



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 199 669** ⁽¹³⁾ **C2**

(51) МПК⁷ **F 01 D 5/30**

РОССИЙСКОЕ АГЕНТСТВО
ПО ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ

(21), (22) Заявка: 2001102374/06, 26.01.2001

(24) Дата начала действия патента: 26.01.2001

(46) Дата публикации: 27.02.2003

(56) Ссылки: ВЬЮНОВ С.А. Конструкция и проектирование авиационных ГТД. - М.: Машиностроение, 1989, с.142, рис.4.7. GB 2263736 A, 04.08.1993. US 3702222 A, 07.11.1972. US 5511945 A, 30.04.1996. FR 2640683 A1, 22.06.1990. RU 2160367 C2, 10.12.2000. RU 2146767 C1, 20.03.2000.

(98) Адрес для переписки:
614600, г.Пермь, ГСП, Комсомольский пр-т,
93, ОАО "Авиадвигатель", бюро защиты
интеллектуальной собственности

(71) Заявитель:
Открытое акционерное общество
"Авиадвигатель"

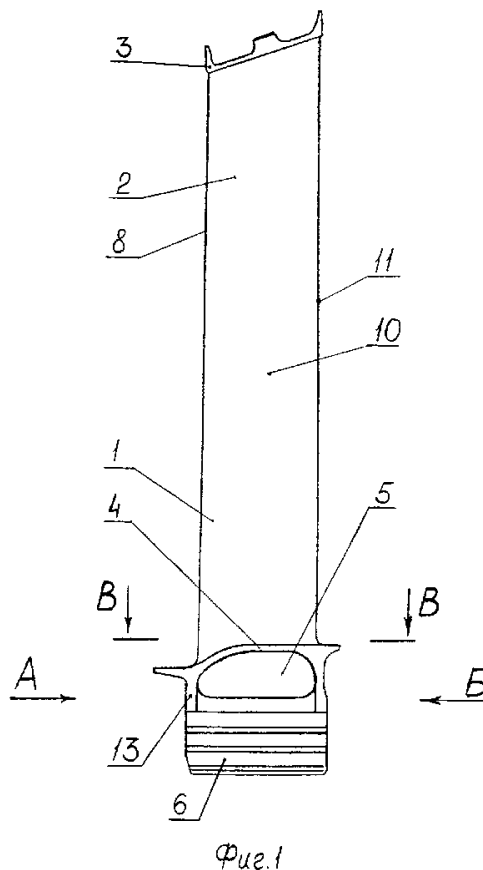
(72) Изобретатель: Кузнецов В.А.,
Фадеев С.И.

(73) Патентообладатель:
Открытое акционерное общество
"Авиадвигатель"

(54) РАБОЧАЯ ЛОПАТКА ТУРБОМАШИНЫ

(57)

Рабочая лопатка турбомшины газотурбинного двигателя авиационного или наземного применения содержит перо с входной и выходной кромками, корытом и спинкой, а также нижнюю полку, елочный замок и удлиненную ножку между ними с уплотнительными ребрами на ней. Ребро под выходной кромкой со стороны корыта выполнено укороченным с наклонным к оси симметрии замка боковым торцом, соединенным с удлиненной ножкой выше впадины первого зуба замка от пера. Изобретение приводит к повышению надежности замка рабочей лопатки турбомшины путем исключения появления трещин на рабочей поверхности замка. 1 з.п. ф-лы, 4 ил.



RU 2 199 669 C2

RU 2 199 669 C2



(19) **RU** ⁽¹¹⁾ **2 199 669** ⁽¹³⁾ **C2**

(51) Int. Cl.⁷ **F 01 D 5/30**

RUSSIAN AGENCY
FOR PATENTS AND TRADEMARKS

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(21), (22) Application: 2001102374/06, 26.01.2001

(24) Effective date for property rights: 26.01.2001

(46) Date of publication: 27.02.2003

(98) Mail address:
614600, g.Perm', GSP, Komsomol'skij pr-t,
93, OAO "Aviadvigatel", bjuro zashchity
intelektual'noj sobstvennosti

(71) Applicant:
Otkrytoe aktsionernoje obshchestvo "Aviadvigatel"

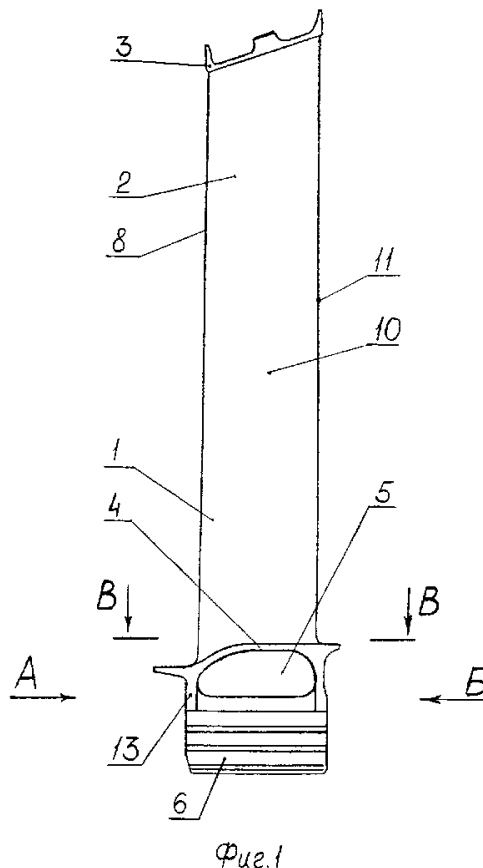
(72) Inventor: Kuznetsov V.A.,
Fadeev S.I.

(73) Proprietor:
Otkrytoe aktsionernoje obshchestvo "Aviadvigatel"

(54) **BLADE OF TURBOMACHINE**

(57) Abstract:

FIELD: aircraft or ground application gas turbine engines. SUBSTANCE: proposed blade of turbomachine comprises airfoil portion with leading and trailing edges, blade pressure surface and back and also lower flange, herringbone lock and elongated root in between with sealing ribs on root. Rib under trailing edge from side of pressure surface is made shortened with lock side endface tilted to axis of symmetry and connected with elongated root over cavity of lock first tooth from airfoil portion. EFFECT: improved reliability of lock of turbomachine blade owing to prevention of development of cracks on lock working surface. 2 cl, 3 dwg



RU 2 199 669 C2

RU 2 199 669 C2

Изобретение относится к рабочим лопаткам турбины газотурбинного двигателя авиационного или наземного применения.

Известна рабочая лопатка турбины с удлиненной ножкой между пером и елочным замком [1].

Недостатком известной конструкции является пониженный КПД турбины из-за перетекания газа между удлиненными ножками.

Наиболее близкой к заявляемой является рабочая лопатка, в которой для исключения перетекания газа между удлиненными ножками последние выполнены с боковыми ребрами на всю длину ножки, исключаящими перетекание газа [2].

Недостатком известной конструкции, принятой за прототип, является снижение ее надежности из-за образования трещин по впадине первого зуба елочного замка, например, под выходной кромкой рабочей лопатки. Это связано с тем, что по условиям профилирования выходная кромка пера лопатки в корневом его сечении выполняется с большим выносом относительно оси симметрии замка и ножки, в результате чего боковое ребро под выходной кромкой пера лопатки получает большую нагрузку от центробежных сил, действующих на выходную кромку лопатки, и эта нагрузка по боковому ребру передается на замок, в котором впадина первого от ножки зуба елочного замка является максимально нагруженным концентратором напряжений, где и происходит образование трещины. Образованию трещины также способствует малая величина радиуса во впадине первого зуба, большая величина контактных напряжений на рабочей поверхности первого зуба елочного замка при работе двигателя, а также то обстоятельство, что при передаче нагрузки с ребра на замок усилие воспринимает лишь небольшая часть замка под ребром, что также увеличивает местные напряжения.

Техническая задача, на решение которой направлено заявляемое изобретение, заключается в повышении надежности замка рабочей лопатки турбомшины путем исключения появления трещин на рабочей поверхности зуба замка.

Сущность технического решения заключается в том, что в рабочей лопатке турбомшины, содержащей перо с входной и выходной кромками, корытом и спинкой, а также нижнюю полку, елочный замок и удлиненную ножку между ними с уплотнительными ребрами на ней, согласно изобретению ребро под выходной кромкой со стороны корыта выполнено укороченным с наклонным к оси симметрии замка боковым торцем, соединенным с удлиненной ножкой выше впадины первого зуба замка от пера. $R/r = 2...6$, где r - радиус впадины первого зуба елочного замка лопатки, R - радиус окружности, сопряженной с рабочей поверхностью первого зуба елочного замка и поверхностью бокового торца укороченного ребра.

Выполнение ребра под выходной кромкой со стороны корыта укороченным с наклонным к оси симметрии замка боковым торцем позволяет передать нагрузку от центробежных сил выходной кромки с ребра под него, непосредственно на ножку выше

впадины первого зуба замка от пера, что уменьшает местные напряжения на рабочей поверхности зуба замка, исключая появление трещин.

5 Соединение бокового торца ребра с удлиненной ножкой выше впадины первого зуба замка от пера позволяет ребру стыковаться с удлиненной ножкой в достаточном удалении от впадины первого зуба, при этом напряжения от ребра равномерно распределяются по длине зуба, исключая появление трещин, что повышает надежность замка рабочей лопатки турбомшины.

10 Радиус R окружности, сопряженной с рабочей поверхностью первого зуба замка и с поверхностью бокового торца укороченного ребра, должен быть относительно радиуса r впадины первого зуба замка равным $2...6$, так как при $R/r < 2$ ребро стыкуется с ножкой близко от впадины первого зуба, что может привести к образованию трещин на рабочей поверхности зуба, а при $R/r > 6$ возрастают напряжения в ребре, что может привести к его поломке и к обрыву лопатки.

На фиг.1 изображен вид сбоку на рабочую лопатку.

На фиг.2 - вид А на фиг.1.

На фиг.3 - вид Б на фиг.1.

На фиг.4 - сечение В-В на фиг.1.

15 Рабочая лопатка 1 состоит из пера 2 с верхней полкой 3, нижней полки 4, удлиненной ножки 5 и хвостовика 6 с елочным замком 7. Перо 2 лопатки 1 состоит из входной кромки 8, корыта 9, спинки 10 и выходной кромки 11, которая в корневом сечении пера 2 лопатки 1 по условиям профилировки выполнена с выносом 1 относительно оси симметрии 12 ножки 5 и хвостовика 6. Удлиненная ножка 5 выполнена с боковыми уплотнительными ребрами 13, 14 и 15 по всей своей высоте, т.е. от нижней полки 4 до впадины 16 первого зуба 17 замка 7 лопатки 1 как со стороны спинки 10 и корыта 9 под входной кромкой 8, так и со стороны спинки 10 под выходной кромкой 11 и с укороченным ребром 18 под выходной кромкой 11 со стороны корыта 9. Торцевая поверхность 19 ребра 18 выполнена наклонной к оси симметрии 12 замка 7 и ножки 5 и сопряженной радиусом R с рабочей поверхностью 20 первого зуба 17 елочного замка 7, причем $R/r = 2...6$, где r - радиус впадины 16 первого зуба елочного замка 7 лопатки 1.

Работает устройство следующим образом.

50 При работе двигателя газ стремится перетекать под действием перепада давления между удлиненными ножками 5 от входной кромки 8 к выходной кромке 11, его перетеканию препятствуют уплотнительные ребра 13 и 14 со стороны входной кромки 8. Ребра 15 и 18 со стороны выходной кромки 11 служат для уменьшения вентиляционных потерь при вращении рабочего колеса с лопатками 1. Укороченное ребро 18 под выходной кромкой 11 передает центробежную силу от кромки 11 на ножку 5, исключая при этом локальные (местные) увеличенные напряжения на рабочей поверхности 20 первого зуба 17, исключая образование трещин на рабочей поверхности 20.

Источники информации

1. С. А.Вьюнов. "Конструкция и проектирование авиационных ГТД", М.:

Машиностроение, стр.234, рис.5.2, 1989 г.

2. С.А.Вьюнов, стр.142, рис.4.7 - прототип.

Формула изобретения:

1. Рабочая лопатка турбомашин, содержащая перо с входной и выходной кромками, корытом и спинкой, а также нижнюю полку, елочный замок и удлиненную ножку между ними с уплотнительными ребрами на ней, отличающаяся тем, что ребро под выходной кромкой со стороны

корыта выполнено укороченным с наклонным к оси симметрии замка боковым торцом, соединенным с удлиненной ножкой выше впадины первого зуба замка от пера.

5 2. Рабочая лопатка по п. 1, отличающаяся тем, что $R/r=2...6$, где r - радиус впадины первого зуба елочного замка лопатки; R - радиус окружности, сопряженной с рабочей поверхностью первого зуба елочного замка и поверхностью бокового торца укороченного ребра.

10

15

20

25

30

35

40

45

50

55

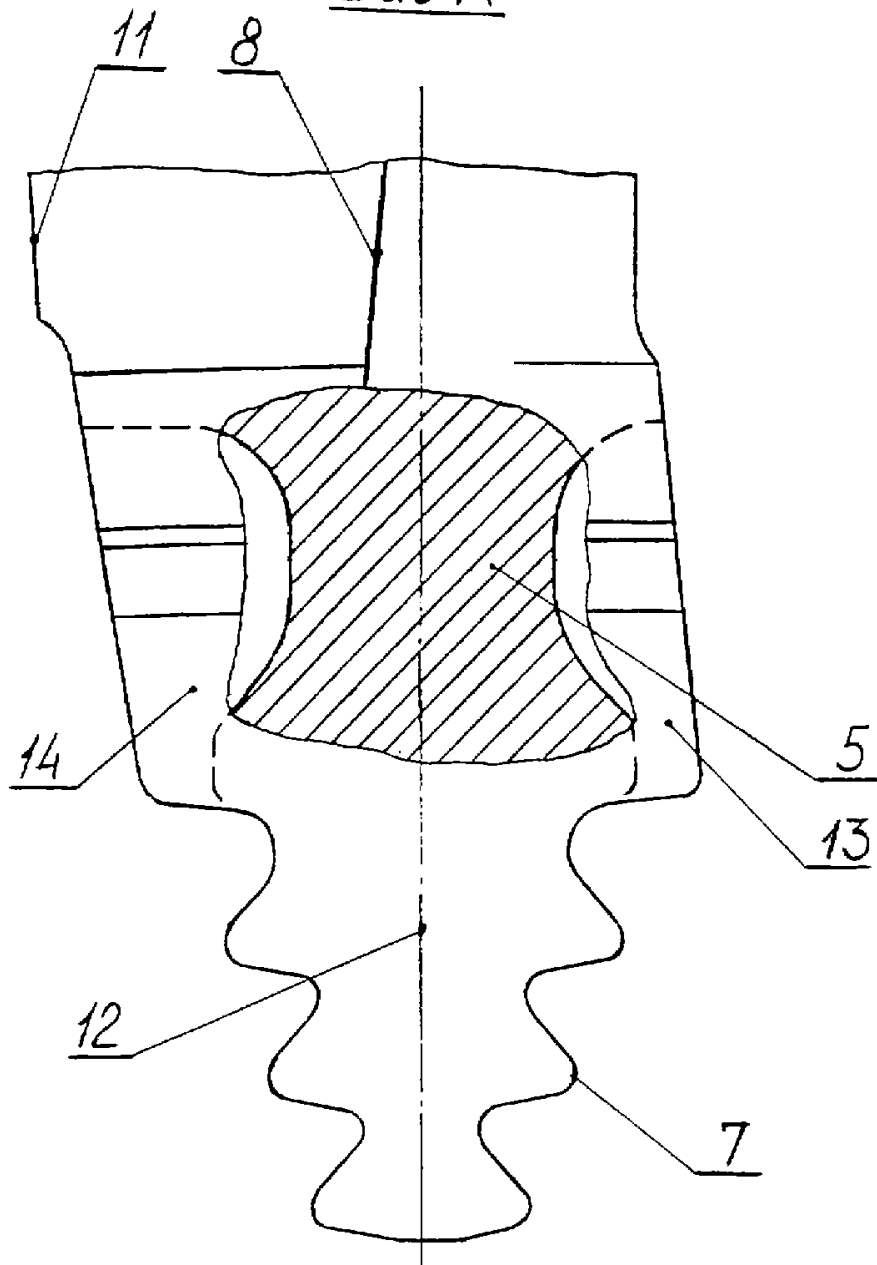
60

-4-

RU 2 1 9 9 6 6 9 C 2

RU ? 1 9 9 6 6 9 C 2

Вид А

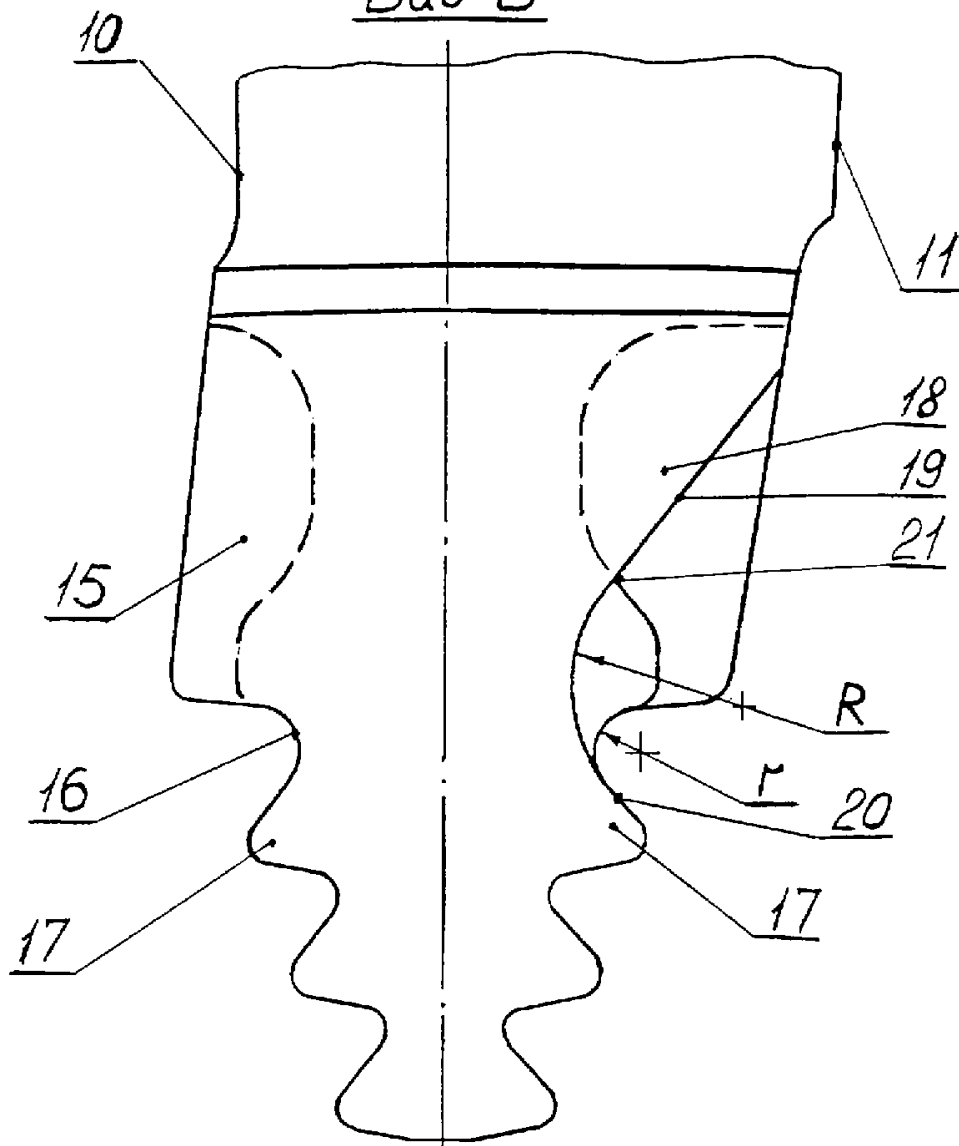


$\phi_{ue.2}$

RU 2199669 C2

RU 2199669 C2

Вид Б

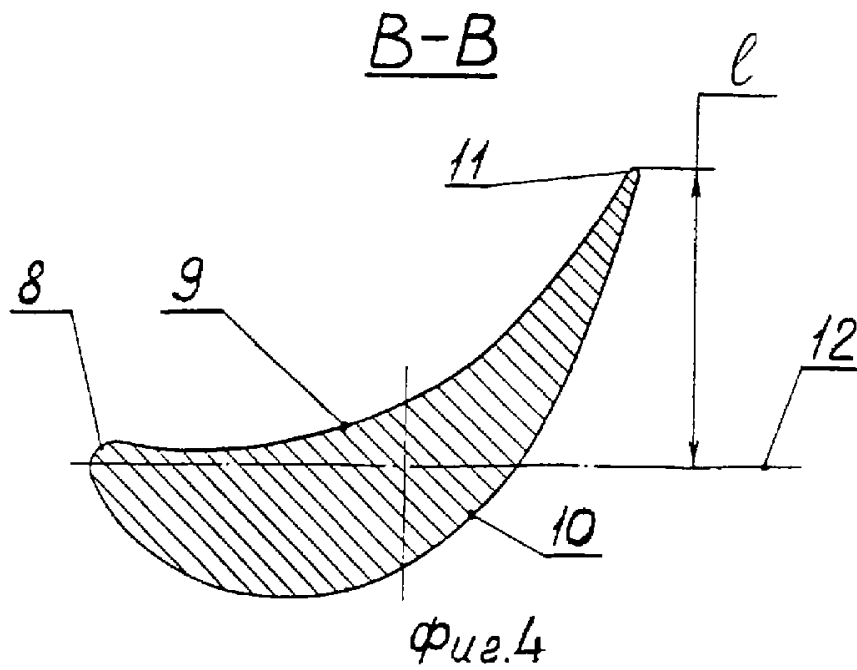


$\phi_{\text{из.3}}$

RU 2199669 C2

RU 2199669 C2

RU 2199669 C2



RU 2199669 C2