



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: 2006139012/06, 03.11.2006

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
03.11.2006

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
07.11.2005 FR 05 53357

(43) Дата публикации заявки: 10.05.2008 Бюл. № 13

(45) Опубликовано: 10.08.2011 Бюл. № 22

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: EP 0541207 A1, 12.05.1993. US 2003/0035726
A1, 20.02.2003. ЖИРИЦКИЙ Г.С. Газовые
турбины летательных аппаратов. - М.:
Машиностроение, 1971, с.311, рис.9.14. US
5413463 A, 09.05.1995. US 5232343 A,
03.08.1993. SU 1238465 A2, 27.02.1996.

Адрес для переписки:

129090, Москва, ул.Б.Спасская, 25, стр.3,
ООО "Юридическая фирма Городисский и
Партнеры", пат.пов. Е.И.Емельянову,
рег.№ 174

(72) Автор(ы):

ДЕРВО Александр (FR),
ГИМБАР Жан-Мишель Бернар (FR),
РЕДОН Дамьен Жильбер Андре (FR),
ПАПО Паскаль Бертран Ив Клод (FR)

(73) Патентообладатель(и):

СНЕКМА (FR)

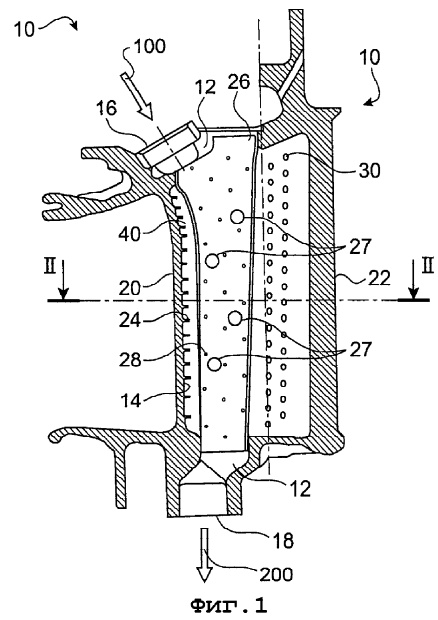
**(54) УСТРОЙСТВО ОХЛАЖДЕНИЯ ЛОПАТКИ ТУРБИНЫ, ЛОПАТКА ТУРБИНЫ,
СОДЕРЖАЩАЯ УКАЗАННОЕ УСТРОЙСТВО, ТУРБИНА И ДВИГАТЕЛЬ ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА, ОСНАЩЕННЫЕ ТАКИМ УСТРОЙСТВОМ**

(57) Реферат:

Устройство охлаждения лопатки распределителя газотурбинного двигателя, при этом лопатка снабжена, по меньшей мере, полостью, окруженной внутренней стенкой, включающей охлаждающие ребра, которые отделены друг от друга промежутками с шагом (p) и имеют толщину (e). Лопатка также снабжена рубашкой и пересечена подающими отверстиями, диаметром (d). В случае размещения рубашки в полости лопатки, и для реализации критической рабочей точки газотурбинного двигателя, каждое подающее отверстие рубашки размещается против места внутренней стенки лопатки, которое

располагается между охлаждающими ребрами. При этом рубашка находится в контакте с внутренней стенкой через несколько приливов на поверхности рубашки и не соприкасается с указанными ребрами. Двигатель летательного аппарата включает в себя устройство охлаждения лопатки турбины, которое приводит воздух охлаждения к внутренней части рубашки. Воздух охлаждения омывает внутреннюю стенку лопатки через подающие отверстия, выполненные в рубашке, и подается в виде потока охлаждения, для которого число Рейнольдса (Re) имеет в качестве характерной длины диаметр (d) подающих отверстий. Когда рубашка расположена в полости лопатки, для

реализации критической рабочей точки газотурбинного двигателя, каждое подающее отверстие рубашки находится напротив места внутренней стенки лопатки, которое располагается между охлаждающими ребрами, при этом шаг (p), толщина (e) и число Рейнольдса (Re) соответствуют отношениям: (1) $(p/e) \geq 3$ и (2) $Re < 10000$. Изобретение направлено на повышение эффективности охлаждения. 6 н. и 4 з.п. ф-лы, 4 ил.



RU 2 4 2 5 9 8 3 C 2

RU 2 4 2 5 9 8 3 C 2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(51) Int. Cl.
F01D 5/18 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2006139012/06, 03.11.2006**

(24) Effective date for property rights:
03.11.2006

Priority:

(30) Priority:
07.11.2005 FR 05 53357

(43) Application published: **10.05.2008 Bull. 13**

(45) Date of publication: **10.08.2011 Bull. 22**

Mail address:

**129090, Moskva, ul.B.Spasskaja, 25, str.3, OOO
"Juridicheskaja firma Gorodisskij i Partnery",
pat.pov. E.I.Emel'janovu, reg.№ 174**

(72) Inventor(s):

**DERVO Aleksandr (FR),
GIMBAR Zhan-Mishel' Bernar (FR),
REDON Dam'en Zhil'ber Andre (FR),
PAPO Paskal' Bertran Iv Klod (FR)**

(73) Proprietor(s):

SNEKMA (FR)

(54) TURBINE VANE COOLER, TURBINE VANE WITH SAID COOLER, TURBINE AND AIRCRAFT ENGINE WITH SAID COOLER

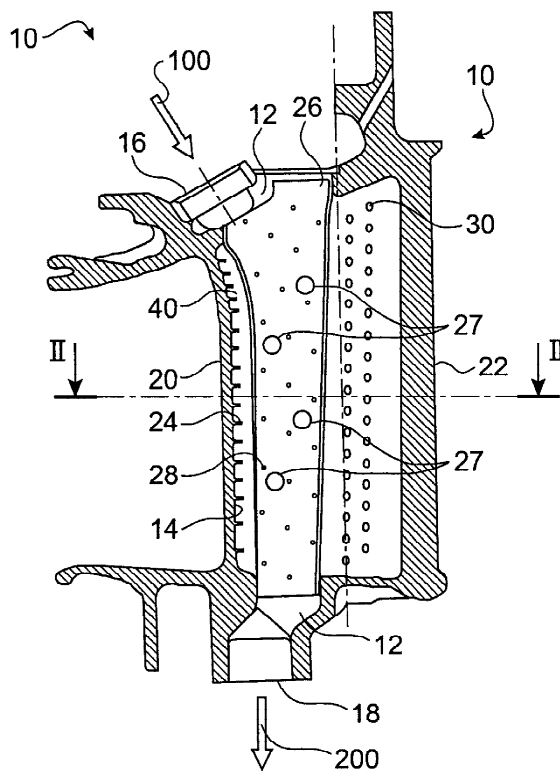
(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: vane has at least cavity surrounded by inner wall comprising cooling fins separated by gaps arranged with pitch (p) and having thickness (e). It comprises also jacket and is intervened by d-diameter bores. Every feed bore of said jacket is arranged opposite the vane inner wall point located between cooling fins. Note here that said jacket stays in contact with inner wall via several bulges on jacket surface and does not touch said fins. Aircraft engine comprises turbine vane cooler to drive cooling air toward jacket inner surface. Cooling air flows over vane inner wall via feed holes made in jacket as cooling flow with Reynolds number incorporates diameter d of feed holes as characteristics length. Every feed hole is located opposite vane inner wall point arranged between cooling fins. Note here that pitch (p), thickness (e) and Reynolds number (Re) corresponds to relations: (1) $(p/e) \geq 3$ and (2) $Re < 10000$.

EFFECT: higher efficiency of cooling.

10 cl, 4 dwg



ФИГ. 1

RU 2 4 2 5 9 8 3 C 2

RU 2 4 2 5 9 8 3 C 2

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Настоящее изобретение относится к области техники охлаждения лопаток турбины газотурбинного двигателя, в частности двигателя летательного аппарата.

5 Более детально, изобретение относится к области техники охлаждения лопатки турбины струями воздуха охлаждения, омывающими внутреннюю стенку лопатки через рубашку, расположенную внутри лопатки.

10 В частности, изобретение относится к устройству охлаждающих ребер, расположенных на внутренней стенке лопатки и отверстий для подачи струй воздуха охлаждения, выполненных сквозь рубашку.

Кроме того, изобретение касается относительного расположения ребер и отверстий подачи, с целью улучшить охлаждение лопатки.

15 Изобретение относится также к лопатке, снабженной таким устройством охлаждения, лопатка может быть неподвижной лопаткой распределителя или быть составной частью подвижного колеса.

Изобретение относится также к турбине, включающей в себя по меньшей мере одно устройство охлаждения и/или лопатку.

20 Наконец, изобретение относится к двигателю летательного аппарата, оснащеному по меньшей мере одним вышеуказанным устройством охлаждения и/или одной вышеуказанной лопаткой и/или турбиной.

ПРЕДШЕСТВУЮЩИЙ УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

Известны устройства охлаждения лопаток ступени турбины газотурбинного двигателя.

25 Лопатки охлаждаются вынужденной конвекцией воздуха охлаждения, циркулирующего через полость, созданной в лопатках. Воздух охлаждения отбирается из наиболее холодной части газотурбинного двигателя, например из компрессора. Этот воздух охлаждения проходит в каждой лопатке по крайним ее частям, например, 30 по его крайней внешней радиальной части. Этот воздух охлаждения циркулирует в лопатке и проходит через противоположную крайнюю зону, например через свою внутреннюю радиальную крайнюю часть. Иногда воздух охлаждения проходит в лопатке по ее обеим крайним частям.

35 Когда лопатки снабжены рубашкой, расположенной в полости соответствующей лопатки, воздух охлаждения может циркулировать также от внутренней части рубашки к внешней ее стороне, через отверстия подачи, проходящие через рубашку.

40 Этот воздух охлаждения омывает внутреннюю стенку полости лопатки через отверстия подачи в рубашке потоком в виде струй и попадает на эту стенку в различных местах контакта.

Известно техническое решение, состоящее в оснащении внутренней стенки полости лопатки охлаждающими ребрами для того, чтобы увеличивать площадь теплообмена между этой внутренней стенкой и омывающими струями воздуха (US 5533864).

45 Наличие этих ребер позволяет увеличить площадь теплового обмена между струями воздуха охлаждения и внутренней стенкой лопатки.

50 В устройствах охлаждения, которые описаны выше, согласно предшествующему уровню техники, качество охлаждения лопатки обеспечивается площадью теплового обмена между внутренней стенкой лопатки и струями воздуха охлаждения, которые омывают эту внутреннюю стенку, то есть числом и размером ребер, расположенных на внутренней стенке каждой лопатки.

В этих известных устройствах охлаждения области воздействия струй воздуха охлаждения по отношению к местам установки ребер расположены случайным

образом. Из этого следует, что охлаждение соответствующей лопатки не равномерно в рассматриваемой зоне. В продолжение этого, при операциях, наиболее напряженных с точки зрения термомеханики поведения деталей, и особенно, в критической рабочей точке газотурбинного двигателя, случайный характер расположения ребер по отношению к зонам воздействия воздуха охлаждения может привести к преждевременному износу распределителя или подвижного колеса турбины.

РАСКРЫТИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ

В настоящем изобретении предлагается совершенствование устройств охлаждения фиксированных или подвижных лопаток турбины турбореактивного двигателя с помощью струй воздуха охлаждения, когда каждая лопатка имеет по меньшей мере полость и по меньшей мере рубашку, расположенную внутри этой полости. Охлаждение производится струями воздуха охлаждения, омывающими внутреннюю стенку лопатки через подающие отверстия, выполненные в рубашке. Охлаждающие ребра располагаются на внутренней стенке лопатки в зоне напротив выхода струй воздуха охлаждения в тех местах, где эти струи воздуха охлаждения сталкиваются со стенкой.

Согласно изобретению предлагается особая конфигурация охлаждающих ребер, располагаемых по отношению к подающим отверстиям, выполненным в рубашке, таким образом, чтобы преодолеть упомянутые выше недостатки известных устройств охлаждения.

Согласно первому варианту осуществления предложено устройство охлаждения лопатки турбины газотурбинного двигателя, причем лопатка, снабженная по меньшей мере полостью, окруженной внутренней стенкой, включающей в себя охлаждающие ребра, отделенные друг от друга промежутками с шагом p и имеющие толщину e , причем лопатка снабжена рубашкой, расположенной внутри вышеупомянутой полости и пересечена подающими отверстиями, с диаметром d , отличающемся тем, что в случае размещения рубашки в полости лопатки, и для критической рабочей точки газотурбинного двигателя, каждое подающее отверстие рубашки находится напротив места на внутренней стенке лопатки, которое располагается между охлаждающими ребрами.

Предпочтительно, чтобы рубашка была расположена в полости лопатки, и для критической рабочей точки газотурбинного двигателя шаг p и толщина e охлаждающих ребер соответствовали отношению

$$(1) (p/e) \geq 3.$$

Предпочтительно также, чтобы рубашка была расположена в полости лопатки, и для критической рабочей точки газотурбинного двигателя по меньшей мере одно место на внутренней стенке лопатки, которое располагается между охлаждающими ребрами, находилось по меньшей мере напротив отверстия в рубашке.

Иными словами, когда рубашка располагается в полости лопатки, и для критической рабочей точки газотурбинного двигателя, ни одно ребро внутренней стенки лопатки не располагается напротив отверстия в рубашке.

Согласно второму варианту изобретение относится к лопатке турбины газотурбинного двигателя и включает в себя устройство охлаждения согласно первому аспекту изобретения.

Согласно третьему варианту изобретение относится к турбине газотурбинного двигателя, включающей в себя, по меньшей мере одну лопатку, согласно второму варианту осуществления изобретения.

Согласно четвертому варианту изобретение относится к двигателю летательного

аппарата, включающему в себя по меньшей мере одну лопатку турбины, согласно второму варианту осуществления изобретения.

Благодаря устройству охлаждения согласно изобретению достигается более однородное охлаждение лопатки турбины, чем с известными из уровня техники устройствами охлаждения. Как следствие, ресурс работы турбины увеличивается.

С устройством охлаждения согласно изобретению достигается более эффективное охлаждение лопатки турбины, чем с известными устройствами охлаждения.

Согласно еще одному варианту выполнения двигателя летательного аппарата двигатель летательного аппарата согласно пятому варианту осуществления изобретения, включающий в себя устройство охлаждения лопатки турбины, согласно первому варианту, отличается тем, что он включает в себя устройство отбора воздуха охлаждения, от которого воздух охлаждения поступает во внутреннюю часть рубашки, расположенную в полости, по меньшей мере, одной лопатки, согласно первому варианту, вышеупомянутый воздух охлаждения омывает затем внутреннюю стенку лопатки через выполненные в вышеупомянутой рубашке подающие отверстия, в виде потока охлаждения, для которого число Рейнольдса Re , имеющего в качестве характерной длины диаметр d подающих отверстий, соответствует отношению

$$(2) Re < 10000.$$

Согласно еще одному варианту двигатель летательного аппарата, согласно пятому варианту осуществления изобретения, включающий в себя устройство охлаждения лопатки турбины, содержит вышеупомянутую лопатку, снабженную по меньшей мере, полостью, окруженную внутренней стенкой, включающей охлаждающие ребра отделенные друг от друга промежутками с шагом p и толщиной e , причем вышеупомянутая лопатка снабжена рубашкой, расположенной внутри вышеупомянутой полости и пересеченной подающими отверстиями, имеющими диаметр d , причем указанный двигатель летательного аппарата дополнительно включает в себя устройство отбора воздуха охлаждения, от которого воздух охлаждения поступает во внутреннюю часть рубашки, причем вышеупомянутый воздух охлаждения омывает затем внутреннюю стенку лопатки через подающие отверстия, выполненные в вышеупомянутой рубашке, и подается в виде потока охлаждения, для которого число Рейнольдса Re имеет в качестве характерной длины диаметр d передающих отверстий, и отличается тем, что, когда рубашка расположена в полости лопатки, и для критической рабочей точки газотурбинного двигателя, каждое подающее отверстие рубашки находится напротив места на внутренней стенке лопатки, которое располагается между охлаждающими ребрами, причем шаг p , толщина e и число Рейнольдса Re соответствуют отношениям

$$(1) (p/e) \geq 3 \text{ и } (2) Re < 10000.$$

Отмечается, что с устройством охлаждения согласно изобретению охлаждение лопатки турбины оптимизировано при режимах работы, наиболее опасных с учетом положений термомеханики поведения деталей.

Целесообразно, чтобы для критической рабочей точки газотурбинного двигателя средний коэффициент теплового обмена между потоком охлаждения и охлаждающими ребрами был увеличен на 10% по отношению к коэффициенту теплового обмена, имеющему место при использовании устройств охлаждения предшествующей технологии.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

Изобретение в дальнейшем поясняется описанием не ограничительных вариантов его осуществления со ссылками на чертежи сопровождающих чертежей, в числе

которых:

фиг.1 представляет, в продольном разрезе, лопатку распределителя с рубашкой, расположенной внутри полости и с отверстиями подачи, созданными в этой рубашке;

фиг.2 представляет ту же лопатку распределителя, в поперечном разрезе по линии II-II, обозначенной на фиг.1;

фиг.3 - схему, иллюстрирующую, в продольном разрезе, относительное расположение ребер внутренней стенки лопатки и отверстий, созданных в рубашке;

фиг.4 - вид в изометрии ребра внутренней стенки лопатки.

ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ВАРИАНТОВ ОСУЩЕСТВЛЕНИЯ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Как известно, турбина состоит из последовательности ступеней, каждая из которых содержит распределитель и подвижное колесо, при этом распределитель представляет собой решетку из лопаток, которые выпрямляют поток воздуха, проходящий по тракту газотурбинного двигателя, и подвижное колесо, несущее подвижные лопатки.

Ссылаясь на фиг.1 и 2, рассмотрим лопатку 10 распределителя турбины газотурбинного двигателя.

Лопатка 10 снабжена полостью 12 и внутренней стенкой 14, окружающей полость 12. Лопатка 10 включает первый торец 16 и второй торец 18, которые на примере, проиллюстрированном на фиг.1, являются его торцами, радиально внешним и радиально внутренним. Оба торца 16, 18 открыты и сообщаются с полостью 12 лопатки 10.

Лопатка 10 включает в себя кромку атаки 20 и заднюю кромку 22.

На своей внутренней стенке 14 лопатка 10 снабжена охлаждающими ребрами 24, которые расположены именно по кромке атаки 20. Так как это проиллюстрировано на фиг.4, ребра охлаждения 24 представлены в виде детали, вырезанной из пластины и имеющей округленный профиль.

Охлаждающие ребра 24 характеризуются следующими размерами:

- толщина e (см. фиг.4), и
- шаг p , который соответствует среднему расстоянию между двумя соседними крыльшками охлаждения.

В полости 12 расположена рубашка 26, которая представлена в виде сборного и сварного листа, имеющего коническую форму. Торцы рубашки располагаются на внутренней стенке 14. Тело рубашки 26, расположенное между ее торцами, не находится в контакте с внутренней стенкой 14. Именно возле кромки атаки 20 лопатки 10 имеется зазор 40 между рубашкой 26 и внутренней стенкой 14. Только несколько приливов 27 на площади рубашки 26 находятся в контакте с внутренней стенкой 14 и осуществляют позиционирование и поддержку рубашки 26 в полости 12.

Рубашка 26 снабжена подающими отверстиями 28, которые выполнены сверлением стенки рубашки 26. Эти подающие отверстия 28 характеризуются диаметром d .

На примере, проиллюстрированном на фиг.1 и 2, лопатка 10 включает в себя также скобы 30, которые проходят через полость 14 в поперечном направлении к ней и сквозные отверстия 32, расположенные у задней кромки 22. Скобы 30 и отверстия 32 не играют никакой роли в рамках настоящего изобретения.

Известно, что во время функционирования газотурбинного двигателя лопатки 10 распределителя турбины охлаждаются воздухом охлаждения, отобранном в более холодной части газотурбинного двигателя, например в компрессоре, с введением этого воздуха охлаждения в полость 12 каждой лопатки 10.

На фиг.1 стрелка 100 показывает поток воздуха охлаждения, вводимого в рубашку 26, расположенную в полости 12, через первый торец 16, и стрелка 200

показывает часть потока воздуха охлаждения, которая выходит из рубашки 26 через второй торец 18. Этот поток воздуха, который пересекает рубашку 26, позволяет снабдить воздухом охлаждения другие части двигателя.

5 Существенная часть потока воздуха охлаждения проникает в рубашку 26 от первого торца 16, и от него проходит к внутренней стенке 14 лопатки 10 через подающие отверстия 28, просверленные в рубашке 26, для создания поперечных потоков. Эти поперечные потоки изображены на фиг.3 стрелками 400.

10 Воздух охлаждения выходит через отверстия подачи 28 в виде струй воздуха, которые омывают внутреннюю стенку 14 в местах столкновения 50 с ней.

15 Когда рубашка 26 расположена в полости 12, и в условиях функционирования, наиболее жестких с точки зрения термомеханики газотурбинного двигателя, охлаждающие ребра 24 и отверстия подачи 28 выполнены соответственно на внутренней стенке 14 лопатки 10 и на рубашке 26, расположенной в лопатке 10, таким образом, чтобы места столкновения 50 струй воздуха охлаждения располагались между охлаждающими ребрами 24, как это показано на фиг.3. Иными словами, на критической рабочей точке струи воздуха охлаждения не попадают на охлаждающие ребра 24, а падают на зоны между ними. Может случиться, что только одна струя 20 воздуха охлаждения или несколько струй воздуха охлаждения попадут в место, расположенное между охлаждающими ребрами 24. Условия функционирования, наиболее тяжелые с точки зрения термомеханики газотурбинного двигателя, в особенности в его критической точке, соответствуют высоким температурам, заключающимся в диапазоне между 700°C и 1100°C, в котором механические 25 характеристики материалов ухудшаются. Именно в этих наиболее критических условиях функционирования охлаждение лопатки 10 должно быть наиболее эффективным.

30 Было замечено, что относительное позиционирование охлаждающих ребер на внутренней стенке 14 лопатки 10 и подающих отверстий 28, проходящих через рубашку 26, является оптимальным, когда удовлетворены следующие отношения:

- (1) $(p/e) \geq 3$ и
- (2) $Re < 10000$,

35 где p представляет среднее расстояние между двумя соседними охлаждающими ребрами 24, e представляет среднюю толщину ребер 24, d представляет диаметр подающих отверстий 28, и Re представляет число Рейнольдса в потоке воздуха охлаждения на выходе из подающих отверстий 28.

40 Вышеизложенное относится к лопатке распределителя турбины газотурбинного двигателя. Между тем изобретение применимо также к лопатке подвижного колеса турбины газотурбинного двигателя.

Пример реализации

Лопатка изготовлена из суперсплава. Рубашка изготовлена из жаропрочного сплава.

45 Для потока воздуха охлаждения на уровне подающих отверстий, выполненных в рубашке, имеющего число Рейнольдса $Re=5000$, в режиме критической рабочей точки соответствующие размеры должны быть следующими:

- $p=3,5$ мм,
- 50 $e=0,5$ мм,
- $d=0,53$ мм.

На практике цифровым моделированием модель реализуется следующим образом: - предполагают "горячую" модель, то есть соответствующую режиму критической

рабочей точки, вводя в качестве параметров искомые температуры, определенные в зависимости от используемых материалов, и выбирая вышеупомянутые значения p , e , d ;

- затем переходят от "горячей" модели к "холодной", изменяя параметры температуры,

- затем восстанавливают значения p , e , d этой "холодной" модели, которые соответствуют оценке и относительным позициям ребер и подающих отверстий деталей, изготовленных при низких температурах.

Цифровое моделирование осуществлено на программном обеспечении автоматизированного проектирования С.А.О. (Conception Assistée par Ordinateur), обладающем модулем сопряжения с условиями температуры. Вышеупомянутый пример был осуществлен с модулем Scale Factor программного обеспечения автоматизированного проектирования С.А.О. Catia.

Формула изобретения

1. Устройство охлаждения лопатки (10) распределителя газотурбинного двигателя, при этом лопатка (10) снабжена, по меньшей мере, полостью (12), окруженной внутренней стенкой (14), включающей охлаждающие ребра (24), которые отделены друг от друга промежутками с шагом (p) и имеют толщину (e), причем лопатка (10) снабжена рубашкой (26) и пересечена подающими отверстиями (28), диаметром (d), при этом в случае размещения рубашки (26) в полости (12) лопатки (10) и для реализации критической рабочей точки газотурбинного двигателя каждое подающее отверстие (28) рубашки (26) размещается против места внутренней стенки (14) лопатки (10), которое располагается между охлаждающими ребрами (24), а рубашка находится в контакте с внутренней стенкой (14) через несколько приливов (27) на поверхности рубашки (26) и не соприкасается с указанными ребрами (24).

2. Устройство охлаждения по п.1, отличающееся тем, что, когда рубашка (26) расположена в полости (12) лопатки (10) и для реализации критической рабочей точки газотурбинного двигателя, шаг (p) и толщина (e) охлаждающих ребер (24) соответствуют отношению: $(1) (p/e) \geq 3$.

3. Устройство охлаждения по одному из пп.1 или 2, отличающееся тем, что, когда рубашка (26) расположена в полости (12) лопатки (10) и для реализации критической рабочей точки газотурбинного двигателя, по меньшей мере, место внутренней стенки (14) лопатки (10), которая располагается между охлаждающими ребрами (24), находится напротив по меньшей мере подающего отверстия (28) рубашки (26).

4. Устройство охлаждения по одному из пп.1 или 2, отличающееся тем, что для реализации критической рабочей точки газотурбинного двигателя охлаждающие ребра (24) внутренней стенки (14) лопатки (10) находятся вне зоны подающего отверстия (28) рубашки (26).

5. Устройство охлаждения по п.3, отличающееся тем, что для реализации критической рабочей точки газотурбинного двигателя охлаждающие ребра (24) внутренней стенки (14) лопатки (10) находятся вне зоны подающего отверстия (28) рубашки (26).

6. Лопатка (10) турбины газотурбинного двигателя, отличающаяся тем, что она включает в себя устройство охлаждения по пп.1-5.

7. Турбина газотурбинного двигателя, отличающаяся тем, что она включает в себя по меньшей мере одну лопатку (10) по п.6.

8. Двигатель летательного аппарата, отличающийся тем, что он включает в себя по

меньшей мере одну лопатку (10) по п.6.

5 9. Двигатель летательного аппарата, включающий в себя устройство отбора воздуха охлаждения, которое приводит воздух охлаждения к внутренней части рубашки (26), расположенной в полости (12) по меньшей мере одной лопатки (10) по п.6, вышеупомянутый воздух охлаждения омывает внутреннюю стенку (14) лопатки (10) через подающие отверстия (28), выполненные в вышеупомянутой рубашке (26) и подается в виде потока охлаждения, для которого число Рейнольдса (Re), имеющего в качестве характерной длины диаметр (d) подающих
10 отверстий (28), соответствует отношению:

$$(2) Re < 10000.$$

10. Двигатель летательного аппарата, включающий в себя устройство охлаждения лопатки (10) турбины, лопатку (10), снабженную по меньшей мере одной полостью (12), окруженную внутренней стенкой (14), включающей в себя
15 охлаждающие ребра (24), отделенные друг от друга промежутками с шагом (p) и имеющие толщину (e), при этом лопатка (10) снабжена рубашкой (26), расположенной внутри вышеупомянутой полости (12) и снабженной подающими отверстиями (28) диаметром (d); устройство отбора воздуха охлаждения, которое приводит воздух
20 охлаждения к внутренней части вышеупомянутой рубашки (26), причем вышеупомянутый воздух охлаждения омывает внутреннюю стенку (14) лопатки (10) через подающие отверстия (28), выполненные в вышеупомянутой рубашке (26), и подается в виде потока охлаждения, для которого число Рейнольдса (Re) имеет в
25 качестве характерной длины диаметр (d) подающих отверстий (28), при этом, когда рубашка (26) расположена в полости (12) лопатки (10) для реализации критической рабочей точки газотурбинного двигателя, каждое подающее отверстие (28) рубашки (26) находится напротив места внутренней стенки (14) лопатки (10), которое
30 располагается между охлаждающими ребрами (24), при этом шаг (p), толщина (e) и число Рейнольдса (Re) соответствуют отношениям:

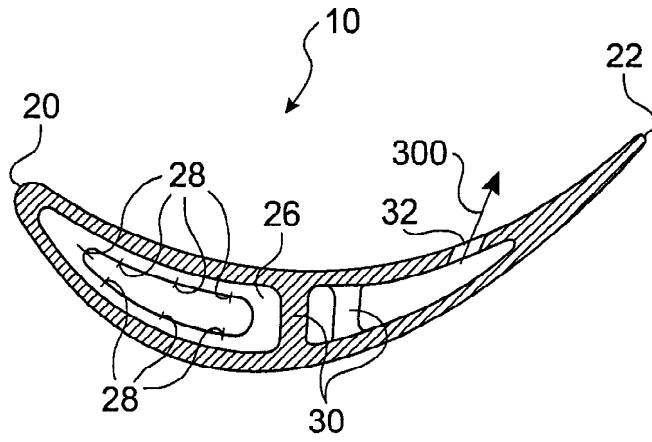
$$(1) (p/e) \geq 3 \text{ и } (2) Re < 10000.$$

35

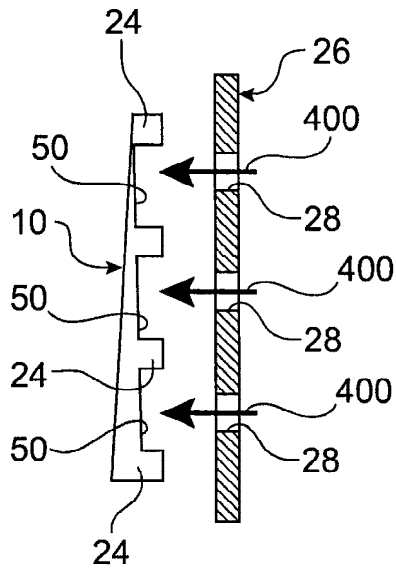
40

45

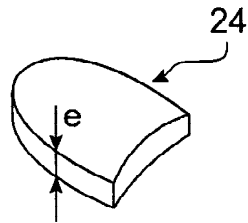
50



ФИГ. 2



ФИГ. 3



ФИГ. 4