

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ(12) **ЗАЯВКА НА ИЗОБРЕТЕНИЕ**

(21)(22) Заявка: 2012158337/06, 27.12.2012

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
04.01.2012 US 13/343,269

(43) Дата публикации заявки: 10.07.2014 Бюл. № 19

Адрес для переписки:

191036, Санкт-Петербург, а/я 24, "НЕВИНПАТ"

(71) Заявитель(и):

Дженерал Электрик Компани (US)

(72) Автор(ы):

СУБРАМАНИЯН Мурти (IN),

ГЭРГ Умеш (IN),

ДЖОН Джоши (IN),

ВАЛЛИАПАН Лакшманан (IN)

(54) **ТУРБИНА (ВАРИАНТЫ) И ТУРБИННАЯ СЕКЦИЯ ТУРБИНЫ**

(57) Формула изобретения

1. Турбина для работы при частичной нагрузке, содержащая компрессор для впуска текучей среды, камеру сгорания для нагревания текучей среды из компрессора, турбинную секцию для вращения вала нагретой текучей средой из камеры сгорания, перепускной контур для создания обходного потока путем извлечения части текучей среды из указанного компрессора и переноса указанной части текучей среды в турбинную секцию, и

контроллер, предназначенный для определения, выбрана ли работа при частичной нагрузке, и для открытия перепускного контура, когда выбрана работа при частичной нагрузке,

причем если контроллер определяет, что выбрана работа при частичной нагрузке, то указанный контроллер определяет нормальную подачу текучей среды к компрессору при частичной нагрузке, увеличивает подачу текучей среды к компрессору на заданное первое процентное содержание свыше указанной нормальной подачи текучей среды и выполняет регулирование перепускного контура для извлечения части текучей среды из компрессора, так, что процентное содержание части текучей среды, извлеченной из компрессора, относительно увеличенной подачи текучей среды меньше, чем заданное первое процентное содержание или равно ему.

2. Турбина по п.1, в которой компрессор содержит устройство для впуска текучей среды, при этом контроллер выполнен с возможностью регулирования устройства для впуска текучей среды для увеличения впуска текучей среды при частичной нагрузке.

3. Турбина по п.1, в которой контроллер обеспечивает увеличение впуска текучей среды при частичной нагрузке на 20% и регулирование перепускного контура для извлечения 15% текучей среды из компрессора.

4. Турбина, содержащая

компрессор для впуска текучей среды,

камеру сгорания для нагревания текучей среды из компрессора,

турбинную секцию для вращения вала нагретой текучей средой из камеры сгорания и

перепускной контур для создания обходного потока путем извлечения части текучей среды из компрессора, нагревания обходного потока и введения указанного потока в турбинную секцию.

5. Турбина по п.4, в которой перепускной контур содержит парогенератор, или топочное устройство, или оба указанных устройства для нагревания обходного потока.

6. Турбина по п.4, дополнительно содержащая выпускную секцию, при этом перепускной контур обеспечивает нагревание обходного потока посредством нагретой текучей среды из выпускной секции.

7. Турбина по п.4, в которой компрессор содержит по меньшей мере одиннадцать ступеней, при этом перепускной контур предназначен для извлечения указанной части текучей среды по меньшей мере из одной из третьей до одиннадцатой ступени из указанных по меньшей мере одиннадцати ступеней, причем указанные по меньшей мере одиннадцать ступеней пронумерованы в порядке от впускного конца компрессора до конца компрессора со стороны камеры сгорания.

8. Турбина по п.4, в которой турбинная секция содержит по меньшей мере три ступени, пронумерованные в порядке возрастания от конца турбинной секции со стороны камеры сгорания до ее выпускного конца, причем указанные по меньшей мере три ступени содержат последнюю ступень, смежную с выходным концом турбинной секции, причем перепускной контур обеспечивает введение обходного потока в последнюю ступень турбинной секции.

9. Турбина по п.8, в которой каждая ступень турбинной секции содержит сопла для направления нагретой текучей среды к рабочим лопаткам, при этом каждое сопло содержит смежные аэродинамические профили, наружную опору для аэродинамического профиля и внутреннюю опору для аэродинамического профиля, совместно ограничивающие сопловое отверстие, причем перепускной контур обеспечивает введение обходного потока через наружную опору в сопловое отверстие.

10. Турбина по п.4, дополнительно содержащая охлаждающий контур для подачи продувочного потока в турбинную секцию, причем корпус турбинной секции имеет впускное отверстие для продувочного потока, предназначенное для приема продувочного потока, и отдельное впускное отверстие для обходного потока, предназначенное для приема обходного потока.

11. Турбина по п.10, в которой турбинная секция содержит сопла, каждое из которых имеет сопловое отверстие, ограниченное первым и вторым аэродинамическими профилями, внутренней опорой для аэродинамического профиля и наружной опорой для аэродинамического профиля, причем указанный охлаждающий контур вводит продувочный поток в первый аэродинамический профиль, или во второй аэродинамический профиль, или в оба указанных аэродинамических профиля по меньшей мере одного из указанных сопел, а перепускной контур вводит обходной поток в сопловое отверстие указанного по меньшей мере одного сопла.

12. Турбина по п.11, в которой первый аэродинамический профиль, или второй аэродинамический профиль, или оба указанных аэродинамических профиля содержат полость, проходящую между наружной опорой для аэродинамического профиля и внутренней опорой для аэродинамического профиля, при этом отверстие для продувочного потока соединено с указанной полостью, а наружная опора указанного по меньшей мере одного сопла имеет выпускное отверстие для приема обходного потока из отверстия для обходного потока и для введения обходного потока в сопловое отверстие.

13. Турбина по п.11, в которой наружная опора для аэродинамического профиля

содержит полость, имеющую разделитель, разделяющий указанную полость на две секции, при этом отверстие для продувочного потока выходит в одну из двух секций, а отверстие для обходного потока выходит в другую из указанных двух секций.

14. Турбина по п.13, в которой разделитель имеет отверстие, соединяющее указанные две секции.

15. Турбина по п.10, в которой турбинная секция содержит сопла, каждое из которых имеет сопловое отверстие, ограниченное первым и вторым аэродинамическими профилями, внутренней опорой для аэродинамического профиля и наружной опорой для аэродинамического профиля, причем охлаждающий контур проводит продувочный поток в полость для продувочного потока первого аэродинамического профиля, а перепускной контур вводит обходной поток в полость для обходного потока первого аэродинамического профиля.

16. Турбина по п.15, в которой первый аэродинамический профиль имеет отверстие для соединения полости для обходного потока с сопловым отверстием.

17. Турбинная секция турбины, содержащая корпус, ротор, содержащий вал и рабочие лопатки, проходящие в радиальном направлении от вала, и

сопла, содержащие аэродинамические профили, расположенные между наружной опорой для аэродинамического профиля, присоединенной к корпусу, и внутренней опорой для аэродинамического профиля, расположенной смежно с валом ротора, с ограничением соплового отверстия,

причем корпус имеет первое впускное отверстие для приема продувочного потока для охлаждения по меньшей мере аэродинамических профилей и второе впускное отверстие для приема обходного потока для его подачи к рабочим лопаткам ротора.

18. Турбинная секция по п.17, содержащая ступени, каждая из которых содержит кольцеобразную группу сопел и смежную кольцеобразную группу рабочих лопаток, при этом второе впускное отверстие расположено у последней ступени из указанных ступеней.

19. Турбинная секция по п.17, в которой по меньшей мере один из аэродинамических профилей содержит полость для продувочного потока и полость для обходного потока, причем полость для продувочного потока имеет впускное отверстие на одном конце и выпускное отверстие на противоположном конце, а полость для обходного потока имеет впускное отверстие на указанном одном конце и выпускное отверстие на стороне указанного по меньшей мере одного из аэродинамических профилей для подачи обходного потока к сопловому отверстию, при этом первое впускное отверстие корпуса соединено с впускным отверстием полости для продувочного потока, а второе впускное отверстие корпуса соединено с впускным отверстием полости для обходного потока.

20. Турбинная секция по п.19, в которой указанный по меньшей мере один из аэродинамических профилей имеет по меньшей мере одно отверстие между полостью для продувочного потока и полостью для обходного потока.