

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6326381号
(P6326381)

(45) 発行日 平成30年5月16日(2018.5.16)

(24) 登録日 平成30年4月20日(2018.4.20)

(51) Int.Cl. F 1
B 6 4 D 13/06 (2006.01) B 6 4 D 13/06

請求項の数 14 外国語出願 (全 12 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2015-9487 (P2015-9487) (22) 出願日 平成27年1月21日 (2015.1.21) (65) 公開番号 特開2015-147571 (P2015-147571A) (43) 公開日 平成27年8月20日 (2015.8.20) 審査請求日 平成29年10月30日 (2017.10.30) (31) 優先権主張番号 14/166, 135 (32) 優先日 平成26年1月28日 (2014.1.28) (33) 優先権主張国 米国 (US) 早期審査対象出願</p>	<p>(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 110002077 園田・小林特許業務法人 (72) 発明者 リチャードソン, マーカス ケー. アメリカ合衆国 イリノイ 60606-2016, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ 100, ザ ボーイングカンパニー</p>
--	--

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機アセンブリに使用される均圧通気口

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機アセンブリ(102)で使用される均圧通気口(314)であって、前記均圧通気口は、

第1の端部(502)と、前記第1の端部の反対側にある第2の端部(504)と、第1の側面(506)と、前記第1の側面の反対側にある第2の側面(508)とを有する開口部(500)と、

前記開口部内に位置決めされた複数のルーバー(510)であって、各ルーバーは隣接するルーバーから所定の間隔(d)を置いて位置決めされることにより隣接するルーバーとの間に隙間(512)が形成され、前記ルーバーは各々、前記均圧通気口を横切る気流効率を上げるように構成された翼状断面を備え、且つ前面(600)と後面(602)とを備える、複数のルーバー(510)と

を備え、前記前面(600)が、前記前面から前記後面(602)まで、前記航空機アセンブリ(102)の外表面(402)から離れるように角度をなしている第1の平面(604)を備え、前記第1の平面が、流入してくる気流を前記均圧通気口からそらすことにより、前記均圧通気口に入る気流を低減するように構成されていることを特徴とする、均圧通気口(314)。

【請求項 2】

前記開口部(500)が、

前記第1の端部(502)と前記第2の端部(504)との間の所定の通気口長さ(V

L)と、

前記第1の側面(506)と前記第2の側面(508)との間の所定の通気口幅(VW)と

を有する、請求項1に記載の均圧通気口(314)。

【請求項3】

前記均圧通気口の開口部(500)は、既知の飛行速度と、圧力均等化のために前記均圧通気口から除去されるべき空気の量によって決定される、所定の通気口長さ(VL)と通気口幅(VW)との比率を有する、請求項2に記載の均圧通気口(314)。

【請求項4】

既知の飛行速度と、圧力均等化のために前記均圧通気口から除去されるべき空気の量によって決定される、隣接するルーバー(510)間の所定の間隔(d)とルーバーの総数との比率をさらに有する、請求項1から3のいずれか一項に記載の均圧通気口(314)

10

【請求項5】

前記前面(600)は複数の平面(604、606、608)を含む、請求項1から4のいずれか一項に記載の均圧通気口(314)。

【請求項6】

前記前面(600)はさらに、水平軸(X1)に対して実質的に直交するように配向している第2の平面(606)を含む、請求項1に記載の均圧通気口(314)。

【請求項7】

前記前面(600)はさらに、前記前面から前記後面(602)まで、航空機アセンブリ(102)の前記外面(402)に向かって角度をなした第3の平面(608)を含む、請求項6に記載の均圧通気口(314)。

20

【請求項8】

前記後面(602)は、水平軸(X1、X2)に実質的に直交する垂直面(610)を含む、請求項1及び5から7のいずれか一項に記載の均圧通気口(314)。

【請求項9】

前記前面(600)は第1の高さ(H1)を有し、前記後面(602)は第2の高さ(H2)を有し、前記第2の高さは前記第1の高さよりも低い、請求項1及び5から8のいずれか一項に記載の均圧通気口(314)。

30

【請求項10】

前記第1の端部から前記第2の端部まで前記均圧通気口の上を空気が流れる時に通気口の効率を上げるために、前記均圧通気口の前記第1の端部(502)に近づくように配向されたルーバー(510)と隙間(512)により、前記第2の端部(504)に向かって連続するルーバーと隙間が保護される、請求項1から9のいずれか一項に記載の均圧通気口(314)。

【請求項11】

前記複数のルーバー(510)の長さ(L)と幅(VW)を隣接ルーバー間の間隔(d)と組み合わせて調節することにより、前記航空機アセンブリ(102)への抗力が低減される、請求項1から10のいずれか一項に記載の均圧通気口(314)。

40

【請求項12】

航空機アセンブリ(102)の均圧通気口(314)を製造する方法であって、前記方法は、

第1の端部(502)と、前記第1の端部の反対側にある第2の端部(504)と、第1の側面(506)と、前記第1の側面の反対側にある第2の側面(508)とを有する開口部(500)を形成することと、

前記開口部内に複数のルーバー(510)を位置決めすることであって、各ルーバーは隣接するルーバーから所定の間隔(d)を置いて位置決めされることにより隣接するルーバーとの間に隙間(512)が形成され、前記ルーバーは各々、前記均圧通気口を横切る気流効率を上げるように構成された翼状断面を備え、且つ前面(600)と後面(602)

50

)とを備える、位置決めすることと
を備え、前記前面が、前記前面から前記後面まで、前記航空機アセンブリの外面(402)から離れるように角度をなしている第1の平面(604)を備え、前記第1の平面が、流入してくる気流を前記均圧通気口からそらすことにより、前記均圧通気口に入る気流を低減するように構成されていることを特徴とする、方法。

【請求項13】

既知の飛行速度と、圧力均等化のために前記均圧通気口(314)から除去されるべき空気の量を用いて、通気口長さ(VL)と通気口幅(VW)との比率を決定することと、

既知の飛行速度と、圧力均等化のために前記均圧通気口から除去されるべき空気の量を用いて、隣接するルーバー(510)間の所定の間隔(d)とルーバーの総数との比率を決定することと

を含む、請求項12に記載の方法。

【請求項14】

各ルーバー(510)に前面(600)と後面(602)を形成することと、

前記前面の前記第1の平面(604)を、水平軸(XI)に対して上向きに角度付けること

を含み、前記第1の平面が、流入してくる気流を前記均圧通気口(314)からそらすように構成されている、請求項12又は13に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は概して航空機アセンブリの分野に関し、より詳しくは航空機アセンブリに使用される均圧通気口に関する。

【背景技術】

【0002】

少なくともいくつかの既知の航空機は、空力効率を上げるための翼胴フェアリングを含む。航空機が加速/減速している間、及び/又は航空機が高度を上昇/下降させている間、与圧されていない航空機の(すなわち客室でない)容積の気圧が大幅に変化する。例えば、与圧されていない容積は気圧の変化にさらされる。少なくともいくつかの既知の航空機では、上記気圧の変化は、フェアリングに位置づけされた単純な通気口を使用して均等化される。既知の通気口の外形は通常、住宅用の通気口と同様である。しかしながら、既知の通気口が単に存在するだけでも、航空機への大きな抗力が発生しうる。

【発明の概要】

【0003】

一態様では、航空機アセンブリに使用される均圧通気口が提供される。均圧通気口は、第1の端部と、第1の端部の反対側にある第2の端部と、第1の側面と、第1の側面の反対側にある第2の側面とを有する開口部を含む。通気口はさらに、開口部内に位置決めされた複数のルーバーを含む。各ルーバーが隣接するルーバーから所定の間隔を置いて位置決めされることにより、隣接するルーバーとの間に隙間が形成される。各ルーバーは、通気口を横切る気流効率を上げるように構成された翼状断面を含む。

【0004】

別の態様では、航空機アセンブリの均圧通気口を製造する方法が提供されている。この方法は、第1の端部と、第1の端部の反対側にある第2の端部と、第1の側面と、第1の側面の反対側にある第2の側面とを有する開口部を形成することを含む。この方法はさらに、開口部内に複数のルーバーを位置決めすることを含む。各ルーバーが隣接するルーバーから所定の間隔を置いて位置決めされることにより、隣接するルーバーとの間に隙間が形成される。各ルーバーは、通気口を横切る気流効率を上げるように構成された翼状断面を含む。

【図面の簡単な説明】

10

20

30

40

50

【 0 0 0 5 】

【図 1】例示的な航空機の製造及び保守方法を示すフロー図である。

【図 2】例示的な航空機のブロック図である。

【図 3】図 2 に示された航空機に使用されうる例示的な翼胴フェアリングの底面斜視図である。

【図 4】ライン 3 - 3 で切り取った、図 3 に示す航空機の部分断面図である。

【図 5】図 3 及び 4 に示す翼胴フェアリングと共に使用することができる圧力管理システムの斜視図である。

【図 6】図 3 ~ 5 に示す均圧通気口と共に使用することができる例示のルーバーの側面斜視図である。

10

【発明を実施するための形態】

【 0 0 0 6 】

本明細書に記載される方法及びシステムは、図 1 において示される航空機の製造及び保守方法 1 0 0、及び図 2 に示す航空機 1 0 2 の文脈の中で説明することができる。本明細書において、航空機 1 0 2 を「航空機アセンブリ」と呼ぶ場合がある。あるいは、本明細書に記載される方法及びシステムを、流体分配システムを伴う任意の背景、及び / 又は任意の環境において実施することができる。製造前の段階では、方法 1 0 0 は、航空機 1 0 2 の仕様及び設計 1 0 4、及び / 又は材料調達 1 0 6 とを含むことができる。製造段階では、構成要素及びサブアセンブリの製造 1 0 8 と、航空機 1 0 2 のシステムインテグレーション 1 1 0 とが行われる。その後、航空機 1 0 2 は運航 1 1 4 に供するために、認可及び納品 1 1 2 が行われる。顧客により運航される間に、航空機 1 0 2 は定期的な整備及び保守 1 1 6 (改造、再構成、及び / 又は改修なども含む) を受ける。

20

【 0 0 0 7 】

方法 1 0 0 の各工程は、システムインテグレーター、第三者、及び / 又はオペレーター (例えば顧客) によって実施又は実行されうる。本明細書の目的のために、システムインテグレーターは、限定しないが、任意の数の航空機製造者、及び主要システムの下請業者を含むことができ、第三者は、限定しないが、任意の数のベンダー、下請業者、及び供給業者を含むことができ、オペレーターは、航空会社、リース会社、軍事団体、サービス機関などでありうる。

【 0 0 0 8 】

図 2 に示すように、方法 1 0 0 を用いて製造された航空機 1 0 2 は、複数のシステム 1 2 0 及び内装 1 2 2 を有する機体 1 1 8 を含むことができる。高レベルのシステム 1 2 0 の例には、推進システム 1 2 4、電気システム 1 2 6、油圧システム 1 2 8、及び / 又は環境システム 1 3 0 のうちの一又は複数が含まれうる。任意の数の他のシステムが含まれてもよい。航空宇宙産業の例を示したが、本発明の原理は、自動車産業、機械、重機、及び加熱、換気、及び空調 (H V A C) への応用などの他の産業にも適用しうる。

30

【 0 0 0 9 】

本明細書に具現化された装置と方法は、製造及び保守方法 1 0 0 の一又は複数の任意の段階で採用することができる。例えば、製造プロセス 1 0 8 に対応する構成要素又はサブアセンブリは、航空機 1 0 2 の運航中に製造される構成要素又はサブアセンブリに類似の方法で作製又は製造される。また、一又は複数の装置の実装態様、方法の実装態様、或いはそれらの組み合わせは、例えば、航空機 1 0 2 の組立てを実質的に効率化するか、又は航空機 1 0 2 のコストを削減することにより、製造段階 1 0 8 及び 1 1 0 で利用することができる。同様に、装置の実装態様、方法の実装態様、或いはそれらの組み合わせのうちの一又は複数を、航空機 1 0 2 の運航中に、例えば限定しないが、整備及び保守 1 1 6 に利用することができる。

40

【 0 0 1 0 】

本明細書で使用される用語「航空機」は、飛行機、無人機 (U A V)、グライダー、ヘリコプター、及び / 又は宇宙空間を移動するその他任意の物体を含むことができるが、これらのみを含むとは限定されない。さらに、代替実装態様では、本明細書に記載された航

50

空機の製造及び保守方法を、任意の製造及び / 又は保守作業において使用することができる。

【 0 0 1 1 】

図 3 は、(図 2 に示す) 航空機 1 0 2 に使用できる例示の翼胴フェアリング 3 0 0 の底面斜視図である。例示の実装態様では、航空機 1 0 2 は、いずれも胴体 3 0 6 と結合した第 1 の翼 3 0 2 と第 2 の翼 3 0 4 とを含む。翼胴フェアリング 3 0 0 は、第 1 の翼 3 0 2 の第 1 の部分 3 1 0 から第 2 の翼 3 0 4 の第 1 の部分 3 1 2 まで、胴体 3 0 6 の底面 3 0 8 を横切って延在する。例示の実装態様では、翼胴フェアリング 3 0 0 は、航空機 1 0 2 の与圧されていないエリアと外気との間の気圧変化を均等化するための均圧通気口 3 1 4 も含む。本明細書に記載される均圧通気口は、翼胴フェアリングでの使用に限定されない。それどころか、均圧通気口は、均圧通気口が本明細書に記載されるように機能することが可能ないかなる種類のフェアリングにも使用することができる。

10

【 0 0 1 2 】

図 4 は、ライン 3 - 3 で切り取った、(図 3 に示す) 航空機 1 0 2 の部分断面図である。例示の実装態様では、翼胴フェアリング 3 0 0 は、胴体 3 0 6 の外面 4 0 2 に隣接する内面 4 0 0 を含む。フェアリングの内面 4 0 0 と胴体の外面 4 0 2 は、それらの間に第 1 の内気圧を有する空洞 4 0 4 を画定する。翼胴フェアリング 3 0 0 の外側の外部エリア 4 0 6 は、第 2 の外気圧を有する。一実施形態では、外部エリア 4 0 6 は飛行中の航空機 1 0 2 の外の大気を含みうる。外部エリア 4 0 6 の外気圧は、空洞 4 0 4 内の内気圧より高い、又は低い場合がある。均圧通気口 3 1 4 は、内気圧と外気圧を均等化するように構成される。

20

【 0 0 1 3 】

図 5 は、(図 3 及び図 4 に示す) 翼胴フェアリング 3 0 0 に使用することができる均圧通気口 3 1 4 の斜視図である。例示の実装態様では、通気口 3 1 4 は、航空機 1 0 2 の操作中、及びその他の飛行条件にある間に、外気圧と空洞 4 0 4 内の内気圧との間の圧力差を均等化するように構成される。通気口 3 1 4 により生じる航空機 1 0 2 への抗力は、既知の設計と比べて小さい。

【 0 0 1 4 】

例示の実装態様では、通気口 3 1 4 の形状は実質的に長方形であり、開口部 5 0 0 を画定する。開口部 5 0 0 は通気口 3 1 4 の本体 5 0 1 において画定され、航空機 1 0 2 の外板に画定される開口部 (図示せず) に設置されるように構成される。あるいは、開口部 5 0 0 は翼胴フェアリング 3 0 0 に直接画定されうる。通気口の開口部 5 0 0 は、第 1 の端部 5 0 2 と、第 1 の端部 5 0 2 の反対側にある第 2 の端部 5 0 4 とを有する。通気口の開口部 5 0 0 は、第 1 の側面 5 0 6 と、第 1 の側面 5 0 6 の反対側にある第 2 の側面 5 0 8 とを有する。通気口の開口部 5 0 0 は、第 1 の端部 5 0 2 と第 2 の端部 5 0 4 との間の所定の通気口長さ $V L$ と、第 1 の側面 5 0 6 と第 2 の側面 5 0 8 との間の所定の通気口幅 $V W$ を有する。通気口 3 1 4 はまた、本体 5 0 1 と結合した、又は航空機の外板と直接結合した複数のルーバー 5 1 0 も含む。ルーバー 5 1 0 は、通気口長さ $V L$ に対して実質的に直交して配向されている。各ルーバー 5 1 0 は通気口の開口部 5 0 0 を横切って広がり、第 1 の側面 5 0 6 から第 2 の側面 5 0 8 までの幅 $V W$ を有する。さらに、ルーバー 5 1 0 は互いに所定の間隔 d を置いて配置され、隣接するルーバー 5 1 0 との間に隙間 5 1 2 が形成される。

30

40

【 0 0 1 5 】

図 6 は、(図 3 ~ 5 に示す) 均圧通気口 3 1 4 に使用できる例示のルーバー 5 1 0 の側面斜視図である。例示の実装態様では、ルーバー 5 1 0 は長さ L と幅 $V W$ を有する。ルーバー 5 1 0 は、前面 6 0 0 と後面 6 0 2 を含む翼状断面を有する。前面 6 0 0 は高さ $H 1$ を有し、台形の形状であり、複数の平面を含む。さらに具体的には、前面 6 0 0 は少なくとも第 1 の平面 6 0 4、第 2 の平面 6 0 6、及び第 3 の平面 6 0 8 を含む。第 1 の平面 6 0 4 は、 $x - y$ 座標面の基準座標軸 $X 1$ に対して正の角度 θ を有するように配向される。さらに具体的には、第 1 の平面 6 0 4 は、前面 6 0 0 から後面 6 0 2 まで、(図 4 に示す

50

外部エリア 406 に向かって(図 4 に示す)胴体の外面 402 から離れるように角度をなしている。角度 θ をなすことで、第 1 平面 604 により通気口 314 を横切って流れる空気 612 が航空機 102 からそれて、航空機 102 に入り込む空気の量を減らすことができる。航空機 102 に流れ込む空気を減らすことによって、抗力が減少し、航空機 102 の全体効率が上がる。

【0016】

第 2 の平面 606 は垂直方向、 $x - y$ 座表面上の水平軸 X_1 に対して実質的に直交する方向に配向される。第 3 の平面 608 は、 $x - y$ 座表面上の基準座標軸 X_2 に対して負の角度 θ を有するように配向される。さらに具体的には、第 3 の平面 608 は、前面 600 から後面 602 まで、胴体の外面 402 に向かって外部エリア 406 から離れるように角度をなしている。角度 θ により、隣接するルーバー 510 を通気口 314 内に位置決めし、圧力均等化の際に空気が通気口 314 へ流入及び/又は通気口 314 から流出するための十分な空間を作ることが可能になる。後面 602 は垂直面 610 を含み、高さ H_2 を有する。垂直面 610 は、 $x - y$ 座表面上の軸 X_1 及び X_2 に対して実質的に直交している。前面の高さ H_1 は後面の高さ H_2 よりも高い。ルーバー 510 はさらに、第 1 の平面 604 と垂直面 610 との間に結合した表面 614 を含む。表面は、 $x - y$ 座表面上の基準座標軸 X_3 に対して負の角度 θ を有するように配向される。さらに具体的には、表面 614 は、前面 600 から後面 602 まで、胴体の外面 402 に向かって外部エリア 406 から離れるように角度をなしている。角度 θ は、第 2 の平面への衝撃を減らすために、空気 612 を第 2 の平面 606 からそらすように構成される。角度 θ はまた、空気 612 の方向が航空機 102 の飛行方向に対してさらに正接するように空気 612 の方向を変更するようにも構成される。

【0017】

例示の実装態様では、各ルーバー 510 の形状に加えて、ルーバー 510 の長さ L と幅 VW の、各ルーバー 510 間の間隔 d との組み合わせにより、空力抗力を低減しながら、翼胴フェアリング 300 の適切な換気がさらに可能になる。さらに具体的には、例示の実装態様では、通気口の開口部 500 は、所定の長さ V_L と幅 VW との比率、及び所定のルーバー 510 間の間隔 d とルーバー 510 の数との比率を有する。長さ V_L と幅 VW との比率、及びルーバー 510 間の間隔 d とルーバー 510 の数との比率の値は、空洞 404 から除去されるべき空気の量に関係する航空機 102 の通常の飛行速度に依存する。

【0018】

長さ V_L と幅 VW との比率については、第 1 の端部 502 (図 5 に示す) に最も近いルーバー 510 は、他のルーバー 510 に対して通気口 314 を横切って流れる最大量の空気にさらされる。第 1 の端部 502 に最も近いルーバー 510 の第 1 の平面 604 により空気が航空機 102 からそれるため、残りのルーバー 510 と接触する空気の量が大幅に減少する。長さ V_L と幅 VW との比率が大きすぎる場合、通気口 314 は、圧力を均等化するために十分な量の空気にさらされることがない。あるいは、長さ V_L と幅 VW との比率が小さすぎる場合、通気口 314 の第 1 の端部 502 において空気にさらされる面が大きくなるため、結果的に航空機 102 への抗力が増加する。

【0019】

さらに、例示の実装態様では、通気口の開口部 500 はルーバー 510 間の所定の間隔 d とルーバー 510 の数との比率を有する。各ルーバー 510 間の間隔 d が大きすぎる場合、第 1 の平面 604 によって生じる偏向効果は、下流のルーバー 510 を空気の流れから保護することにはならない。したがって、各ルーバー 510 は大量の空気と接触し、通気口 314 への抗力が増加する。あるいは、各ルーバー 510 間の間隔 d が小さすぎる場合、第 1 の平面 604 によってそらされる空気の量が減り、この結果、空気は航空機 102 から離れるのではなく下流のルーバー 510 に向かってそらされる。ルーバー 510 間の間隔 d が広がると、長さ V_L と幅 VW との比率を維持するためにルーバー 510 の数を減らす必要がある。さらに、ルーバー 510 間の間隔 d が狭まると、長さ V_L と幅 VW との比率を維持するためにルーバー 510 の数を増やす必要がある。したがって、ルーバー

10

20

30

40

50

510間の所定の間隔dとルーバー510の数との比率は、抗力を低減しながら、適切な圧力均等化を促進するのに重要である。

【0020】

例示の実装態様では、航空機102が飛行している時、空気は通気口314を横切って方向612に流れる。通気口314により、既知の設計に比べて、航空機102への大幅な抗力を生じることなしに、外部の気流が通気口314の上をもっと自由に通過することが可能になる。さらに具体的には、通気口314の設計により生じる抗力は既存の設計に比べて小さく、フェアリングの内面400と外部エリア406との間の圧力が均等化される時に生じる抗力も既存の設計よりも小さい。さらに、前記通気口314の前記第1の端部502に近づくように配向されたルーバー510と隙間512により、前記第2の端部504に向かって連続するルーバー510と隙間512が保護され、この結果第1の端部502から第2の端部504まで空気が流れる時に通気口の効率が上がる。

10

【0021】

航空機アセンブリの均圧通気口を製造する方法が提供されている。例示の実装態様では、この方法は、第1の端部と、第1の端部の反対側にある第2の端部と、第1の側面と、第1の側面の反対側にある第2の側面とを有する開口部を形成することを含む。この方法はまた、複数のルーバーを通気口の開口部内に位置決めすることであって、各ルーバーは隣接するルーバーから所定の間隔を置いて位置決めされることにより、隣接するルーバーとの間に隙間が形成され、各ルーバーは、通気口を横切る気流効率を上げるように構成された翼状断面を含む、位置決めすることを含む。

20

【0022】

いくつかの実装態様では、方法はさらに、既知の飛行速度と、圧力均等化のために通気口から除去されるべき空気の量を使用して、通気口長さを通気口幅との比率を決定することを含む。

【0023】

いくつかの実装態様では、方法はさらに、既知の飛行速度と、圧力均等化のために通気口から除去されるべき空気の量を使用して、隣接するルーバー間の所定の間隔とルーバーの総数との比率を決定することを含む。

【0024】

いくつかの実装態様では、この方法はさらに、各ルーバーに前面と後面を形成することを含む。前面を形成することはさらに、流入してくる気流を通気口からそらすように構成されている第1の平面を水平軸に対して上向き角度をつけることを含む。

30

【0025】

本明細書に記載された均圧通気口と製造方法により、(a)第1の端部と、第1の端部の反対側にある第2の端部と、第1の側面と、第1の側面の反対側にある第2の側面とを有する開口部を形成すること、及び(b)複数のルーバーを開口部内に位置決めすることであって、各ルーバーは隣接するルーバーから所定の間隔を置いて位置決めされることにより、隣接するルーバーとの間に隙間が形成され、各ルーバーは、通気口を横切る気流効率を上げるように構成された翼状断面を含む、位置決めすることのうちの少なくとも一つが促進される。

40

【0026】

さらに、本発明は、以下の条項による実施形態を含む。

【0027】

条項1 航空機アセンブリに使用される均圧通気口であって、前記均圧通気口は、第1の端部と、第1の端部の反対側にある第2の端部と、第1の側面と、第1の側面の反対側にある第2の側面を有する開口部と、開口部内に位置決めされた複数のルーバーであって、各々が隣接するルーバーから所定の間隔を置いて位置決めされることにより隣接するルーバーとの間に隙間が形成され、各々が前記通気口を横切る気流効率を上げるように構成された翼状断面を含む複数のルーバーとを備える。

【0028】

50

条項 2 開口部が、前記第 1 の端部と第 2 の端部との間の所定の通気口長さと、前記第 1 と第 2 の側面との間に所定の通気口幅を有する、条項 1 に記載の均圧通気口。

【 0 0 2 9 】

条項 3 前記通気口の開口部は、既知の飛行速度と、圧力均等化のために前記通気口から除去されるべき空気の量を使用して決定された、所定の通気口長さと通気口幅との比率を有する、条項 2 に記載の均圧通気口。

【 0 0 3 0 】

条項 4 前記通気口は、既知の飛行速度と、圧力均等化のために前記通気口から除去されるべき空気の量を使用して決定された、隣接するルーバー間の所定の間隔とルーバーの総数との比率を有する、条項 1 に記載の均圧通気口。

10

【 0 0 3 1 】

条項 5 前記各ルーバーはさらに、前面と後面とを備える、条項 1 に記載の均圧通気口。

【 0 0 3 2 】

条項 6 前記前面は、複数の平面を含む、条項 5 に記載の均圧通気口。

【 0 0 3 3 】

条項 7 前記前面はさらに、前記前面から前記後面まで、航空機アセンブリの外表面から離れるように角度をなした第 1 の平面を含み、前記第 1 の平面は、流入してくる気流を前記通気口からそらすことによって、前記通気口に入る気流を低減するように構成されている、条項 6 に記載の均圧通気口。

20

【 0 0 3 4 】

条項 8 前記前面はさらに、水平軸に対して実質的に直交するように配向された第 2 の平面を含む、条項 7 に記載の均圧通気口。

【 0 0 3 5 】

条項 9 前記前面はさらに、前記前面から前記後面まで、航空機アセンブリの外表面に向かって角度をなした第 3 の平面を含む、条項 8 に記載の均圧通気口。

【 0 0 3 6 】

条項 10 前記後面は、水平軸に対して実質的に直交する垂直面を含む、条項 5 に記載の均圧通気口。

【 0 0 3 7 】

30

条項 11 前記前面は第 1 の高さを有し、前記後面は第 2 の高さを有し、第 2 の高さは第 1 の高さよりも低い、条項 5 に記載の均圧通気口。

【 0 0 3 8 】

条項 12 前記第 1 の端部から前記第 2 の端部まで前記通気口の上を空気が流れる時に通気口の効率を上げるために、前記通気口の前記第 1 の端部に近づくように配向されたルーバーと隙間により、前記第 2 の端部に向かって連続するルーバーと隙間が保護される、条項 1 に記載の均圧通気口。

【 0 0 3 9 】

条項 13 前記通気口はさらに、航空機アセンブリを操縦している間に、航空機アセンブリの内気圧と外気圧との間の圧力の差を均等化するように構成されている、条項 1 に記載の均圧通気口。

40

【 0 0 4 0 】

条項 14 前記通気口はさらに、航空機アセンブリへの抗力を低減するように構成されている、条項 1 に記載の均圧通気口。

【 0 0 4 1 】

条項 15 隣接するルーバー間の間隔と組み合わせて前記複数のルーバーの長さや幅を調節することにより、抗力が低減する、条項 14 に記載の均圧通気口。

【 0 0 4 2 】

条項 16 航空機アセンブリの均圧通気口を製造する方法であって、前記方法は、第 1 の端部と、第 1 の端部の反対側にある第 2 の端部と、第 1 の側面と、第 1 の側面の反対側

50

にある第2の側面とを有する開口部を形成することと、複数のルーバーを通気口の開口部に位置決めすることとであって、各ルーバーが隣接するルーバーから所定の間隔を置いて位置決めされることにより隣接するルーバーとの間に隙間が形成され、各ルーバーは、通気口を横切る気流効率を上げるように構成された翼状断面を含む、位置決めすることを含む。

【0043】

条項17 既知の飛行速度と、圧力均等化のために通気口から除去されるべき空気の使用量を使用して、通気口長さとお通気口幅との比率を決定することをさらに含む、条項16に記載の方法。

【0044】

条項18 既知の飛行速度と、圧力均等化のために通気口から除去されるべき空気の使用量を使用して、隣接するルーバー間の所定の間隔とルーバーの総数との比率を決定することをさらに含む、条項16に記載の方法。

【0045】

条項19 各ルーバーに前面及び後面を形成することをさらに含む、条項16に記載の方法。

【0046】

条項20 前面を形成することが、第1の平面を水平軸に対して上向き角度をつけることをさらに含み、第1の平面は流入してくる気流を通気口からそらすように構成される、条項19に記載の方法。

【0047】

ここに記載した説明では、ベストモードを含む種々の実装態様を開示し、且つ当業者が任意のデバイス及びシステムの作成及び使用、並びに組込まれた任意の方法の実行を含め、種々実装態様を実施することを可能にするために実施例を使用している。本開示の特許可能な範囲は特許請求の範囲によって定義されており、当業者であれば想起される他の実施例も含みうる。このような他の例は、それらが特許請求の範囲の文言と異なる構成要素を有する場合、あるいは、それらが特許請求の範囲の文言とわずかに異なる均等な構成要素を有する場合は、特許請求の範囲の範囲内にあることを意図する。

【符号の説明】

【0048】

- 3 図4の断面切断部分
- 100 航空機の製造及び保守方法
 - 102 航空機
 - 300 翼胴フェアリング
 - 302 第1の翼
 - 304 第2の翼
 - 306 胴体
 - 308 胴体の底面
 - 310 第1の翼の第1の部分
 - 312 第2の翼の第1の部分
 - 314 均圧通気口
 - 400 フェアリングの内面
 - 402 胴体の外面
 - 404 空洞
 - 406 外部エリア
 - 500 開口部
 - 501 通気口の本体
 - 502 第1の端部
 - 504 第2の端部
 - 506 第1の側面

10

20

30

40

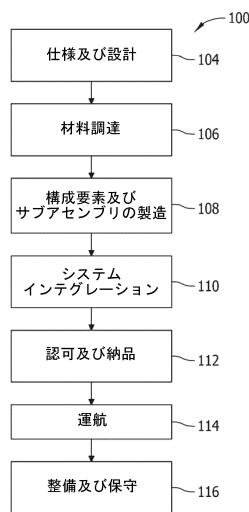
50

- 5 0 8 第 2 の側面
 - 5 1 0 ルーバー
 - 5 1 2 隙間
 - 6 0 0 前面
 - 6 0 2 後面
 - 6 0 4 第 1 の平面
 - 6 0 6 第 2 の平面
 - 6 0 8 第 3 の平面
 - 6 1 0 垂直面
 - 6 1 2 空気
 - 6 1 4 第 1 の平面と垂直面との間の表面
 - d 隣接するルーバー間の間隔
 - H 1 第 1 の高さ
 - H 2 第 2 の高さ
 - L ルーバーの長さ
 - V L 通気口長さ
 - V W 通気口幅
 - X 1 基準座標軸
 - X 2 基準座標軸
 - X 3 基準座標軸
- 基準座標軸 X 1 に対する正の角度
 基準座標軸 X 2 に対する負の角度
 基準座標軸 X 3 に対する負の角度

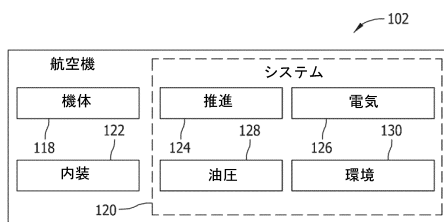
10

20

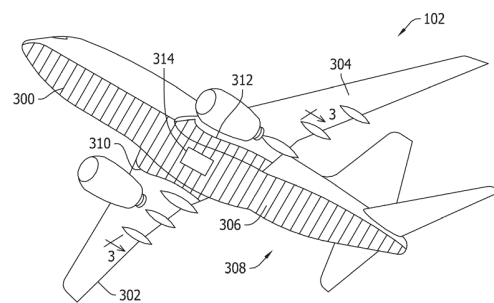
【 図 1 】



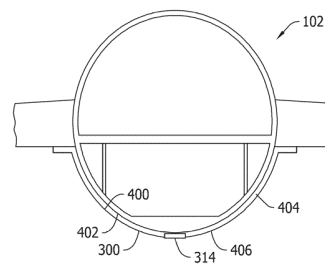
【 図 2 】



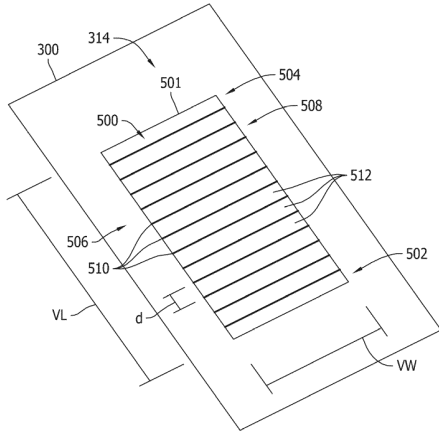
【 図 3 】



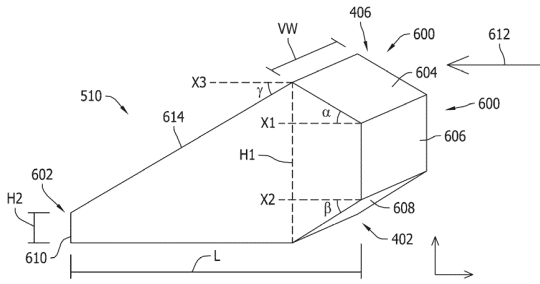
【 図 4 】



【 図 5 】



【 図 6 】



フロントページの続き

- (72)発明者 トゥオヒマー, クライド ロバート
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-2016, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100, ザ ボーイング カンパニー
- (72)発明者 トンクス, マイケル ジェームズ
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-2016, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100, ザ ボーイング カンパニー

審査官 諸星 圭祐

- (56)参考文献 特開平07-215297(JP,A)
特表2011-529010(JP,A)
米国特許出願公開第2009/0081937(US,A1)
米国特許第08651924(US,B1)
米国特許第03584567(US,A)
米国特許第03204548(US,A)
英国特許出願公開第02443841(GB,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64D 13/00 - 13/06
B64C 1/00 - 1/40
F24F 7/00 - 7/10