

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ЗАЯВКА НА ИЗОБРЕТЕНИЕ

(21)(22) Заявка: 2013113929/06, 28.03.2013

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
29.03.2012 US 13/433,969

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

Адрес для переписки:
191036, Санкт-Петербург, а/я 24, "НЕВИНПАТ"(71) Заявитель(и):
Дженерал Электрик Компани (US)(72) Автор(ы):
ПИЕРСЭЛЛ Мэттью Роберт (US),
ПОТТЕР Брайан Денвер (US)

(54) ГЕРМЕТИЧНАЯ ИЗОЛЯЦИЯ СОЕДИНЕНИЯ

(57) Формула изобретения

1. Турбинная рабочая лопатка, содержащая аэродинамическую часть, платформу, проходящую в радиально внутреннем направлении от аэродинамической части, хвостовую часть, проходящую в радиально внутреннем направлении от платформы, и монтажный элемент, проходящий в радиально внутреннем направлении от хвостовой части, причем хвостовая часть имеет по меньшей мере одну проходящую в осевом направлении поверхность, взаимодействующую с уплотнением, расположенным вблизи проточного тракта, при этом указанная поверхность и часть монтажного элемента образуют изолирующий элемент, выполненный с возможностью отделения от турбинной рабочей лопатки.

2. Турбинная рабочая лопатка по п.1, в которой изолирующий элемент имеет профиль, который, по существу, совпадает с соответствующим профилем указанной проходящей в осевом направлении поверхности и монтажного элемента на турбинной рабочей лопатке.

3. Турбинная рабочая лопатка по п.1, в которой изолирующий элемент расположен в углублении, выполненном в рабочей лопатке.

4. Турбинная рабочая лопатка по п.3, в которой изолирующий элемент выполнен с обеспечением зазора между этим элементом и рабочей лопаткой.

5. Турбинная рабочая лопатка по п.3, в которой изолирующий элемент содержит элемент, удаленный с хвостовой части и монтажного элемента турбинной рабочей лопатки.

6. Турбинная рабочая лопатка по п.1, в которой монтажный элемент выполнен, по существу, в форме пазового замка.

7. Турбинная рабочая лопатка по п.1, в которой указанная проходящая в осевом

A
2013113929
RUR U
2013113929 A

направлении поверхность является поверхностью, расположенной на цельной накладной пластине лопатки.

8. Турбинная рабочая лопатка по п.7, в которой указанная поверхность, взаимодействующая с уплотнением, расположенным вблизи проточного тракта, расположена радиально внутри относительно уплотнения типа крыло ангела.

9. Узел турбинного ротора, содержащий по меньшей мере два роторных диска с распорным диском, расположенным между ними в осевом направлении, причем каждый роторный диск выполнен с кольцеобразным рядом рабочих лопаток, каждая из которых содержит

аэродинамическую часть,

платформу, проходящую в радиально внутреннем направлении от аэродинамической части,

хвостовую часть, проходящую в радиально внутреннем направлении от платформы, и

монтажный элемент, проходящий в радиально внутреннем направлении от хвостовой части,

причем хвостовая часть имеет по меньшей мере одну поверхность, взаимодействующую с уплотнением, расположенным вблизи проточного тракта, при этом указанная поверхность и часть монтажного элемента образуют изолирующий элемент, выполненный с возможностью отделения от турбинной рабочей лопатки.

10. Узел по п.9, в котором изолирующий элемент имеет профиль, который, по существу, совпадает с соответствующим профилем указанной поверхности, взаимодействующей с уплотнением, расположенным вблизи проточного тракта, и монтажного элемента на турбинной рабочей лопатке.

11. Узел по п.9, в котором изолирующий элемент расположен в углублении, выполненном в рабочей лопатке.

12. Узел по п.11, в котором изолирующий элемент содержит элемент, удаленный с хвостовой части и монтажного элемента турбинной рабочей лопатки.

13. Узел по п.9, в котором монтажный элемент выполнен, по существу, в форме пазового замка.

14. Узел по п.9, в котором указанная поверхность, взаимодействующая с уплотнением, расположенным вблизи проточного тракта, выполнена на накладной пластине лопатки.

15. Узел по п.9, в котором указанная поверхность, взаимодействующая с уплотнением, расположенным вблизи проточного тракта, расположена радиально внутри относительно уплотнения типа крыло ангела.

16. Способ уменьшения центробежной или осевой нагрузки на турбинную рабочую лопатку, обусловленной взаимодействием уплотнения, расположенного вблизи проточного тракта, со смежной частью поверхности, образованной на рабочей лопатке, включающий

а) удаление материала с рабочей лопатки, включая указанную смежную часть поверхности, с образованием углубления, и

б) замещение указанного материала изолирующим элементом, вставляемым в указанное углубление и выполненным с возможностью взаимодействия с уплотнением, расположенным вблизи проточного тракта, во время работы турбины.

17. Способ по п.16, в котором на этапе (б) используют изолирующий элемент в виде заново изготовленной детали.

18. Способ по п.16, в котором на этапе (б) в качестве изолирующего элемента используют материал, удаленный с рабочей лопатки.

19. Способ по п.17, в котором на этапе (а) удаляют материал с хвостовой части и монтажного элемента рабочей лопатки.

20. Способ по п.19, в котором изолирующий элемент соответствует профилю материала, удаленного с рабочей лопатки.

R U 2 0 1 3 1 1 3 9 2 9 A

R U 2 0 1 3 1 1 3 9 2 9 A