



(51) МПК

F02C 5/00 (2006.01)

F01C 1/04 (2006.01)

F01D 1/06 (2006.01)

ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

F02C 5/00 (2018.02); F01C 1/04 (2018.02); F01D 1/06 (2018.02)

(21)(22) Заявка: 2017130525, 29.08.2017

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
29.08.2017Дата регистрации:
05.06.2018

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 29.08.2017

(45) Опубликовано: 05.06.2018 Бюл. № 16

Адрес для переписки:
127566, Москва, Высоковольтный пр-д, 1, корп. 3, кв. 192, пат. пов. Мохову Е.В., рег. N 1232

(72) Автор(ы):

Чусовитин Анатолий Дмитриевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Чусовитин Анатолий Дмитриевич (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2126906 С1, 27.02.1999. RU
2011122109 А, 10.12.2012. SU 173545 А1,
01.01.1965. US 2434134 А, 06.01.1948.С1
2656540
RURU
2656540
С1

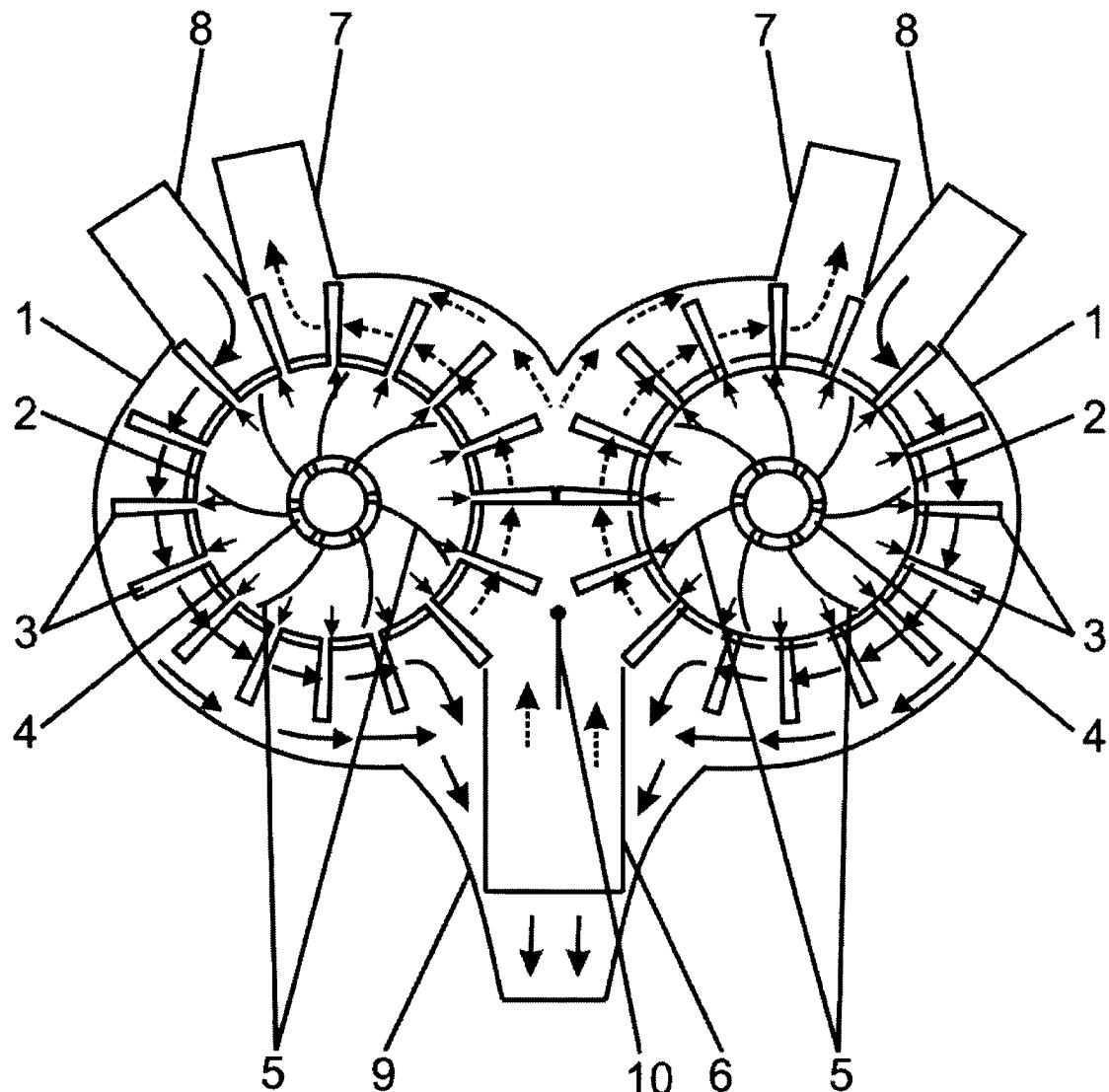
(54) ГАЗОТУРБИННЫЙ ТУРБОВАЛЬНЫЙ АВТОМОБИЛЬНЫЙ РАДИАЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ С ЦЕНТРОБЕЖНЫМ ИСТЕЧЕНИЕМ ГАЗОВ И СПОСОБ ЕГО РАБОТЫ

(57) Реферат:

Изобретение относится к автомобильному двигателестроению, позволяющему использовать в качестве рабочего тела продукты сгорания с температурой рабочего тела около 2000°. Газотурбинный турбовальный автомобильный двигатель содержит компрессор, соединенный патрубком с камерой сгорания, в которую выведен патрубок подачи топлива от топливного насоса. Компрессор выполнен сдвоенным, где каждый ротор компрессора закреплен на валу соответствующей турбины первой ступени, при этом оба ротора сдвоенной турбины первой ступени установлены на одном уровне друг рядом с другом в корпусе турбины и содержат обоймы с радиально установленными полыми лопатками. В обоймах выполнена перфорация, которая сообщает внутренний объем лопаток и обойм, внутри роторов соосно им установлены перфорированные валы, выполненные с возможностью вращения, на которых установлены спиральные лопатки, образующие вспомогательный компрессор. В корпусе сдвоенной турбины первой ступени у каждого

ротора установлены вводные патрубки для отвода горячих газов в свободную турбину второй ступени и патрубки для всасывания атмосферного воздуха. В корпусе турбины первой ступени установлен общий входной патрубок для ввода горячих газов из камеры сгорания, и патрубки для вывода воздуха в камеру сгорания; ротор свободной турбины второй ступени имеет полый вал и перфорацию в обойме, а также полые лопатки; двигатель содержит вспомогательный баллон для воздуха, соединенный патрубком с камерой сгорания. Техническим результатом изобретения является циклическая работа лопаток, что позволяет повысить температуру газов на входе в турбину до 2000°. И это позволяет снизить интенсивность теплового воздействия газов на лопатки ротора, что повышает срок их службы, а также повышает КПД двигателя. Кроме того, техническим результатом является возможность отказа от использования коробки переключения передач, возможность использовать турбину для торможения двигателем, а получать дополнительную

экономию топлива. 2 н. и 9 з.п. ф-лы, 3 ил.



Фиг.1

R U 2 6 5 6 5 4 0 C 1
R U 2 6 5 6 5 4 0



(51) Int. Cl.
F02C 5/00 (2006.01)
F01C 1/04 (2006.01)
F01D 1/06 (2006.01)

FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(52) CPC

F02C 5/00 (2018.02); *F01C 1/04* (2018.02); *F01D 1/06* (2018.02)

(21)(22) Application: 2017130525, 29.08.2017

(24) Effective date for property rights:
29.08.2017

Registration date:
05.06.2018

Priority:

(22) Date of filing: 29.08.2017

(45) Date of publication: 05.06.2018 Bull. № 16

Mail address:
127566, Moskva, Vysokovolnyj pr-d, 1, korp. 3, kv.
192, pat. pov. Mokhovu E.V., reg. N 1232

(72) Inventor(s):

Chusovitin Anatolij Dmitrievich (RU)

(73) Proprietor(s):

Chusovitin Anatolij Dmitrievich (RU)

RU 2656540 C1

RU 2656540 C1

(54) GAS TURBINE TURBOSHAFT AUTOMOTIVE RADIAL ENGINE WITH CENTRIFUGAL GASES
OUTFLOW AND ITS OPERATION METHOD

(57) Abstract:

FIELD: motors and pumps.

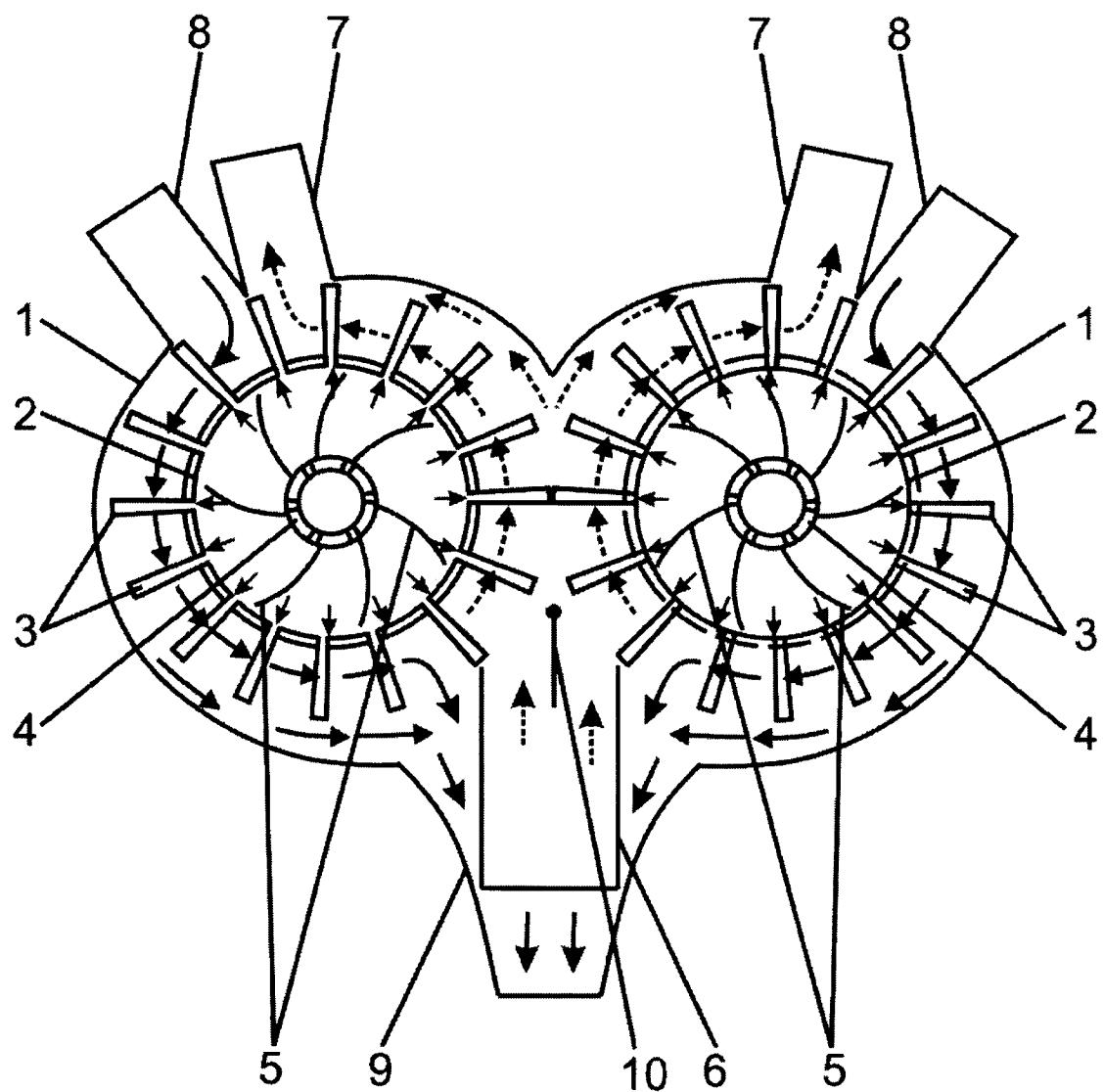
SUBSTANCE: invention relates to automobile engines building, allowing to use the combustion products with working medium temperature of about 2,000° as the working medium. Gas turbine turboshaft engine comprises compressor, by the branch pipe connected to combustion chamber, into which the fuel supply branch pipe from fuel pump is brought-in. Compressor is made dual, where each compressor rotor is fixed to the first stage corresponding turbine shaft, at that, the first stage dual turbine both rotors are side by side arranged at the same level in the turbine casing and comprise cages with the radially installed hollow blades. In the cages a perforation is made, which communicates the blades and cages internal volume, inside the rotors and coaxial to them perforated shafts are installed, made with possibility of rotation, on which forming the auxiliary compressor spiral blades are installed. In the first stage dual turbine casing, at the each rotor inlet branch pipes are installed for the hot

gases removal into the free second stage turbine and branch pipes for the atmospheric air suction. In the first stage turbine casing, a common input branch pipe is installed, for the hot gases from combustion chamber introduction, and branch pipes for the air discharging into the combustion chamber; second stage free turbine rotor has a hollow shaft and perforation in the cage, as well as hollow blades; engine comprises the auxiliary air cylinder connected to the combustion chamber by the branch pipe.

EFFECT: technical result of invention is the blades cyclic operation, which allows to raise the gases temperature at the turbine inlet to 2,000°, this allows to reduce the gases on the rotor blades thermal effect intensity, that increases their service life, and also increases the engine efficiency; in addition, technical result is possibility to abandon the use of gearbox, possibility to use turbine for the motor braking, and obtain the additional fuel economy.

11 cl, 3 dwg

R U 2 6 5 6 5 4 0 C 1



Фиг.1

R U 2 6 5 6 5 4 0 C 1

Изобретение относится к автомобильному двигателестроению, позволяющему использовать в качестве рабочего тела продукты сгорания с температурой рабочего тела около 2000 градусов [F02C 3/067].

Из уровня техники известна **ДВУХВАЛЬНАЯ ГАЗОТУРБИННАЯ УСТАНОВКА**

⁵ [SU 171697 A1, опубл. 1965], на одном валу которой расположены компрессор среднего давления и турбина низкого давления, а на другом - компрессоры низкого и высокого давлений и турбина высокого давления, отличающаяся тем, что она снабжена перепускной магистралью с клапаном, связывающей воздушный тракт за компрессором среднего давления с газовым трактом за турбиной высокого давления.

¹⁰ Недостатком данного аналога является низкая надежность использования и небольшой крутящий момент, которые обусловлены осевым расположением компрессоров и турбин, при котором ограничены допустимые диапазоны их диаметров, что влечет для обеспечения большого крутящего момента необходимость значительно увеличивать температуру рабочего газа, а также частоту их оборотов.

¹⁵ Также из уровня техники известна **ДВУХВАЛЬНАЯ КОМПОНОВКА ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С КОМПРЕССОРОМ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ, СВЯЗАННЫМ С ТУРБИНОЙ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ** [RU 2599085 C2, опубл. 10.10.2016], содержащая компрессор низкого давления, компрессор высокого давления, турбину низкого давления, турбину высокого давления и средства для регулирования ²⁰ скорости вращения турбины низкого давления до, по существу, постоянной скорости, в котором турбина низкого давления связана первым валом с компрессором высокого давления, тогда как турбина высокого давления связана вторым валом с компрессором низкого давления, при этом первый вал коаксиально проходит через второй вал, при этом первый и второй валы определяют осевое направление, отличающийся тем, что ²⁵ компрессор высокого давления, компрессор низкого давления, турбина высокого давления и турбина низкого давления расположены в этом порядке вдоль осевого направления.

³⁰ Недостатком данного аналога также является низкая надежность использования и небольшой крутящий момент, которые обусловлены осевым расположением компрессоров и турбин.

Наиболее близким по технической сущности является **ТРАНСПОРТНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВУХВАЛЬНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ** [RU 2126906 C1, опубл.: 27.02.1999], содержащий входное устройство с воздухоочистителем, статор с рубашкой и опорами, вал свободной силовой турбины с опорами, камеры сгорания, ³⁵ теплообменник, выхлопное устройство, систему подачи топлива, систему зажигания и систему пуска двигателя, отличающийся тем, что ротор турбокомпрессора выполнен центробежным с одной ступицей, на одном диске и на одной плоскости вращения, ступица которого двумя опорами закреплена на силовом валу двигателя, а турбина вынесена на его периферию, статор выполнен цилиндрической формы с сопловыми окнами по своей окружности, по числу камер сгорания у двигателя, свободная силовая турбина выполнена центробежной, многоступенчатой с не менее ступенями, чем для расширения газов до атмосферного давления, на периферии диска ротора, ступицей ⁴⁰ прочно, съемно посаженного на силовой вал двигателя и свободно вращающегося на двух опорах параллельно ротору центробежного турбокомпрессора, при этом между ступенями турбин выполнены сплошные, охлаждаемые кольцевые перегородки статора, в сопловых окнах которых выполнены лопатки спрямляющего аппарата, улитка ⁴⁵ центробежного компрессора и кожух камеры сгорания выполнены одним блоком, который разъемно закреплен на статоре двигателя, между центробежным компрессором

и его турбиной, на одной плоскости, при этом блок улитки центробежного компрессора и кожуха камеры сгорания состоит не менее чем из одной улитки центробежного компрессора и одного кожуха камеры сгорания, причем детали и элементы улитки и кожуха взаимно использованы для создания друг друга, а кожух камеры сгорания

5 выполнен теплоизолированным от внешне окружающих его деталей. Основной технической проблемой прототипа является использование нескольких камер сгорания сопла, которые^{оо} выведены равномерно по окружности в ротор, при этом лопатки ротора получают значительное тепловое воздействие, что снижает срок их службы и надежность использования двигателя.

10 Задачей изобретения является устранение недостатков прототипа.

Техническим результатом изобретения является циклическая работа лопаток, что позволяет повысить температуру газов на входе в турбину до 2000°. И это позволяет снизить интенсивность теплового воздействия газов на лопатки ротора, что повышает срок их службы, а также повышает КПД двигателя.

15 Также, техническим результатом является возможность использовать редуктор с малым передаточным отношением.

Кроме того, техническим результатом является возможность отказа от использования коробки переключения передач, возможность использовать турбину для торможения двигателя, а получать дополнительную экономию топлива.

20 Заявленный технический результат изобретения достигается за счет того, что заявлен газотурбинный турбовальный автомобильный двигатель, содержащий компрессор, соединенный патрубком с камерой сгорания, в которую выведен патрубок подачи топлива от топливного насоса, отличающийся тем, что компрессор выполнен сдвоенным, где каждый ротор компрессора закреплен на валу соответствующей турбины

25 первой ступени, при этом оба ротора сдвоенной турбины первой ступени установлены на одном уровне друг рядом с другом в корпусе турбины и содержат обоймы с радиально установленными полыми лопатками, при этом в обоймах выполнена перфорация, которая сообщает внутренний объем лопаток и обойм, внутри роторов соосно им установлены перфорированные валы, выполненные с возможностью

30 вращения, на которых установлены спиральные лопатки, образующие вспомогательный компрессор, в корпусе сдвоенной турбины первой ступени у каждого ротора установлены вводные патрубки для отвода горячих газов в свободную турбину второй ступени и патрубки для всасывания атмосферного воздуха, также в корпусе турбины первой ступени установлен общий входной патрубок для ввода горячих газов из камеры

35 сгорания, и патрубки для вывода воздуха в камеру сгорания; ротор свободной турбины второй ступени имеет полый вал и перфорацию в обойме, а также полые лопатки; двигатель содержит вспомогательный баллон для воздуха, соединенный патрубком с камерой сгорания. В частности, в смежной области роторов турбины первой ступени для ввода горячих газов из камеры сгорания установлена заслонка, выполненная с

40 возможностью направления потока горячих газов на оба ротора или на один из роторов. В частности, заслонка изготовлена из тугоплавкого материала.

Способ работы газотурбинного турбовального автомобильного двигателя, характеризующийся тем, что топливным насосом подают в камеру сгорания газовое топливо, а при старте из вспомогательного баллона воздух, из которых образуемую в 45 камере сгорания топливную смесь поджигают, направляя сжатый из компрессора воздух в камеру сгорания, отличающийся тем, что возгоревшуюся и нагретую топливную смесь направляют по патрубку в смежное общее пространство, где на расположенной сдвоенной турбине первой ступени, состоящей из двух роторов, действуют на их

лопатки, которые раскручивают обоймы, при этом горячие газы через пол-оборота роторов через выходные патрубки направляют в свободную турбину второй ступени, приводя в движение ее вал, через который передают момент вращения на трансмиссию, а через нее на полезную нагрузку; при этом часть газов из сдвоенной турбины первой 5 ступени, где находятся роторы, выводят через патрубок в камеру сгорания, обеспечивая цикличность отвода горячих газов, причем внутренние валы роторов сдвоенной турбины первой ступени жестко соединяют с маховиками компрессоров высокого давления, которые непрерывно нагнетают воздух в камеру сгорания; на лопатки роторов сдвоенной турбины первой ступени подают дополнительно атмосферный воздух и 10 через выходной патрубок предварительно сжатый холодный воздух подают в компрессор высокого давления.

Предпочтительно, лопатки ротора турбины первой ступени выполняют совершающими часть оборота в потоке горячего газа, а остальную часть оборота - в качестве вспомогательного компрессора, всасывающими холодный воздух из 15 атмосферы. В центре ротора устанавливают лопатки компрессора, которые через полый вал всасывают холодный воздух из атмосферы и под действием центробежных сил через перфорацию в обойме выводят его через полые лопатки, дополнительно охлаждая их. Из камеры сгорания газы сначала направляют в сдвоенную турбину первой ступени, с их помощью раскручивают ее и затем выходят через газовод в силовую свободную 20 турбину второй ступени, раскручивая ее с их помощью.

Когда нет необходимости использовать полную мощность двигателя, посредством заслонки перекрывают поток горячих газов, идущих в одну из турбин первой ступени турбины.

Свободную турбину второй ступени выполняют имеющей полые лопатки, полый 25 вал и перфорацию в обойме, и воздух в нее засасывают из атмосферы и, когда воздух пройдет через полый вал и перфорацию на обойме, его выводят через полые лопатки. Предпочтительно, роторы турбины первой ступени приводят в движение полые 30 перфорированные валы вспомогательного компрессора, лопатки которого создают разрежение, всасывают через перфорацию в валу воздух в полость роторов и направляют его через перфорацию в обойме в полость лопаток.

Вспомогательный баллон воздуха используют только во время запуска двигателя. Краткое описание чертежей.

На Фиг. 1 показано устройство ротора турбины компрессора первой ступени (вид сверху).

На Фиг. 2 показана блок-схема газотурбинного двигателя (вид сбоку).

На Фиг. 3 показано устройство свободной турбины второй ступени (а - вид сверху, б - вид снизу).

На фигурах обозначено: 1 - ротор турбины компрессора первой ступени, 2 - обоймы роторов, 3 - лопатки роторов, 4 - перфорированные валы вспомогательных 40 компрессоров, 5 - лопатки вспомогательных компрессоров, 6 - общий вводной патрубок для горячих газов, 7 - патрубки для вывода горячих газов, 8 - патрубки для всасывания воздуха, 9 - патрубок для вывода воздуха в камеру сгорания, 10 - заслонка, 11 - камера сгорания, 12 - вспомогательный баллон для воздуха, 13 - компрессор высокого давления, 14 - топливный насос, 15 - корпус свободной турбины второй ступени, 16 - приводной 45 вал, 17 - трансмиссия, 18 - нагрузка, 19 - направление вывода газов из компрессоров высокого давления в камеру сгорания, 20 - лопатки свободной турбины второй ступени, 21 - свободная турбина второй ступени.

Осуществление изобретения

Заявленный технический результат изобретения достигается за счет того, что лопатки ротора турбины первой ступени часть оборота совершают в потоке горячего газа, а остальную часть оборота совершают в качестве вспомогательного компрессора, всасывая холодный воздух из атмосферы, при этом охлаждаясь и предварительно сжимая воздух.

5 Также происходит частичный теплообмен (кроме этого есть возможность использовать теплообменник).

Компрессор находится на валу турбины первой ступени. Использование двух роторов позволяет отключать один из них, когда нет необходимости в максимальной мощности (а это более половины работы автомобильного двигателя), позволяет значительно 10 экономить топливо.

При этом в центре ротора находятся лопатки компрессора, которые через полый вал всасывают холодный воздух из атмосферы и под действием центробежных сил через перфорацию в обойме выводят его через полые лопатки, дополнительно охлаждая их.

15 Из камеры сгорания газы сначала попадают в сдвоенную турбину, раскручивают ее и выходят через газовод в силовую свободную турбину, в которой совершается работа по вращению второй ступени свободной турбины, в которой газы выводятся наружу. Также есть возможность отключения половины мощности турбины, когда нет необходимости использовать полную мощность двигателя, при этом используются 20 газы только одного из роторов турбины первой ступени.

Это достигается применением заслонки, которая перекрывает газы в один из роторов первой ступени. Вторая ступень (свободная турбина), также имеет полый вал и перфорацию в обойме, и воздух засасывается из атмосферы и, пройдя через полый вал, перфорацию на обойме и выходит через полые лопатки охлаждает их. Предпочтительно 25 двигатель имеет вспомогательный баллон с воздухом, который используется только несколько секунд во время запуска двигателя и для резкого ускорения автомобиля (приемистость), после чего отключается и не участвует в штатной работе двигателя.

Возможная реализация конструкции двигателя показана следующими примерами. Основной газотурбинного турбовального двигателя для автомобиля является 30 конструкция ротора турбины компрессора первой ступени (см. Фиг. 1), который представляет собой сдвоенную турбину первой ступени, одновременно служащей вспомогательной для компрессора. Эта турбина содержит два ротора 1, выполненные с возможностью вращения и установленные на одном уровне друг рядом с другом. Роторы 1 содержат обоймы 2 с лопатками 3, при этом лопатки 3 на обоймах 2 35 установлены радиально и выполнены полыми, причем в обойме 2 выполнена перфорация, которая сообщает внутренний объем лопаток 3 и обоймы 2. Внутри роторов соосно им установлены перфорированные валы 4, выполненные с возможностью вращения, на которых установлены спиральные лопатки 5, которые образуют вспомогательный компрессор для охлаждения.

40 Роторы 1 турбины первой ступени приводят в движение полые перфорированные валы 4 вспомогательного компрессора, лопатки 5 которого создают разжение, всасывают через перфорацию в валу 4 воздух в полость роторов и направляют его через перфорацию в обойме в полость лопаток 3.

На валах 4 жестко закреплены турбины компрессоров высокого давления 13 (см. 45 Фиг. 2). На входе перед роторами 1 установлен вводной патрубок для подвода горячих газов 6 в смежную область роторов, по диагонали относительного которых роторы сообщаются с патрубками для вывода горячих газов 7 в свободную турбину 15 второй ступени, рядом с которым расположены вводные патрубки для всасывания воздуха 8

из атмосферы (воздухозаборники), напротив которых возле патрубка 6 расположен патрубок для вывода воздуха 9 в камеру сгорания 11.

В смежной области роторов на выходе патрубка 6 может быть установлена заслонка 10, выполненная с возможностью направления потока горячих газов на оба ротора или на один из них, при этом данная заслонка должна быть изготовлена из тугоплавкого сплава. Когда нет необходимости использовать полную мощность двигателя, посредством заслонки 10 перекрывают поток горячих газов, идущих в одну из турбин первой ступени турбины.

Использование регулируемых заслонок позволяет широко регулировать мощность и быстро раскручивать роторы 1.

Заявленный газотурбинный автомобильный двигатель используется с использованием топливного насоса 14 (см. Фиг. 2), который топливопроводом соединен с форсункой, расположенной в камере сгорания 11, в которой также расположена свеча зажигания (на чертежах не показано) или иная система подачи искры.

Внутренний объем камеры сгорания 11 сообщается со вспомогательным баллоном для воздуха 12, функция которого - первичное формирование высокого давления в камере сгорания до начала вращения роторов 1.

От компрессоров высокого давления 13 вращение лопаток, нагнетающих воздух, которых задают валы 4 турбины роторов 1 первой ступени, воздушный поток направляется в камеру сгорания 11.

Патрубки для вывода горячих газов 7 сообщаются с корпусом свободной турбины 15 второй ступени (см. Фиг. 3), где поступающие горячие газы вращают лопатки 20 свободной турбины 21 второй ступени. Турбина 21 второй ступени своим вращением приводит в движение приводной вал 16, связанным через трансмиссию 17 с нагрузкой 18, например с колесами автомобиля.

Свободную турбину 15 второй ступени выполняют имеющей полые лопатки, полый вал и перфорацию в обойме и воздух в нее засасывают из атмосферы и, когда воздух пройдет через полый вал 16 и перфорацию на обойме, его выводят через полые лопатки. Газотурбинный турбовальный автомобильный двигатель используется следующим образом.

Топливным насосом 14 подается любое топливо, а при старте воздух из вспомогательного баллона 12, смесь поступает в камеру сгорания 11 и воспламеняется свечой. Далее закрепленные на валу роторов 1 сдвоенной турбины первой ступени сдвоенный компрессор 13 высокого давления раскручивается от соответствующих турбин первой ступени и закачивает воздух в камеру сгорания 11. Также в камеру сгорания 11 подается воздух после предварительного сжатия в роторе 1 турбины первой ступени. Таким образом, вышеописанная цикличность работы лопаток позволяет охлаждать их в процессе работы двигателя и использовать большую температуру рабочего газа на входе в турбину, что значительно увеличивает КПД двигателя в целом.

Конструкция газотурбинного турбовального двигателя радиальной схемы позволяет использовать роторы большего диаметра при этом при меньших числах оборотов получить больший крутящий момент и, следовательно, большую мощность на выходном валу свободной турбины. Это позволяет использовать редуктор с малым передаточным отношением.

Кроме того, свободная турбина 15 позволяет отказаться от коробки переключения передач и позволяет использовать турбину для торможения двигателем, при этом подача топлива в камеру сгорания 11 не происходит и это дает дополнительную экономию топлива. Когда топливным насосом 14 подают в камеру сгорания 11 топливо,

а при старте из вспомогательного баллона 12 воздух, из которых в камере сгорания 11 образуется топливная смесь, после чего свечой зажигания или иной системой формирования первой искры поджигают разово топливную смесь (до выключения двигателя поджиг более не нужен и камера сгорания работает в непрерывном горении),

5 после этого она возгорается и нагревается до 2000°C, при этом расширяется и по патрубку 6 поступает в смежное пространство роторов 1 (направление движение горячих газов показано прерывистыми стрелками) и воздействует на их лопатки 3, которые раскручивают обоймы 2, при этом горячие газы проходят пол-оборота роторов и через патрубки 7 поступают в турбину 15 второй ступени, приводя в движение ее вал 16,

10 передающий момент вращения на трансмиссию 17, которая формирует полезную нагрузку 18. Часть газов из сдвоенной турбины первой ступени, где находятся роторы 1, выводится через патрубок 9 в камеру сгорания 11. А внутренние валы 4 роторов 1 сдвоенной турбины первой ступени раскручивают маховики компрессоров 13 высокого давления, которые непрерывно нагнетают воздух в камеру сгорания 11.

15 При дальнейшей работе двигателя лопатки 3 роторов сдвоенной турбины первой ступени всасывают из патрубков 8 атмосферный воздух (направление движение воздуха показано сплошными стрелками) и через патрубок 9 предварительно сжатый холодный воздух подают в компрессор высокого давления 13, который сжимает воздух и подает его в камеру сгорания 11.

20 Роторы 1 приводят в движение полые перфорированные валы 4 вспомогательного компрессора, лопатки 5 которого создают разрежение, всасывают через перфорацию в валу 4 воздух в полость роторов и направляют его через перфорацию в обойме 2 в полость лопаток 3.

Баллон 12 работает только во время запуска двигателя 14 и в случае необходимости 25 резкого ускорения и больше не используются при штатной работе установки.

Дальнейшая работа двигательной установки осуществляется в таком же порядке.

(57) Формула изобретения

1. Газотурбинный турбовальный автомобильный двигатель, содержащий компрессор, соединенный патрубком с камерой сгорания, в которую выведен патрубок подачи топлива от топливного насоса, отличающийся тем, что компрессор выполнен сдвоенным, где каждый ротор компрессора закреплен на валу соответствующей турбины первой ступени, при этом оба ротора сдвоенной турбины первой ступени установлены на одном уровне рядом друг с другом в корпусе турбины и содержат обоймы с 30 радиально установленными полыми лопатками, при этом в обоймах выполнена перфорация, которая сообщает внутренний объем лопаток и обойм, внутри роторов соосно им установлены перфорированные валы, выполненные с возможностью вращения, на которых установлены спиральные лопатки, образующие вспомогательный компрессор, в корпусе сдвоенной турбины первой ступени у каждого ротора 35 установлены вводные патрубки для отвода горячих газов в свободную турбину второй ступени и патрубки для всасывания атмосферного воздуха, также в корпусе турбины первой ступени установлен общий входной патрубок для ввода горячих газов из камеры сгорания и патрубки для вывода воздуха в камеру сгорания; ротор свободной турбины второй ступени имеет полый вал и перфорацию в обойме, а также полые лопатки; 40 двигатель содержит вспомогательный баллон для воздуха, соединенный патрубком с камерой сгорания.

2. Двигатель по п. 1, отличающийся тем, что в смежной области роторов турбины первой ступени для ввода горячих газов из камеры сгорания установлена заслонка,

выполненная с возможностью направления потока горячих газов на оба ротора или на один из роторов.

3. Двигатель по п. 3, отличающийся тем, что заслонка изготовлена из тугоплавкого материала.

- 5 4. Способ работы газотурбинного турбовального автомобильного двигателя, характеризующийся тем, что топливным насосом подают в камеру сгорания газовое топливо, а при старте из вспомогательного баллона воздух, из которых образуемую в камере сгорания топливную смесь поджигают, направляя сжатый из компрессора воздух в камеру сгорания, отличающийся тем, что возгоревшуюся и нагретую топливную смесь направляют по патрубку в смежное общее пространство, где на расположенной сдвоенной турбине первой ступени, состоящей из двух роторов, воздействуют на их лопатки, которые раскручивают обоймы, при этом горячие газы через пол-оборота роторов через выходные патрубки направляют в свободную турбину второй ступени, приводя в движение ее вал, через который передают момент вращения на трансмиссию,
- 10 15 а через нее на полезную нагрузку; при этом часть газов из сдвоенной турбины первой ступени, где находятся роторы, выводят через патрубок в камеру сгорания, обеспечивая цикличность отвода горячих газов, причем внутренние валы роторов сдвоенной турбины первой ступени жестко соединяют с маховиками компрессоров высокого давления, которые непрерывно нагнетают воздух в камеру сгорания; на лопатки роторов
- 20 25 сдвоенной турбины первой ступени подают дополнительно атмосферный воздух и через выходной патрубок предварительно сжатый холодный воздух подают в компрессор высокого давления.

- 5 25 5. Способ по п. 5, отличающийся тем, что лопатки ротора турбины первой ступени выполняют совершающими часть оборота в потоке горячего газа, а остальную часть оборота - в качестве вспомогательного компрессора, всасывающими холодный воздух из атмосферы.

- 30 6. Способ по п. 5, отличающийся тем, что в центре ротора устанавливают лопатки компрессора, которые через полый вал всасывают холодный воздух из атмосферы и под действием центробежных сил через перфорацию в обойме выводят его через полые лопатки, дополнительно охлаждая их.

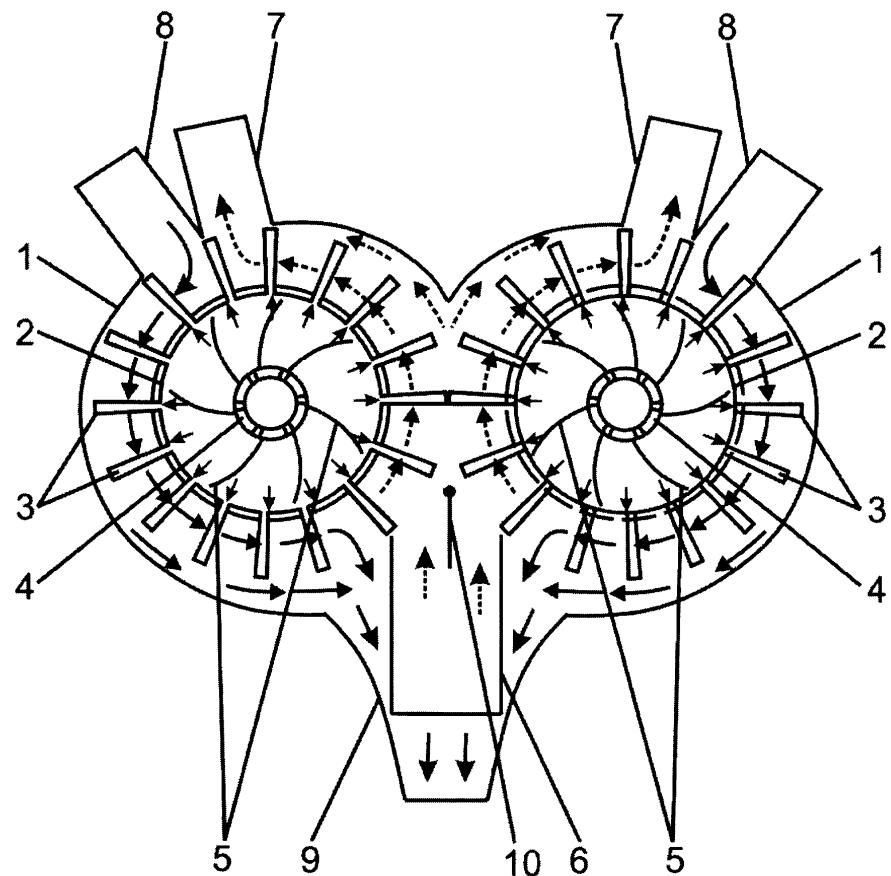
- 35 7. Способ по п. 5, отличающийся тем, что из камеры сгорания газы сначала направляют в сдвоенную турбину первой ступени, с их помощью раскручивают ее и затем выходят через газовод в силовую свободную турбину второй ступени, раскручивая ее с их помощью.

8. Способ по п. 5, отличающийся тем, что когда нет необходимости использовать полную мощность двигателя, посредством заслонки перекрывают поток горячих газов, идущих в одну из турбин первой ступени турбины.

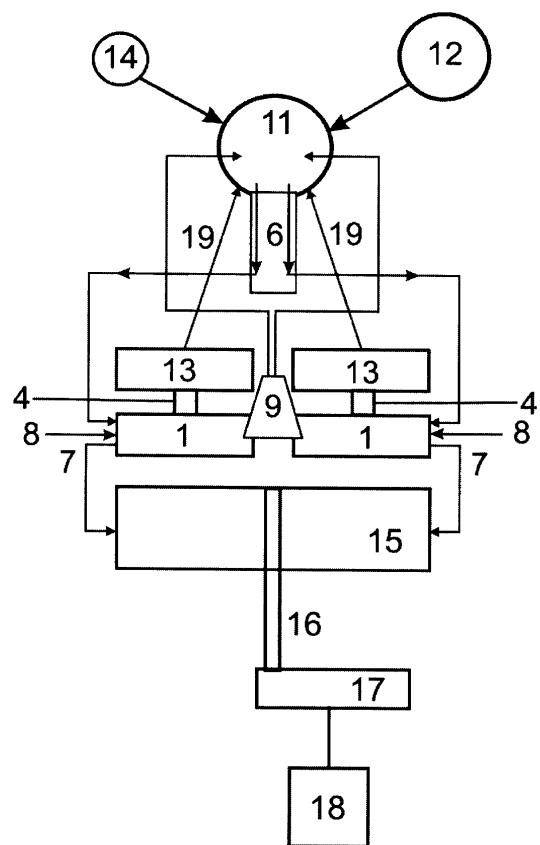
- 40 9. Способ по п. 5, отличающийся тем, что свободную турбину второй ступени выполняют имеющей полые лопатки, полый вал и перфорацию в обойме, и воздух в нее засасывают из атмосферы, и когда воздух пройдет через полый вал и перфорацию на обойме, его выводят через полые лопатки.

- 45 10. Способ по п. 5, отличающийся тем, что роторы турбины первой ступени приводят в движение полые перфорированные валы вспомогательного компрессора, лопатки которого создают разрежение, всасывают через перфорацию в валу воздух в полость роторов и направляют его через перфорацию в обойме в полость лопаток.

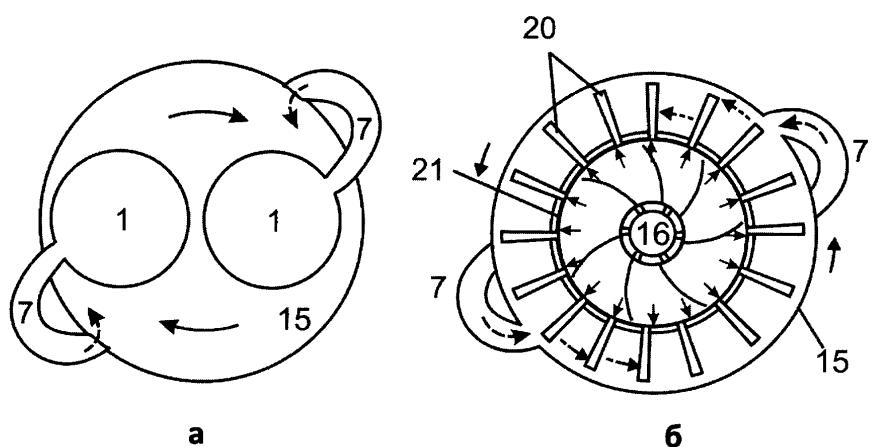
11. Способ по п. 5, отличающийся тем, что вспомогательный баллон воздуха используют только во время запуска двигателя.



Фиг.1



Фиг.2



Фиг.3