



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(52) СПК
B64D 13/08 (2006.01)

(21)(22) Заявка: 2015118005, 07.11.2013

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
07.11.2013

Дата регистрации:
11.01.2018

Приоритет(ы):

(30) Конвенционный приоритет:
19.11.2012 FR 1260988

(43) Дата публикации заявки: 10.01.2017 Бюл. № 1

(45) Опубликовано: 11.01.2018 Бюл. № 2

(85) Дата начала рассмотрения заявки РСТ на
национальной фазе: 19.06.2015

(86) Заявка РСТ:
FR 2013/052661 (07.11.2013)

(87) Публикация заявки РСТ:
WO 2014/076391 (22.05.2014)

Адрес для переписки:
129090, Москва, ул. Б. Спасская, 25, стр. 3, ООО
"Юридическая фирма Городисский и Партнеры"

(72) Автор(ы):
УССЕЙ Лоран (FR)

(73) Патентообладатель(и):
ТУРБОМЕКА (FR)

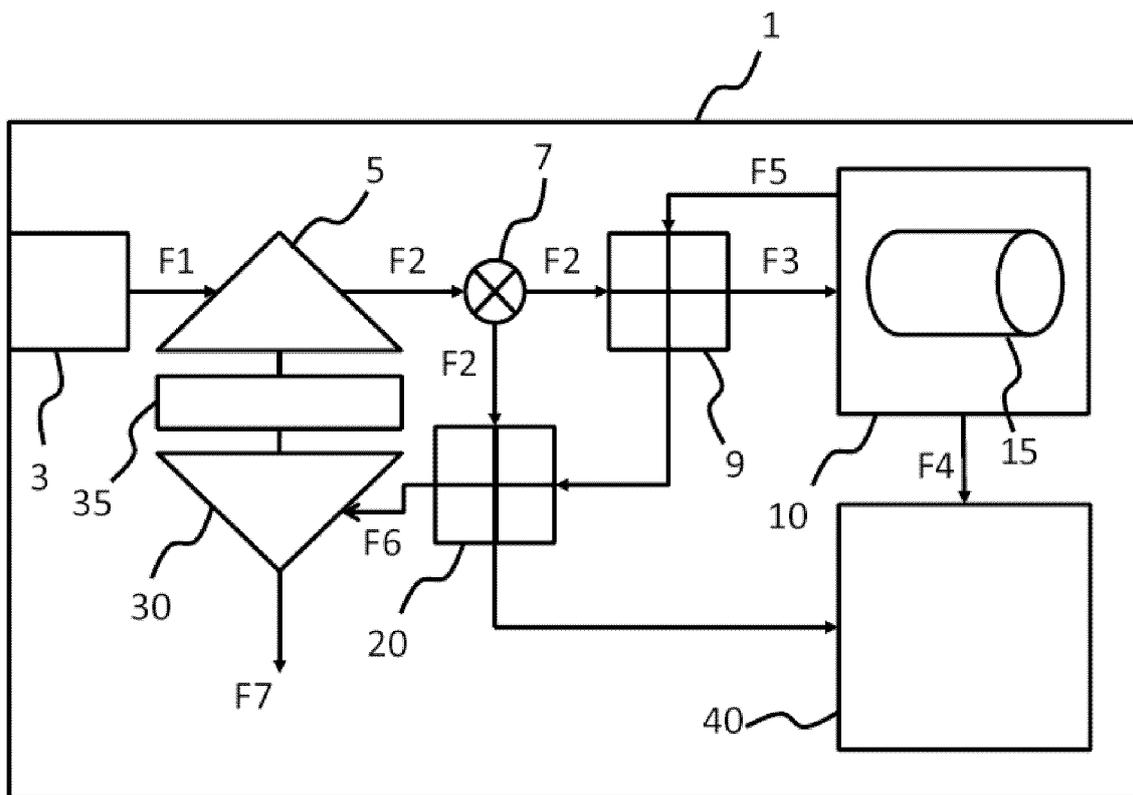
(56) Список документов, цитированных в отчете
о поиске: EP 2165931 A2, 24.03.2010. US
2002166923 A1, 14.11.2002. EP 1388492 A1,
11.02.2004.

(54) СПОСОБ И СИСТЕМА КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА ДЛЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

(57) Реферат:

Изобретение относится к системе кондиционирования кабины летательного аппарата. Система кондиционирования воздуха для герметизированной кабины летательного аппарата содержит модуль (3) отбора воздуха, выполненный с возможностью отбора окружающего воздуха снаружи летательного аппарата, модуль (5) сжатия воздуха, выполненный с возможностью сжатия отбираемого потока (F1) воздуха, и модуль (10) охлаждения воздуха, выполненный с возможностью охлаждения потока (F2, F3)

сжатого воздуха при помощи криогенной текучей среды. Модуль (10) охлаждения содержит конденсатор (12) для конденсации воды из потока воздуха, экстрактор (13) воды для извлечения упомянутой воды, охладитель (14) для охлаждения потока сухого воздуха, поступающего из экстрактора (13) воды, и резервуар (15) криогенной текучей среды, при помощи которой воду потока воздуха конденсируют в конденсаторе (12) и сухой воздух, поступающий из экстрактора воды, охлаждают в охладителе (14). Достигается



Фиг. 1

RU 2640670 C2

RU 2640670 C2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY

(12) **ABSTRACT OF INVENTION**

(52) CPC
B64D 13/08 (2006.01)

(21)(22) Application: **2015118005, 07.11.2013**

(24) Effective date for property rights:
07.11.2013

Registration date:
11.01.2018

Priority:

(30) Convention priority:
19.11.2012 FR 1260988

(43) Application published: **10.01.2017 Bull. № 1**

(45) Date of publication: **11.01.2018 Bull. № 2**

(85) Commencement of national phase: **19.06.2015**

(86) PCT application:
FR 2013/052661 (07.11.2013)

(87) PCT publication:
WO 2014/076391 (22.05.2014)

Mail address:
**129090, Moskva, ul. B. Spasskaya, 25, str. 3, OOO
"Yuridicheskaya firma Gorodisskij i Partnery"**

(72) Inventor(s):

USSEJ Loran (FR)

(73) Proprietor(s):

TURBOMEKA (FR)

(54) **AIR CONDITIONING METHOD AND SYSTEM FOR AIRCRAFT**

(57) Abstract:

FIELD: ventilation.

SUBSTANCE: air conditioning system for the sealed cabin of the aircraft comprises the air bleeding unit (3), configured to extract the ambient air from outside the aircraft, the air compression module (5), configured to compress the bleed air flow (F1), and the air cooling module (10), which is capable to cool the flow (F2, F3) of the compressed air by means of the cryogenic fluid medium. The cooling module (10) comprises the condenser (12) for condensing the water

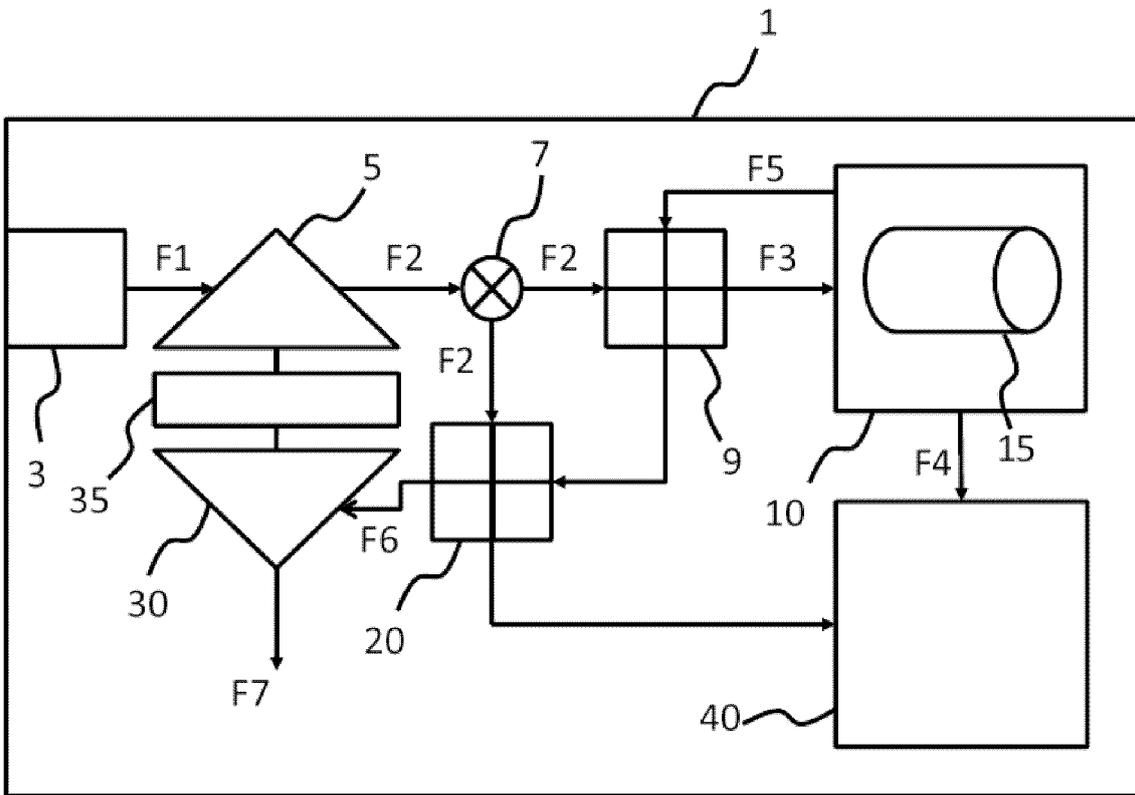
from the air stream, the water extractor (13) for extracting the mentioned water, the cooler (14) for cooling the dry air stream from the water extractor (13) and the cryogenic fluid tank (15) by which the air stream water is condensed in the condenser (12) and the dry air, coming from the water extractor, is cooled in the cooler (14).

EFFECT: improvement of the air conditioning system.

7 cl, 3 dwg

RU 2 640 670 C2

RU 2 640 670 C2



Фиг.1

RU 2640670 C2

RU 2640670 C2

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Изобретение относится к области кондиционирования воздуха в летательных аппаратах и, в частности, касается кондиционирования воздуха, предназначенного для подачи в герметизированную кабину летательного аппарата. В частности, изобретение
5 касается системы и способа кондиционирования воздуха для летательного аппарата, а также самого летательного аппарата, содержащего такую систему.

УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

На высоте крейсерского полета летательного аппарата, например на высоте 10000 метров, давление наружного окружающего воздуха обычно составляет 0,2-0,3 бар, а
10 его температура составляет от -20 до -60°C, тогда как давление в герметизированной кабине летательного аппарата приблизительно равно 0,8 бар, и температура на входе модуля кондиционирования кабины равна около -15°C.

Для подачи воздуха в герметизированную кабину, как известно, воздух отбирают на уровне главных двигателей с целью его кондиционирования и затем подачи в модуль
15 кондиционирования кабины.

Таким образом, на ступенях компрессоров главных двигателей отбирается поток сжатого воздуха с высокими давлением и температурой, который затем охлаждается при прохождении через предохладитель (pre-cooler на английском языке), на выходе которого его давление примерно равно 2 бар, и его температура примерно равна 200°C.
20 Затем этот воздух опять охлаждается и одновременно сушится и расширяется в модуле охлаждения, на выходе которого его давление близко к давлению в кабине, то есть примерно равно 0,8 бар, и его температура примерно равна -15°C. Кондиционированный таким образом воздух поступает в модуль кондиционирования кабины летательного аппарата для обеспечения ее термического регулирования и питания свежим воздухом.
25 Однако такая система имеет ряд недостатков.

Прежде всего, поскольку давление отбираемого воздуха является высоким, воздух необходимо подвергнуть расширению для достижения требуемого уровня давления на входе модуля кондиционирования кабины летательного аппарата. Такое расширение требует использования модуля охлаждения, содержащего турбокомпрессор и несколько
30 теплообменников, которые потребляют энергию и усложняют конструкцию системы, что является первым недостатком.

Кроме того, предохладитель такой системы требует дополнительного отбора воздуха с низкой температурой, чтобы охлаждать горячий воздух, отбираемый на уровне ступеней компрессоров главных двигателей летательного аппарата. Осуществление
35 нескольких отборов воздуха в разных местах летательного аппарата усложняет систему кондиционирования воздуха и, следовательно, внутреннюю конструкцию летательного аппарата, что приводит к увеличению его лобового сопротивления и расхода топлива и является вторым недостатком.

Кроме того, такая система усложняет установку и управление главными двигателями
40 и может привести к снижению их производительности, что является третьим недостатком.

Кроме того, отбор воздуха на уровне ступеней компрессоров главных двигателей приводит к уменьшению количества воздуха, используемого для создания тяги летательного аппарата, что влечет за собой увеличение расхода топлива и является
45 четвертым недостатком.

Наконец, изменяемость режима работы двигателя требует наличия сложной системы для обеспечения неизменного минимального уровня отбора воздуха, что является пятым недостатком.

СУЩНОСТЬ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Задачей изобретения является усовершенствование существующих систем кондиционирования воздуха для летательного аппарата, чтобы экономить энергию и упростить кондиционирование воздуха и, в целом, конструкцию летательного аппарата.

5 В связи с этим объектом изобретения является система кондиционирования воздуха для герметизированной кабины летательного аппарата, отличающаяся тем, что содержит модуль отбора воздуха, выполненный с возможностью отбора окружающего воздуха снаружи летательного аппарата, модуль сжатия воздуха, выполненный с возможностью сжатия отбираемого потока воздуха, и модуль охлаждения воздуха, содержащий
10 средства хранения по меньшей мере одной охлаждающей текучей среды, выполненный с возможностью охлаждения потока сжатого воздуха при помощи упомянутой охлаждающей текучей среды.

Под выражением «окружающий наружный воздух» следует понимать свободный воздух снаружи летательного аппарата в отличие от воздуха, циркулирующего в
15 двигателях летательного аппарата.

Охлажденный таким образом воздух можно затем направить в модуль кондиционирования кабины летательного аппарата, который регулирует температуру потока воздуха в зависимости от регулировок кабины, чтобы подавать в нее свежий воздух.

20 Модуль сжатия позволяет сжимать окружающий воздух, отбираемый снаружи летательного аппарата, давление и температура которого обычно ниже уровней давления и температуры, необходимых на входе модуля кондиционирования кабины. Такое сжатие позволяет повысить давление воздуха до уровня давления, необходимого в кабине, например 0,8 бар. Поскольку давление отбираемого наружного окружающего
25 воздуха составляет примерно 0,2 или 0,3 бар, степень сжатия, соответствующая такому сжатию для получения давления, близкого к требуемому уровню в кабине, например 0,8 бар, является низкой, например порядка 3 или 4, то есть требует мало энергии. Сжатие можно осуществлять до значения, слегка превышающего требуемое в кабине
30 давление, например 0,9 бар, чтобы предусмотреть снижение давления воздуха, связанного с потерями напора между модулем сжатия воздуха и модулем кондиционирования летательного аппарата.

Если сжатие приводит к повышению температуры отбираемого воздуха сверх уровня, требуемого на входе модуля кондиционирования кабины, модуль охлаждения получает и охлаждает поток сжатого воздуха до уровня температуры, необходимого на входе
35 модуля кондиционирования кабины, например -15°C. Затем охлажденный воздух поступает в модуль кондиционирования летательного аппарата для обеспечения термического регулирования и питания свежим воздухом герметизированной кабины летательного аппарата.

Система в соответствии с изобретением отбирает только наружный окружающий
40 воздух. Следовательно, нет необходимости в отборе воздуха на уровне ступеней компрессоров главных двигателей, что позволяет повысить их эффективность и обеспечить независимость системы кондиционирования воздуха от изменений режима двигателей летательного аппарата. В частности, в отличие от известных решений, модуль отбора воздуха системы в соответствии с изобретением может содержать
45 единственное средство отбора воздуха, которое может представлять собой, например, динамической воздухозаборник или управляемый вентиль.

Кроме того, отпадает необходимость в нескольких отборах воздуха с разной температурой и в разных местах летательного аппарата, что упрощает его архитектуру

и позволяет уменьшить его лобовое сопротивление и, следовательно, снизить расход топлива.

Конструкция такой системы является простой и позволяет, в частности, избегать использования турбокомпрессора и нескольких теплообменников для охлаждения воздуха. Кроме того, это позволяет облегчить установку, управляемость и обслуживание двигателей.

Средства хранения охлаждающей текучей среды можно легко заправлять, например, во время технического обслуживания летательного аппарата. Такой накопитель хладагента позволяет понижать температуру первого потока воздуха без отбора второго потока наружного окружающего воздуха. Кроме того, воздух сжимают до значения, необходимого в кабине, или слегка выше, чтобы компенсировать потери напора в системе, что позволяет существенно ограничить энергию, необходимую для этого сжатия, и, следовательно, охлаждение осуществляют без расширения воздуха, что позволяет упростить конструкцию системы за счет отказа от использования модуля расширения.

Предпочтительно модуль охлаждения является автономным. Под термином «автономный» следует понимать, что охлаждение воздуха происходит только при помощи охлаждающей текучей среды, хранящейся в средствах хранения, то есть без использования текучей среды из другого источника.

Согласно отличительному признаку изобретения средства хранения охлаждающей текучей среды выполнены с возможностью хранения текучей среды при низкой температуре, например ниже -180°C , что позволяет охлаждать поток сжатого воздуха.

Предпочтительно охлаждающая текучая среда является криогенной текучей средой, предпочтительно криогенной жидкостью.

Предпочтительно средства хранения охлаждающей текучей среды представляют собой резервуар криогенной текучей среды. Такой криогенной текучей средой может быть, например, жидкий азот, жидкий воздух, жидкий гелий и т.д.

Предпочтительно модуль охлаждения выполнен с возможностью выдачи газообразной текучей среды, например газообразного азота под давлением, температура которого предпочтительно ниже температуры потока сжатого воздуха, которым можно питать турбину и обеспечивать, таким образом, механическую энергию.

Согласно аспекту изобретения система содержит модуль теплообмена, например теплообменник, расположенный между модулем сжатия воздуха и модулем охлаждения, выполненный с возможностью охлаждения потока сжатого воздуха, принимаемого из модуля сжатия воздуха, при помощи потока газообразной текучей среды, обеспечиваемой модулем охлаждения, и с возможностью подвода, с одной стороны, охлажденного таким образом потока сжатого воздуха в модуль охлаждения и, с другой стороны, потока газообразной текучей среды в модуль нагрева. Такой контур позволяет использовать тепловую энергию газообразной текучей среды, выдаваемой модулем охлаждения, чтобы осуществлять при помощи теплообменника предварительное охлаждение потока сжатого воздуха.

Согласно аспекту изобретения система содержит модуль направления потока воздуха, расположенный между модулем сжатия и модулем охлаждения и выполненный с возможностью направления потока воздуха, сжатого модулем сжатия воздуха, в модуль охлаждения воздуха, если температура сжатого воздуха выше температуры, требуемой на входе модуля кондиционирования кабины, или в модуль нагрева, если температура сжатого воздуха ниже температуры, требуемой на входе модуля кондиционирования кабины.

Предпочтительно модуль направления потока воздуха представляет собой двухходовой вентиль.

Предпочтительно система содержит модуль нагрева, выполненный с возможностью приема потока, предназначенной для нагрева газообразной текучей среды, например, поступающей из модуля теплообмена или потока воздуха, поступающего из модуля направления потока воздуха.

Согласно отличительному признаку изобретения модуль нагрева выполнен с возможностью подвода нагретого воздуха в модуль кондиционирования кабины или в турбину.

Предпочтительно система содержит турбину, выполненную с возможностью приема от модуля нагрева потока газообразной текучей среды и с возможностью питания, например, генератора для производства электрического тока, например, с целью питания приборов летательного аппарата. Воздух, выходящий из такой турбины, позволяет также охлаждать моторный отсек или моторные отсеки летательного аппарата (моторный отсек является камерой, в которой установлен двигатель) и/или делать его атмосферу инертной, что позволяет существенно снизить риск пожара. Рекуперация газообразного потока, выдаваемого модулем охлаждения, позволяет, таким образом, производить дешевую дополнительную энергию.

Предпочтительно модуль сжатия является компрессором нагрузки, например, вспомогательной силовой установки (APU, Auxiliary Power Unit на английском языке).

Согласно аспекту изобретения модуль охлаждения содержит конденсатор, выполненный с возможностью конденсации воды из потока воздуха, экстрактор воды, выполненный с возможностью извлечения упомянутой воды, охладитель, выполненный с возможностью охлаждения потока сухого воздуха, и резервуар для охлаждающей текучей среды, например криогенной жидкости, такой как жидкий азот, жидкий воздух, жидкий гелий и т.д., выполненный с возможностью обеспечения конденсации воды из потока при помощи конденсатора и охлаждения осушенного потока при помощи охладителя, например, до отрицательных температур без риска забивания льдом.

Предпочтительно модуль охлаждения выполнен с возможностью обезвоживания поступающего потока сжатого воздуха.

Согласно отличительному признаку изобретения модуль нагрева является регенератором тепла, например теплообменником.

Объектом изобретения является также летательный аппарат, содержащий описанную выше систему кондиционирования воздуха.

Объектом изобретения является также способ кондиционирования воздуха в вышеуказанном летательном аппарате, содержащем герметизированную кабину и модуль кондиционирования такой кабины, при этом упомянутый способ отличается тем, что включает в себя:

- этап отбора окружающего воздуха снаружи летательного аппарата,
- этап сжатия отбираемого потока воздуха,
- этап охлаждения потока сжатого воздуха при помощи криогенной текучей среды,
- этап подвода охлажденного таким образом потока воздуха в модуль кондиционирования кабины летательного аппарата.

Предпочтительно между этапами сжатия и охлаждения способ содержит этап направления потока воздуха, сжимаемого модулем сжатия воздуха, в модуль охлаждения воздуха, если температура сжатого воздуха выше температуры, требуемой на входе модуля кондиционирования кабины, или в модуль нагрева, если температура сжатого воздуха ниже температуры, требуемой на входе модуля кондиционирования кабины.

Согласно аспекту изобретения способ дополнительно содержит этап подачи модулем нагрева потока газообразной охлаждающей текучей среды в рекуперационную турбину.

Другие отличительные признаки и преимущества изобретения будут более очевидны из нижеследующего описания со ссылками на прилагаемые чертежи, которые иллюстрируют неограничительные примеры и на которых одинаковые обозначения относятся к подобным объектам:

Фиг. 1 - схематичный вид системы кондиционирования воздуха в соответствии с изобретением.

Фиг. 2 - схематичный вид модуля охлаждения системы, показанной на Фиг. 1.

Фиг. 3 - иллюстрация способа кондиционирования воздуха в соответствии с изобретением.

ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ

В летательном аппарате система кондиционирования воздуха позволяет питать воздухом герметизированную кабину при помощи наружного воздуха.

ОПИСАНИЕ СИСТЕМЫ В СООТВЕТСТВИИ С ИЗОБРЕТЕНИЕМ

Вариант выполнения системы 1 кондиционирования воздуха в соответствии с изобретением, показанный на Фиг. 1, содержит модуль 3 отбора воздуха, модуль 5 сжатия воздуха, модуль 7 направления воздуха, модуль 9 теплообмена, модуль 10 охлаждения, модуль 20 регенерации тепла, турбину 30 и модуль 40 кондиционирования герметизированной кабины летательного аппарата.

Модуль 3 отбора воздуха

Модуль отбора воздуха выполнен с возможностью отбора окружающего воздуха снаружи летательного аппарата. Модуль 3 отбора воздуха содержит один или несколько воздухозаборников для отбора наружного окружающего воздуха, предпочтительно единственный воздухозаборник, например воздухозаборник динамического типа. Воздухозаборник называют динамическим (в отличие от статического воздухозаборника), если он выполнен с возможностью преобразования кинетической энергии захватываемого воздуха в давление (давление остановки или динамическое давление). Таким динамическим воздухозаборником может быть оборудована вспомогательная силовая установка (Auxiliary Power Unit или APU на английском языке) летательного аппарата. В альтернативном варианте выполнения модуль отбора воздуха может представлять собой один или несколько управляемых вентилях отбора воздуха.

Модуль 5 сжатия воздуха

Модуль 5 сжатия воздуха содержит по меньшей мере один компрессор, который может быть, например, компрессором нагрузки вспомогательной силовой установки летательного аппарата. Такая установка обычно содержит компрессор 5 нагрузки и турбомашину, включающую в себя двигатель или генератор 35 и турбину 30. Компрессор 5 нагрузки выполнен с возможностью приема потока F1 воздуха, отбираемого модулем 3 отбора, его сжатия и подвода потока F2 сжатого воздуха в модуль 7 направления воздуха.

Модуль 7 направления воздуха

Модуль 7 направления воздуха, например в виде двухходового вентиля, выполнен с возможностью направления потока F2 сжатого воздуха в сторону модуля 9 теплообмена или в сторону модуля 20 регенерации тепла. Модуль 7 направления воздуха включает в себя средства измерения температуры потока F2 сжатого воздуха, поступающего из модуля 5 сжатия воздуха, и средства сравнения измеренного значения с контрольным значением, соответствующим необходимому уровню на входе модуля 40 кондиционирования кабины. Модуль 7 направления воздуха выполнен с

возможностью направления потока F2 сжатого воздуха в модуль 9 теплообмена для его последующего охлаждения, если измеренная температура сжатого воздуха превышает температуру необходимого уровня на входе модуля 40 кондиционирования. Модуль 7 направления воздуха выполнен также с возможностью направления потока сжатого потока в модуль 9 регенерации тепла для его нагрева, если измеренная температура сжатого воздуха ниже температуры необходимого уровня на входе модуля 40 кондиционирования.

Модуль 9 теплообмена

Модуль 9 теплообмена содержит по меньшей мере один теплообменник, выполненный с возможностью обеспечения теплообмена между потоком F2 сжатого воздуха, принимаемым из модуля 7 направления воздуха, и потоком F5 газообразной текучей среды, поступающим из модуля 10 охлаждения.

Модуль 10 охлаждения

Модуль 10 охлаждения выполнен с возможностью приема потока F3 воздуха, поступающего из модуля 7 направления воздуха и прошедшего через модуль 9 теплообмена, и с возможностью охлаждения упомянутого принимаемого потока F3. Как показано на Фиг. 2, модуль охлаждения содержит конденсатор 12, экстрактор 13 воды, охладитель 14, резервуар 15 криогенной текучей среды, например жидкого азота, сжатого до 10 бар, первый регулировочный вентиль 16, расположенный между резервуаром 15 криогенной текучей среды и конденсатором 12, и второй регулировочный вентиль 17, расположенный между резервуаром 15 криогенной текучей среды и охладителем 14. Конденсатор 12 выполнен с возможностью приема предназначенного для охлаждения потока воздуха, например потока потенциально влажного сжатого воздуха при температуре, достигающей 100°C, и при давлении кабины, например, 0,8 бар. Конденсатор выполнен также с возможностью конденсации водяного пара, содержащегося в принимаемом потоке сжатого воздуха, избегая при этом образования льда и поддерживая положительную температуру на своем выходе. Экстрактор 13 воды выполнен с возможностью извлечения воды из потока воздуха, конденсированного конденсатором 12, из которого водяной поток F8 можно, например, удалить или направить в водяной контур летательного аппарата. Охладитель 14 выполнен с возможностью охлаждения потока сухого воздуха, принимаемого из экстрактора 13 воды, при помощи криогенной текучей среды, поступающей из резервуара 15 через второй регулировочный вентиль 17, и с возможностью подачи полученного холодного и потока F4 сухого воздуха в модуль 40 кондиционирования кабины. Таким образом, хранящаяся в резервуаре жидкая криогенная текучая среда одновременно используется конденсатором 12 и охладителем 14. Охлаждающую среду, принимающую газообразную форму после теплообменов, происходящих на уровне конденсатора 12 и охладителя 14, используют повторно, подводя ее в модуль 9 теплообмена для охлаждения потока F2 сжатого воздуха, проходящего через модуль 9 теплообмена и поступающего из модуля 7 направления воздуха.

Модуль 20 нагрева

Модуль 20 нагрева может быть выполнен в виде регенератора тепла, например, расположенного на выходе вспомогательной силовой установки (APU). Модуль 20 нагрева выполнен с возможностью, в первом режиме работы, нагрева потока F2 воздуха, принимаемого из модуля 7 направления воздуха, и его последующего подвода в модуль 40 кондиционирования кабины и, во втором режиме работы, нагрева потока F5 газообразной охлаждающей текучей среды, принимаемого из модуля 9 теплообмена, и его подачи в турбину 30. Для регулирования тепловой энергии нагрева потока F2

воздуха можно предусмотреть в этом модуле нагрева байпасный клапан.

Турбина 30

Турбина 30 выполнена с возможностью приема потока газообразной текучей среды из модуля нагрева 20. Механическую энергию, производимую турбиной 30 при помощи принимаемого потока газообразной текучей среды, можно, например, направлять в редуктор вспомогательной силовой установки (APU) или использовать для приведения во вращение генератора переменного тока или для любой другой соответствующей цели. Газообразный поток F7 на выходе можно также использовать для охлаждения моторного отсека летательного аппарата и/или для обеспечения инертности атмосферы, если эта текучая среда является, например, газообразным азотом.

Модуль кондиционирования герметизированной кабины летательного аппарата

Модуль 40 кондиционирования содержит смеситель (не показан), выполненный с возможностью приема охлажденного потока F4 воздуха из модуля 10 охлаждения и его смешивания с воздухом кабины, чтобы обеспечивать кабину потоком воздуха с необходимой температурой регулирования.

Система в соответствии с изобретением может также содержать средства регулирования давления кабины (не показаны) и средства управления, выполненные с возможностью управления одним или всеми модулями системы (модулем отбора воздуха, направления воздуха, охлаждения, турбины нагрева и кондиционирования...).

20 ПРИМЕНЕНИЕ СИСТЕМЫ В СООТВЕТСТВИИ С ИЗОБРЕТЕНИЕМ

На первом этапе E1 модуль 3 отбора воздуха отбирает наружный окружающий воздух и направляет отобранный поток F1 окружающего воздуха в модуль 5 сжатия воздуха.

На этапе E2 модуль 5 сжатия воздуха сжимает отобранный воздух F1 и направляет поток F2 сжатого воздуха в модуль 7 направления воздуха.

На этапе E3 модуль 7 направления воздуха определяет, находится ли температура потока F2 сжатого воздуха выше или ниже контрольного значения, соответствующего необходимому уровню на входе модуля 40 кондиционирования.

Если температура потока сжатого воздуха превышает контрольное значение, модуль 7 направления воздуха подводит на этапе E4 предназначенный для охлаждения поток F2 сжатого воздуха в модуль 9 теплообмена. Поток F2 сжатого воздуха проходит через модуль 9 теплообмена, в котором он подвергается первому охлаждению на этапе E5 газообразной текучей средой F5, поступающей из модуля 10 охлаждения. Затем поток F3 сжатого воздуха поступает в модуль 10 охлаждения, в котором он подвергается второму охлаждению на этапе E6.

В частности, поток F3 сжатого воздуха проходит через конденсатор 12 на этапе E61, во время которого происходит конденсация водяного пара, который может присутствовать в потоке воздуха. Конденсатор 12 использует криогенную текучую среду, поступающую через первый вентиль 16 из резервуара 15 криогенной текучей среды, для понижения температуры потока воздуха до слегка положительной температуры, например, 2°C, чтобы обеспечивать конденсацию водяного пара без образования льда. Затем газообразная текучая среда F5, получаемая в результате теплообмена между потоком воздуха и криогенной текучей средой, подводится в модуль 9 теплообмена.

Затем на этапе E62 экстрактор 13 воды извлекает воду из потока воздуха, после чего поток воздуха подводится в охладитель 14, который использует на этапе E63 криогенную текучую среду, принимаемую через второй вентиль 17, для понижения температуры потока сухого воздуха до уровня температуры, необходимого на входе модуля 40

кондиционирования, например, -15°C . Газообразную текучую среду, получаемую в результате теплообмена между потоком воздуха и криогенной текучей средой, направляют также в модуль 9 теплообмена.

После этого на этапе E7 поток F4 холодного и сухого воздуха подводится в модуль 40 кондиционирования кабины. При этом температуру, необходимую в кабине, получают при помощи смесителя модуля 40 кондиционирования. Кроме того, средства регулирования давления в кабине позволяют поддерживать в кабине давление, например, 0,8 бар.

Газообразная текучая среда F5, получаемая в результате теплообменов в конденсаторе 12 и в охладителе 14, подводится на этапе E8 через контур обратной связи в модуль 9 теплообмена, где ее используют для первого охлаждения потока F2 сжатого воздуха, поступающего из модуля 7 направления воздуха.

После теплообмена в модуле 9 теплообмена поток газообразной текучей среды поступает в модуль 20 нагрева, который повышает ее температуру на этапе E9, после чего направляет ее в турбину 30 установки APU на этапе E10. При этом турбина 30 может использовать поток F6 газообразной текучей среды для питания генератора и производства электричества.

Если температура потока F7 газообразной текучей среды ниже контрольного значения, например, около тридцати градусов Цельсия, поток можно использовать для охлаждения моторного отсека летательного аппарата и/или для обеспечения инертности атмосферы на этапе E11.

Если температура потока F2 сжатого воздуха ниже контрольного значения, модуль 7 направления воздуха подает на этапе E12 поток F2 сжатого воздуха для его нагрева в модуль 20 нагрева.

При этом модуль 20 нагрева повышает температуру потока воздуха на этапе E13, затем направляет его в модуль 40 кондиционирования кабины на этапе E14. При этом необходимую в кабине температуру можно получить при помощи смесителя модуля 40 кондиционирования.

Разумеется, в упрощенном варианте выполнения системы в соответствии с изобретением модуль 9 теплообмена может отсутствовать, и поток F2 сжатого воздуха можно направлять напрямую из модуля 7 направления воздуха в модуль 10 охлаждения.

Таким образом, система в соответствии с изобретением позволяет сжимать поток воздуха, отбираемого из окружающего воздуха снаружи летательного аппарата, до значения, близкого к требуемому давлению в кабине, например, при степени сжатия 3 или 4, которая не требует много энергии. Затем модуль охлаждения позволяет охладить поток для понижения его температуры до уровня, необходимого на входе модуля кондиционирования кабины.

(57) Формула изобретения

1. Система кондиционирования воздуха для герметизированной кабины летательного аппарата, при этом упомянутая система (1) отличается тем, что содержит модуль (3) отбора воздуха, выполненный с возможностью отбора окружающего воздуха снаружи летательного аппарата, модуль (5) сжатия воздуха, выполненный с возможностью сжатия отбираемого потока (F1) воздуха, и модуль (10) охлаждения воздуха, выполненный с возможностью охлаждения потока (F2, F3) сжатого воздуха при помощи криогенной текучей среды, при этом модуль (10) охлаждения содержит конденсатор (12) для конденсации воды из потока воздуха, экстрактор (13) воды для извлечения упомянутой воды, охладитель (14) для охлаждения потока сухого воздуха, поступающего

из экстрактора (13), и резервуар (15) криогенной текучей среды, при помощи которой вода из потока воздуха конденсируется в конденсаторе (12) и сухой воздух, поступающий из экстрактора, охлаждается в охладителе (14).

2. Система по п. 1, в которой модуль (10) охлаждения является автономным.

5 3. Система по п. 1, в которой модуль (10) охлаждения выполнен с возможностью выдачи газообразной текучей среды питания турбины (30) из криогенной текучей среды.

4. Система по п. 1, дополнительно содержащая модуль (9) теплообмена, расположенный между модулем (5) сжатия воздуха и модулем (10) охлаждения, выполненный с возможностью охлаждения потока (F2) сжатого воздуха, принимаемого
10 из модуля (5) сжатия воздуха, при помощи потока (F5) газообразной текучей среды, выдаваемой модулем (10) охлаждения, и с возможностью подвода, с одной стороны, охлажденного таким образом потока (F3) сжатого воздуха в модуль (10) охлаждения и, с другой стороны, потока (F5) газообразной текучей среды в модуль (20) нагрева.

5. Система по п. 1, дополнительно содержащая модуль (7) направления потока
15 воздуха, расположенный между модулем (5) сжатия и модулем (10) охлаждения и выполненный с возможностью направления потока (F2) воздуха, сжатого модулем (5) сжатия воздуха, в модуль (10) охлаждения воздуха, если температура сжатого воздуха выше температуры, требуемой на входе модуля (40) кондиционирования кабины, или в модуль (20) нагрева, если температура сжатого воздуха ниже температуры, требуемой
20 на входе модуля (40) кондиционирования кабины.

6. Система по п. 1, дополнительно содержащая модуль (20) нагрева, выполненный с возможностью приема потока (F5) газообразной текучей среды от модуля (9) теплообмена и его подвода в турбину (30) или приема предназначенного для нагрева
25 потока (F2) сжатого воздуха от модуля (7) направления воздуха и его подачи в модуль (40) кондиционирования кабины летательного аппарата.

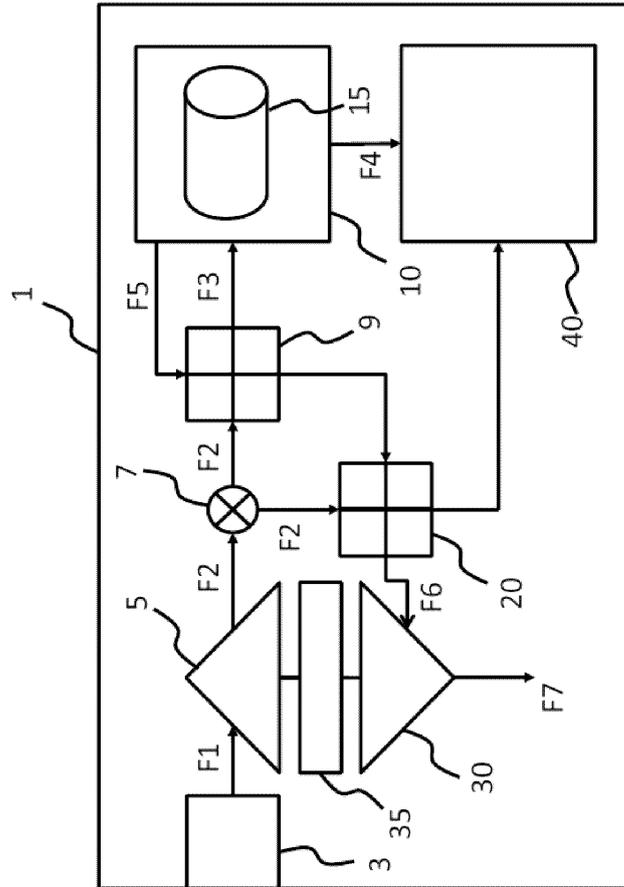
7. Летательный аппарат, отличающийся тем, что он содержит систему по одному из пп. 1-6.

30

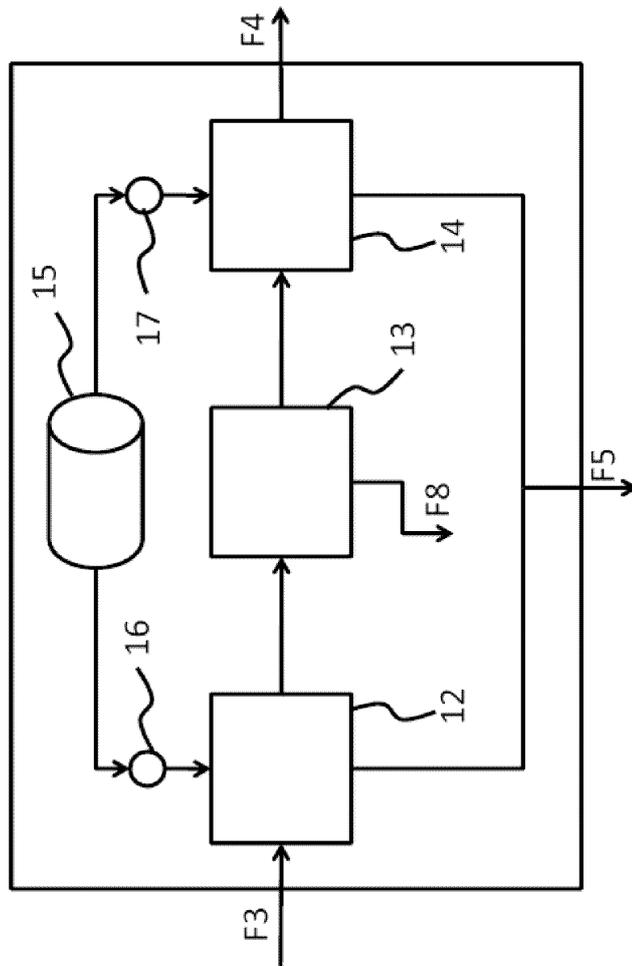
35

40

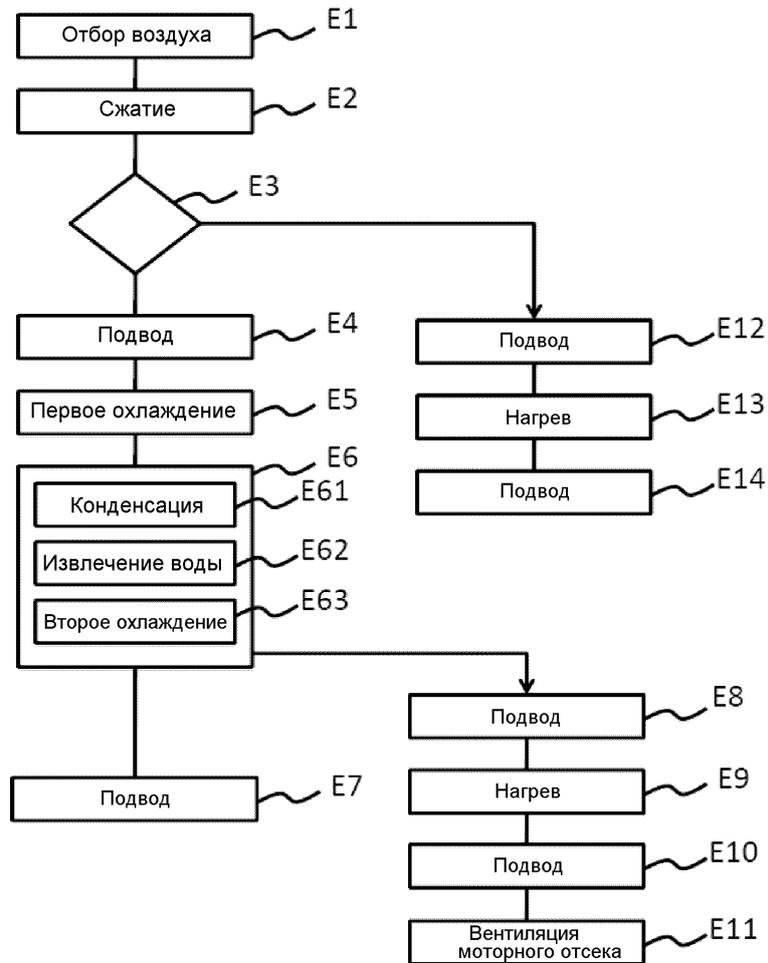
45



Фиг.1



Фиг.2



Фиг.3