



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2003136814/06, 19.12.2003

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
19.12.2003

(30) Конвенционный приоритет:
20.12.2002 US 10/326,343

(43) Дата публикации заявки: 20.05.2005

(45) Опубликовано: 20.08.2008 Бюл. № 23

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: US 5694768 A, 09.12.1997. RU 2157909
C1, 20.10.2000. US 5119626 A, 09.06.1992. US
3824787 A, 23.07.1974. US 3000177 A,
19.09.1961. SU 1820014 A1, 07.06.1993.

Адрес для переписки:

129010, Москва, ул. Б.Спасская, 25, стр.3,
ООО "Юридическая фирма Городисский и
Партнеры", пат.пов. Г.Б. Егоровой, рег.№ 513

(72) Автор(ы):

КОШОФФЕР Джон Майкл (US)

(73) Патентообладатель(и):

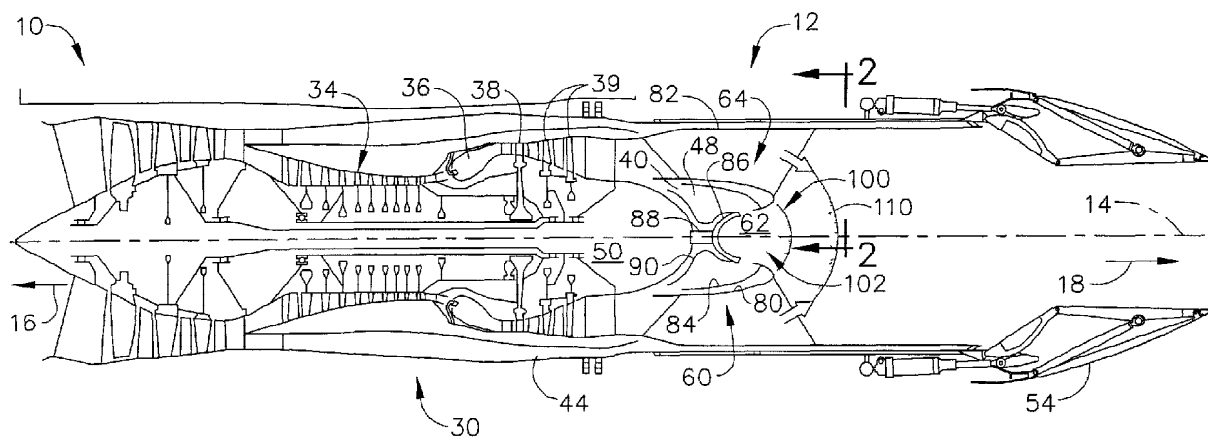
ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК КОМПАНИ (US)

(54) ИМПУЛЬСНАЯ ДЕТОНАЦИОННАЯ СИСТЕМА ДЛЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ И ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С ТАКОЙ СИСТЕМОЙ

(57) Реферат:

Газотурбинный двигатель содержит всасывающую часть, выхлопную часть, которая расположена соосно с всасывающей частью, и импульсную детонационную систему (12), расположенную между упомянутыми всасывающей и выхлопной частями. Импульсная детонационная система имеет конфигурацию, обеспечивающую рост температуры и рост давления внутри газотурбинного двигателя и увеличение тяги двигателя. Импульсная детонационная система содержит форсажную камеру импульсной детонации, работающую в многостадийном режиме, содержащую преддетонационную камеру.

Эксплуатация преддетонационной камеры предусматривает, по меньшей мере, первую рабочую стадию, на которой топливно-воздушная смесь, количество которой меньше стехиометрического, подается в нее. Форсажная камера также предусматривает, по меньшей мере, вторую рабочую стадию, во время которой стехиометрическая топливно-воздушная смесь подается в упомянутую форсажную камеру. Изобретение позволяет создать газотурбинный двигатель с оптимальной тягой при минимальном расходе топлива и с высоким КПД и улучшенной рабочей характеристикой в широком диапазоне скоростей полета. 2 н. и 8 з.п. ф-лы, 3 ил.



ФИГ. 1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2003136814/06, 19.12.2003**

(24) Effective date for property rights: **19.12.2003**

(30) Priority:
20.12.2002 US 10/326,343

(43) Application published: **20.05.2005**

(45) Date of publication: **20.08.2008 Bull. 23**

Mail address:
**129010, Moskva, ul. B.Spasskaja, 25, str.3,
OOO "Juridicheskaja firma Gorodisskij i
Partnery", pat.pov. G.B. Egorovoj, reg.№ 513**

(72) Inventor(s):
KOShOFFER Dzhon Majkl (US)

(73) Proprietor(s):
DZhENERAL EhLEKTRIK KOMPANI (US)

(54) PULSED DETONATION SYSTEM FOR GAS TURBINE ENGINE AND GAS TURBINE ENGINE INCORPORATING SUCH SYSTEM

(57) Abstract:

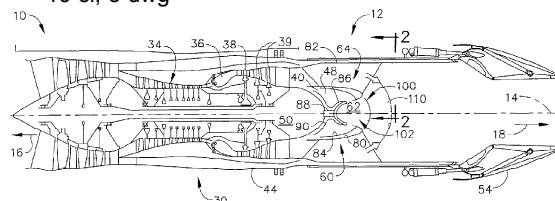
FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: gas turbine engine contains a suction section, an exhaust section aligned with the latter and pulsed detonation system (12) arranged between the said two sections. The pulsed detonation system is configured so as to ensure a temperature and pressure increase inside the aforesaid engine and its thrust. The said system incorporates a pulsed detonation afterburner operating in the multi-stage conditions and containing a predetonation chamber. The predetonation chamber operation comprises, at least, the first operating stage whereat the fuel-air mix is fed therein, its

quantity being lower than stoichiometric one. The afterburner also includes, at least, the second operating stage whereat a stoichiometric fuel-air mix is fed into the said afterburner chamber.

EFFECT: production of an optimum thrust low fuel consumption high-efficiency gas turbine engine.

10 cl, 3 dwg



ФИГ. 1

Это изобретение относится к газотурбинным двигателям, а более конкретно - к импульсной детонационной системе для газотурбинного двигателя.

Турбовентиляторные прямоточные воздушно-реактивные двигатели изменяемого цикла можно использовать для обеспечения скоростей полета воздушных судов в диапазоне от низких дозвуковых чисел Маха до высоких сверхзвуковых чисел Маха порядка 6М. Известные двигатели, как описано в патенте США №5694768, включают в себя систему двигателя основного контура и двухрежимную форсажную камеру. Эта двухрежимная форсажная камера обеспечивает дополнительный нагрев для выпускаемого воздушного потока, покидающего систему двигателя основного контура, для увеличения тяги двигателя. Система двигателя основного контура обеспечивает мощность для привода вентиляторного узла и в типичном случае включает в себя расположенные последовательно в направлении осевого потока компрессор, камеру сгорания, турбину высокого давления и турбину низкого давления. Двухрежимная форсажная камера расположена ниже по течению от двигателя основного контура и принимает воздух из двигателя основного контура и из внешнего контура, окружающего двигатель основного контура. Однако форсажные камеры допускают лишь увеличение уровня тяги, ограниченное стехиометрией, и в результате этого, может потребоваться несколько разных камер сгорания, чтобы двигатель работал эффективно в широком диапазоне рабочих скоростей полета. Чтобы облегчить оптимизацию создания тяги, по меньшей мере, некоторые известные двигатели включают в себя импульсные детонационные системы, которые заменяют обычную форсажную камеру в турбовентиляторном или турбореактивном двигателе и которые используют процесс быстрого сгорания и процесс детонации. Процесс быстрого сгорания реализуется с помощью механических клапанов. Однако работоспособность таких систем в общем случае ограничена ввиду присущих им недостатков, которые могут возникать из-за того, что процесс быстрого сгорания потребляет энергию, не предоставляя преимуществ детонации, которая происходит только в остатке какого-либо неизрасходованного топлива. Кроме того, любые преимущества, извлекаемые из использования таких импульсных детонационных систем, могут быть обесценены общим весом системы.

Технической задачей настоящего изобретения является создание импульсной детонационной системы для газотурбинного двигателя, обеспечивающей использование всех преимуществ процесса детонации и позволяющей оптимизировать создание тяги двигателя.

Кроме того, технической задачей настоящего изобретения является создание газотурбинного двигателя с оптимальной тягой при минимальном расходе топлива и с высоким КПД и улучшенной рабочей характеристикой в широком диапазоне скоростей полета.

Данные технические задачи решаются за счет того, что согласно изобретению импульсная детонационная система для газотурбинного двигателя, включающего двигатель внутреннего контура, расположена по потоку после двигателя внутреннего контура и имеет конфигурацию, обеспечивающую рост температуры и рост давления внутри газотурбинного двигателя и увеличение тяги двигателя, при этом упомянутая импульсная детонационная система содержит форсажную камеру импульсной детонации, работающую в многостадийном режиме, содержащую преддетонационную камеру, эксплуатация которой предусматривает, по меньшей мере, первую рабочую стадию, на которой топливно-воздушная смесь, количество которой меньше стехиометрического, подается в упомянутую преддетонационную камеру.

Предпочтительно форсажная камера также выполнена с возможностью эксплуатации, предусматривающей, по меньшей мере, вторую рабочую стадию, во время которой стехиометрическая топливно-воздушная смесь подается в упомянутую форсажную камеру.

Предпочтительно форсажная камера облегчает создание модулированной тяги из газотурбинного двигателя.

Предпочтительно газотурбинный двигатель включает в себя осевую часть, проходящую

в направлении к носу воздушного судна от двигателя внутреннего контура, причем упомянутая форсажная камера импульсной детонации дополнительно содержит кольцевую камеру сгорания, проходящую по окружности вокруг осевой части двигателя.

Предпочтительно кольцевая камера сгорания расположена радиально снаружи от осевой части двигателя и содержит осевые желоба.

Предпочтительно кольцевая камера сгорания содержит первые осевые желоба и вторые осевые желоба, причем упомянутые первые осевые желоба сообщаются по потоку с потоком текучей среды, выходящим из двигателя основного контура, а упомянутые вторые осевые желоба сообщаются по потоку с потоком текучей среды, обходящим двигатель основного контура.

Предпочтительно каждый упомянутый первый осевой желоб находится между парой расположенных рядом по окружности вторых осевых желобов.

Предпочтительно форсажная камера импульсной детонации дополнительно содержит распылительные топливные форсунки для подачи топлива после двигателя основного контура.

Технические задачи также решаются за счет того, что в газотурбинном двигателе, содержащем

всасывающую часть,

выхлопную часть, которая расположена соосно с всасывающей частью, и

импульсную детонационную систему, расположенную между упомянутыми всасывающей и выхлопной частями, согласно изобретению импульсная детонационная система имеет конфигурацию, обеспечивающую рост температуры и рост давления внутри газотурбинного двигателя и увеличение тяги двигателя, при этом упомянутая импульсная детонационная система содержит форсажную камеру импульсной детонации, работающую в многостадийном режиме, содержащую преддетонационную камеру, эксплуатация которой предусматривает, по меньшей мере, первую рабочую стадию, на которой топливно-воздушная смесь, количество которой меньше стехиометрического, подается в упомянутую форсажную камеру.

Предпочтительно газотурбинный двигатель дополнительно содержит двигатель основного контура, конфигурация которого обеспечивает питание упомянутого газотурбинного двигателя, и внешний контур для направления потока вокруг упомянутого двигателя основного контура, при этом упомянутая импульсная детонационная система расположена по потоку после упомянутого двигателя внутреннего контура, так что упомянутая импульсная детонационная система сообщается по потоку с упомянутым внешним контуром и упомянутым двигателем внутреннего контура.

Далее изобретение будет пояснено более подробно со ссылкой на чертежи, на которых фиг.1 - поперечное сечение на виде сбоку газотурбинного двигателя, включающего импульсную детонационную систему;

фиг.2 - частичное сечение части импульсной детонационной системы, показанной на фиг.1, видимое с линии 2-2; и

фиг.3 - поперечное сечение на виде сбоку газотурбинного двигателя, включающего в себя альтернативный конкретный вариант осуществления импульсной детонационной системы.

На фиг.1 представлено поперечное сечение на виде сбоку газотурбинного двигателя 10, включающего в себя импульсную детонационную систему 12. На фиг.2 представлено сечение части импульсной детонационной системы 12, сделанное по линии 2-2, показанной на фиг.1. В одном конкретном варианте осуществления, двигатель 10 представляет собой двигатель F110/129, поставляемый фирмой General Electric Aircraft Engines, Цинциннати, штат Огайо, США. Двигатель 10 имеет в основном продольно проходящую ось или осевую линию 14, проходящую в направлении 16 к носу воздушного судна и направлении 18 к хвосту воздушного судна. Двигатель 10 включает двигатель 30 основного контура, который включает компрессор 34 высокого давления, камеру 36 сгорания, турбину 38 высокого давления и силовую турбину или турбину 39 низкого

давления, причем все эти составные части конструкции расположены последовательно по осевому потоку. Двигатель 10 также включает внешний контур 44, который окружает двигатель 30 основного контура и гарантирует направление потока текучей среды по потоку за двигатель 30 основного контура, а не через сам двигатель 30 основного контура. В альтернативном конкретном варианте осуществления двигатель 10 включает 5 вентиляторный узел основного контура (не показан). По потоку после двигателя 30 основного контура проходит кольцевая осевая часть 50.

Импульсная детонационная система 12 расположена по потоку после двигателя 30 основного контура, так что, по меньшей мере, часть импульсной детонационной системы 12 принимает горючие газы двигателя внутреннего контура, выпускаемые из двигателя 30 внутреннего контура на вход 40 преддетонационной камеры 48. Импульсная детонационная система 12 расположена по потоку до выхлопного сопла 54 изменяемой геометрии, так что импульсная детонационная система 12 вызывает рост температуры и рост давления внутри двигателя 10 без использования турбоагрегатов, заключенных 15 внутри двигателя 30 основного контура, при создании тяги из двигателя 10. Импульсная детонационная система 12 включает форсажную камеру 60 импульсной детонации, которая включает преддетонационную камеру или преддетонатор 48, начальный детонатор или инициатор 62 детонации и кольцевую камеру 64 сгорания.

В возможном конкретном варианте осуществления камера 64 включает желобной или 20 лопастной смеситель 70, расположенный по окружности вокруг осевой части 50 и по радиусу снаружи от осевой части 50. Смеситель 70 изготовлен со стоечным каркасом 72, который делит смеситель 70 на множество желобов 74, которые проходят в осевом направлении через смеситель 70. Более конкретно, желоба 74 включают множество горячих желобов 76 и множество холодных желобов 78. Желоба 74 чередуются по 25 окружности, так что каждый горячий желоб расположен между парой расположенных рядом по окружности холодных желобов 78. Горячие желоба 76 имеют размеры, аналогичные размерам холодных желобов 78, но расположены с обеспечением сообщения по потоку только с двигателем 30 внутреннего контура, тогда как холодные желоба 78 расположены с обеспечением сообщения по потоку с внешним контуром 44. В возможном конкретном 30 варианте осуществления смеситель 70 включает восемь горячих желобов 76 и восемь холодных желобов 78.

Более конкретно, камера 64 проходит между по радиусу внутренней стороной 80 и по радиусу внешней стороной 82. С внутренней стороной 80 камеры связан кольцевой теплозащитный экран 84 для облегчения защиты камеры 74 от высоких температур, создаваемых внутри преддетонационной камеры 48 и начального детонатора 62. Более 35 конкретно, иницирующая детонационная камера 62 ограничена по радиусу изнутри от теплозащитного экрана 60 и ниже по потоку от резонатора 86. Резонатор 86 связан с осевой частью 50 посредством несущего элемента 88, который проходит, по существу, в осевом направлении ниже по течению осевой части 50.

По окружности вокруг несущего элемента 88 резонатора и части резонатора 86 проходит 40 кольцевая облицовка 90. Следовательно, облицовка 90 проходит в осевом направлении между осевой частью 50 и расположенной выше по потоку стороной резонатора 86 для облегчения защиты несущего элемента 88 и части резонатора 86 от высоких температур, которые могут иметь место внутри форсажной камеры 60.

При эксплуатации воздушный поток попадает в двигатель 10, а топливо вводится в 45 двигатель 30 основного контура. Эти воздух и топливо смешиваются и воспламеняются внутри двигателя 30 основного контура с образованием горячих горючих газов. В частности, сжатый воздух из компрессора 34 высокого давления смешивается с топливом в камере 36 сгорания и воспламеняется, вследствие чего образуются горючие газы. Такие 50 горючие газы приводят в действие турбину 38 высокого давления, которая приводит в действие компрессор 34 высокого давления. Горючие газы выпускаются из турбины 38 высокого давления в турбину 39 низкого давления. Воздушный поток основного контура выпускается из турбины 39 высокого давления и направляется к импульсной

детонационной системе 12.

Воздушный поток основного контура направляется по каналу в импульсную детонационную систему 12, а дополнительное топливо вводится в являющуюся ее частью преддетонационную систему 48, так что количество локальной топливно-воздушной смеси, меньшее, чем стехиометрическое, увеличивается до количества топливно-воздушной смеси, большего, чем стехиометрическое. В целях, преследуемых этой заявкой, стехиометрическое сгорание происходит, когда, по существу, весь кислород израсходован во время реакции. Более конкретно, в возможном конкретном варианте осуществления во время первой стадии работы форсажной камеры топливо направляется по каналу в преддетонационную камеру 48 для увеличения количества локальной топливно-воздушной смеси приблизительно вдвое по сравнению со стехиометрической топливно-воздушной смесью. Затем богатая топливом смесь разбавляется с достижением благоприятного стехиометрического состава для детонации, а затем детонирует, так что детонационная волна или фронт 100 пламени инициируется инициатором 62 детонации внутри зоны 102 критического сечения, ограниченной теплозащитным экраном 84. Создание тяги на первой стадии охватывает стадию быстрого сгорания, которая имеет место перед детонацией и длится вплоть до инициирования детонации.

Во время второй стадии работы форсажной камеры в импульсную детонационную систему 12 подается дополнительное топливо для перехода от работы в «сухом» режиме к модуляции операции предварительного нагрева. В частности, топливо подают в смеситель 70 таким образом, что это топливо смешивается с воздушным потоком двигателя внутреннего контура, направляемым через горячие желоба 76, а также с воздушным потоком внешнего контура, направляемым через холодные желоба 78. Топливо-воздушная смесь выпускается из желобов 74 по потоку после начального детонатора 62. Расширение детонационной волны 100 повышает давление топливно-воздушной смеси, выпускаемой из смесителя 70, переводя ее в режим детонации, так что возобновляется процесс сгорания и происходит повторное воспламенение выхлопных газов и топливно-воздушной смеси, вследствие чего создается последовательность волн 110 давления. Более конкретно, волны 110 распространяются по направлению к хвосту воздушного судна на сверхзвуковых скоростях и сжимают горячие горючие газы, создавая тягу, когда волны 110 давления выходят из импульсной детонационной системы 12. Соответственно смеситель 70 облегчает сгорание, по существу, в постоянном объеме внутри форсажной камеры 60 импульсной детонации, так что с помощью импульсной детонационной системы 12 создается модулированная тяга. Следовательно, модуляция повторного нагрева облегчается посредством упорядочения и надлежащего построения стадийной работы импульсной детонационной системы 12 таким образом, что создается форсированная тяга из двигателя 10 и при этом облегчается минимизация потребления быстро сгорающего топлива.

На фиг.3 представлено поперечное сечение на виде сбоку газотурбинного двигателя 10, включающего альтернативный конкретный вариант осуществления импульсной детонационной системы 200. Импульсная детонационная система 200, по существу, аналогична импульсной детонационной системе 12 (показанной на фиг.1 и 2), а составные части детонационной системы 200, которые идентичны составным частям импульсной детонационной системы 12, обозначены на фиг.3 теми же позициями, которые были использованы на фиг.1 и 2. Следовательно, импульсная детонационная система 200 включает форсажную камеру 202 импульсной детонации, работающую в многостадийном режиме, которая включает начальный детонатор 62 и кольцевую камеру 204 сгорания. Кольцевая камера 204, по существу, аналогична камере 64 (показанной на фиг.1) и включает смеситель 70 (показанный на фиг.2), стоечный каркас 72 и желоба 74 (показанные на фиг.2).

Камера 204 проходит по окружности вокруг осевой части 50. По окружности вокруг камеры 204 проходит канал 210 топлива, так что камера 204 располагается по радиусу изнутри от канала 210. Канал 210 проходит по потоку после камеры 204. Более

конкретно, канал 204 сообщается по потоку с внешним контуром 44 и проходит по окружности вокруг осевой части 50, так что осевой канал 210 расположен по радиусу снаружи от осевой части 50. С каналом 210 сообщаются по потоку распылительные топливные форсунки 220, предназначенные для нагнетания распыляемого топлива в канал 210, что подробнее описано ниже.

При эксплуатации воздушный поток попадает в двигатель 10, а топливо вводится в двигатель 30 основного контура. Эти воздух и топливо смешиваются и воспламеняются внутри двигателя 30 основного контура с образованием горячих горючих газов. В частности, сжатый воздух из компрессора 34 высокого давления смешивается с топливом в камере 36 сгорания и воспламеняется, вследствие чего образуются горючие газы. Такие горючие газы приводят в действие турбину 38 высокого давления, которая приводит в действие компрессор 34 высокого давления. Горючие газы выпускаются из турбины 38 высокого давления в турбину 39 низкого давления. Воздушный поток основного контура выпускается из турбины 39 высокого давления и направляется к импульсной детонационной системе 200.

Воздушный поток основного контура направляется по каналу в импульсную детонационную систему 200, а дополнительное топливо вводится в импульсную детонационную систему 200, так что количество топливно-воздушной смеси, меньшее, чем стехиометрическое, увеличивается до количества топливно-воздушной смеси, большего, чем стехиометрическое. В целях, преследуемых этой заявкой, стехиометрическое сгорание происходит, когда, по существу, весь кислород израсходован во время реакции. Более конкретно, в возможном конкретном варианте осуществления во время первой стадии работы форсажной камеры топливо направляется по каналу в импульсную детонационную систему 200 для увеличения количества топливно-воздушной смеси приблизительно вдвое по сравнению со стехиометрической топливно-воздушной смесью. Затем богатая топливом смесь детонирует, так что детонационная волна или фронт 100 пламени инициируется детонатором 62 в пределах зоны 102 критического сечения.

Во время второй стадии работы форсажной камеры в импульсную детонационную систему 200 подается дополнительное топливо для инициирования перехода от работы в «сухом» режиме к модуляции операции предварительного нагрева. В частности, топливо подают в смеситель 70 таким образом, что это топливо смешивается с воздушным потоком двигателя внутреннего контура, направляемым через горячие желоба 76, а также с воздушным потоком внешнего контура, направляемым через холодные желоба 78. Топливо-воздушная смесь выпускается из желобов 74 по потоку за начальным детонатором 62. Расширение детонационной волны 100 повышает давление топливно-воздушной смеси, выпускаемой из смесителя 70, переводя ее в режим детонации, так что возобновляется процесс сгорания и происходит повторное воспламенение выхлопных газов и топливно-воздушной смеси, вследствие чего создается последовательность волн 110 давления. Более конкретно, волны 110 распространяются по направлению к хвосту воздушного судна на сверхзвуковых скоростях и сжимают горячие горючие газы, создавая тягу, когда волны 110 давления выходят из импульсной детонационной системы 200.

На последующей стадии работы форсажной камеры открывается выхлопное сопло 54 переменной геометрии, и в канал 210 подается дополнительное топливо через топливные форсунки 220. Открытие сопла 54 облегчает перенос критического звукового сечения сопла 54 выше по потоку в примыкающий канал 210. Топливо смешивается с потоком текучей среды, выпускаемым из внешнего контура 44, а топливно-воздушная смесь выпускается из канала 210 по потоку за камерой 204. Расширение детонационной волны 100 повышает давление топливно-воздушной смеси, выпускаемой из канала 210 с переводом ее в режим детонации, так что возобновляется процесс сгорания и происходит повторное воспламенение выхлопных газов и топливно-воздушной смеси, вследствие чего создается последовательность волн 230 давления. Более конкретно, волны 110 распространяются по направлению к хвосту воздушного судна, создавая модулированную тягу двигателя 10. В альтернативном варианте используют последовательность

дополнительных стадий работы форсажной камеры для создания дополнительной модулированной тяги двигателя 10.

Вышеописанная импульсная детонационная система включает, по меньшей мере, одну форсажную камеру импульсной детонации, которая создает дополнительную тягу двигателя без использования турбоагрегатов. Более конкретно, форсажная камера импульсной детонации работает в многостадийном режиме, так что модуляция повторного нагрева достигается путем упорядочения и надлежащего построения стадийной работы форсажной камеры импульсной детонации. В результате, двигатели, в которых используется импульсная детонационная система, получают повышенную тягу и модулированную тягу, что позволяет двигателю работать с высоким КПД и улучшенной рабочей характеристикой в широком диапазоне рабочих скоростей полета.

Выше подробно описаны возможные конкретные варианты осуществления импульсных детонационных систем. Эти системы не ограничиваются вышеописанными конкретными вариантами осуществления, наоборот, составные части каждой конкретной импульсной детонационной системы можно использовать независимо и отдельно от других вышеописанных составных частей. Например, каждую составную часть форсажной камеры импульсной детонации также можно использовать в сочетании с другими составными частями форсажной камеры импульсной детонации и при других конфигурациях импульсных детонационных систем.

Хотя изобретение описано применительно к конкретным вариантам его осуществления, для специалистов в данной области техники будет очевидно, что это изобретение может быть воплощено с изменениями, находящимися в пределах существа и объема притязаний, охарактеризованных в формуле изобретения.

ПЕРЕЧЕНЬ РАСШИФРОВОК ЦИФРОВЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

- 10 - двигатель
- 12 - импульсная детонационная система
- 14 - ось или осевая линия
- 16 - направление к носу воздушного судна
- 18 - направление к корме воздушного судна
- 30 - двигатель основного контура
- 34 - компрессор
- 36 - камера сгорания
- 38 - турбина высокого давления
- 39 - турбина низкого давления
- 44 - внешний контур
- 48 - преддетонационная камера
- 50 - кольцевая осевая часть
- 54 - выхлопное сопло
- 60 - форсажная камера
- 62 - инициатор детонации
- 64 - кольцевая камера сгорания
- 70 - лопастной смеситель
- 72 - стоечный каркас
- 74 - множество желобов
- 76 - множество горячих желобов
- 78 - множество холодных желобов
- 80 - внутренняя сторона
- 82 - внешняя сторона
- 84 - кольцевой теплозащитный экран
- 86 - резонатор
- 88 - несущий элемент
- 90 - кольцевая облицовка
- 100 - детонационная волна или фронт пламени

102 - зона критического сечения
 110 - волны давления
 200 - импульсная детонационная система
 202 - форсажная камера импульсной детонации
 5 204 - кольцевая камера сгорания
 210 - канал топлива
 220 - распылительные топливные форсунки
 230 - волны давления

10

Формула изобретения

1. Импульсная детонационная система (12) для газотурбинного двигателя (10), включающего двигатель (30) внутреннего контура, причем упомянутая импульсная детонационная система расположена по потоку после двигателя внутреннего контура и имеет конфигурацию, обеспечивающую рост температуры и рост давления внутри
 15 газотурбинного двигателя и увеличение тяги двигателя, при этом упомянутая импульсная детонационная система содержит форсажную камеру (60) импульсной детонации, работающую в многостадийном режиме, содержащую преддетонационную камеру (48), эксплуатация которой предусматривает, по меньшей мере, первую рабочую стадию, на которой топливно-воздушная смесь, количество которой меньше стехиометрического,
 20 подается в упомянутую преддетонационную камеру.

2. Импульсная детонационная система (12) по п.1, отличающаяся тем, что упомянутая форсажная камера (60) также выполнена с возможностью эксплуатации, предусматривающей, по меньшей мере, вторую рабочую стадию, во время которой стехиометрическая топливно-воздушная смесь подается в упомянутую форсажную камеру.

25 3. Импульсная детонационная система (12) по п.1, отличающаяся тем, что упомянутая форсажная камера (60) облегчает создание модулированной тяги из газотурбинного двигателя (10).

4. Импульсная детонационная система (12) по п.1, отличающаяся тем, что газотурбинный двигатель (10) включает в себя осевую часть (50), проходящую в
 30 направлении к носу воздушного судна от двигателя (30) внутреннего контура, причем упомянутая форсажная камера (60) импульсной детонации дополнительно содержит кольцевую камеру (64) сгорания, проходящую по окружности вокруг осевой части двигателя.

5. Импульсная детонационная система (12) по п.4, отличающаяся тем, что упомянутая
 35 кольцевая камера (64) сгорания расположена радиально снаружи от осевой части (50) двигателя и содержит осевые желоба (74).

6. Импульсная детонационная система (12) по п.4, отличающаяся тем, что упомянутая кольцевая камера (64) сгорания содержит первые осевые желоба (76) и вторые осевые желоба (78), причем упомянутые первые осевые желоба сообщаются по потоку с потоком
 40 текучей среды, выходящим из двигателя (30) основного контура, а упомянутые вторые осевые желоба сообщаются по потоку с потоком текучей среды, обходящим двигатель основного контура.

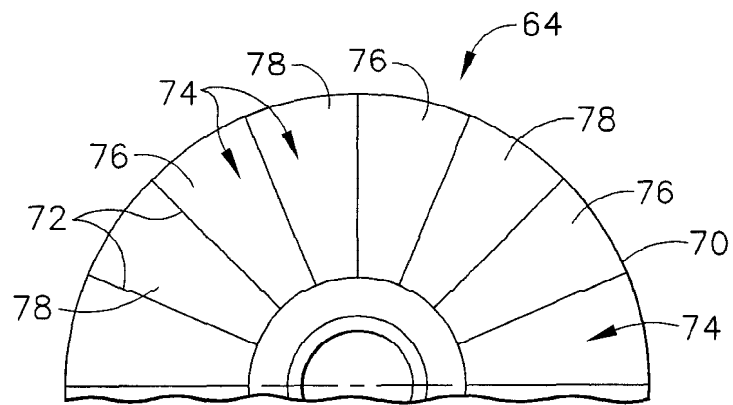
7. Импульсная детонационная система (12) по п.6, отличающаяся тем, что каждый упомянутый первый осевой желоб (76) находится между парой расположенных рядом по
 45 окружности вторых осевых желобов (78).

8. Импульсная детонационная система (12) по п.5, отличающаяся тем, что упомянутая форсажная камера (60) импульсной детонации дополнительно содержит распылительные топливные форсунки (220) для подачи топлива после двигателя (30) основного контура.

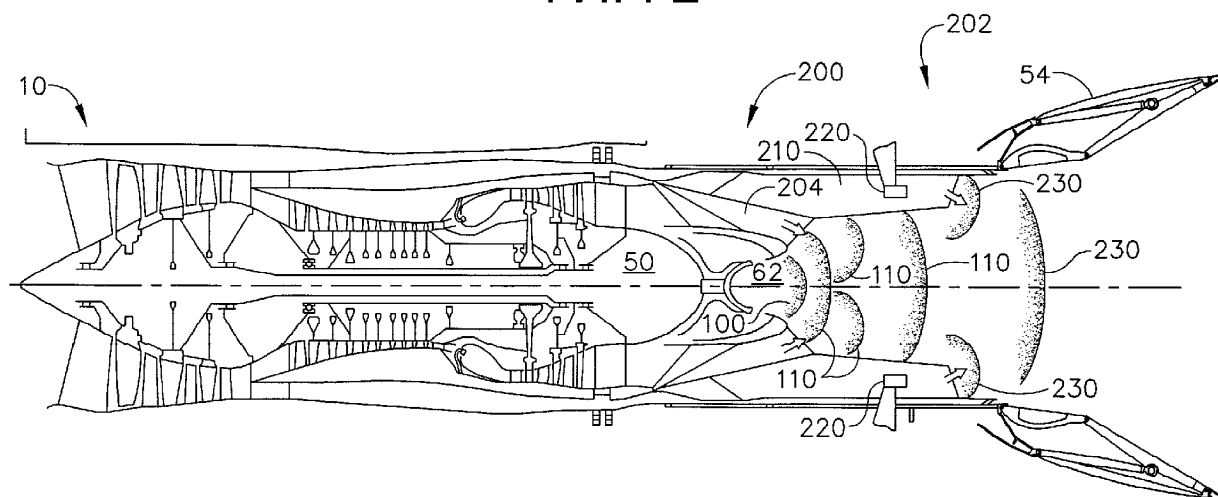
9. Газотурбинный двигатель (10), содержащий всасывающую часть, выхлопную часть,
 50 которая расположена соосно с всасывающей частью, и импульсную детонационную систему (12), расположенную между упомянутыми всасывающей и выхлопной частями, отличающийся тем, что упомянутая импульсная детонационная система имеет конфигурацию, обеспечивающую рост температуры и рост давления внутри газотурбинного

двигателя и увеличение тяги двигателя, при этом упомянутая импульсная детонационная система содержит форсажную камеру (60) импульсной детонации, работающую в многостадийном режиме, содержащую преддетонационную камеру (48), эксплуатация которой предусматривает, по меньшей мере, первую рабочую стадию, на которой топливно-воздушная смесь, количество которой меньше стехиометрического, подается в упомянутую форсажную камеру.

10. Газотурбинный двигатель (10) по п.9, отличающийся тем, что дополнительно содержит двигатель (30) основного контура, конфигурация которого обеспечивает питание упомянутого газотурбинного двигателя, и внешний контур (44) для направления потока вокруг упомянутого двигателя основного контура, при этом упомянутая импульсная детонационная система (12) расположена по потоку после упомянутого двигателя внутреннего контура, так что упомянутая импульсная детонационная система (12) сообщается по потоку с упомянутым внешним контуром и упомянутым двигателем внутреннего контура.



ФИГ. 2



ФИГ.3