РОССИЙСКАЯ ФЕДЕРАЦИЯ



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(19) **RU** (11) **2 592 360**(13) **C2**

(51) МПК
F02C 9/28 (2006.01)

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21)(22) Заявка: **2014147840/06, 27.11.2014**

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
27.11.2014

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: **27.11.2014**

(43) Дата публикации заявки: **20.06.2016** Бюл. № 17

(45) Опубликовано: **20.07.2016** Бюл. № **20**

(56) Список документов, цитированных в отчете о поиске: **НЕЧАЕВ Ю.Н. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок, Москва, Машиностроение, 1995, с.253. RU2170358C2,10.07.2001. RU27842U1,20.02.2003. RU2221929C1,20.01.2004. GB2228977A,12.09.1990. US6568166B2,27.05.2003.**

Адрес для переписки:
129301, Москва, ул. Касаткина, 13, ОАО УМПО, Филиал "Опытно-конструкторское бюро им. А. Люльки", УИС

(72) Автор(ы):
Белов Алексей Валерьевич (RU),
Киселёв Андрей Леонидович (RU),
Куприк Виктор Викторович (RU)

(73) Патентообладатель(и):
Открытое акционерное общество "Уфимское моторостроительное производственное объединение" ОАО УМПО (RU),
Открытое акционерное общество "Авиационная холдинговая компания "Сухой" (RU)

(54) СПОСОБ РЕГУЛИРОВАНИЯ АВИАЦИОННОГО ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

(57) Реферат:

Способ регулирования авиационного турбореактивного двигателя (ТРД) относится к области авиационного двигателестроения, а именно к способам регулирования, оптимизирующим параметры ТРД. При осуществлении способа дополнительно ограничивают максимальное значение давления в камере сгорания до $P_{к.огр}$, величину которого определяют для каждого конкретного двигателя по значению полного давления за компрессором, измеренного при стендовых испытаниях двигателя в реальных атмосферных условиях, для чего предварительно устанавливают значение давления $P_{к.\,огр.\,предв}$, измеряют при этом режиме полное давление за компрессором $P^*_{к.изм}$ и давление в камере сгорания $P_к$, а величину ограничения максимального значения давления в камере сгорания определяют по следующей зависимости: $P_{к.\,огр}=P_к+(P_{пред.\,доп}-P^*_{к.\,изм})$, где $P_{пред.\,доп}$ - предельно допустимое значение давления в камере сгорания. Осуществление способа позволяет обеспечить безопасную эксплуатацию двигателя на всех режимах его работы.

RU 2592360 C2

RU 2592360 C2

RUSSIAN FEDERATION

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(19) **RU** (11) **2 592 360**(13) **C2**

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

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21)(22) Application: **2014147840/06, 27.11.2014**

(24) Effective date for property rights:
27.11.2014

Priority:
(22) Date of filing: **27.11.2014**

(43) Application published: **20.06.2016** Bull. № **17**

(45) Date of publication: **20.07.2016** Bull. № **20**

Mail address:
129301, Moskva, ul. Kasatkina, 13, OAO UMPO, Filial "Opytno-konstruktorskoe bjuro im. A. Ljulki", UIS

(72) Inventor(s):
Belov Aleksej Valerevich (RU),
Kiselev Andrej Leonidovich (RU),
Kuprik Viktor Viktorovich (RU)

(73) Proprietor(s):
Otkrytoe aktsionernoe obshshestvo "Ufimskoe motorostroitelnoe proizvodstvennoe obedinenie" OAO UMPO (RU),
Otkrytoe aktsionernoe obshshestvo "Aviatsionnaya kholdingovaya kompaniya "Sukhoj" (RU)

(54) AIRCRAFT TURBOJET ENGINE CONTROL METHOD

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: control method of aircraft jet turbine engine (JTE) relates to aircraft engineering, namely to methods of control, optimizing parameters of JTE. During implementation of method maximum pressure in combustion chamber is additionally limited to $P_{k.lim}$, defined for each specific engine by full pressure after compressor, measured at engine bench tests of real atmospheric conditions, for which the preset pressure value $P_{k.\ lim.\ prel.}$, measuring with this mode total pressure after compressor $P^*_{k.meas.}$ and pressure in combustion chamber P_k, while restricting maximum pressure value in combustion chamber is determined by following relationship: $P_{k.\ lim}=P_k+(P_{lim.\ allowable}-P^*_{k\ meas.})$, where $P_{lim.\ allowable}$ is maximum tolerable pressure in combustion chamber.

EFFECT: method implementation allows to ensure safe operation of engine in all modes of operation.

1 cl

RU 2592360 C2

RU 2592360 C2

Изобретение относится к способам регулирования авиационного турбореактивного двигателя (ТРД), а именно к способам регулирования, оптимизирующим параметры ТРД.

Известен способ регулирования авиационного ТРД, включающий эксплуатационные ограничения максимальных значений частот вращения роторов низкого и высокого давления и температуры газов на максимальном режиме работы двигателя. Возможен комбинированный закон управления двухвального газогенератора, сформированный с учетом эксплуатационных ограничений для максимального режима его работы (см. Ю.Н. Нечаев. Законы управления и характеристики авиационных силовых установок. М.: Машиностроение, 1995, стр. 253).

Данный способ не является оптимальным с точки зрения безопасности эксплуатации ТРД в силу того, что он обеспечивает безопасную работу роторов высокого и низкого давления, но не обеспечивает безопасную эксплуатацию камеры сгорания двигателя.

Задача изобретения заключается в повышении безопасности эксплуатации ТРД на всех режимах его работы.

Ожидаемый технический результат достигается тем, что в известном способе регулирования авиационного турбореактивного двигателя, включающем эксплуатационные ограничения максимальных значений частот вращеня роторов низкого и высокого давления и температуры газов на максимальном режиме работы двигателя, согласно изобретению дополнительно ограничивают максимальное значение давления в камере сгорания до $P_{к.\ огр}$, величину которого определяют для каждого конкретного двигателя по значению полного давления за компрессором, измеренного при стендовых испытаниях двигателя в реальных атмосферных условиях, для чего предварительно устанавливают значение давления $P_{к.\ огр.\ предв}$ ниже значения полного давления за компрессором на максимальном режиме, выводят двигатель по частоте вращения с режима малого газа до наступления ограничения режима работы двигателя до $P_{к.\ огр.\ предв}$, измеряют при этом режиме полное давление за компрессором $P^*_{к.\ изм}$ и давление в камере сгорания $P_к$, а величину ограничения максимального значения давления в камере сгорания определяют по следующей зависимости:

$$P_{к.\ огр}=P_к+(P_{пред.\ доп}-P^*_{к.\ изм}),$$

где $P_{пред.\ доп}$ - предельно допустимое значение давления в камере сгорания, и вводят ее в регулятор двигателя.

Сущность изобретения заключается в обеспечении безопасности эксплуатации авиационного ТРД путем дополнительного ограничения максимального давления в камере сгорания $P_{к.огр}$.

Способ регулирования авиационного турбореактивного двигателя реализуют следующим образом.

При проведении испытаний на наземном стенде на режиме "малый газ" в регуляторе двигателя задают предварительную настройку ограничителя $P_{к.\ огр.\ предв}$ на 1,5 кг/см^2 ниже значения полного давления за компрессором на максимальном режиме при конкретных атмосферных условиях. Например, на максимальном режиме при конкретных атмосферных условиях полное давление за компрессором составляет 19 кг/см^2. Вводят в регулятор величину $P_{к.\ огр.\ предв}$=19-1,5=17,5 кг/см^2.

Далее плавным повышением режима работы двигателя выводят его до наступления ограничения режима работы двигателя. На данном режиме измеряют полное давление

за компрессором $P^*_{к.\ изм}$=19 и давление $P_к$=18,5 по датчику регулятора двигателя. Далее по формуле

$P_{к.\ огр}=P_к+(P_{пред.\ доп}-P^*_{к.\ изм})=18,5+(38-19)=37,5$ кг/см^2 определяют величину настройки ограничителя максимального давления в камере сгорания и вводят ее в регулятор двигателя.

Осуществление изобретения обеспечит повышение надежности работы авиационного ТРД.

Формула изобретения

Способ регулирования авиационного турбореактивного двигателя, включающий эксплуатационные ограничения максимальных значений частот вращения роторов низкого и высокого давления и температуры газов на максимальном режиме работы двигателя, отличающийся тем, что дополнительно ограничивают максимальное значение давления в камере сгорания до $P_{к.\ огр}$, величину которого определяют для каждого конкретного двигателя по значению полного давления за компрессором, измеренного при стендовых испытаниях двигателя в реальных атмосферных условиях, для чего предварительно устанавливают значение давления $P_{к.\ огр.\ предв}$ ниже значения полного давления за компрессором на максимальном режиме, выводят двигатель по частоте вращения с режима малого газа до наступления ограничения режима работы двигателя до $P_{к.\ огр.\ предв}$, измеряют при этом режиме полное давление за компрессором $P^*_{к.\ изм}$ и давление в камере сгорания $P_к$, а величину ограничения максимального значения давления в камере сгорания определяют по следующей зависимости:

$$P_{к.\ огр}=P_к+(P_{пред.\ доп}-P^*_{к.\ изм}),$$

где $P_{пред.\ доп}$ - предельно допустимое значение давления в камере сгорания.