РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 632 061** (13) **C2**

(51) МПК
F01D 17/16 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2013155488, 31.05.2012**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
31.05.2012

Дата регистрации:
02.10.2017

Приоритет(ы):
(30) Конвенционный приоритет:
01.06.2011 FR 1154801

(43) Дата публикации заявки: **20.07.2015** Бюл. № **20**

(45) Опубликовано: **02.10.2017** Бюл. № **28**

(85) Дата начала рассмотрения заявки PCT на национальной фазе: **09.01.2014**

(86) Заявка PCT:
FR 2012/051217 (31.05.2012)

(87) Публикация заявки PCT:
WO 2012/164227 (06.12.2012)

Адрес для переписки:
129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, строение 3, ООО "Юридическая фирма Городисский и Партнеры"

(72) Автор(ы):
ДЕМОЛИС Жак (FR),
МИНЕЛЬ Лоран (FR),
ВИНЬО Юбер (FR)

(73) Патентообладатель(и):
ТУРБОМЕКА (FR)

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **US 3029067 A, 10.04.1962. US 5207559 A, 04.05.1993. DE 102007005445 A1, 07.08.2008. EP 2180144 A2, 28.04.2010. SU 1544990 A1, 23.02.1990.**

(54) НАПРАВЛЯЮЩИЙ СОПЛОВЫЙ АППАРАТ РАДИАЛЬНОЙ ТУРБИНЫ С ИЗМЕНЯЕМЫМ УГЛОМ УСТАНОВКИ, В ЧАСТНОСТИ ТУРБИНЫ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ИСТОЧНИКА МОЩНОСТИ

(57) Реферат:

Направляющий сопловый аппарат радиальной турбины турбомашины содержит первую кольцевую решетку с лопастями с фиксированным углом установки и вторую кольцевую решетку с тем же количеством лопастей с изменяемым углом установки. Каждая лопасть второй решетки жестко соединена с дисками, предназначена для поворота управляющими средствами вокруг геометрической оси, связывающей центры дисков. Каждая из лопастей имеет заднюю кромку и переднюю кромку для направления газовых потоков, обтекающих наружную и внутреннюю стенки лопасти. Каждая лопасть с изменяемым углом установки установлена на расстоянии от оси поворота дисков таким образом, что ось поворота оказывается расположенной напротив наружной поверхности лопасти значительно ближе к ее задней кромке, чем к передней кромке. Передняя кромка каждой лопасти с изменяемым углом установки имеет толщину, превышающую толщину задней кромки, и криволинейную аэродинамическую форму, оптимизированную для поглощения вихревого воздушного следа лопастью, расположенной напротив неподвижной решетки. Изобретение позволяет обеспечить изменение расхода радиальной турбины, в зависимости от потребностей термодинамического цикла, а также исключить

RU 2632061 C2

RU 2632061 C2

утечки в зоне максимальной нагрузки лопастей распределителя. 4 з.п. ф-лы, 6 ил.

RU 2632061 C2

RU 2632061 C2

RUSSIAN FEDERATION

(19) **RU** (11) **2 632 061** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F01D 17/16 (2006.01)

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2013155488, 31.05.2012**

(24) Effective date for property rights:
31.05.2012

Registration date:
02.10.2017

Priority:
(30) Convention priority:
01.06.2011 FR 1154801

(43) Application published: **20.07.2015** Bull. № **20**

(45) Date of publication: **02.10.2017** Bull. № **28**

(85) Commencement of national phase: **09.01.2014**

(86) PCT application:
FR 2012/051217 (31.05.2012)

(87) PCT publication:
WO 2012/164227 (06.12.2012)

Mail address:
129090, Moskva, ul. B. Spasskaya, 25, stroenie 3, OOO "Yuridicheskaya firma Gorodisskij i Partnery"

(72) Inventor(s):
DEMOLIS Zhak (FR),
MINEL Loran (FR),
VINO Yuber (FR)

(73) Proprietor(s):
TURBOMEKA (FR)

RU 2632061 C2

(54) RADIAL-FLOW TURBINE DIRECTIVE NOZZLE DIAPHRAGM WITH VARIABLE INCIDENCE, IN PARTICULAR TURBINES OF ADDITIONAL POWER SOURCE

(57) Abstract:

FIELD: machine engineering.

SUBSTANCE: radial-flow turbine directive nozzle diaphragm of the turbomachine comprises the first annular grid with blades with a fixed installation angle and the second annular grid with the same number of blades with a variable incidence. Each blade of the second grid is rigidly connected to the disks, is designed to rotate the operating facilities around a geometric axis that connects the centers of the disks. Each of the blades has a rear edge and a leading edge for guiding the gas streams flowing around the outer and inner walls of the blade. Each blade with a variable incidence is set at a distance from the disks rotation axis such that the rotation axis is located substantially in front of the outer surface of the blade much closer to its rear edge than to the leading edge. The leading edge of each blade with variable incidence has a thickness exceeding the thickness of the rear edge and a curved aerodynamic shape optimised to absorb the vortex airfoil with a blade located in opposite to the stationary grid.

EFFECT: invention allows to ensure a change in the flow rate of a radial turbine, depending on the requirements of the thermodynamic cycle, and to exclude leaks in the zone of maximum load of the distributor blades.

5 cl, 6 dwg

RU 2632061 C2

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ, К КОТОРОЙ ОТНОСИТСЯ ИЗОБРЕТЕНИЕ

Изобретение касается направляющего соплового аппарата турбины с изменяемым углом установки и, в частности, турбины газотурбинного двигателя или источника дополнительной мощности. Изобретение относится также к области распределения газов в турбинах турбомашин и, в особенности, согласования расхода среды для уменьшения потребления топлива, в частности удельного расхода топлива (сокращенно Cs) при частичной нагрузке и улучшения работоспособности двигателей, в частности газотурбинных двигателей или блоков дополнительной мощности (сокращенно группы APU). Под турбомашиной следует понимать газотурбинные двигатели, группы типа APU и турбокомпрессоры. Группа APU является источником энергии, позволяющая, в частности, обеспечить запуск основных двигателей самолетов и снабжение недвигательной энергией (энергией поддержания давления в салоне, электрической и/или гидравлической энергией). Определенные группы APU могут также включаться в полете для обеспечения безопасности в случае неисправности двигателя для того, чтобы попытаться его запустить и/или для снабжения энергией оборудования.

Газотурбинный двигатель или группа APU состоит, в основном, с одной стороны, из простого или двойного первичного вала, на котором установлены, с одной стороны, ступени компрессора (высокого и низкого давления, ниже названные HP и BP для двойного корпуса или только HP для простого корпуса) и, с другой стороны, турбины (HP и BP или только HP) и вторичный вал, на котором установлена турбина мощности BP. Турбина мощности образована дисками с подвижными лопатками и дисками с неподвижными лопатками или направляющим сопловым аппаратом. Турбины могут быть радиальными с центростремительным потоком газов. В этом случае неподвижные лопатки установлены по периферии подвижного лопаточного колеса. Направляющий сопловый аппарат позволяет регулировать поток газов путем отклонения с помощью неподвижных лопаток.

Компрессор и турбина HP в соединении с камерой сгорания образуют газогенератор. При работе сжатый воздух смешивается с топливом в камере сгорания для обеспечения воспламенения. Выхлопные газы далее частично расширяются в турбине HP (или турбинах HP и BP) для привода компрессоров, затем в турбине мощности через направляющий сопловый аппарат.

Турбина мощности соединена со средствами прямого привода оборудования (компрессор нагрузки, топливные и гидравлические насосы, электрогенератор и/или электрический пускатель/генератор и т.д.), или через коробку передач мощности с согласованием скоростей вращения. Отбор воздуха на выходе компрессора нагрузки или компрессора газотурбинного двигателя может служить для кондиционирования воздуха в салоне и/или для пневматического запуска основных двигателей.

ОПИСАНИЕ ПРЕДШЕСТВУЮЩЕГО УРОВНЯ ТЕХНИКИ

Турбомашина с неподвижной геометрией имеет то неудобство, что теплоотдача при частичной нагрузке малоэффективна. Действительно, машина классически предназначена для работы в оптимальном режиме в условиях, близких к механическим и тепловым границам. Когда она выдает мощность, значительно меньшую этих оптимальных точек, коэффициент компрессии и температура, по существу, являются меньшими, чем отдача компрессии. Это приводит к значительно меньшей тепловой отдаче по сравнению с рабочей точкой и, таким образом, к удельному расходу топлива, то есть недостаточно удовлетворительному потреблению топлива на единицу мощности.

Как показано в документе US 3029067, возможным решением для ослабления этого эффекта является использование изменяемой геометрии. В этом случае для уменьшения

расхода воздуха, проходящего через машину без сильного уменьшения коэффициента компрессии и температуры сгорания, сечение питания турбины высокого давления, расположенное точно на выходе камеры сгорания, уменьшено путем использования лопастей с изменяемым углом наклона для статора (называемого распределителем для турбины).

Такая турбина, как классический клапан, должна обеспечивать уменьшение изменяемого дебита, который будет являться переменной функцией табличных значений, выдаваемых системой контроля давления в салоне, и разностью давлений между салоном и окружающей средой (определяющей коэффициент разрежения турбины). Также решением является направляющий сопловый аппарат турбины с изменяемым сечением, управляемым лопастями направляющего соплового аппарата с изменяемым углом установки.

СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Задачей изобретения является повышение механической устойчивости направляющего соплового аппарата и общей отдачи газотурбинного двигателя. Для этого в нем предлагается выполнить направляющий сопловый аппарат, включающий лопасти с изменяемым углом установки для регулирования и управления расходом газа, при этом каждая лопасть может приводиться во вращение в соответствии с требуемой установкой в заданное положение. Для улучшения преимуществ направляющего соплового аппарата между лопастями направляющего соплового аппарата и системой установки в заданное положение последних обеспечивается герметичность в зоне максимальной нагрузки лопастей направляющего соплового аппарата. Эта герметичность позволяет, таким образом, ограничить паразитные потоки в зоне, где они могли бы быть наиболее интенсивными.

Точнее говоря, объектом изобретения является направляющий сопловый аппарат радиальной турбины турбомашины, вращающейся вокруг центральной оси и содержащей первую кольцевую решетку неподвижных лопастей и вторую кольцевую решетку с тем же количеством лопастей с изменяемым углом установки, причем лопасти имеют передние и задние кромки. Каждая лопасть второй решетки, жестко соединенная с дисками и простирающаяся каждым концом лопасти напротив передних и задних кромок лопасти, поворачивается средствами управления изменяемого угла установки относительно центральной геометрической оси, связывающей центр дисков. Каждая из этих лопастей имеет заднюю кромку и переднюю кромку относительно газового потока, связанные с внутренней и наружной поверхностями, при этом передняя кромка каждой лопасти с изменяемым углом установки может быть, по существу, размещена в вихревом следе неподвижной лопасти для ориентации газовых потоков радиально к центральной оси вращения турбины. Каждая лопасть с изменяемым углом установки размещена на расстоянии от оси дисков так, что эта ось поворота расположена напротив внутренней спинки лопасти и, по существу, ближе к задней кромке, чем к передней кромке каждой лопасти.

В этих условиях лопасти установлены в дисках так, что аэродинамическая нагрузка является наиболее высокой вследствие максимальной разности давлений между наружной и внутренней поверхностями лопастей.

Наклон потоков воздуха обеспечивается средствами управления углом установки лопастей для обеспечения соответствия между требуемым расходом воздуха в рабочей точке и фактическим расходом воздуха, проходящего в турбину, в зависимости от указанного требования. Такая адаптация вызывает определенные потери эффективности и кпд отдельно взятой турбины вследствие уменьшения этого соответствия, но приводит

к оптимизации термодинамического цикла турбомашины. В частном случае газотурбинного двигателя удельный расход топлива уменьшен за счет обеспечения оптимального расхода воздуха.

В соответствии с частными вариантами осуществления передняя кромка задней лопасти с изменяемым углом установки имеет толщину, по существу, превышающую толщину задней кромки, и аэродинамическую форму кривой, оптимизированной для поглощения вихревого следа воздуха, подаваемого лопастью противолежащей неподвижной решетки, в частности средняя толщина части лопасти с изменяемым углом установки между монтажными дисками, по существу, меньше толщины остальной части лопасти, расположенной со стороны передней кромки. Кроме того, лопасти с изменяемым углом установки установлены с возможностью поворота между двумя крайними положениями относительно проходного опорного положения, соответствующего 100% поперечного сечения проходящего воздушного потока, при этом закрытое положение перекрывания потока воздуха соответствует 0% поперечного сечения проходящего воздушного потока, соответствующего опорному положению, а открытое положение соответствует максимальному потоку прохода воздуха, соответствующему 150% поперечного сечения проходящего воздушного потока, соответствующего опорному положению.

Предпочтительные лопасти с неподвижным углом установки имеют толщину, достаточную для обеспечения прохода с соответствующим напряжением в конструкции. Отвечающий требованиям проход с соответствующим напряжением в конструкции позволяет ограничить зазоры и неровности между дисками и картерами и, таким образом, ограничить уменьшение кпд.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

В дальнейшем изобретение поясняется нижеследующим описанием, не являющимся ограничительным, со ссылками на сопровождающие чертежи, на которых:

- фиг. 1 схематично изображает вид в частичном осевом разрезе группы APU, снабженной направляющим сопловым аппаратом по изобретению;
- фиг. 2 изображает вид в изометрии турбины с направляющим сопловым аппаратом, установленным на первом фланце;
- фиг. 3a и 3b изображают виды в частичном разрезе направляющего соплового аппарата по изобретению соответственно в плоскости колеса и в продольной плоскости турбины вдоль ее оси вращения;
- фиг. 4 изображает диаграмму статического давления, оказываемого на наружную и внутреннюю поверхности в зависимости от искривленной абсциссы лопасти, и
- фиг. 5 изображает вид лопастей направляющего соплового аппарата в плоскости колеса в соответствии с опорным поворотом и различными положениями.

ВАРИАНТ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ИЗОБРЕТЕНИЯ

На фиг. 1 схематично представлен пример группы APU 1, содержащей газогенератор 10, включающий центробежный компрессор 11, камеру сгорания 12 и турбину 13, при этом турбина приводит во вращение компрессор через передаточный вал 20 вокруг центральной оси X'X. Выхлопные газы из камеры сгорания расширяются в турбине 13, которая обеспечивает также мощностью оборудование. Остаточные газы выходят далее через выхлопное сопло 30. Эта мощность передается через поперечный вал 20 корпуса 3 с оборудованием, соединенного с этим валом 20. Корпус 3 с оборудованием с помощью соответствующих средств адаптации к скорости (шестерни, передачи и т.д.) содержит оборудование двигателя группы APU и дополнительное оборудование 4, предназначенное для работы самолета: генератор переменного тока, инжектор,

топливный насос, компрессор нагрузки, гидравлический насос и т.д.

При работе регулятор подачи 5 уточняет расход воздуха F, поступающего из воздухоприемника 6, для сжатия в компрессоре 11. Сжатый воздух смешивается с топливом в инжекторе 15, которым оборудована камера 12. После расширения в турбине 13 газы G выбрасываются в выхлопное сопло 30.

В представленном примере турбина мощности 13 является связанной турбиной. В других примерах турбина мощности может быть свободной турбиной или другой турбиной дополнительного оборудования, соединенной с корпусом 3 с оборудованием. Турбина 13 более подробно изображена на виде в изометрии на фиг. 2. Эта центростремительная турбина содержит подвижное колесо 22, снабженное лопатками 23 и неподвижным направляющими сопловым аппаратом 7, установленным по периферии колеса 22 на соответствующих кожухах, на фиг. 2 изображен только кожух 7a (кожухи 7a и 7b см. на фиг. 3b).

Радиальная турбина 13 снабжена спиральным патрубком 21 (половина спирального патрубка изображена на чертеже), диаметр которого уменьшается от входа 21a до выхода 21 у лопаток 23. Этот спиральный патрубок позволяет обеспечить тангенциальный компонент потока воздуха, что ограничивает отклонение потока, который осуществляет распределитель для питания колеса 22.

В соответствии с изобретением направляющий сопловый аппарат 7 содержит две решетки лопастей: первую периферийную решетку G1 с неподвижными лопастями 2a для поддержания параллельности стенок и вторую решетку G2 с ориентированными лопастями 2b, обеспечивающими сечение прохода. Поток воздуха далее вызывает вращение лопаток 23 и вала 20, жестко соединенного с колесом 22.

Фиг. 3a и 3b соответствующими разрезами BB и AA представляют строение решеток G1 и G2 и их неподвижных 2a и ориентируемых 2b лопастей в пространстве, разделенном двумя конструктивными кожухами 7a и 7b. Своим размером они определяют зазор «e» между кожухами, другими словами, ширину зазора E между параллельными кожухами 7a и 7b.

Концы каждой лопасти 2b жестко соединены с кольцевыми и параллельными дисками 24a и 24b, выполненными в противолежащих посадочных местах 25a и 25b, образованных в кожухах 7a и 7b. Установка лопасти 2b выполнена на расстоянии от геометрической оси вращения R'R, пересекающей диски 24a и 24b в их центре 2A и 2B. Диски в данном случае перпендикулярны внутренней и наружной плоскостям каждой лопасти 2b, Fi и Fe. Каждая лопасть 2b предназначена для поворота относительно геометрической оси R'R с помощью средств 40 управления изменяемым углом установки лопастей, в особенности в процессе переходных фаз полета самолета. Эти средства управления содержат шток 41, жестко связанный с диском 24b, соединенным механическими связями (рычаг, зубчатые колеса, подшипники) с электрическими или электромагнитными приводами 42. Для всех лопастей может быть предусмотрен один привод.

Один или несколько приводов управляются центральным блоком управления двигателем 50. Управление может быть цифровым, электронным или гидромеханическим. Угол наклона потока воздуха определен ориентацией лопастей 2b и адаптирован средствами управления 40 для обеспечения точности расходов. В иллюстрируемом примере датчик давления 45 выдает данные центральному блоку 50, который регулирует открывание и закрывание лопастей 2b направляющего соплового аппарата 7 с помощью средств управления 40.

Каждая из этих лопастей 2b имеет заднюю кромку Bf и переднюю кромку Ba для потока воздуха, связанные с поверхностями Fi и Fe лопасти 2b. Передняя кромка Ba

каждой лопасти 2b второй решетки расположена, по существу, в вихревом следе неподвижной лопасти 2a первой решетки для ориентации потоков воздуха радиально к центральной оси вращения X'X турбины 22. Вихревой след неподвижной лопасти соответствует аэродинамическому следу, который она оставляет в полезном потоке. Этот вихревой след определяет зону сильных малых скоростей, в которой наблюдаются сильные завихрения.

Каждая лопасть 2b установлена вне оси R'R и децентрована таким образом, что ось вращения R'R размещена напротив внутренней поверхности Fi лопасти 2b и, по существу, ближе к задней кромке Bf, чем к передней кромке Ba каждой лопасти 2b. В этих условиях диски 24a и 24b расположены так, что аэродинамическая нагрузка является наиболее высокой вследствие максимальной разности давлений между наружной и внутренней поверхностями лопастей. Фиг. 4 иллюстрирует изменение статического давления Ps в зависимости от искривленной абсциссы Ac, соответствующей каждой из поверхностей Fi и Fe лопасти 2b. Максимум изменения давления расположен, таким образом, в заштрихованной зоне Z в части лопасти 2p, расположенной внутри пространства «E», ограниченного дисками со стороны задней кромки Bf лопасти 2b. Диски устраняют люфт в зоне Z, в которой эффект люфта проявляется наиболее значительно. Оптимальный выбор положения оси вращения R'R, отнесенной к задней кромке Bf, позволяет ограничить отклонения задней кромки Bf относительно ее положения по сравнению с передней кромкой лопаток 23 турбины 22, ограничивая механический момент, необходимый для противодействия аэродинамическому моменту, связанному с лопастью, и, таким образом, оптимизировать поглощение аэромеханических напряжений. Передняя кромка Ba каждой лопасти 2b имеет толщину, по существу, более значительную, чем задняя кромка Bf, и аэродинамическую форму кривой, оптимизированную для поглощения вихревого следа воздуха, образуемого лопастью соответствующей неподвижной решетки. В частности, средняя толщина части 2p лопасти (пунктирная линия на чертеже) между внутренней Fi и наружной Fe поверхностями, по существу, меньше толщины оставшейся части лопасти 2b, расположенной со стороны передней кромки Ba.

Поворот лопастей 2b предпочтительно ограничен амплитудой перемещения между двумя крайними положениями. Фиг. 5 изображает крайние положения $2b_{sup}$ и $2b_0$ вокруг опорного положения $2b_{ref}$, соответствующего 100% поперечного сечения проходящего воздушного потока. Крайнее положение $2b_0$ соответствует полному перекрыванию поперечного сечения проходящего воздушного потока. Положение $2b_{inf}$ соответствует закрытому положению с 70% поперечного сечения проходящего воздушного потока, предназначенного для малых нагрузок. Положение $2b_{sup}$ соответствует открытому положению со 150% поперечного сечения проходящего воздушного потока, предназначенного для наибольших нагрузок. Изобретение не ограничено описанными и представленными примерами. Можно, например, осуществить изменение угла наклона подвижных лопаток только механическим путем, индивидуально или централизованно, или с помощью электрического, электронного управления с цифровым регулированием или без оного.

(57) Формула изобретения

1. Направляющий сопловый аппарат радиальной турбины турбомашины (7), вращающейся вокруг центральной оси (X'X), содержащий первую кольцевую решетку (G1) с лопастями (2a) с фиксированным углом установки и вторую кольцевую решетку

(G2) с тем же количеством лопастей (2b) с изменяемым углом установки, при этом лопасти (2a, 2b) имеют внутреннюю (Fi) и наружную (Fe) стороны, при этом каждая лопасть (2b) второй решетки, жестко соединенная с дисками (24a, 24b), простирающаяся до каждого конца лопасти (2b), предназначена для поворота управляющими средствами (40) вокруг геометрической оси (R'R), связывающей центры (2A, 2B) дисков (24a, 24b), причем каждая из лопастей (2b) имеет заднюю кромку (Bf) и переднюю кромку (Ba) для направления газовых потоков, обтекающих наружную стенку (Fe) и внутреннюю стенку (Fi), отличающийся тем, что каждая лопасть (2b) с изменяемым углом установки установлена на расстоянии от оси (R'R) поворота дисков(24a, 24b) таким образом, что ось поворота (R'R) оказывается расположенной напротив наружной поверхности (Fe) лопасти (2b) значительно ближе к задней кромке (Bf), чем к передней кромке (Ba) этой лопасти (2b), причем передняя кромка (Ba) каждой лопасти (2b) с изменяемым углом установки имеет толщину, превышающую толщину задней кромки (Bf), и криволинейную аэродинамическую форму, оптимизированную для поглощения вихревого воздушного следа лопастью (2a), расположенной напротив неподвижной решетки (G1).

2. Направляющий сопловый аппарат радиальной турбины по п. 1, в котором передняя кромка (Ba) каждой лопасти с изменяемым углом установки (2b) расположена, по существу, в спутном следе неподвижной лопасти (2a) для ориентации газового потока (G) радиально к центральной оси вращения турбины (X'X).

3. Направляющий сопловый аппарат радиальной турбины по п. 1, в котором средняя толщина части (2p) лопасти с изменяемым углом установки между установочными дисками (24a, 24b), по существу, меньше толщины остальной части лопасти (2b), расположенной со стороны передней кромки (Ba).

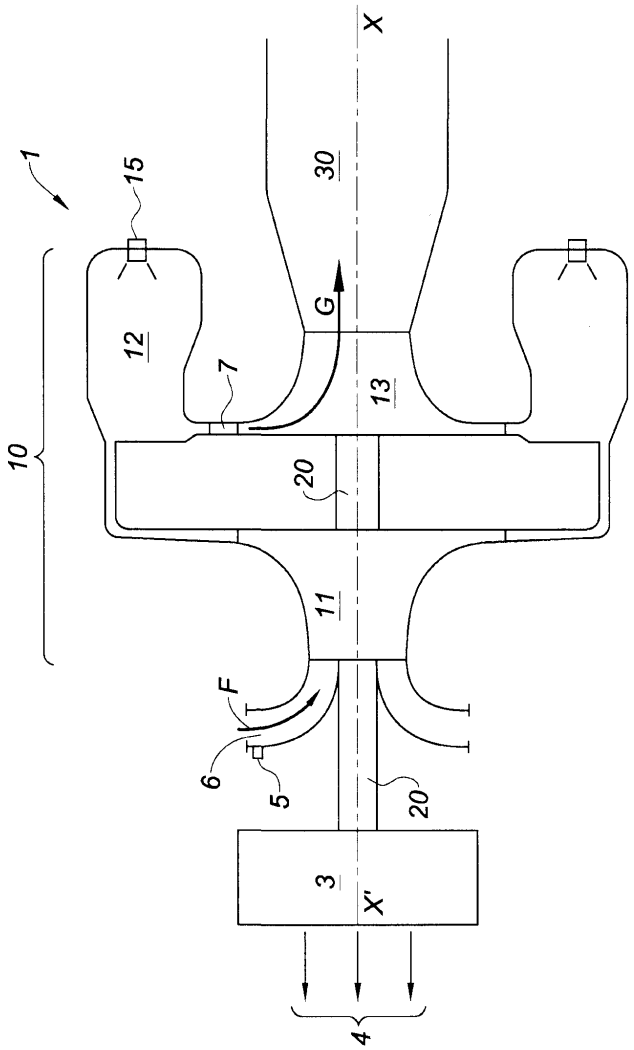
4. Направляющий сопловый аппарат радиальной турбины по п. 1, в котором лопасти (2b) с изменяемым углом установки установлены с возможностью поворота между двумя крайними положениями ($2b_0$, $2b_{sup}$) относительно проходного опорного положения ($2b_{ref}$), соответствующего 100% проходного аэродинамического сечения, при этом закрытое положение ($2b_0$) перекрывания потока воздуха соответствует 0% проходного аэродинамического сечения, соответствующего опорному положению ($2b_{ref}$), а открытое положение ($2b_{sup}$) соответствует максимальному потоку прохода воздуха, соответствующему 150% проходного аэродинамического сечения, соответствующего опорному положению ($2b_{ref}$).

5. Направляющий сопловый аппарат радиальной турбины по п. 1, отличающийся тем, что радиальная турбина (13) снабжена спиральным патрубком (21), диаметр которого уменьшается от его входа (21a) до его выхода (21b) на лопатки.

1

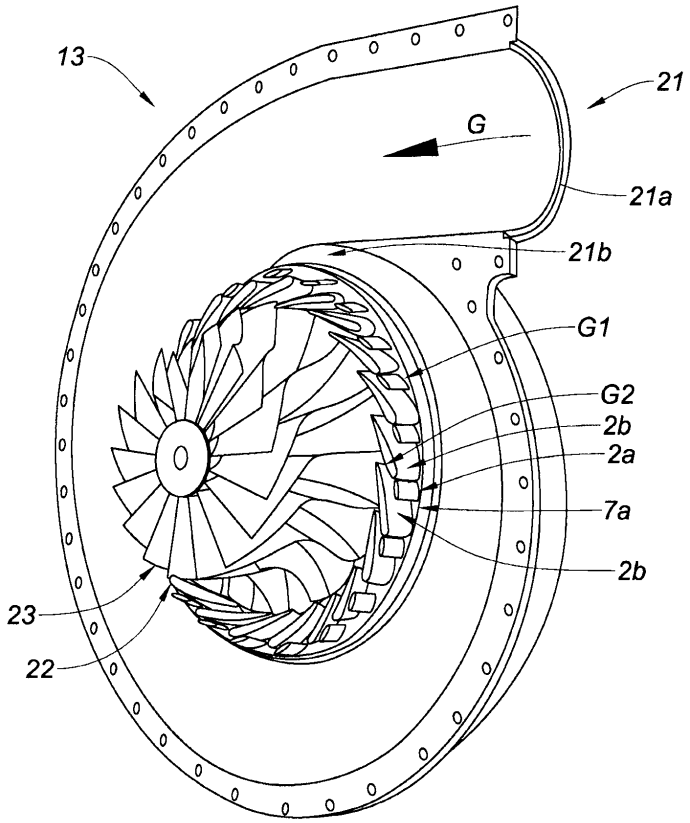
511331

1 / 5



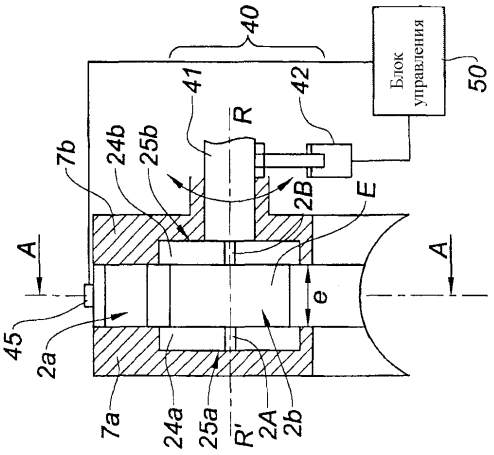
Фиг. 1

2

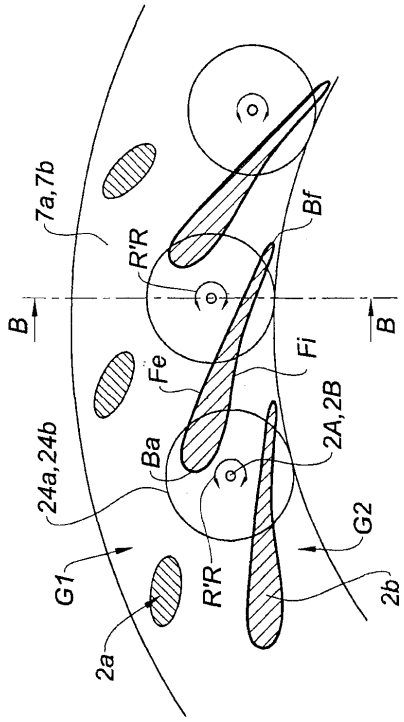


Фиг. 2

3

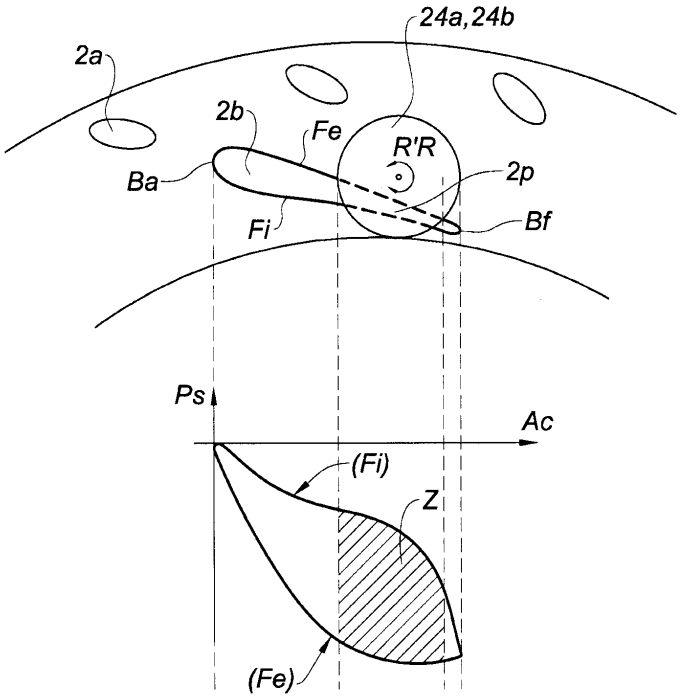


Фиг. 3b

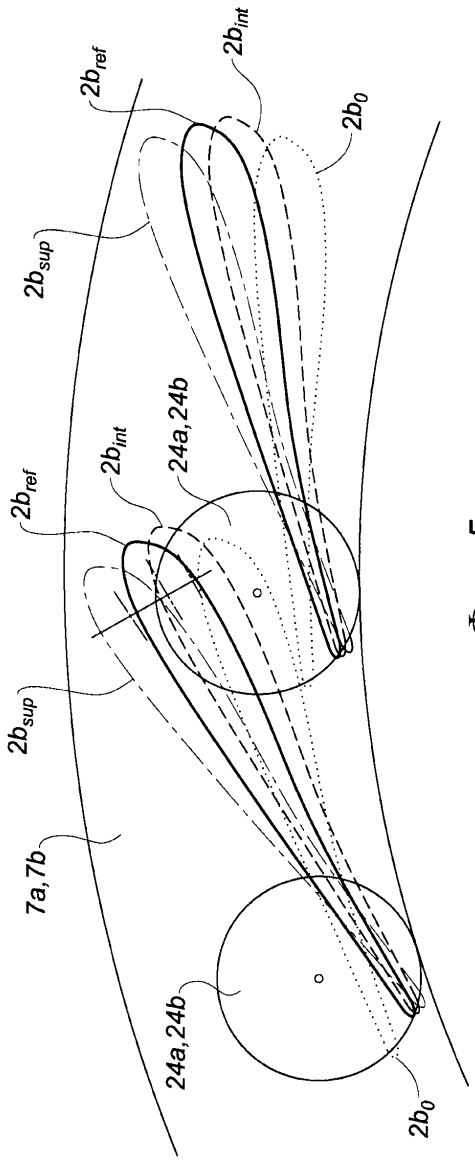


Фиг. 3a

4



Фиг. 4


$2b_{ref}$
$2b_{int}$
$2b_0$
$2b_{sup}$
$2b_{int}$
24a, 24b
$2b_{ref}$
$2b_{sup}$
7a, 7b
24a, 24b
$2b_0$

Фиг. 5