



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F02C 7/26 (2006.01)

(21)(22) Заявка: 2016109790, 12.09.2014

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
12.09.2014

Дата регистрации:
09.07.2018

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
19.09.2013 FR 1358996

(43) Дата публикации заявки: 24.10.2017 Бюл. № 30

(45) Опубликовано: 09.07.2018 Бюл. № 19

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 19.04.2016

(86) Заявка РСТ:
FR 2014/052263 (12.09.2014)

(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2015/040310 (26.03.2015)

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

(72) Автор(ы):

ТИРЬЕ Ромэн (FR),
МАРКОНИ Патрик (FR),
СЕРГИН Камель (FR),
КАРАТЖ Антуан Мари Жорж (FR),
ДАНГИ Франсуа (FR),
ФАББРИ Лоран (FR),
ИВАР Пьер (FR),
СУЛИ Лоран (FR),
БАППА Филипп (FR)

(73) Патентообладатель(и):

САФРАН ЭРКРАФТ ЭНДЖИНЗ (FR),
САФРАН ХЕЛИКОПТЕР ЭНДЖИНЗ (FR)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: FR 1207024 A, 12.02.1960. EP
2267288 A2, 29.12.2010. FR 1448767 A,
18.03.1966. RU 2224690 C2, 27.02.2004. RU
2005898 C1, 15.01.1994.

(54) СИСТЕМА И СПОСОБ ЭКСТРЕННОГО ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Предложена система экстренного запуска газотурбинного двигателя, содержащая, по меньшей мере, один газогенератор на твердом ракетном топливе, электрически управляемое устройство воспламенения, вычислительное устройство, связанное с устройством воспламенения, и, по меньшей мере, два независимых стартера, каждый из которых предназначен для запуска одного газотурбинного двигателя, при этом каждый стартер содержит турбину привода вала, предназначенного для

соединения с валом соответствующего газотурбинного двигателя, при этом выход газов генератора соединен с входом турбины стартера каждого стартера через один распределительный вентиль, связанный с вычислительным устройством. Описаны также летательный аппарат и способ экстренного запуска газотурбинного двигателя. Технический результат изобретений – упрощение, повышение эффективности и экономичности. 3 н. и 3 з.п. ф-лы, 4 ил.



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02C 7/26 (2006.01)

(21)(22) Application: **2016109790, 12.09.2014**

(24) Effective date for property rights:
12.09.2014

Registration date:
09.07.2018

Priority:

(30) Convention priority:
19.09.2013 FR 1358996

(43) Application published: **24.10.2017 Bull. № 30**

(45) Date of publication: **09.07.2018 Bull. № 19**

(85) Commencement of national phase: **19.04.2016**

(86) PCT application:
FR 2014/052263 (12.09.2014)

(87) PCT publication:
WO 2015/040310 (26.03.2015)

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

(72) Inventor(s):

**TIRE Romen (FR),
MARKONI Patrik (FR),
SERGIN Kamel (FR),
KARATZH Antuan Mari Zhorzh (FR),
DANGI Fransua (FR),
FABBRI Loran (FR),
IVAR Per (FR),
SULI Loran (FR),
BARRA Filipp (FR)**

(73) Proprietor(s):

**SAFRAN ERKRAFT ENDZHINZ (FR),
SAFRAN KHELIKOPTER ENDZHINZ (FR)**

(54) **AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE EMERGENCY STARTING SYSTEM AND METHOD**

(57) Abstract:

FIELD: motors and pumps.

SUBSTANCE: disclosed is the gas turbine engine emergency start system containing at least one gas generator on solid rocket fuel, electrically controlled ignition device, associated with the ignition device computing device, and at least two independent starters, each of which is designed for the one gas turbine engine starting, at that, each starter comprises the shaft drive turbine for connection to the corresponding gas turbine

engine shaft, at that, the generator gases output is connected to the starter turbine input of each starter via connected to the computing device single distribution valve. Also disclosed are aircraft and the gas turbine engine emergency starting method.

EFFECT: simplification, increase in efficiency and effectiveness.

6 cl, 4 dwg

RU 2 660 725 C 2

RU 2 660 725 C 2

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Настоящее изобретение относится к системе и способу экстренного запуска газотурбинного двигателя летательного аппарата, в частности вертолета.

ПРЕДШЕСТВУЮЩИЙ УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

5 В случае двухмоторного вертолета (FR 2967132 и FR 2967133), когда один из двигателей намеренно выключают, могут возникнуть критические ситуации. Действительно, этот режим рекомендован для минимизации расхода во время фаз поиска и полета на крейсерской скорости. В этом контексте могут возникнуть две исключительные ситуации, которые требуют экстренного повторного запуска

10 выключенного двигателя:

- единственный работающий двигатель останавливается или по существу снижает обороты в результате неисправности или аварии; и
- условия полета непредвиденно ухудшаются, что требует возврата в режим полета на двух двигателях (например, при недостаточной высоте полета).

15 В настоящее время обычный запуск газотурбинного двигателя производят при помощи электрического стартера, питаемого от бортовой сети вертолета. Однако характеристики этой системы несовместимы с необходимостью экстренного повторного запуска. Возможна адаптация электрической системы, но она требует применения дорогой технологии, которая к тому же приводит к увеличению массы (синхронная

20 машина с постоянными магнитами, силовая электроника и блок соответствующих батарей...).

Как правило, обычный цикл запуска дежурного двигателя длится около тридцати секунд, но это время может оказаться слишком долгим в зависимости от условий полета, например, на низкой высоте при по меньшей мере частичном отказе единственного

25 активного двигателя. Если выключенный двигатель не запустить вовремя, может возникнуть проблема при посадке на неисправном двигателе.

В целом, экстренные ситуации, которые могут возникнуть в вышеуказанных условиях, требуют времени реагирования порядка нескольких секунд, чтобы обеспечить экстренный запуск или повторный запуск с достаточным запасом надежности.

30 Задачей настоящего изобретения является разработка простого, эффективного и экономичного решения этой проблемы. Однако изобретение не ограничивается вышеупомянутым применением, и его можно использовать для обеспечения экстренного запуска газотурбинного двигателя любого типа летательного аппарата или вертолета, содержащего более двух двигателей, такого как трехмоторный вертолет.

СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

В связи с этим изобретением предложена система экстренного запуска газотурбинного двигателя летательного аппарата, отличающаяся тем, что содержит по меньшей мере один газогенератор на твердом ракетном топливе, электрически управляемое устройство

35 воспламенения, вычислительное устройство, связанное с устройством воспламенения, и по меньшей мере один стартер, содержащий турбину привода вала, предназначенного для соединения с валом газотурбинного двигателя, при этом выход газов генератора соединен с входом турбины стартера.

Таким образом, изобретением предложена новая технология для обеспечения экстренного запуска газотурбинного двигателя летательного аппарата. В рамках этой

40 технологии используют газогенератор на твердом ракетном топливе, который является относительно компактным и может быть легко интегрирован в газотурбинный двигатель или в летательный аппарат. Твердое ракетное топливо является энергетическим материалом, содержащим окисляющие (окислитель) и восстанавливающие (горючее)

элементы, обеспечивающие за счет сгорания (окислительно-восстановительная реакция) генерирование высокоэнергетических газообразных продуктов сгорания. Согласно изобретению, энергетическим материалом является твердое ракетное топливо. Это ракетное топливо является, например, однородным или сложным ракетным топливом.

5 Система экстренного запуска на твердом ракетном топливе обладает высокой плотностью мощности и энергии по сравнению с электрическим аккумулятором и обеспечивает намного более короткое время действия. Кроме того, эта система является полностью автономной по отношению к электрической сети вертолета, в частности, если устройством воспламенения управляет вычислительное устройство газотурбинного
10 двигателя.

При обнаружении экстренной ситуации вычислительное устройство активирует зажигание газогенератора. Газы, производимые газогенератором, приводят во вращение ротор турбины и, следовательно, вал привода вала газотурбинного двигателя.

Предпочтительно выход газов генератора соединен с входом турбины через
15 распределительный клапан, связанный с вычислительным устройством.

Согласно другому варианту выполнения изобретения, система содержит два независимых стартера, предназначенных для запуска двух газотурбинных двигателей независимо друг от друга. Выход газов генератора соединен с входом турбины каждого стартера.

20 Вычислительное устройство управляет клапаном таким образом, чтобы газы, получаемые при сгорании ракетного топлива, питали турбину стартера, связанного с газотурбинным двигателем, который необходимо экстренно запустить.

Предпочтительно выход турбины стартера или каждого стартера соединен с реактивным соплом. Это является преимуществом, так как в случае блокировки
25 вращения ротора турбины газы, производимые газогенератором, проходят через ротор до реактивного сопла без риска взрыва турбины.

Турбина стартера или каждого стартера может содержать только одно колесо ротора. Например, турбина стартера выполнена с возможностью производства средней
30 мощности 40-50 кВт за промежуток времени около 3 с. В случае, когда требуется более высокая производительность, турбину можно соответствующим образом оптимизировать, и она может, например, содержать более одной ступени.

Предпочтительно вал, вращаемый турбиной, соединен с колесом свободного хода, выполненным с возможностью передачи приводного крутящего момента, только когда он поступает от стартера. Таким образом, ротор турбины стартера не приводится во
35 вращение валом газотурбинного двигателя во время его работы, что гарантирует оптимальный срок службы стартера. В варианте вал, вращаемый турбиной, может быть соединен с валом газотурбинного двигателя напрямую или через средства трансмиссии, выполненные с возможностью передачи приводного крутящего момента, когда он поступает от одного или другого из валов стартера и газотурбинного двигателя.
40 Вал, вращаемый турбиной, может быть связан с валом газотурбинного двигателя через коробку приводов агрегатов.

Объектом настоящего изобретения является также летательный аппарат, такой как вертолет, содержащий по меньшей мере один газотурбинный двигатель и по меньшей мере одну вышеупомянутую систему запуска.

45 Летательный аппарат может содержать по меньшей мере два газотурбинных двигателя, при этом каждый газотурбинный двигатель связан с независимой системой запуска или с общей системой запуска, содержащей один стартер на каждый газотурбинный двигатель и общий газогенератор.

Объектом настоящего изобретения является также способ экстренного запуска газотурбинного двигателя летательного аппарата при помощи описанной выше системы, отличающийся тем, что вычислительное устройство активирует устройство воспламенения сразу при обнаружении ситуации экстренного запуска.

ОПИСАНИЕ ФИГУР

Изобретение, его другие особенности, отличительные признаки и преимущества будут более очевидны из нижеследующего описания, представленного в качестве не ограничительного примера, со ссылками на прилагаемые чертежи, на которых:

Фиг. 1 изображает вид двухмоторного вертолета, оснащенного заявленной системой экстренного запуска;

Фиг. 2 - вид заявленной системы экстренного запуска с осевым разрезом стартера этой системы;

Фиг. 3 и 4 изображают аналогичную фиг. 1 версию выполнения изобретения.

ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ

На фиг. 1 и 2 представлен пример выполнения изобретения, которое в данном случае применяют для двухмоторного вертолета 10, содержащего два газотурбинных двигателя 12, приводящих во вращение ротор винта 14 через главную трансмиссионную коробку 16.

Каждый газотурбинный двигатель оснащен стартером 18, который входит в состав заявленной системы 20 экстренного запуска (фиг.2), то есть система 20 содержит в данном случае два стартера 18.

Система 20 содержит также газогенератор 22 на твердом ракетном топливе, электрически управляемое устройство 24 воспламенения твердого ракетного топлива, распределительный вентиль 26, соединяющий выход газов генератора со стартерами 18, и вычислительное устройство 28, связанное с устройством 24 воспламенения и с вентилем для их управления.

В данном случае газогенератор 22 содержит корпус вытянутой цилиндрической формы, содержащий один или несколько зарядов твердого ракетного топлива, адаптированных для соблюдения необходимого расхода газа генератора, причем это корпус служит камерой сгорания. Следует отметить, что необходимый расход можно получить за счет соответствующего выбора формы заряда и/или за счет полного или частичного ингибирования некоторых частей заряда.

После воспламенения поверхности заряда ракетного топлива поверхность заряда горит и увеличивается, производя газообразные продукты сгорания под высоким давлением в соответствии с необходимым расходом, регулируемым за счет формы и ингибирования заряда. Газы проходят на выход генератора. Температура горения внутри генератора 22 обычно находится в интервале [1400К, 2700К].

Устройство 24 воспламенения электрически управляется вычислительным устройством 28 и предназначено для активации горения ракетного топлива по соответствующему сигналу, передаваемому вычислительным устройством 28.

Распределительный вентиль 26 является, например, трехходовым вентилем и содержит входной канал, соединенный с выходом генератора 22 (стрелка 30), и два выходных канала, соединенных соответственно со стартерами 18 (стрелки 32). Вентиль выполнен таким образом, что входной канал может быть соединен только с одним из выходных каналов, чтобы система 20 в соответствии с изобретением могла экстренно запустить только один газотурбинный двигатель за один раз. Входной канал гидравлически сообщается с одним или другим из выходных каналов в зависимости от сигнала, передаваемого вычислительным устройством 28.

Вычислительное устройство 28 является электронным блоком управления, который обычно используют в области авиации. Когда оно обнаруживает экстренную ситуацию, оно активирует распределительный клапан 26 и устройство 24 воспламенения, чтобы обеспечить питание стартера 18 запускаемого газотурбинного двигателя газами, производимыми при сгорании твердого ракетного топлива.

Пример выполнения стартера 18 схематично показан в осевом разрезе на фиг. 2. Он в основном содержит вал 34, на котором установлено колесо 36 ротора турбины 38, например, сверхзвукового типа, при этом вал 34 направляется во вращении опорными подшипниками 40, установленными в картере 42 стартера. Картер 42 содержит радиальное отверстие 44, образующее вход турбины 38 и выходящее в кольцевую полость 46 питания турбины. Эта полость 46 может иметь постоянное сечение от входа к выходу или может, наоборот, иметь сечение, изменяющееся от входа к выходу.

Газообразные продукты сгорания, которые попадают в полость 46, расширяются и проходят через лопатки 48 колеса 36 (стрелки 50), что приводит к вращению колеса 36 и, следовательно, вала 34 вокруг его оси (стрелка 52). Затем газы выходят из турбины 38 через ее сопло и удаляются наружу (стрелки 50).

На входе турбины можно предусмотреть средства охлаждения для снижения температуры газообразных продуктов сгорания, например, до 600К. Кроме того, на входе турбины можно установить фильтр 53 для ограничения попадания твердых частиц в канал турбины.

Вал 34 предназначен для передачи пускового крутящего момента на вал 54, например, высокого давления, газотурбинного двигателя, с которым связан стартер 18. Передача этого момента может происходить напрямую, как схематично показано пунктирной линией 56, или через средства трансмиссии, такие как коробка 58 приводов агрегатов.

Однако предпочтительно передача крутящего момента между валом 34 и валом 54 или коробкой 58 приводов агрегатов происходит через колесо 60 свободного хода. Это колесо свободного хода схематично показано в виде диода, так как оно предназначено для передачи крутящего момента, если он поступает от вала 34, но не в случае, когда он поступает от вала 54. После запуска газотурбинного двигателя вал 34 перестает вращать вал 54.

В варианте выполнения, показанном на фиг. 3, система запуска содержит только один стартер 118, следовательно система 120 экстренного запуска связана только с одним газотурбинным двигателем 112 и не содержит распределительного клапана, поскольку выход газов генератора 122 напрямую соединен с входом турбины стартера.

В варианте выполнения, показанном на фиг. 4, каждый газотурбинный двигатель 112 двухмоторного вертолета связан со своей системой 120 запуска, которая не зависит от другой системы 120. Каждая система 120 содержит генератор 122 и стартер 118.

В еще одном не показанном варианте изобретения система запуска может содержать более одного газогенератора на твердом ракетном топливе, например, в виде «пакета», при этом генераторы установлены параллельно и приводятся в действие со смещением во времени, чтобы регулировать общий расход горячих газов, питающих стартер.

(57) Формула изобретения

1. Система (20) экстренного запуска газотурбинных двигателей (12) летательного аппарата (10), отличающаяся тем, что содержит по меньшей мере один газогенератор (22) на твердом ракетном топливе, электрически управляемое устройство (24) воспламенения, вычислительное устройство (28), связанное с устройством воспламенения, и по меньшей мере два независимых стартера (18), каждый из которых

предназначен для запуска одного газотурбинного двигателя, при этом каждый стартер содержит турбину (38) привода вала (34), предназначенного для соединения с валом (54) соответствующего газотурбинного двигателя, при этом выход газов генератора соединен с входом (44) турбины стартера каждого стартера через один

5 распределительный вентиль, связанный с вычислительным устройством (28).

2. Система (20) по одному из п.1, отличающаяся тем, что выход турбины (38) каждого стартера (18) соединен с реактивным соплом.

3. Система (20) по одному из п.1 или 2, отличающаяся тем, что турбина (38) каждого стартера содержит только одно колесо (36) ротора.

10 4. Система (20) по одному из п.1 или 2, отличающаяся тем, что содержит средства соединения вала (34), вращаемого турбиной (38), с валом (54) газотурбинного двигателя (12), причем эти средства соединения содержат колесо (60) свободного хода, выполненное с возможностью передачи приводного крутящего момента, только когда он поступает от стартера (18).

15 5. Летательный аппарат, содержащий по меньшей мере два газотурбинных двигателя (12,112), отличающийся тем, что содержит систему (20) экстренного запуска по одному из пп. 1-4.

6. Способ экстренного запуска газотурбинного двигателя (12) летательного аппарата при помощи системы (20) по одному из пп. 1-4, отличающийся тем, что вычислительное

20 устройство (28) активирует устройство (24) воспламенения сразу при обнаружении ситуации экстренного запуска.

25

30

35

40

45



