



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

F02C 6/003 (2024.01); F02C 3/14 (2024.01)

(21)(22) Заявка: 2023131736, 04.12.2023

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
04.12.2023Дата регистрации:
03.09.2024

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 04.12.2023

(45) Опубликовано: 03.09.2024 Бюл. № 25

Адрес для переписки:

115419, Москва, ул. Лестева, 19-1-4, для Морева
В.Г.

(72) Автор(ы):

Морев Валерий Григорьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Морев Валерий Григорьевич (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: GB 759251 A, 17.10.1956. DE 10043933
A1, 14.03.2002. US 7603863 B2, 20.10.2009. RU
2009350 C1, 15.03.1994. DE 4330613 A1,
16.03.1995. US 2579049 A, 18.12.1951. GB 619634
A, 11.03.1949.

(54) Газотурбинный двигатель с дополнительными лопатками-форсунками огневого подогрева

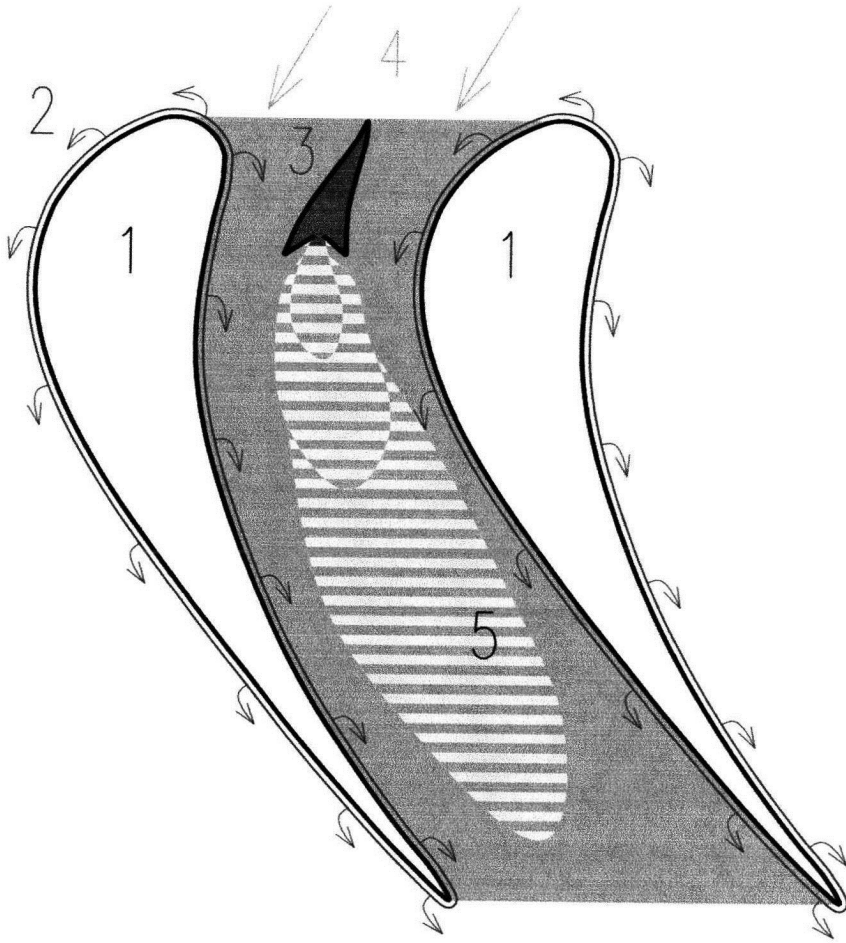
(57) Реферат:

Изобретение относится к газотурбинным двигателям (ГТД) осевого типа и может быть использовано в энергетических установках для привода электрогенераторов и в сфере транспорта в качестве механического привода или турбореактивного движителя. В газотурбинном двигателе, включающем камеру сгорания с отводом образованных продуктов сгорания в последовательно расположенные ступени охлаждаемых сопловых и рабочих лопаток турбины, осуществляют подвод дополнительного газообразного топлива в проточную часть турбины по меньшей мере второй ступени расширения. На входе между сопловыми лопатками турбины размещаются дополнительные направляющие лопатки-форсунки с каналами для подвода дополнительного топлива, выход топлива из

которых находится в зоне самого узкого сечения между соседними сопловыми лопатками. При этом в дополнительных направляющих лопатках выполняются каналы для подвода дополнительного воздуха, выход из которых находится рядом с выходом топлива, а в случае использования в качестве источника газообразного топлива регазифицированного СПГ холодный природный газ перед его сжиганием в основной камере сгорания и/или дополнительных ступенях дожигания подсоединяется к каналам замкнутого охлаждения сопловых лопаток. Обеспечивают повышение КПД и мощности ГТД, а также возможность использования существующих ГТД для их модернизации или реконструкции. 2 з.п. ф-лы, 3 ил.

RU 2 826 042 C1

RU 2 826 042 C1



Фиг.1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02C 6/003 (2024.01); *F02C 3/14* (2024.01)

(21)(22) Application: **2023131736, 04.12.2023**

(24) Effective date for property rights:
04.12.2023

Registration date:
03.09.2024

Priority:
(22) Date of filing: **04.12.2023**

(45) Date of publication: **03.09.2024** Bull. № 25

Mail address:
115419, Moskva, ul. Lesteva, 19-1-4, dlya Moreva V.G.

(72) Inventor(s):
Morev Valerij Grigorevich (RU)

(73) Proprietor(s):
Morev Valerij Grigorevich (RU)

(54) **GAS TURBINE ENGINE WITH ADDITIONAL BLADES-NOZZLES OF FIRE HEATING**

(57) Abstract:

FIELD: engines.

SUBSTANCE: invention relates to gas turbine engines (GTE) of axial type and can be used in power plants to drive electric generators and in the field of transport as mechanical drive or turbojet propulsor. In a gas turbine engine, which includes a combustion chamber with the formed combustion products removal to the successively arranged stages of the cooled nozzle and working blades of the turbine, additional gaseous fuel is supplied to the flow part of the turbine of at least the second expansion stage. At the inlet between turbine nozzle blades there are additional guide vanes-nozzles with additional fuel supply channels, the fuel output

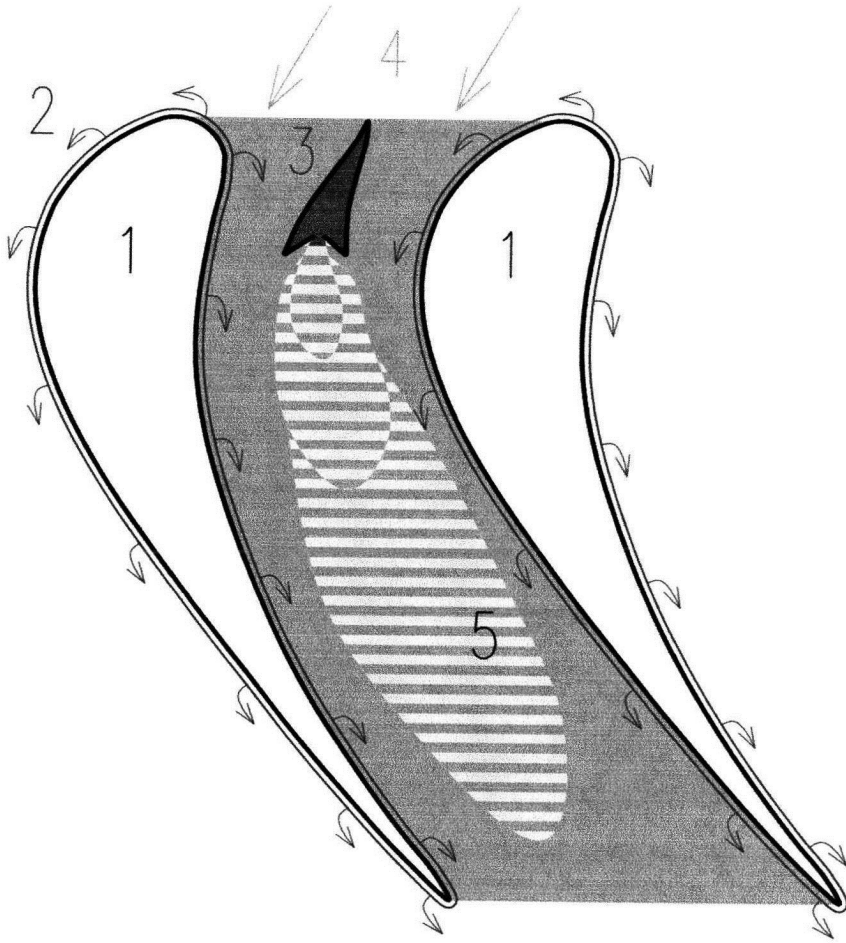
from which is located in the zone of the narrowest section between adjacent nozzle blades. At that, in the additional guide blades there are additional air supply channels, the outlet from which is located near the fuel outlet, and in case of using regasified LNG as a source of gaseous fuel, cold natural gas is connected to closed cooling channels of nozzle blades before its combustion in the main combustion chamber and/or additional afterburning stages.

EFFECT: higher efficiency and power of GTE, as well as possibility of using existing GTE for their modernization or reconstruction.

3 cl, 3 dwg

RU 2 826 042 C1

RU 2 826 042 C1



Фиг.1

Изобретение относится к газотурбинным двигателям (ГТД) осевого типа и может быть использовано в энергетических установках для привода электрогенераторов и в сфере транспорта в качестве механического привода или турбореактивного движителя.

5 Целью изобретения является повышение КПД выработки энергии и мощности ГТД простого цикла и установок на его основе. В осевой турбине ГТД нагретое в камере сгорания рабочее тело расширяется в последовательно расположенных лопаточных ступенях турбины, теряя в каждой из ступеней расширения давление и температуру. Одним из способов повышения КПД газотурбинного цикла выработки энергии является его приближение к термодинамическому циклу Карно за счет повышения средней
10 величины верхней температуры цикла. Для этого усложняют цикл ГТУ, применяя вторую камеру сгорания (КС) в середине ступеней расширения. Эта КС повышает среднюю температуру расширения рабочего тела в газотурбинном цикле, а также температуру выхлопных газов, в свою очередь повышающую в составе парогазовых установок КПД парового цикла и общий КПД ПТУ. Мощность ГТУ при этом
15 существенно возрастает, что является даже более важным целевым параметром, чем стремление к повышению КПД. Такое увеличение мощности достигается без повышения начальной температуры газов после КС, существенно удорожающей ГТУ из-за необходимости применения используемых сплавов, уменьшении сложности системы охлаждения турбины и уменьшении эмиссии вредных веществ. В МКИ для подобных
20 изобретений выделен подкласс газотурбинных установок F02C 3/14, отличающиеся размещением камер сгорания.

На практике реализована ГТУ сложного цикла GT24 мощностью 165 МВт (и ее увеличенная модель GT26 мощностью 240 МВт) фирмы АВВ [1] - аналог. В основной камере сгорания КС1 сжигается 2/3 топлива, затем продукты сгорания расширяются
25 в одноступенчатой турбине высокого давления (ТВД) и поступают в дополнительную камеру сгорания КС2, куда подводится оставшаяся 1/3 топлива. После КС2 газы расширяются в четырехступенчатой турбине низкого давления (ТНД). Обе КС - кольцевые, на выходе из них одинаково высокие температуры газа 1235°C. В дополнительной КС2 загрязняющие атмосферу вредные вещества - оксиды азота NOx
30 - практически не образуются.

Дополнительный огневой подогрев рабочего тела вызвал необходимость увеличения степени повышения давления в цикле до 30, чтобы сохранить приемлемую температуру выхлопных газов 610°C на входе в котел-утилизатор парового цикла ИГУ. Мощность ГТУ GT24 увеличивается максимально на 40% по сравнению с мощностью ГТУ простого
35 цикла с такими же термодинамическими параметрами, но КПД при этом падает. В более экономичном варианте при увеличении мощности до величины 30% эффективный КПД составит 39,3% и практически соответствует КПД ГТУ простого цикла при тех же параметрах.

Недостатком применения второй КС является незавершенность пути к увеличению
40 средней температуры расширения рабочего тела в газотурбинном цикле, но даже выполненный таким образом первый шаг приводит к необходимости увеличения вала ГТД за счет длины подводящего и отводящего каналов КС2 и самой КС2, что вызывает дополнительную вибрацию и нагрузку на подшипники вала, что требует создания нового корпуса ГТД.

45 Известны газотурбинные установки, с камерами сгорания, выполненными по меньшей мере частично в роторе турбины, относящиеся в МКИ к подклассу F02C 3/16. В их числе известна наиболее близкая по техническому существу и достигаемому результату газотурбинная установка, включающая камеру сгорания с подводами воздуха и топлива

с высоким давлением в горелочные устройства и отводом образованных продуктов сгорания в последовательно расположенные ступени охлаждаемых сопловых и рабочих лопаток турбины, подвод дополнительного газообразного топлива в проточную часть по меньшей мере второй ступени расширения, [2] - прототип. Достижимым результатом прототипа является повышение КПД и мощности ГТД путем увеличения средней температуры расширения рабочего тела в газотурбинном цикле, а также температуры выхлопных газов, за счет сжигания дополнительного топлива в проточной части турбины, как и в аналоге, но в большем количестве ступеней расширения. Поскольку рабочее тело имеет после камеры сгорания достаточное количество кислорода и в ступенях расширения высокую температуру, инициировать возгорание топлива не требуется. Для обеспечения стабильного самовозгорания топлива и сокращения размера факела на задней кромке лопаток выполнены отверстия малого диаметра (менее 3,2 мм) с конусной расточкой. Это позволяет обеспечить микродиффузионное горение и сократить время пребывания продуктов горения в зоне высокотемпературного факела до 0,5 мс, результатом чего является сокращение вредных выбросов (чего нельзя достичь в дополнительной КС [1]), температура рабочего тела в каждой ступени при этом повышается на 93°C. Однако, для получения оптимальных характеристик при подводе дополнительного топлива в проточную часть ГТУ предлагается модернизировать существующую конструкцию путем увеличения количества ступеней сжатия компрессора, а ступеней расширения, соответственно, с 4 до 5. Для снижения стоимости ГТУ температуру газов после основной КС можно снизить на 149°C от 1455°C.

Исключение отдельной дополнительной камеры сгорания не требует увеличения длины ротора турбины, что позволяет осуществить реконструкцию существующего ГТД, повышающую среднюю температуру расширения рабочего тела в газотурбинном цикле. Для достижения оптимального соотношения мощности и КПД при подводе дополнительного топлива в проточную часть ГТД в прототипе предлагается увеличить количество ступеней сжатия в компрессоре, но изменение компрессора без ухудшения его внутреннего КПД является наиболее трудоемкой задачей при создании ГТД.

КПД газотурбинного цикла и мощность турбины можно увеличить за счет увеличения степени расширения рабочего тела в турбине. Использование сжигания дополнительного топлива в проточной части турбины дает возможность сделать это без увеличения количества ступеней сжатия воздуха в компрессоре ГТД. Для этого нужно использовать эффект инжекции, который можно организовать при увеличении объема и скорости протекающего в межлопаточном пространстве рабочего тела за счет сжигания дополнительного топлива в проточной части турбины.

Достижимым результатом изобретения является повышение КПД и мощности ГТД путем увеличения степени расширения рабочего тела и средней температуры расширения рабочего тела в газотурбинном цикле с помощью создания инжектора при микрофакельном сжигании дополнительного топлива в пространстве между сопловыми лопатками турбины, имеющими удобный (последовательно сужающийся и расширяющийся) аэродинамический профиль. При этом не требуется создавать новый компрессор и можно использовать ротор существующего ГТД, лопаточный аппарат турбины которого потребует изменения.

Указанный результат обеспечивается тем, что на входе между сопловыми лопатками размещаются дополнительные направляющие лопатки-форсунки с каналами для подвода дополнительного топлива, выход топлива из которых находится в зоне самого узкого сечения между соседними сопловыми лопатками. В образованном таким образом сопле инжектора возникающая микрофакельная струя газов с высокой температурой

свою кинетическую энергию передает рабочему телу, увеличивает объемный расход газов и их скорость, которая преобразуется после смешивания потоков в теплоту и потенциальную энергию с повышением давления.

5 Схема расположения сопловых и дополнительной лопатки-форсунки приведена, согласно изобретению, на фиг. 1.

На схеме приняты следующие обозначения:

1 - сопловые лопатки газовой турбины с открытой системой воздушного охлаждения, 2 - выход охлаждающего воздуха на поверхность лопатки, 3 - дополнительная направляющая лопатка-форсунка с каналом для подвода дополнительного топлива, 10 4 - вход рабочего тела турбины с пониженным содержанием кислорода, 5 - зона сгорания дополнительного топлива в потоке рабочего тела.

Способ открытого охлаждения сопловых лопаток 1 может быть разный, поэтому на схеме каналы их охлаждения не приведены. Поверхность дополнительной лопатки 3 на порядок меньше, чем лопатки 1, она в достаточной мере охлаждается потоком 15 топлива, температура которого значительно (на 300°C) ниже, чем охлаждающего воздуха.

Форма дополнительной направляющей лопатки-форсунки должна обеспечить равномерное разделение набегающего потока смеси газов и на своем выходном торце 20 выполнить функцию турбулизатора потока по типу уголковых стабилизаторов горения для обычных микрофакельных горелок, обеспечивая устойчивость горения, как это делается для форсажной камеры авиационного ГТД [3]. Конкретные форма и размеры основных и дополнительных лопаток-форсунок могут быть определены только экспериментальным путем, так как методов расчета достижения оптимальной формы для микрофакельного инжектора в межлопаточном пространстве не существует. Можно 25 предположить, что входная кромка дополнительной направляющей лопатки-форсунки будет острой, а выходная, с микроотверстиями форсунки, наоборот, иметь вогнутую форму, обеспечивающую создание зоны пониженного давления для интенсивного смешивания топлива с кислородом рабочего тела. Оптимальные размеры и профили лопаток, их взаимное расположение, количество и размеры выходных микроотверстий 30 могут быть определены в результате натурного моделирования.

При недостаточном количестве кислорода для самовозгорания топлива в проточной части турбины, в дополнительных направляющих лопатках-форсунках можно 35 выполнить каналы для подвода дополнительного воздуха, выход из которых находится рядом с выходом топлива, что иллюстрирует фиг. 2, эти выходы равномерно распределены по высоте лопатки-форсунки при помощи каналов 1, 2, 3, 4. Соотношение расходов, проходных сечений каналов, количества и диаметра выходных отверстий топлива и воздуха может меняться в зависимости от необходимости в количестве подводимого воздуха.

Возможен также режим беспламенного горения, при котором фронт пламени не 40 образуется, и реакции горения происходят при смешивании топлива, воздуха и рециркулируемых продуктов сгорания, что обеспечивает температуру, близкую к температуре рециркулируемых продуктов сгорания [4].

В случае использования в качестве источника топлива регазифицированного СПГ 45 появляется возможность повысить давление рабочего потока топлива до сотен атмосфер при помощи насоса, то есть с затратами энергии несопоставимо меньшими, чем при сжатии газообразного топлива. Высокое давление топлива существенно увеличивает степень сжатия инжектора и превращает его в струйный компрессор. Следствием этого может явиться избыточное повышение температуры выхлопных газов турбины, что

дает возможность уменьшения расхода топлива, и таким образом начальной температуры рабочего тела в камере сгорания и последующих ступенях огневого подогрева. При использовании топливного газа высокого давления канал в лопатке для уменьшения толщины наружной стенки должен быть разбит на несколько параллельных ходов малого поперечного сечения, имеющих выходные отверстия по секциям на разной высоте лопатки. Схема расположения в лопатке-форсунке каналов воздуха и топлива, секций с выходными отверстиями приведена на фиг. 3. Количество выходных отверстий воздуха и их диаметр в 2 и более раз выше, чем у топлива для приближения к стехиометрическому соотношению их расходов, поэтому выходные отверстия воздуха попарно разнесены по высоте и по сторонам относительно каждого отверстия для выхода топлива. Развитие технологий применения СПГ расширяет географию использования СПГ как топлива ГТУ, по меньшей мере в части дополнительного топлива для дополнительных направляющих лопаток-форсунок.

Кроме того, холодный регазифицированный природный газ можно перед сжиганием в основной КС и/или дополнительных ступенях дожигания с большим эффектом использовать для замкнутого охлаждения сопловых лопаток турбины. Для этого холодный природный газ перед его сжиганием в основной камере сгорания и/или дополнительных ступенях дожигания подсоединяется к каналам замкнутого охлаждения сопловых лопаток. В первую очередь это важно для первой ступени, так как на охлаждении этой сопловой лопатки в современных высокотемпературных ГТД расходуется до 4%-5% воздуха высокого давления с выхода компрессора, что уменьшает КПД и мощность ГТД.

Таким образом, согласно изобретению, обеспечивается повышение КПД и мощности ГТД при использовании ротора и корпуса существующего ГТД и без необходимости создания нового компрессора.

Увеличение КПД и мощности ГТД происходит путем повышения степени расширения рабочего тела и средней температуры расширения рабочего тела в газотурбинном цикле, за счет создания при помощи лопатки-форсунки инжектора при помощи микрофакельного сжигания дополнительного топлива в пространстве между сопловыми лопатками турбины, введение лопатки-форсунки в зоне самого узкого сечения между соседними сопловыми лопатками ступени расширения турбины обеспечивает возможность использования ротора и компрессора существующего ГТД при реконструкции его турбинной части. Диапазон возможностей такой реконструкции широк. Если температура выхлопных газов реконструируемого ГТД недостаточна для их эффективного использования в паросиловой части цикла ПТУ, ее можно существенно увеличить за счет использования микрофакельного сжигания дополнительного топлива в нескольких ступенях турбины и без использования высокого давления регазифицированного СПГ. Если температура выхлопных газов реконструируемого ГТД достаточна или не имеет значения, можно максимально увеличить КПД и мощности ГТД (в пределах возможности усиления прочности его ротора) за счет использования микрофакельного сжигания дополнительного регазифицированного СПГ в максимальном количестве ступеней турбины или увеличив количество ступеней расширения за счет повышения давления рабочего тела в каждой ступени.

Дополнительное увеличение средней температуры расширения рабочего тела в газотурбинном цикле происходит путем увеличения количества ступеней огневого подогрева, при этом понижается содержание кислорода в рабочем теле и возникающая вследствие этого невозможность самовозгорания топлива, поэтому предусматривается подвод в необходимом количестве дополнительного воздуха в каналы лопатки-

форсунки, выход из которых находится рядом с выходом топлива. Для интенсификации процесса горения на поверхность выходной кромки лопатки-форсунки и поверхность сопловых лопаток может быть нанесен термозащитный слой с катализатором горения.

Увеличение КПД и мощности ГТД может происходить путем экономии сжатого компрессором воздуха, идущего на охлаждение сопловых лопаток турбины, который замещается холодным регазифицированным природным газом, проходящим по каналам замкнутой системы охлаждения лопатки.

Применение СПГ в качестве топлива для ГТУ обеспечено реально достигнутым техническим уровнем отечественной науки и промышленности и было использовано в ТРДД НК-8 (для самолета ТУ 155) и магистральном газотурбовозе ГТ 1 h. Возможно также размещение электростанции с подобными ГТУ в существующих или планируемых комплексах СПГ.

Источники информации

1. В.А. Иванов. Особенности проектирования ГТУ сложного цикла GT24. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, №3(19), 2009

2. 3. Pat. 2003/0037533 A1 United States, Reheat combustor for gas combustion turbine, Eric Carelli Richard, Holm Thomas, Lippert Dennis, Bachovchin Int, Siemens Energy Inc, 2001, IPC F02C3/16.

3. Патент RU 2472027 C1, МПК F02K 3/10. Фронтное устройство форсажной камеры со стабилизатором пламени изменяемой геометрии // Кишалов А.Е., Мыльников В.С. // 2011.07.12

4. Рябчиков К.С. Беспламенное горение // Электронный журнал «Научный лидер», выпуск 4(49), январь 2022. <https://scilead.ru/journal>

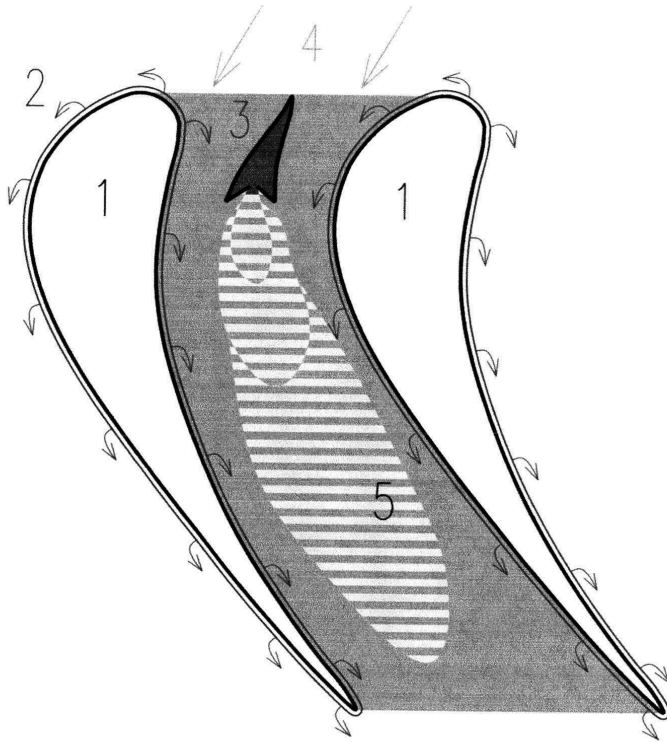
(57) Формула изобретения

1. Газотурбинный двигатель, включающий камеру сгорания с подводами воздуха и топлива с высоким давлением в горелочные устройства и отводом образованных продуктов сгорания в последовательно расположенные ступени охлаждаемых сопловых и рабочих лопаток турбины, подвод дополнительного газообразного топлива осуществляется в проточную часть турбины по меньшей мере второй ступени расширения, отличающийся тем, что на входе между сопловыми лопатками турбины размещаются дополнительные направляющие лопатки-форсунки с каналами для подвода дополнительного топлива, выход топлива из которых находится в зоне самого узкого сечения между соседними сопловыми лопатками.

2. Газотурбинный двигатель по п. 1, отличающийся тем, что в дополнительных направляющих лопатках выполнены каналы для подвода дополнительного воздуха, выход из которых находится рядом с выходом топлива.

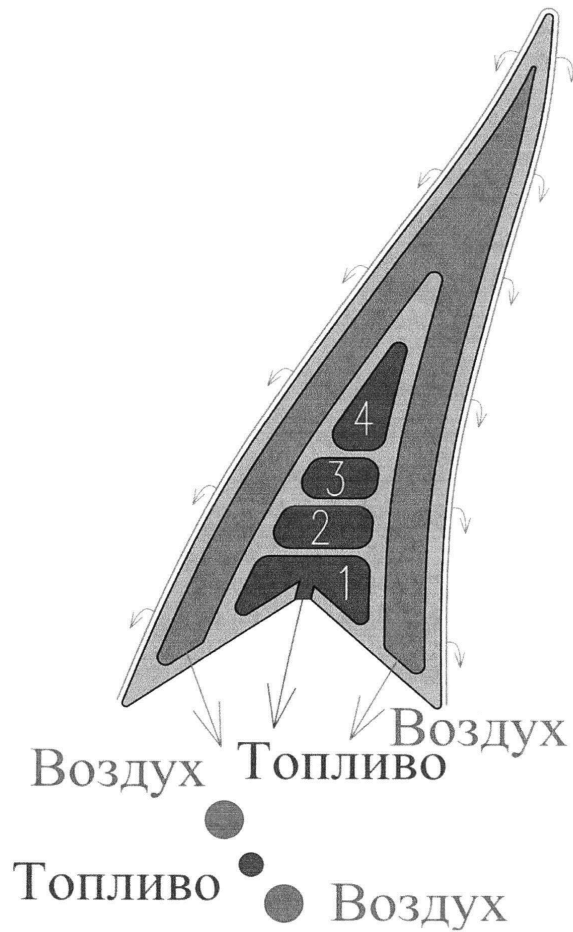
3. Газотурбинный двигатель по п. 1, отличающийся тем, что в случае использования в качестве источника газообразного топлива регазифицированного СПГ холодный природный газ перед его сжиганием в основной камере сгорания и/или дополнительных ступенях дожигания подсоединяется к каналам замкнутого охлаждения сопловых лопаток.

1

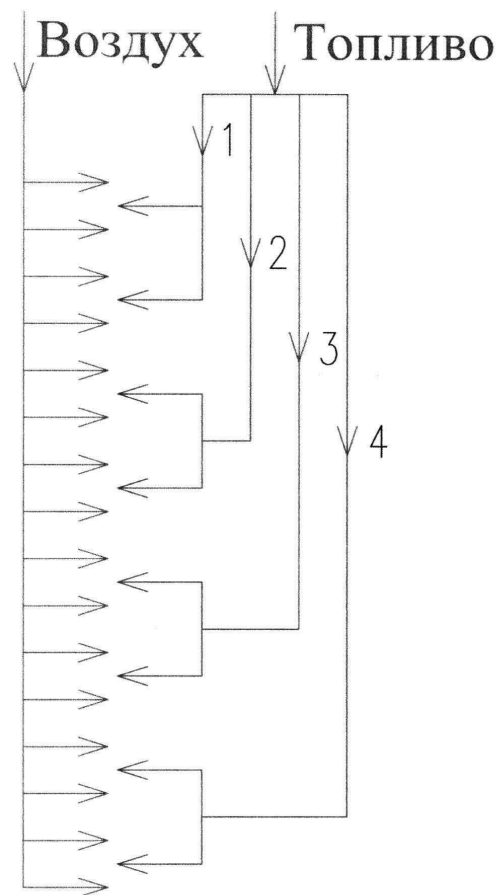


Фиг.1 Схема расположения сопловых и дополнительной лопатки-форсунки

2



Фиг. 2 Разрез лопатки-форсунки с каналами топлива высокого давления 1, 2, 3, 4, с каналом подвода дополнительного топлива и схема расположения выходных отверстий.



Фиг. 3 Схема расположения в лопатке-форсунке каналов воздуха и топлива, секций с выходными отверстиями (номера каналов топлива соответствуют рис.2)