



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2010105138/06, 16.02.2010

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
16.02.2010

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 16.02.2010

(43) Дата публикации заявки: 27.08.2011 Бюл. № 24

(45) Опубликовано: 27.11.2014 Бюл. № 33

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: US 5339620 А, 23.08.1994. EP 0488766 А1, 03.06.1992. US 6058710 А, 09.05.200. DE 2937631 А, 02.04.0981. US 4498288 А, 12.02.1996. RU 2062405 С1, 20.06.1996

Адрес для переписки:

191036, Санкт-Петербург, а/я 24, "НЕВИНПАТ"

(72) Автор(ы):

УАЙДЕНЕР Стэнли (US),

ХАДЛИ Марк (US),

МАЙЕРС Джеффри (US),

МИТРОФАНОВ Валерий Александрович (RU),

МЕШКОВ Сергей Анатольевич (RU),

ВАЛЕЕВ Алмаз Камилевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Дженерал Электрик Компани (US)

## (54) КАМЕРА СГОРАНИЯ ДЛЯ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ(ВАРИАНТЫ) И СПОСОБ ЭКСПЛУАТАЦИИ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ

(57) Реферат:

Камера сгорания для газовой турбины содержит группу радиально внешних сопел, по меньшей мере центральное сопло, первую и вторую камеры сгорания. Внешние сопла расположены по существу по кольцевой схеме и выпускной конец каждого из них расположен с возможностью подачи топлива и/или воздуха в первую камеру сгорания. Выпускной конец центрального сопла расположен в осевом направлении перед выпускными концами радиально внешних сопел и выполнен и размещен с возможностью подачи топлива и воздуха во вторую камеру сгорания. Вторая камера сгорания расположена в осевом направлении перед первой

камерой сгорания, открыта в нее и имеет длину, достаточную для поддержания факела пламени центрального сопла ограниченным указанной второй камерой сгорания. Выпускные концы радиально внешних сопел удерживаются в кольцевой пластине. Вторая камера сгорания ограничена трубчатым элементом, проходящим от указанной кольцевой пластины в направлении вверх по течению. Изобретение позволяет уменьшить уровень СО в камере сгорания при низкой нагрузке или при ее отсутствии, а также увеличивает надежность оборудования. 3 н. и 15 з.п. ф-лы, 4 ил.



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2010105138/06, 16.02.2010**  
 (24) Effective date for property rights:  
**16.02.2010**  
 Priority:  
 (22) Date of filing: **16.02.2010**  
 (43) Application published: **27.08.2011** Bull. № 24  
 (45) Date of publication: **27.11.2014** Bull. № 33  
 Mail address:  
**191036, Sankt-Peterburg, a/ja 24, "NEVINPAT"**

(72) Inventor(s):  
**UAJDENER Stehli (US),  
 KhADLI Mark (US),  
 MAJERS Dzheffri (US),  
 MITROFANOV Valerij Aleksandrovich (RU),  
 MESHKOV Sergej Anatol'evich (RU),  
 VALEEV Almaz Kamilevich (RU)**  
 (73) Proprietor(s):  
**Dzheneral Ehlektrik Kompani (US)**

(54) **GAS TURBINE COMBUSTION CHAMBER (VERSIONS) AND METHOD OF ITS OPERATION**

(57) Abstract:

FIELD: machine building.  
 SUBSTANCE: gas turbine combustion chamber comprises a set of radially external nozzles, at least one central nozzle and second combustion chamber. External nozzles are arranged, in fact, in circle, their discharge end allowing feed of fuel and/or air to said first combustion chamber. Central end of central; nozzle is arranged axially ahead of radially external nozzle discharge ends to feed fuel and air to second combustion chamber. Said second combustion chamber is arranged

radially ahead of said first combustion chamber to expose thereto and features length sufficient for maintenance of central nozzle blast confined by said second combustion chamber. Radially external nozzle discharge ends are retained in ring plate. Second combustion chamber is confined by tubular element extending from said ring plate and upstream therefrom.  
 EFFECT: degreased CO level in combustion chamber, higher reliability of equipment.  
 18 cl, 4 dwg

RU 2 534 189 C 2

RU 2 534 189 C 2

Это изобретение относится к газотурбинному оборудованию и, более конкретно, к аксиально-ступенчатой конфигурации сопел камеры сгорания газовой турбины, которая обеспечивает улучшенное сгорание окиси углерода CO.

#### ПРЕДПОСЫЛКИ ИЗОБРЕТЕНИЯ

5 В настоящее время существует предел желательному в некоторых случаях уменьшению температуры газов на выходе камеры сгорания из-за количества CO, содержащегося в газообразных продуктах сгорания. Другими словами, температура на выходе камеры сгорания должна поддерживаться относительно высокой, чтобы обеспечить сгорание CO для удовлетворения требуемых уровней выброса CO. Чтобы  
10 поддерживать температуру на выходе камеры сгорания достаточно высокой с обеспечением поддержания низкого уровня CO в условиях низкой нагрузки или при отсутствии нагрузки, пользователь должен либо остановить турбину, либо удерживать турбину "онлайн" (во включенном состоянии) даже во время периодов низкой потребности в энергии, таким образом, увеличивая количество расходуемого топлива.

15 Следовательно, существует потребность в средствах, благодаря которым количество CO, создаваемого сгоранием в газовой турбине, может быть уменьшено, так что для пользователя может быть увеличена возможность изменения диапазона параметров. Более конкретно, если бы уровни CO могли быть уменьшены в камере сгорания при условии низкой нагрузки или в отсутствие нагрузки, пользователи могли бы затрачивать  
20 меньше топлива, в то время когда уменьшается потребность в электрической энергии. Это, в свою очередь, в результате приведет к прямой экономии топлива, но без необходимости останавливать турбину и снова запускать ее, когда потребности в энергии снова возникнут, таким образом, улучшая также надежность оборудования.

#### СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

25 В первом примерном, но не ограничивающем варианте изобретение относится к камере сгорания для газовой турбины, содержащей группу радиально внешних сопел, которые расположены по существу по кольцевой схеме и выпускной конец каждого из которых расположен с возможностью подачи топлива и/или воздуха в первую камеру сгорания, и по меньшей мере центральное сопло, выпускной конец которого расположен  
30 в осевом направлении перед выпускными концами указанных радиально внешних сопел и выполнен и размещен с возможностью подачи топлива и воздуха во вторую камеру сгорания, расположенную в осевом направлении перед указанной первой камерой сгорания, причем вторая камера сгорания открыта в первую камеру сгорания и имеет длину, достаточную для поддержания факела пламени центрального сопла  
35 ограниченным указанной второй камерой сгорания.

В другом примерном аспекте изобретение относится к камере сгорания для газовой турбины, содержащей группу сопел, которые расположены по существу по кольцевой схеме и выпускной конец каждого из которых расположен с возможностью подачи топлива и/или воздуха в первую камеру сгорания, и центральное сопло, при этом  
40 выпускной конец центрального сопла и выпускной конец по меньшей мере одного из указанной группы сопел расположены в осевом направлении перед выпускными концами остальных сопел указанной группы и выполнены и размещены с возможностью подачи топлива и воздуха во вторую камеру сгорания, расположенную в осевом направлении перед указанной первой камерой сгорания, причем вторая камера сгорания открыта  
45 в указанную первую камеру сгорания и имеет длину, достаточную для поддержания факела пламени центрального сопла и факела пламени указанного по меньшей мере одного сопла из указанной группы сопел ограниченными второй камерой сгорания.

Еще в одном примерном аспекте изобретения предложен способ эксплуатации газовой

турбины, имеющей по меньшей мере одну камеру сгорания, снабжаемую топливом и/или воздухом через несколько сопел, включающих внешнюю группу сопел, окружающих центральное сопло, при этом способ включает (а) при отсутствии нагрузки или низкой нагрузке, подачу топлива и воздуха к указанному центральному соплу и только воздуха к указанной внешней группе сопел с обеспечением в то же время изолирования факела пламени, создаваемого указанным центральным соплом, от воздуха, текущего через указанную внешнюю группу сопел, и (b) при более высокой нагрузке, подачу топливоздушную смесь как через указанную внешнюю группу сопел, так и через центральное сопло с обеспечением поддержания факелов пламени, создаваемых указанной внешней группой сопел, в первой камере сгорания, а факела пламени, создаваемого центральным соплом, во второй камере сгорания, расположенной перед указанной первой камерой сгорания.

Изобретение ниже описано более подробно в сочетании с чертежами, описанными ниже.

#### 15 КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

Фиг.1 является продольным разрезом камеры сгорания газовой турбины согласно первому примерному, но не ограничивающему варианту изобретения;

Фиг.2 является частичным увеличенным видом в аксонометрии камеры сгорания, показанной на фиг.1;

20 Фиг.3 является частично рассеченным видом в аксонометрии камеры сгорания, показанной на фиг.2;

Фиг.4 является схематическим чертежом конфигурации камеры сгорания согласно другому примерному, но не ограничивающему варианту.

#### ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

25 На фиг.1-3 показана камера 10 сгорания газовой турбины согласно примерному, но не ограничивающему варианту изобретения. Понятно, что камера 10 сгорания обычно соединена с несколькими другими подобными камерами сгорания, расположенными по кольцевой схеме вокруг корпуса газовой турбины, причем каждая камера сгорания подает газы сгорания к первой ступени турбины. Каждая камера 10 сгорания снабжается воздухом от компрессора (не показан). Воздух от компрессора протекает реверсивно (как показано стрелками) в кольцевой проход 12, расположенный между радиально внутренней и выровненной вдоль оси переходной частью 14 и гильзой 16 камеры сгорания, с одной стороны, и радиально внешними, выровненными вдоль оси каналами 18 и 20, с другой стороны. Воздух от компрессора течет в проход 12 через отверстия 30 22, 24 системы принудительного охлаждения в соответствующих каналах 18 и 20 для потока, таким образом, обеспечивая охлаждение переходной части и гильзы камеры сгорания, перед реверсированием потока у входного конца камеры сгорания. Вообще, и при определенных рабочих условиях, воздух течет в воздушные инжекторы, связанные с каждым из группы из шести радиально внешних сопел 26 и центральным соплом 28 (число сопел в камере сгорания обычно варьируется от 6 до 8), где он предварительно смешивается с топливом, подаваемым к соплам через концевую крышку 30 камеры сгорания. Топливоздушная смесь из радиально внешних сопел 28 нагнетается в зону горения, или главную камеру 32 сгорания.

45 Зажигание осуществляется посредством свечей зажигания (не показаны) в соединении с перекрестными соединительными трубками (также не показаны), которые соединяют соседние камеры сгорания. Горячие газы сгорания текут из камеры 32 сгорания в переходную часть 14 и затем в первую ступень газовой турбины, представленную одной сопловой лопаткой 34. До этого момента камера сгорания, как она описана, в целом

хорошо известна, и изобретение здесь относится к расположению центрального сопла 28 относительно радиально внешних сопел 26 и 30 и к размещению второй (или первичной) камеры 36 сгорания перед первой (или главной) камерой 32 сгорания.

5 Более конкретно, и также со ссылкой на фиг.2 и 3, в особенности, центральное сопло 28 утоплено в направлении вверх по течению (относительно направления течения газов сгорания слева направо на разных чертежах). Другими словами, центральное сопло 28 расположено вдоль оси позади выпускных отверстий радиально внешних окружающих сопел 26. Колпак 38 камеры сгорания поддерживает выпускные концы внешних сопел, но имеет такую конфигурацию и смонтирован так, что воздух компрессора течет между 10 колпаком и стенкой 40 корпуса (фиг.1). Выпускные концы указанных радиально внешних сопел 26 удерживаются в кольцевой пластине 44. От колпака 38 в направлении назад проходит по существу цилиндрический трубчатый элемент 42, проходящий к выпускному концу центрального сопла 28, с образованием, таким образом, первичной камеры 36 сгорания, которая открыта в главную камеру 32 сгорания у самой передней пластины 15 44 колпака 38. Длину камеры 36 задают так, чтобы она была достаточной для обеспечения полного сгорания СО, в то же время защищая факел пламени центрального сопла от окружающего холодного воздуха, текущего в главную камеру 32 сгорания через радиально внешние сопла 26.

Топливо подается к трубкам радиально внешних сопел (две показаны на фиг.1 под 20 номером 46 позиции) и к трубке 48 центрального сопла через концевую крышку 30, как отмечено выше, в то время как воздух подается к радиально внешним соплам 26 через впускные отверстия 50 центробежных форсунок для предварительного смешивания (два отверстия показаны на фиг.3), обычной конфигурации, и к центральному соплу 28 через впускное отверстие центробежной форсунки предварительного смешивания, 25 через отверстия 52 в радиальной лопасти 54.

При режимах с низкой нагрузкой, вплоть до полной скорости без нагрузки (FSNL), топливо подается только к центральному соплу 28, в то время как воздух течет через радиально внешние сопла 26. Путем ограничения факела пламени центрального сопла первичной камерой 36 сгорания этот факел защищен от холодного воздуха, 30 поступающего через радиально внешние сопла 26 и, таким образом, не подвергается нежелательному падению температуры. В результате, при поддержании факела пламени центрального сопла при высокой температуре и при достаточном объеме топлива, подаваемого к центральному соплу 28, факел пламени центрального сопла будет сжигать имеющийся СО. Уменьшение уровней СО, в свою очередь, позволит оператору турбины 35 еще более снизить расход топлива при уменьшении нагрузки, когда потребности в энергии низкие.

Когда нагрузка увеличивается, наступает момент, когда количество топлива, требуемое для сгорания, превышает количество, которое может быть получено от центрального сопла 28. Радиально внешние сопла 26 тогда приводят в действие и к ним 40 подают топливо, смешивая его с воздухом, подаваемым компрессором, как описано выше. Горящие факелы пламени, связанные с внешними соплами 26, находятся за первичной камерой 36 сгорания внутри основной камеры 32 сгорания. Радиально внешние сопла 26 могут быть "зажжены" одновременно или в некоторой определенной заранее последовательности (или одновременно группами по 2 или 3, например), как 45 это диктуется оптимизацией сгорания для конкретных задач камеры сгорания.

В любом случае, в режиме полной скорости без нагрузки (FSNL) факел пламени центрального сопла остается в первичной камере 36 сгорания, в то время как факелы пламени внешних сопел остаются в главной камере 32 сгорания, вниз по течению за

первичной камерой 36 сгорания. Из-за того что трубчатый элемент 42, ограничивающий первичную камеру 36 сгорания, непосредственно находится под воздействием факела пламени центрального сопла, он должен охлаждаться любыми подходящими средствами, такими как, например, нанесение теплового барьерного покрытия, системой  
5 принудительного охлаждения, добавлением турбулизаторов или любой комбинацией вышеперечисленного.

В оптимизированном применении изобретения к конкретной модели турбины одна треть (1/3) воздуха для горения протекает через центральное сопло, и две трети (2/3) -  
10 через группу внешних сопел, с коэффициентом  $\varphi$  приблизительно 0,6 ( $\varphi$  - эквивалентное отношение, определяемое как отношение действительного отношения топливо/воздух к стехиометрическому значению). Типичные значения  $\varphi$  находятся в пределах от 0,50 до 0,65.

В альтернативном рабочем режиме на полной скорости при отсутствии нагрузки (FSNL) факел пламени в центральном сопле 28 может быть потушен на относительно  
15 короткое время, и затем в это сопло могут снова начать подавать топливо, так что факел снова зажигают (и поддерживают) вниз по течению за первичной камерой 36 сгорания. Путем повторного зажигания факела пламени центрального сопла в основной камере 40 сгорания и удержания его вне первичной камеры 36 сгорания температуру трубчатого элемента 42 можно сделать ниже, и зона смешивания топлива и воздуха,  
20 подаваемого к центральному соплу 28, расширяется, в результате чего получается лучшее смешивание и низкие выбросы CO. В этом альтернативном рабочем режиме FSNL может быть предпочтительным, чтобы стенка трубчатого элемента 42 сужалась внутрь в направлении вниз по течению. Более высокая скорость смеси топливо/воздух, движущейся через уменьшенное поперечное сечение, предотвратит перемещение факела  
25 пламени центрального сопла вверх по течению, обратно в первичную камеру сгорания. Заметим, что в случае, когда решено повторно зажечь пламя в первичной камере 36 сгорания, необходимо использовать свечу зажигания или другое поджигающее устройство в камере.

Еще в одном примерном, но не ограничивающем варианте, более одного сопла могут  
30 быть защищены от холодного воздуха, протекающего через окружающие или прилегающие сопла в режиме FSNL. Например, центральное сопло и одно или два других сопла внешней группы могут быть утоплены таким же способом, как описано выше в связи с центральным соплом 28. Кроме того, эти одно или два дополнительных сопла могут быть расположены в одной камере сгорания продолговатой, овальной  
35 или другой формы, т.е. форма камеры сгорания будет диктоваться числом и расположением утопленных сопел. Одно такое расположение показано на фиг.4, где центральное сопло 128 и одно сопло из окружающей группы радиально внешних сопел 126 утоплены во второй камере 136 сгорания, ограниченной продолговатым трубчатым элементом 142.

Эта разработанная многоступенчатая камера сгорания, таким образом, способна  
40 изолировать сопла, в которые подается топливо (например, центральное сопло 28), защищая факелы от чрезмерно холодного окружающего воздуха, выходящего из соседних сопел, в которые не подается топливо (например, радиально внешние сопла 26), в режимах с частичной нагрузкой или без нагрузки путем установления зоны сгорания в утопленной камере сгорания (первичной камере 36 сгорания) для полного сгорания CO в конце этой камеры.

Формула изобретения

1. Камера (10) сгорания для газовой турбины, содержащая:  
группу радиально внешних сопел (26), которые расположены по существу по кольцевой схеме и выпускной конец каждого из которых расположен с возможностью подачи топлива и/или воздуха в первую камеру (32) сгорания,

5 по меньшей мере центральное сопло (28), выпускной конец которого расположен в осевом направлении перед выпускными концами указанных радиально внешних сопел и выполнен и размещен с возможностью подачи топлива и воздуха во вторую камеру (36) сгорания, расположенную в осевом направлении перед указанной первой камерой (32) сгорания, причем вторая камера (36) сгорания открыта в первую камеру (32) сгорания и имеет длину, достаточную для поддержания факела пламени центрального сопла ограниченным указанной второй камерой (36) сгорания,

10 при этом выпускные концы указанных радиально внешних сопел (26) удерживаются в кольцевой пластине (44), причем указанная вторая камера сгорания ограничена трубчатым элементом (42), проходящим от указанной кольцевой пластины (44) в направлении вверх по течению.

2. Камера сгорания по п.1, в которой имеются средства (30, 50) для подачи либо только воздуха, либо воздуха и топлива к указанной группе радиально внешних сопел.

3. Камера сгорания по п.2, в которой имеются средства (30) для подачи топлива и воздуха к указанному центральному соплу.

20 4. Камера сгорания по п.1, в которой кроме выпускного конца центрального сопла (128) выпускной конец по меньшей мере одного сопла из указанной группы радиально внешних сопел (126) расположен перед выпускными концами остальных радиально внешних сопел.

25 5. Камера сгорания по п.4, в которой указанное по меньшей мере одно сопло из указанной группы радиально внешних сопел (126) выполнено и расположено с возможностью подачи топлива и воздуха в указанную вторую камеру (136) сгорания.

6. Камера (10) сгорания для газовой турбины, содержащая:

30 группу сопел (26), которые расположены по существу по кольцевой схеме и выпускной конец каждого из которых расположен с возможностью подачи топлива и/или воздуха в первую камеру (32) сгорания,

центральное сопло (128), при этом выпускной конец центрального сопла и выпускной конец по меньшей мере одного сопла из указанной группы сопел (126) расположены в осевом направлении перед выпускными концами остальных сопел указанной группы и выполнены и размещены с возможностью подачи топлива и воздуха во вторую камеру (36) сгорания, расположенную в осевом направлении перед указанной первой камерой (32) сгорания, причем вторая камера (36) сгорания открыта в указанную первую камеру (32) сгорания и имеет длину, достаточную для поддержания факела пламени центрального сопла и факела пламени указанного по меньшей мере одного сопла из указанной группы сопел ограниченными второй камерой (36) сгорания.

40 7. Камера сгорания по п.6, в которой выпускные концы указанных радиально внешних сопел (126), за исключением выпускного конца указанного по меньшей мере одного сопла из указанной группы сопел, удерживаются в кольцевой пластине (44), при этом указанная вторая камера сгорания ограничена трубчатым элементом (42), проходящим от указанной кольцевой пластины в направлении вверх по течению.

45 8. Камера сгорания по п.6, в которой имеются средства (30, 50) для подачи либо одного только воздуха, либо воздуха и топлива к указанной группе радиально внешних сопел.

9. Камера сгорания по п.8, в которой имеются средства (30) для подачи топлива и

воздуха к центральному соплу.

10. Способ эксплуатации газовой турбины, имеющей по меньшей мере одну камеру (10) сгорания по п.1 или 6, снабжаемую топливом и/или воздухом через несколько сопел (26), включающих внешнюю группу сопел, окружающих центральное сопло (28),  
5 включающий:

а) при отсутствии нагрузки или низкой нагрузке, подачу топлива и воздуха к указанному центральному соплу (28) и только воздуха к указанной внешней группе сопел (26) с обеспечением в то же время изолирования факела пламени, создаваемого указанным центральным соплом (28), от воздуха, текущего через указанную внешнюю  
10 группу сопел (26), и

б) при более высокой нагрузке, подачу топливовоздушной смеси как через указанную внешнюю группу сопел (26), так и через центральное сопло (28) с обеспечением поддержания факелов пламени, создаваемых указанной внешней группой сопел, в первой камере (32) сгорания, а факела пламени, создаваемого центральным соплом,  
15 во второй камере (36) сгорания, расположенной перед указанной первой камерой сгорания.

11. Способ по п.10, в котором дополнительно:

с) гасят факел пламени, создаваемый центральным соплом (28), и

д) повторно зажигают новый факел пламени, создаваемый указанным центральным  
20 соплом (28), причем указанный новый факел удерживают в первой камере (32) сгорания.

12. Способ по п.10, в котором указанная первая камера (32) сгорания имеет длину, достаточную для сжигания СО при низких уровнях нагрузки или при отсутствии  
нагрузки.

13. Способ по п.10, в котором охлаждают трубчатый элемент (42), ограничивающий  
25 вторую камеру (36) сгорания.

14. Способ по п.13, в котором указанный трубчатый элемент охлаждают принудительным охлаждением, или с использованием теплозащитного покрытия, или с использованием турбулизаторов, или любой комбинацией этих методов.

15. Способ по п.10, в котором этап (а) выполняют в отношении по меньшей мере  
30 одного дополнительного сопла в указанной внешней группе сопел.

16. Способ по п.10, в котором этап (а) выполняют при условиях полной скорости и отсутствия нагрузки.

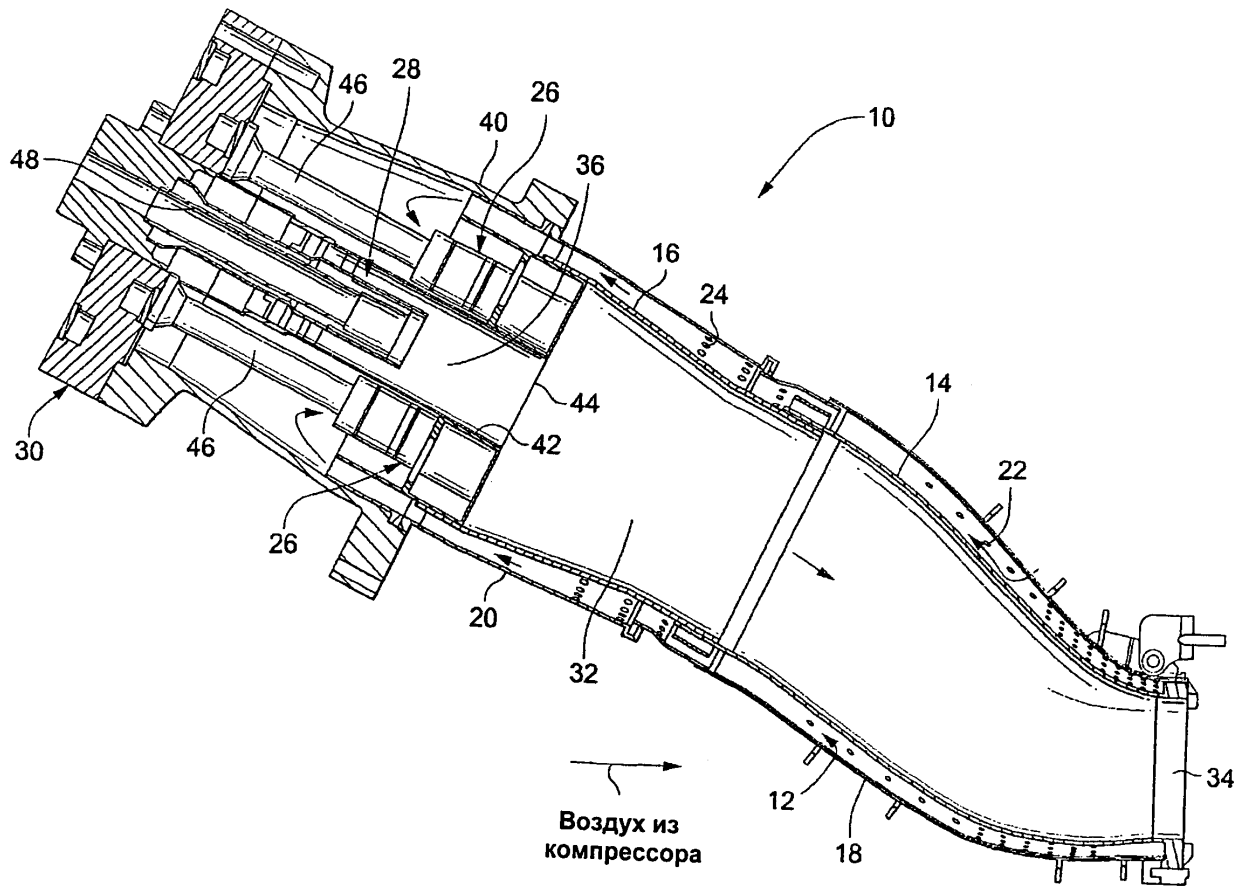
17. Способ по п.10, в котором этап (б) выполняют при условиях полной скорости и отсутствия нагрузки.

18. Способ по п.16, в котором этап (б) выполняют при условиях полной скорости и  
35 отсутствия нагрузки.

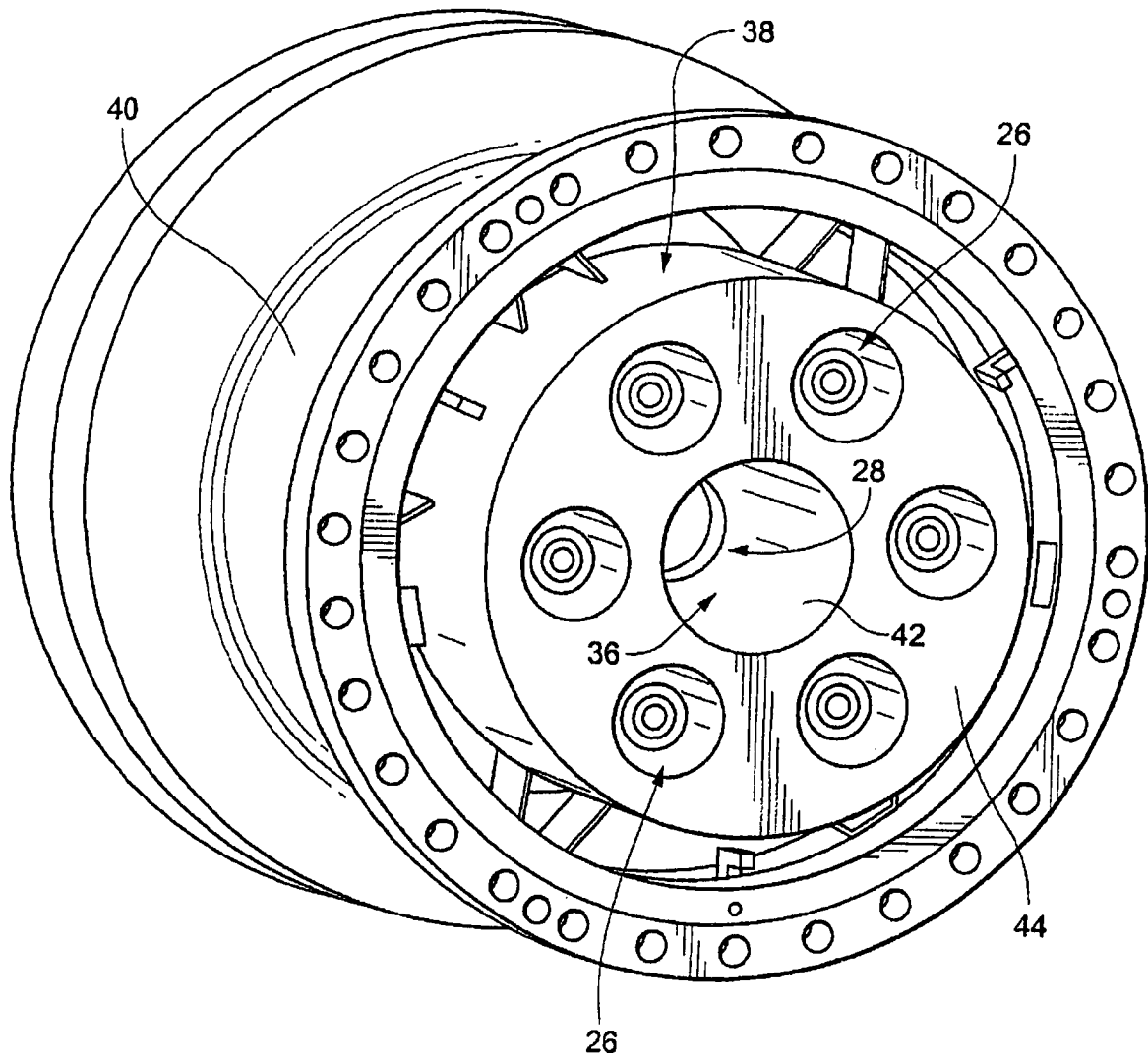
40

45

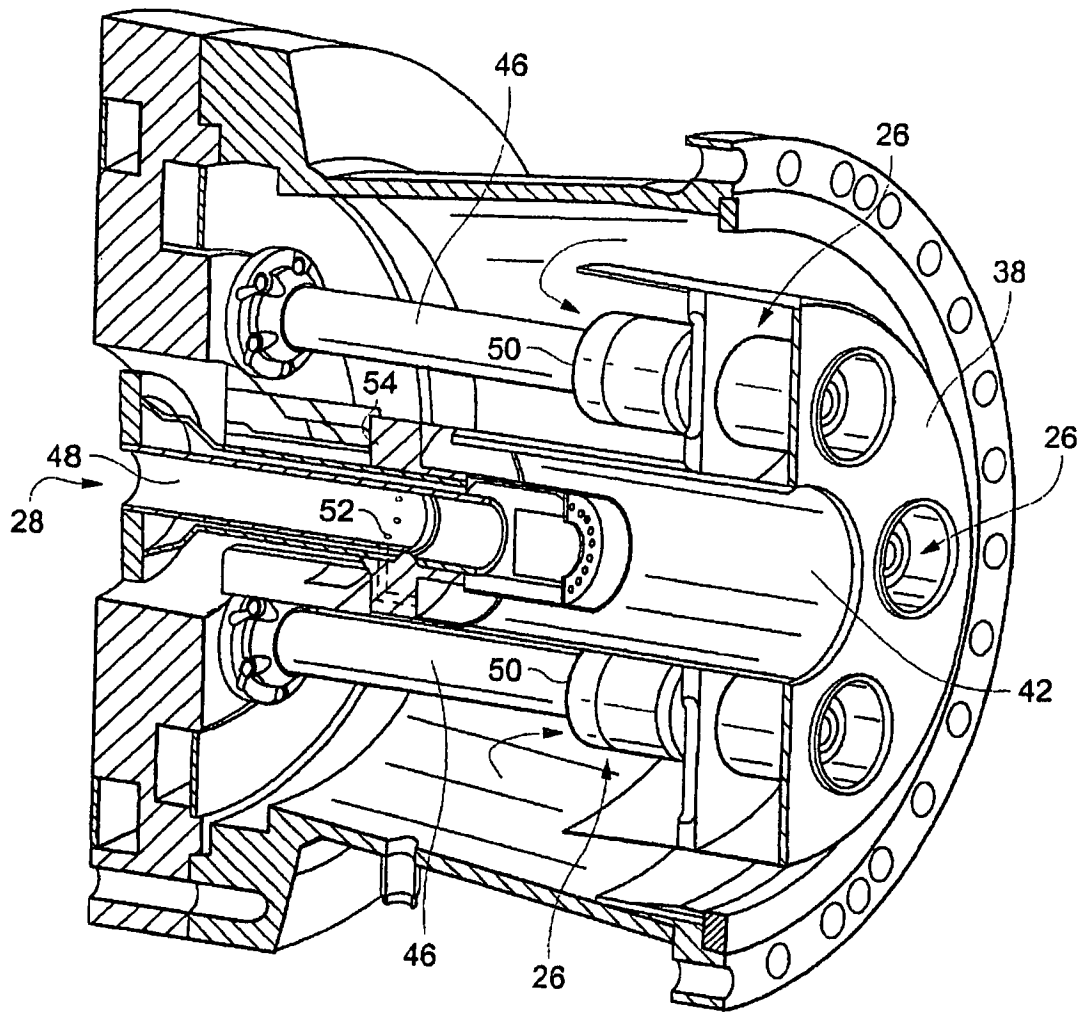




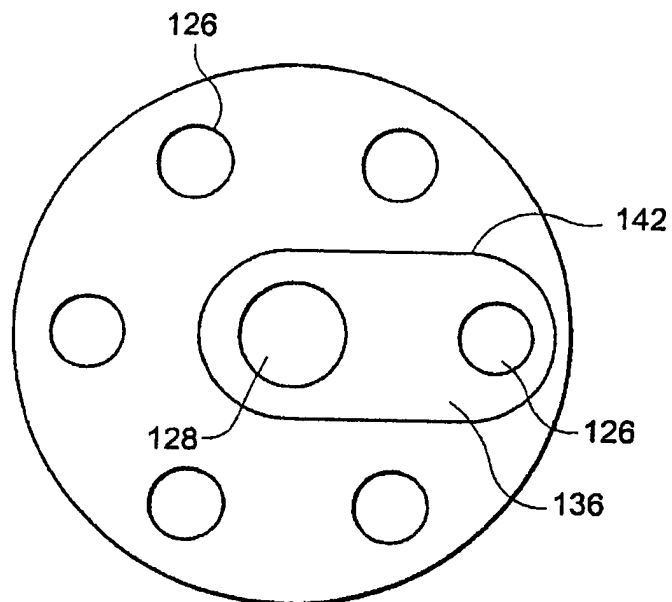
Фиг. 1



ФИГ.2



Фиг.3



Фиг.4