



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2002133696/06, 04.12.2002

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
04.12.2002(30) Конвенционный приоритет:
05.12.2001 FR 01 15696

(43) Дата публикации заявки: 20.07.2004

(45) Опубликовано: 20.04.2007 Бюл. № 11

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 5197852 A, 30.03.1993. RU 2078945
C1, 10.05.1997. RU 2088764 C1, 27.08.1997. DE
3307749 A1, 13.10.1983. GB 1438229 A,
03.06.1976. US 4880614 A, 10.04.1990.

Адрес для переписки:

191186, Санкт-Петербург, а/я 230, "АРС-
ПАТЕНТ", пат.пов. В.М.Рыбакову, рег. № 90

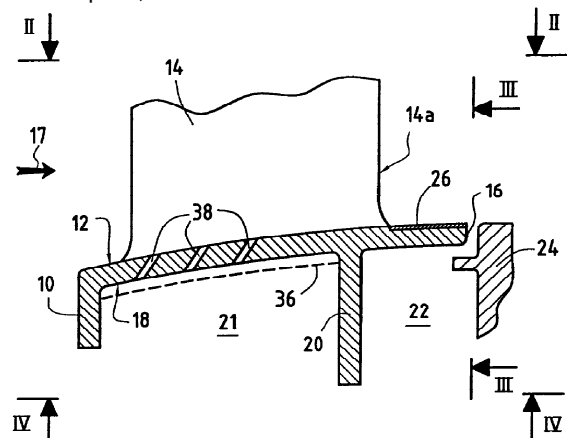
(72) Автор(ы):

ЛЯФАРЖ Грегори (FR),
ТЕКСЬЕ Кристоф (FR)(73) Патентообладатель(и):
СНЕКМА МОТОРС (FR)(54) НАПРАВЛЯЮЩИЙ АППАРАТ И ДИАФРАГМА НАПРАВЛЯЮЩЕГО АППАРАТА В
ГАЗОТУРБИННОМ ДВИГАТЕЛЕ

(57) Реферат:

Диафрагма направляющего аппарата турбины высокого давления в газотурбинном двигателе имеет внутреннюю сторону, несущую, по меньшей мере, одну направляющую лопатку, и наружную сторону, которая противоположна внутренней стороне и от которой радиально отходит фланец, формирующий со своей передней стороны канал для охлаждающего воздуха и с другой, задней стороны полость. Выходная кромка направляющей лопатки обращена к заднему по потоку краю диафрагмы. Внутренняя сторона диафрагмы снабжена покрытием, нанесенным между выходной кромкой направляющей лопатки и задним краем диафрагмы и образующим тепловой барьер, который позволяет усилить температурный градиент, вызываемый в диафрагме круговым движением воздуха в указанной полости. Изобретение обеспечивает тепловую защиту

диафрагмы в той части, где не могут быть использованы другие средства охлаждения. 2 н.и 10 з.п. ф-лы, 5 ил.



ФИГ. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: **2002133696/06, 04.12.2002**

(24) Effective date for property rights: **04.12.2002**

(30) Priority:
05.12.2001 FR 01 15696

(43) Application published: **20.07.2004**

(45) Date of publication: **20.04.2007 Bull. 11**

Mail address:
191186, Sankt-Peterburg, a/ja 230, "ARS-PATENT", pat.pov. V.M.Rybakovu, reg. № 90

(72) Inventor(s):
**LJaFARZh Gregori (FR),
TEKS'E Kristof (FR)**

(73) Proprietor(s):
SNEKMA MOTORS (FR)

(54) **GAS-TURBINE ENGINE GUIDE-VANE ASSEMBLY AND ITS DIAPHRAGM**

(57) Abstract:

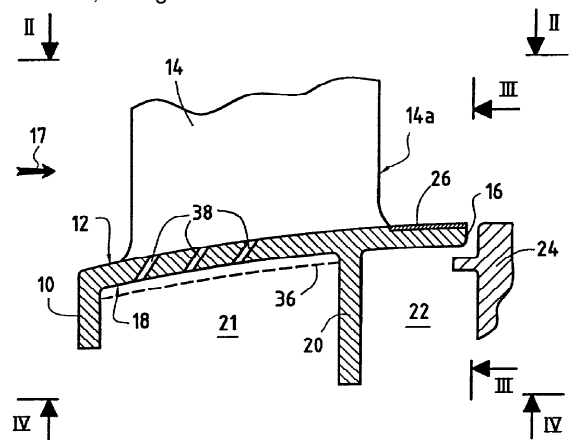
FIELD: mechanical engineering; gas-turbine engines.

SUBSTANCE: proposed diaphragm of guide-vane assembly of high-pressure turbine in gas-turbine engine has inner side carrying at least one guide vane, and outer side opposite to inner side, from which flange extends radially to form cooling air channel at front side, and space at other, rear side. Trailing of guide vane is pointed to rear edge of diaphragm in direction flow. Inner side of diaphragm has coating applied between trailing edge of guide vane and rear edge of diaphragm to form heat barrier increasing temperature gradient produced in diaphragm by circular movement of air in said space.

EFFECT: provision of thermal protection of diaphragm in part where other cooling means

cannot be used.

12 cl, 5 dwg



ФИГ. 1

RU 2 2 9 7 5 3 6 C 2

RU 2 2 9 7 5 3 6 C 2

Область техники, к которой относится изобретение

Настоящее изобретение относится к области газотурбинных двигателей и, в более узком аспекте, к диафрагмам направляющего аппарата турбины высокого давления в газотурбинном двигателе.

5 Уровень техники

Газотурбинный двигатель обычно расположен внутри корпуса (капота), который образует входное окно для подачи определенного потока воздуха к собственно двигателю. В общем случае двигатель содержит контур (секцию) компрессора для сжатия воздуха, поступающего в двигатель, и камеру сгорания, в которой сжатый воздух смешивается с топливом перед сгоранием смеси. Генерируемые при сгорании газы направляются к турбине высокого давления, а затем производится их выпуск.

10

Турбина высокого давления обычно содержит один или несколько рядов турбинных лопаток, расположенных по окружности ротора турбины. Она содержит также направляющий (сопловой) аппарат, который позволяет направлять поток исходящих из камеры сгорания газов к лопаткам турбины под соответствующим углом и с соответствующей скоростью для приведения во вращение лопаток и соответственно ротора турбины.

15

Направляющий аппарат обычно содержит множество направляющих лопаток, которые установлены радиально между кольцевыми нижней и верхней диафрагмами и равномерно распределены по окружности. Таким образом, диафрагмы (называемые также кольцами) для установки лопаток находятся в непосредственном контакте с горячими газами, исходящими из камеры сгорания. Диафрагмы подвержены воздействию очень высоких температур, и вследствие этого их необходимо охлаждать. Кроме того, тенденция к непрерывному увеличению температуры на выходе камеры сгорания и использование камер сгорания с двумя головками с целью повышения КПД двигателей ведет к тому, что температуры вблизи диафрагм становятся все выше. Этот рост термических напряжений на уровне диафрагм направляющих аппаратов требует пересмотра технических средств, используемых для их охлаждения.

25

Из патента США №5197852 известно устройство охлаждения для диафрагм направляющего аппарата газовой турбины. Это устройство содержит внутренний контур, который размещен внутри диафрагмы и позволяет охлаждающей текучей среде протекать через диафрагму и охлаждать ее. В дополнение к этому внутреннему контуру на торцевой стороне диафрагмы со стороны потока газов нанесено покрытие, образующее тепловой барьер, причем это покрытие наносится от зоны между лопатками до задней стороны диафрагмы и предназначено для снижения градиента температуры между двумя торцевыми сторонами диафрагмы.

30

Описанное в данном документе устройство охлаждения диафрагмы направляющего аппарата может оказаться недостаточно эффективным, в частности, в зоне за направляющими лопатками, вблизи их задних, или выходных, кромок, где могут появляться участки обгорания. К тому же предусмотренный тепловой барьер, образованный на уровне поверхности корневой части лопаток, может влиять на область корневых частей лопаток направляющего аппарата и ухудшать рабочие характеристики турбины высокого давления. Кроме того, область, подлежащая нанесению покрытия, труднодоступна (в особенности в зоне канала между лопатками), что связано с повышением затрат на изготовление диафрагмы.

45

Сущность изобретения

Задача, на решение которой направлено настоящее изобретение, заключается в устранении указанных затруднений и создании диафрагмы направляющего аппарата, содержащей устройство охлаждения, которое обеспечивает тепловую защиту диафрагмы в той области, где не могут быть использованы другие средства охлаждения. Кроме того, изобретение предусматривает создание диафрагмы направляющего аппарата, в которой устройство охлаждения не затрагивает зону корневых частей направляющих лопаток и устраняет необходимость во внутреннем контуре охлаждения диафрагмы. Изобретение

50

предусматривает также создание диафрагмы направляющего аппарата с системой охлаждения, которая не представляет особых трудностей для осуществления. И наконец, изобретение предусматривает также создание направляющего аппарата турбины высокого давления, содержащего, по меньшей мере, одну диафрагму, выполненную в соответствии с изобретением.

Согласно настоящему изобретению решение поставленной задачи достигается, прежде всего, созданием диафрагмы направляющего аппарата турбины высокого давления в газотурбинном двигателе, имеющей внутреннюю сторону, несущую, по меньшей мере, одну направляющую лопатку, выходная кромка которой обращена к заднему по потоку краю диафрагмы, и наружную сторону, которая противоположна внутренней стороне и от которой радиально отходит фланец, формирующий со своей передней стороны канал для охлаждающего воздуха и с другой, задней стороны полость. При этом диафрагма по изобретению характеризуется тем, что ее внутренняя сторона снабжена покрытием, нанесенным между выходной кромкой направляющей лопатки и задним краем диафрагмы и образующим тепловой барьер. Этот тепловой барьер позволяет усилить температурный градиент, вызываемый в диафрагме круговым движением воздуха в указанной полости.

Таким образом, присутствие образующего тепловой барьер покрытия позволяет защитить диафрагму от обгорания, которое может появиться за направляющими лопатками вблизи от их выходных кромок.

Для того чтобы не ухудшить аэродинамических рабочих характеристик турбины высокого давления, поверхность покрытия, образующего тепловой барьер, перекрывает без разрывов всю поверхность внутренней стороны диафрагмы, начиная от переднего края теплового барьера.

В оптимальном примере выполнения наружная сторона диафрагмы содержит выступы для создания возмущений, расположенные между фланцем и задним краем диафрагмы с целью увеличения температурного градиента, создаваемого в диафрагме, и тем самым улучшения эффективности теплового барьера.

Выступы для создания возмущений могут быть выполнены в виде ребер, по существу, параллельных или расположенных под углом относительно оси турбины или же выполненных в виде криволинейных ребер или стержней.

В одном из предпочтительных вариантов выполнения наружная сторона диафрагмы содержит перед фланцем, по меньшей мере, один лист для обеспечения охлаждения посредством импульсного воздействия на диафрагму. Кроме того, для повышения эффективности охлаждения зоны диафрагмы перед фланцем она может быть перфорирована в этой зоне несколькими отверстиями для выпуска воздуха, способствующими формированию охлаждающей пленки.

В своем втором аспекте настоящее изобретение предусматривает создание направляющего аппарата турбины высокого давления в газотурбинном двигателе. Направляющий аппарат характеризуется тем, что содержит, по меньшей мере, одну верхнюю диафрагму и, по меньшей мере, одну нижнюю диафрагму, каждая из которых выполнена в соответствии с описанной выше диафрагмой по настоящему изобретению, включая вышеперечисленные варианты выполнения и модификации этой диафрагмы.

Перечень фигур чертежей

Примеры осуществления настоящего изобретения, его дополнительные особенности и преимущества будут подробнее описаны ниже со ссылками на прилагаемые чертежи, на которых:

фиг.1 изображает в сечении диафрагму направляющего аппарата турбины высокого давления в соответствии с изобретением,

фиг.2 соответствует виду по линии II-II на фиг.1,

фиг.3 соответствует виду по линии III-III на фиг.1,

фиг.4а, 4б соответствуют виду по линии IV-IV на фиг.1, представляя два примера выполнения выступов для создания возмущений.

Сведения, подтверждающие возможность осуществления изобретения

В газотурбинном двигателе истекающие при сгорании газы направляются к турбине высокого давления, содержащей один или несколько рядов турбинных лопаток, распределенных с угловым шагом по окружности подвижного ротора. Турбина высокого давления содержит также направляющий (сопловой) аппарат, позволяющий направлять газы, истекающие из камеры сгорания, к турбинным лопаткам под соответствующим углом и с соответствующей скоростью для привода во вращение лопаток и несущего их подвижного ротора. Направляющий аппарат снабжен множеством направляющих лопаток, которые расположены радиально между кольцевой нижней диафрагмой и кольцевой верхней диафрагмой. При этом каждая диафрагма может быть образована одним или несколькими смежными сегментами с образованием непрерывной круговой поверхности.

Фиг.1 изображает в сечении диафрагму направляющего аппарата турбины высокого давления в соответствии с изобретением. На чертеже представлена только нижняя диафрагма 10. Разумеется, изобретение относится также и к верхним диафрагмам.

Диафрагма 10 имеет внутреннюю сторону 12, несущую, по меньшей мере, одну направляющую лопатку 14, при этом несколько направляющих лопаток расположены с равномерным шагом по всей окружности вокруг оси (не показана) турбины высокого давления. Направляющая лопатка 14 расположена на внутренней стороне диафрагмы 10 таким образом, что ее выходная кромка 14а обращена к заднему краю 16 диафрагмы, т.е. к ее выходной стороне по направлению 17 истечения газов из камеры сгорания.

Диафрагма имеет также наружную сторону 18, противоположную внутренней стороне 12. От наружной стороны 18 радиально отходит фланец 20, предназначенный для монтажа диафрагмы в газотурбинном двигателе. Фланец 20 определяет с одной стороны, передней по потоку, канал 21 для воздуха, предназначенного для охлаждения диафрагмы 10, и с другой, задней стороны - полость 22, которая ограничена фланцем и подвижным ротором 24 турбины. Этот ротор 24, расположенный за задним краем 16 диафрагмы с радиальным смещением относительно нее, несет один или несколько рядов турбинных лопаток (не показаны).

Согласно изобретению внутренняя сторона 12 диафрагмы 10 снабжена, как это показано на фиг.2, покрытием 26, нанесенным между выходной кромкой 14а направляющей лопатки 14 и задним краем 16 диафрагмы и образующим тепловой барьер. Покрытие 26 нанесено по всей длине окружности диафрагмы в том случае, когда она выполнена цельной, и по всей длине каждого сегмента в том случае, когда диафрагма собрана из нескольких смежных сегментов.

Покрытие 26 образовано, например, тонким слоем керамики, в типовом случае на основе диоксида циркония. Между диафрагмой и слоем керамики может быть нанесен связующий слой для улучшения сцепления слоя керамики. Формирование указанного теплового барьера предпочтительно производится плазменным способом, который лучше приспособлен для локализованного нанесения покрытия. Этот способ имеет преимущества в отношении более низкой стоимости и получения лучшей механической стойкости покрытия по сравнению со способом осаждения из газовой фазы с испарением электронным пучком.

Покрытие 26 позволяет усилить температурный градиент, вызываемый в диафрагме 10 круговым движением воздуха в полости 22. Действительно, воздух в полости 22 приводится во вращение круговым движением ротора 24 вокруг оси турбины высокого давления, что вызывает эффект тепловой конвекции по всей длине диафрагмы 10. Эта конвекция позволяет отводить теплоту и создавать температурный градиент в диафрагме в перпендикулярном ей направлении. Таким образом, присутствие покрытия 26, образующего тепловой барьер, позволяет усилить температурный градиент и, следовательно, обеспечить эффективное охлаждение части диафрагмы, расположенной за фланцем 20.

В соответствии с предпочтительной особенностью настоящего изобретения покрытие 26, создающее тепловой барьер, нанесено без каких-либо разрывов на всей задней по потоку части внутренней стороны 12 диафрагмы, с тем, чтобы не ухудшать

аэродинамические рабочие характеристики турбины высокого давления за счет наличия разрывов поверхности. Кроме того, для ограничения любого риска разрушения теплового барьера покрытие нанесено за корневой частью лопатки, то есть за областью сопряжения направляющей лопатки 14 и внутренней стороны 12 диафрагмы 10.

5 На фиг.3 показано, что полость 22 в оптимальном примере выполнения снабжена на уровне наружной стороны 18 диафрагмы выступами 28 для создания возмущений, расположенными между фланцем 20 и задним краем 16 диафрагмы. Эти выступы позволяют усилить описанное выше явление тепловой конвекции и за счет этого улучшить эффективность теплового барьера.

10 На фиг.4а и 4b показаны два примера выполнения выступов для создания возмущений. В примере выполнения по фиг.4а указанные выступы выполнены в виде ребер 30, которые образуют выступы в радиальном направлении от наружной стороны 18 диафрагмы и проходят, по существу, параллельно оси турбины. Таким образом, эти ребра расположены поперечно направлению 32 движения воздуха в полости 22 и предназначены
15 для возмущения этого движения. Разумеется, возможен вариант выполнения с расположением ребер под углом относительно оси турбины. Ребра могут быть также криволинейными и проходить, по существу, параллельно оси турбины

В примере выполнения по фиг.4b выступы для создания возмущений выполнены в виде стержней 34, которые образуют выступы в радиальном направлении от наружной стороны
20 18 диафрагмы. На этом чертеже стержни 34 расположены в шахматном порядке. Возможны варианты выполнения с расположением стержней рядами, по существу, параллельными оси турбины. Выступы для создания возмущений могут быть образованы также комбинацией ребер и стержней.

Диафрагма в соответствии с приведенным выше описанием может быть дополнительно
25 снабжена известными устройствами для охлаждения центральной и передней частей диафрагмы. Так, например, как показано на фиг.1, диафрагма может содержать, по меньшей мере, один укрепленный на наружной стороне 18 перед фланцем 20 лист 36, предназначенный для охлаждения диафрагмы посредством импульсного воздействия на нее воздухом. В альтернативном варианте диафрагма в зоне перед фланцем 20 может
30 быть перфорирована несколькими отверстиями 38 для выпуска воздуха, которые проходят между внутренней и наружной сторонами и немного наклонены относительно радиального направления для создания пленки охлаждения на внутренней стороне 12 диафрагмы. Расположение листа для создания импульсного воздействия в задней части диафрагмы нецелесообразно из-за узости полости 22 и кругового движения воздуха в этой полости,
35 что не позволило бы осуществить эффективную подачу воздуха в отверстия, создающие импульсные воздействия. Подобным же образом нецелесообразно выполнение выпускных отверстий для воздуха на задней по потоку стороне диафрагмы. Вторичный ввод воздуха за зоной расположения корневых частей лопаток направляющего аппарата, то есть в зоне сверхзвуковых скоростей, создавал бы риск серьезного ухудшения аэродинамических
40 характеристик турбины.

Формула изобретения

1. Диафрагма направляющего аппарата турбины высокого давления в газотурбинном двигателе, имеющая внутреннюю сторону (12), несущую, по меньшей мере, одну
45 направляющую лопатку (14), выходная кромка (14а) которой обращена к заднему по потоку краю (16) диафрагмы (10), и наружную сторону (18), которая противоположна внутренней стороне и от которой радиально отходит фланец (20), формирующий со своей передней стороны канал (21) для охлаждающего воздуха и с другой, задней стороны полость (22), отличающаяся тем, что внутренняя сторона (12) диафрагмы снабжена покрытием (26),
50 нанесенным между выходной кромкой (14а) направляющей лопатки и задним краем (16) диафрагмы и образующим тепловой барьер, который позволяет усилить температурный градиент, вызываемый в диафрагме круговым движением воздуха в указанной полости.

2. Диафрагма по п.1, отличающаяся тем, что поверхность покрытия (26), образующего

тепловой барьер, перекрывает без разрывов всю поверхность внутренней стороны диафрагмы, начиная от переднего края теплового барьера.

3. Диафрагма по п.1 или 2, отличающаяся тем, что наружная сторона (18) диафрагмы содержит выступы (28) для создания возмущений, расположенные между фланцем (20) и задним краем (16) диафрагмы.

4. Диафрагма по п.3, отличающаяся тем, что выступы (28) для создания возмущений выполнены в виде ребер (30), расположенных, по существу, параллельно оси турбины.

5. Диафрагма по п.3, отличающаяся тем, что выступы (28) для создания возмущений выполнены в виде ребер (30), проходящих, по существу, под углом к оси турбины.

6. Диафрагма по п.3, отличающаяся тем, что выступы (28) для создания возмущений выполнены в виде криволинейных ребер (30).

7. Диафрагма по п.3, отличающаяся тем, что выступы (28) для создания возмущений выполнены в виде стержней (34).

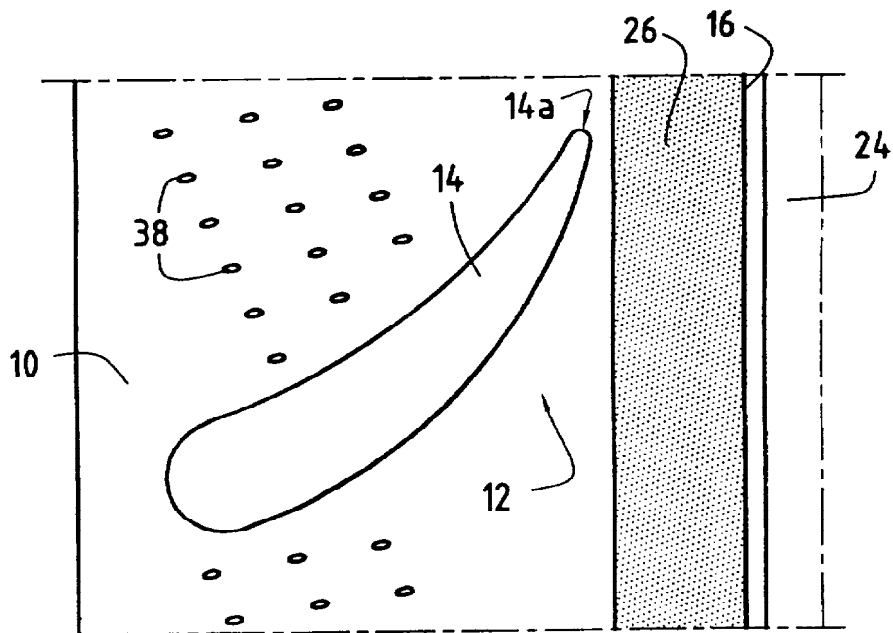
8. Диафрагма по п.7, отличающаяся тем, что указанные стержни (34) расположены рядами, по существу, параллельными оси турбины.

9. Диафрагма по п.7, отличающаяся тем, что указанные стержни (34) расположены в шахматном порядке.

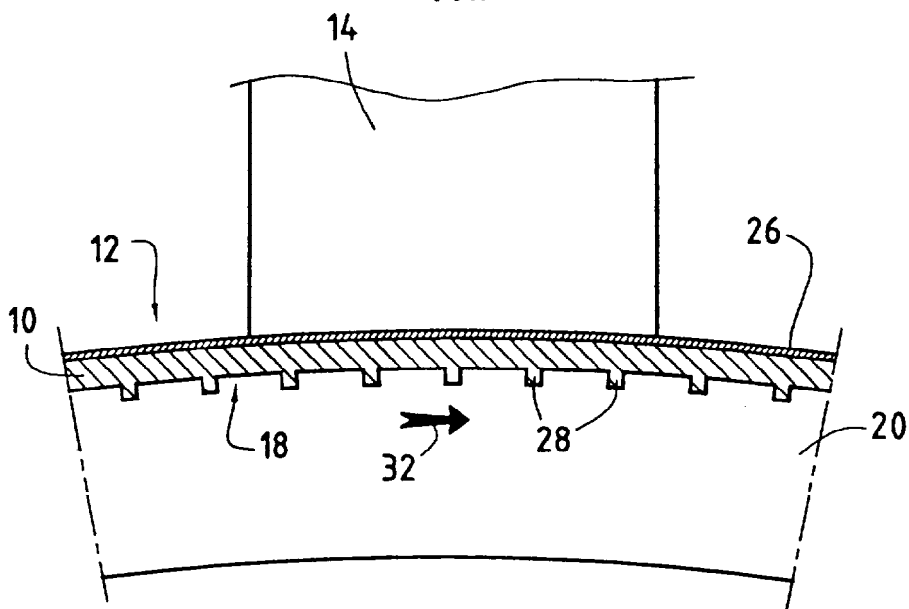
10. Диафрагма по любому из предыдущих пунктов, отличающаяся тем, что наружная сторона (18) диафрагмы содержит перед фланцем (20), по меньшей мере, один лист (36) для обеспечения охлаждения посредством импульсного воздействия на указанную диафрагму.

11. Диафрагма по любому из пп.1-9, отличающаяся тем, что диафрагма перфорирована в зоне перед фланцем (20) несколькими отверстиями (38) для выпуска воздуха, предназначенными для обеспечения охлаждения указанной диафрагмы посредством формирования пленки.

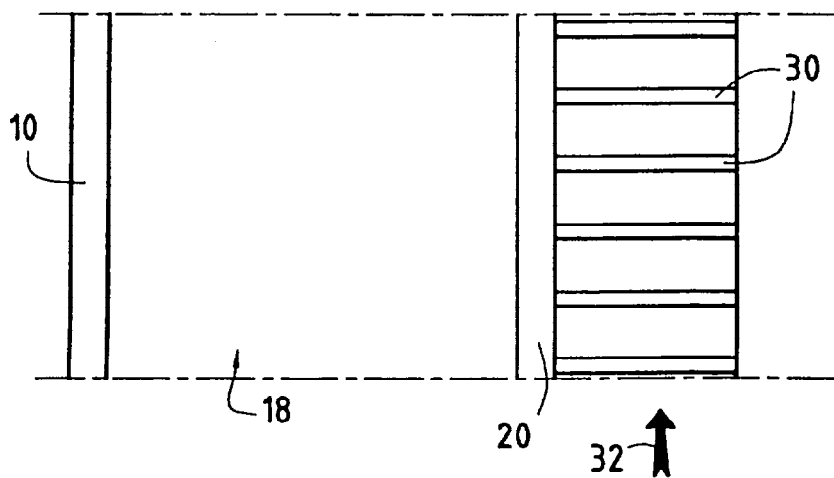
12. Направляющий аппарат турбины высокого давления в газотурбинном двигателе, отличающийся тем, что содержит, по меньшей мере, одну верхнюю диафрагму и, по меньшей мере, одну нижнюю диафрагму, каждая из которых выполнена в соответствии с любым из предыдущих пунктов.



ФИГ. 2



ФИГ. 3



ФИГ. 4А

