



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
F02C 7/22 (2021.02)

(21)(22) Заявка: 2020134227, 19.10.2020

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
19.10.2020

Дата регистрации:
19.05.2021

Приоритет(ы):

(22) Дата подачи заявки: 19.10.2020

(45) Опубликовано: 19.05.2021 Бюл. № 14

Адрес для переписки:
129128, Москва, ул. Малахитовая, 13, к. 3, кв.
71, Кузнецовой С.А.

(72) Автор(ы):

Думов Виктор Израилевич (RU),
Львов Николай Юрьевич (RU)

(73) Патентообладатель(и):

Думов Виктор Израилевич (RU)

(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: RU 2413856 C1, 10.03.2011. SU
1792127 A1, 27.01.1995. EP 741240 B1, 18.11.1998.
RU 2704055 C1, 23.10.2019.

(54) **Насосный агрегат системы топливопитания газотурбинного двигателя летательного аппарата**

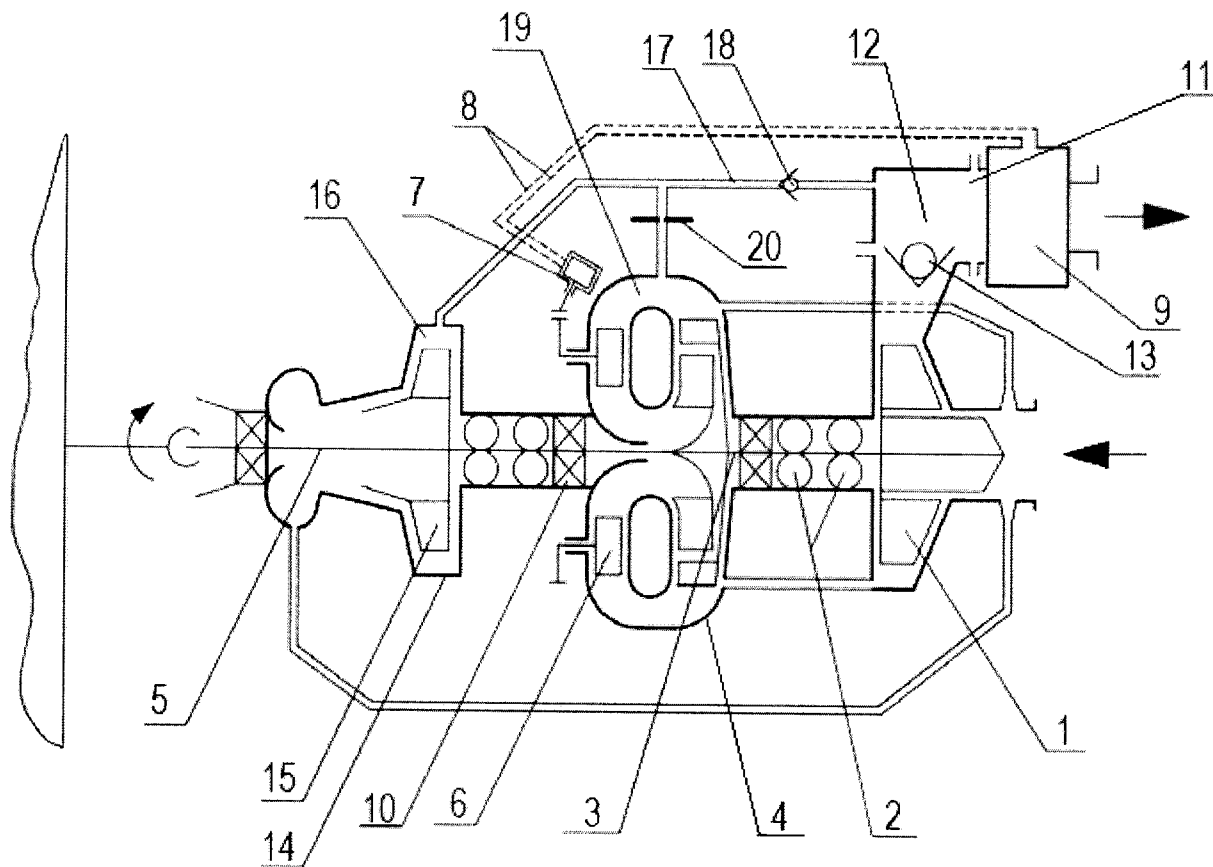
(57) Реферат:

Изобретение относится к области авиадвигателестроения, в частности к области систем автоматического управления подачи топлива к газотурбинному двигателю летательного аппарата, и позволяет предотвратить перегрев топлива в системе топливопитания газотурбинного двигателя при уменьшении величины подачи топлива до 1%. Насосный агрегат системы топливопитания газотурбинного двигателя летательного аппарата выполнен по двухкаскадной схеме. Первый каскад содержит основной насос подачи топлива, установленный на выходном валу гидродинамического преобразователя крутящего момента, связанного с валом газотурбинного двигателя, причем внутренняя полость гидродинамического преобразователя крутящего момента гидравлически связана с входом основного насоса и с его напорной полостью, а регулирующий орган гидродинамического

преобразователя подключен через сервопоршень к регулятору подачи топлива системы автоматического управления двигателем. Второй каскад агрегата содержит дополнительный насос в виде центробежной крыльчатки с мощностью потребления, не превышающей 15 кВт, преимущественно импеллерного типа, установленный на входном валу гидродинамического преобразователя крутящего момента. Напорная полость дополнительного насоса связана с выходным патрубком агрегата посредством гидравлического канала с установленным в нем отсечным обратным клапаном, при этом в выходном патрубке основного насоса также установлен отсечной обратный клапан. Напорная полость дополнительного насоса также соединена с внутренней полостью преобразователя через дроссельное устройство. 1 з.п. ф-лы, 1 ил.

RU 2 748 107 C1

RU 2 748 107 C1



ФИГ.1

RU 2748107 C1

RU 2748107 C1



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
F02C 7/22 (2021.02)

(21)(22) Application: **2020134227, 19.10.2020**

(24) Effective date for property rights:
19.10.2020

Registration date:
19.05.2021

Priority:

(22) Date of filing: **19.10.2020**

(45) Date of publication: **19.05.2021 Bull. № 14**

Mail address:

**129128, Moskva, ul. Malakhitovaya, 13, k. 3, kv.
71, Kuznetsovoj S.A.**

(72) Inventor(s):

**Dumov Viktor Izrailevich (RU),
Lvov Nikolaj Yurevich (RU)**

(73) Proprietor(s):

Dumov Viktor Izrailevich (RU)

(54) **PUMPING UNIT OF FUEL SUPPLY SYSTEM OF GAS TURBINE ENGINE OF AIRCRAFT**

(57) Abstract:

FIELD: aircraft engine building.

SUBSTANCE: invention relates to the field of aircraft engine building, in particular to the field of automatic control systems for fuel supply to a gas turbine engine of an aircraft, and allows to prevent overheating of fuel in the fuel supply system of a gas turbine engine while reducing the amount of fuel supply to 1%. The pumping unit of the fuel supply system of the gas turbine engine of the aircraft is made according to a two-stage scheme. The first stage contains the main fuel pump installed on the output shaft of the hydrodynamic torque converter connected to the shaft of the gas turbine engine, and the inner cavity of the hydrodynamic torque converter is hydraulically connected to the inlet of the main pump and to its pressure cavity, and the regulating body of the hydrodynamic converter is connected via a servo piston

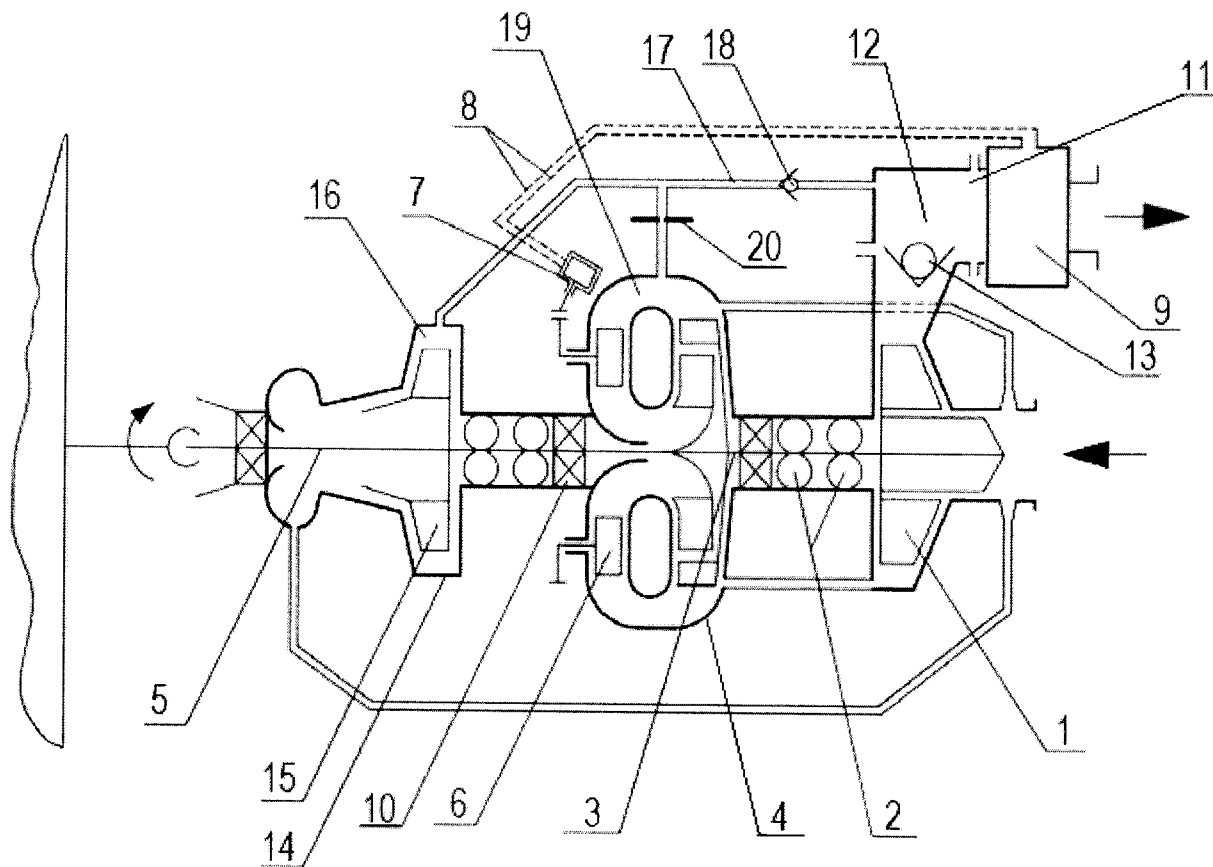
to the fuel supply regulator of the automatic engine control system. The second stage of the unit contains an additional pump in the form of a centrifugal impeller with a consumption power not exceeding 15 kW, mainly of an impeller type, installed on the input shaft of the hydrodynamic torque converter. The pressure chamber of the additional pump is connected to the outlet of the unit by means of a hydraulic channel with a shut-off check valve installed in it, while a shut-off check valve is also installed in the outlet of the main pump. The pressure chamber of the additional pump is also connected to the inner cavity of the converter through a throttle device.

EFFECT: invention performs its functions effectively.

1 cl, 1 dwg

RU 2 748 107 C1

RU 2 748 107 C1



ФИГ.1

RU 2748107 C1

RU 2748107 C1

Изобретение относится к области авиадвигателестроения, в частности, к области систем автоматического управления подачи топлива к газотурбинному двигателю летательного аппарата.

5 В настоящее время широко распространены системы топливопитания газотурбинного двигателя, в которых подача топлива к форсункам камер сгорания основного и форсажного контура производится системой автоматического управления с насосным агрегатом, содержащим один центробежный насос.

10 Известен насосный агрегат системы топливопитания газотурбинного двигателя, содержащий основной насос подачи топлива в камеру сгорания, связанный с валом двигателя через гидродинамический преобразователь крутящего момента, внутренняя полость которого гидравлически связана через переключающее устройство с входом насоса подачи топлива в камеру сгорания и с напорной полостью этого насоса, при этом регулирующий орган гидродинамического преобразователя и управляющая полость переключающего устройства подключены к регулятору подачи топлива системы автоматического управления двигателем. (Патент РФ №2413856, опубл. 2011 г.)

15 В известном устройстве осуществление связи насоса подачи топлива в камеру сгорания с валом двигателя через гидродинамический преобразователь крутящего момента обеспечивает на каждом требуемом режиме работы двигателя подачу топлива на вход основного насоса с оптимальным давлением при минимальных затратах мощности для привода этого насоса, что обеспечивает снижение подогрева топлива в системе. Кроме того, такое конструктивное исполнение позволяет использовать основной насос для питания как основной, так и форсажной камеры сгорания.

20 Кроме того, такое устройство позволяет при малых расходах топлива по команде системы автоматического управления отключить в полете основной насос для подачи топлива в камеру сгорания и переключить работу двигателя от насоса, предназначенного для питания топливом силовых агрегатов. Это способствует снижению нагрева топлива на режимах полета с малыми расходами топлива на двигатель, однако, ввиду того, что насос, предназначенный для питания силовых агрегатов, также обладает достаточно большой мощностью, при падении расходов топлива на двигатель на режиме малого газа и на крейсерских режимах полета, когда величина подачи топлива становится меньше 5% от максимальных значений подачи, также может возникать перегрев топлива. Данное обстоятельство не позволяет осуществлять работу двигателя в максимально возможном диапазоне режимов его работы, тем самым не позволяя обеспечить достижение более высоких тактико-технических характеристик летательного аппарата.

30 Задачей, на решение которой направлено заявленное изобретение, является предотвращение перегрева топлива в системе топливопитания газотурбинного двигателя при уменьшении величины подачи топлива до 1%, позволяющее повысить ресурс конструктивных элементов этой системы и, тем самым, повысить надежность ее работы.

40 Технический результат достигается тем, что насосный агрегат системы топливопитания газотурбинного двигателя, содержащий основной насос подачи топлива в камеру сгорания газотурбинного двигателя, связанный своим напорным патрубком с выходным патрубком насосного агрегата, установленный на выходном валу гидродинамического преобразователя крутящего момента, связанного с валом газотурбинного двигателя, причем внутренняя полость гидродинамического преобразователя крутящего момента гидравлически связана с входом основного насоса и с его напорной полостью, а регулирующий орган гидродинамического преобразователя подключен через сервопоршень к регулятору подачи топлива системы автоматического управления двигателем, снабжен дополнительным насосом в виде

центробежной крыльчатки с мощностью потребления не превышающей 15 кВт, преимущественно импеллерного типа, установленной на входном валу гидродинамического преобразователя крутящего момента, причем напорная полость дополнительного насоса связана посредством гидравлического канала с размещенным в нем отсечным обратным клапаном с выходным патрубком насосного агрегата, при этом в напорном патрубке основного насоса также размещен отсечной обратный клапан. Кроме того, напорная полость дополнительного насоса через дроссельное устройство может быть соединена с внутренней полостью гидродинамического преобразователя крутящего момента.

Установка на входном валу гидродинамического преобразователя дополнительной крыльчатки малой мощности, напорная полость которой связана с выходной полостью насосного агрегата каналом связи и наличие в этом канале, а также в напорном патрубке основного насоса, отсечных обратных клапанов позволяет реализовать двухкаскадное исполнение насосного агрегата, при котором топливопитание газотурбинного двигателя на режиме малого газа и на крейсерских режимах полета, когда величина подачи топлива становится меньше 5% от максимальных значений подачи, осуществляется только за счет дополнительной крыльчатки, малая мощность которой не допускает перегрева топлива, поддерживая тем самым низкую теплонапряженность всей системы топливопитания двигателя.

Изобретение поясняется графически, где на фиг. 1 представлена схема топливопитания газотурбинного двигателя летательного аппарата.

Насосный агрегат содержит насос в виде установленной в корпусе насоса шнекоцентробежной крыльчатки 1, рассчитанной на большие величины подачи с давлением 100 кгс/см² и более, требующей для своей работы 100 кВт и более. Крыльчатка 1 установлена в подшипниках 2 на выходном валу 3 гидродинамического преобразователя 4 крутящего момента.

Входной вал 5 гидравлического преобразователя 4 кинематически связан с ротором газотурбинного двигателя летательного аппарата. Регулирующим органом гидропреобразователя 4 являются поворотные лопатки 6 реактора, поворот которых осуществляет сервопоршень 7, соединенный импульсными каналами 8 с регулятором 9 подачи топлива системы автоматического управления двигателя. Для работы гидропреобразователя 4 с высоким КПД на его входном валу 5 и выходном валу 3 устанавливаются гидравлические уплотнения 10, например, торцевого типа. Патрубок 11 выхода топлива из агрегата соединен с напорной полостью 12 шнекоцентробежной крыльчатки 1 связным каналом с обратным клапаном 13.

Данные конструктивные элементы образуют первый каскад насосного агрегата.

Второй каскад агрегата выполняется в виде дополнительного насоса, представляющего собой установленную в корпусе 14 центробежную крыльчатку 15 с малой мощностью потребления - не более 15 кВт, преимущественно импеллерного типа, имеющей высокие значения КПД при малых величинах коэффициента быстроходности. Крыльчатка 15 закреплена на входном валу 5 преобразователя 4. Напорная полость 16 дополнительного насоса соединена посредством связного канала 17 с напорной полостью 12 шнекоцентробежной крыльчатки 1 первого каскада. Для устранения перетеканий топлива из первого каскада во второй каскад в связном канале 17 устанавливается клапан 18 обратного типа. Напорная полость 16 соединяется с внутренней полостью 19 гидропреобразователя при помощи дроссельного устройства 20 (жиклерного типа).

Работа двухкаскадного насоса топливоподачи в систему автоматического управления

двигателя осуществляется следующим образом.

Для работы газотурбинного двигателя с большими подачами (от 100% до 5%) регулятор 9 за счет открытия поворотных лопаток реактора 6 производит включение гидродинамического преобразователя 4 в создание больших мощностей на выходном валу 3 его турбины. Шнекоцентробежная крыльчатка 1 первого контура создает высокие давления, и открывает обратный клапан 13 и закрывает обратный клапан 18, в результате чего топливо практически без гидравлических потерь (гидравлические потери в обратных клапанах близки к нулевым значениям) поступает на выходной патрубок 11 к системе автоматического управления двигателем.

Для работы газотурбинного двигателя с малыми подачами (менее 5%) регулятор 9 по импульсным каналам 8 на сервопоршень 7 закрывает полностью поворотные лопатки реактора 6, в результате чего мощность преобразователя 4 падает практически до нуля - частота вращения выходного вала 3 преобразователя 4 и давление за шнекоцентробежной крыльчаткой 1 первого каскада становятся крайне малыми. При этом за счет давления развиваемого крыльчаткой 15 второго каскада обратный клапан 18 открывается, а обратный клапан 13 закрывается. В таком режиме топливо в систему автоматического управления двигателя поступает только из второго каскада насоса. Дроссельное устройство 20 при полностью закрытых поворотных лопатках 6 реактора позволяет топливу перетекать во внутреннюю полость 19 преобразователя 4 с целью исключения потерь на его насосном колесе, которое продолжает вращаться, и охлаждения полости 19. Поскольку мощность насоса второго каскада мала, подогревы топлива при подаче менее 5% не превысят величины 15-20 градусов Цельсия, что и создает низкую теплонапряженность всей топливной системы двигателя.

Предлагаемое изобретение открывает новое направление развития и достижения более высоких параметров и тактико-технических летных характеристик при построении новых поколений газотурбинных двигателей и летательных аппаратов авиационной отрасли.

Создание повышенного хладоресурса топлива летательного аппарата позволяет улучшать работу его многочисленных комплексных систем, использующих топливо в качестве хладагента, и отказаться от ряда топливоздушных теплообменников, обеспечивая тем самым уменьшение веса самого летательного аппарата.

(57) Формула изобретения

1. Насосный агрегат системы топливопитания газотурбинного двигателя летательного аппарата, содержащий основной насос подачи топлива в камеру сгорания газотурбинного двигателя, связанный своим напорным патрубком с выходным патрубком насосного агрегата, установленный на выходном валу гидродинамического преобразователя крутящего момента, связанного с валом газотурбинного двигателя, причем внутренняя полость гидродинамического преобразователя крутящего момента гидравлически связана с входом основного насоса и с его напорной полостью, а регулирующий орган гидродинамического преобразователя подключен через сервопоршень к регулятору подачи топлива системы автоматического управления двигателем, отличающийся тем, что на входном валу гидродинамического преобразователя крутящего момента установлен дополнительный насос, выполненный в виде размещенной в корпусе насоса центробежной крыльчатки с мощностью потребления, не превышающей 15 кВт, преимущественно импеллерного типа, напорная полость которого связана посредством гидравлического канала с установленным в нем отсечным обратным клапаном с выходным патрубком насосного агрегата, при

этом в напорном патрубке основного насоса также установлен отсечной обратный клапан.

2. Насосный агрегат по п. 1, отличающийся тем, что напорная полость дополнительного насоса через дроссельное устройство соединена с внутренней полостью гидродинамического преобразователя крутящего момента.

10

15

20

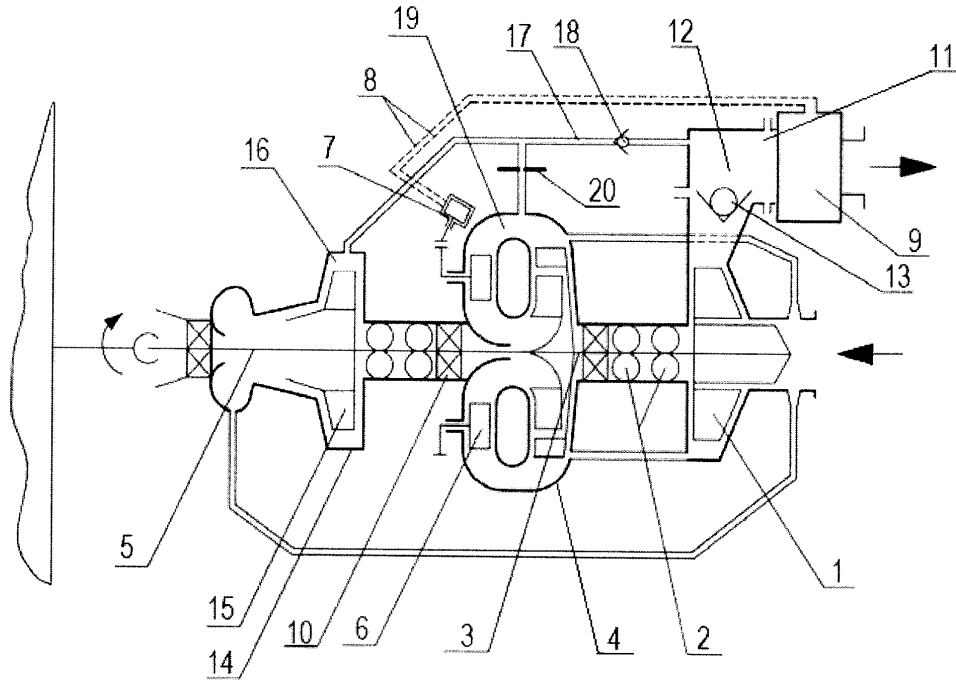
25

30

35

40

45



ФИГ.1