



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ(21), (22) Заявка: **2009110162/06, 27.06.2007**(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
27.06.2007(30) Конвенционный приоритет:
22.08.2006 EP 06017465.3(45) Опубликовано: **20.12.2010 Бюл. № 35**(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: **US 4820116 A, 11.04.1989. US 4462204 A,
31.07.1984. WO 2003/036051 A1, 01.05.2003. GB
2342124 A, 05.04.2004. SU 89083 A,
16.04.1957. SU 1605000 A, 07.11.1990.**(85) Дата перевода заявки РСТ на национальную
фазу: **23.03.2009**(86) Заявка РСТ:
EP 2007/056424 (27.06.2007)(87) Публикация РСТ:
WO 2008/022831 (28.02.2008)Адрес для переписки:
**129090, Москва, ул.Б.Спаская, 25, стр.3,
ООО "Юридическая фирма Городиский и
Партнеры", пат.пов. А.В.Мишу, рег.№ 364**

(72) Автор(ы):

МИЛЬДНЕР Франк (DE)

(73) Патентообладатель(и):

СИМЕНС АКЦИЕНГЕЗЕЛЛЬШАФТ (DE)**(54) ГАЗОВАЯ ТУРБИНА**

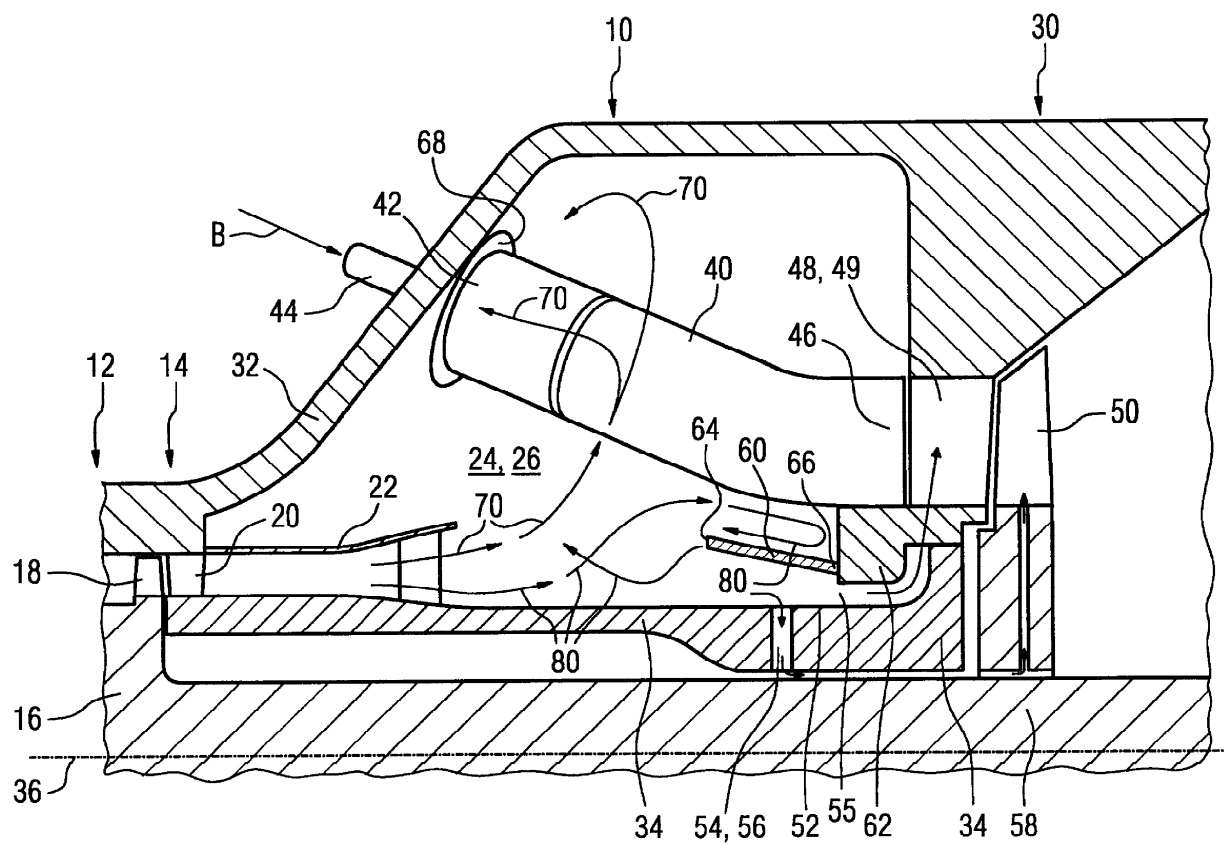
(57) Реферат:

Газовая турбина выполнена с воздушным охлаждением и содержит корпус, в котором вдоль оси машины последовательно расположены компрессор, по меньшей мере, одна камера сгорания и турбина, и проходящий вдоль оси машины ротор. Аксиально между компрессором и турбиной и радиально между корпусом и ротором предусмотрена концентричная оси машины полость, в которой расположена камера сгорания. В полость подается сжатый в компрессоре воздух. Для охлаждения турбины часть воздуха из компрессора в качестве охлаждающего воздуха отбирается из полости

через, по меньшей мере, одно заборное отверстие со стороны ротора. Радиально снаружи рядом с заборным отверстием расположен защитный элемент для осаждения частиц, который затрудняет проникновение взвешенных в выходном воздухе компрессора частиц в заборное отверстие. Защитный элемент выполнен в виде козырька, обращенный к турбине конец которого прочно соединен с корпусом со стороны турбины, а обращенный к компрессору конец свободен. Изобретение направлено на повышение эффективности очистки используемого в турбине охлаждающего воздуха посредством защитного элемента для осаждения частиц,

который затрудняет проникновение
взвешенных в выходном воздухе компрессора

частиц в заборное отверстие. 15 з.п. ф-лы, 1 ил.





FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2009110162/06, 27.06.2007**

(24) Effective date for property rights:
27.06.2007

(30) Priority:
22.08.2006 EP 06017465.3

(45) Date of publication: **20.12.2010 Bull. 35**

(85) Commencement of national phase: **23.03.2009**

(86) PCT application:
EP 2007/056424 (27.06.2007)

(87) PCT publication:
WO 2008/022831 (28.02.2008)

Mail address:

**129090, Moskva, ul.B.Spasskaja, 25, str.3, OOO
"Juridicheskaja firma Gorodisskij i Partnery",
pat.pov. A.V.Mitsu, reg.№ 364**

(72) Inventor(s):

MIL'DNER Frank (DE)

(73) Proprietor(s):

SIMENS AKT'JENGEZELL'ShAFT (DE)

(54) GAS TURBINE

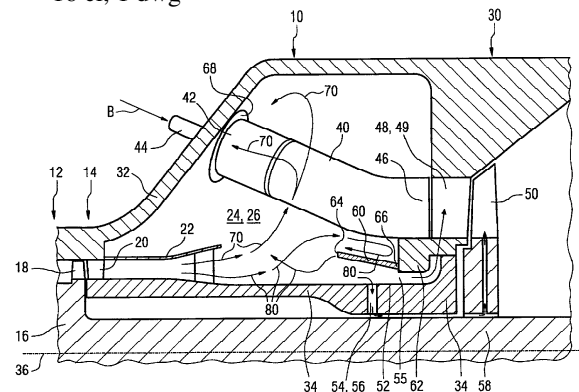
(57) Abstract:

FIELD: machine building.

SUBSTANCE: cavity concentric to axis of machine is positioned axially between compressor and turbine and radially between case and rotor. A combustion chamber is installed in this cavity. Compressed in the compressor air is supplied into the cavity. To cool the turbine part of air from the compressor as cooling air is withdrawn from the cavity through at least one intake orifice on the rotor side. A protective element settling particles and preventing intrusion of particles suspended in outlet air of the compressor into the intake orifice is installed radially outside next to the intake orifice. The protective element corresponds to an apron facing the turbine; an end of the apron is tightly connected with the case on a turbine side, while the end facing the compressor is free.

EFFECT: raised efficiency of cleaning turbine cooling air due to particles settling with protective element; protective element hinders penetration of particles suspended in outlet air of compressor into intake orifice.

16 cl, 1 dwg



Изобретение относится к газовой турбине в соответствии с ограничительной частью п.1 формулы.

Газовые турбины и принцип их действия общеизвестны. Во время работы газовой турбины для охлаждения ее направляющих и рабочих лопаток требуется охлаждающий воздух под давлением, которое обычно возникает и отбирается на выходе компрессора или его диффузора. Хотя вырабатываемый компрессором сжатый воздух предварительно фильтруется уже в установленном перед ним всасывающем корпусе, расположенных там фильтров недостаточно, чтобы в соответствии с требованиями очистить охлаждающий воздух, протекающий через подверженные воздействию горячего газа детали газовой турбины. Подхваченные сжатым воздухом грязевые частицы представляют собой опасность, по меньшей мере, для той его части, которая используется в качестве охлаждающего воздуха для охлаждения турбины. Опасность заключается, в частности, в засорении необходимых для дефлекторного охлаждения турбинных лопаток отверстий для охлаждающего воздуха осаждающимися на них грязевыми частицами, которые подхватываются охлаждающим воздухом. Из-за этого необходимое охлаждение турбинных лопаток при определенных условиях нельзя обеспечить на длительный срок.

По этой причине подаваемый к турбине охлаждающий воздух приходится очищать за счет дополнительных мер, чтобы исключить подобные сбои.

Для этого известны, например, расположенные внутри газовой турбины фильтрующие трубы, которые, однако, приводят к повышению расходов и к усложнению конструкции. Известны также закрепленные на выходе компрессора дефлекторы для отклонения частиц. Такой дефлектор описан, например, в US 4820116. Обращенный к компрессору конец дефлектора закреплен при этом на стенке диффузора. Другой, обращенный к турбине конец дефлектора свободен и частично выступает за заборное отверстие для охлаждающего воздуха, причем возможно поступление охлаждающего воздуха в радиальном направлении. В результате, скорости осаждения загрязнений могут быть недостаточными.

Исходя из этого, задачей изобретения является создание родовой газовой турбины, которая позволила бы повысить качество своего охлаждения.

Для решения этой задачи предложено, что радиально дальше наружу рядом с заборным отверстием расположен защитный элемент для осаждения грязевых частиц, который затрудняет проникновение взвешенных в сжатом воздухе частиц в заборное отверстие. При этом защитный элемент выполнен в виде козырька, обращенный к турбине конец которого прочно соединен с корпусом со стороны турбины. Этот защитный элемент дополнительно повышает чистоту охлаждающего турбину воздуха; доля возможных вредных частиц в охлаждающем воздухе значительно снижена, так что засорения отверстий возникают гораздо реже или их можно вообще избежать. Хотя защитный элемент расположен на расстоянии от заборных отверстий и аксиально направлен в полость, оказалось, что он эффективно препятствует проникновению частиц во входные отверстия системы охлаждающих каналов турбины. Кроме того, неожиданным образом отклонение возникающего в полости течения сжатого воздуха не привело к ухудшению охлаждения воздухоохлаждаемой камеры сгорания, что воспрепятствовало бы использованию такого защитного элемента.

Защитный элемент выполнен в виде кольцеобразного козырька, за счет чего заборные или все заборные отверстия для охлаждающего воздуха полностью закрыты отстоящим над ними козырьком. Таким образом, козырек препятствует, в частности,

проникновению подхваченных сжатым воздухом частиц в заборные отверстия.

В соответствии с этим предложенная мера приводит к длительному, исключаящему повреждения охлаждению деталей газовой турбины, благодаря чему можно увеличить срок их службы и повысить ее готовность к работе.

Другие предпочтительные варианты осуществления изобретения приведены в зависимых пунктах.

Особенно предпочтителен вариант, в котором защитный элемент имеет обращенный к компрессору конец и противоположный ему, закрепленный на турбине конец, причем конец со стороны турбины расположен на меньшем радиусе, чем конец со стороны компрессора. Следовательно, защитный элемент образует в верхней половине симметричной относительно оси машины газовой турбины наклонный конец, на котором могут осаждаться частицы. Наклон защитного элемента выбран при этом так, что его свободный конец, обращенный к компрессору, лежит выше, чем его свободный конец, обращенный к турбине. В соответствии с этим в верхней половине газовой турбины образуется ловушка для взвешенных в сжатом воздухе грязевых частиц. Также надежно предотвращается обусловленное силой тяжести проникновение частиц в заборные отверстия в верхней половине газовой турбины, где может возникнуть эта проблема.

В одном предпочтительном варианте заборное или каждое заборное отверстие выполнено в поверхности охватывающего ротор кожуха вала. В качестве альтернативы этому заборное или каждое заборное отверстие может быть выполнено также в виде щели, которая образована торцевой поверхностью ротора и неподвижным кожухом вала. Благодаря этим мерам особенно эффективным с точки зрения аэродинамики образом может происходить отбор из полости части сжатого воздуха в качестве охлаждающего воздуха, который направляется в ротор.

Скорость осаждения частиц может быть особенно высокой, если защитный элемент полностью, однако, на расстоянии перекрывает протяженность каждого заборного отверстия, если смотреть вдоль оси машины.

Кроме того, изобретение находит применение, в частности, в газовой турбине, которая имеет несколько трубчатых камер сгорания, расположенных концентрично средней оси и равномерно распределенных по периферии.

Изобретение поясняется с помощью чертежа. На чертеже изображен схематичный продольный разрез газовой турбины в зоне между выходным концом компрессора и входом турбины.

На чертеже подробно изображен продольный разрез аксиально обтекаемой стационарной газовой турбины 10 на осевом участке между выходным концом компрессора 12 и входом турбины. Изображена лишь последняя ступень 14 компрессора 12 с расположенной на роторе 16 рабочей лопаткой 18 и расположенной перед ней дальше по потоку обтекающего компрессор 12 воздуха направляющей лопаткой 20. Перед направляющей лопаткой 20 дальше по потоку расположен диффузор 22, через который выходящий из конца компрессора 12 сжатый воздух может поступать в полость 24. Эта полость 24, которая называется также объемом 26 камеры сгорания или коротко просто объем, расположена в осевом направлении между компрессором 12 и турбиной 30. В радиальном направлении объем 26 расположен между лежащим далеко снаружи корпусом 32 и лежащим дальше внутри ротором 16 или кожухом 34 вала. Кожух 34 расположен со стороны ротора и охватывает его. Он прочно соединен со стороны компрессора жестко через диффузор 22 или направляющие лопатки 20 компрессора с корпусом 32, а со стороны

турбины 30 - с ее направляющими лопатками 49. Кроме того, внутри объема 26 предусмотрены несколько расположенных концентрично оси 36 машины и равномерно распределенных по периферии трубчатых камер сгорания 40, из которых изображена только одна. Каждая камера сгорания 40 содержит на своем закрытом, 5 обращенном к компрессору 12 конце 42 горелку 44 для подачи горючей среды В. Противоположные закрытым концам 42 открытые концы 46 камер сгорания 40 переходят в кольцеобразный канал для горячих газов, в котором схематично изображена одна из направляющих лопаток 49 первой ступени 48 турбины. Дальше 10 по потоку следует закрепленная на роторе 16 рабочая лопатка 50 турбины.

Установленный с возможностью вращения вокруг оси 36 машины ротор 16 газовой турбины 10 содержит несколько дисков (не показаны), стянутых между собой одним центральным или несколькими периферийными стяжными болтами. Часть роторных дисков несет рабочие лопатки 18, 50 компрессора 12 и турбины 30.

В неподвижном кожухе 34 вала выполнены несколько распределенных по периферии расточек 56, отверстия которых, расположенные в обращенной к полости 24 поверхности 52 кожуха 34 вала, выполнены в виде заборных отверстий 54. Через эти расточки 56 подаваемый в объем 26 посредством диффузора 22 сжатый 20 воздух может отбираться частично для охлаждения деталей турбины. Второе кольцеобразное заборное отверстие 55 выполнено между бандажной лентой 62 направляющих лопаток 49 и вторым участком кожуха 34 вала. Заборные отверстия 54, 55 выполнены, следовательно, в тех ограничительных стенках полости 24, которые расположены со стороны ротора, т.е. радиально внутри. Однако 25 вместо изображенного решения можно предусмотреть заборное отверстие 54 непосредственно в роторе 16.

Дальше по потоку за заборными отверстиями 54 отбираемый сжатый воздух подается через расположенную в и/или на роторе 16 систему 58 охлаждающих каналов 30 к рабочим лопаткам 50 первой ступени 48 турбины для их охлаждения. Отбираемый из второго заборного отверстия 55 сжатый воздух предназначен для охлаждения рабочей лопатки 49 турбины. Кроме того, извлекаемый из объема 26 охлаждающий воздух может подаваться также к другим, подверженным воздействию горячих газов деталям ротора 16 или турбины.

Большая часть подаваемого в объем 26 сжатого воздуха служит, в первую очередь, для охлаждения камер сгорания 40 и вслед за этим для создания горячих газов за счет сжигания горючей среды В. Для этого сжатый воздух подается через отверстия 68 к схематично изображенной системе каналов камер сгорания, которая направляет его 40 дальше к горелкам 44.

Чтобы вырабатывать особенно чистый, т.е. засоренный лишь особенно небольшим количеством грязевых частиц, охлаждающий воздух для охлаждения деталей турбины, например направляющих лопаток 49 и/или рабочих лопаток 50, радиально дальше 45 снаружи, чем заборные отверстия 54, 55, и на расстоянии от них расположен защитный элемент 60 для осаждения взвешенных в сжатом воздухе частиц, который затрудняет их проникновение в заборные отверстия 54, 55. Защитный элемент 60 выполнен в виде козырька, который прочно соединен с корпусом 32 турбины 30 на бандажной ленте 62, т.е. на радиально внутреннем конце направляющей лопатки 49. Например, защитный элемент 60 в виде кольцеобразного козырька может конически 50 охватывать ось 36 машины, так что его обращенный к компрессору 12 свободный конец 64 расположен на большем радиусе, чем закрепленный на турбине 30 противоположный конец 66.

В одном альтернативном варианте кожух 34 вала может быть выполнен также более коротким по сравнению с изображенным решением, так что выполненные в периферийной поверхности ротора 16 заборные отверстия 54 могут быть образованы распределенными по периферии, выполненными в одном роторном диске расточками, сообщенными с системой 58 охлаждающих каналов.

Изображенный над заборным отверстием 54 защитный элемент 60 вызывает осаждение взвешенных в сжатом воздухе частиц, как это описано ниже. Частицы размером около 10 мкм следуют, главным образом, за главным течением 70 выходящего из диффузора 22 сжатого воздуха, покидают объем 26 вместе с большой частью сжатого воздуха через выполненные в камере сгорания 40 отверстия 68, подаются к горелкам 44 и сгорают там. Путь этого главного течения 70, включая подхваченные им мелкие частицы размером около 10 мкм, обозначен, в основном, стрелками 70.

Поскольку сравнительно мелкие частицы в объеме 26 следуют за главным течением 70, они не достигают заборных отверстий 54, 55 системы 58 охлаждающих каналов, поэтому горизонтальный козырек не оказывает значительного влияния на этот размер частиц.

Крупные частицы размером более 50 мкм удерживаются от попадания в систему 58 приблизительно горизонтально расположенным козырьком. Такие крупные частицы, выходящие со сжатым воздухом из диффузора 22, ударяются о камеру сгорания 40 и отклоняются ею вниз. Затем эта отклоненная часть 80 сжатого воздуха вместе с частицами течет в направлении турбины 30, а затем ударяется радиально снаружи о внешнюю сторону козырька. Отсюда сжатый воздух течет горизонтально дальше в направлении диффузора 22 или компрессора 12. Поскольку защитный элемент перекрывает всю осевую протяженность заборного отверстия 54, частицы, несмотря на действующую на них силу, удерживаются от заборных отверстий 54 системы 58. В дальнейшем главное течение 70 подхватывает направленные к компрессору 12 крупные частицы и транспортирует их к отверстиям 68, где они затем покидают объем 26. Этот описанный путь частиц размером более 50 мкм обозначен стрелками 80.

За счет имеющихся над неподвижным концом 66 защитного элемента 60 угловых областей со сравнительно медленными скоростями течения в этом месте, кроме того, создана возможность осаждения частиц, что дополнительно повышает чистоту охлаждающего воздуха. Осаждающиеся в этом месте частицы безвредны для газовой турбины и ее работы.

В целом, изобретение предоставляет особенно эффективную меру по очистке используемого в турбине 30 охлаждающего воздуха. В систему 38 турбины 30 может проникать, тем самым, сравнительно чистый сжатый охлаждающий воздух, благодаря чему можно надежно избежать засорения расточек для охлаждающего воздуха подверженных воздействию горячих газов, дефлекторно-охлаждаемых деталей турбины.

Формула изобретения

1. Газовая турбина (10), содержащая корпус (32), в котором вдоль оси (36) машины последовательно расположены компрессор (12), по меньшей мере, одна камера сгорания (40) и турбина (30), и проходящий вдоль оси (36) машины ротор (16), причем аксиально между компрессором (12) и турбиной (30) и радиально между корпусом (32) и ротором (16) предусмотрена концентричная оси (36) машины полость (24), в

которой расположена/расположены камера сгорания (40)/камеры сгорания (40), в полость (24) подается сжатый в компрессоре (12) всасываемый воздух в качестве выходного воздуха компрессора, и для охлаждения турбины часть выходного воздуха компрессора в качестве охлаждающего воздуха отбирается из полости (24) через, по меньшей мере, одно заборное отверстие (54, 55) со стороны ротора, радиально дальше
 5 снаружи рядом с заборным отверстием (54, 55) расположен защитный элемент (60) для осаждения частиц, который затрудняет проникновение взвешенных в выходном воздухе компрессора частиц в заборное отверстие (54, 55), отличающаяся тем, что
 10 защитный элемент (60) выполнен в виде козырька, обращенный к турбине (30) конец (66) которого прочно соединен с корпусом (32) со стороны турбины, а обращенный к компрессору (12) конец (64) свободен.

2. Газовая турбина (10) по п.1, в которой защитный элемент (60) выполнен в виде кольцеобразного козырька.

3. Газовая турбина (10) по п.1 или 2, в которой защитный элемент (60) имеет обращенный к компрессору (12), противоположный турбине (30) конец (64), причем конец (66) со стороны турбины расположен на меньшем радиусе, чем конец (64) со стороны компрессора.

4. Газовая турбина (10) по п.1 или 2, у которой заборное отверстие или каждое заборное отверстие (54, 55) выполнено в обращенной к полости (24) поверхности (52) кожуха (34) вала.

5. Газовая турбина (10) по п.1 или 2, у которой заборное отверстие или каждое заборное отверстие (54, 55) выполнено в виде щели, которая образована торцевой
 25 поверхностью (52) ротора (16) и неподвижным кожухом (24) вала.

6. Газовая турбина (10) по п.1 или 2, у которой защитный элемент (60) полностью перекрывает протяженность каждого заборного отверстия (54), если смотреть вдоль оси (36) машины.

7. Газовая турбина (10) по п.1 или 2, которая представляет собой неподвижную аксиально обтекаемую газовую турбину с несколькими, равномерно
 30 распределенными концентрично оси (36) машины трубчатыми камерами сгорания (40).

8. Газовая турбина (10) по п.3, у которой заборное отверстие или каждое заборное отверстие (54, 55) выполнено в обращенной к полости (24) поверхности (52)
 35 кожуха (34) вала.

9. Газовая турбина (10) по п.3, у которой заборное отверстие или каждое заборное отверстие (54, 55) выполнено в виде щели, которая образована торцевой поверхностью (52) ротора (16) и неподвижным кожухом (24) вала.

10. Газовая турбина (10) по п.4, у которой заборное отверстие или каждое заборное отверстие (54, 55) выполнено в виде щели, которая образована торцевой
 40 поверхностью (52) ротора (16) и неподвижным кожухом (24) вала.

11. Газовая турбина (10) по п.3, у которой защитный элемент (60) полностью перекрывает протяженность каждого заборного отверстия (54), если смотреть вдоль
 45 оси (36) машины.

12. Газовая турбина (10) по п.4, у которой защитный элемент (60) полностью перекрывает протяженность каждого заборного отверстия (54), если смотреть вдоль оси (36) машины.

13. Газовая турбина (10) по п.5, у которой защитный элемент (60) полностью перекрывает протяженность каждого заборного отверстия (54), если смотреть вдоль
 50 оси (36) машины.

14. Газовая турбина (10) по п.4, которая представляет собой неподвижную

аксиально обтекаемую газовую турбину с несколькими, равномерно
распределенными концентрично оси (36) машины трубчатыми камерами сгорания (40).

5 15. Газовая турбина (10) по п.5, которая представляет собой неподвижную
аксиально обтекаемую газовую турбину с несколькими, равномерно
распределенными концентрично оси (36) машины трубчатыми камерами сгорания (40).

16. Газовая турбина (10) по п.6, которая представляет собой неподвижную
аксиально обтекаемую газовую турбину с несколькими равномерно распределенными
концентрично оси (36) машины трубчатыми камерами сгорания (40).

10

15

20

25

30

35

40

45

50