



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F02K 3/10 (2017.08)

(21)(22) Заявка: 2016151245, 26.12.2016

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
26.12.2016

Дата регистрации:
16.01.2018

Приоритет(ы):
(22) Дата подачи заявки: 26.12.2016

(45) Опубликовано: 16.01.2018 Бюл. № 2

Адрес для переписки:
125993, Москва, Волоколамское ш., 4, МАИ,
патентный отдел

(72) Автор(ы):

Коцюбинский Сергей Вадимович (RU),
Равикович Юрий Александрович (RU),
Матушкин Антон Алексеевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Федеральное государственное бюджетное
образовательное учреждение высшего
образования "Московский авиационный
институт (национальный исследовательский
университет)" (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2209992 C1, 10.08.2003. EP
1939438 A2, 02.07.2008. US 3693354 A1,
26.09.1972. EP 1939438 A3, 09.01.2013. RU
2271460 C2, 10.03.2006. RU 2258830 C1,
20.08.2005. SU 928869 A2, 15.11.1997.

(54) Форсажная камера двухконтурного турбореактивного двигателя

(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиационного двигателестроения, в частности к форсажным камерам авиационных турбореактивных двухконтурных двигателей со смешением потоков. Форсажная камера двухконтурного турбореактивного двигателя содержит корпус, смеситель, фронтное устройство с распылителями форсажного топлива, стабилизаторами пламени. Перед смесителем во втором контуре установлен дополнительный коллектор с распылителями.

Распылители дополнительного коллектора располагаются посередине карманов смесителя, что обеспечивает создание топливовоздушной смеси с коэффициентом избытка воздуха, равным аналогичному коэффициенту в горячем газе за турбиной. Изобретение позволяет получать газовый поток с требуемым коэффициентом избытка воздуха в любой точке сечения перед фронтным устройством форсажной камеры, что упрощает задачу равномерного распределения форсажного топлива в поперечном сечении. 2 ил.

RU 2 641 191 C1

RU 2 641 191 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02K 3/10 (2017.08)

(21)(22) Application: **2016151245, 26.12.2016**

(24) Effective date for property rights:
26.12.2016

Registration date:
16.01.2018

Priority:

(22) Date of filing: **26.12.2016**

(45) Date of publication: **16.01.2018** Bull. № 2

Mail address:

**125993, Moskva, Volokolamskoe sh., 4, MAI,
patentnyj otdel**

(72) Inventor(s):

**Kotsyubinskij Sergej Vadimovich (RU),
Ravikovich Yurij Aleksandrovich (RU),
Matushkin Anton Alekseevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

**Federalnoe gosudarstvennoe byudzhetnoe
obrazovatelnoe uchrezhdenie vysshego
obrazovaniya "Moskovskij aviatsionnyj institut
(natsionalnyj issledovatel'skij universitet)" (RU)**

(54) **AFTERBURNER OF THE TWO-CONVENTION TURBOREACTIVE ENGINE**

(57) Abstract:

FIELD: engines and pumps.

SUBSTANCE: afterburner combustion chamber of turbojet engine contains chassis, connected to the turbine, nozzle, fuel, or fuel-air collectors, injectors are connected with the jets. Before the mixer in the second circuit, an additional collector with sprayers is installed. Sprays of the additional collector are located in the middle of the pockets of the mixer, which ensures the creation of a fuel-air mixture with an air excess factor

equal to the same coefficient in the hot gas behind the turbine.

EFFECT: invention makes it possible to obtain a gas flow with the required excess air factor at any point in the section ahead of the front-mounted device of the afterburner, which simplifies the problem of uniform distribution of afterburner fuel in cross section.

2 dwg

RU 2 641 191 C1

RU 2 641 191 C1

Изобретение относится к области авиационного двигателестроения, в частности к форсажным камерам авиационных турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДДФ) со смешением потоков.

Известна форсажная камера ТРДДФ с лепестковым смесителем потоков и общей форсажной камерой (см., например, книгу "Конструкция и проектирование авиационных газотурбинных двигателей" под ред. Хромина Д.В. - М: Машиностроение, 1989, с. 446).

Организация рабочего процесса в форсажных камерах ТРДДФ сопряжена с дополнительными трудностями. Смещение потоков горячего газа и холодного воздуха осуществляется перед стабилизаторами пламени, и в поперечном сечении камеры возникает существенная неравномерность газового потока по температуре, коэффициенту избытка воздуха и скорости. Эта неравномерность усиливается с увеличением скорости полета самолета, так как возрастает степень двухконтурности двигателя.

Применительно к форсированным режимам работы двигателя основными проблемами управления являются обеспечение и поддержание оптимального состава топливовоздушной смеси в форсажной камере сгорания ($\alpha \Sigma_{opt}$). (Коршенко В.Н., Мосягин В.В., К вопросу о структуре газового потока во фронтовом устройстве форсажной камеры сгорания ТРДДФ. // Климовские чтения-2014: перспективные направления развития авиадвигателестроения: сборник докладов международной научно-технической конференции. В 2-х т. - СПб.: Изд-во «Скифия-принт», 2014. - Т. 1 - 19...31 с.).

Известна форсажная камера двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков, содержащая наружную и разделяющую контуры обечайки и размещенные во внутреннем контуре стабилизатор пламени и топливные форсунки. Контурные сообщены между собой ниже по потоку от среза стабилизатора пламени на расстоянии не менее ширины его полки (патент РФ №2209992, опубл. 10.08.2003 г.). Недостатком такой системы смешения является значительное увеличение длины форсажной камеры для обеспечения полноты горения топлива, подводимого к холодному воздуху второго контура, и отсутствие закона изменения расхода топлива в дополнительные форсунки. На бесфорсажных режимах работы двигателя холодный воздух плохо смешивается с горячим газом внутреннего контура, снижая эффективность двигателя.

Задачей изобретения является получение газового потока с требуемым коэффициентом избытка воздуха в любой точке сечения перед фронтовым устройством форсажной камеры.

Поставленная задача решается тем, что в известной форсажной камере двухконтурного турбореактивного двигателя, содержащем корпус, смеситель, фронтовое устройство с распылителями форсажного топлива, стабилизаторами пламени, согласно заявляемому изобретению, перед смесителем во втором контуре установлен дополнительный коллектор с распылителями, при этом распылители дополнительного коллектора располагаются посередине карманов смесителя.

Горячий газ, выходящий из турбины, имеет остаток воздуха, не участвовавший в горении в основной камере сгорания и определяемый с помощью коэффициента избытка воздуха

$$\alpha_{окс.} = G_{вI} / G_T \cdot L_0$$

где $G_{вI}$ - количество воздуха, прошедшего через внутренний I контур;

G_T - количество топлива, сгоревшего в основной камере сгорания;

$L_0=14,9$ - количество воздуха, необходимое для полного сгорания 1 кг топлива.

Количество воздуха II контура $G_{\text{вII}}$ на различных режимах полета зависит от степени двухконтурности m . Для обеспечения равенства местных коэффициентов избытков воздуха на входе в форсажную камеру во второй контур перед смесителем распыляется дополнительное топливо пропорционально расходу топлива в основную камеру сгорания, умноженному на коэффициент степени двухконтурности.

$$G_{\text{т доп}}=G_{\text{т}} \cdot m$$

При этом расход $G_{\text{т доп}}$ отбирается от общего расхода форсажного топлива.

Сущность изобретения поясняется графическими материалами, на которых представлены:

Фиг. 1. Разрез форсажной камеры двухконтурного турбореактивного двигателя.

Фиг. 2. Вид по стрелке А на смеситель с дополнительным коллектором.

Форсажная камера двухконтурного турбореактивного двигателя со смешением потоков, содержащая корпус 1, дополнительный коллектор 2 с распылителями 3, смеситель 4, фронтное устройство 5 с распылителями 2-го и 3-го контуров форсажного топлива 6, первый топливный коллектор 7 со стабилизаторами пламени 8, жаровую трубу 9 с экранами 10.

После запуска форсажной камеры горение топлива из 1-го топливного коллектора 7 за стабилизаторами 8 обеспечивает минимальный форсажный режим. Подача форсажного топлива из 2-го и 3-го коллекторов вызывает распыливание через распылители 6 при равномерном распределении топлива по поперечному сечению жаровой трубы 9 форсажной камеры, защищенной от высокой температуры экранами 10.

Дополнительный коллектор 2 установлен таким образом, чтобы его распылители 3 располагались посередине карманов смесителя 4.

Смешением продуктов горения из-за турбины и топливовоздушной смеси из карманов смесителя 4 при подаче определенного расхода топлива через дополнительный коллектор 2 и распылители 3 обеспечивается требуемый коэффициент избытка воздуха в любой точке сечения перед распылителями 6 и стабилизаторами 8 фронтного устройства 5 форсажной камеры.

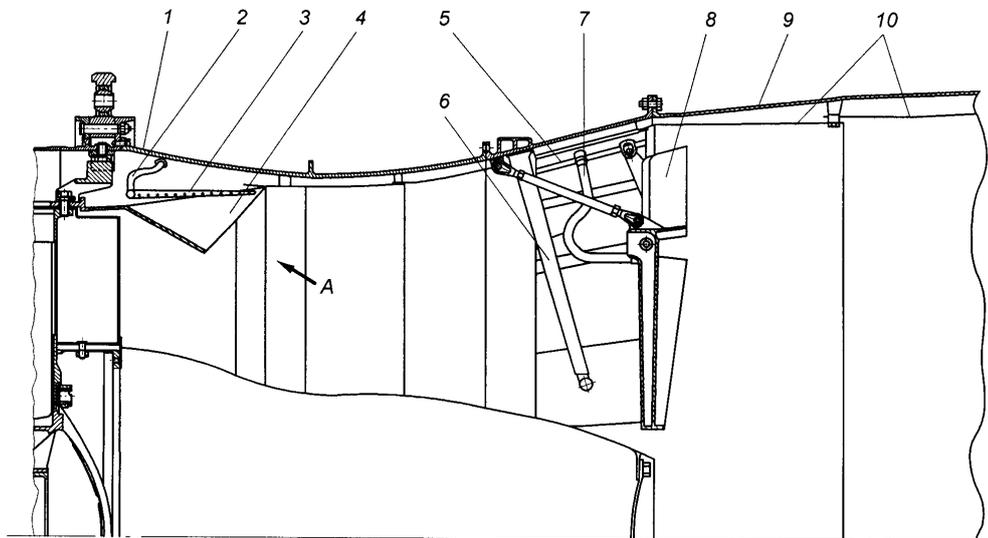
Максимальный суммарный расход форсажного топлива всех четырех коллекторов соответствует расчетному для режима полного форсажа.

Распыливание топлива дополнительным коллектором 2 может быть использовано во всем диапазоне форсажных режимов работы двигателя, поскольку обеспечивает равномерное распределение коэффициента избытка воздуха в смеси воздуха и газов, поступающей во фронтное устройство.

(57) Формула изобретения

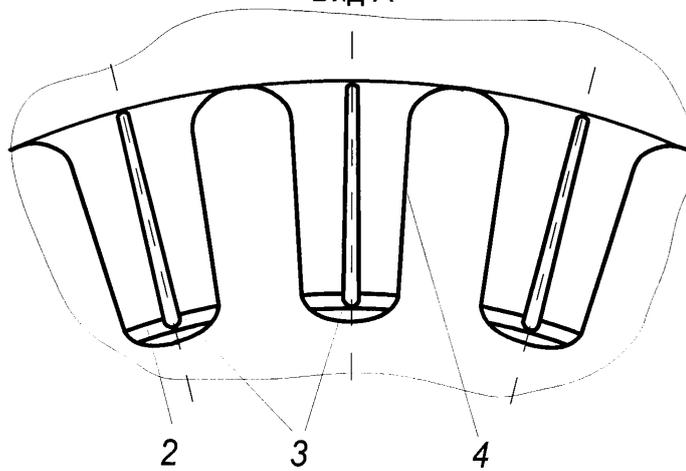
Форсажная камера двухконтурного турбореактивного двигателя, содержащая корпус, смеситель, фронтное устройство с распылителями форсажного топлива, стабилизаторами пламени, отличающаяся тем, что перед смесителем во втором контуре установлен дополнительный коллектор с распылителями, при этом распылители дополнительного коллектора располагаются посередине карманов смесителя.

ФОРСАЖНАЯ КАМЕРА ДВУХКОНТУРНОГО
ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ



Фиг. 1

Вид А



Фиг. 2