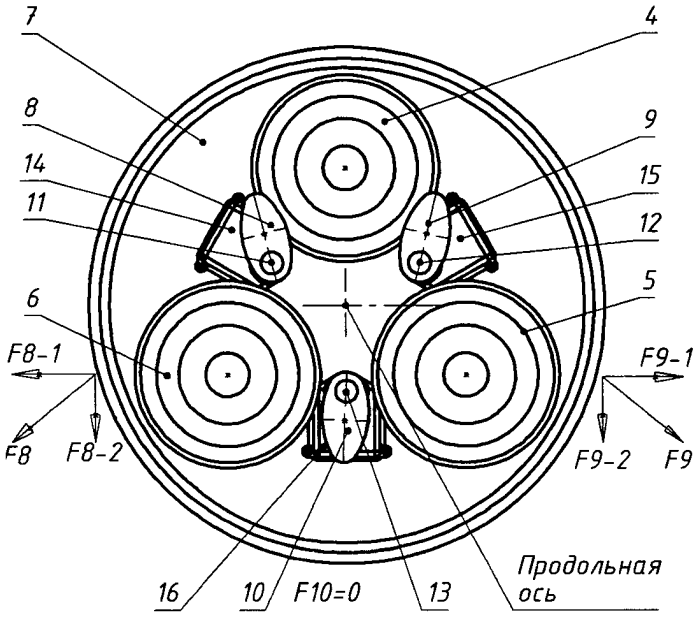
Способ управления летательным аппаратом, снабженным двигательной установкой с реактивными соплами, заключающийся в размещении не менее трех реактивных сопел на донном срезе корпуса летательного аппарата вокруг продольной оси и периодическом введении интерцепторов реверсным приводом в газовую струю соседнего с интерцептором реактивного сопла, в зависимости от необходимого направления движения летательного аппарата, отличающийся тем, что для управления летательным аппаратом используют по меньшей мере три интерцептора, которые располагают между различными соседними реактивными соплами, и реверсным приводом обеспечивают периодический ввод каждого интерцептора в любую, необходимую для управления, газовую струю соседних с интерцептором реактивных сопел.


F8
7
4
9
14
15
11
8
12
6
5
F9
F10
Продольная ось
10
13
16

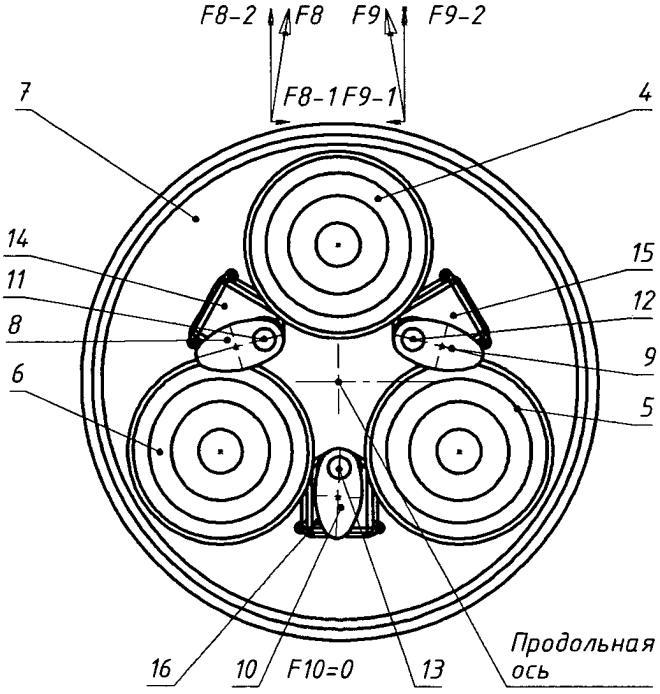
Фиг. 2


F9
7
4
8
15
14
12
11
9
6
5
F8
F10
Продольная ось
16
13
10

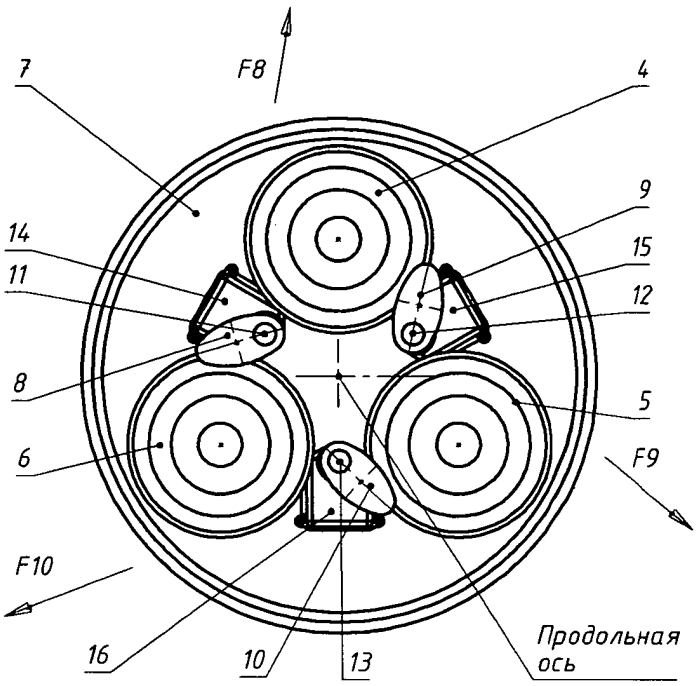
Фиг. 3


7
4
8
9
14
15
11
12
5
6
F8-1
F9-1
F8
F8-2
F9-2
F9
16
10
F10=0
13
Продольная ось

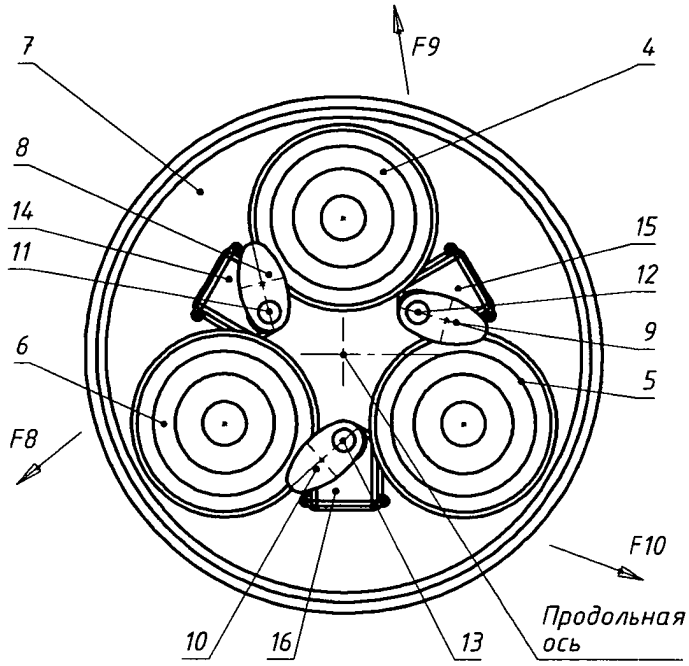
Фиг. 4


F8-2
F8
F9
F9-2
F8-1
F9-1
7
4
14
15
11
12
8
9
6
5
16
10
F10=0
13
Продольная ось

Фиг. 5


7
F8
4
9
14
15
11
12
8
5
6
F9
F10
16
10
13
Продольная ось

Фиг. 6


7
F9
4
8
14
15
11
12
9
6
5
F8
F10
10
16
13
Продольная ось

Фиг. 7