РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 472 958** (13) **C2**

(51) МПК
F02C 9/28 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2011112840/06, 05.04.2011**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
05.04.2011

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **05.04.2011**

(43) Дата публикации заявки: **10.10.2012** Бюл. № 28

(45) Опубликовано: **20.01.2013** Бюл. № 2

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **АЛАБИН М.А. и др. Запуск авиационных газотурбинных двигателей. - М.: Машиностроение. SU 585303 A, 23.12.1977. RU 2209990 C1, 10.08.2003. GB 1463708 A, 09.02.1977. US 3520133 A, 14.07.1970. RU 2260134 C1, 10.09.2005.**

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

(72) Автор(ы):
Волков Виктор Федорович (RU),
Кондратов Александр Анатольевич (RU),
Фальковский Игорь Яковлевич (RU)

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

(54) СПОСОБ ЗАПУСКА АВИАЦИОННОГО ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

(57) Реферат:

Изобретение относится к авиации. Способ запуска авиационного газотурбинного двигателя включает раскрутку ротора двигателя до частоты вращения ротора, необходимой для розжига камеры сгорания, розжиг камеры сгорания и выход на режим малого газа с поддержанием при этом предельного значения параметра работы двигателя, который выбирают заранее, причем в качестве поддерживаемого параметра работы двигателя выбирают T_{4max}, причем в процессе регулирования T_{4max} увеличение температуры до максимально допустимой осуществляют увеличением подачи топлива в камеру сгорания, а уменьшение температуры до максимально допустимой - увеличением подачи воздуха в камеру сгорания, где T_{4max} - максимально допустимая температура газа за турбиной. Изобретение позволяет максимально сократить время запуска двигателя при сохранении приемлемых запасов устойчивости компрессора высокого давления.

RU 2472958 C2

RU 2472958 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 472 958** (13) **C2**

(51) Int. Cl.
F02C 9/28 (2006.01)

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2011112840/06, 05.04.2011**

(24) Effective date for property rights:
05.04.2011

Priority:
(22) Date of filing: **05.04.2011**

(43) Application published: **10.10.2012** Bull. 28

(45) Date of publication: **20.01.2013 Bull. 2**

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

(72) Inventor(s):
Volkov Viktor Fedorovich (RU),
Kondratov Aleksandr Anatol'evich (RU),
Fal'kovskij Igor' Jakovlevich (RU)

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

(54) METHOD OF STARTING AIRCRAFT GAS TURBINE

(57) Abstract:

FIELD: aircraft engineering.

SUBSTANCE: proposed method comprises accelerating engine rotor to rotor rpm required for igniting combustion chamber, combustion chamber ignition, and reaching idling conditions maintaining preselected engine limiting parameter. Note here that $T_{4\ max}$ is selected to make maintained parameter of engine operation. Note also that in adjustment of $T_{4\ max}$ temperature is increased to maximum tolerable value by increasing fuel feed into combustion chamber while temperature is decreased to minimum tolerable vale by increasing air feed into combustion chamber where $T_{4\ max}$ is maximum tolerable temperature of gas downstream of turbine.

EFFECT: faster starting and acceptable high-pressure compressor stability.

RU 2472958 C2

RU 2472958 C2

Изобретение относится к способам запуска авиационных газотурбинных двигателей с учетом внутренних параметров их работы.

Известен способ запуска авиационного газотурбинного двигателя, включающий раскрутку ротора двигателя до частоты его вращения, необходимой для розжига камеры сгорания, розжиг камеры сгорания и выход на режим малого газа с поддержанием при этом предельного значения параметра работы двигателя, который выбирают заранее. В качестве параметра работы двигателя выбран регулируемый угол положения направляющих аппаратов $\alpha_{НА}$ (См. В.П.Колодочкин. Управление рабочим процессом газотурбинных двигателей. М.: Машиностроение, 1980, стр.50).

Этот способ запуска довольно прост и обеспечивает большие запасы устойчивости работы компрессора высокого давления. Для реализации указанного способа направляющие аппараты ставят на упор в закрытое положение, что обеспечивает сохранение запасов устойчивости работы компрессора высокого давления (КВД) двигателя.

Однако, с другой стороны, из-за недостаточного расхода воздуха в процессе раскрутки ротора высокого давления этот способ ведет к затягиванию времени запуска.

Задача изобретения - максимально сократить время запуска при сохранении приемлемых запасов устойчивости КВД.

Указанная задача достигается тем, что в способе запуска авиационного газотурбинного двигателя, включающем раскрутку ротора двигателя до частоты вращения, необходимой для розжига камеры сгорания, розжиг камеры сгорания и выход на режим малого газа с поддержанием при этом предельного значения параметра работы двигателя, которое выбирают заранее, в качестве поддерживаемого параметра работы двигателя выбирают T_{4max}, при этом для поддержания предельного значения T_{4max} изменяют расход воздуха через двигатель или (и) расход топлива в камеру сгорания, где:

T_{4max} - максимально допустимая температура газа за турбиной.

Выбор в качестве параметра работы двигателя T_{4max} позволяет двигателю поддерживать во время запуска максимально возможную температуру газа на входе в турбину. Работа на турбине определяется температурой газа на входе в турбину, которая зависит от расхода топлива в камере сгорания двигателя, и перепадом давления газа на турбине, который определяется расходом воздуха через нее.

Способ реализуют следующим образом.

Перед запуском в системе управления двигателем устанавливают предельное значения параметра работы двигателя T_{4max}, соответствующее значению максимальной температуры газа за турбиной. Затем производят раскрутку ротора высокого давления до частоты вращения, необходимой для розжига камеры сгорания. При розжиге камеры сгорания и выходе на режим малого газа система управления двигателем следит за температурой T_{4max} и поддерживает ее, причем для увеличения T_{4max} подают топливо в камеру сгорания, а для уменьшения T_{4max} открывают направляющие аппараты компрессора высокого давления, добавляя воздух в камеру сгорания. В результате этого работа на турбине будет максимальной, что максимально сокращает время запуска двигателя при сохранении приемлемых запасов устойчивости компрессора высокого давления.

Причем и увеличение, и уменьшение температуры T_{4max} можно достигнуть как путем изменения одного из этих параметров (расхода воздуха через двигатель или расхода топлива в камеру сгорания), так и в совокупности изменением обоих

параметров, что обеспечивает более точное регулирование температуры T_{4max} при максимально возможном расходе воздуха через двигатель.

Формула изобретения

Способ запуска авиационного газотурбинного двигателя, включающий раскрутку ротора двигателя до частоты вращения ротора, необходимой для розжига камеры сгорания, розжиг камеры сгорания и выход на режим малого газа с поддержанием при этом предельного значения параметра работы двигателя, который выбирают заранее, отличающийся тем, что в качестве поддерживаемого параметра работы двигателя выбирают T_{4max}, причем в процессе регулирования T_{4max} увеличение температуры до максимально допустимой осуществляют увеличением подачи топлива в камеру сгорания, а уменьшение температуры до максимально допустимой - увеличением подачи воздуха в камеру сгорания, где T_{4max} - максимально допустимая температура газа за турбиной.