



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК

F02K 3/00 (2023.08); F23R 3/32 (2023.08); F23R 3/346 (2023.08)

(21)(22) Заявка: 2023105417, 09.03.2023

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
09.03.2023Дата регистрации:
16.10.2023

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 09.03.2023

(45) Опубликовано: 16.10.2023 Бюл. № 29

Адрес для переписки:

420111, г. Казань, ул. К. Маркса, 10, ФГОУ ВО
(Казанский НИТУ-КАИ), Лустина
Александра Алексеевна

(72) Автор(ы):

Халиулин Руслан Рафаэлевич (RU),
Сыченков Виталий Алексеевич (RU),
Волостнов Геннадий Васильевич (RU),
Давыдов Николай Владимирович (RU),
Мухаметгалиев Тимур Хатипович (RU),
Сейид Джафари Сейидали Сейид Мучтеба
(RU)

(73) Патентообладатель(и):

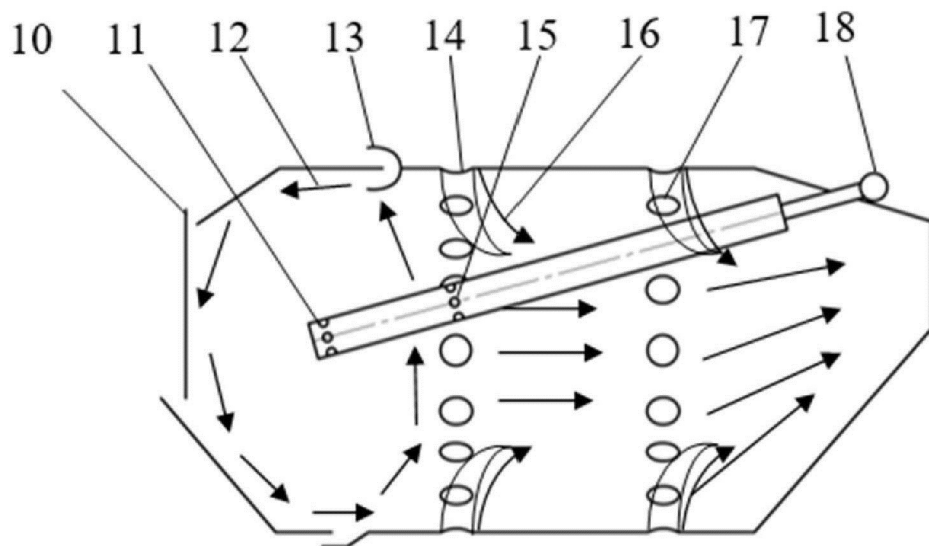
Федеральное государственное
образовательное учреждение высшего
образования "Казанский национальный
исследовательский технический университет
им. А.Н. Туполева - КАИ" (RU)(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: US 2019153948 A1, 23.05.2019. DE
19535411 A1, 02.05.1996. US 5163284 A,
17.11.1992. RU 2758172 C1, 26.10.2021. RU
2708957 C1, 12.12.2019. RU 2028547 C1,
09.02.1995. EP 3246628 A1, 22.11.2017.

(54) Малоразмерный газотурбинный двигатель

(57) Реферат:

Изобретение относится к области двигателестроения, и в частности к малоразмерным газотурбинным двигателям с высокоэффективными энергетическими показателями. Малоразмерный двигатель состоит из входного устройства, центробежного компрессора, камеры сгорания, турбины, реактивного сопла, систем топливопитания, охлаждения и смазки. В двигателе высоконапорный воздух от компрессора подводится для охлаждения стенок жаровой трубы камеры сгорания, далее, нагреваясь за счет отвода тепла от стенок, попадает в камеру сгорания через конфузорообразные каналы, выполненные на стенках жаровой трубы в

передней части камеры сгорания, вызывая формирование двух рециркуляционных зон: первичной зоны и зоны догорания. Пояса отверстий для подачи паров топлива расположены на стенках топливоподводящих трубок и размещены в первичной зоне и зоне догорания. Топливовоздушная смесь образуется за счет смешения паров топлива с предварительно нагретым воздухом за счет отвода тепла от стенок жаровой трубы. Такое исполнение камеры сгорания позволяет увеличить полноту сгорания для получения максимально допустимой температуры (энергии) для создания тяги летательного аппарата, а также повысить экологические показатели двигателя. 2 ил.



Фиг. 2

RU 2805397 C1

RU 2805397 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(51) Int. Cl.
F02K 3/00 (2006.01)
F23R 3/32 (2006.01)
F23R 3/34 (2006.01)

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02K 3/00 (2023.08); F23R 3/32 (2023.08); F23R 3/346 (2023.08)

(21)(22) Application: **2023105417, 09.03.2023**

(24) Effective date for property rights:
09.03.2023

Registration date:
16.10.2023

Priority:

(22) Date of filing: **09.03.2023**

(45) Date of publication: **16.10.2023 Bull. № 29**

Mail address:

**420111, g. Kazan, ul. K. Marksa, 10, FGOU VO
(Kazanskij NITU-KAI), Lustina Aleksandra
Alekseevna**

(72) Inventor(s):

**Khaliulin Ruslan Rafaelevich (RU),
Sychenkov Vitalii Alekseevich (RU),
Volostnov Gennadii Vasilevich (RU),
Davydov Nikolai Vladimirovich (RU),
Mukhametgaliev Timur Khatipovich (RU),
Seiid Dzhafari Seiidali Seiid Muchteba (RU)**

(73) Proprietor(s):

**federalnoe gosudarstvennoe obrazovatelnoe
uchrezhdenie vysshego obrazovaniia "Kazanskii
natsionalnyi issledovatel'skii tekhnicheskii
universitet im. A.N. Tupoleva - KAI" (RU)**

(54) **SMALL GAS TURBINE ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: engine building.

SUBSTANCE: invention is related in particular to small-sized gas turbine engines with highly efficient energy indicators. A small engine consists of an inlet device, a centrifugal compressor, a combustion chamber, a turbine, a jet nozzle, fuel supply, cooling and lubrication systems. In the engine, high-pressure air from the compressor is supplied to cool the walls of the flame tube of the combustion chamber, then, heating up due to heat removal from the walls, it enters the combustion chamber through confuser-shaped channels made on the walls of the flame tube in the front part of the combustion chamber, causing the formation of two

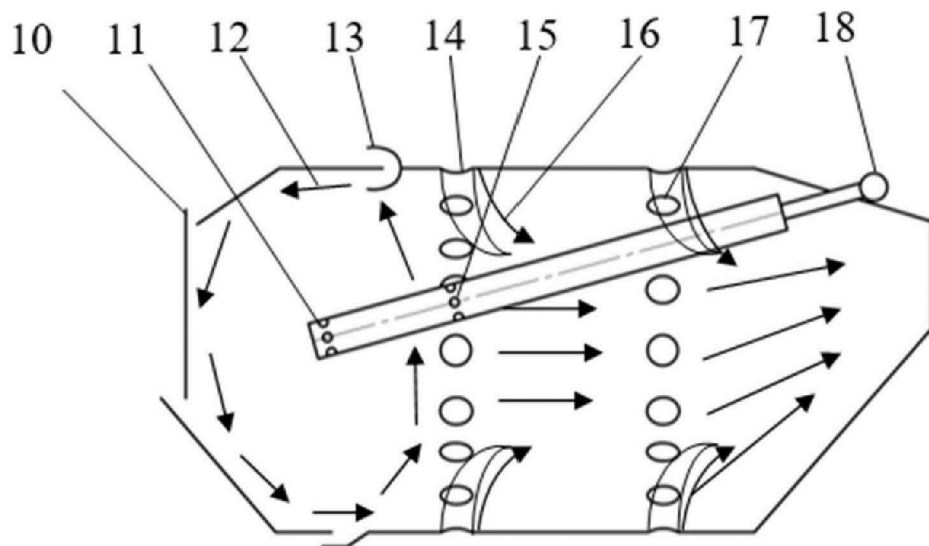
recirculation zones: primary zone and afterburning zone. The belts of holes for supplying fuel vapor are located on the walls of the fuel supply tubes and are located in the primary zone and the afterburning zone. The fuel-air mixture is formed by mixing fuel vapor with preheated air due to heat removal from the walls of the flame tube.

EFFECT: design of the combustion chamber makes it possible to increase the completeness of combustion to obtain the maximum permissible temperature (energy) to create aircraft thrust, as well as to improve the environmental performance of the engine.

1 cl, 2 dwg

RU 2 805 397 C1

RU 2 805 397 C1



Фиг. 2

RU 2805397 C1

RU 2805397 C1

Изобретение относится к области двигателестроения, и в частности к малоразмерным газотурбинным двигателям с высокоэффективным узлом камеры сгорания двухзонной схемы.

Известна (см. книга Курт Шреклинг (Kurt Schreckling). Турбины в авиамоделировании (Model turbines), стр. 12, фиг. 1, 2005 Traplet Publications Ltd [1]) конструкция малоразмерного двигателя, в которой двигатель состоит из ротора: вал с опорными шариковыми подшипниками, установленными внутри ступицы. На валу в передней части вала установлено колесо центробежного компрессора с лопатками, а в задней части установлено рабочее колесо осевой турбины. Статор состоит из входного устройства, лопаточного диффузора компрессора, камеры сгорания, расположенной между компрессором и сопловым аппаратом турбины. В задней выходной части двигателя расположено реактивное сужающееся сопло.

Недостатком такой конструкции является конструкция камеры сгорания двигателя, в частности, подача жидкого топлива по испарительной трубке в зону горения, которое, зачастую, при увеличении расхода топлива (эволюции двигателя) не успевает полностью испариться. Это ведет к низкой полноте сгорания топлива, высокому выбросу вредных веществ и перегреву стенок жаровой трубы камеры сгорания, находящихся вблизи зоны горения. Другим недостатком является отсутствие системы охлаждения стенок лопаток соплового аппарата, это ограничивает достижение высоких температур выше 1100 К, т.к. происходит перегрев и плавление лопаток.

Известна схема (см. книга Томас Кампс (Thomas Kamps). Модели реактивных двигателей (Model Jet Engines) (3rd Edition), стр.41, 1995 Traplet Publications Ltd [2]), состоящая из входного устройства, центробежного компрессора, камеры сгорания с подводом испаренного топлива в первичную зону горения, осевой турбины.

Недостатком такой конструкции является низкая полнота сгорания топлива из-за подвода топлива только в первичную зону горения, и как следствие, высокие значения эмиссии.

Известна схема малоразмерного газотурбинного двигателя с двумя зонами горения в камере сгорания, выбранная за прототип (см. Патент № US 8,307,661 В2 Дата: 13.11.2012 г. Small gas turbine engine with multiple burn zones (Малоразмерный газотурбинный двигатель с несколькими зонами горения), Авторы: Mark M. Harris, Wesley D. Brown, Angel M. Garcie [3]). Особенностью схемы является наличие двух зон горения в камере сгорания, жидкое топливо в которые подводится отдельно через вращающееся на валу центробежное колесо, либо через ряд специально расположенных струйных форсунок на наружной и внутренней стенках кольцевой камеры сгорания, а в них топливо поступает через топливные магистрали, проходящие вдоль наружной стенки камеры сгорания и через лопатки соплового аппарата. Воздух от компрессора служит для охлаждения стенок камеры сгорания, сопловых лопаток и заднего подшипника, и поступает через специально спрофилированные, расположенные под углом отверстия в жаровой трубе в камеру сгорания, формируя рециркуляционные зоны. Использование центробежной силы вала для распыла топлива позволяет существенно снизить размеры и требуемые характеристики топливного насоса, что повышает общий КПД двигателя.

Недостатком прототипа является сложность изготовления отверстий для подвода воздуха в жаровой трубе камеры сгорания для формирования рециркуляционных зон горения. Создание охлаждающих каналов в заднем подшипнике значительно усложняет конструкцию и уменьшает его надежность как ключевого элемента при работе двигателя, низкая полнота сгорания топлива и, как следствие, высокие значения эмиссии. Подвод

топлива через сопловой аппарат значительно увеличивает взрывоопасность двигателя из-за перегрева стенок лопаток соплового аппарата и повышает вероятность воспламенения топливовоздушной смеси вне области камеры сгорания.

5 Целью предлагаемого технического решения является повышение эффективности малоразмерного газотурбинного двигателя применением камеры сгорания с подводом топлива в первичную и вторичную зоны горения.

Технический результат заключается в обеспечении оптимального для горения состава топливовоздушной смеси как в первичной зоне, так и в зоне догорания.

10 Предлагается конструкция малоразмерного газотурбинного двигателя (МГТД) (фиг. 1). В традиционном исполнении камеры сгорания МГТД состоят из кожуха, жаровой трубы кольцевого типа, топливного коллектора с испарительными трубками. Топливо в виде испаренной смеси с воздухом подается в головочную часть камеры сгорания. Процесс горения происходит в объеме камеры сгорания, причем наиболее «богатая» топливная смесь находится в головочной части камеры сгорания, что зачастую не является оптимальным. А воздух в камеру сгорания подводится через несколько не
15 менее двух поясов отверстий, расположенных по длине жаровой трубы.

Фиг. 1 - Схема МГТД: 1 - входное устройство; 2 - рабочее колесо центробежного компрессора; 3 - диффузорный лопаточный канал центробежного компрессора; 4 - вал; 5 - жаровая труба камеры сгорания; 6 - топливный коллектор с трубками
20 (испарительные); 7 - сопловой аппарат турбины; 8 - рабочее колесо турбины; 9 - выходное реактивное сопло.

Отличительной чертой предлагаемого МГТД является исполнение камеры сгорания двухзонной схемы с отдельной подачей топлива и воздуха в первичную зону 12 и в зону догорания 16 (фиг. 2).

25 В предлагаемом двигателе топливо подается в две стадии через два ряда отверстий 14 и 17, расположенных по окружности топливных трубок из топливного коллектора 18. Причем, один ряд отверстий 11 расположен в первичной зоне 12 между головкой камеры сгорания и первым рядом отверстий подвода воздуха 14. Второй ряд отверстий 15 расположен в сечении, проходящем через первый пояс отверстий подвода воздуха
30 14. Воздух от компрессора поступает через петлевую пластину 13, которая придает ему реверсивное направление вдоль внутренней стенки, охлаждая ее от нагрева. Часть воздуха поступает через конфузорные щели 10, расположенные в головной части жаровой трубы камеры сгорания, формируя первичную зону циркуляционного течения, и участвует в образовании топливовоздушной смеси для горения. Несгоревшая часть
35 топлива поступает из первичной зоны 12 в зону догорания 16, куда поступает часть воздуха через отверстия 14 и разбавляет продукты сгорания выходящие из первичной зоны, для дальнейшего горения.

Такой подвод топлива в жаровую трубу обеспечивает оптимальные ($\alpha \rightarrow 1,0$, где α – коэффициент избытка воздуха) для горения состава топливовоздушной смеси как в
40 первичной зоне 12, так и в зоне догорания 16 за первым поясом отверстий, и отсутствие переобогащенных топливом зон, что позволяет полное наиболее быстрое сгорание в пределах зоны горения.

(57) Формула изобретения

45 Малоразмерный газотурбинный двигатель, содержащий входное устройство, рабочее колесо центробежного компрессора, диффузорный лопаточный канал центробежного компрессора, вал, жаровую трубу камеры сгорания, топливный коллектор с топливными трубками, сопловой аппарат турбины, рабочее колесо турбины, выходное реактивное

сопло, отличающийся тем, что камера сгорания выполнена с двухзонной схемой с
раздельной подачей топлива и воздуха в первичную зону и в зону догорания, в
первичную зону испаренное топливо подается через отверстия, расположенные по
окружности на стенках топливных трубок в центральную зону между головной частью
5 камеры сгорания и первым поясом отверстий для подвода воздуха в камеру сгорания,
в зону догорания испаренное топливо подается через отверстия, расположенные по
окружности на стенках топливных трубок на одном уровне со вторым поясом отверстий
для подвода воздуха, воздух от компрессора в камеру сгорания подается через
конфузорные каналы, выполненные в стенке головной части камеры сгорания, для
10 создания рециркуляционного течения.

15

20

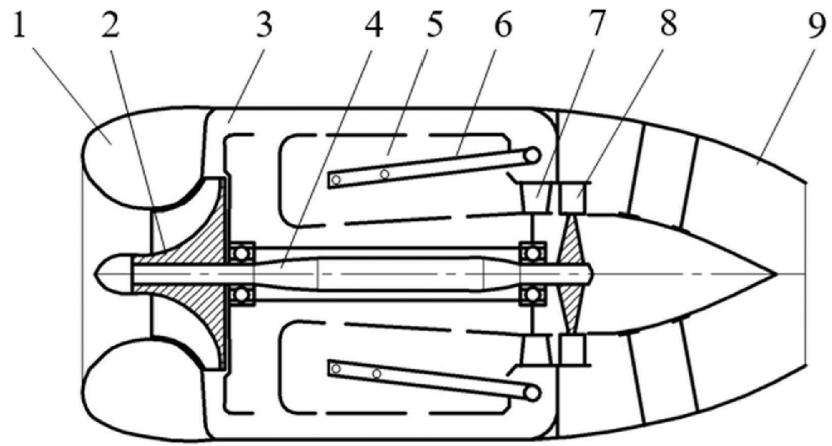
25

30

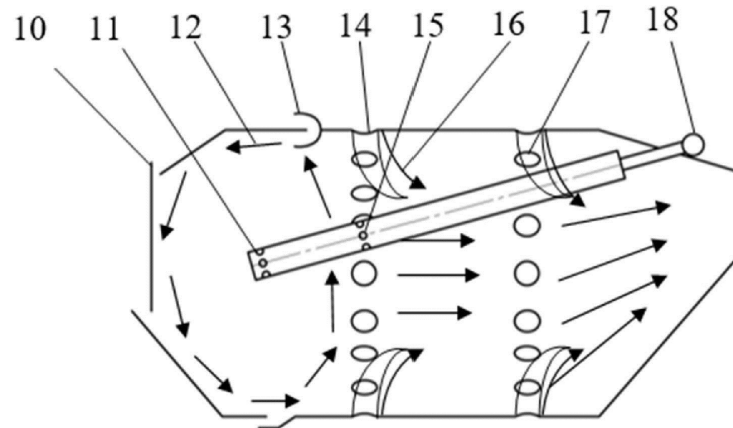
35

40

45



Фиг. 1



Фиг. 2