



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

## (12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2014120759/06, 23.10.2012

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
23.10.2012

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:  
24.10.2011 ЕР 11186387.4

(43) Дата публикации заявки: 10.12.2015 Бюл. № 34

(45) Опубликовано: 10.09.2016 Бюл. № 25

(56) Список документов, цитированных в отчете о  
поиске: US 3670497 A, 20.06.1972. WO 02/27168  
A1, 04.04.2002. US 3186168 A, 01.06.1965. US  
7082766 B1, 01.08.2006. US 6860108 B2,  
01.03.2005. RU 2275554 C2, 27.04.2006.(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на  
национальной фазе: 26.05.2014(86) Заявка РСТ:  
ЕР 2012/070930 (23.10.2012)(87) Публикация заявки РСТ:  
WO 2013/060663 (02.05.2013)

Адрес для переписки:

191036, Санкт-Петербург, а/я 24, "НЕВИНПАТ",  
А.В. Поликарпову

(72) Автор(ы):

ШУОР Ремиги (СН),  
НАРАНЧИЧ Синиша (НР),  
ФИЛЬКОРН Гюнтер (СН)

(73) Патентообладатель(и):

Дженерал Электрик Текнолоджи ГмбХ (СН)

(54) ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ВНУТРЕННЯЯ ОБОЛОЧКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ДЛЯ  
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ И РОТОРНЫЙ КОЖУХ ДЛЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

(57) Реферат:

Газотурбинный двигатель включает компрессор, кольцеобразную камеру сгорания и турбину. Камера сгорания в переходной зоне своей оболочкой примыкает к входу в турбину с возможностью обусловленного тепловым расширением относительного движения между камерой сгорания и входом в турбину. Оболочка камеры сгорания своими распределенными по периметру опорными элементами упирается вследствие возникающего в рабочем режиме теплового расширения в конический контур на роторном кожухе, расположенном между выходом компрессора и входной зоной турбины,

а также между ротором и внутренней оболочкой камеры сгорания, и опирается на него. Конический контур образует с осью газотурбинного двигателя угол, обеспечивающий скольжение оболочки камеры сгорания опорными элементами по коническому контуру. Другое изобретение группы относится к внутренней оболочке камеры сгорания, которая на выходном конце на обращенной от горячих газов стороне имеет распределенные по периметру опорные элементы со скосом. Скос опорных элементов в собранном состоянии проходит параллельно коническому контуру роторного кожуха и

образует с осью газотурбинного двигателя угол, обеспечивающий скольжение опорных элементов внутренней оболочки камеры сгорания по коническому контуру роторного кожуха. Еще одно изобретение группы относится к роторному кожуху, который на нижнем по потоку конце с наружной стороны имеет конический контур, образующий с осью газотурбинного двигателя

угол, обеспечивающий скольжение внутренней оболочки камеры сгорания опорными элементами по коническому контуру. Группа изобретений позволяет повысить срок службы газотурбинного двигателя за счет исключения износа между камерой сгорания и входом в турбину. 3 н. и 12 з.п. ф-лы, 5 ил.

R U 2 5 9 7 3 5 0 C 2

R U 2 5 9 7 3 5 0 C 2



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 597 350** (13) **C2**

(51) Int. Cl.

*F01D* 9/02 (2006.01)

*F23R* 3/60 (2006.01)

## (12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: 2014120759/06, 23.10.2012

(24) Effective date for property rights:  
23.10.2012

Priority:

(30) Convention priority:  
24.10.2011 EP 11186387.4

(43) Application published: 10.12.2015 Bull. № 34

(45) Date of publication: 10.09.2016 Bull. № 25

(85) Commencement of national phase: 26.05.2014

(86) PCT application:  
EP 2012/070930 (23.10.2012)

(87) PCT publication:  
WO 2013/060663 (02.05.2013)

Mail address:

191036, Sankt-Peterburg, a/ja 24, "NEVINPAT",  
A.V. Polikarpovu

(72) Inventor(s):

**SHUOR Remigi (CH),  
NARANCHICH Sinisha (HR),  
FILKORN Gyunter (CH)**

(73) Proprietor(s):

**Dzheneral Elektrik Teknolodzhi GmbH (CH)**

## (54) GAS TURBINE ENGINE, COMBUSTION CHAMBER INNER SHELL FOR GAS TURBINE ENGINE AND ROTOR CASE FOR GAS TURBINE ENGINE

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: gas turbine engine includes a compressor, annular combustion chamber and turbine. Combustion chamber in transition zone of its shell is adjacent to input in turbine to caused by thermal expansion relative movement between combustion chamber and turbine. Shell of combustion chamber with its distributed along perimeter of support elements against due to arising in working mode of thermal expansion in conical path to rotor casing located between compressor outlet and inlet zone of turbine, as well as between rotor and inner shell of combustion chamber, and rests on it. Conical loop forms with the axis of gas turbine engine angle providing sliding shell combustion chamber support elements at conical outline. Another invention of group relates to inner shell

of combustion chamber, which at output end facing from hot gases has distributed along perimeter of support elements with skew. Skew of support elements assembled extends parallel with conical outline of rotor casing and forms with axis of gas turbine engine angle providing sliding support elements of inner shell of combustion chamber at conical outline of rotor casing. One more invention relates to rotary casing, which on downstream end of outer side has a conical circuit together with axis of gas turbine engine angle providing combustion chamber inner enclosure sliding support elements at conical outline.

EFFECT: group of inventions increases service life of gas turbine engine due to elimination of wear between combustion chamber and turbine.

15 cl, 5 dwg

Область техники, к которой относится изобретение

Предлагаемое изобретение относится к области техники газотурбинных двигателей. Оно относится к переходной зоне между кольцеобразной камерой сгорания и последующей турбиной.

5 Уровень техники

Предлагаемое изобретение базируется на газотурбинном двигателе, схема которого в простейшем виде представлена на фиг. 1. Газотурбинный двигатель 10 с фиг. 1 включает компрессор 12, камеру сгорания 13 и турбину 15. Компрессор через воздухозаборник 11 всасывает воздух для горения и сжимает его. Сжатый воздух  
10 подается в камеру сгорания 13 и используется там для сжигания топлива. Возникающий горячий газ в последующей турбине под рабочей нагрузкой расширяется и покидает турбину 15 как отработавший газ 16.

Современные промышленные (стационарные) газотурбинные двигатели (ИГТ) сконструированы, как правило, с кольцеобразными или кольцевыми камерами сгорания.  
15 Камеры сгорания большинства небольших ИГТ выполнены как так называемые трубчато-кольцевые камеры сгорания («can annular combustors»).

В ИГТ с кольцеобразной или кольцевой камерой сгорания камера сгорания ограничена боковыми стенками, а также входной и выходной плоскостями горячего газа. При этом боковые стенки камеры сгорания выполнены либо в виде ряда сегментов  
20 из оболочковых элементов, либо в виде полной оболочковой конструкции. При использовании полных оболочковых конструкций при монтаже возникает необходимость в разделительной плоскости, которая позволяет снять верхнюю часть, например, для монтажа или демонтажа ротора газотурбинного двигателя. Разделительная плоскость содержит соответственно два сварных шва, которые  
25 находятся, например, на уровне оси газотурбинного двигателя (3- и 9-часовое положение). Нижние и верхние половинчатые оболочковые конструкции должны, среди прочего, подвергаться конвективному охлаждению.

Такие газотурбинные двигатели раскрыты, например, в документах US 3670467 А и US 3186168 А, причем в них предусмотрено цилиндрическое жесткое соединение  
30 роторного кожуха и оболочки камеры сгорания.

Функция оболочек камеры сгорания

Оболочки камеры сгорания («combustor transition duct») имеют следующие функции.

Они герметизируют обе сборные емкости (plena)/камеры.

Они должны также взаимно герметизировать одна другую (монтаж посредством  
35 разделительной плоскости, как правило, согласно 3- и 9-часовому положению).

Помимо разделительной плоскости, они выполнены вращательно-симметрично.

При монтаже половинчатых оболочковых конструкций они должны направляться одна в другую/одна относительно другой в разделительной плоскости.

Внутренние оболочковые элементы камеры сгорания или внутренние оболочки  
40 камеры сгорания должны направляться одна в другую по разделительной плоскости «вслепую» (без возможности визуального контроля соединительной плоскости, поскольку она перекрыта внутренними оболочками камеры сгорания).

Они не должны воспринимать воздействие ни осевых, ни радиальных сил.

Они могут, но не должны, быть выполнены самонесущими (без несущей структуры).

45 Они должны иметь (большой) осевой и радиальный зазоры для движения, в частности, в переходных состояниях рабочего режима.

Они должны быть термостойкими (предел длительной/усталостной прочности).

Собственные колебания должны по возможности гаситься (опирание оболочковых

элементов).

На фиг. 2 показан вырез, включающий камеру сгорания, приведенный в виде примера газотурбинного двигателя с кольцевой камерой сгорания. Выход компрессора 12 с его направляющими и рабочими лопатками виден здесь с правой стороны, на

5 противоположной стороне находится входная зона турбины 15 с ее направляющими и рабочими лопатками. Между выходом компрессора и входной зоной турбины находится окружающий ротор роторный кожух 25. Входная зона роторного кожуха выполнена как компрессор-диффузор с увеличивающимся в направлении потока проходным сечением, через которое сжатый воздух протекает в сборную емкость 18, 10 окружающую кольцеобразную камеру сгорания 13. Камера сгорания 13 выполнена из внутренней оболочки 20a и наружной оболочки 20b. На соответствующих наружных сторонах оболочек камеры сгорания 20a, 20b расположены с зазором внутренняя и соответственно наружная рубашки охлаждения 19a и 19b, которые вместе с соответствующей оболочкой камеры сгорания образуют соответственно внутренний 15 воздухопровод охлаждения 21a и наружный воздухопровод 21b охлаждения.

Через воздухопроводы охлаждения 21a, 21b воздух протекает из сборной емкости 18 в расположенную перед камерой сгорания 13 входную зону, в которой находятся собственно горелки 22 (в предлагаемом примере так называемые вдвоенные конусные горелки). Подаваемый через воздухопроводы охлаждения 21a, 21b воздух входит с одной 20 стороны в обе горелки 22 и смешивается там с топливом. С другой стороны воздух входит непосредственно в камеры сгорания через заднюю стенку 23 камеры сгорания. Важной для бесперебойной работы газотурбинного двигателя является обозначенная на фиг. 2 пунктирным кружком и позицией A переходная зона между камерой сгорания 13 и турбиной 15.

25 Внутренняя и наружная оболочки камеры сгорания находятся во время работы под сильной тепловой и механической нагрузкой. Свойства стойкости материалов оболочек сильно зависят от температуры. Чтобы эту температуру материала удерживать под максимально допустимым для материала уровнем температуры, оболочковые элементы подвергаются конвективному охлаждению, как это уже описано в связи с фиг. 2 и 30 показанными там рубашками охлаждения.

Формование и высокое тепловое нагружение на входе в турбину требуют в этой зоне, прежде всего, постоянного высокого теплопереноса также на стороне воздуха охлаждения. Обе оболочки камеры сгорания достигают, прежде чем камера сгорания зажжена, по меньшей мере, температуру воздуха на выходе компрессора. Как только 35 горелки зажжены, температура металла обеих оболочек камеры сгорания повышается дальше.

В связи с высокой температурой металла оболочек камеры сгорания оболочки расширяются в осевом и радиальном направлении (см. направление расширения 33 на фиг. 4). Это расширение может быть хорошо измерено, в частности, на участке 40 сопряжения с турбиной (внутренняя и наружная платформа первого ряда направляющих лопаток). Это расширение происходит непрерывно и в продолжение определенного отрезка времени как во время процесса запуска, так и при изменениях нагрузки газотурбинного двигателя. Такой же процесс происходит в обратном порядке при охлаждении камеры сгорания (процесс сжатия).

45 На практике было констатируется, что вследствие непосредственно описанного развития и конфигурации перехода между камерой сгорания и входом в турбину возникают нежелательные признаки износа или износов, которые должны быть устранены. За счет связанного с этим износа во время работы газотурбинного двигателя

страдают функциональные возможности. Далее страдает или сокращается также срок службы. Наконец, следует ожидать также чрезмерных затрат при восстановлении машины.

#### Сущность изобретения

5 Потому задача изобретения состоит в том, чтобы выполнить вышеназванный газотурбинный двигатель таким образом, чтобы устранить недостатки предыдущего способа решения и, в частности, лучше направить и поддержать переходные движения оболочек камеры сгорания.

Изобретение базируется на газотурбинном двигателе, который включает компрессор, 10 кольцообразную камеру сгорания и турбину, при этом камера сгорания для подачи образующихся в камере сгорания горячих газов в последующую турбину в переходной зоне своей оболочкой примыкает к входу в турбину. Чтобы обеспечить обусловленное тепловым расширением относительное движение между камерой сгорания и входом в турбину, внутренняя оболочка камеры сгорания имеет распределенные по периметру 15 опорные элементы. Вследствие возникающего в рабочем режиме теплового расширения эти опорные элементы упираются в конический контур на роторном кожухе, расположенном между выходом компрессора и входной зоной турбины, а также между ротором и внутренней оболочкой камеры сгорания, и опираются на него.

Аспектом изобретения является конический контур, который образует с осью 20 газотурбинного двигателя угол, обеспечивающий скольжение внутренней оболочки камеры сгорания опорными элементами по коническому контуру.

Кроме газотурбинного двигателя, предметом раскрытия изобретения являются внутренняя оболочка камеры сгорания и роторный кожух для газотурбинного двигателя.

Внутренняя оболочка камеры сгорания на выходном конце, на обращенной от 25 горячих газов стороне, включает распределенные по периметру опорные элементы, которые имеют скос, который в собранном состоянии проходит параллельно коническому контуру роторного кожуха. Скос образует с осью газотурбинного двигателя угол, который обеспечивает скольжение опорных элементов внутренней оболочки камеры сгорания по коническому контуру роторного кожуха.

30 Роторный кожух для газотурбинного двигателя имеет на нижнем по потоку конце с наружной стороны конический контур, который в собранном состоянии образует угол с осью газотурбинного двигателя. Этот угол обеспечивает скольжение внутренней оболочки камеры сгорания опорными элементами по коническому контуру.

Первый вариант осуществления газотурбинного двигателя отличается тем, что 35 опорные элементы выполнены как радиально выступающие, ориентированные в осевом направлении опорные пластины или ребра, что опорные пластины или ребра имеют противолежащий коническому контуру и соответствующий коническому контуру по углу скос и что между коническим контуром и скосом предусмотрен отличный от нуля монтажный допуск.

40 Другой вариант осуществления газотурбинного двигателя отличается тем, что при тепловом расширении оболочка камеры сгорания расширяется в направлении расширения, которое с коническим контуром образует отличный от нуля угол рассогласования.

В частности, угол рассогласования лежит в интервале между  $2^\circ$  и  $15^\circ$ , предпочтительно 45 в интервале между  $5^\circ$  и  $10^\circ$ , в частности в интервале между  $7^\circ$  и  $8^\circ$ , и составляет угол, который образует конический контур с осью газотурбинного двигателя в интервале между  $20^\circ$  и  $30^\circ$ , в частности, между  $24^\circ$  и  $26^\circ$ .

Согласно следующему варианту осуществления монтажный допуск лежит в пределах

от 1 мм до 10 мм, предпочтительно от 2 мм до 8 мм, в частности между 3 мм и 4 мм.

Другой вариант осуществления отличается тем, что роторный кожух выполнен из серого чугуна, а опорные элементы - из сплава на базе никеля или предпочтительно из аустенитной ферритной стали, предпочтительно 18/10-Cr-Ni.

- 5 Еще один вариант осуществления отличается тем, что кольцевая камера сгорания составлена из отдельных сегментов и что на каждый сегмент предусмотрены два опорных элемента.

Краткое описание чертежей

- 10 Ниже изобретение поясняется более детально на основе примеров осуществления в связи с чертежами, на которых показаны:

фиг. 1 - сильно упрощенная функциональная схема газотурбинного двигателя;

фиг. 2 - вырез с продольным сечением газотурбинного двигателя с кольцевой камерой сгорания в зоне камеры сгорания;

- 15 фиг. 3 - упрощенное изображение относительного движения между камерой сгорания и роторным кожухом или компрессором-диффузором вследствие теплового расширения в рабочем режиме;

фиг. 4 - конфигурация переходной зоны согласно примеру осуществления изобретения;

фиг. 5 - выходная зона камеры сгорания с фиг. 4 в перспективном изображении.

Варианты осуществления изобретения

- 20 В описанной вначале переходной зоне А переход между внутренней оболочкой камеры сгорания 20а с ее рубашкой охлаждения 19а и наружной стенкой входа (26 на фиг. 4) в турбину выполнен таким образом, что он допускает и воспринимает обусловленное тепловым расширением относительное смещение. Промежуток между обоими компонентами согласно технике аэродинамики перекрыт пластинчатыми  
25 переходными элементами (30 на фиг. 4), которые, с одной стороны, установлены с возможностью поворота на внутренней оболочке камеры сгорания 20а и, с другой стороны, на своем свободном конце посредством нагруженного пружиной сжатия прижимного болта (27 на фиг. 4), настолько поджаты к наружной стороне внутренней  
30 стенки входа 26 в турбину, что могут быть смещены поперек оси прижимного болта 27. Таким образом, для горячих газов выполнен герметичный переход между камерой сгорания и входом в турбину, который допускает и компенсирует относительное смещение между обоими компонентами.

- Чтобы исключить вредные вибрации камеры сгорания в рабочем режиме, в переходной зоне предусмотрены средства, которые обеспечивают опирание камеры  
35 сгорания на роторный кожух 25, когда связанное с эксплуатацией тепловое расширение камеры сгорания достигло своей конечной точки. Эти средства включают большое число радиально выступающих, ориентированных в осевом направлении опорных пластин (29 на фиг. 3, 4), которые расположены вдоль внутреннего периметра внутренней оболочки 20а камеры сгорания. Опорные пластины 29 содержат  
40 одновременно поворотный подшипник (32 на фиг. 3) для поворотных переходных элементов 30.

- Опорные пластины 29 имеют соответственно скос (31b на фиг. 4), который с осью газотурбинного двигателя образует заданный угол  $\alpha$ . (см. фиг. 4). С зазором d (фиг. 4) напротив этого скоса 31b расположен конический контур (31а на фиг. 4) роторного  
45 кожуха 25, который с осью газотурбинного двигателя образует этот же угол  $\alpha$ . Когда камера сгорания при запуске газотурбинного двигателя испытывает тепловое расширение, внутренняя оболочка 20а камеры сгорания с установленными на ней опорными пластинами 29 движется в обозначенном на фиг. 3 направлении расширения

33 в сторону конического контура 31a, пока, наконец, обе поверхности 31a и 31b не прижимаются друг к другу.

В рассматриваемом газотурбинном двигателе анализировались относительные радиальные и осевые движения между сопрягаемыми компонентами в зоне сопряжения между камерой сгорания и входом в турбину, при этом была определена специальная плоскость скольжения. Эта специальная плоскость скольжения в данном применении могла быть равна примерно  $16^\circ$  и соответственно была учтена в конструкции (плоскость скольжения  $25^\circ$ ).

Путем моделирования переходных движений в зоне камеры сгорания при помощи FE-tools (средств анализа методом конечных элементов) был вычислен специальный угол скольжения. Вследствие тепловых расширений возникает дополнительное движение перпендикулярно углу скольжения, которое используется для определения оптимального зазора. Для различных функциональных состояний FE-tool позволило вычислить угол скольжения примерно  $15^\circ$ - $18^\circ$ . На основании этих результатов угол скольжения и соответственно также контактный угол могли быть выбраны менее  $20^\circ$ . Принимая в расчет механическое требование, что желательно лишь одно место контактирования на каждую опорную пластину (не поверхностный контакт, а желателен лишь линейный контакт) и цельная коническая оболочка, в конце концов, не насаживается как втулка на клиновую шпонку и может сжиматься, осознанно был выбран больший угол, в данном случае угол  $25^\circ$ .

Пример осуществления конфигурации перехода согласно изобретению воспроизводится на фиг. 4 и 5. Важную роль при расчете зазоров и углов играет угол рассогласования  $\Delta\alpha$ , который согласно фиг. 3 образует направление расширения 33 при тепловом расширении со скосом 31b или поверхностью скольжения.

При этом  $\Delta\alpha$  может находиться в интервале  $2^\circ$ - $15^\circ$ , предпочтительно в интервале  $5^\circ$ - $10^\circ$ , в частности в интервале  $7^\circ$ - $8^\circ$ .

Угол  $\alpha$  скоса 31b с осью газотурбинного двигателя составляет в этом случае от  $20^\circ$  до  $30^\circ$ , предпочтительно от  $24^\circ$  до  $26^\circ$ .

Монтажный допуск или зазор d лежат в интервале 1-10 мм, предпочтительно в интервале 2-8 мм, в частности 3-4 мм.

При этом монтажный допуск d составляют холодный зазор плюс производственный допуск. Холодный зазор требуется, так как детали монтируют, как говорится, вслепую.

За счет угла рассогласования  $\Delta\alpha$  детали при запуске газотурбинного двигателя сдвигаются навстречу друг другу. Требуется легкий нажим. Слишком большое значение  $\Delta\alpha$  приводит к «срезу» ребер. Слишком малый угол  $\Delta\alpha$  приводит в рабочем режиме к зазору или неплотному позиционированию. Это может вызвать вибрацию, а также привести к повреждениям.

Заданные величины констатируются, в частности, в газотурбинных двигателях показанного типа, в которых роторный кожух 25 изготовлен из серого чугуна и материал для ребер выбран из сплава на базе никеля или предпочтительно аустенитной ферритной стали.

При этом для сегментной кольцевой камеры сгорания предусмотрены, в частности, на сегмент два ребра или две опорные пластины.

В случае модернизации уже существующей газотурбинного двигателя (ретрофит) дополнительно дорабатывают существующие роторные кожухи на угол  $\alpha$  и старые ребра заменяют на новые ребра с углом  $\alpha$ .

Перечень позиций к чертежам

10 Газотурбинный двигатель



- 11 Воздухозаборник
- 12 Компрессор
- 13 Камера сгорания
- 14 Топливо
- 5 15 Турбина
- 16 Отработанный газ
- 17 Ротор
- 18 Сборная емкость
- 19a Внутренняя рубашка охлаждения
- 10 19b Наружная рубашка охлаждения
- 20a Внутренняя оболочка камеры сгорания
- 20b Наружная оболочка камеры сгорания
- 21a Внутренний воздуховод охлаждения
- 21b Наружный воздуховод охлаждения
- 15 22 Горелка (например, сдвоенная конусная горелка)
- 23 Задняя стенка (камеры сгорания)
- 24 Воздух
- 25 Роторный кожух (компрессор-диффузор)
- 26 Вход в турбину
- 20 27 Прижимной болт
- 28 Пружина сжатия
- 29 Опорная пластина (ребро)
- 30 Переходной элемент
- 31a Конический контур (компрессор-диффузор/роторный кожух)
- 25 31b Скос (опорной пластины)
- 32 Поворотный подшипник
- 33 Направление расширения
- A Переходная зона между камерой сгорания и турбиной
- d Зазор (монтажный допуск)
- 30 α Угол (с осью газотурбинного двигателя)
- Δα Угол рассогласования

#### Формула изобретения

1. Газотурбинный двигатель (10), включающий компрессор (12), кольцеобразную
  - 35 камеру сгорания (13) и турбину (15), при этом камера сгорания (13) для подачи образующихся в камере сгорания (13) горячих газов в последующую турбину (15) в переходной зоне (A) своей оболочкой (20a) примыкает к входу в турбину (26) так, что возможно возникновение обусловленного тепловым расширением относительного движения между камерой сгорания (13) и входом в турбину (26), при этом оболочка
    - 40 (20a) камеры сгорания своими распределенными по периметру опорными элементами (29) упирается вследствие возникающего в рабочем режиме теплового расширения (33) в конический контур (31a) на роторном кожухе (25), расположенном между выходом компрессора и входной зоной турбины, а также между ротором и внутренней оболочкой камеры сгорания, и опирается на него, отличающийся тем, что конический контур (31a)
      - 45 образует с осью газотурбинного двигателя угол (α), обеспечивающий скольжение оболочки (20a) камеры сгорания опорными элементами (29) по коническому контуру (31a).

2. Газотурбинный двигатель по п. 1, отличающийся тем, что опорные элементы

выполнены в виде радиально выступающих, ориентированных в осевом направлении опорных пластин или ребер (29), причем опорные пластины или ребра (29) имеют противолежащий коническому контуру (31a) и соответствующий коническому контуру (31a) по углу скос (31b), при этом между коническим контуром (31a) и скосом (31b)

5 предусмотрен отличный от нуля монтажный допуск (d).

3. Газотурбинный двигатель по п. 2, отличающийся тем, что при тепловом расширении оболочка (20a) камеры сгорания расширяется в направлении расширения (33), которое с коническим контуром (31a) образует отличный от нуля угол рассогласования ( $\Delta\alpha$ ).

4. Газотурбинный двигатель по п. 3, отличающийся тем, что угол рассогласования  
10 ( $\Delta\alpha$ ) лежит в интервале между  $2^\circ$  и  $15^\circ$ .

5. Газотурбинный двигатель по п. 3, отличающийся тем, что угол рассогласования ( $\Delta\alpha$ ) лежит в интервале между  $5^\circ$  и  $10^\circ$ ,

6. Газотурбинный двигатель по п. 3, отличающийся тем, что угол рассогласования ( $\Delta\alpha$ ) лежит в интервале между  $7^\circ$  и  $8^\circ$ ,

15 7. Газотурбинный двигатель по одному из пп. 4-6, отличающийся тем, что угол ( $\alpha$ ), который образует конический контур (31a) с осью газотурбинного двигателя, лежит в интервале между  $20^\circ$  и  $30^\circ$ .

8. Газотурбинный двигатель по одному из пп. 4-6, отличающийся тем, что угол ( $\alpha$ ), который образует конический контур (31a) с осью газотурбинного двигателя, лежит в  
20 интервале между  $24^\circ$  и  $26^\circ$ .

9. Газотурбинный двигатель по одному из пп. 2-6, отличающийся тем, что монтажный допуск (d) лежит в пределах от 1 мм до 10 мм.

10. Газотурбинный двигатель по одному из пп. 2-6, отличающийся тем, что монтажный допуск (d) лежит в пределах от 2 мм до 8 мм.

25 11. Газотурбинный двигатель по одному из пп. 2-6, отличающийся тем, что монтажный допуск (d) лежит в пределах между 3 мм и 4 мм.

12. Газотурбинный двигатель по одному из пп. 1-6, отличающийся тем, что роторный кожух (25) выполнен из серого чугуна, а опорные элементы (29) - из сплава на базе никеля или из стали 18/10-Cr-Ni.

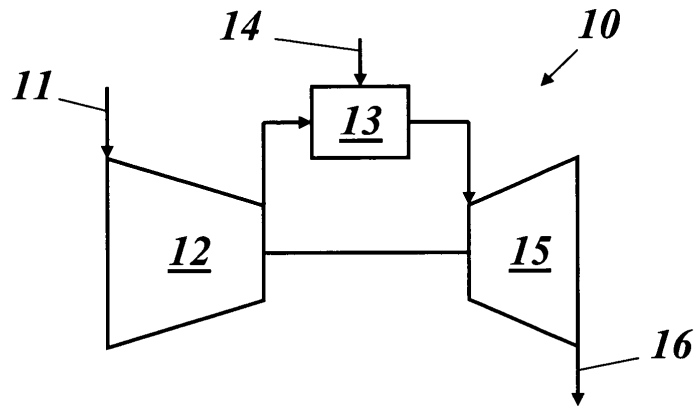
30 13. Газотурбинный двигатель по одному из пп. 1-6, отличающийся тем, что кольцевая камера сгорания (13) состоит из отдельных сегментов, причем на каждый сегмент предусмотрены два опорных элемента (29').

14. Внутренняя оболочка (20a) камеры сгорания для газотурбинного двигателя (10), которая на выходном конце на обращенной от горячих газов стороне имеет  
35 распределенные по периметру опорные элементы (29), которые имеют скос (31b), который в собранном состоянии проходит параллельно коническому контуру (31a) роторного кожуха (25) и образует с осью газотурбинного двигателя угол ( $\alpha$ ), который обеспечивает скольжение опорных элементов (29) внутренней оболочки (20a) камеры сгорания по коническому контуру (31a) роторного кожуха (25).

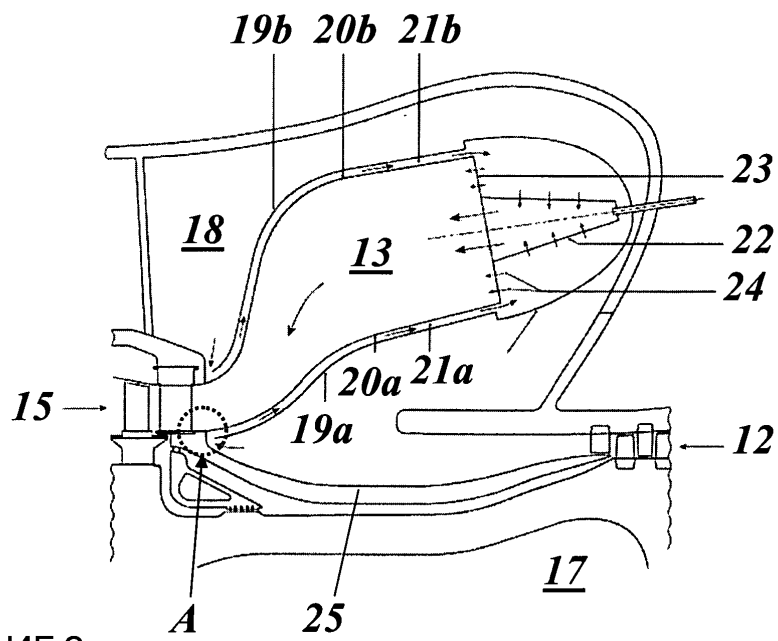
40 15. Роторный кожух (25) для газотурбинного двигателя (10), который на нижнем по потоку конце с наружной стороны имеет конический контур (31a), который в собранном состоянии образует с осью газотурбинного двигателя угол ( $\alpha$ ), обеспечивающий скольжение внутренней оболочки (20a) камеры сгорания опорными элементами (29) по коническому контуру (32a).

45

1/4

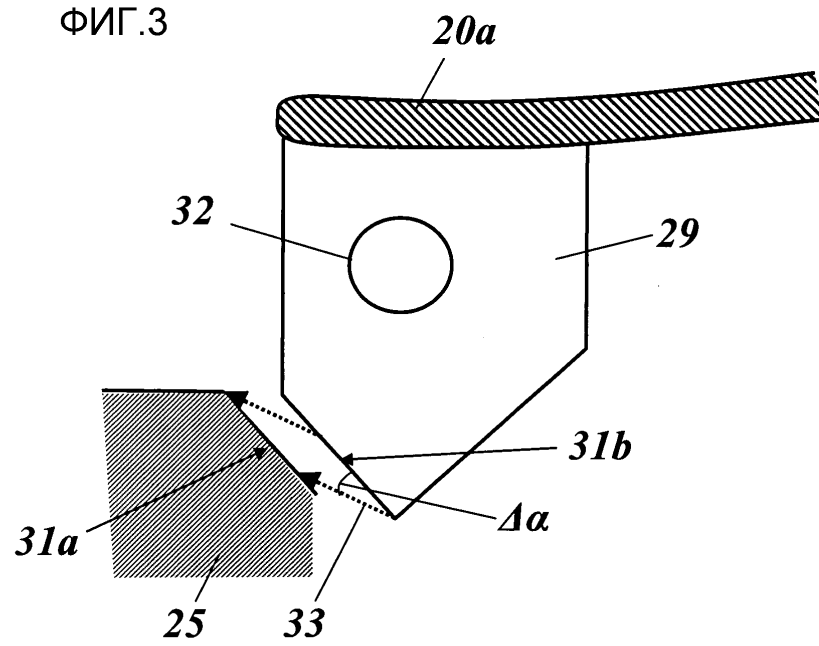


ФИГ.1

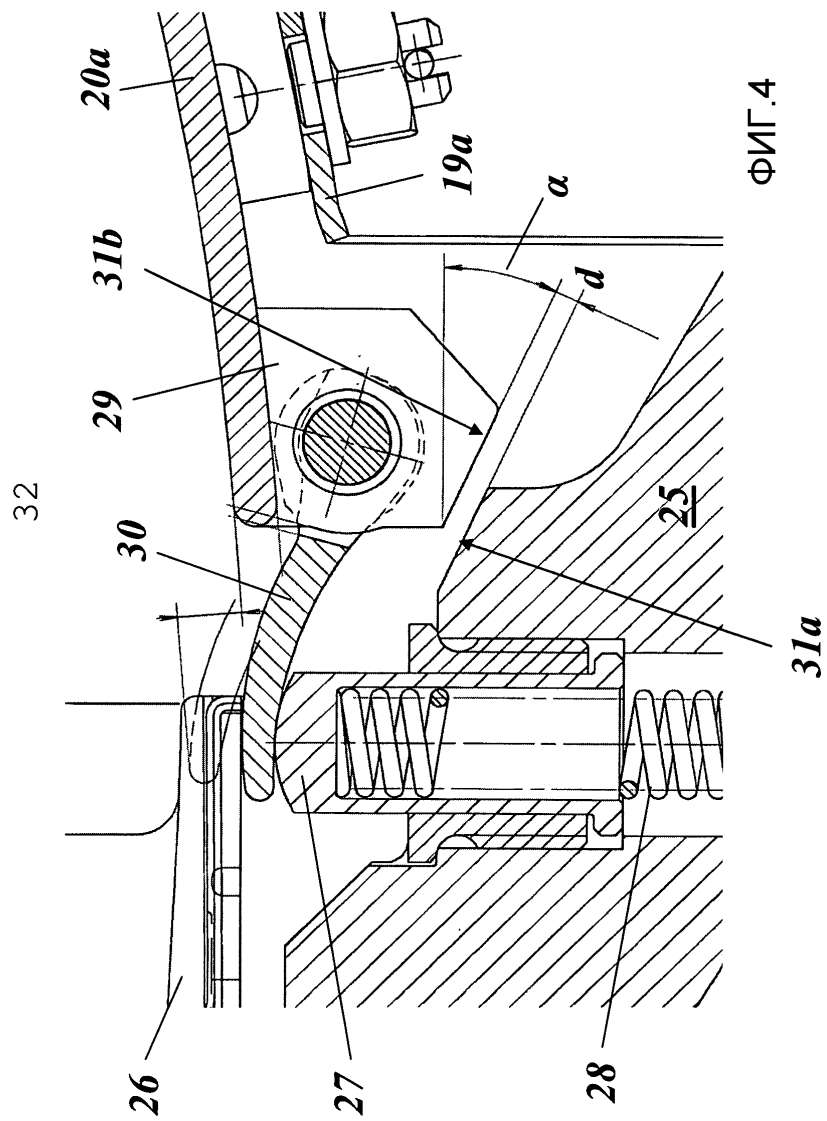


ФИГ.2

ФИГ.3



3/4



4/4

