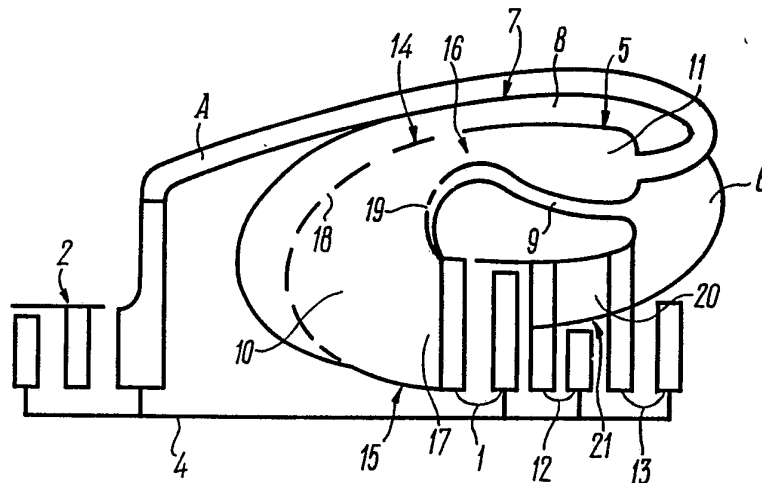


МЕЖДУНАРОДНАЯ ЗАЯВКА, ОПУБЛИКОВАННАЯ В СООТВЕТСТВИИ
С ДОГОВОРОМ О ПАТЕНТНОЙ КООПЕРАЦИИ (РСТ)

(51) Международная классификация изобретения Б : F02C 3/30	A1	(11) Номер международной публикации: WO 93/18289 (43) Дата международной публикации: 16 сентября 1993 (16.09.93)
<p>(21) Номер международной заявки: РСТ/RU92/00128</p> <p>(22) Дата международной подачи: 26 июня 1992 (26.06.92)</p> <p>(30) Данные о приоритете: 5026664 9 марта 1992 (09.03.92) RU</p> <p>(71) Заявитель (для всех указанных государств, кроме US): СМЕШАННОЕ ТОВАРИЩЕСТВО «ГЕРМЕС» [RU/RU]; Ростов-на-Дону 344092, ул. Комарова, д. 11 (RU) [SMESHANNOE TOVARISHESTVO «GERMES», Rostov-na-Donu (RU)].</p> <p>(72) Изобретатели; и (75) Изобретатели / Заявители (только для US): РАХМАЙЛОВ Анатолий Михайлович [RU/RU]; Батайск 346730, ул. Славы, д. 5, кв. 13 (RU) [RAKHMAILOV, Anatoly Mikhailovich, Bataisk (RU)]. КОСТИНС-</p>	<p>КИЙ Вадим Аркадьевич [RU/RU]; Ростов-на-Дону 344038, пр. Октября, д. 17/2 (RU) [KOSTINSKY, Vadim Arkadievich, Rostov-na-Donu (RU)]. ДРОЗД Игорь Леонидович [RU/RU]; Ростов-на-Дону 344022, ул. Седова, д. 16, кв. 63 (RU) [DROZD, Igor Leonidovich, Rostov-na-Donu (RU)].</p> <p>(74) Агент: КООПЕРАТИВНОЕ АГЕНТСТВО ПО ПАТЕНТНОЙ ИНФОРМАЦИИ; Москва 1113834, Раушская наб., д. 4 (RU) [KOOPERATIVNOE AGENTSTVO PO PATENTNOI INFORMATSII, Moscow (RU)].</p> <p>(81) Указанные государства: JP, KR, US, европейский патент (AT, BE, CH, DE, DK, ES, FR, GB, GR, IT, LU, MC, NL, SE).</p> <p>Опубликована С отчетом о международном поиске.</p>	

(54) Title: METHOD FOR CONVERSION OF THERMAL ENERGY INTO MECHANICAL ONE IN GAS-TURBINE ENGINE AND GAS-TURBINE ENGINE

(54) Название изобретения: СПОСОБ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ В МЕХАНИЧЕСКУЮ В ТУРБИННОМ ДВИГАТЕЛЕ И ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ



(57) Abstract

The thermodynamic state of the working medium introduced to the turbine section includes its expansion and subsequent cooling by the exhaust working medium of the turbine section before its introduction to the turbine section by means of mixing the flow of the working medium with the flow of the exhaust working medium of the turbine section. The method provides for the second stage of the expansion carried out immediately after the complete mixing of the flow of the working medium with the flow of the exhaust working medium of the turbine section, and before the feeding of the working medium to the turbine section. In a gas-turbine engine the flow section of the source (5) of the heated working medium has an initial section (11) connected to the fuel and oxidizer sources and a monotonously curved section (14) which is connected to the initial section (11) and whose end part (15) neighbours the turbine section (11). The curved section (14) has two tapers (16 and 17) one of which is located in the zone (E) neighbouring the initial section (1), and the other before the turbine section, and a section (10) the cross section of which increases between the said tapers (16, 17), which is connected to the outlet of the turbine section (1).

Изобретение относится к энергетике, а именно к способу преобразования тепловой энергии в механическую в газотурбинном двигателе и к газотурбинным двигателям, реализующим этот способ.

Цель изобретения — повышение эффективности и надежности газотурбинного двигателя.

Термодинамическое состояние вводимого в турбинную ступень рабочего тела включает его расширение и последующее охлаждение отработавшим рабочим телом турбинной ступени до ввода в турбинную ступень путем соединения потока рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела турбинной ступени. Способ предусматривает вторую стадию расширения, осуществляемую непосредственно после полного соединения потока рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела турбинной ступени и перед подачей рабочего тела в турбинную ступень. В газотурбинном двигателе проточная часть источника (5) нагретого рабочего тела имеет начальный участок (II), сообщающийся с источниками топлива и окислителя, и сообщающийся с начальным участком (II) криволинейный участок (I4), имеющий монотонную кривизну и концевую часть (I5), примыкающую к турбинной ступени (I). Криволинейный участок (I4) имеет два сужения (I6 и I7), одно из которых расположено в зоне (E), примыкающей к начальному участку (II), а другое — перед турбинной ступенью (I), и участок (I0) увеличения поперечного сечения между указанными сужениями (I6, I7), сообщающийся с выходом турбинной ступени (I).

ИСКЛЮЧИТЕЛЬНО ДЛЯ ЦЕЛЕЙ ИНФОРМАЦИИ

Коды, используемые для обозначения стран-членов РСТ на титульных листах брошюр, в которых публикуются международные заявки в соответствии с РСТ.

AT	Австрия	FR	Франция	MW	Малави
AU	Австралия	GA	Габон	NL	Нидерланды
BV	Барбадос	GB	Великобритания	NO	Норвегия
BE	Бельгия	GN	Гвинея	NZ	Новая Зеландия
BF	Буркина Фасо	GR	Греция	PL	Польша
BG	Болгария	HU	Венгрия	PT	Португалия
BJ	Бенин	IE	Ирландия	RO	Румыния
BR	Бразилия	IT	Италия	RU	Российская Федерация
CA	Канада	JP	Япония	SD	Судан
CF	Центральноафриканская Республика	KP	Корейская Народно-Демократическая Республика	SE	Швеция
CG	Конго	KR	Корейская Республика	SK	Словацкая Республика
CH	Швейцария	KZ	Казахстан	SN	Сенегал
CI	Кот д'Ивуар	LI	Лихтенштейн	SU	Советский Союз
CM	Камерун	LK	Шри Ланка	TD	Чад
CS	Чехословакия	LU	Люксембург	TG	Того
CZ	Чешская Республика	MC	Монако	UA	Украина
DE	Германия	MG	Мадагаскар	US	Соединенные Штаты Америки
DK	Дания	ML	Мали	VN	Вьетнам
ES	Испания	MN	Монголия		
FI	Финляндия	MR	Мавритания		

СПОСОБ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ТЕПЛОВОЙ ЭНЕРГИИ В МЕХАНИЧЕСКУЮ В ГАЗОТУРБИННОМ ДВИГАТЕЛЕ И ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Область техники

Изобретение относится к энергетике, а именно к способу преобразования тепловой энергии в механическую в газотурбинном двигателе и к газотурбинным двигателям, реализующим этот способ.

Предшествующий уровень техники

Известен газотурбинный двигатель, содержащий по меньшей мере две размещенные в проточной части турбинные ступени и источник нагретого рабочего тела (С.И.Ловинский "Теория авиационных двигателей", 1982, "Машиностроение" (Москва), с.4-7).

Воздух забирается из атмосферы компрессором и поступает в источник нагретого рабочего тела в виде камеры сгорания, в которую подают топливо. Воздух в камере сгорания разделяется на два потока, один из которых используется для собственно сгорания топлива, а другой - для подмешивания к продуктам сгорания с целью снижения их температуры. Получаемое нагретое рабочее тело расширяется в ступенях турбины, в результате чего совершается полезная работа. Мощность газотурбинного двигателя частично расходуется на привод компрессора, а оставшаяся часть мощности является полезной мощностью двигателя. Полезная мощность газотурбинного двигателя составляет сравнительно небольшую долю от мощности, развиваемой турбинными ступенями. Эта доля мощности определяется коэффициентом полезной работы, который для существующих газотурбинных двигателей составляет всего 0,3-0,4. При этом описанный двигатель имеет низкий КПД, не превышающий 30%, и небольшую полезную мощность, составляющую максимум 40% от мощности, развиваемой турбинными ступенями. Таким образом, основными недостатками этого газотурбинного двигателя является низкий КПД при низкой полезной мощности. Кроме того, этот двигатель выбрасывает в атмосферу большое количество выхлопных газов, что крайне нежелательно с точки зрения охраны окружающей среды.

Известен способ преобразования тепловой энергии в механическую в газотурбинном двигателе, имеющем по меньшей мере одну размещенную в проточной части турбинную ступень и источник нагретого рабочего тела, при котором изменяют термодинамическое состояние вводимого в турбин-

- 2 -

ную ступень рабочего тела с его расширением и охлаждением отработавшим рабочим телом турбинной ступени до ввода в турбинную ступень путем соединения потока рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела турбинной ступе-
5 ни (PCT/su 91/00198). При этом обеспечивается повышение КПД благодаря тому, что расширение и закручивание нагретого рабочего тела при повышенной температуре приводит к повышению его кинетической энергии, что и повышает эффективность использования энергии рабочего тела. При
10 этом также снижается количество атмосферного воздуха, необходимого для нормальной работы двигателя, и соответственно уменьшается количество выхлопных газов. Рост теплоемкости рабочего тела благодаря применению отработавшего рабочего тела для охлаждения рабочего тела перед пер-
15 вой турбинной ступенью также приводит к повышению КПД. Описанный способ осуществляется с помощью газотурбинного двигателя, имеющего по меньшей мере две размещенные в проточной части турбины ступени, источник нагретого рабочего тела и эжектор, имеющий два входа и выход. Первый вход
20 эжектора сообщается с источником нагретого рабочего тела, второй вход эжектора сообщается с выходом первой турбинной ступени, а выход эжектора сообщается с входом первой турбинной ступени.

Вместе с тем, осуществление этого способа в газотурбинном двигателе описанного типа требует наличия соплового аппарата в проточной части источника нагретого рабочего тела, то есть камеры сгорания. Наличие сопло-
25 вого аппарата в этой высокотемпературной зоне в значительной мере усложняет реализацию описанного способа преобразования энергии и делает газотурбинный двигатель дорогостоящим. Кроме того, наличие протяженного канала для подачи отработавшего рабочего тела для охлаждения нагретого тела приводит к повышенным тепловым и гидравлическим потерям, что в целом снижает КПД двигателя и
30 усложняет его конструкцию. Другим не менее существенным недостатком является падение кинетической энергии в результате смешения двух потоков: потока нагретого рабочего

5 тела и потока отработавшего рабочего тела вследствие
повышения давления из-за падения скорости полу чаемого
потока в результате перераспределения скоростей двух
соединяемых потоков. Таким образом, имеет место вред-
ное преобразование кинетической энергии потока в потен-
циальную. Следствием этого является недоиспользование
возможностей описанного способа преобразования энергии
с точки зрения повышения КПД несмотря на некоторое уве-
личение габаритов рабочего колеса первой турбинной сту-
10 пени.

Раскрытие изобретения

В основу изобретения положена задача использовать
в способе преобразования тепловой энергии в механичес-
кую в газотурбинном двигателе такое изменение термоди-
15 намического состояния рабочего тела, чтобы увеличить
кинетическую энергию рабочего тела при снижении коли-
чества выхлопных газов, и изменить конструкцию газо-
турбинного двигателя так, чтобы организация потоков ра-
бочего тела обеспечила повышение КПД и надежность дви-
20 гателя в работе при упрощении конструкции.

Поставленная задача решается тем, что в способе
преобразования тепловой энергии в механическую в газо-
турбинном двигателе, имеющем по меньшей мере одну раз-
мещенную в проточной части турбинную ступень и источ-
25 ник нагретого рабочего тела, изменяют термодинамическое
состояние вводимого в турбинную ступень рабочего тела
с его расширением и последующим охлаждением отработав-
шим рабочим телом турбинной ступени до ввода в турбин-
ную ступень путем соединения потока рабочего тела с по-
30 током отработавшего рабочего тела турбинной ступени.
При этом изменение термодинамического состояния рабоче-
го тела включает в себя вторую стадию расширения, осу-
ществляемую непосредственно после полного соединения по-
тока рабочего тела с потоком отработавшего рабочего
35 тела турбинной ступени и непосредственно перед подачей
рабочего тела в турбинную ступень.

Благодаря тому, что изменение термодинамического
состояния рабочего тела включает в себя вторую стадию

расширения, осуществляемую непосредственно после полного соединения потока рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела турбинной ступени перед подачей рабочего тела в турбинную ступень, не происходит уменьшения кинетической энергии потока рабочего тела, образованного нагретым или первичным рабочим телом и отработавшим в турбинной ступени рабочим телом перед входом потока рабочего тела в турбинную ступень. Таким образом, в данном случае не происходит превращения части кинетической энергии потока нагретого рабочего тела в потенциальную энергию, вызываемого в известном способе перераспределением скоростей соединяемых потоков. Кроме того, при таком способе изменения термодинамического состояния потока нагретого рабочего тела нет необходимости в закручивании этого потока относительно оси газотурбинного двигателя, что в значительной мере упрощает конструкцию двигателя. Кроме того, такое изменение термодинамического состояния позволяет уменьшить количество турбинных ступеней по меньшей мере на одну.

Отработавшее рабочее тело турбинной ступени разгоняют перед его соединением с потоком рабочего тела путем подвода внешней энергии к потоку отработавшего рабочего тела турбинной ступени.

Разгон отработавшего рабочего тела турбинной ступени перед его соединением с потоком рабочего тела путем подвода внешней энергии к потоку отработавшего рабочего тела турбинной ступени обеспечивает дополнительное повышение кинетической энергии потока рабочего тела, направляемого в первую ступень. Это происходит благодаря тому, что снижается разность между скоростями смешиваемых потоков, что снижает потери энергии на удар.

Отработавшее рабочее тело турбинной ступени разгоняют путем подвода к нему тепловой энергии от потока рабочего тела. При этом повышается общий КПД.

Поставленная задача также решается тем, что газотурбинный двигатель, описанного выше типа, содержащий источники топлива и окислителя, источник нагретого рабочего тела с переменным сечением его проточной час-

- 5 -

ти и по меньшей мере одну размещенную в проточной части турбинную ступень, имеет проточную часть источника нагретого рабочего тела с начальным участком, сообщающимся с источником топлива и окислителя. Кроме того, проточная часть источника нагретого рабочего тела имеет криволинейный участок, сообщающийся с начальным участком и имеющий монотонную кривизну, а также концевую часть, примыкающую к турбинной ступени. Криволинейный участок проточной части источника нагретого рабочего тела имеет два сужения, одно из которых расположено в зоне, примыкающей к начальному участку, а другое - перед турбинной ступенью, а также участок увеличения поперечного сечения между указанными сужениями, сообщающийся с выходом турбинной ступени. Таким образом, проточная часть источника нагретого рабочего тела изменена путем придания ей определенной кривизны и создания участков с различными поперечными сечениями, что определяет соответствующие изменения термодинамического состояния потока среды, движущейся по этой проточной части, и определенный режим соединения потоков рабочего тела.

При такой конструкции наличие криволинейного участка, имеющего монотонную кривизну, обеспечивает смешение двух потоков рабочего тела, благодаря разности их скоростей. Кроме того, наличие двух сужений и расположенного между ними участка увеличения поперечного сечения обеспечивает три стадии изменения термодинамического состояния потока. На первой стадии происходит требуемое расширение потока нагретого рабочего тела. На второй стадии происходит смешение потока нагретого рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела, поступающего от турбинной ступени. На третьей стадии происходит дальнейшее смешение соединенных потоков рабочего тела, окончательное охлаждение нагретого рабочего тела и одновременное расширение объединенного потока перед входом в турбинную ступень, благодаря чему не происходит превращения части кинетической энергии полученного потока в потенциальную, то есть не происходит снижения кинетической энергии потока перед его подачей в турбин-

- 6 -

ную ступень. Это способствует повышению КПД двигателя. Кроме того, в значительной мере упрощается конструкция двигателя при уменьшении длины канала подвода отработавшего рабочего тела к зоне охлаждения нагретого рабочего тела. При такой конструкции нет необходимости устанавливать сопловой аппарат эжектора в высокотемпературном потоке нагретого рабочего тела, так как нет необходимости в закручивании потока нагретого рабочего тела. Это упрощает конструкцию и снижает стоимость газотурбинного двигателя.

Источник нагретого рабочего тела выполнен в виде кольцевой камеры сгорания с охватывающей ее рубашкой, имеющей входной коллектор, сообщающийся с выходом турбинной ступени. Внутренняя полость рубашки сообщается с проточной частью источника нагретого рабочего тела на участке увеличения поперечного сечения проточной части источника нагретого рабочего тела. При этом нагревание отработавшего рабочего тела нагретым рабочим телом начинается до начала их смешения. Тем самым интенсифицируется процесс изменения термодинамического состояния рабочего тела, что повышает общий КПД.

Внутренняя полость рубашки выполнена в виде двух сообщающихся с входным коллектором ветвей, одна из которых, имеющая большее поперечное сечение, расположена с выпуклой стороны источника нагретого рабочего тела, а вторая размещена с вогнутой стороны источника нагретого рабочего тела. При таком распределении потока отработавшего рабочего тела обеспечивается с одной стороны достаточное охлаждение вогнутой части источника нагретого рабочего тела, а с другой стороны - обеспечивается подача основной части потока отработавшего рабочего тела в зону, характеризуемую пониженными потерями кинетической энергии, связанными со смешением потоков.

Двигатель может быть снабжен теплообменным устройством, имеющим входы по горячей и холодной сторонам, сообщающиеся с выходом первой турбинной ступени. Выход по

- 7 -

холодной стороне, связан с последующей турбинной ступенью, а выход по горячей стороне - с коллектором рубашки. При этом с одной стороны появляется возможность уменьшения количества отработавшего рабочего тела, подаваемого для охлаждения нагретого рабочего тела. С другой стороны, производится промежуточный подогрев рабочего тела, подаваемого в последующие турбинные ступени. Первое обстоятельство увеличивает эффективность охлаждения нагретого рабочего тела и способствует повышению КПД двигателя. Второе обстоятельство способствует повышению общего КПД многоступенчатого газотурбинного двигателя.

Краткое описание чертежей

В дальнейшем изобретение поясняется подробным описанием конкретных примеров его осуществления со ссылками на прилагаемые чертежи, на которых:

Фиг.1 представляет схему газотурбинного двигателя, иллюстрирующую осуществление способа преобразования тепловой энергии в механическую в газотурбинном двигателе в соответствии с настоящим изобретением;

Фиг.2 схематичное изображение газотурбинного двигателя, в соответствии с настоящим изобретением в продольном разрезе.

Лучшие варианты осуществления изобретения

Предлагаемый способ преобразования тепловой энергии в механическую осуществляется в газотурбинном двигателе, структурная схема которого представлена на фиг.1. Газотурбинный двигатель имеет турбинную ступень I (которая может быть единственной или первой ступенью двигателя), источник окислителя, например, воздушный компрессор 2 и источник топлива 3 (например, баковую систему с насосами). Источник 2 окислителя связан с турбинной ступенью I валом 4. Газотурбинный двигатель имеет источник 5 нагретого рабочего тела, например, камеру сгорания, который сообщается с источником 2 окислителя линией А и линией В с источником 3 топлива. Очевидно, что источник 5 нагретого рабочего тела имеет горелочное устройство (не показано), которое соединяется с источником 3 топлива и имеет средство зажигания (не показана-

- 8 -

но). Все эти устройства необходимы для образования топливной смеси и ее сжигания с целью создания в источнике 5 высокотемпературного потока нагретого рабочего тела.

5 Выход турбинной ступени I соединен линией C с коллектором 6 рубашки 7, имеющей две ветви 8,9, расположенные по сторонам источника 5 нагретого рабочего тела. Источник 5 нагретого рабочего тела имеет участок IO

10 соединения потоков рабочего тела, соединенный линией D с входом турбинной ступени I.

IO Предлагаемый способ осуществляется следующим образом. При образовании топливной смеси, а затем продуктов сгорания на начальном участке II источника 5 нагретого рабочего тела создается высокотемпературный поток рабочего тела, который расширяется и затем охлаждается отработавшим рабочим телом турбинной ступени I, поступающим

15 по линии C на участке IO перед вводом в турбинную ступень I по линии D. При этом происходит соединение потока рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела турбинной ступени I. При таком соединении происходит изменение термодинамического состояния рабочего

20 тела. Это изменение включает в себя первую стадию, осуществляемую в зоне E, примыкающей к начальному участку II источника 5 нагретого рабочего тела; стадию смешения потока нагретого рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела, поступающим по линии C; и

25 вторую стадию расширения рабочего тела, осуществляемую непосредственно после полного соединения потока нагретого рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела от турбинной ступени I и перед подачей рабочего тела в

30 турбинную ступень. Таким образом, поток рабочего тела сначала получает ускорение, что способствует увеличению его кинетической энергии до его охлаждения. Затем происходит соединение потоков, приводящее к частичному охлаждению потока нагретого рабочего тела и смешению соединяемых потоков. После этого происходит дальнейшее

35 смешение соединенных потоков, окончательное охлаждение нагретого рабочего тела и одновременное расширение объединенного потока рабочего тела, что позволяет избе-

жать превращения части кинетической энергии потока рабочего тела в потенциальную вследствие перераспределения скоростей соединяемых потоков. Это объясняется тем, что в любом случае существует разница между скоростями двух соединяемых потоков, что приводит к перераспределению скоростей. Так как скорость потока, поступающего по линии С от турбинной ступени I, всегда будет меньше скорости потока нагретого рабочего тела, образуемого в источнике 5 нагретого рабочего тела, очевидно, что скорость объединенного потока должна стать ниже в результате перераспределения скоростей. Это приводит к снижению кинетической энергии в известном способе. Более подробно процессы, происходящие при изменении термодинамического состояния рабочего тела, будут рассмотрены ниже при описании предлагаемого газотурбинного двигателя, представленного на фиг.2, где одинаковые детали обозначены теми же позициями, что и на фиг.1.

Как показано на фиг.2, газотурбинный двигатель имеет турбинные ступени I, I2 и I3. Очевидно, что число ступеней может быть любым и двигатель может иметь только одну ступень I, что несущественно с точки зрения получаемого в данном случае результата. Как хорошо видно на фиг.2, источник 5 нагретого рабочего тела выполнен в виде начального кольцевого участка II, к которому примыкает сообщающийся с начальным участком II криволинейный участок I4, имеющий монотонную кривизну и концевую часть I5, примыкающую к входу турбинной ступени I. В зоне E, примыкающей к начальному участку II источника 5 нагретого рабочего тела, проточная часть источника 5 нагретого рабочего тела имеет сужение I6. Второе сужение I7 расположено в концевой части I5 криволинейного участка I4. Между сужениями I6 и I7 расположен участок I0 соединения потоков рабочего тела с увеличением площади поперечного сечения.

Как показано на фиг.2, коллектор 6 рубашки 7 сообщается с турбинной ступенью I и с ветвями 8 и 9 рубашки 7. Ветвь 8 рубашки расположена с выпуклой стороны источника 5 нагретого рабочего тела, а ветвь 9 рубашки

- IO -

расположена с вогнутой стороны источника 5 нагретого рабочего тела. Стенки источника 5 нагретого рабочего тела в пределах участка IO имеют отверстия соответственно I8 и I9, через которые участок IO сообщается с ветвями 8 и 9 рубашки 7. Ветвь 8, имеющая большее поперечное сечение, расположена с выпуклой стороны источника нагретого рабочего тела, а вторая ветвь 9 размещена с вогнутой стороны источника нагретого рабочего тела.

Ветвь 8 рубашки 7, расположена с выпуклой стороны источника 5 нагретого рабочего тела, имеет площадь поперечного сечения в 5-8 раз больше, чем площадь поперечного сечения ветви рубашки, размещенной с вогнутой стороны источника нагретого рабочего тела. При соотношении площадей поперечного сечения ветвей рубашки 7 меньше нижнего предела указанного диапазона увеличивается доля расхода отработавшего рабочего тела, подаваемого с вогнутой стороны источника 5 нагретого рабочего тела, в результате чего возрастают потери. При соотношении площадей поперечного сечения ветвей рубашки 7 выше верхнего предела указанного диапазона количества отработавшего рабочего тела, поступающего в ветвь 9 рубашки 7, будет недостаточно для охлаждения вогнутой стороны источника 5 нагретого рабочего тела, что вызовет необходимость в дополнительных средствах охлаждения и приведет к усложнению конструкции двигателя.

Коллектор 6 рубашки 7 соединен с турбинной ступенью I каналом 20. Этот канал образует горячую сторону теплообменного устройства 2I, имеющего входы по горячей стороне . . . и холодной стороне, образованной проточной частью турбинных ступеней I2, I3. Входы по горячей и холодной стороне сообщающиеся с выходом первой турбинной ступени I, а также выход по горячей стороне, то есть канал 20 соединен с коллектором 6 рубашки 7, как указано выше.

Описанный газотурбинный двигатель работает следующим образом.

Окислитель, например, воздух, сжимаемый в источнике окислителя, например, компрессоре 2, поступает по каналу А к источнику 5 нагретого рабочего тела, к кото-

- II -

рому также подается топливо (не показано). Нагретое рабочее тело образуется на начальном участке II источника 5 нагретого рабочего тела при сжигании топлива с помощью горелочного устройства (не показано). Такие устройства хорошо известны специалистам и не относятся к данному изобретению. Нагретое рабочее тело расширяется в сужении I6, благодаря чему кинетическая энергия высокотемпературного потока нагретого рабочего тела возрастает. Далее нагретое рабочее тело движется по криволинейному участку IO увеличивающегося поперечного сечения и этот поток соединяется с потоками отработавшего рабочего тела, которые поступают от турбинной ступени I, как более подробно описано ниже. Эти потоки поступают в участок IO через отверстия I8, I9 в стенках источника 5 нагретого рабочего тела. Благодаря тому, что участок IO имеет кривизну, а также благодаря разности скоростей потоков рабочего тела, поступающих с одной стороны через отверстия I8, I9 и с другой стороны из начального участка II источника нагретого рабочего тела, происходит соединение этих потоков, которые далее движутся совместно. Следует отметить, что на этой стадии начинается охлаждение нагретого рабочего тела потоками отработавшего рабочего тела, поступающими через отверстия I8, I9 и смешение объединенных потоков.

Объединенные потоки рабочего тела далее движутся к сужению I7 концевой части I5 источника 5 нагретого рабочего тела, где происходит повторное расширение объединенного потока, в результате чего оканчивается смешение потоков и происходит окончательное охлаждение рабочего тела без снижения кинетической энергии объединенного потока.

От сужения I7 объединенный поток, имеющий оптимальные с точки зрения КПД двигателя параметры, поступает непосредственно в первую турбинную ступень I для совершения полезной работы. Следует отметить, что повторное расширение объединенного потока в сужении I7 позволяет обойтись без соплового аппарата первой турбинной ступени, вместо которого может быть установлен более простой

- 12 -

и дивергентный направляющий аппарат (не обозначен) для обеспечения надежного безударного входа потока на рабочее колесо турбины.

5 После совершения работы в первой турбинной ступени I часть потока отработавшего рабочего тела проходит через вход по горячей стороне теплообменного устройства 2I и выходит по каналу 20 в коллектор 6 рубашки 7, по ветвям 8 и 9 которой два потока отработавшего рабочего тела поступают через отверстия I8 и I9 в участок IO

10 источника 5 нагретого рабочего тела, как описано выше. Остальная часть отработавшего рабочего тела с первой турбинной ступени I по холодной стороне теплообменного устройства 2I, образованной проточной частью турбинных ступеней, поступает на последующие турбинные ступени I2,

15 I3 для совершения в них полезной работы. Доля потока отработавшего рабочего тела, отбираемая в коллектор 6 рубашки 7, определяет температуру нагретого рабочего тела, подаваемого на первую турбинную ступень I. В результате использования теплообменного устройства 2I снижается количество отработавшего рабочего тела, подаваемого для охлаждения нагретого рабочего тела, что повышает КПД двигателя. Кроме того, обеспечивается повторный нагрев части отработавшего в первой ступени I рабочего тела при его расширении в сопловом аппарате второй тур-

20 бинной ступени I2, которая является частью теплообменного устройства 2I. При этом повышается КПД последующих турбинных ступеней.

При использовании принципа предлагаемого изобретения газотурбинный двигатель эффективной мощностью

30 2700 л.с. имеет следующие технические характеристики:

расход топлива	145-150 г/л.с.-ч
габаритные размеры (с редуктором):	
длина	1250 мм
ширина	460 мм
35 высота	680 мм.

Расход топлива газотурбинного двигателя примерно на 30% ниже, чем у известных, и при тех же габаритах мощность его примерно в два раза выше.

- 13 -

Промышленная применимость

Изобретение может быть использовано в газотурбинных двигателях, предназначенных для применения в стационарных энергетических установках и в силовых установках, используемых на различных наземных транспортных средствах и воздушных и водных судах.

5

- 14 -

ФОРМУЛА ИЗОБРЕТЕНИЯ

5 I. Способ преобразования тепловой энергии в механическую в газотурбинном двигателе, имеющем по меньшей мере одну размещенную в проточной части турбинную ступень (I) и источник (5) нагретого рабочего тела, при котором изменяют термодинамическое состояние вводимого в турбинную ступень (I) рабочего тела с его расширением и последующим охлаждением отработавшим рабочим телом турбинной ступени до ввода в турбинную ступень (I) путем соединения потока рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела турбинной ступени (I), о т л и ч а ю щ и й с я тем, что изменение термодинамического состояния рабочего тела включает в себя вторую стадию расширения, осуществляемую непосредственно после полного соединения потока рабочего тела с потоком отработавшего рабочего тела турбинной ступени (I) и перед подачей рабочего тела в турбинную ступень (I).

15 2. Способ по п. I, о т л и ч а ю щ и й с я тем, что отработавшее рабочее тело турбинной ступени (I) разгоняют перед его соединением с потоком рабочего тела путем подвода внешней энергии к потоку отработавшего рабочего тела турбинной ступени (I).

20 3. Способ по п. I, о т л и ч а ю щ и й с я тем, что отработавшее рабочее тело турбинной ступени (I) разгоняют путем подвода к нему тепловой энергии от потока рабочего тела.

25 4. Газотурбинный двигатель, содержащий источники топлива и окислителя (3,2), источник (5) нагретого рабочего тела с переменным сечением его проточной части и по меньшей мере одну размещенную в проточной части турбинную ступень (I), о т л и ч а ю щ и й с я тем, что проточная часть источника нагретого рабочего тела имеет начальный участок (II), сообщающийся с источниками (3,2) топлива и окислителя, и сообщающийся с начальным участком (II) криволинейный участок (I4), имеющий монотонную кривизну и концевую часть (I5), примыкающую к турбинной ступени (I), при этом криволинейный участок (I4) имеет два

- 15 -

сужения (I6, I7), одно из которых (I6) расположено в зоне (E), примыкающей к начальному участку (II), а другое - перед турбинной ступенью (I), и участок (I9) увеличения поперечного сечения между указанными сужениями (I6, I7), сообщающийся с выходом турбинной ступени (I).

5 5. Газотурбинный двигатель по п.4, отличающийся тем, что источник нагретого рабочего тела выполнен в виде кольцевой камеры сгорания с охватывающей ее рубашкой (7), имеющей входной коллектор (6), сообщающийся с выходом турбинной ступени (I), при этом внутренняя полость рубашки (7) сообщается с проточной частью источника (5) нагретого рабочего тела на участке (I0) увеличения поперечного сечения проточной части источника (5) нагретого рабочего тела.

I5 6. Газотурбинный двигатель по п.4, отличающийся тем, что внутренняя полость рубашки (7) выполнена в виде двух сообщающихся с входным коллектором (6) ветвей (8,9), одна из которых (8), имеющая большее поперечное сечение, расположена с выпуклой стороны источника (5) нагретого рабочего тела, а вторая (9) размещена с вогнутой стороны источника (5) нагретого рабочего тела.

20 7. Газотурбинный двигатель по п.4, отличающийся тем, что ветвь (8) рубашки, расположенная с выпуклой стороны источника (5) нагретого рабочего тела, имеет площадь поперечного сечения в 5-8 раз больше, чем площадь поперечного сечения ветви (9) рубашки, размещенной с вогнутой стороны источника (5) нагретого рабочего тела.

25 8. Газотурбинный двигатель по п.5-7, отличающийся тем, что он снабжен теплообменным устройством (2I), имеющим входы по горячей и холодной сторонам, сообщающиеся с выходом первой турбинной ступени (I), и выход по холодной стороне, связанный с последующей турбинной ступенью (I2), а также выход по горячей стороне, соединенный с коллектором (6) рубашки (7).

35

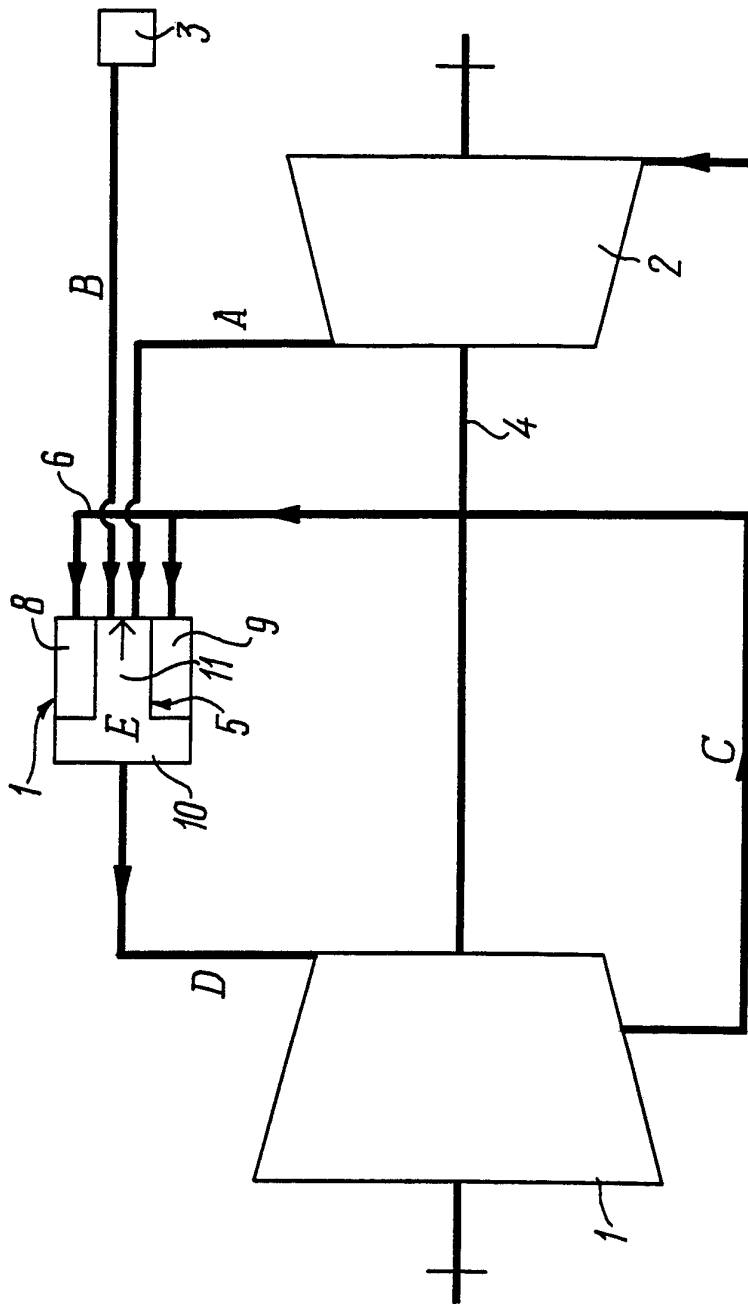


FIG. 1

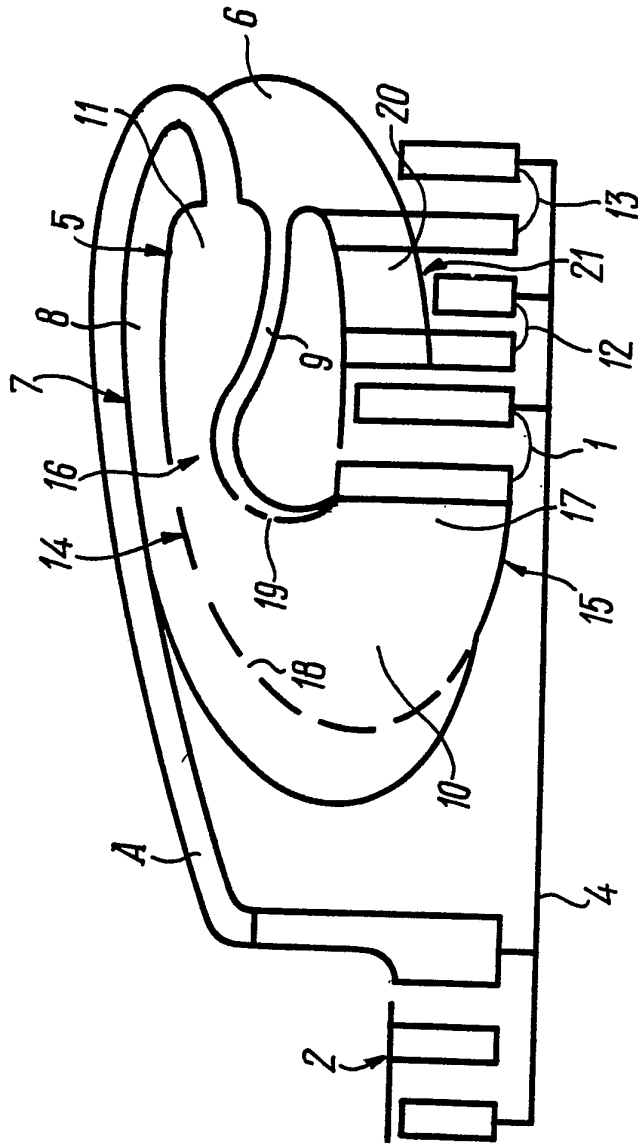


FIG. 2


INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/RU 92/00128

<p>A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER</p> <p>Int.Cl. 5 : F02C 3/30</p> <p>According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC</p>																	
<p>B. FIELDS SEARCHED</p> <p>Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)</p> <p>Int.Cl. 5 : F02C 3/20, 3/30, 3/34, 7/14, F23R 3/42</p> <p>Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched</p> <p>Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)</p>																	
<p>C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Category*</th> <th>Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages</th> <th>Relevant to claim No.</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>A</td> <td>US, A, 4914904 (AVCO CORPORATION), 10 April 1990 (10.04.90)</td> <td>1-8</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>EP, A3, 0269824 (GENERAL ELECTRIC COMPANY), 8 June 1988 (08.06.88)</td> <td>4-6</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>US, A, 4549402 (PRATT & WHITNEY AIRCRAFT OF CANADA LIMITED), 29 October 1985 (29.10.85)</td> <td>4-6</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>DE, A1, 3425115 (GASPAROVIC, NEBOJSA), 16 January 1986 (16.01.86)</td> <td>1</td> </tr> </tbody> </table>			Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.	A	US, A, 4914904 (AVCO CORPORATION), 10 April 1990 (10.04.90)	1-8	A	EP, A3, 0269824 (GENERAL ELECTRIC COMPANY), 8 June 1988 (08.06.88)	4-6	A	US, A, 4549402 (PRATT & WHITNEY AIRCRAFT OF CANADA LIMITED), 29 October 1985 (29.10.85)	4-6	A	DE, A1, 3425115 (GASPAROVIC, NEBOJSA), 16 January 1986 (16.01.86)	1
Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.															
A	US, A, 4914904 (AVCO CORPORATION), 10 April 1990 (10.04.90)	1-8															
A	EP, A3, 0269824 (GENERAL ELECTRIC COMPANY), 8 June 1988 (08.06.88)	4-6															
A	US, A, 4549402 (PRATT & WHITNEY AIRCRAFT OF CANADA LIMITED), 29 October 1985 (29.10.85)	4-6															
A	DE, A1, 3425115 (GASPAROVIC, NEBOJSA), 16 January 1986 (16.01.86)	1															
<p><input type="checkbox"/> Further documents are listed in the continuation of Box C. <input type="checkbox"/> See patent family annex.</p>																	
<p>* Special categories of cited documents:</p> <p>"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance</p> <p>"E" earlier document but published on or after the international filing date</p> <p>"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)</p> <p>"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means</p> <p>"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed</p> <p>"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention</p> <p>"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone</p> <p>"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art</p> <p>"&" document member of the same patent family</p>																	
<p>Date of the actual completion of the international search</p> <p>10 November 1992 (10.11.92)</p>		<p>Date of mailing of the international search report</p> <p>09 December 1992 (09.12.92)</p>															
<p>Name and mailing address of the ISA/ RU</p>		<p>Authorized officer</p>															
<p>Facsimile No.</p>		<p>Telephone No.</p>															

ОТЧЕТ О МЕЖДУНАРОДНОМ ПОИСКЕ

Международная заявка No.
PCT/RU 92/00128

<p>А. КЛАССИФИКАЦИЯ ПРЕДМЕТА ИЗОБРЕТЕНИЯ</p> <p>F02C 3/30</p> <p>Согласно Международной патентной классификации (МКИ-5)</p>											
<p>В. ОБЛАСТИ ПОИСКА</p> <p>Проверенный минимум документации (Система классификации и индексы): МКИ-5</p> <p>F02C 3/20, 3/30, 3/34, 7/14, F23R 3/42</p> <p>Другая проверенная документация в той мере, в какой она включена в поисковые подборки:</p> <p>Электронная база данных, использовавшаяся при поиске (название базы и, если возможно, поисковые термины):</p>											
<p>С. ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>Категория *</th> <th>Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей</th> <th>Относится к пункту No.</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>A</td> <td>US, A, 4914904 (AVCO CORPORATION), 10 апреля 1990 (10.04.90)</td> <td>1- 8</td> </tr> <tr> <td>A</td> <td>EP, A3, 0269824 (GENERAL ELECTRIC COMPANY), 8 июня 1988 (08.06.88)</td> <td>4- 6</td> </tr> </tbody> </table> <p><input checked="" type="checkbox"/> последующие документы указаны в продолжении графы С <input type="checkbox"/> данные о патентах-аналогах указаны в приложении</p> <p>* Особые категории ссылочных документов:</p> <p>"А" документ, определяющий общий уровень техники и не считающийся особо релевантным</p> <p>"Е" более ранний документ, но опубликованный на дату международной подачи или после нее.</p> <p>"L" документ, подвергающий сомнению притязание (я) на приоритет, или который приводится с целью установления даты публикации другого ссылочного документа, а также в других целях (как указано).</p> <p>"O" документ, относящийся к устному раскрытию, использованию, экспонированию и т.д.</p> <p>"P" документ, опубликованный до даты международной подачи, но после даты испрашиваемого приоритета.</p> <p>"&" документ, являющийся патентом-аналогом</p> <p>"T" более поздний документ, опубликованный после даты международной подачи или даты приоритета и не порочащий заявку, но приведенный для понимания принципа или теории, на которых основывается изобретение.</p> <p>"X" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска; заявленное изобретение не обладает новизной и изобретательским уровнем в сравнении с документом, взятым в отдельности</p> <p>"Y" документ, имеющий наиболее близкое отношение к предмету поиска и порочащий изобретательский уровень заявленного изобретения в очевидном для лица, обладающего познаниями в данной области техники, сочетании с одним или несколькими документами той же категории</p>			Категория *	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту No.	A	US, A, 4914904 (AVCO CORPORATION), 10 апреля 1990 (10.04.90)	1- 8	A	EP, A3, 0269824 (GENERAL ELECTRIC COMPANY), 8 июня 1988 (08.06.88)	4- 6
Категория *	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту No.									
A	US, A, 4914904 (AVCO CORPORATION), 10 апреля 1990 (10.04.90)	1- 8									
A	EP, A3, 0269824 (GENERAL ELECTRIC COMPANY), 8 июня 1988 (08.06.88)	4- 6									
<p>Дата действительного завершения международного поиска 10 ноября 1992 (10.11.92)</p>		<p>Дата отправки настоящего отчета о международном поиске 9 декабря 1992 (09.12.92)</p>									
<p>Наименование и адрес Международного поискового органа: Научно-исследовательский институт государственной патентной экспертизы, Россия, 121808 Москва, Барежковская наб., 30-1 тел. (095) 240-58-88, факс (095) 243-33-37, телетайп 114818 ПОДАЧА</p>		<p>Подпись уполномоченного лица:  Н. Шепелев</p>									

С. (Продолжение) ДОКУМЕНТЫ, СЧИТАЮЩИЕСЯ РЕЛЕВАНТНЫМИ		
Категория *)	Ссылки на документы с указанием, где это возможно, релевантных частей	Относится к пункту No.
A	US, A, 4549402 (PRATT & WHITNEY AIRCRAFT OF CANADA LIMITED), 29 октября 1985 (29.10.85)	4-6
A	DE, A1, 3425115 (GASPAROVIC, NEBOJSA), 16 января 1986 (16.01.86)	1