

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6305904号
(P6305904)

(45) 発行日 平成30年4月4日(2018.4.4)

(24) 登録日 平成30年3月16日(2018.3.16)

(51) Int.Cl.

B64D 13/02 (2006.01)
F24F 3/14 (2006.01)

F 1

B 64 D 13/02
F 24 F 3/14

請求項の数 10 外国語出願 (全 13 頁)

(21) 出願番号 特願2014-229550 (P2014-229550)
 (22) 出願日 平成26年11月12日 (2014.11.12)
 (65) 公開番号 特開2015-137096 (P2015-137096A)
 (43) 公開日 平成27年7月30日 (2015.7.30)
 審査請求日 平成29年11月10日 (2017.11.10)
 (31) 優先権主張番号 14/162,998
 (32) 優先日 平成26年1月24日 (2014.1.24)
 (33) 優先権主張国 米国(US)

早期審査対象出願

(73) 特許権者 500520743
 ザ・ボーイング・カンパニー
 The Boeing Company
 アメリカ合衆国、60606-2016
 イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100
 (74) 代理人 100108453
 弁理士 村山 靖彦
 (74) 代理人 100133400
 弁理士 阿部 達彦
 (74) 代理人 100163522
 弁理士 黒田 晋平
 (74) 代理人 100154922
 弁理士 崔 允辰

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】輸送機専用除湿システム及びその組立方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機製造体内で水分含有空気中の水分を減少させるための航空機製造機体(102)用の除湿システム(222)であつて、

前記航空機製造機体の外側スキン(218)に接続される熱伝導性部材(230)と、ダクトと前記熱伝導性部材との間に空気流路(240)を形成するように、前記熱伝導性部材を少なくとも部分的に取り囲むダクト(238)と、を備え、

前記ダクトは、前記熱伝導性部材と接触するように水分含有空気が機体の内側から前記空気流路内へ流れることを可能にするための少なくとも1つの空気流入開口部を有し、

前記熱伝導性部材は、前記水分含有空気(244)と熱エネルギーを交換するために、前記外側スキンの温度と略一致した温度を熱伝導性部材が有することを可能にする熱伝導率を有する、除湿システム(222)。

【請求項 2】

前記外側スキン(218)の温度が前記水分含有空気の温度より低い場合に、前記熱伝導性部材(230)は、前記水分含有空気(244)中の水分を前記熱伝導性部材上で凝縮させる又は凍らせるように前記空気流路(240)内の空気と熱交換する、請求項1に記載の除湿システム(222)。

【請求項 3】

前記外側スキン(218)の温度が水の凝固点より上にある場合に、前記熱伝導性部材(230)は、前記航空機製造機体(102)の前記外側スキン(218)が前記熱伝導

10

20

性部材上で氷を溶かすように前記空気流路（240）内の空気と熱交換する、請求項1又は2に記載の除湿システム（222）。

【請求項4】

前記熱伝導性部材（230）は第1温度に到達することにより、前記外側スキン（218）の温度が下降するにつれて前記水分含有空気（244）から凝縮した水分を凍結させ易くし、前記熱伝導性部材は第2温度に到達することにより、前記外側スキンの温度が上昇するにつれて前記水分含有空気（244）から凝縮した前記水分を蒸発させ易くする、請求項1乃至3のいずれか一項に記載の除湿システム（222）。

【請求項5】

更に、負圧を前記空気流路（240）内に発生させて、前記水分含有空気（244）を、少なくとも1つの空気流入開口部（242）を介して前記空気流路内へ引き込むために、前記ダクト（238）と流体連通するように接続された真空システム（226）を備える、請求項1乃至4のいずれか一項に記載の除湿システム（222）。

10

【請求項6】

更に、流体を前記ダクトから排出するために、前記ダクト（238）と流体連通するように接続された吸引システム（228）を備える、請求項1乃至5のいずれか一項に記載の除湿システム（222）。

【請求項7】

前記吸引システム（228）は、
前記ダクト（238）と流体連通するように接続されるサンプ（246）と、
前記サンプと流体連通するように接続される換気システム（248）と、を備え、
前記吸引システムは、前記ダクト内の圧力よりも低い圧力を前記サンプ内に発生させる、請求項6に記載の除湿システム（222）。

20

【請求項8】

前記サンプ（246）は更に、前記航空機製造機体（102）の機体底部（214）と流体連通するように接続される流出口（252）を備える、請求項7に記載の除湿システム（222）。

【請求項9】

前記航空機製造機体（102）は、前記水分含有空気（244）を機体上部に流入させる機体上部（210）を有する胴体（200）を備え、
前記ダクト（238）は、少なくとも1つの空気流入開口部（242）が、前記機体上部から前記水分含有空気を受容するために、前記機体上部と流体連通するように向けられる、請求項1乃至8のいずれか一項に記載の除湿システム（222）。

30

【請求項10】

航空機製造機体（102）用除湿システム（222）の組立方法であって、
熱伝導性部材（230）を前記航空機製造機体の外側スキン（218）に接続するステップと、
空気流路（240）がダクトと前記熱伝導性部材との間に形成されるように前記熱伝導性部材をダクト（238）で少なくとも部分的に取り囲むステップと、
を含み、

40

前記空気流路は、水分含有空気が前記空気流路内へ流れることを可能にするための少なくとも1つの空気流入開口部を有し、

前記熱伝導性部材は、前記水分含有空気（244）と熱エネルギーを交換するために、前記外側スキンの温度と略一致した温度を前記熱伝導性部材が有することを可能にする熱伝導率を有する、組立方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は概して、除湿システムに関し、特に種々の環境の中で操作される可能性のある輸送機関用除湿システムに関する。

50

【背景技術】

【0002】

少なくとも幾つかの公知の与圧航空機は、環境制御システム（「ECS」）を使用して、キャビンの与圧を維持し、キャビンの温度を飛行中に制御する。多数の乗員が航空機キャビンに収容されているので、ECSは普通、外気をエンジンから航空機キャビンに向かって流して、キャビンを与圧する。この空気源は、「抽気（bleed air）」として知られている。幾つかの公知のシステムは、空気をキャビン及びライトデッキに向かって飛行中に送り込む前に、抽気量を、空調パックを使用して調整する。空調空気は普通、ダクト、バルブ、及びファンのような構造部材を含むアセンブリにより形成される空気供給システムを介して供給される。

10

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0003】

空調空気の水分含有量は、航空機周囲の大気状態によって少なくとも部分的に異なる。空調空気が空気供給システムを介して供給されるときに、水分は、多種多様な環境的要素から取り込まれてしまう。例えば、高温高湿環境では、水分は、空調パックを通って流れ、空気供給システムを通過し、液滴を空気供給ダクトの内面に形成する。更に、水分は、乗客の呼吸及び／又は発汗により生じてしまい、凝縮して液滴を低温雰囲気中の航空機構造物の上に形成する。飛行中、航空機の外側スキンは、ゼロ度以下の温度に達してしまい、これによって、蓄積した液滴が、低温雰囲気中の構造物の上で凍結する虞がある。航空機が、より温暖な気候の空を飛行するようになると、凍結した液滴が溶解し、キャビンに侵入する、且つ／或いは乗客の上に、航空機キャビンの天井及びパネルに形成される内部ライニング破損箇所を通って滴り落ちる。

20

【課題を解決するための手段】

【0004】

本開示の1つの態様では、輸送機用除湿システムが提供される。前記システムは、前記輸送機の外側スキンに接続される熱伝導性部材と、空気流路がダクトと前記熱伝導性部材との間に形成されるように前記熱伝導性部材を少なくとも部分的に取り囲むダクトと、を含む。前記熱伝導性部材は、前記外側スキンの温度を、前記空気流路内を流れる水分含有空気に伝達するように構成される。

30

【0005】

本開示の別の態様では、航空機製造機体が提供される。前記航空機製造機体は、外側スキンを含む胴体と、除湿システムと、を含む。前記除湿システムは、前記輸送機の外側スキンに接続される熱伝導性部材と、空気流路がダクトと前記熱伝導性部材との間に形成されるように前記熱伝導性部材を少なくとも部分的に取り囲むダクトと、を含む。前記熱伝導性部材は、前記外側スキンの温度を、前記空気流路内を流れる水分含有空気に伝達するように構成される。

【0006】

本開示の更に別の態様では、航空機製造機体用除湿システムの組立方法が提供される。前記方法は、熱伝導性部材を前記航空機製造機体の外側スキンに接続するステップと、前記熱伝導性部材をダクトで少なくとも部分的に取り囲むことにより、空気流路が、前記ダクトと前記熱伝導性部材との間に形成されるようにするステップと、を含む。前記熱伝導性部材は、前記外側スキンの温度を、前記空気流路内を流れる水分含有空気に伝達するように構成される。

40

【図面の簡単な説明】

【0007】

【図1】例示的な航空機の製造及び保守点検方法のフロー図である。

【図2】例示的な航空機のブロック図である。

【図3】例示的な航空機胴体の断面図である。

【図4】領域4に沿って切り出したときの図3に示す航空機胴体の拡大断面図である。

50

【図5】図3に示す航空機胴体の斜視断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0008】

本明細書において記載されるこれらの実施形態は、種々の環境の中で操作される輸送機関用除湿システムに関する。例示的な実施形態では、除湿システムは、輸送機関の外側スキンに接続される熱伝導性部材と、熱伝導性部材を少なくとも部分的に取り囲むダクトと、を含む。輸送機関が、比較的低温の環境の中で操作されるときには、熱伝導性部材の温度が下がって、輸送機関内の水分含有空気中の水分が、熱伝導性部材の表面で凝縮し、回収され易くなる。幾つかの実施形態では、外側スキンは、水の凍結温度以下の温度に達して、水分が熱伝導性部材の表面で凝縮し、凍結するようになる。輸送機関が比較的温暖な環境の中で操作されるときには、熱伝導性部材の温度が上昇して、水分が熱伝導性部材から蒸発し易くなる。ダクトが次に、蒸発した水分を、水分の影響を受け易い輸送機関内の構造部材から離れる方向に回収し、流れ易くし、水分がキャビン内に侵入して、キャビン内の座席に着座している乗客に達する危険を小さくすることができる。10

【0009】

これらの図面を参照するに、本開示の実施形態は、航空機の製造及び保守点検方法100(図1に示す)に関連して、航空機102(図2に示す)を利用して説明することができる。製造前段階では、航空機102の仕様及び設計104データを取り込む操作は、製造プロセス中に行うことができ、機体に関連する他の材料は、予め調達106しておくことができる。製造段階では、航空機102が、航空機の認証及び搬送プロセス112に入る前に、航空機102の構成要素及び部分組立品の製造108、及びシステム統合110が行われる。機体型式認証を無事に取得し、機体型式証明が完了すると、航空機102は就航114される。顧客による就航中に、航空機102は、定期的、日常的な計画整備及び保守点検116を行うようにスケジューリングされ、この整備及び保守点検116は、例えば任意の改修、再構成、及び/又は改装を含む。別の実施形態では、製造及び保守点検方法100は、航空機以外の輸送機関を利用して実施することができる。20

【0010】

航空機の製造及び/又は保守点検方法100に関連する各構成部分及びプロセスは、システムインテグレータ、サードパーティ、及び/又はオペレータ(例えば、顧客)によって実行することができるか、或いは完了させることができる。この説明を進めるために、システムインテグレータとして、これらには限定されないが、任意の数の航空機製造業者、及び大手システムサブコントラクタを挙げることができ、サードパーティとして、これらには限定されないが、任意の数のベンダー、サブコントラクタ、及びサプライヤーを挙げることができ、そしてオペレータは、航空会社、リース会社、軍隊、整備機関などとすることができる。30

【0011】

図2に示すように、方法100を利用して製造される航空機102は、複数のシステム120を有する機体118と、内部122と、を含むことができる。高位システム120の例として、推進システム124、電気システム126、油圧システム128、及び/又は環境システム130のうちの1つ以上を挙げることができる。任意の数の他のシステムを含めてよい。40

【0012】

本明細書において具体化される装置及び方法は、方法100の種々の段階のうちの任意の1つ以上の段階において用いることができる。例えば、構成要素の製造プロセス108に対応する構成要素又は部分組立品は、航空機102が就航中であるときに製造される構成要素又は部分組立品と同様の方法で組み立てるか、又は製造することができる。また、1つ以上の装置実施形態、方法実施形態、又は装置実施形態及び方法実施形態の組み合わせは、製造段階108及び110において、例えば航空機102の組立を大幅に促進することにより、且つ/又は航空機102の組立のコストを大幅に低減することにより、利用することができる。同様に、装置実施形態、方法実施形態、又は装置実施形態及び方法50

実施形態の組み合わせのうちの 1 つ以上の実施形態は、航空機 102 に対して整備又はメンテナンスを行っている状態で、例えば計画整備及び保守点検 116 を行っている間に利用することができる。

【 0013 】

本明細書において使用されるように、「航空機 (aircraft)」という用語は、これらにのみ限定されないが、飛行機、無人飛行体 (UAVs)、グライダー、ヘリコプター、及び / 又は宇宙空間を移動する任意の他の物体を含む物体を指す。更に、別の実施形態では、本明細書において記載される航空機の製造及び保守点検方法は、いずれの製造作業及び / 又は整備作業においても使用することができる。

【 0014 】

図 3 は、航空機 102 (図 2 には図示せず) に使用することができる例示的な航空機胴体 200 の断面図である。例示的な実施形態では、航空機胴体 200 は、床梁 204 の上方に配置される上ロープ部分 202 と、床梁 204 の下方に配置される下ロープ部分 206 とを含む。上ロープ部分 202 は、客室キャビン 208 及び機体上部 210 を含み、下ロープ部分 206 は、貨物室 212 及び機体底部 214 を含む。航空機胴体 200 は更に、客室キャビン側壁 216 と、航空機胴体 200 の外側境界 (図示せず) を形成する外側スキン 218 と、客室キャビン側壁 216 と外側スキン 218 との間に形成される側壁室 220 と、を含む。例示的な実施形態では、外側スキン 218 は、種々の環境の中に、航空機 102 の飛行中に晒される。

【 0015 】

図 4 は、領域 4 に沿って切り出したときの航空機胴体 200 の拡大断面図であり、図 5 は、航空機胴体 200 の斜視断面図である。例示的な実施形態では、航空機胴体 200 は、航空機胴体 200 内に配置される除湿システム 222 を含む。更に詳細には、除湿システム 222 は、航空機胴体 200 の機体上部 210 内に配置されるダクトアセンブリ 224 と、ダクトアセンブリ 224 と流体連通するように接続される真空システム 226 及び吸引システム 228 と、を含む。

【 0016 】

例示的な実施形態では、ダクトアセンブリ 224 は、外側スキン 218 に接続され、且つ航空機胴体 200 の長さ L に沿って少なくとも部分的に延在される熱伝導性部材 230 を含む。更に詳細には、熱伝導性部材 230 は、外側スキン 218 の内側表面 234 に接続される第 1 部分 232 と、機体上部 210 の内部に少なくとも部分的に突出する第 2 部分 236 と、を含む。第 2 部分 236 は、任意の断面形状を有し、この断面形状によって、除湿システム 222 は、本明細書に記載の通りに機能することができる。例えば、第 2 部分 236 は、熱伝導性部材 230 の外側表面 237 の表面積を大きくし易くするような断面形状を有する。外側表面 237 の表面積を大きくすると、外側表面 237 に回収することができる凝縮水分の量を増やすことができる。例示的な実施形態では、第 2 部分 236 は、略円筒形の断面形状を有する。

【 0017 】

熱伝導性部材 230 は、除湿システム 222 が本明細書に記載の通りに機能することができるようないずれかの材料により形成することができる。例示的な実施形態では、材料は軽量であることにより、熱伝導性部材 230 が航空機 102 の燃料効率に与える影響を小さくし易くすることができ、熱伝導性部材 230 の温度を外側スキン 218 の温度に略一致させることができるように熱伝導性を有する。従って、熱伝導性部材 230 の温度は、航空機 102 が比較的温暖な環境の中を、又は比較的寒冷な環境の中を飛行しているときに、高くなるか、又は低くなることになる。熱伝導性部材 230 を形成するために使用される例示的な材料として、これに限定されないが、アルミニウムを挙げることができる。

【 0018 】

除湿システム 222 は更に、外側スキン 218 に接続され、且つ航空機胴体 200 の長さ L に沿って少なくとも部分的に延在されるダクト 238 を含む。別の構成として、ダク

10

20

30

40

50

ト 238 は、熱伝導性部材 230 の第 1 部分 232 に直接接続することができる。ダクト 238 は、熱伝導性部材 230 を少なくとも部分的に取り囲んで、空気流路 240 がダクト 238 と熱伝導性部材 230 との間に形成されるようになる。ダクト 238 は更に、空気流入開口部 242 を含み、空気流入開口部 242 は、空気流路 240 を機体上部 210 と流体連通するように接続する。空気流入開口部 242 は、除湿システム 222 が本明細書に記載の通りに機能することができるようないずれかの形状を有することができる。例示的な実施形態では、空気流入開口部 242 は、略連続するスリット（図示せず）であり、このスリットは、航空機胴体 200 の長さ L に沿って延びている。ダクト 238 の向きは、空気流入開口部 242 が機体上部 210 と流体連通して接続されるように調整される。

10

【 0019 】

ダクト 238 は、除湿システム 222 が本明細書に記載の通りに機能することができるようないずれかの材料により形成することができる。例示的な実施形態では、ダクト 238 を形成するために使用される材料は、熱伝導性部材 230 を形成するために使用される材料よりも低い熱伝導率を有する。従って、より凝縮された水分が、ダクト 238 上よりも熱伝導性部材 230 上に回収されることになる。

【 0020 】

上に説明したように、真空システム 226 は、ダクトアセンブリ 224 と流体連通して接続される。更に詳細には、真空システム 226 によって、負圧をダクト 238 内に発生させ易くなるので、水分含有空気 244 を機体上部 210 から引き込んで、空気流入開口部 242 を通して空気流路 240 内に流れ込ませることができる。真空システム 226 は、このような位置の間にある空気のような流体を移動させることができ任意のシステムとすることができる。例示的な真空システム 226 は、これに限定されないが、ファンアセンブリを含む。

20

【 0021 】

上に説明したように、吸引システム 228 は、ダクトアセンブリ 224 と流体連通して接続される。更に詳細には、吸引システム 228 によって、負圧をダクト 238 内に発生させ易くなるので、流体をダクトから排出することができる。吸引システムは、ダクト 238 と流体連通して接続されるサンプ（ s u m p ） 246 と、サンプ 246 と流体連通して接続される換気システム 248 と、を含む。サンプ 246 は、サンプに形成される入口 250、第 1 流出口 252、及び第 2 流出口 254 を含む。入口 250 は、複数の第 1 排出管 258 を介して、ダクト 238 に形成される複数の排出流出口 256 と流体連通して接続される。更に、第 1 流出口 252 は、第 2 排出管 260 を介して、機体底部 214 と流体連通して接続され、第 2 流出口 254 は、吸引管 262 を介して、換気システム 248 と流体連通して接続される。機体底部 214 は、流体及び／又は廃棄流体を機体底部に流入させ、所定の時間間隔で定期的に空にされる。更に、除湿システム 222 は、サンプ 246 を 1 つだけ含むものとして図示されているが、除湿システム 222 には、任意の数のサンプを設けて、流体をダクト 238 から流入させ易くしている。

30

【 0022 】

例示的な実施形態では、換気システム 248 は、ダクト 238 内の圧力よりも低い圧力をサンプ 246 内に発生させ易くしているので、流体をダクト 238 からサンプ 246 及び／又は機体底部 214 に向かって排出することができる。例示的な換気システム 248 は、これに限定されないが、廃棄空気を航空機 102 の化粧室、洗面台、厨房、貨物室、及び／又は冷却装置から移動させる化粧室／厨房換気システム（ L G V S ）を含む。換気システム 248 によって、非常に安定した負圧を吸引管 262 内で維持し易くなるので廃棄空気を、吸引管 262 内を通じて吸引管の向きに関係なく移動させることができる。別の構成として、サンプ 246 内の負圧は、航空機 102 の内部の既存のファンアセンブリ（図示せず）を使用して発生させることができる。更に、別の構成として、吸引管 262 は、第 1 排出管 258 に直接接続することができるので、ダクト 238 内の流体をサンプ 246 及び／又は機体底部 214 に向かって排出し易くすることができる。

40

50

【0023】

幾つかの実施形態では、吸引システム 228 によって発生する負圧は、約 5 インチ水柱圧 (in. H₂O) ~ 約 8 インチ水柱 (in. H₂O) の範囲である。別の構成として、吸引システム 228 内の負圧は、廃棄空気を本明細書に記載される通りに移動させ易くするようないすれかの圧力とすることができます。従って、吸引システム 228 は、第 1 排出管 258 の向きを自重送り方向に調整して、液体及び / 又は水分がサンプ 246 に向かって流れることができるようにする必要を殆ど無くすことができる。

【0024】

動作状態では、水分含有空気 244 は、航空機胴体 200 の機体上部 210 (図 3 に示す) の内部に引き込まれて、除湿システム 222 が水分を水分含有空気 244 から除去することができるようになっている。更に詳細には、上部循環ファン (図示せず) が、水分含有空気 244 を客室キャビン 208 (図 3 に示す) から機体上部 210 に向かって引き込む。除湿システム 222 のダクトアセンブリ 224 は、航空機胴体 200 の機体上部 210 内に配置されて、ダクト 238 の空気流路 240 が機体上部 210 と流体連通して接続されるようになる。

10

【0025】

除湿システム 222 は、第 1 動作モードと第 2 動作モードとの間で選択的に動作することができる。例えば、真空システム 226 は、動作すると負圧をダクト 238 内に第 1 動作モードで発生させ、吸引システム 228 は、動作すると負圧をダクト 238 内に第 2 動作モードで発生させる。このように、真空システム 226 及び吸引システム 228 は、互いに独立して、航空機 102 を取り巻く環境に応じて動作する。例示的な実施形態では、除湿システム 222 は、航空機 102 が、比較的寒冷な環境の中を飛行しているときに第 1 動作モードで動作する。例えば、除湿システム 222 は、航空機 102 が飛行しているときに、且つ外側スキン 218 の温度がゼロ度以下の温度に達してしまったときに、第 1 動作モードで動作する。上部循環ファンが水分含有空気 244 を引き込んで機体上部 210 に流れ込ませると、真空システム 226 が動作して、水分含有空気 244 を、空気流入開口部 242 を介して引き込んで、空気流路 240 内に流れ込ませる。

20

【0026】

熱伝導性部材 230 は、外側スキン 218 の温度の変化に対する感度が全体として高い材料により形成されて、熱伝導性部材 230 が、外側スキン 218 の温度を、空気流路 240 内を流れる水分含有空気 244 に伝達する。更に詳細には、熱伝導性部材 230 は、外側スキン 218 の温度が、航空機 102 が比較的寒冷な環境の中を飛行していて下がるときに、水分含有空気 244 中の水分を凝縮させ易くする。外側スキン 218 及び熱伝導性部材 230 の温度が、凝縮水分の凍結温度を下回って低下すると、水分の少なくとも一部が、熱伝導性部材 230 の外側表面 237 に回収され、外側表面 237 で凍結する。このようなことから、殆ど水分を含んでいない空気が次に、循環することにより、例えば客室キャビン 208 内で使用される。

30

【0027】

例示的な実施形態では、除湿システム 222 は、航空機 102 が比較的温暖な環境の中を飛行しているときに第 2 動作モードで動作する。例えば、除湿システム 222 は、航空機 102 が就航中でないときに、且つ外側スキン 218 の温度が、水分の凍結温度を上回って上昇するときに、第 2 動作モードで動作する。更に詳細には、熱伝導性部材 230 は、外側スキン 218 の温度が、航空機 102 が比較的温暖な環境の中を飛行していて上昇するときに、外側表面 237 の凍結水分を蒸発させ易くする。このようなことから、外側表面 237 から取り除かれる流体は、ダクト 238 内に回収され、ダクト 238 内から、吸引システム 228 を使用して排出される。別の構成として、流体は、自重で排出されることによりダクト 238 から取り除かれる。

40

【0028】

航空機製造機体 102 用除湿システム 222 の組立方法が更に、本明細書に含まれる。方法では、熱伝導性部材 230 を航空機製造機体 102 の外側スキン 218 に接続し、熱

50

伝導性部材 230 を、ダクト 238 で少なくとも部分的に取り囲んで、空気流路 240 がダクト 238 と熱伝導性部材 230 との間に形成されるようとする。熱伝導性部材 230 は、外側スキン 218 の温度を、空気流路 240 内を流れる水分含有空気 244 に伝達するよう構成される。更に詳細には、熱伝導性部材 230 を接続する際、熱伝導性部材 230 の第1部分 232 を、外側スキン 218 の内側表面 234 に接続し、熱伝導性部材 230 の第2部分 236 を、航空機製造機体 102 の機体上部 210 の内部に少なくとも部分的に突出させる。

【0029】

方法では更に、熱伝導性部材 230 及びダクト 238 のうちの少なくとも一方を、航空機製造機体 102 の胴体 200 の長さ L に沿って延在し、ダクト 238 の向きを、ダクトに形成される少なくとも 1 つの空気流入開口部 242 が航空機製造機体 102 の機体上部 210 と流体連通して接続されるように調整する。更に、方法では、負圧をダクト 238 内に発生させて水分含有空気 244 を、少なくとも 1 つの空気流入開口部 242 を通って排出するよう構成される真空システム 226 をダクト 238 と流体連通するように接続し、負圧をダクト 238 内に発生させて流体をダクト 238 から排出するよう構成される吸引システム 228 をダクト 238 と流体連通するように接続する。

【0030】

本明細書において記載されるこれらの実施形態は、航空機のような輸送機関用除湿システムに関する。除湿システムは、航空機の外側スキンに接続される熱伝導性部材と、熱伝導性部材を少なくとも部分的に取り囲むダクトと、を含む。航空機が、比較的寒冷な環境の中を、比較的温暖な環境の中を飛行しているとき、熱伝導性部材は、外側スキンの温度を、熱伝導性部材に接触する水分含有空気に伝達する。航空機が比較的寒冷な環境の中を飛行しているとき、熱伝導性部材は、水分含有空気中の水分を凝縮させ易くする。このようなことから、本明細書において記載されるこれらのシステムは、航空機内を循環する空気を簡単且つコスト効率良く容易に除湿することができる。

【0031】

更に、本開示は、以下の条項に記載の種々の実施形態を備える。

条項 1 .

輸送機関用除湿システムであって、前記システムは、前記輸送機関の外側スキンに接続される熱伝導性部材と、空気流路がダクトと前記熱伝導性部材との間に形成されるよう前に記熱伝導性部材を少なくとも部分的に取り囲むダクトと、を備え、前記熱伝導性部材は、前記外側スキンの温度を、前記空気流路内を流れる水分含有空気に伝達するよう構成される、除湿システム。

条項 2 .

前記熱伝導性部材は、前記水分含有空気中の水分を凝縮させるよう構成される、条項 1 に記載のシステム。

条項 3 .

前記熱伝導性部材は、前記水分含有空気から凝縮した水分の少なくとも一部を回収するよう構成される外側表面を備える、条項 2 に記載のシステム。

条項 4 .

前記熱伝導性部材は第 1 温度に下降することにより、前記外側スキンの温度が下降するにつれて凝縮水分を凍結させ易くし、前記熱伝導性部材は第 2 温度に上昇することにより、前記外側スキンの温度が上昇するにつれて前記凝縮水分を蒸発させ易くする、条項 2 に記載のシステム。

条項 5 .

更に、前記ダクトと流体連通するよう接続され、且つ負圧を前記ダクト内に発生させて、前記水分含有空気を、前記ダクトに形成される少なくとも 1 つの空気流入開口部を介して引き込むよう構成される真空システムを備える、条項 1 に記載のシステム。

条項 6 .

更に、前記ダクトと流体連通するよう接続され、且つ流体を前記ダクトから排出する

10

20

30

40

50

ように構成される吸引システムを備える、条項 1 に記載のシステム。

条項 7 .

前記吸引システムは、前記ダクトと流体連通するように接続されるサンプと、前記サンプと流体連通するように接続される換気システムと、を備え、前記吸引システムは、前記ダクト内の圧力よりも低い圧力を前記サンプ内に発生させるように構成される、条項 6 に記載のシステム。

条項 8 .

前記サンプは更に、機体底部と流体連通するように接続される流出口を備える、条項 7 に記載のシステム。

条項 9 .

外側スキンを備える胴体と、除湿システムと、を備え、前記除湿システムは、前記胴体の前記外側スキンに接続される熱伝導性部材と、空気流路がダクトと前記熱伝導性部材との間に形成されるように前記熱伝導性部材を少なくとも部分的に取り囲むダクトと、を備え、前記熱伝導性部材は、前記外側スキンの温度を、前記空気流路内を流れる水分含有空気に伝達するように構成される、航空機製造機体。

条項 10 .

前記胴体は更に、水分含有空気を機体上部に流入させるように構成される機体上部を備え、前記ダクトの向きは、前記ダクトに形成される少なくとも 1 つの空気流入開口部が、前記機体上部と流体連通して接続されるように調整される、条項 9 に記載の製造機体。

条項 11 .

前記熱伝導性部材は、前記水分含有空気中の水分を凝縮させるように構成される、条項 9 に記載の製造機体。

条項 12 .

前記熱伝導性部材は、前記水分含有空気から凝縮した水分の少なくとも一部を回収するように構成される外側表面を備える、条項 11 に記載の製造機体。

条項 13 .

前記熱伝導性部材は第 1 温度に下降することにより、前記外側スキンの温度が下降するにつれて前記凝縮水分を凍結させ易くし、前記熱伝導性部材は第 2 温度に上昇することにより、前記外側スキンの温度が上昇するにつれて前記凝縮水分を蒸発させ易くする、条項 11 に記載の製造機体。

条項 14 .

更に、前記ダクトと流体連通するように接続され、且つ負圧を前記ダクト内に発生させて、前記水分含有空気を、前記ダクトに形成される少なくとも 1 つの空気流入開口部を介して引き込むように構成される真空システムを備える、条項 9 に記載の製造機体。

条項 15 .

航空機製造機体用除湿システムの組立方法であって、前記方法は、熱伝導性部材を前記航空機製造機体の外側スキンに接続するステップと、前記熱伝導性部材をダクトで少なくとも部分的に取り囲むことにより、空気流路が、前記ダクトと前記熱伝導性部材との間に形成されるようにするステップと、を含み、前記熱伝導性部材は、前記外側スキンの温度を、前記空気流路内を流れる水分含有空気に伝達するように構成される、方法。

条項 16 .

更に、前記熱伝導性部材及び前記ダクトのうちの少なくとも一方を、前記航空機製造機体の胴体の長さに沿って延在するステップを含む、条項 15 に記載の方法。

条項 17 .

熱伝導性部材を接続するステップでは、前記熱伝導性部材の第 1 部分を、前記外側スキンの内側表面に接続し、そして前記熱伝導性部材の第 2 部分を、前記航空機製造機体の機体上部の内部に少なくとも部分的に突出させる、条項 15 に記載の方法。

条項 18 .

更に、前記ダクトの向きを、前記ダクトに形成される少なくとも 1 つの空気流入開口部が、前記航空機製造機体の機体上部と流体連通して接続されるように調整するステップを

10

20

30

40

50

含む、条項 15 に記載の方法。

条項 19.

更に、真空システムを前記ダクトと流体連通するように接続するステップを含み、前記真空システムは、負圧を前記ダクト内に発生させて、前記水分含有空気を前記少なくとも1つの空気流入開口部を介して引き込むように構成される、条項 18 に記載の方法。

条項 20.

更に、吸引システムを前記ダクトと流体連通するように接続するステップを含み、前記吸引システムは、負圧を前記ダクト内に発生させて、流体を前記ダクトから排出するよう構成される、条項 15 に記載の方法。

【0032】

10

この記載の説明では、種々の例を用いて、最良の形態を含む種々の実施形態を開示し、更に、この技術分野の当業者であれば誰でも、種々の実施形態を実施することにより、任意のデバイス又はシステムを作製し、使用し、取り込まれる任意の方法を実行することができるようとしている。本開示の特許可能な範囲は、請求項により規定され、この技術分野の当業者が想到することができる他の例を含むことができる。このような他の例は、これらの請求項の範囲に、これらの例が、これらの請求項の文言と異なる構造的要素を有する場合に、或いはこれらの例が、これらの請求項の文言とは殆ど異なる等価な構造的要素を含む場合に包含されるべきである。

【符号の説明】

【0033】

20

- 100 航空機の製造及び保守点検方法
- 102 航空機、航空機製造機体
- 104 仕様及び設計
- 106 材料調達
- 108 構成要素及び部分組立品の製造（製造段階）
- 110 システム統合（製造段階）
- 112 認証及び搬送
- 114 就航
- 116 整備及び保守点検
- 118 機体
- 120 システム
- 122 内部
- 124 推進システム
- 126 電気システム
- 128 油圧システム
- 130 環境システム
- 200 航空機胴体
- 202 上ロープ部分
- 204 床梁
- 206 下ロープ部分
- 208 客室キャビン
- 210 機体上部
- 212 貨物室
- 214 機体底部
- 216 客室キャビン側壁
- 218 外側スキン
- 220 側壁室
- 222 除湿システム
- 224 ダクトアセンブリ
- 226 真空システム

30

40

50

2 2 8	吸引システム	
2 3 0	熱伝導性部材	
2 3 2	第1部分	
2 3 4	内側表面	
2 3 6	第2部分	
2 3 7	外側表面	
2 3 8	ダクト	
2 4 0	空気流路	
2 4 2	空気流入開口部	
2 4 4	水分含有空気	10
2 4 6	サンプ	
2 4 8	換気システム	
2 5 0	入口	
2 5 2	第1流出口	
2 5 4	第2流出口	
2 5 6	排出流出口	
2 5 8	第1排出管	
2 6 0	第2排出管	
2 6 2	吸引管	
L	長さ	20

【図1】

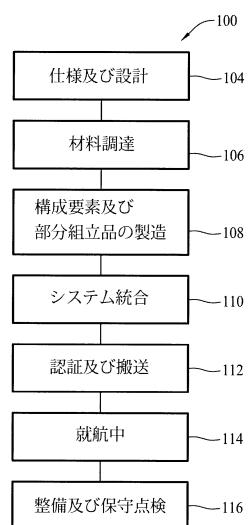


FIG. 1

【図2】

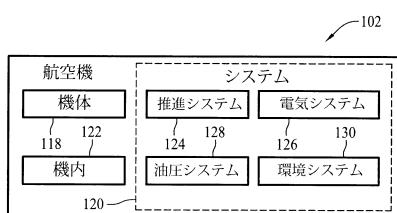


FIG. 2

【図3】

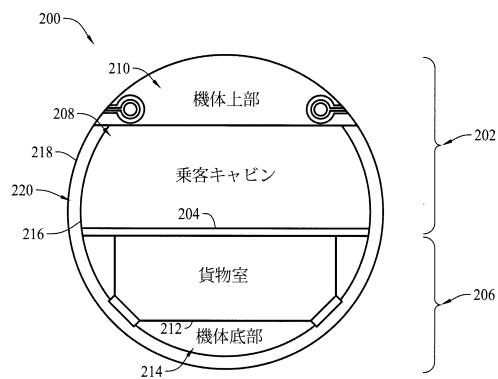


FIG. 3

【 図 4 】

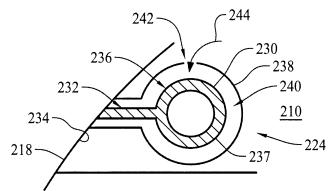


FIG. 4

【 図 5 】

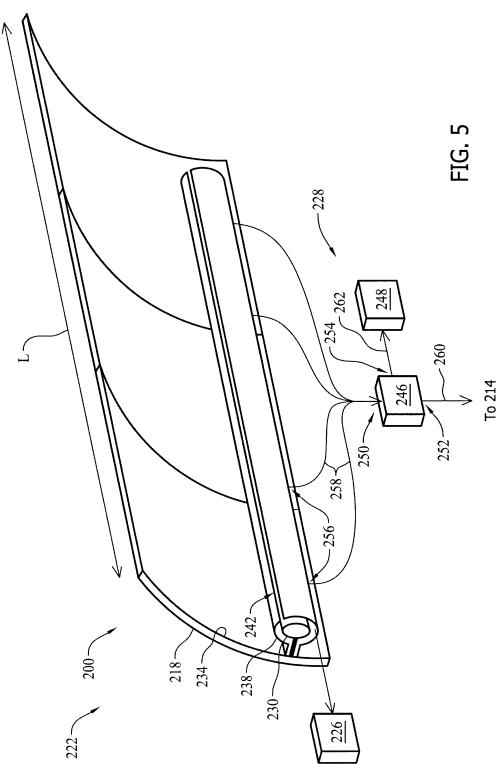


FIG. 5

フロントページの続き

(72)発明者 フュー・チュエ・ヴュー

アメリカ合衆国・イリノイ・60606・ノース・リバーサイド・プラザ・100

審査官 諸星 圭祐

(56)参考文献 特表2011-529418 (JP, A)

特表2009-530164 (JP, A)

特表2007-519555 (JP, A)

特開2005-014745 (JP, A)

特開2003-191897 (JP, A)

米国特許出願公開第2009/0189018 (US, A1)

米国特許第04819720 (US, A)

欧州特許第00808273 (EP, B1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64D 13/00 - 13/08

F24F 3/00 - 3/16