РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

(19) **RU** (11) **2 277 179** (13) **C2**

(51) МПК
F02C 7/26 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: **2004119528/06, 29.06.2004**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
29.06.2004

(43) Дата публикации заявки: **10.01.2006**

(45) Опубликовано: **27.05.2006 Бюл. № 15**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **КАЦ Б.М. и др. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1976, с.5-7, рис.1.1а. АЛАБИН М.А. и др. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1968, с.21. US 3098626, A, 23.07.1963. US 4461143 A, 24.07.1963. SU 811919 A, 30.01.1982. GB 1197730 A, 28.04.1970.**

Адрес для переписки:
129301, Москва, ул. Касаткина, 13, НТЦ им. А. Люльки ОАО "НПО "Сатурн", патентный отдел

(72) Автор(ы):
Быстров Валентин Васильевич (RU),
Гойхенберг Михаил Михайлович (RU),
Кирюхин Владимир Валентинович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Открытое акционерное общество "Научно-производственное объединение "Сатурн" (ОАО "НПО "Сатурн") (RU)

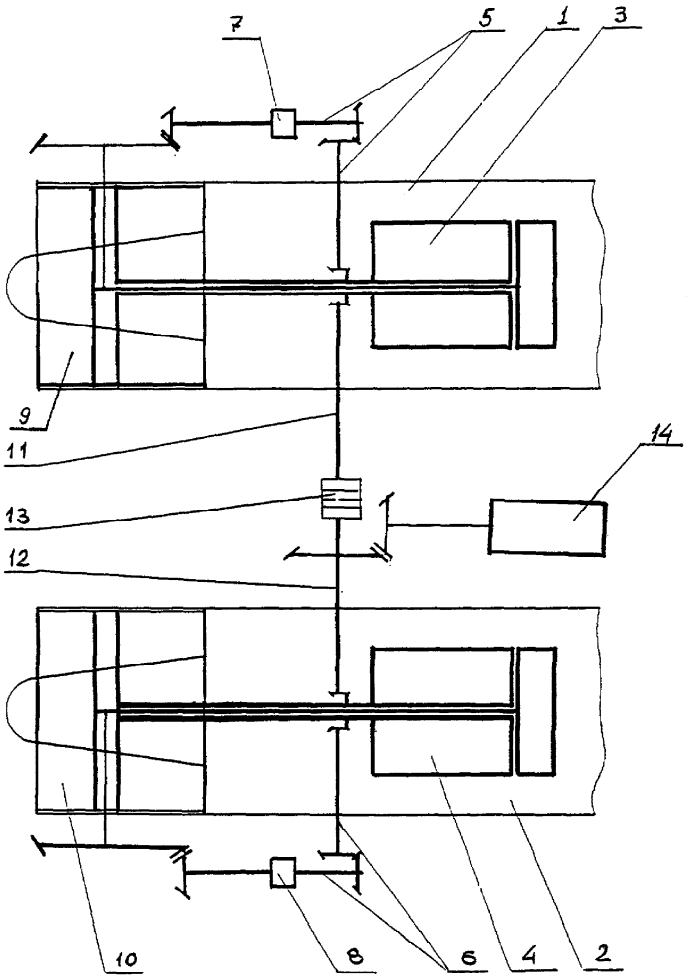
(54) СПОСОБ ЗАПУСКА ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МНОГОДВИГАТЕЛЬНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Способ запуска газотурбинных двигателей многодвигательного летательного аппарата заключается в запуске одного из двигателей летательного аппарата путем подвода к его ротору мощности от пускового устройства и последующем запуске второго двигателя летательного аппарата. Запуск второго двигателя летательного аппарата осуществляют путем подвода к его ротору мощности от ротора первого двигателя посредством соединения валов роторов обоих двигателей. В полете в экстремальных ситуациях при останове двигателей и невозможности запуска ни одного из них от пускового устройства запуск одного из двигателей производят путем соединения вала его ротора с валом авторотирующего ротора другого двигателя и/или валом авторотирующего ротора другого каскада этого же двигателя. Изобретение позволяет расширить зону запуска газотурбинных двигателей многодвигательного летательного аппарата и уменьшить время его запуска при упрощении конструкции и снижении веса пусковой системы. 1 ил.

RU 2277179 C2

RU 2277179 C2



RU 2277179 C2

RU 2277179 C2

RUSSIAN FEDERATION

(19) **RU** (11) **2 277 179** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F02C 7/26 (2006.01)

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2004119528/06, 29.06.2004**

(24) Effective date for property rights: **29.06.2004**

(43) Application published: **10.01.2006**

(45) Date of publication: **27.05.2006 Bull. 15**

Mail address:
129301, Moskva, ul. Kasatkina, 13, NTTs im. A. Ljul'ki OAO "NPO "Saturn", patentnyj otdel

(72) Inventor(s):
Bystrov Valentin Vasil'evich (RU),
Gojkhenberg Mikhail Mikhajlovich (RU),
Kirjukhin Vladimir Valentinovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Otkrytoe aktsionernoe obshchestvo "Nauchno-proizvodstvennoe ob"edinenie "Saturn" (OAO "NPO "Saturn") (RU)

(54) METHOD OF STARTING GAS-TURBINE ENGINES OF MULTIENGINED AIRCRAFT

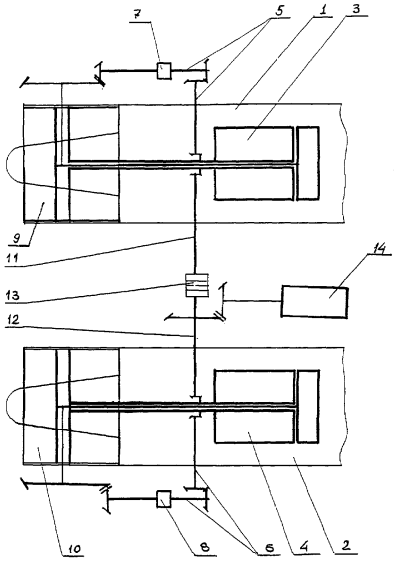
(57) Abstract:

FIELD: aircraft industry; multiengined aircraft.

SUBSTANCE: proposed method comes to starting one of air engines by delivering power from starter to engine rotor and subsequent starting of second engine of aircraft. Second engine is started by delivering to its rotor from rotor of first engine owing to connection of shafts of rotors of both engines. In flight in emergency stopping of engines and when starting of one of engine by starter is impossible, one of engine is started by connecting shaft of its rotor with shaft of autorotating rotor of other engine and/or shaft of autorotating rotor of other of the same engine.

EFFECT: enlarged zone of starting of gas-turbine engines of multiengined aircraft, reduced time taken for starting, simplified design and reduced weight of starting system.

1 dwg



RU 2277179 C2

RU 2277179 C2

Изобретение относится к области авиадвигателестроения, а именно к способам запуска газотурбинных двигателей (далее - ГТД).

Известен способ запуска газотурбинных двигателей многодвигательного летательного аппарата (далее - л.а.), заключающийся в запуске одного из двигателей л.а. путем подвода к его ротору мощности от пускового устройства и последующем запуске второго двигателя (Патент США №4461143, F 02 C 7/26, 1984 г.).

В известном способе запуск второго двигателя производится также от пускового устройства, которое посредством управляемой муфты отключается от ротора первого запущенного двигателя и присоединяется к ротору запускаемого двигателя.

В качестве пусковых устройств роторов ГТД на земле и в полете используют электрические, воздушные, пороховые стартеры, турбокомпрессорные стартеры - энергоузлы и т.д. Для обеспечения надежного запуска ГТД используют специальный комплекс бортовых устройств и агрегатов, которые соединены между собой и ротором запускаемого двигателя коммуникациями различного рода. Однако практически все эти устройства и агрегаты, значительно увеличивая вес л.а., в полете используются очень ограниченное время (только в экстремальных ситуациях для дополнительной подкрутки ротора, а также в качестве вспомогательной силовой установки для питания бортовых систем электроэнергией, сжатым воздухом и т.д.).

Кроме того, известный способ не всегда обеспечивает надежный запуск двигателя в экстремальных условиях и при повторных запусках ввиду имеющихся у вышеуказанных источников энергии различных ограничений по располагаемой мощности и эксплуатационным характеристикам. При этом требуемое повышение расчетной мощности современных пусковых устройств приводит к увеличению их массово-габаритных показателей.

Задачей, на решение которой направлено заявленное изобретение, является расширение зоны запуска ГТД многодвигательного л.а. и уменьшение времени его запуска при одновременном упрощении конструкции и снижении веса пускового устройства за счет использования мощности соседнего работающего или авторотирующего двигателя.

Задача решается тем, что в способе запуска газотурбинных двигателей многодвигательного л.а., заключающемся в запуске одного из двигателей л.а. путем подвода к его ротору мощности от пускового устройства и последующем запуске второго двигателя л.а., запуск второго двигателя осуществляют путем подвода к его ротору мощности от ротора первого двигателя посредством соединения валов роторов обоих двигателей, при этом в полете в экстремальных ситуациях при останове двигателей и невозможности запуска ни одного из них от пускового устройства запуск одного из двигателей может быть произведен путем соединения вала его ротора с валом авторотирующего ротора другого двигателя и/или валом авторотирующего ротора другого каскада этого же двигателя.

Осуществление запуска какого-либо из двигателей многодвигательного л.а. за счет использования таких энергоемких источников, как соседний работающий или авторотирующий двигатель, расширяет возможности для запуска ГТД по уровню передаваемой мощности и быстродействию во всем диапазоне полетов л.а. Кроме того, такое использование позволяет исключить из комплекса бортовых устройств и агрегатов некоторые устройства, предназначенные специально для запуска.

В экстремальных ситуациях при останове двигателей и невозможности запуска ни одного из них от пускового устройства обеспечивается надежный запуск одного из отказавших двигателей за счет возможности мгновенного и одновременного подвода мощности от имеющихся на борту л.а. источников энергии, таких как авторотирующий ротор соседнего двигателя и авторотирующий ротор другого каскада этого же двигателя, например ротор низкого давления, за счет энергии срабатывания в роторе давления набегающего потока.

На чертеже представлена схема системы запуска, поясняющая предлагаемый способ.

В двигателях 1 и 2 многодвигательного л.а. роторы 3 и 4 высокого давления

посредством механических передач 5 и 6 через муфты 7 и 8 соединены с роторами 9 и 10 низкого давления. В качестве механических передач 5 и 6 используются приводы штатных самолетных и двигательных агрегатов, соединенных с помощью валов, рессор, зубчатых колес и т.д.

Кроме того, вал ротора 3 высокого давления двигателя 1 соединен посредством рессор 11 и 12 через муфту 13 с ротором 4 высокого давления двигателя 2.

Способ запуска ГТД заключается в следующем.

Для предварительной раскрутки ротора 3 высокого давления запускаемого двигателя 1 с помощью передачи механической энергии от работающего или авторотирующего двигателя 2 (в штатных ситуациях запуск двигателя 2 осуществляют путем подвода к его ротору мощности от пускового устройства 14, в качестве которого может быть использован электрический стартер, турбокомпрессорный стартер-энергоузел, воздушный стартер с подводом сжатого воздуха от ВСУ и т.д.) включают муфту 13 и через рессоры 11 и 12 соединяют ротор 4 высокого давления двигателя 2 с ротором 3 высокого давления двигателя 1.

Для увеличения интенсивности раскрутки ротора 3 высокого давления в полете за счет энергии авторотации (набегающего потока) включением муфты 7 его соединяют с ротором 9 низкого давления этого же двигателя с помощью механической передачи 5. С этой же целью авторотирующий ротор низкого давления 10 через муфту 8 и механическую передачу 6, рессоры 11 и 12 и муфту 13 соединяют с ротором 3 двигателя 1. После запуска муфты 7, 8 и 13 отключают.

Запуск двигателя 2 с помощью энергии работающего или авторотирующего двигателя 1 осуществляют аналогичным образом в обратной последовательности.

Изобретение позволяет расширить зону запуска ГТД многодвигательного л.а., уменьшить время его запуска при упрощении конструкции и снижении веса пусковой системы.

Формула изобретения

Способ запуска газотурбинных двигателей многодвигательного летательного аппарата (л.а.), заключающийся в запуске одного из двигателей л.а. путем подвода к его ротору мощности от пускового устройства и последующем запуске второго двигателя л.а., отличающийся тем, что запуск второго двигателя л.а. осуществляют путем подвода к его ротору мощности от ротора первого двигателя посредством соединения валов роторов обоих двигателей, при этом в полете в экстремальных ситуациях при останове двигателей и невозможности запуска ни одного из них от пускового устройства запуск одного из двигателей производят путем соединения вала его ротора с валом авторотирующего ротора другого двигателя и/или валом авторотирующего ротора другого каскада этого же двигателя.