



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

(21)(22) Заявка: 2013113946/06, 08.08.2011

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
08.08.2011

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:  
30.08.2010 EP 10174523.0

(43) Дата публикации заявки: 10.10.2014 Бюл. № 28

(45) Опубликовано: 20.03.2016 Бюл. № 8

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: US 2010/0183426 A1, 22.07.2010. EP 1205634 C2, 15.05.2002. US 6082961 A, 04.07.2000. US 5470198 A1, 28.11.1995. RU 2183747 C1, 20.06.2002. RU 2331777 C2, 20.08.2008.

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на национальной фазе: 01.04.2013

(86) Заявка РСТ:  
EP 2011/063641 (08.08.2011)

(87) Публикация заявки РСТ:  
WO 2012/028424 (08.03.2012)

Адрес для переписки:

129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, строение 3,  
ООО "Юридическая фирма Городисский и  
Партнеры"

(72) Автор(ы):

**ДЭВИС Энтони (GB)**

(73) Патентообладатель(и):

**СИМЕНС АКЦИЕНГЕЗЕЛЛЬШАФТ (DE)**

**(54) ЛОПАТКА ДЛЯ ТУРБОМАШИНЫ И ТУРБОМАШИНА, СОДЕРЖАЩАЯ ТАКУЮ ЛОПАТКУ.**

(57) Реферат:

Лопатка для турбомашин, в частности газовой турбины, расположена на турбинном роторе и содержит перо и хвостовую часть, выполненные за одно целое с лопаткой, проход для подачи охлаждающего воздуха в хвостовой части для направления охлаждающего воздуха в охладитель и отвод охлаждающего воздуха, расположенный в хвостовой части и соединенный по текучей среде с проходом для подачи охлаждающего воздуха. Перо имеет охладитель, расположенный внутри пера, а хвостовая часть имеет две узкие стороны и две широкие стороны. Отвод охлаждающего воздуха содержит сопло

на одной из узких сторон хвостовой части, и сопло образовано с помощью отверстия. Хвостовая часть лопатки содержит верхнюю платформу лопатки и нижнюю платформу лопатки. Верхняя платформа лопатки и нижняя платформа лопатки выполнены в качестве частей лабиринтного уплотнения в собранном состоянии в турбомашине. Сопло расположено между верхней платформой лопатки и нижней платформой лопатки. Осевое направление отверстия наклонено вверх под углом между 92° и 135° относительно продольного направления лопатки. Изобретение направлено на повышение

эффективности охлаждения зон крайних кромок платформы соседних сопловых направляющих

лопастей и увеличение срока службы этих частей двигателя. 2 н. и 11 з.п. ф-лы, 2 ил.

**R U 2 5 7 7 6 8 8 C 2**

**R U 2 5 7 7 6 8 8 C 2**



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2013113946/06, 08.08.2011**

(24) Effective date for property rights:  
**08.08.2011**

Priority:

(30) Convention priority:  
**30.08.2010 EP 10174523.0**

(43) Application published: **10.10.2014** Bull. № **28**

(45) Date of publication: **20.03.2016** Bull. № **8**

(85) Commencement of national phase: **01.04.2013**

(86) PCT application:  
**EP 2011/063641 (08.08.2011)**

(87) PCT publication:  
**WO 2012/028424 (08.03.2012)**

Mail address:

**129090, Moskva, ul. B. Spasskaja, 25, stroenie 3,  
OOO "Juridicheskaja firma Gorodisskij i Partnery"**

(72) Inventor(s):  
**DEVIS Entoni (GB)**

(73) Proprietor(s):  
**SIMENS AKTSIENGEZELLSHAFT (DE)**

(54) **BLADE FOR TURBINE MACHINE AND TURBINE MACHINE WITH SUCH BLADE**

(57) Abstract:

FIELD: machine building.

SUBSTANCE: blade for the turbine machine, in particular a gas turbine, is located on the turbine rotor, and has a body and a shank, made as a single part with the blade, a passage for cooling air supply to the shank to direct the cooling air to a cooler, and to remove the cooling air, located at the shank and connected by fluid with the passage for the cooling air supply. The body has the cooler inside the body, and the shank has two narrow sides and two wide sides. The cooling air removal duct has a nozzle on one of the narrow sides of the shank, and the nozzle is created using the hole. The blade shank has a top blade platform and a bottom

blade platform. The top blade platform and the bottom blade platform are made as parts of a labyrinth seal in the assembled state in the turbine machine. The nozzle is located between the top blade platform and the bottom blade platform. The axial direction of the hole is inclined upwards at an angle from 92° to 135° relatively to the blade direction.

EFFECT: invention increases the efficiency of cooling of zones of extreme platform edges of adjacent nozzle guide vanes and an increased service life of these engine parts.

13 cl, 2 dwg

RU 2 577 688 C 2

RU 2 577 688 C 2

Изобретение относится к лопатке для турбомашин, в частности газовой турбины, при этом лопатка расположена, в частности, на турбинном роторе газовой турбины. Кроме того, изобретение относится к турбомашине, содержащей лопатку.

Газовые турбины, известные из уровня техники, содержат компрессор, возможно разделенный на компрессор низкого давления и компрессор высокого давления. Кроме того, газовая турбина имеет камеру сгорания, где газ смешивается со сжатым воздухом. После сгорания в камере сгорания, поток газа высокой энергии затем расширяется в турбине, где извлекается энергия для приведения в действие компрессора и создания механической энергии, т.е. крутящего момента.

Турбина обычно разделена на турбину низкого давления и турбину высокого давления, при этом турбина высокого давления может включать больше одной ступени, а также турбина низкого давления обычно включает несколько ступеней. Каждая ступень обычно включает ротор и статор. Роторный диск, называемый также турбинным ротором, вращается вокруг центральной оси или продольной оси газовой турбины.

На роторном диске расположено множество лопаток, которые проходят радиально в газовый поток. Эти лопатки должны выдерживать высокие температуры и большие механические силы за счет вращения турбинного ротора. Поэтому лопатки обычно содержат охлаждающую систему с каналом подачи охлаждающего воздуха в хвостовике лопатки. Охлаждающий воздух подается в отверстия в перья лопатки для охлаждения поверхности пера посредством создания охлаждающей пленки.

Статор обычно расположен по потоку перед ротором. Статор содержит направляющие лопатки. Направляющие лопатки, называемые также сопловыми направляющими лопастями (NGV), являются стационарными лопатками для направления расширенного газового потока на перья лопаток ротора.

Для предотвращения вхождения высокотемпературного газа во внутреннюю зону турбины, сопловые направляющие лопасти, а также лопатки содержат платформы, образующие лабиринтное уплотнение.

Проблемы возникают на крайних передних или задних кромках зон платформы сопловых направляющих лопастей. Проблема состоит в том, что эти зоны подвергаются воздействию высокотемпературного газа, но трудны для охлаждения. Это приводит иногда к окислению во время срока службы.

Типичные методы охлаждения этих крайних зон платформ сопловых направляющих лопастей включают соударение струй с нижней стороной платформы.

В европейской патентной заявке EP 1178181 A2 показана система для охлаждения платформы лопатки. Аналогичную технологию можно использовать для охлаждения платформы сопловой направляющей лопасти. Из европейской патентной заявки EP 1205634 A2 известно выполнение платформы лопатки с полым пространством, соединенным по текучей среде с каналом охлаждающего воздуха. Полость дополнительно снабжена прямыми выходными отверстиями, направленными на соседний край лопатки для охлаждения лопатки. В заявке на патент США US 2009/0232660 A1 приведено описание платформы с внутренними охлаждающими проходами для охлаждения платформы. Эти проходы проходят от охлаждающих каналов в хвостовик лопатки к сторонам хвостовика и расположены наклонно вниз относительно продольного направления лопатки. Однако струи, создаваемые с помощью таких систем, не способны достигать крайней кромки платформы из-за механических и уплотнительных признаков в этих местах.

Задачей изобретения является создание улучшенных лопаток для турбомашин и создание улучшенной турбомашин. В частности, должно быть улучшено охлаждение

зон крайних кромок платформы соседних сопловых направляющих лопастей, с целью увеличения срока службы этих частей двигателя.

Согласно первому объекту настоящего изобретения вышеуказанные задачи решены посредством создания лопатки для турбомашин, в частности газовой турбины, при этом лопатка, в частности, предназначена для расположения на турбинном роторе газовой турбины, причем лопатка содержит:

перо и хвостовую часть, выполненные за одно целое с лопаткой; причем перо имеет охладитель, расположенный внутри пера, а хвостовая часть имеет две узкие стороны и две широкие стороны;

проход для подачи охлаждающего воздуха в хвостовой части для направления охлаждающего воздуха в охладитель; и

отвод охлаждающего воздуха, расположенный в хвостовой части и соединенный по текучей среде с проходом для подачи охлаждающего воздуха;

при этом отвод охлаждающего воздуха содержит сопло на одной из узких сторон хвостовой части, и сопло образовано с помощью отверстия,

причем хвостовая часть лопатки содержит верхнюю платформу лопатки и нижнюю платформу лопатки, при этом верхняя платформа лопатки и нижняя платформа лопатки выполнены в качестве частей лабиринтного уплотнения в собранном состоянии в турбомашине, и сопло расположено между верхней платформой лопатки и нижней платформой лопатки, при этом осевое направление отверстия наклонено вверх под углом между  $92^\circ$  и  $135^\circ$  относительно продольного направления лопатки.

Предпочтительно, отверстие сопла образовано с помощью машинной обработки в хвостовой части.

Предпочтительно, сопло расположено на передней поверхности лопатки.

Предпочтительно, сопло предназначено для создания потока воздуха, направленного к зоне платформы соседней сопловой направляющей лопасти в собранном состоянии в турбомашине.

Предпочтительно, воздушный поток направлен к краю и/или вершине зоны платформы, при этом край и/или вершина направлен к лопатке в собранном состоянии в турбомашине.

Предпочтительно, край и/или вершина является частью лабиринтного уплотнения в собранном состоянии в турбомашине.

Предпочтительно, отвод для охлаждающего воздуха содержит несколько сопел на одной из узких сторон хвостовой части.

Согласно второму объекту настоящего изобретения вышеуказанные задачи решены посредством создания турбомашин, содержащей турбинный ротор с по меньшей мере одной вышеописанной лопаткой; и множество сопловых направляющих лопастей, расположенных по потоку перед турбинным ротором, при этом сопло расположено в хвостовой части лопатки и направлено к зоне сопловых направляющих лопастей.

Предпочтительно, сопло направлено к кромке, выполненной в виде края и/или вершины зоны платформы сопловых направляющих лопастей.

Предпочтительно, зоны платформы сопловой направляющей лопасти вместе с верхней платформой лопатки и нижней платформой лопатки образуют лабиринтное уплотнение.

Предпочтительно, лабиринтное уплотнение отделяет внутренние зоны газовой турбины от канала, заполненного горячим газом.

Предпочтительно, осевое направление по меньшей мере одного из отверстий лежит по меньшей мере по существу в радиальной плоскости турбинного ротора.

Предпочтительно, осевое направление по меньшей мере одного из отверстий наклонено относительно радиальной плоскости турбинного ротора, при этом осевое направление по меньшей мере одного из отверстий имеет то же направление, что и направление вращения лопатки.

5 Как было описано ранее, типичные варианты выполнения изобретения содержат сопло на одной из узких сторон хвостовой части. Узкие стороны хвостовой части являются двумя сторонами хвостовой части, которые по существу перпендикулярны направлению прохождения потока горячего газа в газовой турбине. Поэтому две узкие стороны хвостовой части по меньшей мере по существу перпендикулярны оси вращения турбинного ротора, несущего лопатки. Две узкие стороны являются сторонами на 10 обоих осевых концах хвостовой части, т.е. верхней по потоку стороной и нижней по потоку стороной относительно основного пути прохождения текучей среды турбомашин.

Сопло образовано с помощью отверстия. Осевое направление отверстия, т.е. осевая составляющая вектора ориентации отверстия, наклонено вверх под углом между 92° и 135° относительно продольного направления лопатки. Другие возможные нижние пределы могут составлять 95°, 100°, 110° или 120°. Другие возможные верхние пределы могут составлять 110°, 120° или 130°. «Вверх» означает в направлении основного пути прохождения потока или от оси вращения ротора газовой турбины. Другими словами, 15 вверх означает направление от хвостовика лопатки к перу лопатки. Отверстие является проходом для текучей среды, при этом проход для текучей среды ориентирован осевой составляющей параллельно оси вращения турбомашин, радиальной составляющей перпендикулярно оси вращения турбомашин, а окружной составляющей - перпендикулярно осевой и радиальной составляющим. Таким образом, наклон вверх 20 означает, что проход имеет радиальную составляющую в направлении от оси вращения, при этом радиальная составляющая не равна нулю. Кроме того, осевая составляющая направлена противоположно основному пути прохождения потока текучей среды внутри турбомашин, при этом осевая составляющая не равна нулю. Окружная составляющая может быть равна нулю, или же может быть не равна нулю.

30 Отверстие, т.е. проход для текучей среды, может быть выполнено по существу цилиндрическим.

Преимуществом сопла является то, что охлаждающий воздух направляется на кромку зоны платформы сопловой направляющей лопасти, при условии, что лопатка установлена в турбомашине и турбомашин работает. Это, в частности, 35 предпочтительно для непосредственного охлаждения крайней кромки зоны платформы сопловой направляющей лопасти. В частности, может охладиться задняя кромка соседней сопловой направляющей лопасти, которая расположена по потоку перед лопаткой.

Крайняя кромка зоны платформы сопловой направляющей лопасти может быть 40 краем, вершиной, выступом, концом конуса и/или скосом зоны платформы сопловой направляющей лопасти, которая направлена к лопатке. Следует отметить, что две широкие стороны лопатки предпочтительно выполнены в форме ласточкиного хвоста или елочки для надежной фиксации лопатки в диске турбинного ротора.

В одном частном варианте выполнения изобретения сопло образовано с помощью 45 отверстия, выполненного с помощью машинной обработки в хвостовой части. Отверстие предпочтительно является овальным, в частности круглым. Это исключает напряжения в надрезе.

В частности, предпочтительно, что осевое направление отверстия ориентировано

по меньшей мере частично в продольном направлении лопатки. Продольное направление лопатки может также называться радиальным направлением турбинного ротора. Такое направление отверстия имеет то преимущество, что струя охлаждающего воздуха ускоряется за счет вращения лопатки.

5 Обычно, осевое направление отверстия наклонено на угол между  $92^\circ$  и  $135^\circ$ , в частности, больше  $95^\circ$  или меньше  $120^\circ$ , относительно продольного направления лопатки. Такая ориентация отверстия способствует лучшему охлаждению кромки зоны платформы сопловой направляющей лопасти.

10 В типичных вариантах выполнения осевое направление отверстия лежит по меньшей мере по существу в плоскости, которая ориентирована радиально относительно оси вращения турбинного ротора. Учитывая то, что лопатка находится во вращающейся системе, в то время как направляющие лопасти находятся в фиксированной системе, струя охлаждающего воздуха достигает направляющие лопасти под углом к оси отверстия, лежащей в указанной плоскости. Кроме того, в типичных вариантах  
15 выполнения предусмотрено отверстие, осевое направление которого наклонено относительно радиальной плоскости турбинного ротора. Если результирующее направление струи охлаждающего воздуха проходит в том же направлении, что и вращение лопатки, то эффект охлаждения будет максимальным. Если результирующее направление струи охлаждающего воздуха проходит в направлении, противоположном  
20 вращению лопатки, то струя будет создавать крутящий момент, т.е. улучшать эффективность, однако уменьшать охлаждение. Предпочтительно, турбинные роторы содержат лопатки, имеющие отверстия, осевые направления которых различны относительно радиальной плоскости оси вращения турбинного ротора.

Предпочтительно, лопатка содержит верхнюю платформу лопатки, в направлении  
25 пера, и нижнюю платформу лопатки, в направлении хвостовика лопатки, при этом сопло расположено между верхней платформой лопатки и нижней платформой лопатки. Это расположение исключает тот недостаток, что лабиринтное уплотнение платформ создает препятствие для потока охлаждающего воздуха для кромки зоны платформы. Уплотнение, как обычно, образовано с помощью платформ, так что отвод  
30 охлаждающего воздуха между платформами служит для лучшего охлаждения частей в уплотнении. В типичных вариантах выполнения сопло расположено ниже верхней платформы или выше нижней платформы.

В других предпочтительных вариантах выполнения сопло расположено ниже нижней платформы или выше верхней платформы. Кроме того, варианты выполнения, в которых  
35 сопло образовано внутри платформы лопатки, обеспечивают лучшее охлаждение зоны платформы сопловых направляющих лопастей. В предпочтительных вариантах выполнения предусмотрено несколько сопел, т.е. два, три и даже больше сопел, расположенных в указанных выше положениях. Несколько сопел могут обеспечивать лучшее охлаждение. В целом, расположение сопла зависит от конструкции и  
40 распределения напряжений в зоне хвостовика лопатки, конструкции платформы сопловой направляющей лопасти, количества горячего газа, входящего в полость, или от необходимости охлаждения зоны платформы.

В другом предпочтительном варианте выполнения сопло или отверстие расположено на передней поверхности хвостовой части. Передняя поверхность хвостовой части  
45 является поверхностью, проходящей перпендикулярно оси вращения диска турбинного ротора. Передняя поверхность может быть, в частности, передней по потоку поверхностью.

В частных вариантах выполнения предусмотрено несколько сопел на одной из узких

сторон хвостовой части. Несколько сопел имеют то преимущество, что можно направлять больше охлаждающего воздуха к зоне платформы сопловой направляющей лопасти. Кроме того, можно использовать несколько сопел для уменьшения диаметра одного из отверстий сопел. Это способствует большей прочности лопатки.

5 Другой аспект изобретения относится к турбомашине, содержащей турбинный ротор по меньшей мере с одной лопаткой, согласно указанным выше вариантам выполнения. Такая турбомашина имеет то преимущество, что зона платформы сопловой направляющей лопасти охлаждается с помощью охлаждающего воздуха из отверстий в хвостовой части лопатки.

10 В целом, изобретение имеет то преимущество, что обеспечивается большое количество охлаждающего воздуха на крайних кромках тонкой зоны платформы сопловой направляющей лопасти. Действительно, изобретение обеспечивает лучшее охлаждение, чем струи, направленные на нижнюю сторону платформы. Кроме того, изобретение обеспечивает лучшее охлаждение, чем способы с использованием конвективного

15 охлаждения, которое обеспечивает лишь умеренное охлаждение.

Следует отметить, что вращение лопатки на турбинном роторе увеличивает давление охлаждающего воздуха, увеличивая тем самым действие соударения струй, а также распределяет охлаждающий воздух на окружные положения не омываемой газом поверхности у крайней передней и задней кромки внутренней платформы.

20 В одном предпочтительном варианте выполнения обе узкие стороны содержат несколько сопел. Это имеет то преимущество, что зоны платформы сопловых направляющих лопастей можно охлаждать на обеих сторонах турбинного ротора.

Ниже приводится более подробное описание изобретения со ссылками на прилагаемые чертежи, на которых:

25 фиг. 1 - частичный разрез частей газовой турбины с лопаткой, согласно предпочтительному варианту выполнения изобретения; и  
фиг. 2 - вид сбоку лопатки согласно изобретению.

На фиг. 1 показан частичный разрез частей стационарной газовой турбины. В частности, показана лопатка 1. Лопатка 1 содержит хвостовую часть. Хвостовая часть является зоной под штриховой линией 2 на фиг. 1. Хвостовая часть имеет четыре боковые стенки, называемые также сторонами, а именно две узкие стороны 4 и 5 и две широкие стороны, которые проходят параллельно плоскости чертежа на фиг. 1.

30 Кроме того, лопатка 1 содержит перо, которое изображено на фиг. 1 над штриховой линией 2. Перо лопатки 1 расположено в канале для потока горячего газа 7, основном пути прохождения потока рабочей текучей среды. Горячий газ 7 направляется над пером лопатки 1 для извлечения энергии из горячего газа 7 с целью вращения турбинного вала. Лопатка 1 расположена на турбинном роторе (не изображен).

Сопловая направляющая лопасть 9 (NGV) расположена по потоку перед пером лопатки 1. Сопловая направляющая лопасть 9 обеспечивает постоянный и направленный

40 поток горячего газа 7 для вращения перьев, аналогичных перу лопатки 1. Следует отметить, что во время вращения турбинного ротора перья нескольких лопаток проходят у сопловой направляющей лопасти 9. С другой стороны, в окружном канале для горячего газа 7 расположено множество сопловых направляющих лопастей 9 для направления потока горячего газа 7.

45 Лопатка 1 является обычно монолитной отливкой из металла высокой прочности, содержащего большое количество легирующих элементов, таких как никель. Лопатка 1 может выдерживать во время работы высокие температуры горячего газа 7. Дополнительно к этому, материал, образующий лопатку 1, пригоден для высоких

напряжений в комбинации с высокими температурами. Это обуславливается тем, что во время вращения турбинного ротора на лопатку 1 воздействуют большие силы.

Тем не менее необходимо предусмотрение охлаждающей системы для охлаждения по меньшей мере некоторых зон лопатки 1 во время работы. Для этого в хвостовой части лопатки 1 расположен проход 10 для подачи охлаждающего воздуха.

Проход 10 для подачи охлаждающего воздуха служит для направления охлаждающего воздуха в змеевик-охладитель 11, который расположен внутри пера лопатки 1. Обычно, перо лопатки 1 содержит отверстия для направления охлаждающего воздуха на поверхность пера лопатки 1.

В предпочтительном варианте выполнения, показанном на фиг. 1, предусмотрен дополнительный отвод 13 охлаждающего воздуха, расположенный в хвостовой части и соединенный по текучей среде с проходом 10 для подачи охлаждающего воздуха. Отвод 13 охлаждающего воздуха содержит сопло 14 на узкой стороне 4 хвостовой части лопатки 1.

Сопло 14 образовано с помощью отверстия, выполненного с помощью машинной обработки в хвостовой части. Осевое направление отверстия сопла 14 ориентировано по меньшей мере частично в продольном направлении лопатки 1. Продольное направление лопатки 1 является радиальным направлением относительно вращающегося турбинного ротора, на котором закреплена лопатка 1.

На фиг. 1 отверстие сопла 14 направлено слегка вверх. Вверх означает в направлении основного пути прохождения потока или от оси вращения ротора газовой турбины. Другими словами, вверх означает в направлении от хвостовика лопатки к перу лопатки. Угол относительно продольной оси лопатки 1 составляет между  $100^\circ$  и  $115^\circ$ . Такой угол обеспечивает, что струя охлаждающего воздуха через сопло 14 ускоряется за счет вращения турбинного ротора. Кроме того, отвод 13 или осевое направление отверстия сопла 14 отвода 13, соответственно, наклонен относительно направления основного пути прохождения потока горячего газа 7.

Охлаждающий воздух, выходящий из сопла 14, ударяется непосредственно в крайние кромки зон 17 и 18 платформы сопловой направляющей лопасти. Поэтому обеспечивается охлаждение крайних кромок зон 17 и 18 платформы сопловой направляющей лопасти. Ускорение охлаждающего воздуха за счет вращения турбинного ротора дополнительно улучшает эффект охлаждения охлаждающего воздуха, ударяющегося в платформы сопловых направляющих лопастей.

Следует отметить, что зоны 17 и 18 платформы вместе с верхней платформой 20 лопатки 1 и нижней платформой 21 лопатки 1 образуют лабиринтное уплотнение. Лабиринтное уплотнение отделяет внутренние зоны газовой турбины от канала, заполненного горячим газом 7.

Внутренние зоны газовой турбины омываются охлаждающим воздухом. Однако в зоне лабиринтного уплотнения, образованного платформами 17, 18, 20 и 21, конвективное охлаждение с помощью охлаждающего воздуха из внутренней зоны газовой турбины может быть недостаточным, по меньшей мере в некоторых ситуациях. В этом отношении струя охлаждающего воздуха через сопло 14, согласно изобретению, обеспечивает преимущество улучшенного охлаждения зон 17 и 18 платформы.

В частности, охлаждающий воздух направляется через отвод 13 охлаждающего воздуха в направлении края и/или вершины 24 зоны 18 платформы, при этом край и/или вершина 24 является частью лабиринтного уплотнения и направлен к лопатке. Охлаждающий воздух ударяется в край и/или вершину 24 и в верхнюю поверхность зоны 18 платформы, возможно также в нижнюю поверхность зоны 18 платформы.

На нижней по потоку стороне лопатки 1 расположена другая зона 23 платформы нижней по потоку сопловой направляющей лопасти. Другая зона 23 платформы может охлаждаться, при необходимости, с помощью дополнительного отвода охлаждающего воздуха.

5 Такой дополнительный отвод охлаждающего воздуха содержит другое сопло между верхней платформой 20 лопатки и нижней платформой 21 лопатки на нижней по потоку узкой стороне 5 лопатки 1. Другое сопло обеспечивает отверстие, направленное на зоны 17 и 18 платформы. Отверстие с углом наклона снова обеспечивает преимущество дополнительного ускорения охлаждающего воздуха.

10 На фиг. 2 схематично показана лопатка 1. Следует отметить, что одинаковые части на фиг. 2 обозначены теми же позициями, что и фиг. 1. Для простоты описание этих частей повторно не приводится.

На фиг. 2 показано сопло 14 с выполненным с помощью машинной обработки отверстием на узкой стороне 4 лопатки 1. Отверстие расположено между верхней платформой 20 лопатки и нижней платформой 21 лопатки. Широкие стороны хвостовой части лопатки 1 выполнены в виде ласточкиного хвоста для обеспечения надежной фиксации лопатки 1 на диске турбинного ротора (роторный диск не изображен на фигурах).

В типичных вариантах выполнения сопло расположено ниже верхней платформы или выше нижней платформы. Как указывалось выше, другие положения могут обеспечивать лучшее охлаждение в зависимости от конструкции платформ. Также конструкция и условия возникновения напряжений могут оказывать влияние на позиционирование сопла.

В других типичных вариантах выполнения предусмотрено больше одного отверстия между зоной верхней платформы. При прохождении лопаток 1 турбинного ротора мимо множества сопловых направляющих лопастей, отверстия сопел 14 множества лопаток 1 перемещаются вдоль крайних кромок зоны платформы сопловой направляющей лопасти (см. фиг. 1). Поэтому обеспечивается непрерывное охлаждение зоны платформы, даже хотя охлаждающий воздух распределяется по отверстиям, расположенным на расстоянии друг от друга.

В качестве дополнительного положительного эффекта улучшается уплотнение между каналом для горячего газа 7 и внутренней зоной турбомашин. Поэтому не только крайние кромки зон платформы сопловой направляющей лопасти подвергаются улучшенному охлаждению. Согласно изобретению, вся зона, включающая крайние кромки платформ лопатки, обеспечивается лучшим охлаждением, уменьшающим коррозию и износ.

40 Хотя в вариантах выполнения показана в качестве примера лопатка газовой турбины, те же принципы охлаждения можно предпочтительно применять к лопаткам других турбомашин. Кроме того, изобретение не ограничивается указанным предпочтительным вариантом выполнения. Объем изобретения определяется лишь формулой изобретения.

#### Формула изобретения

1. Лопатка (1) для турбомашин, в частности газовой турбины, при этом лопатка (1), в частности, предназначена для расположения на турбинном роторе газовой турбины, причем лопатка (1) содержит:

45 перо и хвостовую часть, выполненные за одно целое с лопаткой;  
причем перо имеет охладитель, расположенный внутри пера, а хвостовая часть имеет две узкие стороны (4, 5) и две широкие стороны;

проход (10) для подачи охлаждающего воздуха в хвостовой части для направления охлаждающего воздуха в охладитель; и

отвод (13) охлаждающего воздуха, расположенный в хвостовой части и соединенный по текучей среде с проходом (10) для подачи охлаждающего воздуха;

5 при этом отвод (13) охлаждающего воздуха содержит сопло (14) на одной из узких сторон (4, 5) хвостовой части, и сопло (14) образовано с помощью отверстия,

отличающаяся тем, что хвостовая часть лопатки (1) содержит верхнюю платформу (20) лопатки и нижнюю платформу (21) лопатки, при этом верхняя платформа (20) лопатки и нижняя платформа (21) лопатки выполнены в качестве частей лабиринтного  
10 уплотнения в собранном состоянии в турбомашине, и сопло (14) расположено между верхней платформой (20) лопатки и нижней платформой (21) лопатки, при этом осевое направление отверстия наклонено вверх под углом между  $92^\circ$  и  $135^\circ$  относительно продольного направления лопатки (1).

2. Лопатка (1) по п. 1, отличающаяся тем, что отверстие сопла (14) образовано с  
15 помощью машинной обработки в хвостовой части.

3. Лопатка (1) по п. 1 или 2, отличающаяся тем, что сопло (14) расположено на передней поверхности лопатки (1).

4. Лопатка (1) по п. 1 или 2, отличающаяся тем, что сопло (14) предназначено для создания потока воздуха, направленного к зоне (17, 18) платформы соседней сопловой  
20 направляющей лопасти (9) в собранном состоянии в турбомашине.

5. Лопатка (1) по п. 4, отличающаяся тем, что воздушный поток направлен к краю и/или вершине (24) зоны (18) платформы, при этом край и/или вершина (24) направлен к лопатке (1) в собранном состоянии в турбомашине.

6. Лопатка (1) по п. 4, отличающаяся тем, что край и/или вершина (24) является  
25 частью лабиринтного уплотнения в собранном состоянии в турбомашине.

7. Лопатка (1) по п. 1 или 2, отличающаяся тем, что отвод (13) для охлаждающего воздуха содержит несколько сопел (14) на одной из узких сторон (4, 5) хвостовой части.

8. Турбомашина, отличающаяся тем, что она содержит:

30 турбинный ротор с по меньшей мере одной лопаткой (1) по любому из пп. 1-7; множество сопловых направляющих лопастей (9), расположенных по потоку перед турбинным ротором, при этом сопло (14) расположено в хвостовой части лопатки (1) и направлено к зоне (17, 18) сопловых направляющих лопастей (9).

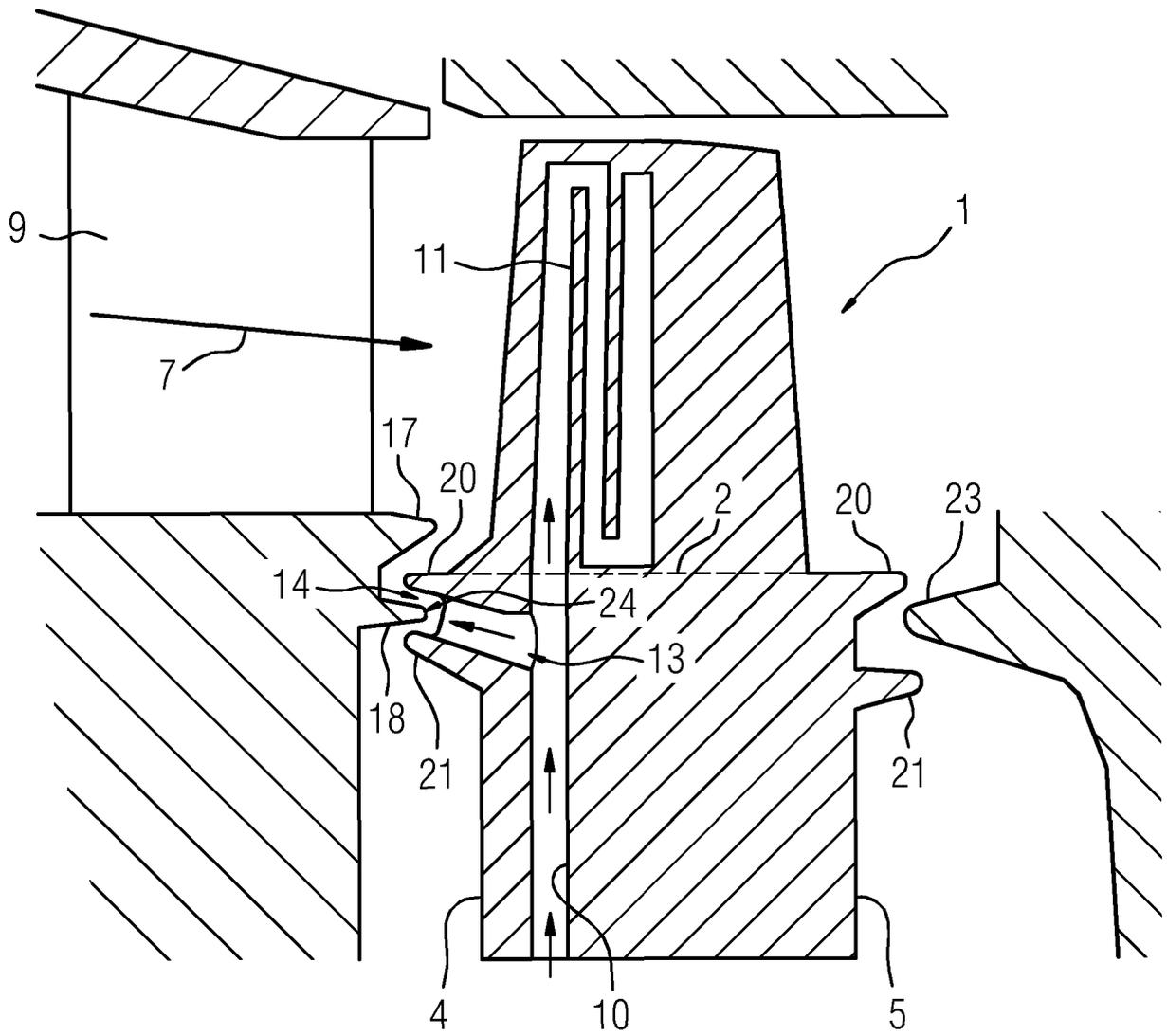
9. Турбомашина по п. 8, отличающаяся тем, что сопло (14) направлено к кромке, выполненной в виде края и/или вершины (24) зоны (17, 18) платформы сопловых  
35 направляющих лопастей (9).

10. Турбомашина по п. 8 или 9, отличающаяся тем, что зоны (17, 18) платформы сопловой направляющей лопасти (9) вместе с верхней платформой (20) лопатки и нижней платформой (21) лопатки (1) образуют лабиринтное уплотнение.

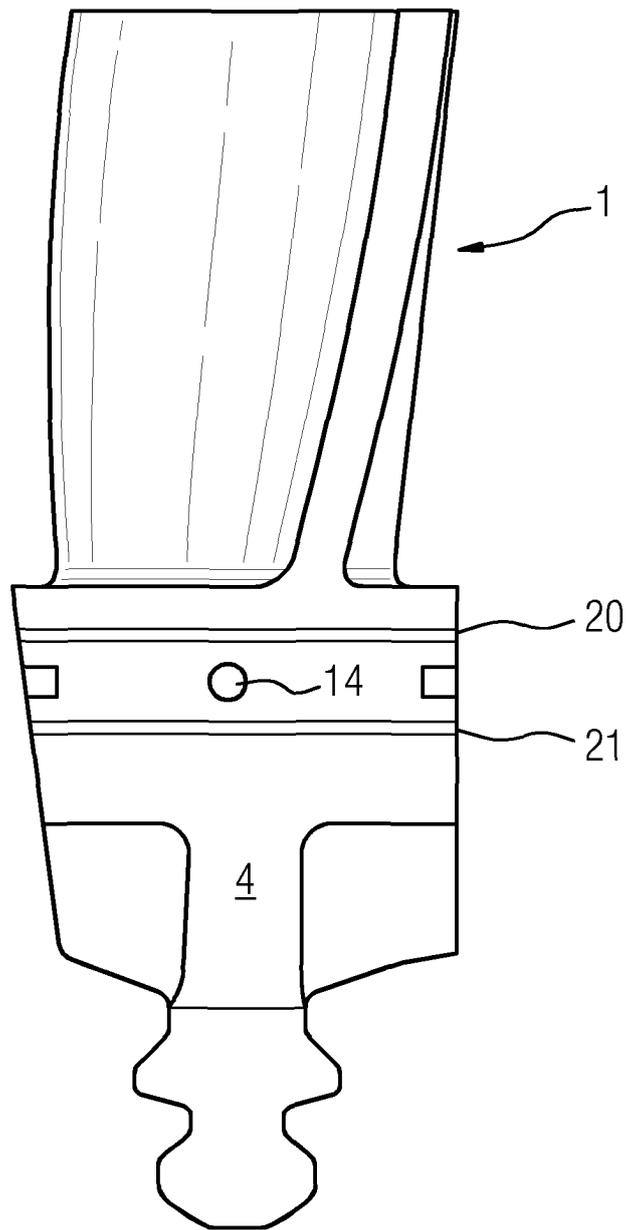
11. Турбомашина по п. 10, отличающаяся тем, что лабиринтное уплотнение отделяет  
40 внутреннюю зону газовой турбины от канала, заполненного горячим газом (7).

12. Турбомашина по п. 8 или 9, отличающаяся тем, что осевое направление по меньшей мере одного из отверстий лежит по меньшей мере по существу в радиальной плоскости турбинного ротора.

13. Турбомашина по п. 9, отличающаяся тем, что осевое направление по меньшей  
45 мере одного из отверстий наклонено относительно радиальной плоскости турбинного ротора, при этом осевое направление по меньшей мере одного из отверстий имеет то же направление, что и направление вращения лопатки (1).



Фиг. 1



ФИГ. 2