



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА  
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ**

**(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ**

(21)(22) Заявка: 2013140190/06, 29.08.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:  
29.08.2013

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:  
30.08.2012 EP 12182327.2

(43) Дата публикации заявки: 10.03.2015 Бюл. № 7

(45) Опубликовано: 20.09.2015 Бюл. № 26

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: DE 3512008 A, 09.10.1986. US 2003/223861 A1, 04.12.2003. US 5720431 A, 24.02.1998. EP 2189626 A1, 26.05.2010. RU 2416029 C2, 10.04.2011. RU 2204020 C2, 10.05.2003

Адрес для переписки:

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

(72) Автор(ы):

**БРАНДЛЬ Герберт (DE)**

(73) Патентообладатель(и):

**АЛЬСТОМ ТЕКНОЛОДЖИ ЛТД (CH)****(54) МОДУЛЬНАЯ ЛОПАТКА ИЛИ ЛОПАСТЬ ДЛЯ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ И ГАЗОВАЯ ТУРБИНА С ТАКОЙ ЛОПАТКОЙ ИЛИ ЛОПАСТЬЮ**

(57) Реферат:

Модульная лопатка или лопасть для газовой турбины содержит следующие модульные элементы: полку с плоской или профильной поверхностью, образующей уровень полки, и сквозным отверстием в нем и аэродинамический профиль, продолжающийся через полку. Аэродинамический профиль содержит несущую структуру, аэродинамически профилированную оболочку. Несущая структура продолжается вдоль продольной оси аэродинамического профиля, содержит хвостовую часть для закрепления на держателе лопатки или лопасти газовой турбины, концевую часть и по меньшей мере один внутренний канал, продолжающийся от хвостовой части до концевой части аэродинамического профиля, продольно продолжающийся зазор. Аэродинамически профилированная оболочка продолжается на расстояние относительно несущей структуры и образует внешний контур аэродинамического

профиля. Продольно продолжающийся зазор образован между несущей структурой и оболочкой. В несущей структуре расположено множество сквозных отверстий для направления охлаждающей среды из внутреннего канала в зазор. Оболочка соединена за одно целое с несущей структурой посредством первого соединения в области ниже уровня полки. Оболочка соединена с несущей структурой посредством по меньшей мере одного дополнительного соединения. По меньшей мере одно дополнительное соединение расположено на концевой части аэродинамического профиля и представляет собой соединение посредством соответствия по форме, допускающее относительное перемещение в продольном направлении между оболочкой и несущей структурой. Изобретение направлено на повышение эффективности охлаждения при одновременном уменьшении количества

охлаждающей среды. 2 н. и 12 з.п. ф-лы, 10 ил.

**RU 2 5 6 3 0 4 6 C 2**

**RU 2 5 6 3 0 4 6 C 2**



FEDERAL SERVICE  
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21)(22) Application: **2013140190/06, 29.08.2013**

(24) Effective date for property rights:  
**29.08.2013**

Priority:

(30) Convention priority:  
**30.08.2012 EP 12182327.2**

(43) Application published: **10.03.2015** Bull. № 7

(45) Date of publication: **20.09.2015** Bull. № 26

Mail address:

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

(72) Inventor(s):  
**BRANDL' Gerbert (DE)**

(73) Proprietor(s):  
**ALSTOM TEKNOLODZHI LTD (CH)**

(54) **MODULAR VANE OR BLADE FOR GAS TURBINE AND GAS TURBINE WITH SUCH VANE OR BLADE**

(57) Abstract:

FIELD: machine building.

SUBSTANCE: modular vane or blade for gas turbine contains the following modular elements: flange with flat or profile surface creating flange level, and through hole in it, and aerofoil profile continuing through the flange. The aerofoil profile contains carrying structure, aerodynamically profiled enclosure. The carrying structure continues along the longitudinal axis of the aerofoil profile, contains tailpiece for securing on the holder of the gas turbine vane or blade, tailpiece and at least one internal channel continuing from the tailpiece to the end part of the aerofoil profile, longitudinally continuing gap. The aerodynamically profiled enclosure continues to distance relatively to the carrying structure, and creates external contour of the aerofoil profile. The longitudinally continuing gap

is made between the carrying structure and enclosure. The carrying structure contains multiple through holes to direct the cooling medium from the internal channel to the gap. The enclosure is connected as single part with the carrying structure by means of the first connection in area below the flange level. The enclosure is connected with the carrying structure by means of at least one additional connection. At least one additional connection is located at the end part of the aerofoil profile, and is connection by means of the compliance as per shape, permitting relative movement in the longitudinal direction between the enclosure and carrying structure.

EFFECT: invention improves the cooling efficiency upon simultaneous decreasing of the coolant quantity.

14 cl, 10 dwg

RU 2 563 046 C 2

RU 2 563 046 C 2

## ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ, К КОТОРОЙ ОТНОСИТСЯ ИЗОБРЕТЕНИЕ

Настоящее изобретение относится к технологии газовых турбин. Оно относится к модульной лопатке или лопасти в соответствии с преамбулой пункта 1 формулы изобретения. Оно относится также к газовой турбине с такой лопаткой или лопастью.

### УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

Постоянно увеличивающиеся температуры горячего газа в газовых турбинах требуют использования специальных материалов и/или конструкций (например, систем охлаждения) для предотвращения чрезмерного использования охлаждающего воздуха. Использование специальных материалов и/или конструкций частично осуществляется посредством включений и/или вставок в основную структуру детали.

В документе US 5720431 раскрыта пристенная система охлаждения для аэродинамического профиля газотурбинного двигателя. Раскрытый аэродинамический профиль включает в себя двухстенную конфигурацию в его области середины хорды с множеством радиальных питающих каналов, образованных на каждой стороне аэродинамического профиля между внутренней стенкой и внешней стенкой. Между двумя внутренними стенками образована центральная, радиально продолжающаяся питающая камера. Задний край аэродинамического профиля включает в себя обычную одностенную конфигурацию с двумя внешними стенками, между которыми образовано множество каналов заднего края.

Данный аэродинамический профиль имеет недостаток в том, что он создает напряженные условия в области сопряжения между двухстенной конфигурацией на заднем крае. Кроме того, опыт в данной области техники показывает, что эффективность таких пристенных систем охлаждения коммерчески не оправдана.

Для того чтобы удовлетворить специальные требования относительно траектории горячего газа газовой турбины, в документе WO 2011058043 A1 предлагается использовать вставки (специальный материал и/или конструкцию) в основном металле. На фиг. 1а, который представляет собой точную копию фиг. 4 данного документа, показана модульная лопатка 10 турбины, в которой дополнительные детали, изготовленные из разных материалов, соединены с центральным аэродинамическим профилем 11, причем указанные дополнительные детали содержат передний край 13, задний край 15 и конец 12 лопатки. Между передним краем 13 и центральным аэродинамическим профилем 11 может быть предусмотрен буферный слой 14 для уменьшения напряжения между элементами с разным коэффициентом теплового расширения.

Таким образом, особенно нагруженные участки аэродинамического профиля лопатки могут быть выполнены из других материалов, отличающихся от материалов остальных участков. В своих нижних концах центральный аэродинамический профиль 11 и края 13 и 15 переходят в полку 16, которая ограничивает канал горячего газа и предохраняет хвост 17 лопатки снизу.

Однако данное известное решение основано на конструкции, в которой аэродинамический профиль с его хвостом и полка являются и остаются отдельными элементами с отдельными крепежными средствами. Разрыв непрерывности, который связан с переходом между участками разных материалов, подвергается воздействию экстремальных температурных условий, которые существуют в области аэродинамического профиля лопатки.

В документе EP 2189626 A1 описана другая модульная лопатка 20 ротора, в частности для газовой турбины, которая может быть закреплена на держателе лопатки и включает в себя в каждом случае аэродинамический профиль 21 лопатки и полку 22, причем

полка лопаточного венца образует непрерывный внутренний обод. При такой конструкции лопатки механическое разъединение, которое продлевает срок службы, достигается посредством выполнения аэродинамического профиля 21 лопатки и полки 22 в виде отдельных элементов и возможности закрепления в каждом случае отдельно на держателе лопатки. В соответствии с одной конфигурацией данной конструкции (см. фиг. 1b) лопатка 20 содержит аэродинамически эффективный аэродинамический профиль 21, ножку 23, которая примыкает к аэродинамическому профилю 21 в нижней части и закрыта полкой 22, и хвост 24 лопатки, который примыкает к ножке 23 в нижней части, причем хвост 24 лопатки выполнен для закрепления аэродинамического профиля 21 на держателе лопатки. Аэродинамический профиль 21 лопатки может быть выполнен из разных частей, состоящих из разных материалов. Например, передний край и задний край состоят из материалов, которые отличаются от материалов остального аэродинамического профиля.

Полка 22 содержит сквозное отверстие 25, через которое продолжается аэродинамический профиль 21. Таким образом, части, которые состоят из разных материалов, продолжают вниз в область аэродинамического профиля лопатки, которая закрыта полкой 22. В таком случае переход между участками разных материалов не подвергается воздействию экстремальных температурных условий, которые существуют непосредственно в области траектории горячего газа. Уровень напряжения в области перехода между полкой и аэродинамическим профилем значительно снижен.

#### РАСКРЫТИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Задачей настоящего изобретения является создание модульной лопатки или лопасти газовой турбины, в которой отдельные элементы расположены таким образом, чтобы повышать механическую прочность и целостность лопатки или лопасти и, кроме того, настоящее изобретение должно обеспечить более эффективное внутреннее охлаждение лопатки или лопасти при использовании меньшего количества охлаждающей среды.

Другой задачей изобретения является создание газовой турбины с такой лопаткой или лопастью.

Эта и другие задачи решаются посредством объекта патентования, описанного в независимых пунктах формулы изобретения. Предпочтительные варианты осуществления описаны в зависимых пунктах формулы изобретения.

Один аспект изобретения описывает модульную лопатку или лопасть для газовой турбины, которая в сущности содержит следующие модульные элементы:

- 35 полку с плоской или профильной поверхностью, образующей уровень полки, и сквозным отверстием в нем,
  - аэродинамический профиль, продолжающийся через полку,
  - причем аэродинамический профиль содержит:
    - несущую структуру, продолжающуюся вдоль продольной оси аэродинамического
    - 40 профиля, содержащую хвостовой участок для закрепления на держателе лопатки или лопасти газовой турбины, концевой участок и по меньшей мере один внутренний канал, продолжающийся от хвостового участка до концевой участка аэродинамического профиля;
    - аэродинамически профилированную оболочку, продолжающуюся на расстояние
    - 45 относительно несущей структуры и образующую внешнюю поверхность аэродинамического профиля;
    - продольно продолжающийся зазор между несущей структурой и оболочкой,
    - множество сквозных отверстий в несущей структуре для направления охлаждающей

среды из внутреннего канала в зазор,

при этом

первое соединение в области ниже уровня полки соединяет за одно целое оболочку с несущей структурой, и

5 по меньшей мере одно дополнительное соединение между оболочкой и несущей структурой представляет собой соединение посредством соответствия по форме, обеспечивающее относительное перемещение в продольном направлении между оболочкой и несущей структурой.

10 В соответствии с первым предпочтительным аспектом изобретения первое соединение между оболочкой и несущей структурой представляет собой сварное соединение, паяное соединение или фиксирующее соединение.

В соответствии с дополнительным аспектом данное первое соединение является газонепроницаемым.

15 В соответствии с другим аспектом изобретения по меньшей мере одно дополнительное соединение между оболочкой и несущей структурой содержит край оболочки, установленный в пазу, образованном в элементе на конце аэродинамического профиля.

Предпочтительно паз образован в ограждающем элементе или концевом наконечнике.

В предпочтительном варианте осуществления указанное дополнительное соединение допускает протекание охлаждающей среды из зазора в траекторию горячего газа.

20 В соответствии с дополнительным аспектом изобретения упомянутая оболочка поперечно прикреплена к несущей структуре посредством множества ответных, соответствующих по форме элементов на внешней поверхности несущей структуры и на внутренней поверхности оболочки между хвостом и концом. Предпочтительно данные соответствующие по форме элементы выполнены в виде соединения типа

25 «ласточкин хвост».

С одной стороны, соединение данного типа допускает относительное перемещение между оболочкой и несущей структурой в продольном направлении для компенсации теплового расширения и - в случае вращающихся лопаток - расширения, вызываемого центробежной силой. С другой стороны, соединение данного типа исключает

30 деформацию оболочки в поперечном направлении, например прогиб внутрь или наружу.

Охлаждающая среда, предпочтительно охлаждающий воздух, пропускается через впуск в хвосте несущей структуры в один или несколько каналов охлаждающего воздуха внутри несущей структуры. Данный по меньшей мере один канал продолжается из

35 хвостового участка аэродинамического профиля до его конца, и вдоль данного канала расположено множество питающих отверстий для охлаждающего воздуха. Воздух из внутреннего канала перемещается через указанные отверстия в зазор, образованный между внешней поверхностью несущей структуры и внутренней поверхностью аэродинамически профилированной оболочки для охлаждения оболочки с внутренней

40 стороны. Предпочтительно воздух, выходящий из приемных отверстий, сталкивается с внутренней поверхностью оболочки для эффективного охлаждения.

В соответствии с дополнительным аспектом изобретения охлаждающий воздух перемещается вдоль зазора к концу аэродинамического профиля и выходит из зазора на конце в траекторию горячего газа.

10 В данных областях зазора, используемых для охлаждающего воздуха, внешняя поверхность несущей структуры и/или внутренняя поверхность оболочки выполнены с турбулизаторами, например ребрами или стойками, для улучшения передачи тепла.

Кроме того, отдельные турбулизаторы выполнены с возможностью обеспечения опоры для оболочки и, таким образом, увеличения структурной целостности оболочки.

Посредством настоящего изобретения создана модульная конструкция лопатки или лопасти, которая имеет два преимущества по сравнению с известными решениями.

Изготовление лопатки или лопасти в соответствии с настоящим изобретением является менее сложным и более эффективным. Упомянутая несущая структура содержит простую прямолинейную центральную часть просто отливаемую. Охлаждающие элементы на ее внешней поверхности могут быть либо отлиты, либо просто подвергнуты механической обработке. Это приводит к значительной экономии расходов.

Другим важным признаком настоящего изобретения является эффективное охлаждение. Охлаждающая среда, подаваемая при малых потерях давления по прямолинейному внутреннему каналу, проходит через питающие отверстия в зазор, образованный между несущей структурой и оболочкой, и проходит через зазор при высокой эффективности конвекционного охлаждения.

Кроме того, питающие отверстия могут быть выполнены с возможностью обеспечения столкновения с внутренней стенкой оболочки, таким образом дополнительно увеличивая охлаждающий эффект, что обеспечивает в результате увеличенный срок службы элементов и/или уменьшенное количество охлаждающей среды. Уменьшенное использование охлаждающей среды приводит к более высоким эксплуатационным характеристикам двигателя.

#### КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

В качестве примера ниже более подробно описан вариант осуществления настоящего изобретения со ссылкой на прилагаемые чертежи, на которых:

Фиг. 1a и 1b представляют собой модульные лопатки газовой турбины, известные из уровня техники (WO 2011/058043 и EP 2189626);

Фиг. 2 представляет собой вид сверху в разрезе модульной конструкции лопатки или лопасти турбины, выполненной по настоящему изобретению;

Фиг. 3 представляет собой вид сбоку в разрезе модульной лопатки в соответствии с вариантом осуществления изобретения;

Фиг. 4a, 4b и 4c показывают подробно варианты прикрепления конца оболочки;

Фиг. 5 представляет собой вид сбоку в разрезе детали модульной лопатки в соответствии с изобретением;

Фиг. 6a и 6b представляют собой вид сбоку в разрезе другой детали модульной лопатки в соответствии с изобретением.

#### ОПИСАНИЕ ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Примерные варианты осуществления настоящего изобретения описаны ниже со ссылкой на чертежи, на которых одинаковые ссылочные позиции использованы для обозначения одинаковых элементов. В приведенном ниже описании в целях пояснения изложено множество конкретных деталей для обеспечения полного понимания изобретения. Однако настоящее изобретение может быть осуществлено без данных конкретных деталей и не ограничено примерным вариантом осуществления, описанным в данном документе.

На фиг. 2 показан вид сверху в разрезе модульной конструкции лопатки или лопасти турбины в соответствии с настоящим изобретением. Аэродинамический профиль 32 лопатки 30 или лопасти 31 содержит несущую структуру 33, продолжающуюся в продольном направлении от хвостовой части 35 до конца 36, и аэродинамически профилированную оболочку 34, продолжающуюся на расстояние 37 относительно внешней поверхности 38 несущей структуры 33 и образующую внешний контур 40 аэродинамического профиля 32. Несущая структура 33 может быть выполнена в виде

единого блока или может быть собрана из отдельных частей. На конце 36 аэродинамический профиль 32 уплотнен наконечником 41.

В оболочке 34 образована сторона 42 нагнетания, сторона 43 всасывания, передний край 44 и задний край 45. Оболочка 34 может быть выполнена из другого материала по сравнению с несущей структурой 33 в зависимости от технических характеристик газовой турбины. Оболочка 34 может быть выполнена в виде единого блока или может быть собрана из нескольких отдельных деталей, например двух полуоболочек, прикрепленных к несущей структуре 33.

Несущая структура 33 содержит по меньшей мере один внутренний канал 46 для пропускания потока охлаждающего воздуха 49 из емкости в держателе лопатки или лопасти к концу 36 аэродинамического профиля. Стенка несущей структуры 33 содержит множество отверстий 47, соединяющих по меньшей мере один внутренний канал 46 с зазором 48, образованным между внешней поверхностью 38 несущей структуры 33 и внутренней поверхностью 39 оболочки 34. Охлаждающий воздух 49 проходит из отверстий 47 в зазор 48. Предпочтительно данный воздух 49 способен сталкиваться с внутренней поверхностью 39 оболочки 34 для ее эффективного охлаждения. Прежде чем воздух 49 выходит из зазора 48 через выходные отверстия 50 в оболочке 34, он осуществляет конвенционное охлаждение оболочки 34, перемещаясь вдоль зазора 48 к выходным отверстиям 50. Указанные выходные отверстия 50 могут включать в себя отверстия для пленочного охлаждения на стороне 42 нагнетания и/или стороне 43 всасывания и/или переднем краю 44 и/или заднем краю 45 или данные выходные отверстия 50 могут представлять собой зазор между внешним или внутренним краем 51, 52 оболочки 34 и несущей структурой 33, как более подробно показано на фиг. 4а, 4b и 4с и 6а и 6b.

На фиг.3 показан вид сбоку в разрезе лопатки 30 в соответствии с изобретением. Под полкой 53 в несущей структуре 33 образован участок 54 с елочным пазом, который входит в ответный елочный паз держателя лопатки турбомашин (не показанный). Полка 53 образована отдельно и соединена с несущей структурой 33 посредством сварки, пайки твердым припоем или фиксирующего соединения, как описано, например, в US 5797725. Оболочка 34 продолжается продольно параллельно оси 55 от участка ниже уровня 56 полки до конца 36 аэродинамического профиля. Ниже уровня 56 полки оболочка 34 соединена за одно целое с несущей структурой 33 посредством соответствующего способа соединения, такого как сварка, пайка твердым припоем и др. Таким образом, на данном участке образовано неподвижное и газонепроницаемое соединение. На конце 36 аэродинамического профиля оболочка 34 и несущая структура 33 соединены таким образом, что обеспечивают компенсацию теплового расширения. На фиг.4а-с показаны детали предпочтительных вариантов осуществления для фиксации конца.

Кроме того, оболочка 34 и несущая структура 33 выполнены с элементами принудительной блокировки для поперечной опоры оболочки 34. Соединение 57 типа «ласточкин хвост», которое показано на фиг.2, поддерживает оболочку 34 и предотвращает ее поперечную деформацию, но допускает относительное перемещение вдоль продольной оси 55 для компенсации теплового расширения и расширения, вызываемого центробежными силами.

Внешняя поверхность 38 несущей структуры 33 и/или внутренняя поверхность 39 оболочки 34 выполнена с турбулизаторами 58, такими как ребра, для усиления передачи тепла между оболочкой 34 и охлаждающей средой 49.

Кроме того, высота отдельных турбулизаторов 58 может соответствовать ширине

37 зазора 48. При этом данные турбулизаторы 58 выполняют функцию механического упора (ограничителя) и предотвращают деформацию внутрь оболочки 34, в частности на стороне 42 нагнетания аэродинамического профиля 32.

5 На фиг.4а, 4б и 4с показаны детали предпочтительных вариантов осуществления фиксации оболочки 34 на конце 36 аэродинамического профиля, допускающей относительное перемещение между оболочкой 34 и несущей структурой 33. Как было упомянуто выше, подверженность отдельных элементов модульной лопатки или лопасти тепловому расширению и - в случае вращающихся лопаток - воздействию центробежных сил требует фиксации оболочки 34 с промежутком в продольном направлении в одном  
10 конце.

В случае вращающейся лопатки неподвижное соединение оболочки 34 должно принимать на себя центробежные силы. Поэтому неподвижное соединение между оболочкой 34 и несущей структурой 33 осуществляется в хвостовом участке 35, а на  
15 конце 36 аэродинамического профиля оболочка 34 и несущая структура 33 соединены таким образом, что допускают относительное перемещение. Благодаря такой конструкции во время вращения лопатки 30 оболочка 34 подвергается растяжению и, таким образом, дополнительно противостоит деформации, такой как выгибание.

В соответствии с фиг.4а оболочка 34 заканчивается в пазу 59 на нижней стороне  
20 концевой части 41. Такой элемент 41 может представлять собой, например, концевой наконечник или ограждающий элемент. Глубину и ширину паза 59 выбирают так, чтобы обеспечить возможность протекания охлаждающей среды 49. Контур паза 49 может быть подвергнут механической обработке любым соответствующим способом механической обработки.

На фиг.4б показан альтернативный вариант осуществления фиксации оболочки 34  
25 на конце 36 аэродинамического профиля. На конце 36 несущая структура 33 расширяется до внешнего контура аэродинамического профиля 32, таким образом перекрывая верхний край 51 оболочки 34. На нижней стороне данной перекрывающей части 63 посредством механической обработки образован выступ 60 таким образом, что верхний край 51 помещается в данном выступе 60. Окружающий сварной шов 61 на внешнем  
30 крае выступа 60 фиксирует оболочку 34 на месте.

На фиг.4с показан другой вариант фиксации конца. Выступ 60 на нижней стороне  
концевой части 41, например ограждающего элемента, ограничен снаружи упорной планкой 62.

На фиг.5, 6а и 6б показаны виды сбоку в разрезе лопатки 31 в соответствии с  
35 изобретением. На фиг.5 показан пример фиксации внешнего диаметра оболочки 34, несущей структуры 33 и полки 53, а на фиг.6а и 6б показаны два варианта расположения несущей структуры 33, оболочки 34 и полки 53 на внутреннем диаметре лопатки 31.

В варианте осуществления в соответствии с фиг.5 несущая структура 33 расширяется  
40 к концу аэродинамического профиля 32, тем самым перекрывая внешний край 51 оболочки 34. На внутренней стороне перекрывающей части 63 посредством механической обработки образован выступ 60 таким образом, что край 51 оболочки 34 и часть ее боковой поверхности 64 плотно прилегают к выступу 60. Посредством надлежащего способа, такого как сварка, пайка твердым припоем и др. оболочку 34 соединяют за одно целое с несущей структурой 33. За пределами данного неподвижного  
45 соединения несущая структура 33 и оболочка 34 расположены на расстоянии 37, образующем продольный зазор 48. Множество охлаждающих отверстий 47 подают охлаждающую среду 49 из внутреннего канала 46 в несущей структуре 33 в зазор 48. Для высокоэффективного охлаждения струи охлаждающей среды 49 сталкиваются с

внутренней поверхностью 39 оболочки 34. Турбулизаторы 58 на внешней поверхности 38 несущей структуры 33 поддерживают турбулентный поток охлаждающей среды 49, таким образом усиливая конвенционную передачу тепла. Отдельные турбулизаторы 58 могут выполнять функцию ограничителей, как было упомянуто со ссылкой на фиг.3.

5 Перекрывающая часть 63 несущей структуры 33 содержит внешнюю боковую поверхность 65. Полка 53 содержит сквозное отверстие 66 с внутренней поверхностью 67. Боковая поверхность 65 несущей структуры 33 и внутренняя поверхность 67 сквозного отверстия 66 выполнены ответными. Посредством надлежащего способа, например, биметаллической отливки, сварки, пайки твердым припоем и др., полку 53  
10 соединяют с аэродинамическим профилем 32.

В соответствии с фиг.6а внутренний край 52 оболочки 34 помещается в выступе 60 несущей структуры 33. На внешней боковой поверхности 65 перекрывающей части 63 несущей структуры 33 полка 53 соединена с аэродинамическим профилем 32. Размер полки 53 превышает размер перекрывающей части 63 несущей структуры 33, таким  
15 образом образуя паз, в котором заканчивается оболочка 34. Дополнительное уплотнение 68 между оболочкой 34 аэродинамического профиля и полкой 53 предотвращает проникание в данный паз горячих газов из траектории горячего газа.

В соответствии с фиг.6b перекрывающая часть 63 несущей структуры 33 более широкая по сравнению с примером, показанным на фиг.6а, и внутренний край 52  
20 оболочки 34 аэродинамического профиля заканчивается в пазу 59, образованном посредством механической обработки в перекрывающей части 63. Возможно для предотвращения проникновения горячих газов в пазу 59 может быть размещено уплотнение 68. Полку 53 соединяют с внешней боковой поверхностью 65 несущей  
структуры 33 любым пригодным способом.

#### 25 СПИСОК ССЫЛОЧНЫХ ПОЗИЦИЙ

- 10 - Лопатка/лопасть турбины
- 11 - Аэродинамический профиль
- 12 - Конец лопатки
- 13 - Передний край
- 30 14 - Буферный слой
- 15 - Задний край
- 16 - Полка
- 17 - Хвост
- 20 - Лопатка турбины
- 35 21 - Аэродинамический профиль
- 22 - Полка
- 23 - Ножка
- 24 - Хвост
- 25 - Сквозное отверстие
- 40 30 - Лопатка
- 31 - Лопасть
- 32 - Аэродинамический профиль
- 33 - Несущая структура
- 34 - Оболочка
- 45 35 - Хвост
- 36 - Конец
- 37 - Расстояние между несущей структурой и оболочкой
- 38 - Внешняя поверхность несущей структуры

- 39 - Внутренняя поверхность оболочки
- 40 - Внешний контур аэродинамического профиля
- 41 - Концевой элемент, например наконечник
- 42 - Сторона нагнетания
- 5 43 - Сторона всасывания
- 44 - Передний край
- 45 - Задний край
- 46 - Внутренний канал в несущей структуре
- 47 - Сквозные отверстия для охлаждающей среды
- 10 48 - Зазор
- 49 - Охлаждающая среда
- 50 - Выходные отверстия
- 51 - Внешний край оболочки
- 52 - Внутренний край оболочки
- 15 53 - Полка
- 54 - Елочные пазы
- 55 - Продольная ось аэродинамического профиля
- 56 - Уровень полки
- 57 - Ласточкин хвост
- 20 58 - Турбулизатор
- 59 - Паз
- 60 - Выступ
- 61 - Сварной шов
- 62 - Упорная планка
- 25 63 - Перекрывающая часть несущей структуры
- 64 - Боковая поверхность оболочки
- 65 - Внешняя боковая поверхность несущей структуры
- 66 - Сквозное отверстие
- 67 - Боковая поверхность в сквозном отверстии
- 30 68 - Уплотнение

#### Формула изобретения

1. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) для газовой турбины, которая содержит следующие модульные элементы:

- 35 полку (53) с плоской или профильной поверхностью, образующей уровень (56) полки, и сквозным отверстием (66) в нем и
- аэродинамический профиль (32), продолжающийся через полку (53),
- причем аэродинамический профиль (32) содержит:
- несущую структуру (33), продолжающуюся вдоль продольной оси (55)
- 40 аэродинамического профиля (32), содержащую хвостовую часть (35) для закрепления на держателе лопатки или лопасти газовой турбины, концевую часть (36) и по меньшей мере один внутренний канал (46), продолжающийся от хвостовой части (35) до концевой части (36) аэродинамического профиля (32),
- аэродинамически профилированную оболочку (34), продолжающуюся на расстояние
- 45 (37) относительно несущей структуры (33) и образующую внешний контур (40) аэродинамического профиля (32),
- продольно продолжающийся зазор (48), образованный между несущей структурой (33) и оболочкой (34),

множество сквозных отверстий (47) в несущей структуре (33) для направления охлаждающей среды (49) из внутреннего канала (46) в зазор (48), отличающаяся тем, что

5 оболочка (34) соединена за одно целое с указанной несущей структурой (33) посредством первого соединения в области ниже уровня (56) полки (53); причем оболочка (34) соединена с несущей структурой (33) посредством по меньшей мере одного дополнительного соединения, при этом указанное по меньшей мере одно дополнительное соединение расположено на концевой части (36) аэродинамического профиля (32) и представляет собой соединение посредством соответствия по форме, допускающее относительное перемещение в продольном направлении между оболочкой (34) и несущей структурой (33).

2. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 1, в которой первое соединение между оболочкой (34) и несущей структурой (33) представляет собой сварное соединение, паяное соединение или удерживающее соединение.

15 3. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 1 или 2, в которой первое соединение между оболочкой (34) и несущей структурой (33) является газонепроницаемым.

4. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 1, в которой по меньшей мере одно дополнительное соединение содержит край (51, 52) оболочки (34), установленный в пазу (59), образованном в элементе (41) на конце (36) аэродинамического профиля (32).

20 5. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 4, в которой указанный концевой элемент (41) представляет собой ограждающий элемент или концевой наконечник.

6. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 4 или 5, в которой указанное дополнительное соединение допускает протекание охлаждающей среды (49).

25 7. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 4, в которой паз (59) образован посредством механической обработки в концевом элементе (41) аэродинамического профиля (32).

8. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 1, в которой внешняя поверхность (38) несущей структуры (33) и внутренняя поверхность (39) оболочки (34) выполнены с множеством ответных соответствующих по форме элементов для поперечного прикреплении оболочки (34) к несущей структуре (33).

9. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 8, в которой ответные соответствующие по форме элементы выполнены в виде «ласточкиного хвоста».

35 10. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 1, в которой охлаждающая среда (49), направляемая в зазор (48), сталкивается с внутренней поверхностью (39) оболочки (34).

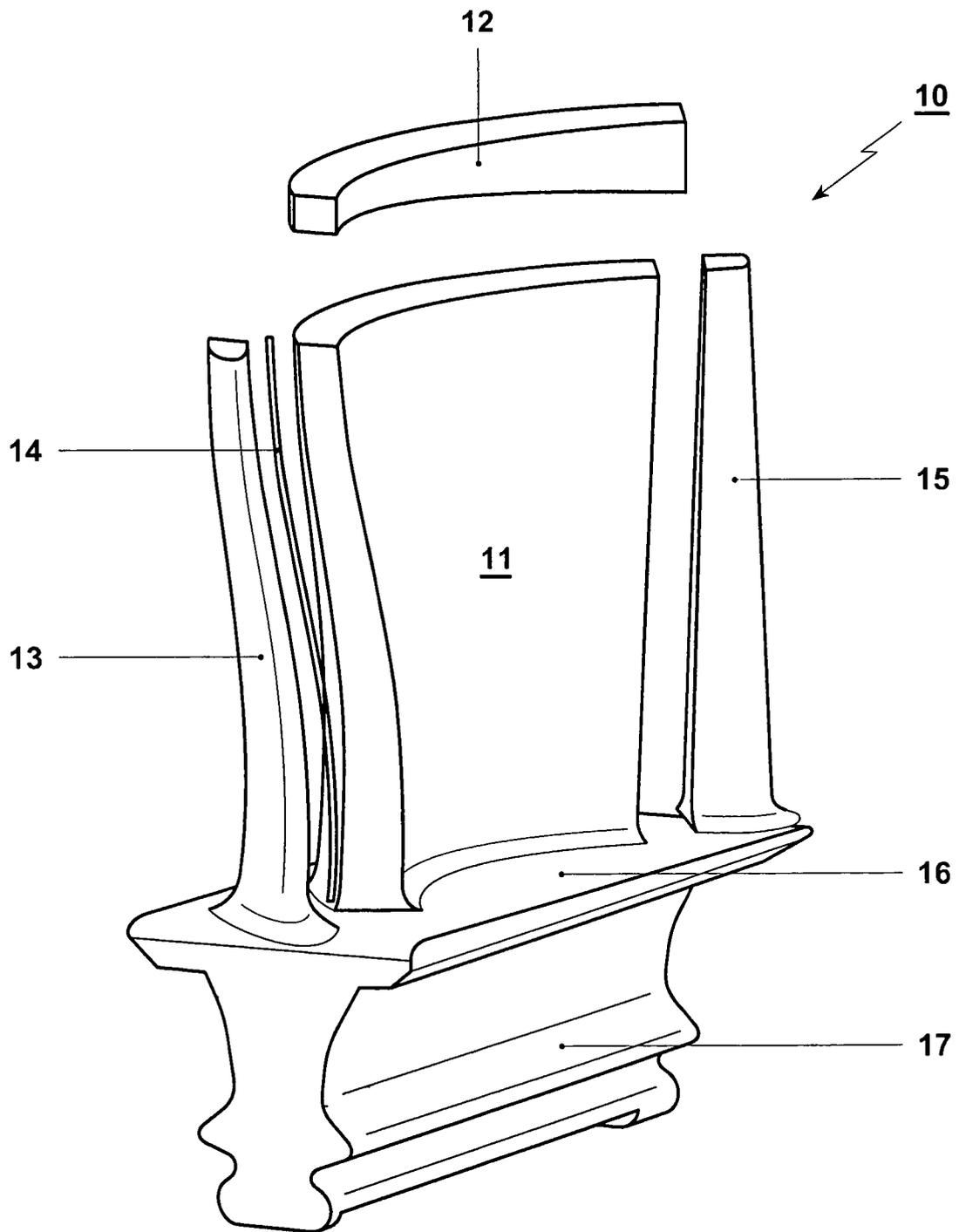
11. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 1, в которой внешняя поверхность (38) несущей структуры (33) и/или внутренняя поверхность (39) оболочки (34) выполнены с турбулизаторами (58) для улучшения передачи тепла.

40 12. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 11, в которой турбулизаторы (58) представляют собой ребра или стойки.

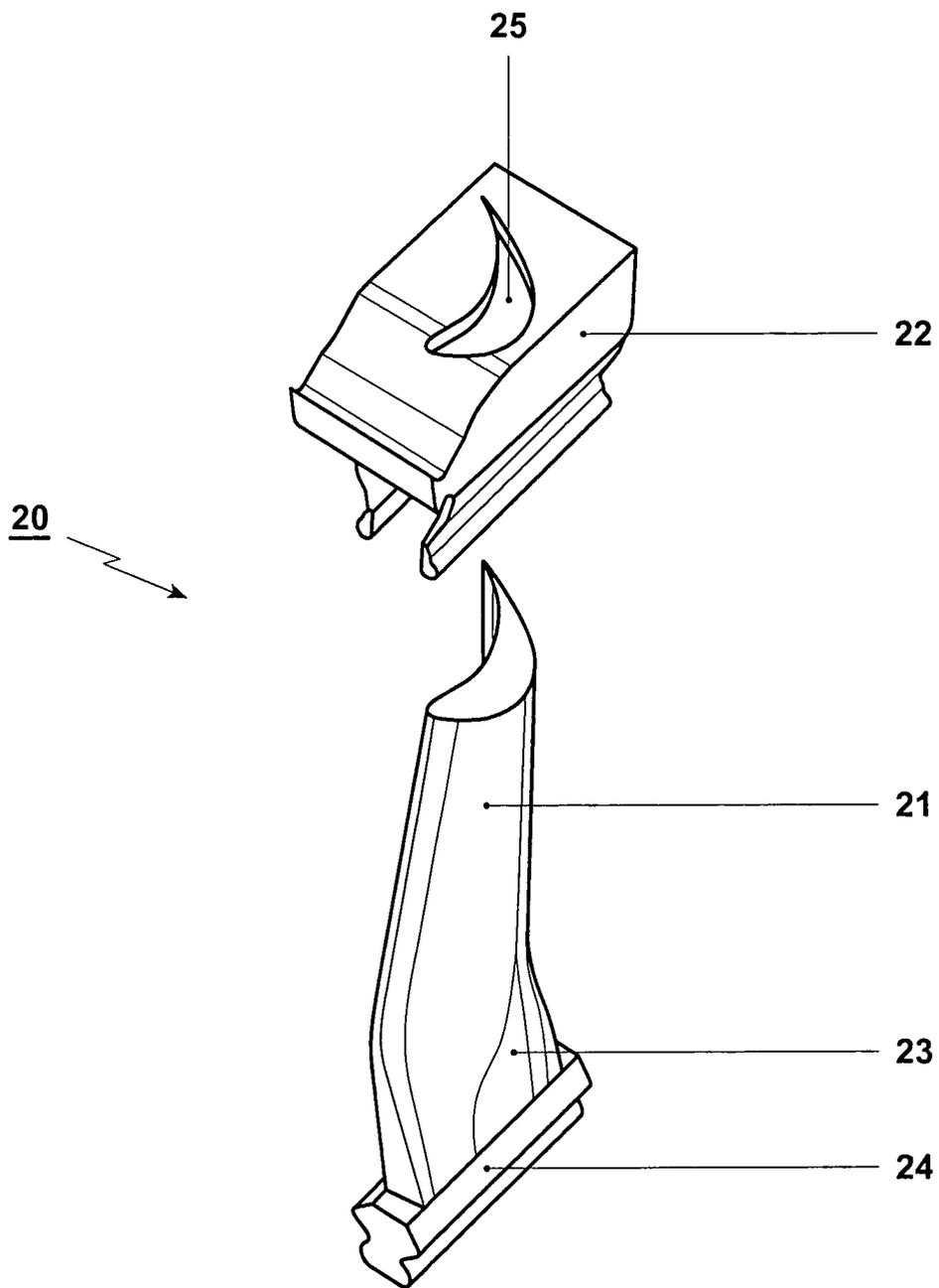
13. Модульная лопатка (30) или лопасть (31) по п. 11 или 12, в которой отдельные турбулизаторы (58) выполнены с возможностью обеспечения опоры для оболочки (34).

14. Газовая турбина с модульной лопаткой (30) или лопастью (31) по любому из пп. 1-13.

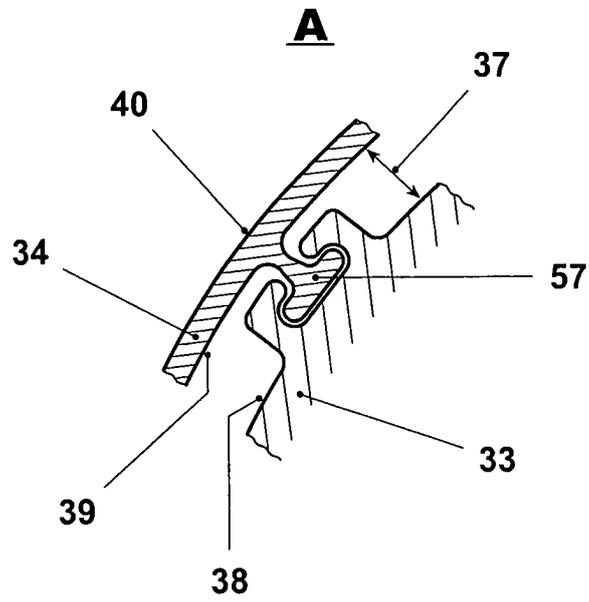
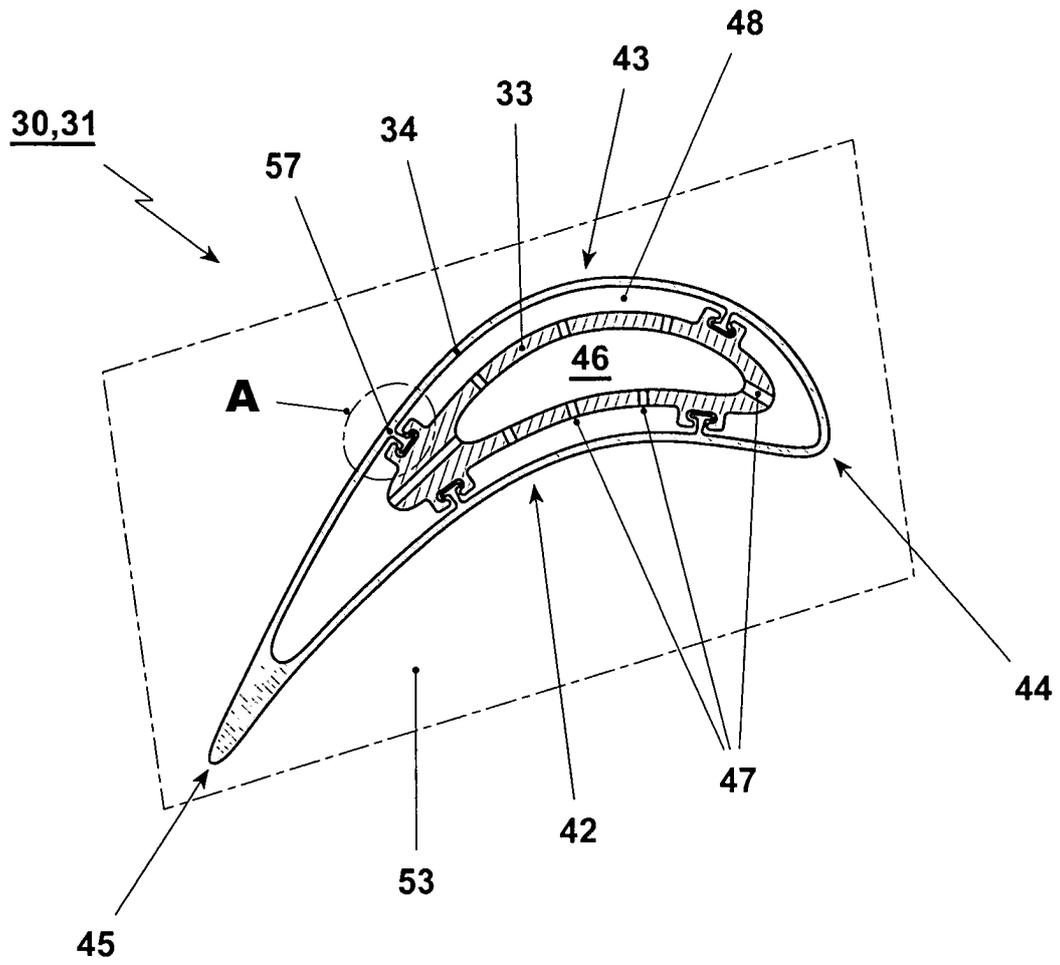
45



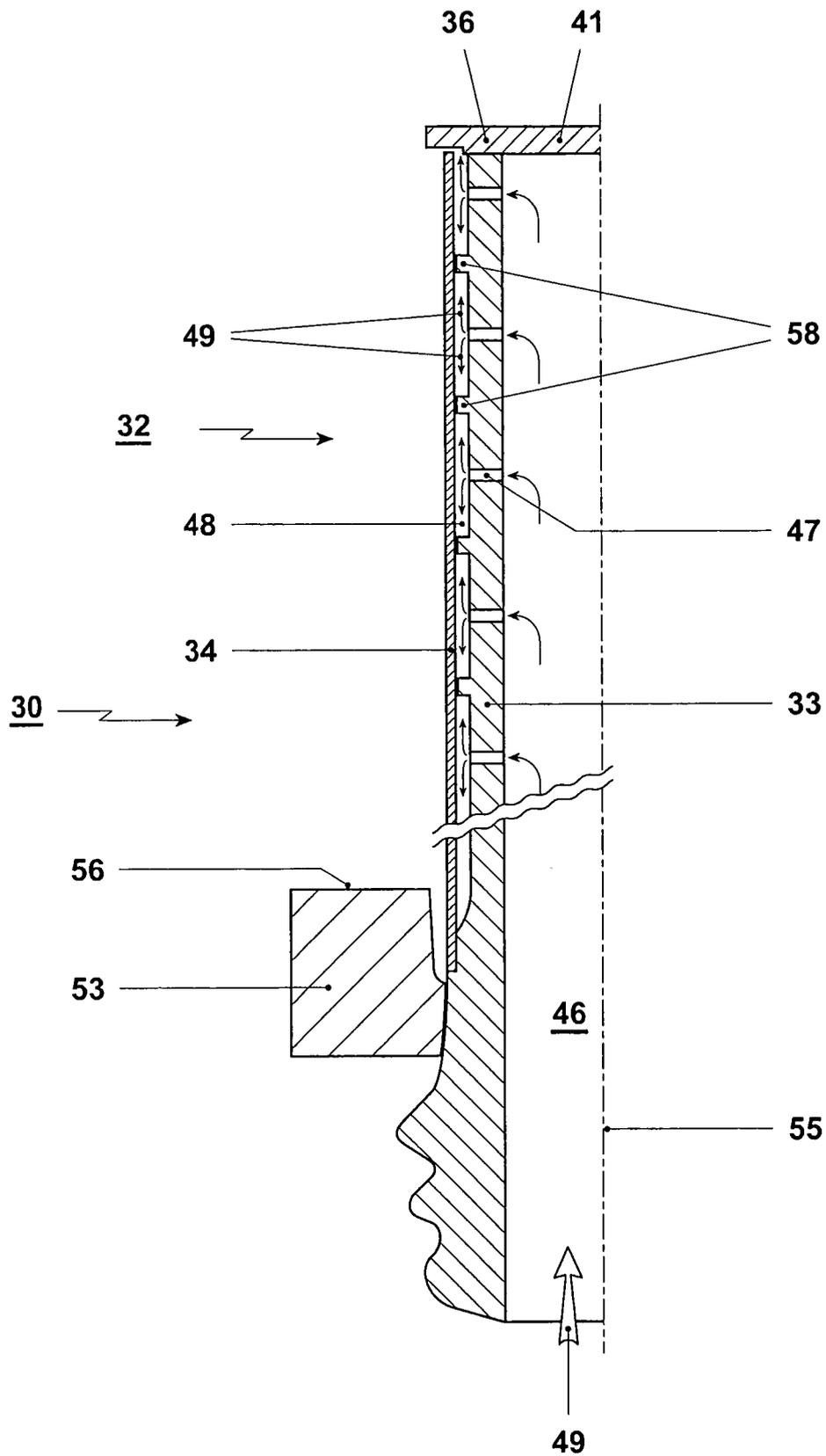
Фиг.1а



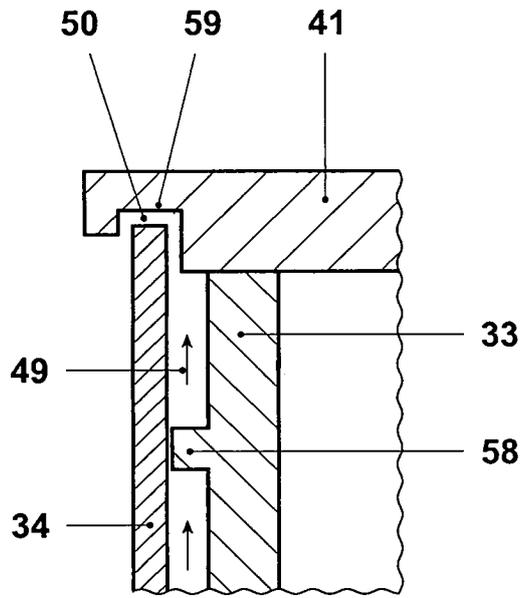
Фиг.1b



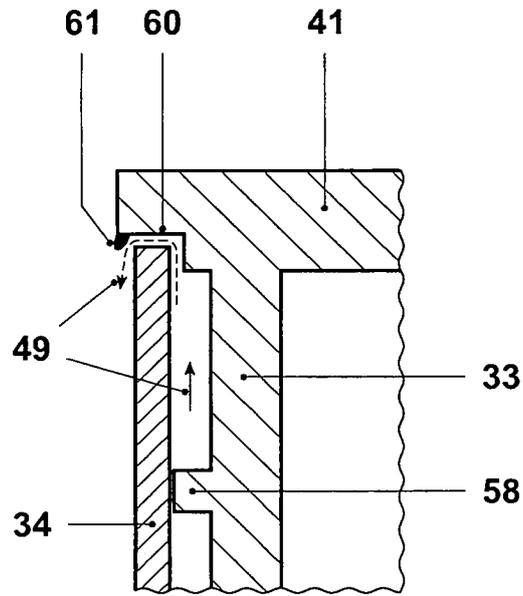
ФИГ.2



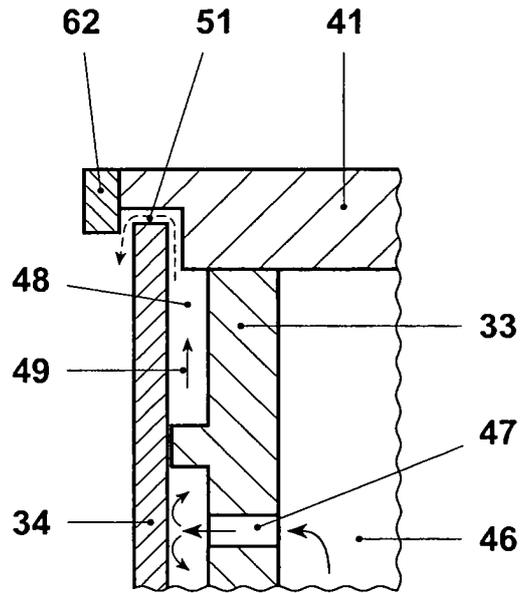
Фиг.3



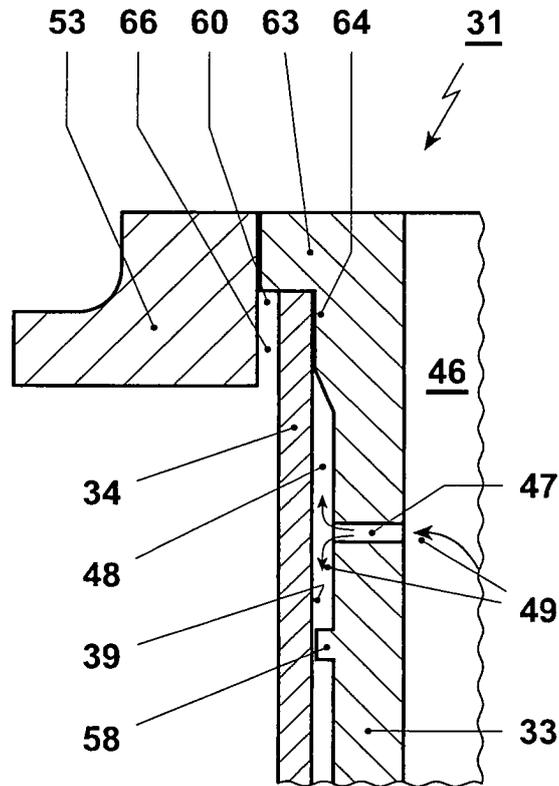
Фиг.4а



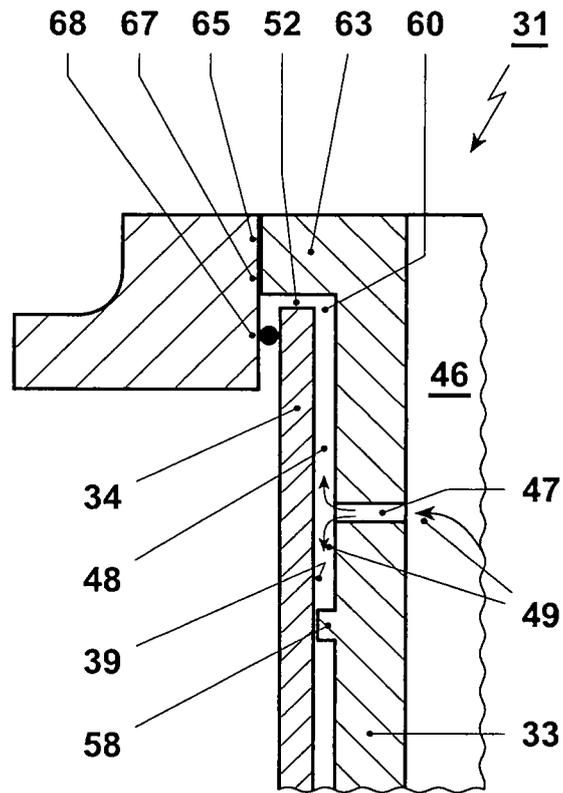
Фиг.4б



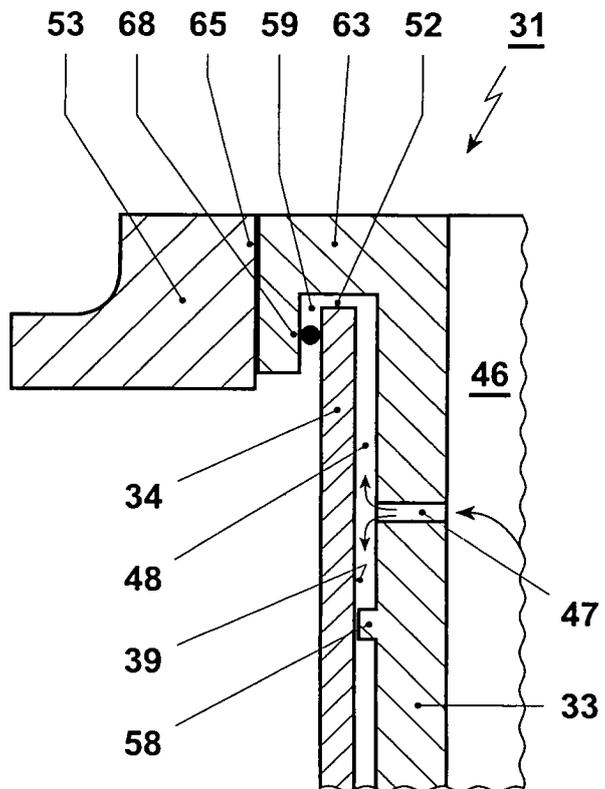
Фиг.4с



Фиг.5



Фиг.6а



Фиг.6б