



ФЕДЕРАЛЬНАЯ СЛУЖБА
ПО ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОЙ СОБСТВЕННОСТИ,
ПАТЕНТАМ И ТОВАРНЫМ ЗНАКАМ

(12) ОПИСАНИЕ ИЗОБРЕТЕНИЯ К ПАТЕНТУ

(21), (22) Заявка: 2003120056/06, 02.07.2003

(24) Дата начала отсчета срока действия патента:
02.07.2003

(30) Конвенционный приоритет:
03.07.2002 (пп.1-19) US 10/188,460

(43) Дата публикации заявки: 27.12.2004

(45) Опубликовано: 10.03.2008 Бюл. № 7

(56) Список документов, цитированных в отчете о
поиске: RU 21423 U1, 20.01.2002. US 2002047070
A, 25.04.2002. RU 2095601 C1, 10.11.1997. DE
4337674 A1, 28.07.1994. GB 622554 A, 04.05.1949.

Адрес для переписки:

129010, Москва, ул. Б.Спасская, 25, стр.3,
ООО "Юридическая фирма Городисский и
Партнеры", пат.пов. Г.Б. Егоровой, рег.№ 513

(72) Автор(ы):

АКЕРМАН Джон Фредерик (US),
ВАГНЕР Вилльям Кент (US)

(73) Патентообладатель(и):

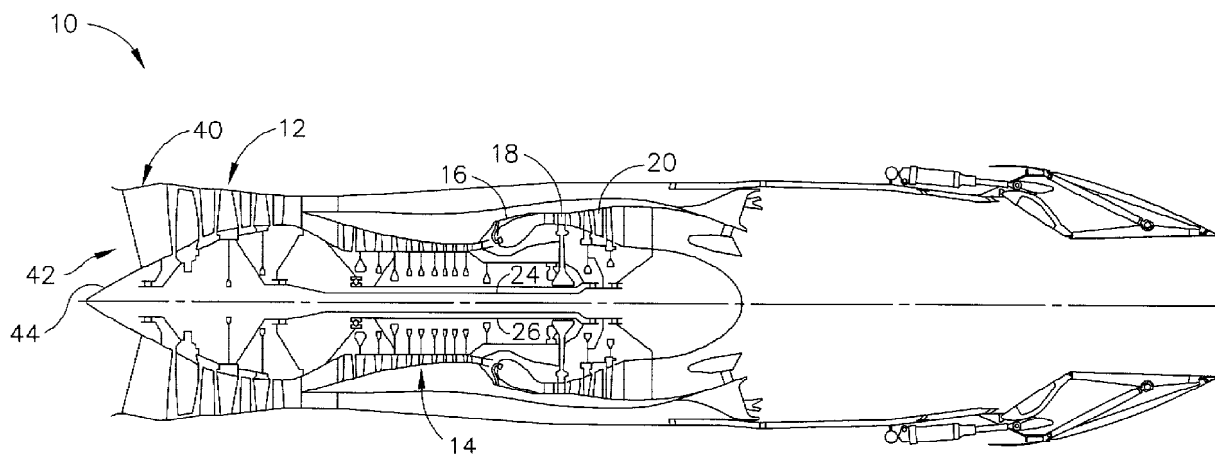
ДЖЕНЕРАЛ ЭЛЕКТРИК КОМПАНИ (US)

(54) СПОСОБ РАБОТЫ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ И СИСТЕМА ЗАЩИТЫ ОТ ОБЛЕДЕНЕНИЯ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ (ВАРИАНТЫ)

(57) Реферат:

Изобретение относится а газотурбинным двигателям. Способ включает в том, что соединяют полупроницаемую мембрану (66) с двигателем вблизи наружной поверхности (68) двигателя, соединяют резервуар (62) для жидкости с авиационным двигателем по потоку с полупроницаемой мембраной и подают жидкость из резервуара для жидкости к полупроницаемой мембране для того, чтобы облегчить предотвращение накопления льда на наружной поверхности авиационного двигателя. Система (60) защиты от обледенения авиационного двигателя

(10), имеющего переднюю раму (40), при этом указанная система защиты от обледенения соединена с авиационным двигателем и содержит полупроницаемую мембрану (66) и резервуар (62) для жидкости, а полупроницаемая мембрана соединена по потоку с резервуаром для жидкости для облегчения предотвращения образования льда на передней раме двигателя. Предложен вариант системы защиты. Изобретение обеспечивает предотвращение накопления льда на наружной поверхности авиационного двигателя. 3 н. и 16 з.п. ф-лы, 2 ил.



ФИГ. 1

RU 2319023 C2

RU 2319023 C2



FEDERAL SERVICE
FOR INTELLECTUAL PROPERTY,
PATENTS AND TRADEMARKS

(12) ABSTRACT OF INVENTION

(21), (22) Application: **2003120056/06, 02.07.2003**

(24) Effective date for property rights: **02.07.2003**

(30) Priority:
03.07.2002 (cl.1-19) US 10/188,460

(43) Application published: **27.12.2004**

(45) Date of publication: **10.03.2008 Bull. 7**

Mail address:
**129010, Moskva, ul. B.Spasskaja, 25, str.3,
OOO "Juridicheskaja firma Gorodisskij i
Partnery", pat.pov. G.B. Egorovoj, reg.№ 513**

(72) Inventor(s):
**AKERMAN Dzhon Frederik (US),
VAGNER Vill'jam Kent (US)**

(73) Proprietor(s):
DZhENERAL EhLEKTRIK KOMPANI (US)

(54) METHOD OF OPERATION OF AIRCRAFT ENGINE AND ANTI-ICING SYSTEM (VERSIONS)

(57) Abstract:

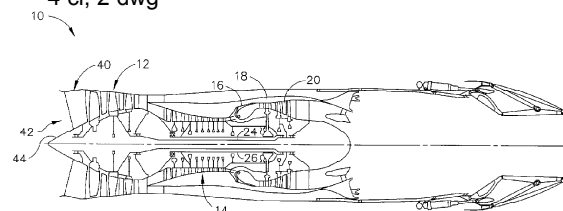
FIELD: aircraft industry; gas-turbine engine.

SUBSTANCE: according to proposed method, semi-permeable diaphragm 66 is connected to engine near outer surface 68 of engine, reservoir 62 for liquid is connected with aircraft engine in flow with semi-permeable diaphragm and liquid from reservoir for liquid is delivered to semi-permeable diaphragm to preclude accumulation of ice on outer surface of aircraft engine. Anti-icing system 60 of aircraft engine 10 provided with front frame 40 is connected with aircraft engine and it contains semi-permeable diaphragm 66 and reservoir 62 for liquid, and semi-permeable diaphragm is connected in direction of

flow with reservoir for liquid to prevent ice formation on front frame of engine. Invention contains description of version of such protection system.

EFFECT: prevention of accumulation of ice on outer surface of aircraft engine.

4 cl, 2 dwg



ФИГ. 1

ОБЛАСТЬ ТЕХНИКИ

Настоящее изобретение относится к газотурбинным двигателям и более конкретно к способам и устройству работы газотурбинных двигателей.

ПРЕДШЕСТВУЮЩИЙ УРОВЕНЬ ТЕХНИКИ

5 Газотурбинные двигатели обычно включают компрессоры высокого и низкого давления, камеру сгорания и по меньшей мере одну турбину. Компрессоры сжимают воздух, который смешивается с топливом и пропускается по каналу в камеру сгорания. Смесь затем
10 газообразных продуктов горения для того, чтобы снабжать энергией компрессор, а также производить полезную работу для того, чтобы приводить в движение самолет в полете или передавать энергию нагрузке, такой как электрогенератор (см., например, US 2002/047,070).

Когда двигатели работают в условиях обледенения, лед может накапливаться на
15 открытых наружных конструкциях двигателей. Если двигатели работают в условиях обледенения при низкой мощности в течение продолжительных периодов времени, накопление льда внутри двигателя и на открытых конструкциях двигателя может быть значительным. Сверхурочное время, непрерывная работа двигателя или срыв
20 дроссельного клапана для перехода от более низкой мощности к работе при более высокой мощности может вызвать всасывание нароста накопленного льда компрессором высокого давления. Такое положение, известное как сбрасывание льда, может вызвать внезапное понижение температуры на выходе из компрессора. В ответ на внезапное понижение
25 температуры на выходе из компрессора приведенное число оборотов ротора на последних ступенях компрессора высокого давления повышается. Это внезапное повышение приведенного числа оборотов на последней ступени ротора может неблагоприятно влиять на запас потери скорости при срыве потока компрессора.

Чтобы облегчить предотвращение накопления льда внутри двигателя и на открытых
поверхностях, примыкающих к двигателю, некоторые известные двигатели содержат систему регулирования, которая обеспечивает возможность работы двигателя при
30 повышенной рабочей температуре, и может включать подсистемы, которые направляют высокотемпературный выпускаемый воздух из компрессора двигателя на открытые поверхности. Однако повышенная рабочая температура и системы выпуска могут понизить характеристику двигателя. Чтобы облегчить предотвращение накопления льда, по меньшей
35 мере на некоторые известные двигатели перед работой распылялся раствор антиобледенителя. Однако во время полета эффективность раствора антиобледенителя может понизиться. Более конкретно, во время работы двигателя охлаждение при испарении может продолжать вызывать замораживание и накопление льда на наружных
поверхностях двигателя, таких как передняя рама двигателя.

КРАТКОЕ ИЗЛОЖЕНИЕ СУЩНОСТИ ИЗОБРЕТЕНИЯ

40 В одном аспекте задачей настоящего изобретения является разработка способа работы авиационного двигателя для облегчения предотвращения накопления льда на авиационном двигателе. Способ включает в том, что соединяют мембрану с двигателем вблизи наружной поверхности двигателя, соединяют резервуар для жидкости с
45 авиационным двигателем по потоку с мембраной и подают жидкость из резервуара для жидкости к мембране, чтобы облегчить предотвращение накопления льда на наружной поверхности авиационного двигателя.

В другом аспекте задачей настоящего изобретения является разработка системы защиты от обледенения авиационного двигателя, имеющего переднюю раму. Система защиты от обледенения соединена с авиационным двигателем и содержит
50 полупроницаемую мембрану и резервуар для жидкости. Полупроницаемая мембрана соединена по потоку с резервуаром для жидкости для облегчения предотвращения образования льда на передней раме двигателя.

В дополнительном аспекте задачей изобретения является разработка системы защиты

самолета от обледенения. Система соединена с самолетом и содержит по меньшей мере одну мембрану из группы, состоящей из полупроницаемой мембраны и микропористой мембраны, и резервуар для жидкости, соединенный с ней по потоку. Резервуар для жидкости подает жидкость на по меньшей мере одну из мембран для облегчения

5 предотвращения образования льда на наружной поверхности авиационного двигателя.

КРАТКОЕ ОПИСАНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ

В дальнейшем изобретение поясняется описанием предпочтительных вариантов воплощения со ссылками на сопровождающие чертежи, на которых:

фиг.1 изображает схематично газотурбинный двигатель согласно изобретению;

10 фиг.2 изображает блок-схему системы защиты от обледенения, которая использована с газотурбинным двигателем, показанным на фиг.1, согласно изобретению.

ПОДРОБНОЕ ОПИСАНИЕ ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНОГО ВАРИАНТА ВЫПОЛНЕНИЯ ИЗОБРЕТЕНИЯ

Газотурбинный двигатель 10 (фиг.1) содержит вентилятор 12, компрессор 14 высокого давления и камеру 16 сгорания. В одном конструктивном исполнении двигатель 10 является двигателем F110, поставляемым на рынок General Electric Company, Cincinnati, Ohio. Двигатель 10 также содержит турбину 18 высокого давления и турбину 20 низкого давления, причем все они расположены последовательно по отношению к осевому потоку. Вентилятор 12 и турбина 20 соединены первым валом 24, а компрессор 14 и турбина 18
20 соединены вторым валом 26.

Двигатель 10 также содержит кольцевую переднюю раму 40, на которую опирается подшипник (не показан), на который, в свою очередь, опирается один конец вала 24, чтобы иметь возможность вращения. Множество узлов 42 входных направляющих лопастей, расположенных по периферии с промежутками, проходят между наружным
25 кольцом корпуса (не показан) и центральной втулкой 44 и направляют поток воздуха, входящий в двигатель 10, вниз по потоку в компрессор 14.

При работе воздух проходит через узлы 42 входных направляющих лопастей и через вентилятор 12, так что сжатый воздух подается из вентилятора 12 в компрессор 14 высокого давления. Сильно сжатый воздух подается в камеру 16 сгорания. Поток воздуха
30 из камеры 16 сгорания приводит в действие вращающиеся турбины 18 и 20 и выходит из газотурбинного двигателя 10. Двигатель 10 может работать в определенном диапазоне рабочих условий.

На фиг.2 представлена блок-схема системы 60 защиты от обледенения, которая может быть использована с газотурбинным двигателем 10. В другом конструктивном исполнении система 60 защиты от обледенения используется для того, чтобы облегчить
35 предотвращение накопления льда вдоль открытых поверхностей (не показаны) самолета (не показан), таких как контрольная поверхность. Система 60 защиты от обледенения содержит резервуар 62 для жидкости, насос 64 для жидкости и полупроницаемую мембрану 66. В альтернативном варианте система 60 защиты от обледенения содержит механически
40 обработанную микропористую мембрану, предпочтительнее, чем полупроницаемую мембрану 66. Полупроницаемая мембрана 66 соединена с наружной поверхностью 68 для того, чтобы облегчить предотвращение накопления льда вдоль открытых поверхностей, таких как поверхность 68. В описываемом примере полупроницаемая мембрана 66 соединена с поверхностью 68 передней кромки передней рамы 40 двигателя для того,
45 чтобы облегчить предотвращение накопления льда на передней раме 40. Распределитель или прокладка 80 соединен с двигателем 10 между двигателем и полупроницаемой мембраной 66. Прокладка 80 обеспечивает образование зазора 82 для прохода потока между полупроницаемой мембраной 66 и поверхностью 68.

Насос 64 и резервуар 62 соединены по потоку друг с другом, с мембраной 66 и зазором
50 82, так что система 60 образует систему псевдозамкнутого контура, образованного зазором 82 и мембраной 66. Более конкретно, так как мембрана 66 является полупроницаемой, часть жидкости, циркулирующей через систему 60, проходит через мембрану 66 в процессе затекания, описанном более подробно ниже, и оставшаяся

жидкость рециркулирует через систему 60. В одном варианте выполнения система 60 защиты от обледенения соединена с системой регулирования двигателя на основе процессора. Термин «процессор» относится к микропроцессорам, прикладным специальным интегральным схемам (ASIC), логическим схемам и любой другой схеме или процессору, который может управлять системой 60.

Жидкость подается из резервуара 62 посредством насоса 64 в зазор 82. Жидкость облегчает предотвращение накопления льда на поверхности 68. Жидкость представляет собой смесь этиленгликоля или этилового спирта, в сочетании с водой, в жидком или твердом состоянии, которая воздействует либо на поверхность 68, либо на мембрану 66.

Такая жидкая смесь может понизить температуру замерзания вплоть до -50°F . Эта жидкость подается в зазор 82 насосом 64, и часть жидкости диспергируется от внутренней поверхности 90 мембраны 66 на наружную поверхность 92 мембраны 66. Жидкость, диспергированная на поверхность 92, облегчает понижение температуры замерзания воды в контакте с поверхностью 92, чтобы облегчить предотвращение накопления льда на поверхности 68.

В другом варианте выполнения диспергирование жидкости на поверхность 92 приводит к уменьшению вязкости поверхностного слоя на поверхности 68, чтобы облегчить предотвращение накопления льда на поверхности 68. Жидкая смесь нефтяных углеводородов циркулирует внутри системы 60, чтобы облегчить уменьшение вязкости поверхностного слоя. Таким образом, система 60 облегчает повышение запаса потери скорости при срыве потока компрессора, когда двигатель работает в условиях потенциального обледенения, и таким образом облегчается предотвращение случаев сбрасывания льда в компрессор. Система 60 также облегчает предотвращение вибрации двигателя 10, которая следует за всасыванием сбрасываемого льда. Более того, так как циркуляцию жидкости внутри системы 60 не требуется производить при повышенной рабочей температуре, разнообразные материалы могут быть использованы для изготовления системы 60.

Описанная выше система 60 защиты от обледенения является эффективной по стоимости и высоконадежной для облегчения предотвращения накопления льда вдоль открытых поверхностей. Жидкость, подаваемая через систему, диспергируется через полупроницаемую мембрану в процессе затекания эффективным по стоимости способом. Поскольку выпускаемый воздух не используется, система защиты от обледенения облегчает предотвращение накопления льда без потерь в характеристике двигателя или без требующих высокой стоимости надувных камер. В результате система контроля обледенения облегчает повышение запаса потери скорости при срыве потока компрессора, когда двигатель работает в условиях потенциального обледенения, и таким образом исключает недостаток запаса потери скорости при срыве потока компрессора, который может иметь место в случае сбрасывания льда в компрессор, или когда двигатель используется в режиме пониженного расхода топлива.

Формула изобретения

1. Способ работы авиационного двигателя (10) для облегчения предотвращения накопления льда на авиационном двигателе, заключающийся в том, что соединяют мембрану (66) с двигателем вблизи наружной поверхности (68) двигателя, соединяют резервуар (62) с жидкостью с авиационным двигателем по потоку с мембраной и подают жидкость из резервуара с жидкостью к мембране для облегчения предотвращения накопления льда на наружной поверхности авиационного двигателя.

2. Способ по п.1, отличающийся тем, что соединяют мембрану (66) с двигателем (10), при этом соединяют распределитель (80) с двигателем так, что образуется зазор (82) между мембраной и распределителем.

3. Способ по п.2, отличающийся тем, что при подаче жидкости из резервуара (62) для жидкости осуществляют подачу жидкости через зазор (82) к мембране (66).

4. Способ по п.1, отличающийся тем, что при подаче жидкости из резервуара (62) для

жидкости к мембране (66) осуществляют подачу жидкости к мембране, чтобы облегчить понижение вязкости поверхностного слоя на наружной поверхности (68) двигателя (10).

5 5. Способ по п.1, отличающийся тем, что при подаче жидкости из резервуара (62) для жидкости к мембране (66) осуществляют подачу жидкости к мембране, чтобы облегчить
5 понижение температуры замерзания, при которой лед накапливается вдоль наружной поверхности (68) двигателя, при этом в качестве мембраны используют мембрану, выбранную из группы, состоящей из полупроницаемой мембраны и микропористой мембраны.

10 6. Система (60) защиты от обледенения авиационного двигателя (10), имеющего переднюю раму (40), при этом указанная система защиты от обледенения соединена с авиационным двигателем и содержит полупроницаемую мембрану (66) и резервуар (62) для жидкости, а полупроницаемая мембрана соединена по потоку с резервуаром для жидкости для облегчения предотвращения образования льда на передней раме двигателя.

15 7. Система по п.6, отличающаяся тем, что полупроницаемая мембрана (66) соединена с двигателем (10) так, что жидкость из резервуара (62) подается в зазор (82) и воздействует либо на поверхность (68), либо на полупроницаемую мембрану (66).

8. Система по п.6, отличающаяся тем, что содержит распределитель (80), соединенный с двигателем (10) и размещенный между двигателем и полупроницаемой мембраной (66).

20 9. Система по п.6, отличающаяся тем, что резервуар (62) для жидкости выполнен с возможностью диспергировать жидкость через полупроницаемую мембрану (66), чтобы облегчить предотвращение накопления льда на двигателе (10).

10. Система по п.6, отличающаяся тем, что полупроницаемая мембрана (66) выполнена с возможностью понижения температуры замерзания, при которой лед накапливается на наружной поверхности (68) передней рамы (40) двигателя.

25 11. Система по п.6, отличающаяся тем, что полупроницаемая мембрана (66) облегчает понижение вязкости поверхностного слоя на наружной поверхности (68) передней рамы (40) двигателя.

12. Система по п.6, отличающаяся тем, что содержит насос (64) для подачи жидкости из резервуара (62) для жидкости к полупроницаемой мембране (66).

30 13. Система защиты самолета от обледенения, соединенная с самолетом и содержащая, по меньшей мере, одну мембрану, выбранную из группы, состоящей из полупроницаемой мембраны (66) и микропористой мембраны, и резервуар (62) для жидкости, соединенные по потоку, причем резервуар для жидкости подает жидкость на по меньшей мере одну из мембран для облегчения предотвращения образования льда на
35 наружной поверхности (68) самолета.

14. Система по п.13, отличающаяся тем, что содержит распределитель (62), проходящий между указанной, по меньшей мере, одной мембраной (66) и самолетом так, что образуется зазор (82) между указанной, по меньшей мере, одной мембраной и распределителем.

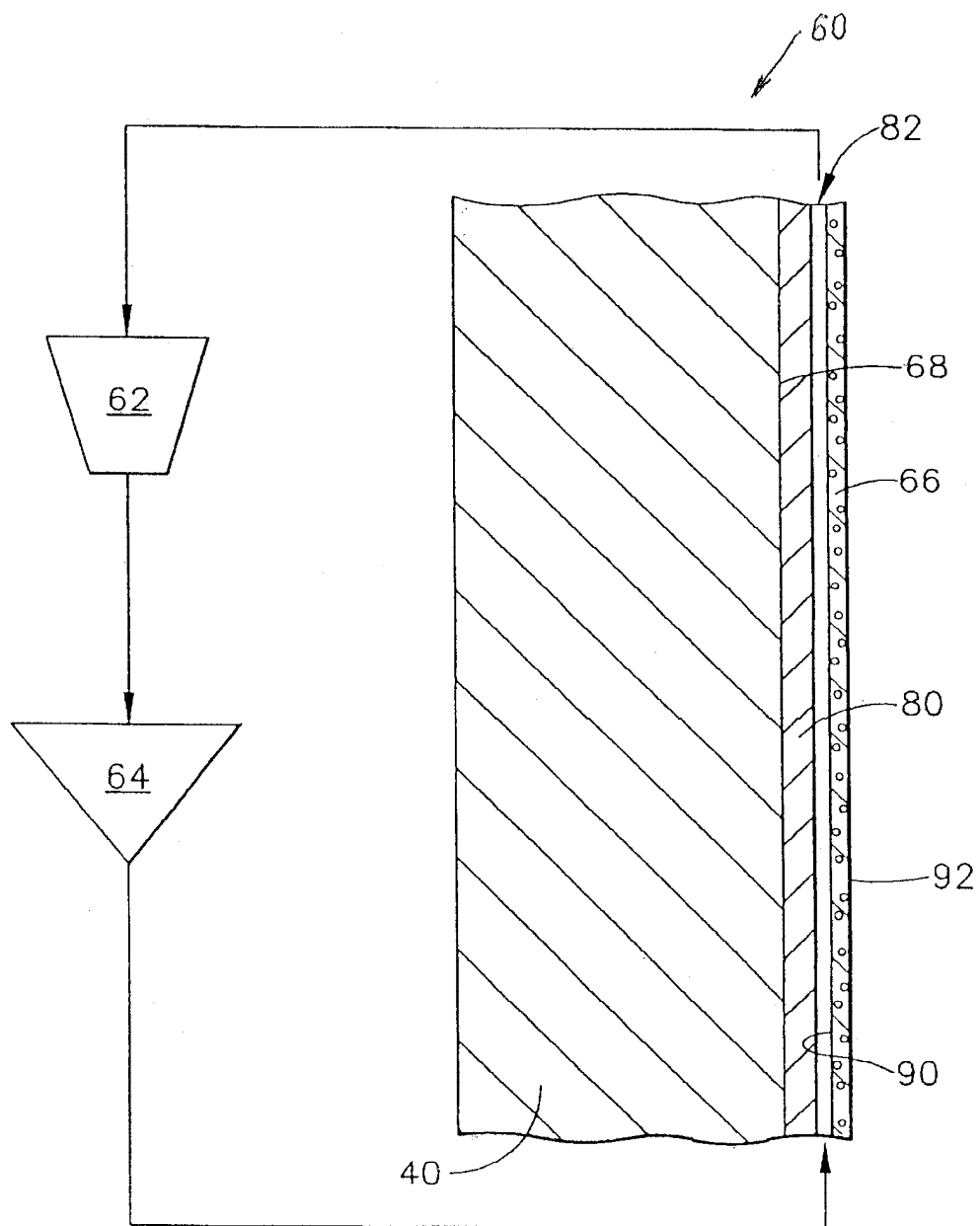
40 15. Система по п.14, отличающаяся тем, что резервуар (62) для жидкости выполнен с возможностью подачи жидкости, по меньшей мере, к одной из мембран через зазор (82).

16. Система по п.14, отличающаяся тем, что резервуар (62) для жидкости выполнен с возможностью диспергировать жидкость через, по меньшей мере, одну из мембран для того, чтобы облегчить предотвращение накопления льда на передней раме (40) двигателя
45 (10), соединенного с самолетом.

17. Система по п.14, отличающаяся тем, что, по меньшей мере, одна из мембран облегчает понижение температуры замерзания, при которой лед накапливается на наружной поверхности (68) передней рамы (40) двигателя (10), соединенного с самолетом.

50 18. Система по п.14, отличающаяся тем, что, по меньшей мере, одна из мембран выполнена с возможностью понижения вязкости поверхностного слоя на наружной поверхности (68) самолета.

19. Система по п.14, отличающаяся тем, что содержит насос (64) для подачи жидкости из резервуара (62) для жидкости к, по меньшей мере, одной из мембран через зазор (82).



ФИГ. 2