



República Federativa do Brasil
Ministério da Economia
Instituto Nacional da Propriedade Industrial

(11) BR 102014031298-6 B1



(22) Data do Depósito: 12/12/2014

(45) Data de Concessão: 08/02/2022

(54) Título: SISTEMA DE DESUMIDIFICAÇÃO PARA USO EM UM CONJUNTO DE AERONAVE PARA REDUZIR O TEOR DE UMIDADE DO AR CARREGADO DE UMIDADE NO CONJUNTO DE AERONAVE, E, MÉTODO PARA MONTAGEM DE UM SISTEMA DE DESUMIDIFICAÇÃO PARA USO EM UM CONJUNTO DE AERONAVE

(51) Int.Cl.: B64D 13/06; B64D 33/04; F24F 13/04; F24F 3/14.

(30) Prioridade Unionista: 24/01/2014 US 14/162998.

(73) Titular(es): THE BOEING COMPANY.

(72) Inventor(es): FUE CHUE VUE.

(57) Resumo: SISTEMA DE DESUMIDIFICAÇÃO PARA USO EM UM CONJUNTO DE AERONAVE, E, MÉTODO PARA MONTAGEM DE UM SISTEMA DE DESUMIDIFICAÇÃO PARA USO EM UM CONJUNTO DE AERONAVE. Um sistema de desumidificação (222) para uso em um conjunto de aeronave (102) é provido. O sistema inclui um elemento termicamente condutor (230) acoplado a um revestimento externo (218) do conjunto de aeronave, e um duto (238) circunscrevendo pelo menos parcialmente o elemento termicamente condutor de forma que uma passagem de fluxo de ar (240) é definida entre o duto e o elemento termicamente condutor. O elemento termicamente condutor é configurado para transmitir uma temperatura do revestimento externo para ar carregado de umidade (244) canalizado através da passagem de fluxo de ar.

“SISTEMA DE DESUMIDIFICAÇÃO PARA USO EM UM CONJUNTO DE AERONAVE PARA REDUZIR O TEOR DE UMIDADE DO AR CARREGADO DE UMIDADE NO CONJUNTO DE AERONAVE, E, MÉTODO PARA MONTAGEM DE UM SISTEMA DE DESUMIDIFICAÇÃO PARA USO EM UM CONJUNTO DE AERONAVE”
FUNDAMENTOS

[001] O campo da presente descrição se refere geralmente a sistemas de desumidificação e, mais especificamente, a um sistema de desumidificação para uso em um veículo que pode operar em condições ambientais variáveis.

[002] Pelo menos algumas conhecidas aeronaves pressurizadas usam sistemas de Controle Ambiental (“ECS”) para manter a pressurização de cabine e para controlar as temperaturas na cabine durante o voo. Devido à alta densidade de ocupante em uma cabine de aeronave, um ECS geralmente canaliza ar externo a partir dos motores na direção para a cabine de aeronave para pressurizar a cabine. Este fornecimento de ar é conhecido como ‘ar de sangria’. Alguns conhecidos sistemas condicionam o ar de sangria usando grupos de condicionamento de ar antes de o ar ser distribuído na direção para a cabine e a cabine de pilotagem durante o voo. O ar condicionado é geralmente distribuído através de um sistema de distribuição de ar formado de conjuntos que incluem componentes, tais como dutos, válvulas e ventoinhas.

[003] O teor de umidade do ar condicionado é pelo menos parcialmente dependente das condições ambientais envolvendo a aeronave. Quando ar condicionado é distribuído através do sistema de distribuição de ar, umidade pode estar presente devido a uma variedade de fatores ambientais. Por exemplo, em ambientes quentes e úmidos, umidade pode fluir para depois dos grupos de condicionamento de ar, através do sistema de distribuição de ar, e formar gotículas de água sobre superfícies internas dos dutos de distribuição de ar. Além disso, umidade pode ser causada por respiração e/ou perspiração dos passageiros, e se condensa para formar gotículas de água sobre as

estruturas descritas frias da aeronave. Durante o voo, um revestimento externo da aeronave pode atingir temperaturas abaixo de zero, que podem causar com as gotículas de água acumuladas se congelem sobre as estruturas descritas frias. Quando a aeronave entra em climas mais quentes, as gotículas de água congeladas se derretam e podem entrar na cabine e/ou gotejar sobre os passageiros através de frestas de revestimento interno definidas nos tetos e painéis da cabine de aeronave.

[004] US4819720 divulga um trocador de calor de pele onde sistemas aviônicos são resfriados, circulando-se o ar aquecido através de um sistema de circuito fechado a bordo que inclui um envelope de transferência de calor que é constituído de um revestimento e a fuselagem do veículo de voo. O revestimento mantém uma altura de passagem termodinamicamente ótima e constante entre o revestimento e a fuselagem, e é contornado a fim de manter aquela altura ótima entre o revestimento e membros de suporte estrutural interno que se apoiam na fuselagem e passam através do referido envelope de transferência de calor. O revestimento é composto de seções flexíveis de revestimento de intertravamento, cada uma das quais é produzida do mesmo molde, usando material resistente ao calor e à chama e, subsequentemente, aparada para se ajustar com precisão em sua área específica. Cada seção do revestimento possui uma crista convexa que se encaixa sobre um membro de suporte estrutural interno para incluir o membro dentro do envelope de transferência da calor. Cada crista convexa tem nervuras flexíveis transversais que aceitam e agarram de forma removível o membro de suporte, afixando com isso, de maneira removível, a seção do revestimento ao membro de suporte. Cada seção do revestimento também tem uma aba que se sobrepõe e pressiona de cima para baixo contra a seção adjacente subsequente para retê-la firmemente no lugar, embora efetue uma vedação ao mesmo tempo.

[005] CA2552157 revela um sistema de resfriamento para expelir calor de uma fonte de calor, localizada no interior de uma aeronave, para um redutor de calor, com um sistema de tubulação vedado contra a atmosfera circundante

que é termicamente acoplado a uma seção de admissão de calor com a fonte de calor e a uma seção de saída de calor com o redutor de calor, e que de preferência possui uma seção de transporte essencialmente adiabática, e que se propõe que o sistema de tubulação seja preenchido com um meio de transporte de calor, o qual, ao absorver calor da fonte de calor na seção de admissão de calor, sofre uma transição da fase líquida para a fase gasosa, e a seguir, flui para a seção de saída de calor e, aqui, ao descarregar calor para o redutor de calor, se condensa mais uma vez, e flui de volta para a seção de admissão de calor.

[006] US20100044512 recita um dispositivo de drenagem para deixar sair um fluido que está presente entre a pele exterior e o revestimento interior de uma aeronave, em que o dispositivo de drenagem compreende um vaso de coleta e uma linha de saída. Tal vaso de coleta é projetado para coletar o fluido que está presente entre a pele exterior e o revestimento interior; e, tal linha de saída é conectada ao vaso de coleta e é projetada para liberar o fluido coletado.

BREVE DESCRIÇÃO

[007] Em um aspecto da descrição, um sistema de desumidificação para uso em um veículo é provido. O sistema inclui um elemento termicamente condutor, acoplado a um revestimento externo do veículo, e um duto circunscrevendo pelo menos parcialmente o elemento termicamente condutor de forma que uma passagem de fluxo de ar é definida entre o duto e o elemento termicamente condutor. O elemento termicamente condutor é configurado para transmitir uma temperatura do revestimento externo para ar carregado de umidade, canalizado através da passagem de fluxo de ar.

[008] Em outro aspecto da descrição, um conjunto de aeronave é provido. O conjunto de aeronave inclui uma fuselagem incluindo um revestimento externo, e um sistema de desumidificação. O sistema de desumidificação inclui um elemento termicamente condutor, acoplado a um revestimento externo do veículo, e um duto circunscrevendo pelo menos parcialmente o elemento termicamente condutor de forma que uma passagem

de fluxo de ar é definida entre o duto e o elemento termicamente condutor. O elemento termicamente condutor é configurado para transmitir uma temperatura do revestimento externo para ar carregado de umidade, canalizado através da passagem de fluxo de ar.

[009] Em ainda outro aspecto da descrição, um método de montagem de um sistema de desumidificação para uso em um conjunto de aeronave é provido. O método inclui acoplar um elemento termicamente condutor a um revestimento externo do conjunto de aeronave, e circunscrevendo pelo menos parcialmente o elemento termicamente condutor com um duto de forma que uma passagem de fluxo de ar é definida entre o duto e o elemento termicamente condutor. O elemento termicamente condutor é configurado para transmitir uma temperatura do revestimento externo para ar carregado de umidade, canalizado através da passagem de fluxo de ar.

BREVE DESCRIÇÃO DOS DESENHOS

[0010] A Figura 1 é um fluxograma de uma metodologia de produção e execução de serviço de aeronave de exemplo.

[0011] A Figura 2 é um diagrama de blocos de uma aeronave de exemplo.

[0012] A Figura 3 é uma ilustração de seção transversal de uma fuselagem de aeronave de exemplo.

[0013] A Figura 4 é uma ilustração ampliada de seção da fuselagem de aeronave mostrada na Figura 3, tomada ao longo da área 4.

[0014] A Figura 5 é uma vista seccional em perspectiva da fuselagem de aeronave mostrada na Figura 3.

DESCRIÇÃO DETALHADA

[0015] As implementações descritas aqui se referem a um sistema de desumidificação para uso em um veículo operando em condições ambientais variáveis. Na implementação de exemplo, o sistema de desumidificação inclui um elemento termicamente condutor, acoplado a um revestimento externo do

veículo, e um duto circunscrevendo pelo menos parcialmente o elemento termicamente condutor. Quando o veículo opera em ambientes comparativamente frios, uma temperatura do elemento termicamente condutor diminui para facilitar a condensação e coleta de umidade a partir de ar carregado de umidade no veículo sobre uma superfície do mesmo. Em algumas implementações, o revestimento externo atinge temperaturas abaixo do ponto de congelamento de água, causando com que a umidade se condense e se congele sobre a superfície do elemento termicamente condutor. Quando o veículo opera em ambientes comparativamente quentes, a temperatura do elemento termicamente condutor aumenta para facilitar derretimento da umidade do mesmo. O duto então coleta e facilita a canalização da umidade derretida para longe dos componentes sensíveis à umidade no veículo e reduzindo o risco de umidade entrar na cabine e cair sobre os passageiros assentados na mesma.

[0016] Com referência aos desenhos, implementações da descrição podem ser descritas no contexto de um método de fabricação e serviço de aeronave 100 (mostrado na Figura 1) e através de uma aeronave 102 (mostrada na Figura 2). Durante a pré-produção, incluindo especificação e projeto 104, dados da aeronave 102 podem ser usados durante o processo de fabricação e outros materiais associados com a fuselagem podem ser adquiridos 106. Durante a produção, fabricação de componentes e subconjuntos 108 e integração de sistemas 110 da aeronave 102 ocorre, antes de a aeronave 102 entrar em seu processo de certificação e fornecimento 112. Na satisfação e conclusão com êxito de certificação da fuselagem, a aeronave 102 pode ser colocada em serviço 114. Enquanto no serviço por um cliente, a aeronave 102 é programada manutenção e serviço periódicos, de rotina, e programados, 116, incluindo qualquer modificação, reconfiguração, e/ou remodelação, por exemplo. Em implementações alternativas, o método de fabricação e serviço 100 pode ser implementado através de veículos diferentes

de uma aeronave.

[0017] Cada porção e processo associados com fabricação e/ou serviço de aeronave 100 pode ser realizado ou completado por um integrador de sistema, um terceirizado, e/ou um operador (por exemplo, um cliente). Para as finalidades desta descrição, um integrador de sistema pode incluir, sem limitação, qualquer número de fabricantes de aeronave e contratados de sistema principal; um terceirizado pode incluir, sem limitação, qualquer número de vendedores, subcontratados e fornecedores; e um operador pode ser uma companhia aérea, uma companhia de "leasing", organização militar, organização de serviço, e outros.

[0018] Como mostrado na Figura 2, a aeronave 102 produzida através do método 100 pode incluir uma fuselagem 118 tendo uma pluralidade de sistemas 120 e um interior 122. Exemplos de sistemas de alto nível 120 incluem um ou mais de um sistema de propulsão 124, um sistema elétrico 126, um sistema hidráulico 128, e/ou um sistema ambiental 130. Qualquer número de outros sistemas pode ser incluído.

[0019] Aparelhos e métodos incorporados aqui podem ser empregados durante qualquer um ou mais dos estágios do método 100. Por exemplo, componentes ou subconjuntos correspondentes ao processo de produção de componentes 108 podem ser fabricados ou manufaturados de uma maneira similar aos componentes ou subconjuntos produzidos enquanto a aeronave 102 está em serviço. Também, uma ou mais implementações de aparelho, implementações de método, ou uma combinação das mesmas podem ser utilizadas durante os estágios de produção 108 e 110, por exemplo, por substancialmente acelerar a montagem de, e/ou reduzir o custo de montagem da aeronave 102. Similarmente, uma ou mais das implementações de aparelho, implementações de método, ou uma combinação das mesmas podem ser utilizadas enquanto aeronave 102 está sendo submetida ao serviço ou manutenção, por exemplo, durante manutenção e serviço programados

116.

[0020] Quando usado aqui, o termo “aeronave” pode incluir, mas não é limitada a somente incluir, aviões, veículos aéreos não tripulados (UAVs), planadores, helicópteros, e/ou qualquer outro objeto que se desloca através do espaço aéreo. Ainda, em uma implementação alternativa, o método de fabricação e serviço de aeronave, descrito aqui, pode ser usado em qualquer operação de fabricação e/ou serviço.

[0021] A Figura 3 é uma ilustração de seção transversal de uma fuselagem de aeronave de exemplo 200, que pode ser usada na aeronave 102 (mostrada na Figura 2). Na implementação de exemplo, a fuselagem de aeronave 200 inclui um lobo superior 202 posicionado acima de uma longarina de pavimento 204, e um lobo inferior 206 posicionado abaixo da longarina de pavimento 204. O lobo superior 202 inclui uma cabine de passageiros 208 e uma coroa 210, e lobo inferior 206 inclui um compartimento de carga 212 e um porão 214. A fuselagem de aeronave 200 também inclui uma parede lateral de cabine de passageiros 216, um revestimento externo 218 que define um limite externo (não mostrado) da fuselagem de aeronave 200, e um volume de parede lateral 220 definido entre eles. Na implementação de exemplo, o revestimento externo 218 é descrito a condições ambientais variáveis durante operação da aeronave 102.

[0022] A Figura 4 é uma ilustração ampliada de seção transversal da fuselagem da aeronave 200, tomada ao longo da área 4, e a Figura 5 é uma vista seccional em perspectiva da fuselagem de aeronave 200. Na implementação de exemplo, a fuselagem de aeronave 200 inclui um sistema de desumidificação 222 posicionado na mesma. Mais especificamente, o sistema de desumidificação 222 inclui um conjunto de duto 224 posicionado na coroa 210 da fuselagem de aeronave 200, e sistema de vácuo 226 e um sistema de sucção 228 acoplado em comunicação de fluxo com o conjunto de duto 224.

[0023] Na implementação de exemplo, o conjunto de duto 224 inclui um elemento termicamente condutor 230, acoplado ao revestimento externo 218 e estendendo-se pelo menos parcialmente ao longo de um comprimento L da fuselagem de aeronave 200. Mais especificamente, o elemento termicamente condutor 230 inclui uma primeira porção 232 acoplada a uma superfície interna 234 do revestimento externo 218, e uma segunda porção 236 estendendo-se pelo menos parcialmente para dentro da coroa 210. A segunda porção 236 tem qualquer formato de seção transversal que permite ao sistema de desumidificação 222 funcionar como descrito aqui. Por exemplo, a segunda porção 236 tem um formato de seção transversal que facilita o aumento de uma área de superfície de uma superfície externa 237 do elemento termicamente condutor 230. O aumento da área de superfície da superfície externa 237 tem o potencial para aumentar uma quantidade de umidade condensada que pode ser coletada sobre a mesma. Na implementação de exemplo, a segunda porção 236 tem um formato substancialmente cilíndrico de seção transversal.

[0024] O elemento termicamente condutor 230 pode ser fabricado de qualquer material que permite ao sistema de desumidificação 222 funcionar como descrito aqui. Na implementação de exemplo, o material é leve para facilitar a redução de um impacto do elemento termicamente condutor 230 sobre a eficiência de combustível da aeronave 102, e tem uma condutividade térmica que permite que uma temperatura do elemento termicamente condutor 230 substancialmente se alinhe com uma temperatura do revestimento externo 218. Como tal, a temperatura do elemento termicamente condutor 230 irá aumentar ou diminuir quando a aeronave 102 opera em ambientes comparativamente quentes ou frios. Um material de exemplo usado para fabricar o elemento termicamente condutor 230 inclui, mas não é limitado a, alumínio.

[0025] O sistema de desumidificação 222 também inclui um duto 238

acoplado ao revestimento externo 218 e estendendo-se pelo menos parcialmente ao longo do comprimento L da fuselagem de aeronave 200. Alternativamente, o duto 238 pode ser acoplado diretamente à primeira porção 232 do elemento termicamente condutor 230. O duto 238 pelo menos parcialmente circunscreve o elemento termicamente condutor 230 de forma que uma passagem de fluxo de ar 240 é definida entre eles. O duto 238 também inclui uma abertura de entrada de ar 242 que acopla a passagem de fluxo de ar 240 em comunicação de fluxo com a coroa 210. A abertura de entrada de ar 242 pode ter qualquer formato que permite ao sistema de desumidificação 222 funcionar como descrito aqui. Na implementação de exemplo, a abertura de entrada de ar 242 é uma fenda substancialmente contínua (não mostrada) que se estende ao longo do comprimento L da fuselagem de aeronave 200. O duto 238 é orientado de forma que a abertura de entrada de ar 242 é acoplada em comunicação de fluxo com a coroa 210.

[0026] O duto 238 pode ser fabricado de qualquer material que permite ao sistema de desumidificação 222 funcionar como descrito aqui. Na implementação de exemplo, o material usado para fabricar o duto 238 tem uma menor condutividade térmica que o material usado para fabricar o elemento termicamente condutor 230. Como tal, mais umidade condensada se acumulará sobre o elemento termicamente condutor 230 que sobre o duto 238.

[0027] Como descrito acima, o sistema de vácuo 226 é acoplado em comunicação de fluxo com o conjunto de duto 224. Mais especificamente, o sistema de vácuo 226 facilita a criação de uma pressão negativa no duto 238 para puxar ar carregado de umidade 244 a partir da coroa 210, através de abertura de entrada de ar 242, e para dentro da passagem de fluxo de ar 240. O sistema de vácuo 226 pode ser qualquer sistema capaz de mover fluido, tal como ar, entre tais locais. Um sistema de vácuo 226, de exemplo, inclui, mas não é limitado a, um conjunto de ventoinha.

[0028] Como descrito acima, o sistema de sucção 228 é acoplado em

comunicação de fluxo com o conjunto de duto 224. Mais especificamente, o sistema de sucção 228 facilita a criação de uma pressão negativa no duto 238 para drenar fluido a partir do mesmo. O sistema de sucção inclui um coletor 246 acoplado em comunicação de fluxo com o duto 238, e um sistema de ventilação 248 acoplado em comunicação de fluxo com o coletor 246. O coletor 246 inclui uma entrada 250, uma primeira saída 252, e uma segunda saída 254 definidas no mesmo. A entrada 250 é acoplada em comunicação de fluxo com uma pluralidade de saídas de drenagem 256 definidas no duto 238 através de uma pluralidade de primeiras linhas de drenagem 258. Além disso, a primeira saída 252 é acoplada em comunicação de fluxo com o porão 214 através de uma segunda linha de drenagem 260, e a segunda saída 254 é acoplada em comunicação de fluxo com o sistema de ventilação 248 através de uma linha de sucção 262. O porão 214 recebe fluido e/ou resíduo no mesmo e é periodicamente esvaziado em predeterminados intervalos. Além disso, embora o sistema de desumidificação 222 seja mostrado como incluindo um único coletor 246, o sistema de desumidificação 222 pode implementar qualquer número de coletores para facilitar o recebimento de fluido a partir do duto 238.

[0029] Na implementação de exemplo, o sistema de ventilação 248 facilita a criação de uma pressão no coletor 246 que é inferior à pressão no duto 238 para puxar fluido a partir do duto 238 na direção para o coletor 246 e/ou o porão 214. Um sistema de ventilação 248, de exemplo, inclui, mas não é limitado a, um sistema de ventilação de lavatório e cozinha (LGVS) para mover ar residual a partir de lavatórios, bacias sanitárias, cozinhas, compartimentos, e/ou monumentos de refrigerador na aeronave 102. O sistema de ventilação 248 facilita a manutenção de uma pressão negativa relativamente constante dentro da linha de sucção 262 para permitir que ar residual seja movido através do mesmo, independentemente de orientação. Alternativamente, a pressão negativa dentro de coletor 246 pode ser criada

usando um conjunto de ventoinha existente (não mostrado) dentro da aeronave 102. Além disso, alternativamente, a linha de sucção 262 pode ser diretamente acoplada a primeiras linhas de drenagem 258 para facilitar puxar fluido no duto 238 na direção para o coletor 246 e/ou o porão 214.

[0030] Em algumas implementações, a pressão negativa criada pelo sistema de sucção 228 está na faixa entre cerca de 5 polegadas de coluna de água (de H₂O) e cerca de 8 de H₂O. Alternativamente, a pressão negativa dentro de o sistema de sucção 228 pode ser qualquer pressão que facilita o movimento de ar residual, como descrito aqui. Como tal, o sistema de sucção 228 substancialmente elimina a necessidade de orientação das primeiras linhas de drenagem 258 em uma orientação de alimentação por gravidade para permitir que líquido e/ou umidade escoe na direção para o coletor 246.

[0031] Na operação, ar carregado de umidade 244 é puxado para dentro da coroa 210 (mostrada na Figura 3) da fuselagem de aeronave 200 para permitir que o sistema de desumidificação 222 remova umidade a partir do ar carregado de umidade 244. Mais especificamente, ventoinhas de recirculação superiores (não mostradas) puxam o ar carregado de umidade 244 a partir da cabine de passageiros 208 (mostrada na Figura 3) na direção para a coroa 210. O conjunto de duto 224 do sistema de desumidificação 222 é posicionado na coroa 210 da fuselagem de aeronave 200, de forma que a passagem de fluxo de ar 240 do duto 238 é acoplada em comunicação de fluxo com a coroa 210.

[0032] O sistema de desumidificação 222 é seletivamente operável entre um primeiro modo operacional e um segundo modo operacional. Por exemplo, o sistema de vácuo 226 opera para criar uma pressão negativa no duto 238 no primeiro modo operacional, e o sistema de sucção 228 opera para criar uma pressão negativa no duto 238 no segundo modo operacional. Como tal, o sistema de vácuo 226 e o sistema de sucção 228 operam independentemente um do outro com base nas condições ambientais

envolvendo a aeronave 102. Na implementação de exemplo, o sistema de desumidificação 222 opera no primeiro modo operacional quando a aeronave 102 está operando em condições ambientais comparativamente frias. Por exemplo, o sistema de desumidificação 222 opera no primeiro modo operacional quando a aeronave 102 está no voo, e quando uma temperatura do revestimento externo 218 pode atingir temperaturas abaixo de zero. Quando as ventoinhas de recirculação superiores puxam o ar carregado de umidade 244 para dentro da coroa 210, o sistema de vácuo 226 opera para puxar ar carregado de umidade 244 através da abertura de entrada de ar 242 e para dentro da passagem de fluxo de ar 240.

[0033] O elemento termicamente condutor 230 é fabricado de material que é geralmente responsivo às variações na temperatura do revestimento externo 218, de forma que o elemento termicamente condutor 230 transmite a temperatura do revestimento externo 218 para o ar carregado de umidade 244 canalizado através da passagem de fluxo de ar 240. Mais especificamente, o elemento termicamente condutor 230 facilita a condensação da umidade a partir de ar carregado de umidade 244 quando a temperatura do revestimento externo 218 diminui em resposta à aeronave 102 operando em ambientes comparativamente frios. Quando as temperaturas do revestimento externo 218 e do elemento termicamente condutor 230 diminuem abaixo do ponto de congelamento da umidade condensada, pelo menos uma porção da umidade se acumula e se congela sobre a superfície externa 237 do elemento termicamente condutor 230. Como tal, ar substancialmente isento de umidade pode então ser recirculado para uso na cabine de passageiros 208, por exemplo.

[0034] Na implementação de exemplo, o sistema de desumidificação 222 opera no segundo modo operacional quando a aeronave 102 opera em ambientes comparativamente quentes. Por exemplo, o sistema de desumidificação 222 opera no segundo modo operacional quando a aeronave

102 não está em serviço, e quando a temperatura do revestimento externo 218 aumenta acima do ponto de congelamento da umidade. Mais especificamente, o elemento termicamente condutor 230 facilita o derretimento de umidade congelada a partir da superfície externa 237 quando a temperatura do revestimento externo 218 aumenta em resposta à aeronave 102 operando no ambiente comparativamente quente. Como tal, fluido removido a partir da superfície externa 237 é coletado no duto 238 e drenado do mesmo usando o sistema de succão 228. Alternativamente, o fluido é removido do duto 238 através de drenagem por gravidade.

[0035] Um método de montagem de sistema de desumidificação 222 para uso no conjunto de aeronave 102 é também incluído aqui. O método inclui acoplar o elemento termicamente condutor 230 ao revestimento externo 218 do conjunto de aeronave 102, e circunscrevendo pelo menos parcialmente o elemento termicamente condutor 230 com o duto 238, de forma que uma passagem de fluxo de ar 240 é definida entre o duto 238 e o elemento termicamente condutor 230. O elemento termicamente condutor 230 é configurado para transmitir uma temperatura do revestimento externo 218 para o ar carregado de umidade 244 canalizado através de passagem de fluxo de ar 240. Mais especificamente, o acoplamento do elemento termicamente condutor 230 inclui acoplar a primeira porção 232 do elemento termicamente condutor 230 à superfície interna 234 do revestimento externo 218, e estender segunda porção 236 do elemento termicamente condutor 230 pelo menos parcialmente para dentro da coroa 210 do conjunto de aeronave 102.

[0036] O método também inclui estender pelo menos um do elemento termicamente condutor 230 e do duto 238 ao longo do comprimento L da fuselagem 200 do conjunto de aeronave 102, e orientar o duto 238 de forma que pelo menos uma abertura de entrada de ar 242 definida no mesmo seja acoplada em comunicação de fluxo com a coroa 210 do conjunto de aeronave 102. Além disso, o método inclui acoplar sistema de vácuo 226 em

comunicação de fluxo com o duto 238, em que o sistema de vácuo 226 é configurado para criar uma pressão negativa no duto 238 para puxar ar carregado de umidade 244 através da pelo menos uma abertura de entrada de ar 242, e acoplar o sistema de sucção 228 em comunicação de fluxo com o duto 238, em que o sistema de sucção 228 é configurado para criar uma pressão negativa no duto 238 para drenar fluido a partir do duto 238.

[0037] As implementações descritas aqui se referem a sistemas de desumidificação para uso em um veículo, tal como uma aeronave. O sistema de desumidificação inclui um elemento termicamente condutor, acoplado a um revestimento externo da aeronave, e um duto circunscrevendo pelo menos parcialmente o elemento termicamente condutor. Quando a aeronave opera em ambientes comparativamente frios e quentes, o elemento termicamente condutor transmite a temperatura do revestimento externo para o ar carregado de umidade contatando o elemento termicamente condutor. Quando a aeronave está operando em um ambiente comparativamente frio, o elemento termicamente condutor facilita a condensação da umidade a partir do ar carregado de umidade. Como tal, o sistema descrito aqui facilita a desumidificação do ar circulando através da aeronave, de uma maneira simples e eficaz em termos de custo.

[0038] Ainda, a descrição compreende modalidades de acordo com as seguintes cláusulas:

Cláusula 1. Um sistema de desumidificação para uso em um veículo, o dito sistema compreendendo: um elemento termicamente condutor, acoplado a um revestimento externo do veículo; e um duto circunscrevendo pelo menos parcialmente o dito elemento termicamente condutor de forma que uma passagem de fluxo de ar é definida entre o dito duto e o dito elemento termicamente condutor, o dito elemento termicamente condutor configurado para transmitir uma temperatura do revestimento externo para ar carregado de umidade, canalizado através da dita passagem de fluxo de ar.

Cláusula 2. O sistema de acordo com a cláusula 1, em que o dito elemento termicamente condutor é configurado para condensar umidade a partir do ar carregado de umidade.

Cláusula 3. O sistema de acordo com a cláusula 2, em que o dito elemento termicamente condutor comprehende uma superfície externa configurada para coletar pelo menos uma porção de umidade condensada a partir do ar carregado de umidade.

Cláusula 4. O sistema de acordo com a cláusula 2, em que o dito elemento termicamente condutor diminui para uma primeira temperatura que facilita o congelamento da umidade condensada quando a temperatura do revestimento externo diminui, e o dito elemento termicamente condutor aumenta para uma segunda temperatura que facilita o derretimento da umidade condensada quando a temperatura do revestimento externo aumenta.

Cláusula 5. O sistema de acordo com a cláusula 1 comprehende ainda um sistema de vácuo acoplado em comunicação de fluxo com o dito duto e configurado para criar uma pressão negativa no dito duto para puxar o ar carregado de umidade através de pelo menos uma abertura de entrada de ar definida no dito duto.

Cláusula 6. O sistema de acordo com a cláusula 1 comprehende ainda um sistema de sucção acoplado em comunicação de fluxo com o dito duto e configurado para drenar fluido a partir do dito duto.

Cláusula 7. O sistema de acordo com a cláusula 6, em que o dito sistema de sucção comprehende: um coletor acoplado em comunicação de fluxo com o dito duto; e um sistema de ventilação acoplado em comunicação de fluxo com o dito coletor, em que o dito sistema de sucção é configurado para criar uma pressão no dito coletor que é inferior a uma pressão no dito duto.

Cláusula 8. O sistema de acordo com a cláusula 7, em que o dito coletor comprehende ainda uma saída acoplada em comunicação de fluxo

com um porão.

Cláusula 9. Um conjunto de aeronave compreendendo: uma fuselagem compreendendo um revestimento externo; e um sistema de desumidificação compreendendo: um elemento termicamente condutor, acoplado ao dito revestimento externo da dita fuselagem; e um duto circunscrevendo pelo menos parcialmente o dito elemento termicamente condutor de forma que uma passagem de fluxo de ar é definida entre o dito duto e o dito elemento termicamente condutor, em que o dito elemento termicamente condutor é configurado para transmitir uma temperatura do revestimento externo para ar carregado de umidade, canalizado através da dita passagem de fluxo de ar.

Cláusula 10. O conjunto de acordo com a cláusula 9, em que a dita fuselagem compreende ainda uma coroa configurada para receber ar carregado de umidade na mesma, o dito duto orientado de forma que pelo menos uma abertura de entrada de ar definida no mesmo é acoplada em comunicação de fluxo com a dita coroa.

Cláusula 11. O conjunto de acordo com a cláusula 9, em que o dito elemento termicamente condutor é configurado para condensar umidade a partir do ar carregado de umidade.

Cláusula 12. O conjunto de acordo com a cláusula 11, em que o dito elemento termicamente condutor compreende uma superfície externa configurada para coletar pelo menos uma porção de umidade condensada a partir do ar carregado de umidade.

Cláusula 13. O conjunto de acordo com a cláusula 11, em que o dito elemento termicamente condutor diminui para uma primeira temperatura que facilita o congelamento da umidade condensada quando a temperatura do revestimento externo diminui, e o dito elemento termicamente condutor aumenta para uma segunda temperatura que facilita o derretimento da umidade condensada quando a temperatura do revestimento externo

aumenta.

Cláusula 14. O conjunto de acordo com a cláusula 9 compreende ainda um sistema de vácuo acoplado em comunicação de fluxo com o dito duto e configurado para criar uma pressão negativa no dito duto para puxar o ar carregado de umidade através de pelo menos uma abertura de entrada de ar definida no dito duto.

Cláusula 15. Um método de montagem de um sistema de desumidificação para uso em um conjunto de aeronave, o dito método compreendendo: acoplar um elemento termicamente condutor a um revestimento externo do conjunto de aeronave; e circunscrevendo pelo menos parcialmente o elemento termicamente condutor com um duto de forma que uma passagem de fluxo de ar é definida entre o duto e o elemento termicamente condutor, em que o elemento termicamente condutor é configurado para transmitir uma temperatura do revestimento externo para ar carregado de umidade, canalizado através da passagem de fluxo de ar.

Cláusula 16. O método de acordo com a cláusula 15 compreende ainda estender pelo menos um do elemento termicamente condutor e o duto ao longo de um comprimento de uma fuselagem do conjunto de aeronave.

Cláusula 17. O método de acordo com a cláusula 15, em que o acoplamento de um elemento termicamente condutor compreende: acoplar uma primeira porção do elemento termicamente condutor a uma superfície interna do revestimento externo; e estender uma segunda porção do elemento termicamente condutor pelo menos parcialmente para dentro de uma coroa do conjunto de aeronave.

Cláusula 18. O método de acordo com a cláusula 15 compreende ainda orientar o duto de forma que pelo menos uma abertura de entrada de ar definida no mesmo é acoplada em comunicação de fluxo com uma coroa do conjunto de aeronave.

Cláusula 19. O método de acordo com a cláusula 18 compreende ainda acoplar um sistema de vácuo em comunicação de fluxo com o duto, em que o sistema de vácuo é configurado para criar uma pressão negativa no duto para puxar o ar carregado de umidade através da pelo menos uma abertura de entrada de ar.

Cláusula 20. O método de acordo com a cláusula 15 compreende ainda acoplar um sistema de sucção em comunicação de fluxo com o duto, em que o sistema de sucção é configurado para criar uma pressão negativa no duto para drenar fluido a partir do duto.

[0039] Esta descrição por escrito usa exemplos para expor várias implementações, incluindo o melhor modo, e também para permitir que qualquer pessoa especializada na arte pratique as várias implementações, incluindo produzir e usar quaisquer dispositivos ou sistemas que executam quaisquer métodos incorporados. O escopo patenteável da descrição é definido pelas reivindicações, e pode incluir outros exemplos que ocorrem para aqueles especializados na arte. Tais outros exemplos são pretendidos que estejam dentro do escopo das reivindicações, se eles tiverem elementos estruturais que não diferem da linguagem literal das reivindicações, ou se eles incluírem elementos estruturais equivalentes com diferenças não substanciais a partir da linguagem literal das reivindicações.

REIVINDICAÇÕES

1. Sistema de desumidificação (222) para uso em um conjunto de aeronave (102) para reduzir o teor de umidade do ar carregado de umidade no conjunto de aeronave, o referido sistema compreendendo:

um elemento termicamente condutor (230) configurado para ser acoplado a um revestimento externo (218) do conjunto de aeronave;

um duto (238) circunscrevendo pelo menos parcialmente o dito elemento termicamente condutor (230) para definir uma passagem de fluxo de ar (240) entre o duto e o elemento termicamente condutor, tal duto tendo pelo menos uma abertura de entrada de ar para admitir o ar carregado de umidade a partir do interior do conjunto de aeronave (102) naquela passagem de fluxo de ar para contatar o elemento termicamente condutor e o elemento termicamente condutor tendo uma condutividade térmica que permite que aquele elemento termicamente condutor tenha uma temperatura substancialmente alinhada com uma temperatura do revestimento externo (218) para troca de energia térmica com o ar carregado de umidade (244), caracterizado pelo fato de compreender adicionalmente:

um sistema de sucção (228) acoplado em comunicação de fluxo com o duto (238) e configurado para drenar fluido a partir daquele duto; e

um sistema de vácuo (226) acoplado em comunicação de fluxo com o duto (238) e configurado para criar uma pressão negativa no duto para puxar o ar carregado de umidade (244) através de pelo menos uma abertura de entrada de ar (242) e para a passagem de fluxo de ar.

2. Sistema (222), de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o elemento termicamente condutor (230) troca calor com o ar na passagem de fluxo de ar (240) para fazer com que umidade no ar carregado de umidade (244) se condense, ou se congele, sobre o elemento termicamente condutor quando a temperatura do revestimento externo (218) é menor do que a temperatura do ar carregado de umidade (244).

3. Sistema (222), de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 ou 2, caracterizado pelo fato de que o elemento termicamente condutor (230) troca calor com o revestimento externo (218) do conjunto de aeronave (102) para derreter gelo sobre o elemento termicamente condutor quando a temperatura do revestimento externo (218) está acima do ponto de congelamento da água.

4. Sistema (222), de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 3, caracterizado pelo fato de que o elemento termicamente condutor (230) alcança uma primeira temperatura que facilita um congelamento da umidade condensada quando a temperatura do revestimento externo (218) diminui, e o elemento termicamente condutor alcança uma segunda temperatura que facilita um derretimento da umidade condensada quando a temperatura do revestimento externo aumenta.

5. Sistema (222), de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de que o sistema de sucção (228) compreende:

um coletor (246) acoplado em comunicação de fluxo com o dito duto (238); e

um sistema de ventilação (248) acoplado em comunicação de fluxo com o coletor (246), em que o sistema de sucção (228) é configurado para criar uma pressão naquele coletor que é menor do que uma pressão em tal duto.

6. Sistema (222), de acordo com a reivindicação 5, caracterizado pelo fato de que o coletor (246) compreende adicionalmente uma saída (252) acoplada em comunicação de fluxo com um porão (214) daquele conjunto de aeronave (102).

7. Sistema (222), de acordo com qualquer uma das reivindicações 1 a 6, caracterizado pelo fato de que o conjunto de aeronave (102) compreende uma fuselagem (200) que possui uma coroa (210) configurada para receber o ar carregado de umidade (244) na mesma, e em que o duto (238) é orientado de tal sorte que pelo menos uma abertura de entrada de ar (242) fique em comunicação de fluxo com tal coroa para receber o ar carregado de umidade a partir da coroa.

8. Método para montagem de um sistema de desumidificação (222) para uso em um conjunto de aeronave (102), tal método compreendendo:

acoplamento de um elemento termicamente condutor (230) a um revestimento externo (218) do conjunto de aeronave (102);

circunscrição, pelo menos parcialmente, do referido elemento termicamente condutor com um duto (238) de tal forma que uma passagem de fluxo de ar (240) seja definida entre aquele duto e o dito elemento termicamente condutor, em que a passagem de fluxo de ar tem pelo menos uma abertura de entrada de ar para admitir o ar carregado de umidade na passagem de fluxo de ar e em que o elemento termicamente condutor tem uma condutividade térmica que permite que aquele elemento termicamente condutor tenha uma temperatura substancialmente alinhada com uma temperatura do revestimento externo para trocar energia térmica com o ar carregado de umidade (244), caracterizado por compreender adicionalmente:

acoplamento de um sistema de sucção (228) em comunicação de fluxo com o duto (238), em que tal sistema de sucção (228) é configurado para criar uma pressão negativa no duto para drenar fluido a partir do duto; e

acoplamento de um sistema de vácuo (226) em comunicação de fluxo com o duto (238), em que tal sistema de vácuo (226) é configurado para criar uma pressão negativa no duto para puxar o ar carregado de umidade (244) através de tal pelo menos uma abertura de entrada de ar (242) e para a passagem de fluxo de ar.

9. Método, de acordo com a reivindicação 8, caracterizado por compreender adicionalmente extensão de pelo menos um dentre o elemento termicamente condutor (230) e o duto (238) ao longo de um comprimento (L) de uma fuselagem (200) do conjunto de aeronave (102).

10. Método, de acordo com qualquer uma das reivindicações 8 ou 9, caracterizado pelo fato de que acoplamento de um elemento termicamente condutor (230) compreende:

acoplamento de uma primeira porção (232) do referido elemento termicamente condutor a uma superfície interna (234) do revestimento externo (218); e

extensão de uma segunda porção (236) do mencionado elemento termicamente condutor pelo menos parcialmente para uma coroa (210) daquele conjunto de aeronave (102).

11. Método, de acordo com qualquer uma das reivindicações 8 a 10, caracterizado por compreender adicionalmente orientação do duto (238), de tal forma que pelo menos uma abertura de entrada de ar (242) definida no mesmo seja acoplada em comunicação de fluxo com uma coroa (210) daquele conjunto de aeronave (102).

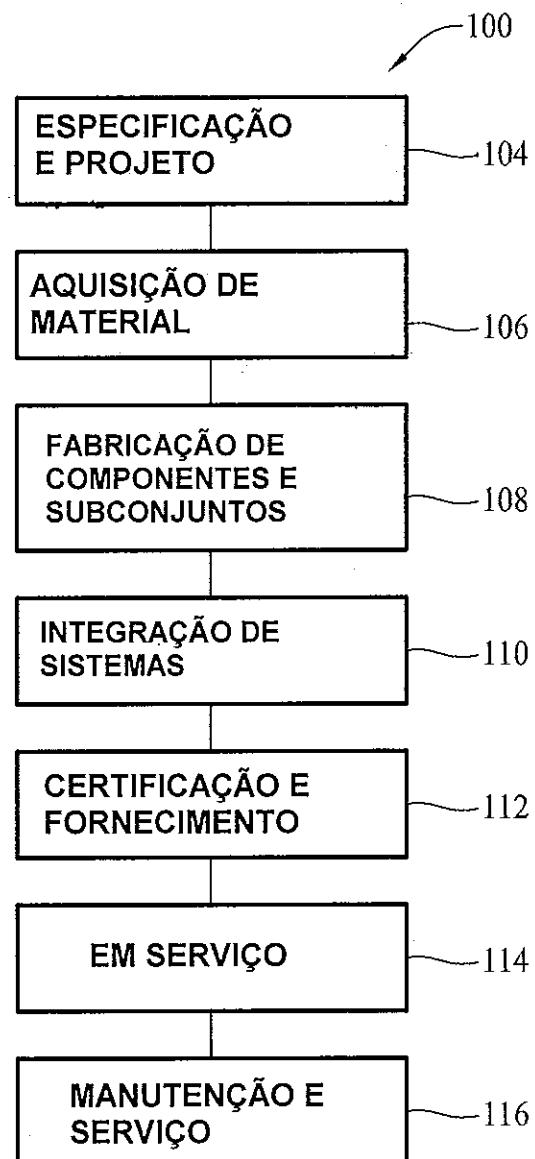


FIG. 1

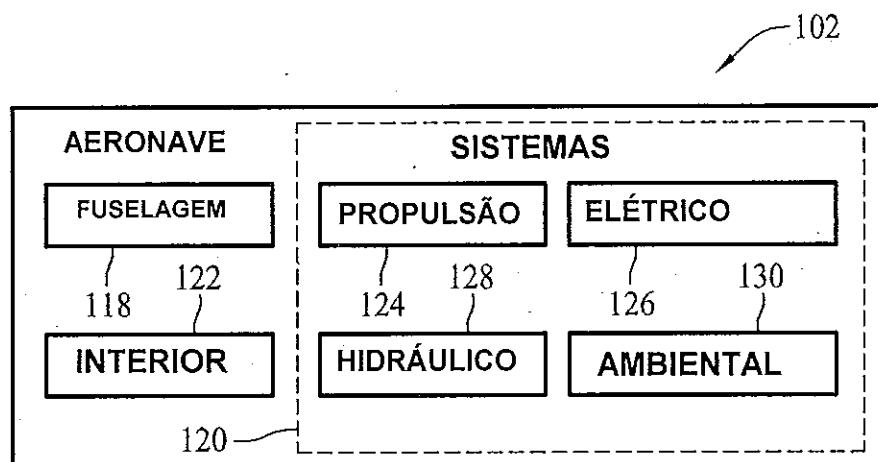


FIG. 2

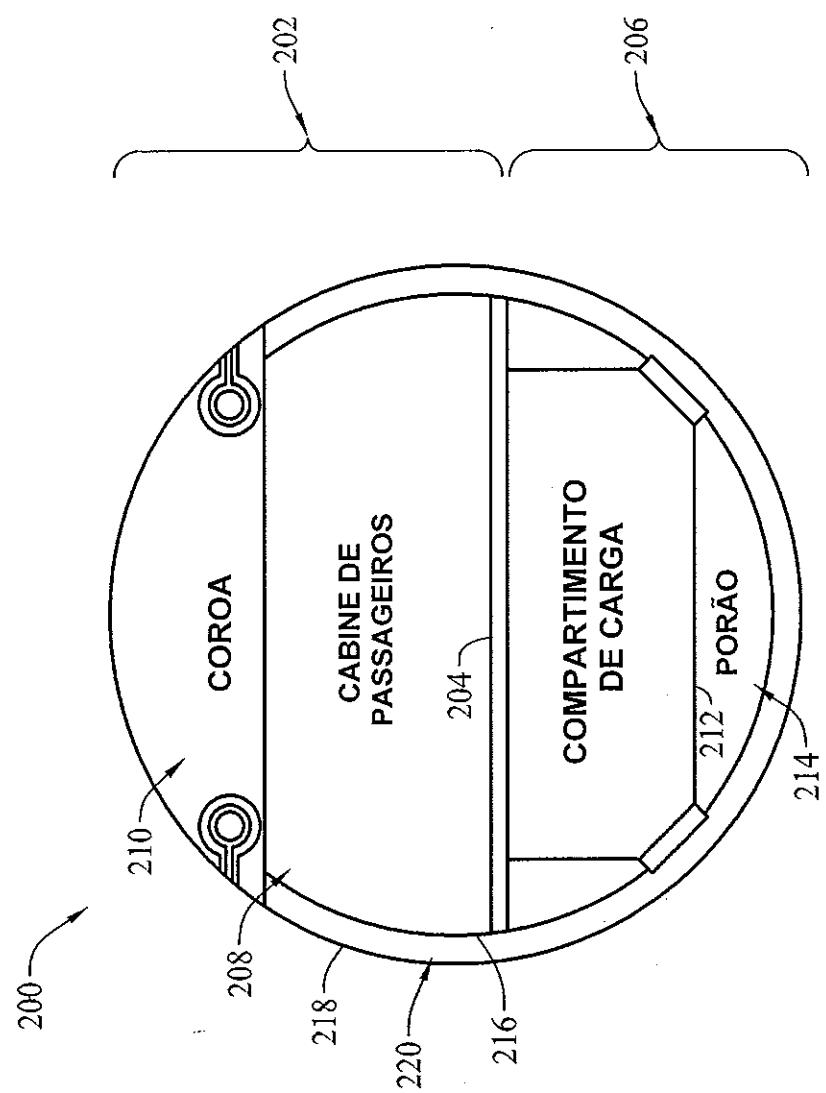


FIG. 3

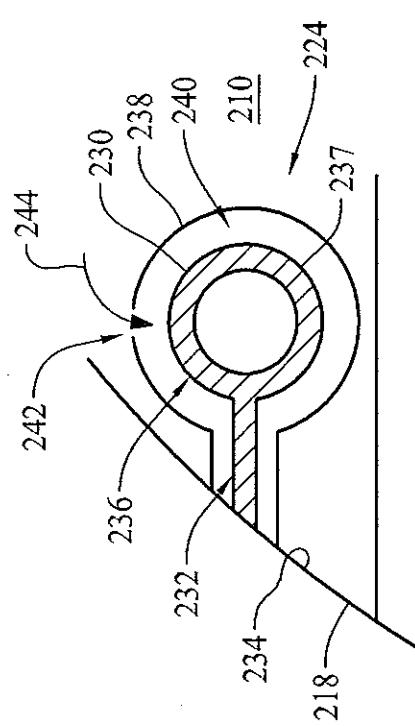


FIG. 4

