



**ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ**

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2006145058/06, 20.05.2005

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
20.05.2005(30) Конвенционный приоритет:
29.05.2004 DE 102004026366.3

(43) Дата публикации заявки: 10.07.2008

(45) Опубликовано: 27.11.2009 Бюл. № 33

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 2003091430 A1, 15.05.2003. JP 03121219
A, 23.05.1991. US 4473998 A, 02.10.1984. DE
19727296 A1, 07.01.1999. RU 2086779 C1,
10.08.1997. RU 2187008 C1, 10.08.2002.(85) Дата перевода заявки РСТ на национальную
фазу: 29.12.2006(86) Заявка РСТ:
DE 2005/001042 (20.05.2005)(87) Публикация РСТ:
WO 2005/116406 (08.12.2005)Адрес для переписки:
101000, Москва, М.Златоустинский пер., д.10,
кв.15, "ЕВРОМАРКПАТ", пат.пов.
И.А.Веселищкой, рег.№ 0011

(72) Автор(ы):

БИЛСОН Кристофер (DE)

(73) Патентообладатель(и):

МТУ АЭРО ЭНДЖИНЗ ГМБХ (DE)**(54) УСТРОЙСТВО ДЛЯ ОБНАРУЖЕНИЯ РАЗРУШЕНИЯ ВАЛА ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ, А
ТАКЖЕ ГАЗОВАЯ ТУРБИНА**

(57) Реферат:

Устройство предназначено для обнаружения в газовой турбине, прежде всего авиационном двигателе, разрушения вала ротора ее первой турбины, прежде всего турбины среднего давления, за которой по ходу потока газа расположена вторая турбина, прежде всего турбина низкого давления, и имеет расположенный между ротором первой турбины и статором второй турбины радиально внутри относительно проточной части газовой турбины управляющий элемент

и подвижно установленный в статоре второй турбины передаточный элемент, который передает движение расположенного радиально внутри управляющего элемента, совершаемое им в результате разрушения вала, на коммутационный элемент, который расположен радиально снаружи относительно проточной части газовой турбины на ее корпусе. Такое выполнение устройства позволит повысить надежность обнаружения разрушения вала газовой турбины. 1 з.п. ф-лы, 1 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2006145058/06, 20.05.2005**
 (24) Effective date for property rights:
20.05.2005
 (30) Priority:
29.05.2004 DE 102004026366.3
 (43) Application published: **10.07.2008**
 (45) Date of publication: **27.11.2009 Bull. 33**
 (85) Commencement of national phase: **29.12.2006**
 (86) PCT application:
DE 2005/001042 (20.05.2005)
 (87) PCT publication:
WO 2005/116406 (08.12.2005)
 Mail address:
**101000, Moskva, M.Zlatoustinskij per., d.10,
kv.15, "EVROMARKPAT", pat.pov.
I.A.Veselitskoj, reg.№ 0011**

(72) Inventor(s):
BILSON Kristofer (DE)
 (73) Proprietor(s):
MTU AEhRO EhNDZhINZ GMBKh (DE)

(54) DEVICE TO DETECT GAS TURBINE SHAFT FAILURE AND GAS TURBINE

(57) Abstract:
 FIELD: engines and pumps.
 SUBSTANCE: device serves to detect aircraft gas first medium-pressure turbine shaft. Low-pressure turbine is arranged downstream of gas flow behind the former medium-pressure turbine. Propose device comprises control element arranged between first turbine rotor and second turbine stator and transfer

element moving inside second turbine stator to transfer motion of control element, caused by shaft failure, to switching element arranged radially outside gas turbine flow passage and on turbine housing.
 EFFECT: higher reliability of detecting gas turbine shaft failure.
 2 cl, 1 dwg

R U 2 3 7 4 4 6 0 C 2

R U 2 3 7 4 4 6 0 C 2

Настоящее изобретение относится к устройству для обнаружения разрушения вала газовой турбины. Помимо этого изобретение относится к газовой турбине.

Газовые турбины, используемые в качестве авиационных двигателей, имеют по меньшей мере один компрессор, по меньшей мере одну камеру сгорания и по меньшей мере одну турбину. Из уровня техники известны авиационные двигатели, имеющие три расположенных по ходу потока перед камерой сгорания компрессора и три расположенных по ходу потока за камерой сгорания турбины. Тримя указанными компрессорами являются соответственно компрессор низкого, компрессор среднего и компрессор высокого давления. Тримя указанными турбинами являются соответственно турбина высокого, турбина среднего и турбина низкого давления. Согласно уровню техники роторы компрессора высокого давления и турбины высокого давления, роторы компрессора среднего давления и турбины среднего давления и роторы компрессора низкого давления и турбины низкого давления соединены между собой своим валом, при этом все три вала расположены соосно друг другу один в другом.

При разрушении, например, вала, соединяющего компрессор среднего давления с турбиной среднего давления, совершаемая турбиной среднего давления работа не может более передаваться в компрессор среднего давления, из-за чего турбина среднего давления может начать вращаться с завышенной частотой. Подобного прокручивания турбины среднего давления необходимо избегать из-за возможного повреждения вследствие этого всего авиационного двигателя. Поэтому исходя из требований безопасности должна обеспечиваться возможность надежного обнаружения разрушения вала газовой турбины с тем, чтобы сразу после разрушения вала можно было прекратить подачу топлива в камеру сгорания. Однако подобное обнаружение разрушения вала газовой турбины сопряжено с определенными трудностями прежде всего в указанной выше газовой турбине с тремя валами, которые расположены соосно друг другу один в другом. При наличии у газовой турбины трех таких валов особые сложности возникают главным образом с надежным обнаружением разрушения среднего вала, кинематически связывающего турбину среднего давления с компрессором среднего давления.

Исходя из вышеизложенного в основу настоящего изобретения была положена задача разработать новое устройство для обнаружения разрушения вала газовой турбины.

Указанная задача решается с помощью устройства для обнаружения разрушения вала газовой турбины, заявленного в п.1 формулы изобретения, в которой представлена газовая турбина, прежде всего авиационный двигатель, имеющая по меньшей мере два компрессора, по меньшей мере одну камеру сгорания и по меньшей мере две турбины, а также устройство для обнаружения разрушения вала ротора первой турбины, прежде всего турбины среднего давления, за которой по ходу потока газа расположена вторая турбина, прежде всего турбина низкого давления, между ротором первой турбины и статором второй турбины радиально внутри рядом с диском последней в направлении потока газа решетки лопаток первой турбины, образующих ее рабочую решетку, расположен управляющий элемент, который установлен в радиально внутренней уплотнительной конструкции статора второй турбины с возможностью перемещения в осевом направлении, соответственно в направлении потока газа, в статоре второй турбины установлен с возможностью перемещения в радиальном направлении передаточный элемент, который своим радиально внутренним концом взаимодействует с управляющим элементом, а своим

радиально внешним концом - с расположенным радиально снаружи на корпусе газовой турбины коммутационным элементом и между управляющим элементом и передаточным элементом и/или между передаточным элементом и коммутационным элементом для их механической связи расположен по меньшей мере один упруго деформируемый пружинящий элемент.

В газовой турбине передаточный элемент подвижно установлен в первой в направлении потока газа решетке лопаток второй турбины, образующих ее сопловой аппарат.

Предлагаемое в изобретении устройство предназначено для обнаружения в газовой турбине, прежде всего авиационном двигателе, разрушения вала ротора ее первой турбины, прежде всего турбины среднего давления, за которой по ходу потока газа расположена вторая турбина, прежде всего турбина низкого давления. Такое устройство имеет расположенный между ротором первой турбины и статором второй турбины радиально внутри относительно проточной части газовой турбины управляющий элемент и подвижно установленный в статоре второй турбины передаточный элемент, который передает движение расположенного радиально внутри управляющего элемента, совершаемое им в результате разрушения вала, на коммутационный элемент, который расположен радиально снаружи относительно проточной части газовой турбины на ее корпусе.

Таким образом, в настоящем изобретении предлагается устройство для обнаружения разрушения вала газовой турбины, имеющее расположенный радиально внутри механический управляющий элемент для механического обнаружения разрушения вала, а также механический передаточный элемент для механической передачи движения управляющего элемента, совершаемого им в результате разрушения вала, на расположенный радиально снаружи коммутационный элемент. Такой коммутационный элемент закреплен радиально снаружи на корпусе газовой турбины. Узлы и элементы предлагаемого в изобретении устройства для обнаружения разрушения вала газовой турбины, которые расположены радиально внутри относительно проточной части газовой турбины и доступ к которым поэтому затруднен, выполнены в виде исключительно механических компонентов и благодаря этому обладают высокой надежностью в работе. Коммутационный же элемент, который соединен с управляющей электроникой авиационного двигателя и представляет собой электрический, соответственно электронный, компонент, легко доступен радиально снаружи корпуса газовой турбины. Благодаря этому к коммутационному элементу имеется легкий доступ для его технического обслуживания.

Предпочтительные варианты осуществления изобретения представлены в зависимых пунктах формулы изобретения и последующем описании.

Ниже изобретение рассмотрено на примере одного из не ограничивающих его объем вариантов его осуществления со ссылкой на прилагаемый к описанию чертеж, на котором в разрезе показан фрагмент предлагаемой в изобретении газовой турбины с предлагаемым в изобретении устройством для обнаружения разрушения ее вала.

Ниже настоящее изобретение более подробно описано со ссылкой на прилагаемый чертеж.

На чертеже в разрезе схематично показан фрагмент предлагаемой в изобретении газовой турбины, в частности авиационного двигателя, в зоне неподвижного соплового аппарата 10 турбины 11 низкого давления. Показанный на чертеже сопловой аппарат 10 турбины 11 низкого давления образован множеством

распределенных по окружности неподвижных сопловых лопаток 12, которые своей радиально внешней частью 13 закреплены на неподвижном корпусе 14 газовой турбины. Перья 15 сопловых лопаток 12 соплового аппарата 10 проходят в зоне проточной части турбины 11 низкого давления в радиальном направлении между радиально внешней частью 13 и радиально внутренней частью 16 сопловых лопаток 12.

Направление потока газа в проточной части турбины обозначено на чертеже стрелками 17. Показанный на чертеже сопловой аппарат 10 турбины 11 низкого давления представляет собой ее первую в направлении потока газа (стрелка 17) решетку лопаток. По ходу потока газа за сопловым аппаратом 10 турбины 11 низкого давления расположена ее не показанная на чертеже рабочая решетка. По ходу потока газа перед турбиной 11 низкого давления расположена не показанная на чертеже турбина среднего давления. При этом перед показанной на чертеже первой в направлении потока газа решеткой лопаток турбины 11 низкого давления, образующих ее сопловой аппарат 10, расположена последняя в направлении потока газа, не показанная на чертеже решетка лопаток турбины среднего давления, образующих ее рабочую решетку. По ходу потока перед турбиной среднего давления предпочтительно расположена турбина высокого давления.

Как указано выше, в газовых турбинах подобного типа, имеющих три турбины и три компрессора, роторы турбины высокого давления и компрессора высокого давления, роторы турбины среднего давления и компрессора среднего давления и роторы турбины низкого давления и компрессора низкого давления соединены между собой своим валом, при этом все три вала расположены соосно друг другу один в другом.

Задача настоящего изобретения состояла в том, чтобы предложить устройство для обнаружения разрушения вала газовой турбины, которое было бы пригодно прежде всего для обнаружения разрушения вала, соединяющего ротор турбины среднего давления с ротором компрессора среднего давления. Необходимость обнаружения разрушения именно этого вала связана с тем, что при его разрушении совершаемая турбиной среднего давления работа, соответственно развиваемая ею мощность, не может более отбираться компрессором среднего давления, из-за чего турбина среднего давления может начать вращаться с завышенной частотой. Поскольку подобное вращение турбины с завышенной частотой может привести к серьезным повреждениям авиационного двигателя, необходимо обеспечить возможность надежного обнаружения разрушения вала газовой турбины.

Для решения описанной выше задачи согласно настоящему изобретению предлагается разместить между ротором не показанной на чертеже турбины среднего давления и статором турбины 11 низкого давления управляющий элемент 18, который в показанном на чертеже примере расположен между последней в направлении потока газа решеткой лопаток турбины среднего давления, образующих ее рабочую решетку, и первой в направлении потока газа решеткой лопаток турбины 11 низкого давления, образующих ее сопловой аппарат 10. Относительно проточной части турбины управляющий элемент 18 расположен при этом радиально внутри нее рядом с не показанным на чертеже диском последней в направлении потока газа решетки лопаток не показанной на чертеже турбины среднего давления, образующих ее рабочую решетку. Управляющий элемент 18 установлен в радиально внутренней уплотнительной конструкции 19 статора турбины 11 низкого давления с возможностью перемещения в направлении потока газа, соответственно в осевом

направлении. Возможность осевого перемещения управляющего элемента 18 обозначена на чертеже двунаправленной стрелкой 20. Как показано на чертеже, к одному концу управляющего элемента 18 присоединен упруго деформируемый пружинящий элемент 21, степень прогиба которого непосредственно зависит от осевого положения управляющего элемента 18.

При разрушении вала, соединяющего расположенную по ходу потока газа перед турбиной низкого давления турбину среднего давления с компрессором среднего давления, ротор турбины среднего давления из-за разности давлений внутри нее начинает перемещаться в направлении статора турбины 11 низкого давления и тем самым назад, соответственно в направлении потока газа (стрелка 17), в результате чего ротор турбины среднего давления соприкасается с управляющим элементом 18 и перемещает его в обозначенном стрелками 17 осевом направлении. В показанном на чертеже примере диск последней в направлении потока газа решетки лопаток турбины среднего давления, образующих ее рабочую решетку, приводит в действие управляющий элемент 18, относящийся к первой в направлении потока решетки лопаток первой турбины 11 низкого давления, образующих ее сопловой аппарат 10.

Управляющий элемент 18 взаимодействует с передаточным элементом (толкателем) 22, который при разрушении вала и соответственно при срабатывании управляющего элемента 18 приводит в действие коммутационный элемент 23, который закреплен радиально снаружи на корпусе 14 газовой турбины. Как показано на чертеже, передаточный элемент 22 установлен в статоре турбины 11 низкого давления и, в частности, в ее неподвижном сопловом аппарате 10 с возможностью перемещения в радиальном направлении. Возможность радиального перемещения передаточного элемента 22 обозначена на чертеже двунаправленной стрелкой 24.

Передаточный элемент 22 проходит в радиальном направлении через показанную на чертеже направляющую лопатку 12 соплового аппарата 10 и своим радиально внутренним концом 25 взаимодействует с управляющим элементом 18, а своим радиально внешним концом 26 - с коммутационным элементом 23. При разрушении вала газовой турбины в ее системе среднего давления ротор турбины среднего давления, а вместе с ним и управляющий элемент 18 начинают перемещаться в обозначенном стрелками 17 направлении, что сопровождается увеличением степени прогиба пружинящего элемента 21, который в результате начинает перемещать передаточный элемент 22 в направлении радиально наружу. При этом в показанном на чертеже примере радиально внешний конец 26 передаточного элемента 22 нажимает на пружинящий элемент 27, который вследствие обусловленного разрушением вала перемещения передаточного элемента 22 в направлении радиально наружу деформируется, изменяя свою форму с показанной на чертеже сплошными линиями до показанной прерывистыми линиями, и в конечном итоге нажимает на коммутационный элемент 23. Коммутационный элемент 23 соединен с модулем 28 управляющего устройства газовой турбины, которое при обнаружении разрушения ее вала прекращает подачу топлива в ее камеру сгорания.

Таким образом, в настоящем изобретении предлагается устройство для обнаружения разрушения вала газовой турбины, содержащее расположенный радиально внутри газовой турбины управляющий элемент 18, с помощью которого механическим путем выявляется разрушение вала, и передаточный элемент 22, который механическим путем передает движение управляющего элемента 18, совершаемое им в результате разрушения вала, на расположенный радиально снаружи на корпусе 14 газовой турбины коммутационный элемент 23. Расположенные

радиально внутри соответственно труднодоступные узлы и элементы предлагаемого в изобретении устройства для обнаружения разрушения вала работают исключительно на основании механического принципа и благодаря этому обладают исключительно высокой отказоустойчивостью. Электрические же соответственно электронные

5 компоненты предлагаемого в изобретении устройства, такие, например, как коммутационный элемент 23, соответственно модуль 28, закреплены исключительно снаружи на корпусе 14 газовой турбины и благодаря этому легкодоступны для технического обслуживания.

10 В показанном на чертеже примере передаточный элемент 22 своим радиально внутренним концом 25 через пружинящий элемент 21 взаимодействует с управляющим элементом 18, а своим радиально внешним концом 26 через пружинящий элемент 27 взаимодействует с коммутационным элементом 23. Следует отметить, что передаточный элемент 22 может взаимодействовать с управляющим элементом 18 и с

15 коммутационным элементом 23 и непосредственно своим радиально внутренним концом 25, соответственно своим радиально внешним концом 26. Так, например, управляющий элемент 18 на том своем участке, которым он взаимодействует с передаточным элементом 22, может быть выполнен конической формы, при которой

20 управляющий элемент 18 при своем осевом перемещении в обозначенном двунаправленной стрелкой 20 направлении радиально перемещает передаточный элемент 22 в обозначенном двунаправленной стрелкой 24 направлении.

Пружинящий элемент 24 предпочтительно выполнять в виде скачкообразно выгибающейся в другую сторону тарельчатой пружины. В этом случае при

25 разрушении вала перемещение передаточного элемента 22 радиально наружу становится более выраженным и приводит к постоянно сохраняющемуся выгибу тарельчатой пружины в другую сторону. Благодаря этому повышается надежность срабатывания коммутационного элемента 23.

30 Формула изобретения

1. Газовая турбина, прежде всего авиационный двигатель, имеющая по меньшей мере два компрессора, по меньшей мере одну камеру сгорания и по меньшей мере две турбины, а также устройство для обнаружения разрушения вала ротора первой

35 турбины, прежде всего турбины среднего давления, за которой по ходу потока газа расположена вторая турбина (11), прежде всего турбина низкого давления, отличающаяся тем, что между ротором первой турбины и статором второй турбины (11) радиально внутри рядом с диском последней в направлении потока газа решетки лопаток первой турбины, образующих ее рабочую решетку, расположен

40 управляющий элемент (18), который установлен в радиально внутренней уплотнительной конструкции (19) статора второй турбины (11) с возможностью перемещения в осевом направлении, соответственно в направлении потока газа, в статоре второй турбины (11) установлен с возможностью перемещения в радиальном

45 направлении передаточный элемент (22), который своим радиально внутренним концом (25) взаимодействует с управляющим элементом (18), а своим радиально внешним концом (26) - с расположенным радиально снаружи на корпусе (14) газовой турбины коммутационным элементом (23) и между управляющим элементом (18) и

50 передаточным элементом (22) и/или между передаточным элементом (22) и коммутационным элементом (23) для их механической связи расположен по меньшей мере один упруго деформируемый пружинящий элемент (21, 27).

2. Газовая турбина по п.1, отличающаяся тем, что передаточный элемент (22)

подвижно установлен в первой в направлении потока газа решетке лопаток второй турбины (11), образующих ее сопловой аппарат (10).

5

10

15

20

25

30

35

40

45

50

