



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

F02C 7/277 (2019.02); F02C 9/00 (2019.02); B64C 27/00 (2019.02)

(21) (22) Заявка: 2017109692, 21.09.2015

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
21.09.2015Дата регистрации:
29.04.2019

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
29.09.2014 FR 1459165(43) Дата публикации заявки: 07.11.2018 Бюл. №
31

(45) Опубликовано: 29.04.2019 Бюл. № 13

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 02.05.2017(86) Заявка РСТ:
FR 2015/052529 (21.09.2015)(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2016/051048 (07.04.2016)

Адрес для переписки:

129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, стр. 3, ООО
"Юридическая фирма Городисский и
Партнеры"

(72) Автор(ы):

ТИРЬЕ Ромэн (FR),
БАЗЕ Жан-Мишель (FR),
СЕРГИН Камель (FR),
МАРКОНИ Патрик (FR),
ИРИГУАЙЕН Жером (FR),
ЛАНГФОРД Стефен (FR)

(73) Патентообладатель(и):

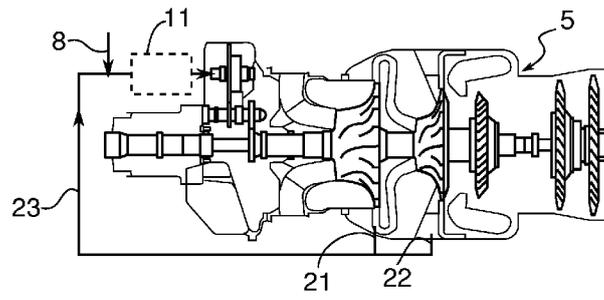
САФРАН ХЕЛИКОПТЕР ЭНДЖИНЗ
(FR)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: US 2006/260323 A1, 23.11.2006. US
2014/178175 A1, 26.06.2014. US 8 291 715 B2,
23.10.2012. US 5136837 A, 11.08.1992. RU
2224690 C2, 27.02.2004.(54) УСТРОЙСТВО И СПОСОБ ПРОВЕРКИ ЦЕЛОСТНОСТИ СИСТЕМЫ БЫСТРОЙ РЕАКТИВАЦИИ
ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ВЕРТОЛЕТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к устройству и способу проверки целостности системы быстрой реактивации газотурбинного двигателя, а также к газотурбинному двигателю, оснащенный таким устройством проверки целостности. Объектами изобретения являются способ и устройство проверки целостности системы быстрой реактивации газотурбинного двигателя (5) вертолета, содержащей пневматическую турбину, механически связанную с упомянутым газотурбинным двигателем (5) и питаемую газом

под давлением по команде при помощи пневматического контура (8) питания, чтобы обеспечивать возможность приведения во вращение упомянутого газотурбинного двигателя (5) и его реактивацию, при этом упомянутое устройство проверки отличается тем, что содержит средства (21, 22) отбора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе (5), трубопровод (23) доставки этого отбираемого воздуха в упомянутый пневматический контур (8) питания газом упомянутой пневматической

турбины, средства определения скорости 3 н. и 7 з.п. ф-лы, 4 ил.
вращения упомянутой пневматической турбины.



ФИГ. 2

RU 2686531 C2

RU 2686531 C2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**(19) **RU** (11)**2 686 531**⁽¹³⁾ **C2**(51) Int. Cl.
F02C 7/277 (2006.01)

(52) CPC

F02C 7/277 (2019.02); F02C 9/00 (2019.02); B64C 27/00 (2019.02)(21) (22) Application: **2017109692, 21.09.2015**(24) Effective date for property rights:
21.09.2015Registration date:
29.04.2019

Priority:

(30) Convention priority:
29.09.2014 FR 1459165(43) Application published: **07.11.2018 Bull. № 31**(45) Date of publication: **29.04.2019 Bull. № 13**(85) Commencement of national phase: **02.05.2017**(86) PCT application:
FR 2015/052529 (21.09.2015)(87) PCT publication:
WO 2016/051048 (07.04.2016)

Mail address:

**129090, Moskva, ul. B. Spasskaya, 25, str. 3, OOO
"Yuridicheskaya firma Gorodisskij i Partnery"**

(72) Inventor(s):

**THIRIET Romain (FR),
BAZET Jean-Michel (FR),
SERGHINE Camel (FR),
MARCONI Patrick (FR),
IRIGOYEN Jerome (FR),
LANGFORD Stephen (FR)**

(73) Proprietor(s):

SAFRAN HELICOPTER ENGINES (FR)(54) **DEVICE AND METHOD OF CHECKING INTEGRITY OF SYSTEM FOR RAPID REACTIVATION OF GAS TURBINE ENGINE OF HELICOPTER**

(57) Abstract:

FIELD: machine building.

SUBSTANCE: objects of the invention are a method and an apparatus for checking integrity of a fast reactivation system of a gas turbine engine (5) of a helicopter, comprising a pneumatic turbine mechanically coupled to said gas turbine engine (5) and fed by gas under pressure upon command by means of pneumatic feed circuit (8) to enable rotation of said gas turbine engine (5) and its reactivation, wherein said inspection device is characterized in that it comprises

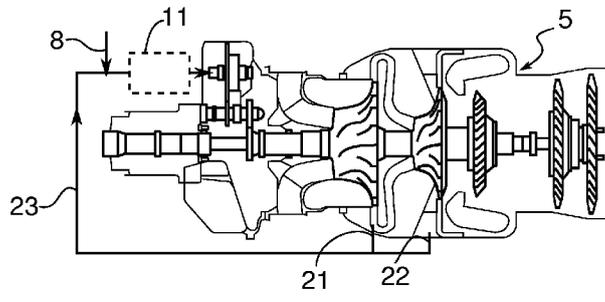
means (21, 22) for extracting air under pressure on gas turbine engine (5), pipeline (23) for delivering said bleed air to said pneumatic circuit (8) for feeding gas of said pneumatic turbine, means of determining rotation speed of said pneumatic turbine.

EFFECT: invention relates to a device and method for checking integrity of a system for rapid reactivation of a gas turbine engine, as well as to a gas turbine engine equipped with such integrity check device.

10 cl, 4 dwg

R U 2 6 8 6 5 3 1 C 2

R U 2 6 8 6 5 3 1 C 2



ФИГ. 2

1. Область техники, к которой относится изобретение

Изобретение относится к устройству и способу проверки целостности системы быстрой реактивации газотурбинного двигателя. Изобретение относится также к газотурбинному двигателю, оснащеному таким устройством проверки целостности.

2. Предшествующий уровень техники

Как известно, двухмоторный или трехмоторный вертолет содержит силовую установку, включающую в себя два или три газотурбинных двигателя, при этом каждый газотурбинный двигатель содержит газогенератор и свободную турбину, вращаемую газогенератором и неподвижно соединенную с выходным валом. Выходной вал каждой свободной турбины выполнен с возможностью приведения в движение коробки передачи мощности, которая, в свою очередь, вращает несущий винт вертолета.

Известно, что, когда вертолет находится в ситуации полета на крейсерской скорости (то есть когда он летит в нормальных условиях во время всех фаз полета, кроме переходных фаз взлета, набора высоты, посадки или полета в режиме висения), газотурбинные двигатели работают на низких уровнях мощности ниже их постоянной максимальной мощности. Эти низкие уровни мощности характеризуются удельным расходом (далее Cs), определяемым как соотношение между часовым расходом топлива на камеру сгорания газотурбинного двигателя и механической мощностью, выдаваемой этим газотурбинным двигателем, и превышающим примерно на 30% Cs максимальной мощности взлета, то есть характеризуются перерасходом топлива в полете на крейсерской скорости.

Кроме того, газотурбинные двигатели вертолета спроектированы с превышением параметров для обеспечения поддержания вертолета в полете в случае неисправности одного из двигателей. Эта ситуация полета возникает в результате потери двигателя и характеризуется тем, что каждый работающий двигатель выдает мощность гораздо выше своей номинальной мощности, чтобы вертолет смог преодолеть опасную ситуацию и затем продолжить свой полет.

Газотурбинные двигатели выполнены также с превышением параметров для обеспечения полета во всей области полета, предусмотренной владельцем компании, и в частности, полета на больших высотах и в жаркую погоду. Эти очень критические точки полета, в частности, когда вертолет имеет массу, близкую к максимальной взлетной массе, встречаются только в некоторых случаях эксплуатации.

Недостатком этих газотурбинных двигателей с превышением параметров являются большая масса и большой расход топлива. Чтобы уменьшить этот расход во время полета на крейсерской скорости, предусмотрен перевод одного из газотурбинных двигателей во время полета в так называемый дежурный режим. При этом активный двигатель или активные двигатели работают на более высоких уровнях мощности, чтобы обеспечивать всю необходимую мощность, и, следовательно, на более благоприятных уровнях Cs.

Перевод газотурбинного двигателя в дежурный режим предполагает наличие системы быстрой реактивации, которая позволяет в случае необходимости быстро вывести газотурбинный двигатель из дежурного режима. Эта необходимость может возникнуть, например, при неисправности одного из активных двигателей или в случае непредвиденного ухудшения условий полета, требующего быстрого возвращения в режим полной мощности.

Заявитель ранее уже предложил систему быстрой реактивации, в которой применяют пневматическую турбину, механически связанную с газотурбинным двигателем и выполненную с возможностью преобразования энергии газов под давлением на входе

турбины в механическую энергию для приведения во вращение газогенератора газотурбинного двигателя. Питание газами пневматической турбины можно, например, обеспечивать за счет взаимодействия пневматического аккумулятора и управляемого вентиля быстрого открывания или при помощи аккумуляторного устройства на твердом проперголе.

Таким образом, заявитель поставил перед собой задачу разработать способ и устройство проверки целостности системы быстрой реактивации, которые позволяют гарантировать, что система быстрой реактивации работает и может быть использована в полете.

3. Задачи изобретения

Изобретение призвано предложить способ и устройство проверки целостности системы быстрой реактивации газотурбинного двигателя.

В частности, по меньшей мере в варианте выполнения изобретение призвано предложить устройство проверки целостности, которое можно легко интегрировать в архитектуру силовой установки двухмоторного или трехмоторного вертолета.

По меньшей мере в варианте выполнения изобретение призвано предложить также способ проверки целостности, который можно осуществлять на земле перед взлетом или во время полета перед переводом газотурбинного двигателя в дежурный режим.

Изобретение призвано также предложить газотурбинный двигатель, оснащенный заявленным устройством проверки целостности.

4. Раскрытие изобретения

В связи с этим объектом изобретения является устройство проверки целостности системы быстрой реактивации газотурбинного двигателя вертолета, содержащей пневматическую турбину, механически связанную с упомянутым газотурбинным двигателем и питаемую газом под давлением по команде при помощи пневматического контура питания, чтобы обеспечивать возможность приведения во вращение упомянутого газотурбинного двигателя и его реактивацию.

Заявленное устройство отличается тем, что содержит:

- средства отбора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе,
- трубопровод доставки этого отбираемого воздуха в упомянутый пневматический контур питания газом упомянутой пневматической турбины,
- средства определения скорости вращения упомянутой пневматической турбины.

Таким образом, заявленное устройство позволяет проверять целостность кинематической цепи системы быстрой реактивации газотурбинного двигателя. В частности, оно позволяет проверить, что пневматическая турбина приводится во вращение, когда на вход турбины поступает воздух под давлением, отбираемый на газотурбинном двигателе, например, воздух под умеренным давлением. Заявленное устройство позволяет проверять всю кинематическую цепь системы быстрой реактивации, в частности, саму пневматическую турбину, а также ротор турбины и его опорные подшипники и любой механический элемент, расположенный на входе пневматической турбины. Такое устройство проверки целостности не зависит от системы быстрой реактивации. В частности, трубопровод доставки воздуха, отбираемого на газотурбинном двигателе, не зависит от контура питания газом системы быстрой реактивации.

Предпочтительно заявленное устройство содержит электроклапан, расположенный на уровне соединения пневматического контура и упомянутого трубопровода доставки воздуха, при этом упомянутый электроклапан выполнен с возможностью освобождения воздушного прохода между упомянутым трубопроводом доставки и упомянутым

пневматическим контуром по команде блока управления и в отсутствие питания газом под давлением пневматического контура и с возможностью блокировки упомянутого воздушного прохода в отсутствие команды или в присутствии питания газом под давлением упомянутого пневматического контура.

5 Например, блок управления является электронным вычислительным устройством регулирования вертолета (более известным под сокращением EECU). Этот блок управления управляет электроклапаном таким образом, чтобы он освобождал воздушный проход между трубопроводом доставки воздуха и пневматическим контуром питания пневматической турбины. В отсутствие проверки целостности электроклапан
10 блокирует воздушный проход. Кроме того, электроклапан естественным образом блокирует воздушный проход, если пневматический контур получает питание газом под давлением. Таким образом, устройство проверки целостности не мешает пневматическому контуру и пневматической турбине системе реактивации.

Предпочтительно, согласно изобретению, упомянутый электроклапан содержит
15 калиброванную пружину, выполненную с возможностью удерживать заблокированным воздушный проход в отсутствие команды или в присутствии питания газом под давлением упомянутого пневматического контура.

Во время процедуры быстрой реактивации электроклапан естественным образом удерживается в закрытом положении давлением, создаваемым газом, циркулирующим
20 в пневматическом контуре. Для этого сила, действующая на пружину для ее сжатия с целью освобождения воздушного прохода, меньше давления, создаваемого горячим газом под давлением, который циркулирует в пневматическом контуре во время процедуры быстрой реактивации газотурбинного двигателя.

Кроме того, калиброванная пружина позволяет гарантировать закрывание
25 воздушного прохода в отсутствие команды, противодействуя давлению, создаваемому воздухом под давлением, отбираемым на газотурбинном двигателе и присутствующим в трубопроводе доставки воздуха.

Предпочтительно, согласно изобретению, средства отбора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе выполнены на уровне компрессора этого газотурбинного
30 двигателя.

Классически газотурбинный двигатель содержит по меньшей мере одну ступень компрессора, предпочтительно первую ступень компрессора и вторую ступень компрессора. При этом средства отбора воздуха могут быть выполнены на одной и/или другой из ступеней компрессора. Эта средства отбора образованы, например,
35 специальным приливом, выполненным на наружном картере газотурбинного двигателя на уровне одной и/или другой из ступеней компрессора. Отбираемый воздух имеет умеренное давление порядка 2-15 бар.

Объектом изобретения является также газотурбинный двигатель вертолета, оснащенный системой быстрой реактивации, содержащей пневматическую турбину,
40 механически связанную с упомянутым газотурбинным двигателем и питаемую газом под давлением по команде при помощи пневматического контура питания, чтобы обеспечивать возможность приведения во вращение упомянутого газотурбинного двигателя и его реактивацию.

Заявленный газотурбинный двигатель отличается тем, что содержит заявленное
45 устройство проверки целостности упомянутой системы быстрой реактивации.

Объектом изобретения является также способ проверки целостности системы быстрой реактивации, содержащей пневматическую турбину, механически связанную с упомянутым газотурбинным двигателем и питаемую газом под давлением по команде

при помощи пневматического контура питания, чтобы обеспечивать возможность приведения во вращение упомянутого газотурбинного двигателя и его реактивацию.

Заявленный способ отличается тем, что содержит:

- 5 - этап обора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе,
- этап доставки этого воздуха к упомянутой пневматической турбине,
- этап измерения скорости вращения упомянутой пневматической турбины.

Предпочтительно заявленный способ осуществляют при помощи заявленного устройства, и заявленное устройство предпочтительно осуществляет заявленный способ.

- 10 - либо во время полета перед переводом газотурбинного двигателя в дежурный режим.

Предпочтительно заявленный способ содержит этап сравнения измеренной скорости вращения упомянутой пневматической турбины с заранее определенной пороговой скоростью.

- 15 - Заранее определенную пороговую скорость определяют, например, как заранее определенное значение в процентах минимальной скорости вращения газовой турбины газотурбинного двигателя. Если скорость, измеренная на этапе измерения скорости, превышает пороговую скорость, то система быстрой реактивации считается нормальной. Если измеренная скорость ниже заранее определенной пороговой скорости, система считается ненадежной, и, следовательно, перевод газотурбинного двигателя в дежурный режим запрещен.

- 20 - Предпочтительно, согласно изобретению, упомянутый этап доставки воздуха содержит этап управления открыванием электроклапана, расположенного на уровне соединения пневматического контура и упомянутого трубопровода доставки воздуха, при этом упомянутый электроклапан выполнен с возможностью освобождения
- 25 - воздушного прохода между упомянутым трубопроводом доставки и упомянутым пневматическим контуром по команде блока управления и в отсутствие питания газом под давлением пневматического контура и с возможностью блокировки упомянутого воздушного прохода в отсутствие команды или в присутствии питания газом под давлением упомянутого пневматического контура.

- 30 - Предпочтительно заявленный способ содержит этап обнаружения несвоевременного открывания упомянутого электроклапана посредством измерения не равной нулю скорости упомянутой пневматической турбины в отсутствие команды на открывание упомянутого электроклапана и вне процедуры быстрой реактивации газотурбинного двигателя.

- 35 - В отсутствие процедуры быстрой реактивации газотурбинного двигателя и осуществления проверки целостности пневматическая турбина не должна вращаться. Таким образом, изобретением предусмотрен этап обнаружения несвоевременного открывания посредством измерения не равной нулю скорости упомянутой пневматической турбины. Этот этап можно осуществлять с заранее определенной
- 40 - периодичностью, чтобы проверять, что устройство проверки исправно. Если измеренная скорость не равна нулю в отсутствие процедуры быстрой реактивации и в отсутствие проверки целостности, значит устройство проверки неисправно.

- 45 - Предпочтительно заявленный способ содержит этап сохранения измерения скорости упомянутой пневматической турбины, чтобы можно было отслеживать тенденцию состояния пневматической турбины.

Объектами изобретения являются также устройство проверки целостности, способ проверки целостности и газотурбинный двигатель, оснащенный устройством проверки целостности, характеризующиеся в комбинации всеми или частью вышеупомянутых

или указанных ниже признаков.

5. Список фигур

Другие задачи, отличительные признаки и преимущества изобретения будут более очевидны из нижеследующего описания, представленного в качестве не
5 ограничительного примера, со ссылками на прилагаемые фигуры, на которых:

Фиг. 1 - схематичный вид газотурбинного двигателя, оснащенного системой быстрой реактивации.

Фиг. 2 - схематичный вид газотурбинного двигателя, оснащенного устройством проверки целостности системы быстрой реактивации согласно варианту выполнения
10 изобретения.

Фиг. 3 - схематичный вид электроклапана устройства проверки целостности согласно варианту выполнения изобретения, в закрытом положении.

Фиг. 4 - схематичный вид электроклапана устройства проверки целостности согласно варианту выполнения изобретения, в открытом положении.

15 6. Подробное описание варианта выполнения изобретения

Для лучшего понимания и с целью иллюстрации и ясности на фигурах масштабы и пропорции не соблюдены.

На фиг. 1 схематично показан газотурбинный двигатель 5, выполненный с возможностью перехода в дежурный режим и оснащенный системой быстрой
20 реактивации, содержащей пневматическую турбину.

Этот газотурбинный двигатель 5 содержит газогенератор 17 и свободную турбину, питаемую от генератора 17. Газогенератор 17 содержит воздушный компрессор 14, питаемый воздухом через воздухозаборник 18. Компрессор 14 питает камеру 13 сгорания
25 топлива в сжатом воздухе, которая выдает газообразные продукты горения, обеспечивающие кинетическую энергию. С компрессором 14 связана турбина 12 частичного расширения газообразных продуктов горения через приводной вал для приведения во вращения компрессора 14 и устройств, необходимых для работы газогенератора или вертолета. Эти устройства расположены в коробке 32 приводов агрегатов. Часть получаемых газообразных продуктов горения вращает свободную
30 турбину 10 передачи мощности, связанную с коробкой передачи мощности (в дальнейшем ВТР) вертолета, затем удаляется через выхлопной выход 19.

Система 11 быстрой реактивации содержит пневматическую турбину 30, которая, согласно варианту выполнения, показанному на фиг. 1, механически соединена с газотурбинным двигателем через коробку 32 приводов агрегатов. Эта пневматическая
35 турбина 30 получает питание газом через контур 8 питания газом, подробное описание которого опускается.

Заявленное устройство проверки целостности, показанное на фиг. 2, содержит средства 21, 22 отбора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе, трубопровод 23 доставки этого отбираемого воздуха в пневматический контур 8 питания газом
40 пневматической турбины и средства определения скорости вращения упомянутой пневматической турбины.

Для упрощения средства определения скорости вращения на фигуре не показаны. Например, эти средства включают в себя датчик скорости, установленный на валу пневматической турбины 30. Этот датчик связан с модулем обработки, например,
45 установленным в компьютере, оснащенный микропроцессором. Предпочтительно модуль обработки установлен непосредственно в блоке регулирования и контроля вертолета (для упрощения на фигурах не показан).

Согласно варианту выполнения, этот модуль обработки содержит параметрируемую

память, которая может содержать значение пороговой скорости, например, выраженное в процентах минимальной скорости газовой турбины. Если скорость вращения пневматической турбины 30, измеренная датчиком скорости, превышает пороговую скорость, целостность системы быстрой реактивации подтверждается.

5 Для питания воздухом пневматической турбины 30 во время процедуры проверки целостности системы реактивации, согласно предпочтительному варианту выполнения, изобретением предусмотрен электроклапан 33, установленный на уровне соединения пневматического контура 8 и трубопровода 23 доставки воздуха. Этот электроклапан 33 показан на фиг. 3 и 4.

10 Электроклапан 33 выполнен с возможностью освобождения воздушного прохода 34, выполненного между трубопроводом 23 доставки и пневматическим контуром 8, по команде не показанного на фигурах блока управления вертолета, например, ЕЕСU, и с возможностью блокировки этого воздушного прохода 34 в отсутствие команды. Электроклапан 33 содержит калиброванную пружину 35, выполненную с возможностью
15 удержания воздушного прохода заблокированным в отсутствие команды.

На фиг. 3 воздушный проход 34 заблокирован электроклапаном 33. Это положение соответствует либо отсутствию проверки целостности, либо отсутствию процедуры реактивации. Это положение является положением по умолчанию. При этом электроклапан 33 удерживается в закрытом положении за счет действия пружины 35.
20 Положение на фиг. 3 соответствует также положению в ходе процедуры реактивации газотурбинного двигателя. В этом случае пневматический контур 8 направляет газ под давлением, показанный стрелками 41a, 41b, 41c на фиг. 3, в пневматическую турбину 30. Давление газа удерживает электроклапан 33 в закрытом положении. Эта давление удержания показано стрелками 41b на фиг. 3.

25 На фиг. 4 показано положение электроклапана 33 во время процедуры проверки целостности системы быстрой реактивации. Воздух, отбираемый на газотурбинном двигателе, циркулирует в трубопроводе 23 доставки, проходит через проход 34, выходит в пневматический контур 8 и направляется в пневматическую турбину 30. Прохождение воздуха во время процедуры проверки целостности показано на фиг. 4 стрелками 43a,
30 43b, 43c.

Объектом изобретения является также способ проверки целостности системы быстрой реактивации газотурбинного двигателя, содержащий этап отбора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе, этап доставки этого воздуха в упомянутую воздушную турбину и этап измерения скорости вращения упомянутой воздушной турбины.

35 Согласно варианту осуществления, способ дополнительно содержит этап сравнения измеренной скорости вращения упомянутой пневматической турбины с заранее определенной пороговой скоростью. Он может также содержать этап обнаружения несвоевременного открывания упомянутого электроклапана посредством измерения не равной нулю скорости упомянутой пневматической турбины в отсутствие команды
40 на открывание упомянутого электроклапана и вне процедуры быстрой реактивации газотурбинного двигателя. Он может также содержать этап сохранения измерений скорости упомянутой пневматической турбины, чтобы обеспечивать отслеживание тенденции состояния пневматической турбины.

Предпочтительно каждый этап заявленного способа осуществляют при помощи
45 заявленного устройства проверки целостности.

(57) Формула изобретения

1. Устройство проверки целостности системы быстрой реактивации газотурбинного

двигателя (5) вертолета, содержащей пневматическую турбину (30), механически связанную с упомянутым газотурбинным двигателем (5) и питаемую газом под давлением по команде при помощи пневматического контура (8) питания, чтобы обеспечивать возможность приведения во вращение упомянутого газотурбинного двигателя (5) и его реактивацию, при этом упомянутое устройство проверки отличается тем, что содержит:

- средства (21, 22) отбора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе (5),
- трубопровод (23) доставки этого отбираемого воздуха в упомянутый пневматический контур (8) питания газом упомянутой пневматической турбины (30),
- средства определения скорости вращения упомянутой пневматической турбины (30).

2. Устройство по п. 1, отличающееся тем, что содержит электроклапан (33), расположенный на уровне соединения пневматического контура (8) и упомянутого трубопровода (23) доставки воздуха, при этом упомянутый электроклапан (33) выполнен с возможностью освобождения воздушного прохода (34) между упомянутым трубопроводом (23) доставки и упомянутым пневматическим контуром (8) по команде блока управления и в отсутствие питания газом под давлением упомянутого пневматического контура (8) и с возможностью блокировки упомянутого воздушного прохода (34) в отсутствие команды или в присутствии питания газом под давлением упомянутого пневматического контура.

3. Устройство по п. 2, отличающееся тем, что упомянутый электроклапан (33) содержит калиброванную пружину (35), выполненную с возможностью удерживать заблокированным воздушный проход (34) в отсутствие команды или в присутствии питания газом под давлением упомянутого пневматического контура (8).

4. Устройство по одному из пп. 1-3, отличающееся тем, что упомянутые средства (21, 22) отбора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе (5) выполнены на уровне компрессора (14) этого газотурбинного двигателя.

5. Газотурбинный двигатель вертолета, оснащенный системой быстрой реактивации, содержащей пневматическую турбину (30), механически связанную с упомянутым газотурбинным двигателем и питаемую газом под давлением по команде при помощи пневматического контура (8) питания, чтобы обеспечивать возможность приведения во вращение упомянутого газотурбинного двигателя и его реактивацию, отличающийся тем, что содержит устройство проверки целостности упомянутой системы быстрой реактивации по одному из пп. 1-4.

6. Способ проверки целостности системы быстрой реактивации газотурбинного двигателя (5), содержащей пневматическую турбину (30), механически связанную с упомянутым газотурбинным двигателем (5) и питаемую газом под давлением по команде при помощи пневматического контура (8) питания, чтобы обеспечивать возможность приведения во вращение упомянутого газотурбинного двигателя (5) и его реактивацию, отличающийся тем, что содержит:

- этап отбора воздуха под давлением на газотурбинном двигателе (5),
- этап доставки этого воздуха к упомянутой пневматической турбине (30),
- этап измерения скорости вращения упомянутой пневматической турбины (30).

7. Способ по п. 6, отличающийся тем, что содержит этап сравнения измеренной скорости вращения упомянутой пневматической турбины (30) с заранее определенной пороговой скоростью.

8. Способ по п. 7, отличающийся тем, что упомянутый этап доставки воздуха содержит этап управления открыванием электроклапана (33), расположенного на

уровне соединения пневматического контура (8) и упомянутого трубопровода (23) доставки воздуха, при этом упомянутый электроклапан (33) выполнен с возможностью освобождения воздушного прохода (34) между упомянутым трубопроводом (23) доставки и упомянутым пневматическим контуром (8) по команде блока управления и в отсутствие питания газом под давлением пневматического контура (8) и с возможностью блокировки упомянутого воздушного прохода (34) в отсутствие команды или в присутствии питания газом под давлением упомянутого пневматического контура (8).

9. Способ по п. 8, отличающийся тем, что содержит этап обнаружения несвоевременного открывания упомянутого электроклапана (33) посредством измерения не равной нулю скорости упомянутой пневматической турбины (30) в отсутствие команды на открывание упомянутого электроклапана (33) и вне процедуры быстрой реактивации газотурбинного двигателя.

10. Способ по одному из пп. 6-9, отличающийся тем, что содержит этап сохранения измерений скорости упомянутой пневматической турбины (30), чтобы можно было отслеживать тенденцию состояния пневматической турбины (30).

20

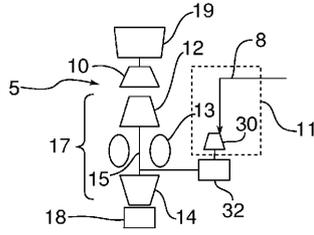
25

30

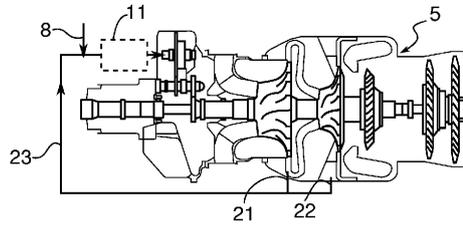
35

40

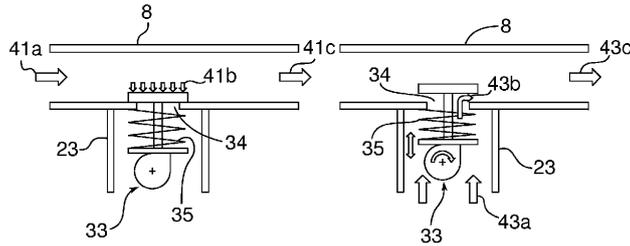
45



ФИГ. 1



ФИГ. 2



ФИГ. 3

ФИГ. 4