(19) **RU** (11) **2 235 887** (13) **C2**

(51) МПК[7] **F 01 D 5/30**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 2000113792/06, 30.05.2000

(24) Дата начала действия патента: 30.05.2000

(30) Приоритет: 31.05.1999 IT MI99A001210

(43) Дата публикации заявки: 27.04.2002

(46) Дата публикации: 10.09.2004

(56) Ссылки: US 2847187 A, 12.08.1958. DE 1032753 A, 26.06.1958. FR 2344710 A, 14.10.1977. SU 1657670 A1, 23.09.1992. SU 445753 A, 04.02.1975. SU 881354 A, 15.11.1981. US 3045329 A, 24.07.1962. GB 643914 A, 27.09.1950. US 2434935 A, 27.01.1948. US 2761648 A, 04.09.1956. SU 387128 A, 21.10.1973. SU 445753 A, 05.11.1981. US 3748060 A, 24.07.1973.

(98) Адрес для переписки:
129010, Москва, ул. Большая Спасская, 25, стр.3, ООО "Юридическая фирма Городисский и Партнеры", пат.пов. Е.В.Томской

(72) Изобретатель: ФРОЗИНИ Франко (IT), МЭЙ Лучано (IT)

(73) Патентообладатель:
НУОВО ПИНЬОНЕ ХОЛДИНГ С.П.А. (IT)

(74) Патентный поверенный:
Томская Елена Владимировна

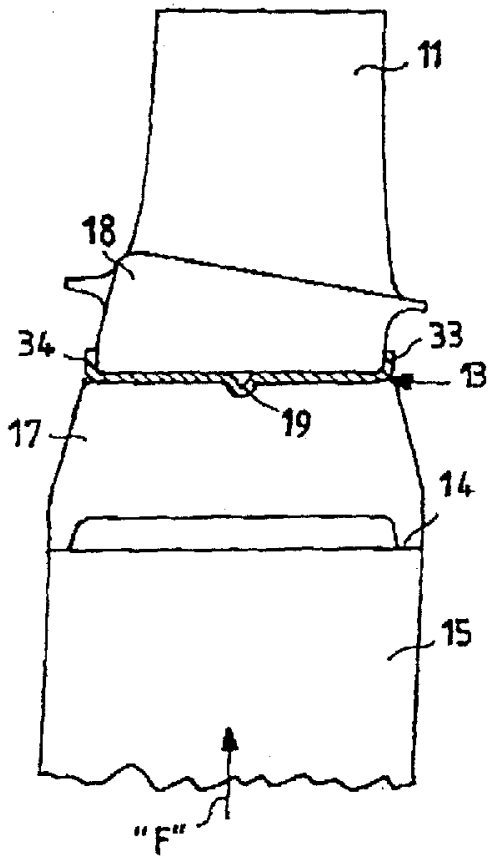
(54) УСТРОЙСТВО ДЛЯ КРЕПЛЕНИЯ ЛОПАТОК ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ (ВАРИАНТЫ)

(57)

Устройство крепления лопаток газовой турбины для первой ступени турбины содержит расположенные между двумя соседними лопатками пластины с U-образным выступом для зацепления в соответствующей U-образной канавке и парой загнутых на 90° относительно оси пластины концов для блокирования лопатки в осевом направлении относительно диска. Устройство крепления лопаток газовой турбины для второй ступени турбины содержит расположенные между оконечной частью основания лопатки и диском турбины пластины, каждая из которых имеет концы для удерживания лопатки в осевом направлении. Роторный диск на участке второй ступени имеет выемки для размещения лопаток второй ступени. Изобретения позволят создать дешевое и состоящее из меньшего количества деталей устройство крепления лопаток газовых турбин. 6 з.п. ф-лы, 12 ил.

RU 2235887 C2

RU 2235887 C2



Фиг. 1

RU 2235887 C2

RU 2235887 C2

(19) **RU** (11) **2 235 887** (13) **C2**

(51) Int. Cl.[7] **F 01 D 5/30**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: 2000113792/06, 30.05.2000

(24) Effective date for property rights: 30.05.2000

(30) Priority: 31.05.1999 IT MI99A001210

(43) Application published: 27.04.2002

(46) Date of publication: 10.09.2004

(98) Mail address:
129010, Moskva, ul. Bol'shaja Spasskaja, 25, str.3, OOO "Juridicheskaja firma Gorodisskij i Partnery", pat.pov. E.V.Tomskoj

(72) Inventor: FROZINI Franko (IT), MEhJ Luchano (IT)

(73) Proprietor:
NUOVO PIN'ONE KhOLDING S.P.A. (IT)

(74) Representative:
Tomskaja Elena Vladimirovna

(54) GAS TURBINE BLADE FASTENING DEVICE (VERSIONS)

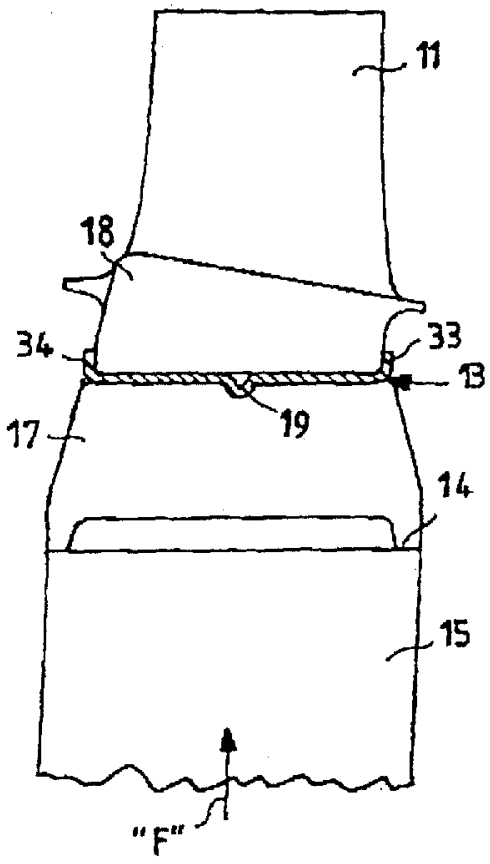
(57) Abstract:

FIELD: mechanical engineering; gas turbines.

SUBSTANCE: proposed device for fastening blades of gas turbine first stage has plates with U-shaped projection arranged between two adjacent blades for engagement with corresponding U-shaped groove and pair of ends bent through 90° relative to axis of plate for locking blade axially relative to disk. Blade fastening device of gas turbine second stage has plates arranged between end part of blade base and turbine disk. Each said plate is provided with ends for axially holding the blade. Rotor disk on section of second stage is provided with cavities for fitting blades of second stage.

EFFECT: provision of non-expensive device consisting of smaller number of parts for fastening gas turbine blades.

7 cl, 12 dwg



Фиг. 1

RU 2235887 C2

RU 2235887 C2

Настоящее изобретение относится к крепежному средству для лопаток газовых турбин.

В частности, настоящее изобретение относится к крепежному средству для охлаждаемых лопаток газовых турбин типа, используемого в первых ступенях турбины, которые являются самыми горячими ступенями, и к крепежному средству для неохлаждаемых лопаток, таких как используемые в последующих ступенях турбины, которые являются самыми холодными ступенями.

Настоящее изобретение также относится к пластинам для крепления лопаток первой и второй ступеней газовых турбин.

Как известно, газовые турбины являются машинами, которые состоят из компрессора и турбины с одной или большим количеством ступеней, в которой эти компоненты соединены друг с другом вращающимся валом и в которой между компрессором и турбиной выполнена камера сгорания.

Впоследствии, через соответствующие каналы высокотемпературный газ при высоком давлении поступает в различные ступени турбины, которая преобразует теплосодержание газа в необходимую пользователю механическую энергию.

В двухступенчатых турбинах газ обрабатывается в первой ступени турбины при условиях температуры и давления, которые существенно высоки, и подвергается в ней первичному расширению; тогда как во второй ступени турбины он подвергается вторичному расширению в условиях температуры и давления, которые ниже, чем в предшествовавшем случае.

Также известно, что для получения максимальной выходной мощности данной газовой турбины температура газа должна быть как можно большей; однако максимальные значения температуры, которых можно достичь при использовании турбины, ограничены сопротивлением используемых материалов.

Таким образом, вследствие высоких температур, воздействию которых они подвергаются, лопатки, используемые в первой ступени турбин, должны охлаждаться, и для этой цели они имеют поверхность, которая пригодным образом снабжена отверстиями для охлаждения наружной поверхности каналов, которые допускают циркуляцию воздуха внутри самой лопатки.

В дополнение к этому, в основании или стойке лопатки обычно выполнен один или более каналов для обеспечения циркуляции охлаждающего воздуха, подаваемого от компрессора.

Из патента США №2847187 известно устройство крепления лопаток газовой турбины, содержащей роторный диск и лопатки первой ступени турбины, причем роторный диск имеет периферическую поверхность с расположенными с интервалом по окружности U-образными канавками, лопатки первой ступени турбины установлены на указанном диске в местоположениях, расположенных с интервалом по окружности диска и образующих участок первой ступени турбины, причем указанные лопатки имеют по существу радиально проходящие каналы охлаждения для протекания охлаждающего воздуха внутри лопаток.

В отличие от лопаток первой ступени, лопатки второй ступени работают с газом при более низких температурах, обычно они не имеют таких вентиляционных каналов в их основании.

Однако в обоих случаях проблема, которая возникает, в частности, с устройствами согласно известному уровню техники, состоит в гарантировании оптимального крепления лопаток к диску ротора в любых рабочих режимах машины.

Фактически известно, что система крепления лопаток к диску ротора представляет собой решающий аспект конструкции любого ротора, принимая во внимание тот факт, что последний должен выдерживать нагрузки, которые создаются лопатками, без повышения вероятности поломок или других подобных повреждений.

Также известно, что при работе машины лопатки ротора подвергаются высоким напряжениям как в радиальном, так и, в меньшей степени, осевом направлении.

Радиальные напряжения вызываются высокой скоростью вращения турбины, тогда как осевые напряжения вызываются воздействием потока газа на профилированные поверхности лопаток.

Такой же поток газа передает лопаткам окружной компонент напряжения, который обеспечивает получение полезной мощности на валу двигателя.

Однако система крепления лопаток должна иметь как можно меньшие размеры, такие, чтобы уменьшить наименьшие возможные размеры сборки, представленной диском ротора и лопатками.

Таким образом, задачей настоящего изобретения является получение устройства крепления лопаток газовых турбин, которое дешево и состоит из меньшего количества деталей.

Таким образом, устройство, соответствующее изобретению, имеет очень простую и компактную конструкцию.

Другой задачей изобретения является получение такого устройства крепления лопаток газовых турбин, которое допускает приток воздуха, необходимого для охлаждения лопаток первой ступени газовой турбины без создания проблем потери нагрузки.

Другой задачей изобретения является получение устройства крепления лопаток газовых турбин, которое допускает легкую сборку и, при необходимости, демонтаж лопаток первой ступени газовой турбины.

Еще одной задачей изобретения является получение устройства крепления лопаток газовых турбин, которое обладает высокой степенью надежности.

Другой задачей изобретения является получение устройства крепления лопаток газовых турбин, которое обеспечивает оптимальное сопротивление осевым напряжениям, воздействующим на лопатки.

Эти и другие задачи решаются созданием устройства крепления лопаток газовой турбины, содержащей роторный диск и лопатки первой ступени турбины, причем роторный диск имеет периферическую поверхность с расположенными с интервалом по окружности U-образными канавками, лопатки первой ступени турбины установлены на указанном диске в местоположениях,

RU 2235887 C2

RU 2235887 C2

расположенных с интервалом по окружности диска и образующих участок первой ступени турбины, причем указанные лопатки имеют по существу радиально проходящие каналы охлаждения для протекания охлаждающего воздуха внутри лопаток, которое согласно изобретению содержит пластины, каждая из которых имеет по меньшей мере один U-образный выступ для зацепления в соответствующей U-образной канавке, при этом каждая из пластин расположена между двумя соседними лопатками первой ступени турбины и имеет пару концов, загнутых на 90° относительно оси пластины, для блокирования указанных лопаток в осевом направлении относительно диска, в результате чего каналы охлаждения остаются свободными для протекания охлаждающего воздуха.

Согласно предпочтительному варианту осуществления настоящего изобретения каждая из U-образных канавок в диске на участке первой ступени турбины расположена на наружной части диска между двумя соседними лопатками первой ступени.

Согласно другому предпочтительному варианту осуществления настоящего изобретения каждый из U-образных выступов на каждой из пластин расположен на центральном участке длины каждой пластины.

Согласно еще одному варианту осуществления настоящего изобретения в устройстве крепления лопаток газовой турбины, содержащей роторный диск и лопатки второй ступени турбины, причем лопатки второй ступени турбины установлены на роторном диске на его периферической поверхности и образуют участок второй ступени турбины, при этом устройство содержит множество пластин для блокирования лопаток второй ступени турбины в осевом направлении, каждая из указанных пластин для блокирования лопаток второй ступени расположена между оконечной частью основания соответствующей лопатки второй ступени и роторным диском второй ступени и имеет концы для удерживания лопаток второй ступени в осевом направлении, согласно изобретению роторный диск на участке второй ступени имеет выемки, расположенные на нем, для размещения участков лопаток второй ступени, при этом размеры указанных концов пластины больше размеров выемки диска, в которую входит соответствующее основание лопаток второй ступени для удержания лопаток в осевом направлении.

Согласно предпочтительному варианту осуществления настоящего изобретения указанные концы пластин имеют поверхности в форме кулачков.

Согласно другому предпочтительному варианту осуществления настоящего изобретения пластины для блокирования лопаток второй ступени имеют изогнутый профиль, проходящий по существу в осевом направлении, и имеют проходящую в осевом направлении вогнутую поверхность, обращенную наружу к выемке роторного диска на участке второй ступени. Причем каждая из пластин для блокирования лопаток второй ступени имеет выпуклости, расположенные с интервалами по ее длине.

Согласно другому предпочтительному варианту осуществления настоящего изобретения пластины для блокирования лопаток второй ступени имеют изогнутый профиль, проходящий по существу в осевом направлении, и имеют проходящую в осевом направлении вогнутую поверхность, обращенную наружу к выемке роторного диска на участке второй ступени, при этом каждая из пластин для блокирования лопаток второй ступени имеет выпуклости, расположенные с интервалом по ее длине.

Другие задачи и преимущества настоящего изобретения будут очевидны при ознакомлении со следующим описанием и прилагаемыми чертежами, которые предложены только как не ограничивающие, описательные примеры и на которых:

фиг.1 изображает вид, частично в сечении, лопатки для первой ступени газовой турбины, на которой установлено устройство крепления, соответствующее первому варианту осуществления настоящего изобретения;

фиг.2 - вид спереди, частично в сечении, диска первой ступени газовой турбины, на котором установлено устройство крепления, соответствующее варианту осуществления изобретения, показанному на фиг.1;

фиг.3 - вид сбоку пластины, используемой в устройстве крепления в варианте осуществления изобретения, показанном на фиг.1;

фиг.4 - вид в сечении части диска первой ступени газовой турбины, используемый в устройстве крепления средстве в варианте осуществления изобретения, показанном на фиг.1;

фиг.5 - вид, частично в сечении, лопатки для второй ступени газовой турбины, на которой установлено устройство крепления, соответствующее альтернативному варианту осуществления настоящего изобретения;

фиг.6 - вид спереди, частично в сечении, диска второй ступени газовой турбины, на которой установлено устройство крепления, соответствующее альтернативному варианту осуществления настоящего изобретения;

фиг.7 - вид сбоку пластины, используемой в устройстве крепления в варианте осуществления изобретения, показанном на фиг.5-6;

фиг.8 - вид в плане пластины, используемой в устройстве крепления в варианте осуществления изобретения, показанном на фиг.5-6;

фиг.9 - вид, соответствующий поперечному сечению IX-IX на фиг.8, пластины, используемой в устройстве крепления в варианте осуществления изобретения, показанном на фиг.5-6;

фиг.10 - вид сбоку варианта выполнения пластины, используемой в устройстве крепления в варианте осуществления изобретения, показанном на фиг.5-6;

фиг.11 - вид сечения XI-XI на фиг.10 варианта выполнения пластины, используемой в устройстве крепления, показанном на фиг.10; и

фиг.12 - вид поперечного сечения части диска второй ступени газовой турбины, используемого в устройстве крепления в варианте осуществления изобретения, показанном на фиг.5-6.

На фиг.1-4 устройство крепления для лопаток газовой турбины, соответствующее

RU 2235887 C2

RU 2235887 C2

первому варианту осуществления настоящего изобретения, обозначено в целом ссылочным номером 10.

Как известно, в газовых турбинах лопатки 11 ротора не являются единым целым с диком 15 ротора, а удерживаются в соответствующих гнездах на окружности диска 15.

Гнезда имеют стороны с желобчатым профилем, с которыми входит в зацепление оконечная часть 17 основания 18 соответствующей лопатки 11.

В известных вариантах эти гнезда проходят в направлении, которое по существу параллельно оси диска 15 ротора. В других вариантах, с другой стороны, гнезда проходят по существу в направлении, которое отклоняется от оси диска ротора.

Кроме того, вследствие высоких температур, воздействию которых они подвергаются, эти лопатки 11 имеют поверхность, которая пригодным образом снабжена отверстиями или каналами, которые обеспечивают циркуляцию воздуха внутри самой лопатки.

В их основании 17 лопатки 11 также имеют один или более каналов, обеспечивающих подачу и циркуляцию охлаждающего воздуха, поступающего от компрессора.

Средство крепления 10, согласно первому варианту осуществления настоящего изобретения, выполнено с учетом этих конструктивных признаков лопаток 11 первой ступени турбин и включает множество пластин 13, каждая из которых снабжена U-образным выступом, обозначенным ссылочным номером 19, и парой концов 33 и 34.

Соответственно, на поверхности диска 15 первой ступени турбины расположены U-образные канавки, одна из которых обозначена ссылочным номером 39 на фиг.4.

В частности, каждая из U-образных канавок 39 расположена в наружной части диска 15, которая расположена между двумя соседними лопатками 11.

U-образный выступ 19, который выполнен на пластине 13, может входить в зацепление с одной из соответствующих U-образных канавок 39, расположенных на поверхности диска 15 первой ступени, таким образом, что пластина 13 располагается между двумя соседними лопатками 11 для их блокирования в осевом направлении.

Это специфическое положение пластин 13 дает возможность оставить свободный проход для подачи к лопаткам 11 охлаждающего воздуха, поступающего от компрессора и доставляемого в лопатку 11 по направлению, показанному стрелкой F на фиг.1.

Более конкретно, для выполнения крепления лопаток 11 пластину 13, которая имеет выгнутый U-образный выступ 19, вставляют так, что он входит в зацепление с U-образной канавкой 39 на диске 15 первой ступени.

Впоследствии каждая лопатка 11 скользит в осевом направлении вдоль паза диска 15, который образует желобчатое гнездо для основания лопатки 11. Таким способом лопатки 11 вставляются и прикрепляются к диску 15 как в случае, когда гнезда проходят в направлении, параллельном оси диска 15 ротора, так и в случае, когда гнезда проходят в направлении, которое отклоняется относительно оси самого диска 15.

Пластина 13 имеет большую площадь контакта с диском 15 и с двумя соседними лопатками, между которыми она расположена, таким образом гарантируется надежное прикрепление и блокирование.

Пластина 13 имеет первый конец 34, который загнут под углом 90°, и после того как пластину 13 вставляют в нужное положение, второй конец 33 пластины 13 также загибают под углом 90° так, что две соседние лопатки 11 оказываются блокированными этим средством.

Это устройство дает возможность избежать блокирования нижней части основания, которая используется для подачи охлаждающего воздуха.

Следует отметить, что фактически уплотнение между оконечной частью 17 основания 18 лопатки 11 и диском 15 обеспечивается поверхностями 14, при этом нижнее впускное отверстие для воздуха, охлаждающего лопатку 11, остается свободным.

Наконец, следует отметить, что описанная система крепления очень проста и экономична.

Как показано на фиг.5-9, устройство крепления для лопаток газовых турбин, согласно другому варианту осуществления настоящего изобретения, обозначено в целом ссылочным номером 20.

Это устройство предназначено для прикрепления лопаток второй ступени турбины.

Обычно лопатки 23 второй ступени турбины не требуют охлаждения в такой степени, чтобы было необходимо подавать воздух снизу и, таким образом, устройство крепления, используемое в этом случае, имеет некоторые отличия по сравнению с предыдущим примером воплощения изобретения.

В частности, устройство 20 включает множество пластин 23, каждая из которых расположена между оконечной частью 22 основания 27 соответствующей лопатки 21 второй ступени и диском 24 второй ступени газовой турбины.

Каждая из пластин 23 вставлена в выемку желобчатого гнезда в диске 24, в которое вставляется соответствующая лопатка 21, и она имеет два противоположных конца 25 и 26, которые используются для удерживания лопатки в осевом направлении.

Будет понятно, что каждый из концов 25 и 26 пластин 23 имеет размеры, которые превышают размеры выемки в диске 24, в которую вставляется соответствующая лопатка 21.

Пластины 23 имеют конфигурацию, которая специально предназначена для этого варианта применения, в которой, в частности, можно видеть продольное сечение, которое имеет конец 26, загнутый на 90° до того, как устанавливают лопатку 21.

Также можно видеть, что концы 25 и 26 пластин 23 имеют поверхности в форме кулачков.

В поперечном сечении пластины 23 имеют изогнутый профиль с вогнутой частью 29, обращенной в сторону выемки диска 24.

Согласно другому варианту осуществления изобретения, показанному на фиг.10-11, пластины 43, как видно в

RU 2235887 C2

RU 2235887 C2

поперечном сечении, имеют множество выпуклостей 49, которые выполнены в нескольких точках вдоль их продольной протяженности 48; в примере, показанном на фиг.10, выполнены три выпуклости 49.

В этом примере также концы 45 и 46 пластин 43 имеют поверхность в форме кулачка и изогнутый профиль с вогнутой частью 41, обращенной в сторону выемки диска.

В случае с лопатками второй ступени турбины, лопатка не охлаждается, при этом оконечная часть 22 основания 27 может использоваться для блокирования лопатки в осевом направлении.

Как и в случае с лопатками для первой ступени турбины, лопатка 21 скользит в осевом направлении внутри выемки или гнезда, которое имеет стороны с желобчатым профилем, который получен выполнением соответствующей протяжки диска 24.

Однако пластину 23, которая имеет уже загнутый конец 26, предварительно вставляют в выемку между оконечной частью 22 основания 27 лопатки 21 и диском 24 газовой турбины.

Когда загибают другой конец пластины 23, это блокирует лопатку в осевом направлении, поскольку эти кромки концов 25 и 26 больше выемки между оконечной частью 22 основания 27 лопатки 21 и диском 24 и имеют концы, которые упираются в сам диск 24.

В этом случае также очевидны исключительная простота и экономическая эффективность описанного устройства крепления.

Приведенное описание делает очевидными отличительные признаки и преимущества устройства крепления лопаток газовых турбин, которое является предметом настоящего изобретения.

В частности, преимущество в первую очередь состоит в отличных уплотнительных характеристиках, которые получены без ослабления потока воздуха, который необходим для охлаждения лопаток первой ступени газовой турбины.

Устройство крепления, соответствующее настоящему изобретению, также дает возможность избежать нежелательных потерь нагрузки, одновременно будучи экономичным в производстве и обладая крайне простой и компактной конструкцией.

Наконец, очевидно, что можно осуществить много вариантов выполнения устройства крепления лопаток газовых турбин, являющихся предметом настоящего изобретения, без отхода от принципов новизны, которые присущи идее изобретения.

Наконец, очевидно, что при выполнении практического варианта осуществления изобретения могут использоваться по необходимости любые материалы, конфигурации и размеры, и они могут заменяться другими, эквивалентными с технической точки зрения.

Формула изобретения:

1. Устройство крепления лопаток газовой турбины, содержащей роторный диск и лопатки первой ступени турбины, причем роторный диск имеет периферическую поверхность с расположенными с интервалом по окружности U-образными канавками, лопатки первой ступени турбины установлены на указанном диске в местоположениях, расположенных с интервалом по окружности диска и образующих участок первой ступени турбины, причем указанные лопатки имеют, по существу, радиально проходящие каналы охлаждения для протекания охлаждающего воздуха внутри лопаток, отличающееся тем, что содержит пластины, каждая из которых имеет, по меньшей мере, один U-образный выступ для зацепления в соответствующей U-образной канавке, при этом каждая из пластин расположена между двумя соседними лопатками первой ступени турбины и имеет пару концов, загнутых на 90° относительно оси пластины, для блокирования указанных лопаток в осевом направлении относительно диска, в результате чего каналы охлаждения остаются свободными для протекания охлаждающего воздуха.

2. Устройство по п.1, отличающееся тем, что каждая из U-образных канавок в диске на участке первой ступени турбины расположена на наружной части диска между двумя соседними лопатками первой ступени.

3. Устройство по п.1, отличающееся тем, что каждый из U-образных выступов на каждой из пластин расположен на центральном участке длины каждой пластины.

4. Устройство крепления лопаток газовой турбины, содержащей роторный диск и лопатки второй ступени турбины, причем лопатки второй ступени турбины установлены на роторном диске на его периферической поверхности и образуют участок второй ступени турбины, при этом устройство содержит множество пластин для блокирования лопаток второй ступени турбины в осевом направлении, каждая из указанных пластин для блокирования лопаток второй ступени расположена между оконечной частью основания соответствующей лопатки второй ступени и роторным диском второй ступени и имеет концы для удерживания лопаток второй ступени в осевом направлении, отличающееся тем, что роторный диск на участке второй ступени имеет выемки, расположенные на нем для размещения участков лопаток второй ступени, при этом размеры указанных концов пластины больше размеров выемки диска, в которую входит соответствующее основание лопаток второй ступени для удержания лопаток в осевом направлении.

5. Устройство по п.4, отличающееся тем, что указанные концы пластин имеют поверхности в форме кулачков.

6. Устройство по п.4, отличающееся тем, что указанные пластины для блокирования лопаток второй ступени имеют изогнутый профиль, проходящий, по существу, в осевом направлении, и имеют проходящую в осевом направлении вогнутую поверхность, обращенную наружу к выемке роторного диска на участке второй ступени.

7. Устройство по п.4, отличающееся тем, что каждая из пластин для блокирования лопаток второй ступени имеет выпуклости, расположенные с интервалами по ее длине.

8. Устройство по п.4, отличающееся тем, что указанные пластины для блокирования лопаток второй ступени имеют изогнутый профиль, проходящий, по существу, в осевом направлении, и имеют проходящую в осевом направлении вогнутую поверхность,

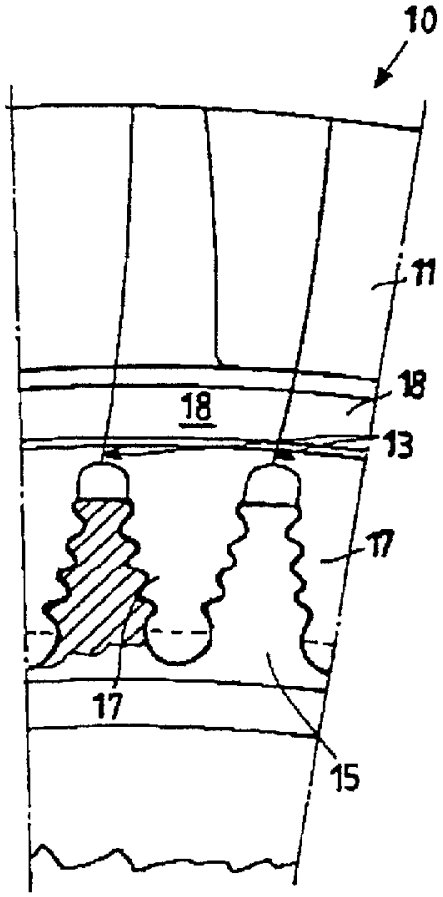
RU 2235887 C2

RU 2235887 C2

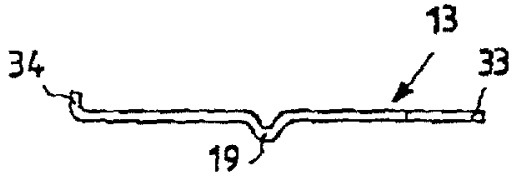
обращенную наружу к выемке роторного диска на участке второй ступени, при этом каждая из пластин для блокирования лопаток второй ступени имеет выпуклости, расположенные с интервалом по ее длине.

RU 2235887 C2

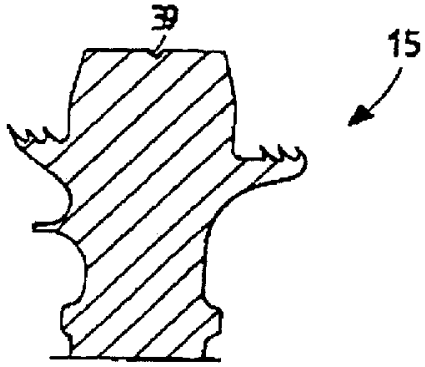
RU 2235887 C2



Фиг. 2



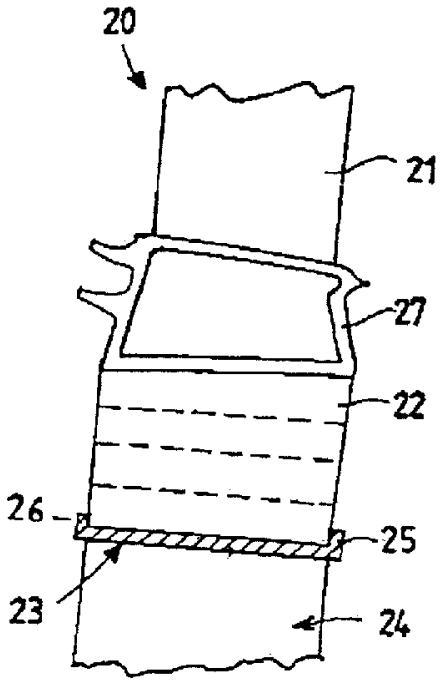
Фиг. 3



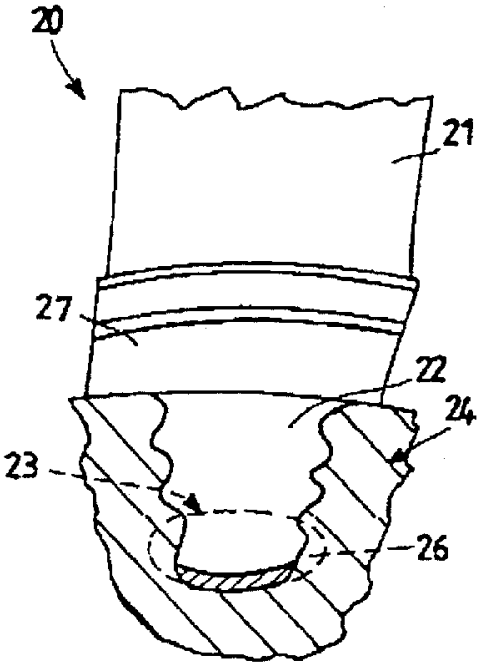
Фиг. 4

RU 2235887 C2

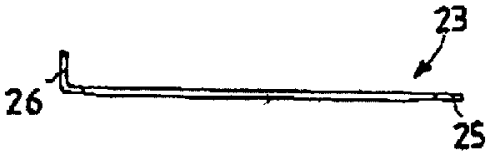
RU 2235887 C2



Фиг. 5



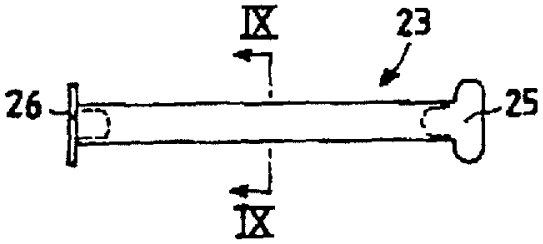
Фиг. 6



Фиг. 7

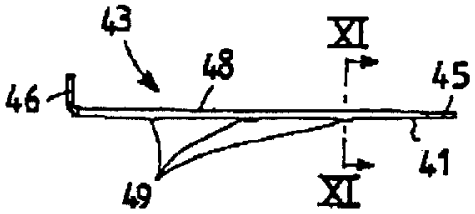
RU 2235887 C2

RU 2235887 C2

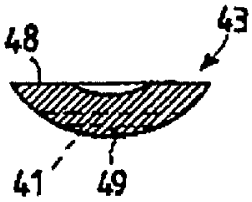


Фиг. 8

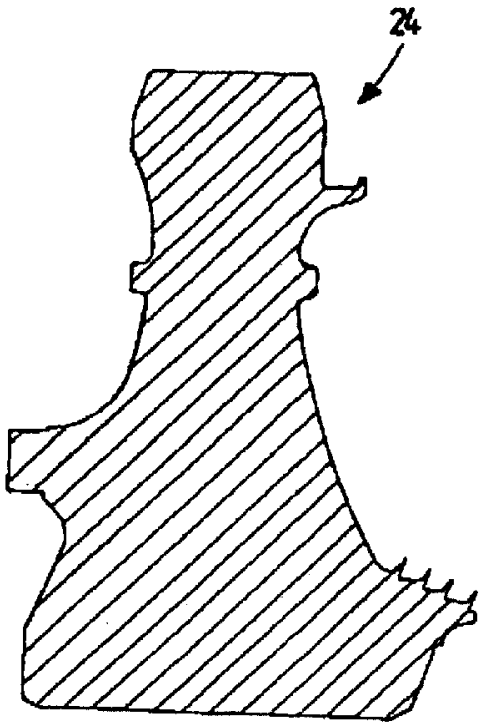
Фиг. 9



Фиг. 10



Фиг. 11



Фиг. 12

RU 2235887 C2

RU 2235887 C2