

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6407866号
(P6407866)

(45) 発行日 平成30年10月17日(2018.10.17)

(24) 登録日 平成30年9月28日(2018.9.28)

| | |
|--------------------------------|---------------------|
| (51) Int.Cl. | F I |
| F O 2 C 7/045 (2006.01) | F O 2 C 7/045 |
| F O 2 K 1/44 (2006.01) | F O 2 K 1/44 |
| G 1 O K 11/16 (2006.01) | G 1 O K 11/16 1 0 0 |

請求項の数 12 (全 22 頁)

| | | | |
|---------------|-------------------------------|-----------|------------------------------|
| (21) 出願番号 | 特願2015-531945 (P2015-531945) | (73) 特許権者 | 500520743 |
| (86) (22) 出願日 | 平成25年8月26日(2013.8.26) | | ザ・ボーイング・カンパニー |
| (65) 公表番号 | 特表2015-534619 (P2015-534619A) | | The Boeing Company |
| (43) 公表日 | 平成27年12月3日(2015.12.3) | | アメリカ合衆国、60606-2016 |
| (86) 国際出願番号 | PCT/US2013/056590 | | イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイド・プラザ、100 |
| (87) 国際公開番号 | W02014/042857 | (74) 代理人 | 110002077 |
| (87) 国際公開日 | 平成26年3月20日(2014.3.20) | | 園田・小林特許業務法人 |
| 審査請求日 | 平成28年8月25日(2016.8.25) | (72) 発明者 | ベネデッティ, ブレンダ |
| (31) 優先権主張番号 | 13/620,679 | | アメリカ合衆国 ワシントン 98124 |
| (32) 優先日 | 平成24年9月14日(2012.9.14) | | , シアトル, ピー. オー. ボックス |
| (33) 優先権主張国 | 米国 (US) | | 3707 |

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 小さい曲げ半径を有する金属製サンドイッチ構造体

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ナセル(112)の内壁パネル(162)のアール部(172又は174)を備え、
前記アール部(172又は174)は、空気流(144)に曝される凹状構造(190)
を有する空気流表面(188)を含み、

前記凹状構造(190)を有する前記空気流表面(188)は、前記ナセル(112)
の半径方向に沿った内径(176)の輪郭を含み、

前記アール部(172又は174)は、音響減衰部を備え、かつ1対の面シート(232、236)の間に置かれるハニカムコア(222)を有するハニカムサンドイッチ構造体として形成され、

前記アール部に設けられている前記ハニカムコアが、前記内壁パネル(162)のパレル部(170)、上方分岐壁部(166)、及び下方分岐壁部(168)のうち少なくとも1つにまで延びている、または、前記内壁パネル(162)のパレル部(170)、上方分岐壁部(166)、及び下方分岐壁部(168)のうち少なくとも1つにも設けられている、音響減衰壁パネル(160)。

【請求項 2】

前記ハニカムコア(222)は、前記面シート(232、236)に直角に方向付けられる複数のセル(226)を含む、請求項1に記載の音響減衰壁パネル(160)。

【請求項 3】

前記ハニカムサンドイッチ構造体は、金属製ハニカムサンドイッチ構造体(220)で

ある、請求項 1 または 2 に記載の音響減衰壁パネル (1 6 0)。

【請求項 4】

前記ハニカムコア (2 2 2) は、コア厚 (2 2 4) を有し、

前記空気流表面 (1 8 8) は、前記内径 (1 7 6) を有する空気流面シート (2 3 2)により提供され、

前記内径 (1 7 6) は、2 : 1 以上の内径 / コア厚比で形成される、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載の音響減衰壁パネル (1 6 0)。

【請求項 5】

前記内径 (1 7 6) は、5 . 0 8 c m (2 . 0 インチ) 以上である、請求項 1 から 4 のいずれか一項に記載の音響減衰壁パネル (1 6 0)。

【請求項 6】

前記アール部 (1 7 2 又は 1 7 4) は、複数のリブ (2 4 2) 及び前記リブ (2 4 2) とともに一体的に形成される空気流面シート (2 3 2) を有する、一体式リブ構造 (2 4 0) を備え、

前記空気流面シート (2 3 2) は、前記空気流表面 (1 8 8) を含む、請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載の音響減衰壁パネル (1 6 0)。

【請求項 7】

タービンエンジン (1 0 8) の騒音を減衰する方法であって、

ナセル (1 1 2) の中の内壁パネル (1 6 2) のアール部 (1 7 2 又は 1 7 4) の凹状空気流表面 (1 8 8) に沿って空気流 (1 4 4) を通すステップであって、前記アール部 (1 7 2 又は 1 7 4) は、ハニカムコア (2 2 2) を含むハニカムサンドイッチ構造体を備え、前記ハニカムコア (2 2 2) は 1 対の面シート (2 3 2 、 2 3 6) の間に置かれ、かつ複数のセル (2 2 6) を有し、前記アール部の前記ハニカムコアは前記内壁パネル (1 6 2) のバレル部 (1 7 0) 、上方分岐壁部 (1 6 6) 、及び下方分岐壁部 (1 6 8) のうち少なくとも 1 つにまで延びているか、または、前記内壁パネル (1 6 2) のバレル部 (1 7 0) 、上方分岐壁部 (1 6 6) 、及び下方分岐壁部 (1 6 8) のうち少なくとも 1 つにも設けられている、ステップと、

前記ハニカムサンドイッチ構造体の空気流面シート (2 3 2) の中に形成される複数のホール (2 5 4) を通って、前記複数のセル (2 2 6) を前記空気流 (1 4 4) に流体連結するステップと、

前記複数のセル (2 2 6) に流体連結された前記空気流 (1 4 4) の中の音響エネルギーを吸収するステップとを含む、

前記凹状空気流表面 (1 8 8) は凹状構造 (1 9 0) を有し、かつ前記ナセル (1 1 2) の半径方向に沿った内径 (1 7 6) の輪郭を含む、方法。

【請求項 8】

前記空気流 (1 4 4) が前記複数のセル (2 2 6) に入るように、前記空気流 (1 4 4) の一部を前記複数のホール (2 5 4) に通すステップと、

前記複数のセル (2 2 6) に入る前記空気流 (1 4 4) に応じて、音響エネルギーを吸収するステップとを更に含む、請求項 7 に記載の方法。

【請求項 9】

前記ハニカムサンドイッチ構造体は、金属製ハニカムサンドイッチ構造体 (2 2 0) である、請求項 7 または 8 に記載の方法。

【請求項 10】

前記空気流面シート (2 3 2) は、内径 (1 7 6) を有し、前記ハニカムコア (2 2 2) は、コア厚 (2 2 4) を有し、前記方法は、

2 : 1 以上の内径 / コア厚比を有する内径 (1 7 6) を前記空気流面シート (2 3 2) に与えるステップを更に含む、請求項 7 から 9 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 11】

5 . 0 8 c m (2 . 0 インチ) 以上の内径 (1 7 6) を前記空気流面シート (2 3 2) に与えるステップを更に含む、請求項 7 から 10 のいずれか一項に記載の方法。

10

20

30

40

50

【請求項 12】

請求項 1 に記載の音響減衰壁パネル (1 6 0) であって、

前記内壁パネル (1 6 2) は

円周方向の両端を有する半円形バレル部 (1 7 0) と、

前記バレル部 (1 7 0) の前記円周方向の両端から半径方向外側に伸びる上方分岐壁部 (1 6 6) 及び下方分岐壁部 (1 6 8) とを有し、

前記アール部は、上方アール部 (1 7 2) 及び下方アール部 (1 7 4) と、を有し、前記上方及び下方アール部は、前記それぞれの上及び下方分岐壁部 (1 6 6 、 1 6 8) を、前記バレル部 (1 7 0) の前記円周方向の両端に接合する、音響減衰壁パネル (1 6 0) 。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、概して、サンドイッチ構造体に関し、より詳細には、小さい曲げ半径で形成される金属製ハニカムサンドイッチ構造体に関する。

【背景技術】

【0002】

多くの商用旅客機は、推進のためにバイパスガスタービンエンジンを用いる。バイパスタービンエンジンでは、周囲の空気が、エンジン吸気口に入り、吸気口の近くに位置するファンにより加圧され、後方に加速される。ファンからの加圧された空気の比較的小さい部分が、コアエンジンの中へ通され、そこで空気は燃料と混合し、点火され、燃料空気混合物の燃焼と膨張を引き起こす。燃料空気混合物の膨張は、ファンを回転可能に駆動する。排気ノズルからの燃焼ガスの放出は、ガスタービンエンジンの推進力を増す。ファンからの加圧された空気の比較的大きな部分が、コアエンジンを囲むファンダクトを通過する。ファンダクトを出る空気は、ガスタービンエンジンの推進力のかなりの部分を供給する。

20

【0003】

逆推力装置を有するものなどの、幾つかのバイパスタービンエンジンでは、ファンダクトは、1 対の内壁により二つの半円形のファンダクトへと分岐又は分割される。内壁の各々が、全体にコアエンジンを囲む半円形バレル部を含みうる。内壁はまた、バレル部の円周方向の端から半径方向に伸びる上方壁部及び下方壁部を含みうる。上方及び下方壁部は、ファンダクトの外壁 (例えば、ファンリバーサカウル) の直径方向の両側 (例えば、上側と下側) に連結されうる。分岐されたファンダクト配列は、検査と保守のためのエンジン内部へのアクセス可能性を改善する。

30

【0004】

ガスタービンエンジンの動作効率と性能は、ファンダクトを通る空気流の空気力学を改善することにより、向上されうる。例えば、ガスタービンエンジンの燃料効率は、ファンダクトの湿った空気流表面における突起部を最小化又は除去することにより、改善される。加えて、ガスタービンエンジンの特定の性能は、ファンダクト内壁及び外壁の重量などの、エンジン構成要素の重量を最小化することにより、改善されうる。更に、ガスタービンエンジンの騒音出力は、空気流に曝されるファンダクトの湿った表面域を音響的に処理することにより、減少されうる。

40

【0005】

上述の点から、当技術分野において、ガスタービンエンジンのファンダクトの空気力学を改善し、エンジンの性能が改善されるように、ファンダクトの構成要素の重量を減少させるためのシステム及び方法に対する要求が存在する。加えて、当技術分野において、ガスタービンエンジンにおける騒音低下を成し遂げるための能力を増加させるための手段として、音響的に処理されることのできるファンダクトの湿った表面域の量を増加させるためのシステム及び方法に対する要求が存在する。

【発明の概要】

50

【 0 0 0 6 】

ガスタービンエンジンの特定の性能及び騒音出力と関連する上記の要求は、タービンエンジンのナセルのための音響減衰内壁パネルを提供する本開示により、具体的に取り組みられる。内壁パネルは、凹状構造を有する空気流表面を有するアール部を含みうる。アール部は、ナセルを通過する空気流に曝されうる。アール部は、空気流と関連する騒音を減ずるための音響減衰部を含みうる。

【 0 0 0 7 】

半円形バレル部、上方及び下方分岐壁部、並びに上方及び下方アール部を備える内壁パネルもまた、開示される。バレル部は、円周方向両端を有しうる。上方分岐壁部及び下方分岐壁部は、バレル部の円周方向両端から概して半径方向外側に方向付けられうる。内壁パネルが金属製の一体型の単一構造体として形成されるように、上方及び下方アール部は、それぞれの上方及び下方分岐壁部を、バレル部の円周方向両端に接合しうる。

10

【 0 0 0 8 】

別の実施形態において、タービンエンジンと接続されうる又は関連付けられうるナセルを有する航空機が開示される。ナセルは、ナセルを通る空気流のダクト空気流路に沿って配置される内壁パネルを有しうる。内壁パネルは、凹状構造を有する空気流表面を含むアール部を有しうる。アール部は、空気流と関連する騒音を減ずるための音響減衰部を備えうる。

【 0 0 0 9 】

タービンエンジンの騒音を減ずる方法もまた、開示される。本方法は、ナセル内に配置された内壁パネルのアール部の凹状空気流表面に沿って空気流を通すことを含みうる。アール部は、ハニカムサンドイッチ構造体を備えうる。ハニカムサンドイッチ構造体は、複数のセルを有するハニカムコアを含みうる。本方法は、ハニカムサンドイッチ構造体の空気流面シートの中に形成された複数のホールを用いてセルをファンダクト空気流に流体連結させること、及びセルに入る空気流から音響エネルギーを吸収することを、含みうる。

20

【 0 0 1 0 】

本開示の一態様により、ナセルの内壁パネルのアール部、空気流に曝される凹状構造を有する空気流表面を含むアール部、及び音響減衰部を備えるアール部を備える、音響減衰壁パネルが提供される。

【 0 0 1 1 】

有利には、アール部は、1対の表面シート及び表面シートの間に置かれたハニカムコアを有するハニカムサンドイッチ構造体を備え。そして、ハニカムコアは、表面シートに直角に方向付けられた複数のセルを含む。好ましくは、ハニカムサンドイッチ構造体は、金属製のハニカムサンドイッチ構造体である。好ましくは、ハニカムコアはコア厚を有し、空気流表面が、内径を有する空気流面シートにより準備され、内径は、およそ2:1以上の内径/コア厚比で形成される。好ましくは、内径は、およそ2.0インチ以上である。

30

【 0 0 1 2 】

有利には、アール部は、複数のリブ及びリブと共に一体的に形成された空気流面シートを有する一体式リブ構造体を備える。そして、空気流面シートは、空気流表面を備える。

【 0 0 1 3 】

本開示の別の態様によれば、円周方向両端を有する半円形バレル部を備える内壁パネルが提供される。上方分岐壁部及び下方分岐壁部が、バレル部の円周方向両端から半径方向外側に伸びる。上方アール部及び下方アール部が、それぞれの上方及び下方分岐壁部を、バレル部の円周方向両端に接合する。そして、内壁パネルは、金属製の一体型の単一構造体として形成されている。

40

【 0 0 1 4 】

有利には、内壁パネルは、ガスタービンエンジンのナセルの一部を形成する。

【 0 0 1 5 】

有利には、上方及び下方アール部は、各々、ナセルを通る空気流に曝される凹状構造を有する空気流表面を含む。

50

【0016】

有利には、上方及び下方アール部のうちの少なくとも一つは、音響減衰部を備える。

【0017】

有利には、上方及び下方アール部のうちの少なくとも一つは、ハニカムサンドイッチ構造体を備える。

【0018】

有利には、上方及び下方アール部のうちの少なくとも一つは、複数のリブ及びリブと共に一体的に形成された空気流面シートを有する一体式リブ構造体を備える。

【0019】

本開示の更に別の態様によれば、タービンエンジンと接続されたナセルを備える航空機が提供される。ナセルは、空気流のダクト空気流路に沿って配置された内壁パネルを有する。内壁パネルは、空気流に曝される凹状構造を有する空気流表面を含むアール部を有する。そして、アール部は、音響減衰部を備える。

10

【0020】

有利には、アール部は、1対の面シート及び面シートの間に置かれたハニカムコアを有する金属製ハニカムサンドイッチ構造体を備える。そして、ハニカムコアは、面シートに直角に方向付けられた複数のセルを含む。好ましくは、面シートのうちの一つは、空気流に曝される空気流表面を形成する空気流面シートを備える。そして、空気流面シートの少なくとも一部は、セルを空気流に流体連結する複数のホールを有する。好ましくは、ハニカムコアはコア厚を有し、空気流表面が、内径を有する空気流面シートにより供給され、内径は、およそ2:1以上の内径/コア厚比で形成される。好ましくは、内径は、およそ2.0インチ以上である。好ましくは、ナセルは、内壁パネルと外壁により画定される分岐したファンダクトを含み、内壁パネルは、外壁の概して半径方向の両端の間に伸びる。内壁パネルは、バレル部の円周方向の両端から半径方向外側に伸びる上方分岐壁部及び下方分岐壁部を有する半円形バレル部を備える。上方及び下方分岐壁部の各々が、それぞれの上及び下方アール部により、バレル部に接合される。そして、内壁パネルは、一体型の単一構造体として形成される。

20

【0021】

本開示の更に別の態様によれば、ナセル内の内壁パネルのアール部の凹状空気流表面に沿って空気流を通し、アール部は、複数のセルを有するハニカムコアを含むハニカムサンドイッチ構造体を備えること、ハニカムサンドイッチ構造体の空気流表面シートの中に形成された複数のホールを通してセルを空気流に流体連結すること、及びセルに流体連結された空気流の中の音響エネルギーを吸収することを含む、タービンエンジンの騒音を減じする方法が提供される。

30

【0022】

有利には、本方法は、空気流がセルに入るように、空気流の一部をホールに通すこと、及びセルに入る空気流に応じて、音響エネルギーを吸収することを、更に含む。

【0023】

有利には、ハニカムサンドイッチ構造体は、金属製ハニカムサンドイッチ構造体である。

40

【0024】

有利には、空気流面シートは、内径を有し、ハニカムコアは、コア厚を有し、本方法は、およそ2:1以上の内径/コア厚比を有する内径を持つ空気流面シートを供給することを、更に含む。

【0025】

有利には、本方法は、およそ2.0インチ以上の内径を持つ空気流面シートを供給することを、更に含む。

【0026】

上述の特徴、機能、及び利点は、本開示の様々な実施形態において独立して達成されることができるか、又は、更に他の実施形態において組み合わせられてもよく、その更なる詳

50

細は、以下の説明および図面を参照して理解されることができる。

【 0 0 2 7 】

本開示のこれらの及び他の特徴は、図面を参照することにより、より明確となるであろう。ここで、全図を通して類似の番号が類似の部品を指す。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 2 8 】

【図 1】航空機の透視図である。

【図 2】図 1 の線 2 に沿って見たガスタービンエンジンの側面図であり、本明細書で開示されるように、ガスタービンエンジンは、一つ又は複数の音響減衰内壁パネルを有するナセルを含みうる。

【図 3】図 2 の線 3 に沿って見たガスタービンエンジンの断面図であり、ガスタービンエンジンの分岐したファンダクトを通して移動する空気流を示し、内壁パネルの空気流表面に沿って通る空気流を更に示す。

【図 4】図 2 の線 4 に沿ってガスタービンエンジンを機尾方向へ見た図であり、ガスタービンエンジンの分岐したファンダクトを画定するための、内壁パネルの各々の、ナセルの外壁との接続を示す。

【図 5】図 4 の線 5 に沿って見た、内壁パネルの一つの空気流表面の透視図であり、それぞれの上方及び下方分岐壁部を半円形バレル部に接合し、一体型の単一構造体として内壁パネルを形成する、上方及び下方アール部を示す。

【図 6】図 5 の内壁パネルの非空気流側の透視図である。

【図 7】図 5 の線 7 に沿って見た内壁パネルの断面図であり、ハニカムサンドイッチ構造体として形成される内壁パネルの一体型の単一構造体を示す。

【図 8】ハニカムサンドイッチ構造体として形成される、上方アール部の断面図である。

【図 9】図 8 の線 9 に沿って見た上部アール部の断面図であり、1 対の面シート及び面シートの間に置かれるハニカムコアを有するハニカムサンドイッチ構造体を示す。

【図 10】図 9 の線 10 に沿って見た上方アール部の上面図であり、分岐ファンダクトを通る空気流にハニカムセルを流体連結するための、面シートのうちの一つの多孔構造を示す。

【図 11】ハニカムサンドイッチ構造体が、穴のあいた隔壁を含む、上方アール部の代替的实施形態の断面図である。

【図 12】図 11 の線 12 に沿って見た上方アール部の代替的实施形態の断面図であり、ハニカムサンドイッチ構造体の非空気流コア部に空気流コア部を流体連結することを可能にするために穴をあけられうる隔壁を示す。

【図 13】上方及び下方アール部が、一体式リブ構造体を備える、内壁パネルの実施形態の透視図である。

【図 14】図 13 の線 14 に沿って見た内壁パネルの断片の透視図であり、バレル部を下方分岐壁部に接続している下方アール部の一体式リブ構造体を示す。

【図 15】下方分岐壁部の面シートに接合された一体式リブ構造体のエッジ部の拡大図である。

【図 16】本明細書で開示される内壁パネルを用いて、タービンエンジンの騒音を減ずるための方法に含まれうる一つ又は複数の作業を示す流れ図である。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 2 9 】

本開示の様々な実施形態を示す目的のための図面を参照すると、本明細書に開示される、音響減衰壁パネル 160 を組込みうる一つ又は複数のガスタービンエンジン 108 を含みうる航空機 100 の透視図が、図 1 に示される。航空機 100 は、航空機 100 の前方端の機首から、航空機 100 の機尾端の尾部 104 まで伸びる胴体 102 を含みうる。尾部 104 は、航空機 100 の方向制御のための一つ又は複数の尾翼面を含みうる。航空機 100 は、1 対の翼 106、及びストラット 110 又はパイロンにより翼 106 に据え付けられうる 1 対のガスタービンエンジン 108 を更に含みうる。

【 0 0 3 0 】

本開示の内壁パネル 1 6 2 は、図 1 に示されるチューブ・アンド・ウィング航空機 1 0 0 などの固定翼旅客機に関して記載されるが、内壁パネル 1 6 2 の実施形態は、限定されることなく、任意の構成の任意の航空機に適用されうる。この点で、内壁パネル 1 6 2 は、任意の民間、商用、又は軍事航空機に適用されうる。加えて、本明細書に開示された内壁パネル 1 6 2 の実施形態は、代替的な航空機構成に適用されうるのであり、図 1 に示されたチューブ・アンド・ウィング航空機 1 0 0 の構成に限定されない。例えば、開示される実施形態は、ハイブリッド・ウィング・ボディ航空機又はブレンデッド・ウィング航空機に適用されうる。開示される実施形態は、固定翼航空機における実施に限定されず、回転翼航空機に適用されうる。更に、開示される実施形態は、航空機に限定されない。この点で、内壁パネル 1 6 2 の開示される実施形態は、限定されることなく、任意の船舶、陸上車両、航空機、及び/又は宇宙飛行体、又はそれらの任意の組合せを含む、任意の種類の任意の乗り物において実施されうる。内壁パネル 1 6 2 の開示される実施形態は、任意の非乗り物の応用においてもまた実施されうる。

10

【 0 0 3 1 】

図 2 を参照すると、ガスタービンエンジン 1 0 8 の側面図が示される。ガスタービンエンジン 1 0 8 は、上述のように、ストラット 1 1 0 により航空機 1 0 0 の翼 1 0 6 に連結されうるナセル 1 1 2 を含む。ガスタービンエンジン 1 0 8 は、ガスタービンエンジン 1 0 8 の前方端に位置する吸気口カウル 1 2 2 により画定される吸気口 1 2 0 を含む。ガスタービンエンジン 1 0 8 はまた、ファン 1 2 6 を収納するためのファンカウル 1 2 4 を含む（図 3）。ファン 1 2 6 は、吸気口 1 2 0 に入る空気を加圧してもよく、ナセル 1 1 2 の分岐ファンダクト 1 3 8（図 4）を通して空気流 1 4 4 を後方に加速してもよい。

20

【 0 0 3 2 】

図 2 において、ガスタービンエンジン 1 0 8 はまた、逆推力のために前後に移動するように構成されるトランスレーティングスリーブ（複数可） 2 0 4 を含むファンリバーサカウル 2 0 2 を有する逆推力装置アセンブリ 2 0 0 を含む。トランスレーティングスリーブ 2 0 4 の各々が、スリーブ前方端 2 0 6 及びスリーブ後方端 2 0 8 を有する。スリーブ前方端 2 0 6 は、ファンカウル 1 2 4 に隣接する。スリーブ後方端 2 0 8 及び後方カウル 1 8 6 は、全体として、分岐ファンダクト 1 3 8 のためのファンノズル 1 4 8 を形成する。検査又は保守のためのエンジン内部へのアクセスのために、ファンリバーサカウル 2 0 2 を、ヒンジビーム 1 1 6 の周りに上方に軸回転させることができるように、ファンリバーサカウル 2 0 2 は、ナセル 1 1 2 の上部にあるヒンジビーム 1 1 6 及びナセル 1 1 2 の底部にあるラッチビーム 1 1 8 によって支えられてもよい。ガスタービンエンジン 1 0 8 は、ガスタービンエンジン 1 0 8 の後方端に、主排気ノズル 1 3 4 を含む。主排気ノズル 1 3 4 は、後方カウル 1 8 6 及び主排気プラグ 1 3 6 によって画定される。

30

【 0 0 3 3 】

図 3 を参照すると、図 2 に示されるガスタービンエンジン 1 0 8 の水平断面図が示される。図 3 において、ファン 1 2 6 は、ファンカウル 1 2 4 の中に収納されうる。ファン 1 2 6 は、コアエンジン 1 2 8 から前方に伸びるシャフト（示されていない）に据え付けられうる。コアエンジン 1 2 8 は、エンジンコアカウル 1 3 0 の中に収納されうる。ファン 1 2 6 は、吸気口 1 2 0 の中に空気を引き入れ、ファンダクトを通して空気を後方に加圧及び/又は加速するために、エンジン前後軸 1 1 4 の周りに回転可能でありうる。空気の一部は、コア流路 1 3 2 を通ってもよく、コアエンジン 1 2 8 に入ってもよく、そこで、空気は、燃料と混合され、そして点火され、その燃焼を引き起こしうる。燃焼ガスは、主排気ノズル 1 3 4 を通って排出されうる。

40

【 0 0 3 4 】

図 3 において、ファン 1 2 6 により加圧される空気流 1 4 4 が、ガスタービンエンジン 1 0 8 の両側に位置する分岐ファンダクト 1 3 8 を通って後方に流れうる。分岐ファンダ

50

クト１３８の各々が、半円形外壁１４０（例えば、ファンリバーサカウル２０２）及び内壁パネル１６２により画定されうる。内壁パネル１６２の各々が、空気流１４４のダクト空気流路１４６に沿って（例えば、概して平行に方向付けられて）配置されうる。後方カウル１８６は、内壁パネル後方端１８４（図５）に据え付けられうる。内壁パネル１６２は、ガスタービンエンジン１０８の前後軸１１４の方向に沿って、軸方向の輪郭１７８（図５）を有しうる。内壁パネル１６２の軸方向の輪郭１７８は、内壁パネル１６２の中で変動する半径の複合曲率を含みうる。内壁パネル１６２は、ダクト空気流路１４６に沿って移動する空気流１４４に曝されうる空気流表面１８８を有しうる。

【００３５】

図４を参照すると、ガスタービンエンジン１０８の一部を機尾方向に見る図が示され、半円形外壁１４０の上側と下側又は上面と下面の間に伸びる内壁パネル１６２を示す。一つの実施形態において、内壁パネル１６２の各々が、外壁１４０の円周方向の両側１４２の間に（例えば、上側と下側の間に）伸びうる。内壁パネル１６２は、概して、お互いの鏡像として形成されてもよく、実質的に垂直に方向付けられた、概して平面の上方分岐壁部１６６及び実質的に垂直に方向付けられた、概して平面の下方分岐壁部１６８を有する、半円形バレル部１７０を含んでもよい。しかしながら、上方及び下方分岐壁部１６６、１６８は、非平面構成で準備されてもよく、内壁パネル１６２のバレル部１７０に対して任意の角度で方向付けられてもよい。上方及び下方分岐壁部１６６、１６８は、バレル部１７０の円周方向の両端から、半径方向外向き（例えば、半径方向上向き及び半径方向下向き）に伸びうる。

【００３６】

図４において、各内壁パネル１６２は、有利には、上方及び下方分岐壁部１６６、１６８をバレル部１７０に接合するための、上方アール部１７２及び下方アール部１７４を、含みうる。上方アール部１７２及び下方アール部１７４は、空気力学的に滑らかで連続する仕方で、バレル部１７０を上方及び下方分岐壁部１６６、１６８へ移行するための手段を提供する。この点で、上方アール部１７２及び下方アール部１７４は、上方及び下方分岐壁部１６６、１６８とバレル部１７０の接合箇所では機械的ジョイント（示されていない）を必要とせずに、内壁パネル１６２を一体型の単一構造体１６４として形成するための手段を提供する。

【００３７】

図５を参照すると、単一構造体１６４として形成される内壁パネル１６２が示される。上方及び下方アール部１７２、１７４は、内壁パネル前方端１８２から内壁パネル後方端１８４まで伸びうる。上方及び下方アール部１７２、１７４の各々が、空気流１４４に曝される凹状構造１９０を有する空気流表面１８８を含む。上方及び下方アール部１７２、１７４は、ナセル１１２の軸方向に沿った（例えば、前後軸１１４に平行な）軸輪郭１７８及びナセル１１２の半径方向に沿った内径１７６の輪郭を含む、二重の輪郭１８０で形成されうる。

【００３８】

図６を参照すると、内壁パネル１６２の非空気流側が示される。内壁パネル１６２の非空気流側は、分岐ファンダクト１３８を通る空気流１４４に直接に曝されない内壁パネル１６２の側を含む。内壁パネル１６２は、ガスタービンエンジン１０８と関連する他のシステムとインターフェイス接続するための一つ又は複数の特徴を含みうる。例えば、内壁パネル１６２は、逆推力装置作動システム（示されていない）とインターフェイス接続するための一つ又は複数の特徴を含みうる。この点で、内壁パネル１６２は、逆推力装置作動システムの一部として内壁パネル１６２に局所的に形成されうる、一つ又は複数の、ドラグリンクを取り付けるカットアウト２１２を含みうる。加えて、内壁パネル１６２は、タービンエンジン１０８と関連する一つ又は複数のシステムの通過のために、内壁パネル前方端１８２に形成されうる、一つ又は複数のノッチ又はカットアウト２１０を含みうる。

【００３９】

図５及び図６を参照すると、一つの実施形態において、内壁パネル１６２は、有利には

10

20

30

40

50

、金属製の一体型の単一構造体 164 として形成されうる。一つの実施形態において、内壁パネル 162 は、金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 を含む、内壁パネル 162 の一つ又は複数の部品とともに形成されうる。例えば、上方及び／又は下方アール部 172、174 は、金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 として、別に形成されうる。内壁パネル 162 のバレル部 170 及び／又は上方及び／又は下方分岐壁部 166、168 などの他の部もまた、金属製ハニカムサンドイッチ構造で別に形成され、上方及び下方アール部 172、174 と溶接又はろう接などにより接合され、一体型の単一構造体 164 を形成しうる。代替的に、上方及び／又は下方アール部 172、174、バレル部 170、及び／又は上方及び下方分岐壁部 166、168 が、連続した一体型の単一構造体として最初に形成されうるということが、考えられる。例えば、内壁パネル 162 は、連続した一体型の単一の金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 として、最初に形成されうる。

10

【0040】

より詳細に以下に記載される実施形態において、上方及び／又は下方アール部 172、174 は、金属製ハニカムサンドイッチ構造 220 の上方及び／又は下方アール部 172、174 を形成することの代替として、任意選択的に、図 13 から図 15 に示されるような一体式リブ構造体 240 として別に形成されうる。しかしながら、上方及び／又は下方アール部 172、174 が、ハニカムサンドイッチ構造体 220 の代わりに、一体式リブ構造体 240 として形成される実施形態において、バレル部 170 又は上方及び／又は下方分岐壁部 166、168 などの、上方及び／又は下方アール部 172、174 の残りの部のうちの一つ又は複数が、金属製ハニカムサンドイッチ構造 220 で別に形成され、その後、上方及び／又は下方アール部 172、174 の一体式リブ構造体 240 に、溶接継ぎ目 248 (図 13) に沿ってろう接及び／又は溶接などにより接合され、図 13 に示され、以下に記載されるような、最終の一体型の単一構造体 164 を形成しうる。

20

【0041】

図 5 及び図 6 を更に参照すると、内壁パネル 162 を単一構造体 164 として形成することは、バレル部 170 を上方及び下方分岐壁部 166、168 に接合するために追加の取付け具 (示されていない) 及び機械的締結具 (示されていない) を必要とする多片の内壁パネル (示されていない) に比べて、いくつかの著しい利点を提供しうる。例えば、内壁パネル 162 を単一構造体 164 として形成することは、ガスタービンエンジン 108 のために軽量化を提供しうる。加えて、内壁パネル 162 を単一構造体 164 として形成することは、部品点数を削減し、内壁パネル 162 の製造能力を改善しうる。更に、内壁パネル 162 を単一構造体 164 として形成することは、多片の内壁パネル (示されていない) に比べて内壁パネル 162 の作動寿命又は疲労寿命の増加に帰結しうる。更に、内壁パネル 162 を単一構造体 164 として形成することは、エンジンと逆推力装置アセンブリ 200 の間のクリアランス問題を回避しうる。この点で、内壁パネル 162 を単一構造体 164 として形成することは、内壁パネル 162 とコアエンジン 128 の間の比較的小さなスペース内にルート決めされうる種々のシステムと構造のために追加の実装スペースを提供しうる。

30

【0042】

加えて、上方及び下方アール部 172、174 は、有利には、比較的小さい内径 176 で形成されうる。これは、比較的大きい半径 (示されていない) で形成されたアール部を有する分岐ファンダクトと関連付けられるであろう小さい断面積と比較して、分岐ファンダクト 138 の断面積を最大化することにより、分岐ファンダクト 138 の空気力学を改善させうる。更に、内壁パネル 162 の上方及び下方アール部 172、174 は、分岐ファンダクト 138 を通過している空気流 144 の空気力学の流れの特性を改善しうる、上方及び下方分岐壁部 166、168 から半円形バレル部 170 への空気力学的に滑らかな移行を提供しうる。分岐ファンダクト 138 の改善された空気力学は、ガスタービンエンジン 108 の運転効率の増加に帰結しうる。

40

【0043】

50

図 5 及び図 6 を更に参照すると、内壁パネル 162 の各々の上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 172、174 が、上記のように、金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 として形成されうる。金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 は、複数の管状セル 226 (図 10) 及びコア 222 の両側の 1 対の金属製面シート 232、236 を有する金属コア 222 を含みうる。空気流 144 に曝される面シート (例えば、図 7 の空気流面シート 232) が、比較的小さい内径 176 (図 8) を有しうるように、上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 172、174 が、形成されうる。加えて、上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 172、174 は、多孔構造 252 を有しうる。上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 172、174 が、内壁パネル 162 の音響減衰部として働きうるように、空気流面シート 232 の多孔構造 252 は、セル 226 の空気流 144 への流体連結を容易にしうる。

10

【 0044 】

有利には、上方及び下方アール部 172、174 は、多孔構造を欠くアール部 (示されていない) の音響減衰能力に比べて、内壁パネル 162 の音響減衰能力を増加させうる。上方及び下方アール部 172、174 が、内壁パネル 162 の全体的な騒音低減能力の著しい増加を提供しうる。ここで、バレル部 170 及び / 又は上方及び / 又は下方分岐壁部 166、168 もまた、多孔構造 252 を有する面シート 232、236 を提供されうる。この点で、上方及び下方アール部 172、174 は、バレル部 170 により又は内壁パネル 162 の上方及び下方分岐壁部 166、168 により提供される湿った単位表面積当たりの音響減衰よりも大きい量の、湿った単位表面積当たりの音響減衰を提供しうる。

20

【 0045 】

図 7 を参照すると、一体型の単一構造体 164 を含む内壁パネル 162 の実施形態の断面図が示される。示される実施形態において、内壁パネル 162 は、コア 222 及び金属材料から形成される面シート 232、236 を有する金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 を含みうる。上方及び下方アール部 172、174 は、ガスタービンエンジン 108 の運転寿命の間、大きな温度変化に耐える能力のある金属材料から形成されうる。例えば、上方及び下方アール部 172、174 を含む内壁パネル 162 の面シート 232、236 の空気流表面 188 は、およそ - 40 ° F (又はより低い) からおよそ 800 ~ 1000 ° F まで又はより高い範囲の温度に曝されうる。加えて、上方及び下方アール部 172、174 を含む内壁パネル 162 は、金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 の面シート 232、236 を横切って、およそ 400 ~ 500 ° F までの又はより大きい温度勾配に耐える能力のある材料 (複数可) から形成されうる。この点で、上方及び / 又は下方アール部 172、174 を含む内壁パネル 162 は、チタンコア 222 及びチタン面シート 232、236 を有しうる。しかしながら、上方及び / 又は下方アール部 172、174 を含む内壁パネル 162 は、チタン合金又は他の金属材料又はその合金で形成されうる。例えば、面シート 232、236 及び / 又はハニカムコア 222 は、鋼、インコネル (商標) などのニッケル合金及び他の合金を含みうる。

30

【 0046 】

図 8 を参照すると、ハニカムサンドイッチ構造 220 から形成される上方アール部 172 の実施形態の断面図が示される。上方アール部 172 は、有利には、空気力学的に滑らかで連続する仕方で、バレル部 170 から上方分岐壁部 166 への滑らかな移行を提供するように、構成される。上記のように、上方アール部 172 は、個別の構成要素として形成されてもよく、その後、ろう接、溶接又は上方分岐壁部 166 をバレル部 170 にシームレスに相互接続するための他の手段などにより、上方分岐壁部 166 及びバレル部 170 に接合されてもよい。下方アール部は、上方アール部 172 と類似の仕方で、形成され、バレル部 170 に組立てられうる。

40

【 0047 】

図 8 において、上方アール部 172 は、有利には、空気流面シート 232 により画定される比較的小さい内径 176 で形成される。コア 222 は、上方アール部 172 の円周方向の両端の間でコア高さに著しい変動がない、概して一定であるコア厚 224 で形成され

50

うる。一つの実施形態において、上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 174 の金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 は、およそ 2 : 1 以上の内径 / コア厚比で形成されうる。例えば、およそ 1 . 0 インチのコア厚 224 に対して、空気流面シート 232 は、およそ 2 . 0 インチ以上の内径 176 で形成されうる。一つの実施形態において、上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 174 は、およそ 2 : 1 から 4 : 1 の間の内径 / コア厚比で形成されうる。しかしながら、上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 174 は、限定されることなく、任意の内径 / コア厚比で形成されうる。ガスタービンエンジン 108 に関して、上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 174 は、およそ 0 . 25 インチ以上のコア厚 224 を有するハニカムコア 222 を有しうる。例えば、上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 174 のコア厚 224 は、およそ 0 . 25 インチから 1 . 50 インチまでの範囲でありうる。しかしながら、ハニカムコア 222 は、限定されることなく、任意の厚さで提供されうる。

10

【0048】

図 9 を参照すると、上方アール部 172 のハニカムサンドイッチ構造 220 が示され、面シート 232、236 に対して概して直角に方向付けられた複数の管状セル 226 を含むハニカムコア 222 を図示している。ハニカムサンドイッチ構造 220 の面シート 232、236 は、少なくともおよそ 0 . 015 インチの面シート厚 234、238 で提供されうる。例えば、各面シート 232、236 は、およそ 0 . 030 から 0 . 050 インチまでの範囲の面シート厚 234、238 で提供されうる。しかしながら、面シート 232、236 の各々は、0 . 015 インチ未満又は 0 . 050 インチより大きい面シート厚 234、238 を含む、限定されることなく、任意の面シート厚 234、238 で提供されうる。更に、コアエンジン 128 の両側の面シート 232、236 は、異なる面シート厚 234、238 で提供されてよく、同じ面シート厚 234、238 を有することは、必ずしも必要とされない。空気流面シート厚 234 は、空気流面シート 232 の内径 176 の関数として、選択されうる。例えば、上方アール部 172 の比較的小さい内径 176 又は空気流面シート 232 の多孔構造は、比較的厚い面シート厚 234 を要求しうる。

20

【0049】

図 9 において、空気流面シート 232 は、多数のホール 254 を含む多孔構造 252 を伴って提供されうる。空気流面シート 232 の多孔構造 252 は、以下でより詳細に記載されるように、音響減衰目的のために空気流 144 とセル 226 の内部の間の流体連絡を容易にしうる。一つの実施形態において、コア 222 は、任意選択で、コア 222 と非空気流面シート 236 の間の境界面でのスロット構成（示されていない）で提供されうる。コア 222 のスロット構成は、雨による水、又はジェット燃料若しくは油圧油などの他の流体などの、セル 226 に閉じ込められた流体から、さもなければ生じうる腐食を回避するため、セル 226 からの流体の排流を容易にしうる。

30

【0050】

図 10 を参照すると、上方アール部 172 の平面図が示され、ハニカムコア 222 のセル 226 及び空気流面シート 232 の多孔構造 252 を示す。ハニカムコア 222 のセル 226 は、六角形の形状で示されているが、コア 222 は、限定されないが、正方形又は長方形などの直角形状、又は三角形などの他の形状を含む、種々の異なる断面形状のうちの任意の一つを有するセル 226 を有しうる。セル 226 の形状は、望まれうる音響減衰特性に基づいて、選択されうる。加えて、セル 226 の形状は、内径 176 の大きさ及び上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 174 の軸方向の長さに沿った曲率の変動を考慮して、選択されうる。例えば、上方及び / 又は下方アール部 172、174 の半径方向に沿って比較的小さい内径 176 で、及び軸方向に沿って比較的大きい又はわずかな曲率半径でコア 222 を形成することの助けとなる、セル形状寸法を有するコア 222 が、選択されうる。

40

【0051】

同じ点で、コア 222 の中のセル 226 のセル幅 228 が、防音の考慮、製造可能性及び他の要因に基づいて、選択されうる。一つの実施形態において、上方アール部 172 及

50

びノ又は下方アール部 174 は、およそ 0.25 から 1.0 インチまでの範囲のセル幅 228 を有するコア 222 を持ちうる。しかしながら、コア 222 は、0.25 インチより小さい又は 1.0 インチより大きいセル幅 228 を有しうる。一つの実施形態において、セル幅 228 は、およそ 0.25 から 0.50 インチの範囲でありうる。例えば、コア 222 は、およそ 0.38 インチのセル幅 228 を有しうる。各セル 226 は、比較的小さい厚さを有しうるセル壁により、囲まれうる。例えば、コア 222 は、およそ 0.001 から 0.010 インチの間又はそれより大きいフォイル厚 230 を有するフォイルで形成されうる。

【0052】

図 10 において、空気流面シート 232 は、セル 226 と分岐ファンダクト 138 を通る空気流 144 の間の流体連絡を容易にするための多孔構造 252 を有しうる。空気流面シート 232 の反対に位置する非空気流面シート 236 は、非多孔又は非中空でありうる。空気流面シート 232 のホール 254 は、ホール 254 のない空気流面シート 232 の総表面積のおよそ 3 パーセントから 20 パーセントまでの範囲にある合計断面積を有しうる。一つの実施形態において、ホール 254 は、およそ 4 から 16 パーセントまでの範囲にある合計断面積を有しうる。ホール 254 の合計断面積の選択は、防音の考慮に基づきうる。一つの実施形態において、ホール 254 は、およそ 8 パーセントの範囲の合計断面積を有しうる。

【0053】

図 10 において、ホール 254 は、概して円形であるとして示されているが、空気流面シート 232 の多孔構造 252 は、円形のホール 254 に限定されない、任意の構成のホール 254 を用いて達成されうる。例えば、ホールは、スロットとして又は種々の他の形状のうちの任意の一つで、形成されうる。一つの実施形態において、ホール 254 は、およそ 0.010 インチから 0.100 インチまでの範囲のホール直径 256 を有しうる。例えば、ホール 254 は、およそ 0.070 インチから 0.080 インチまでの範囲のホール直径 256 を有しうる。他の実施形態において、ホール 254 は、およそ 0.040 インチのホール直径 256 を有しうる。ホール直径 256 の選択は、防音の考慮に基づきうる。ホール 254 は実質的に均一の間隔を有するとして示されているが、ホール 254 は、非均一の間隔、又は各分岐ファンダクト 138 の中の所与の場所で所望の音響減衰能力を提供するように局所的に変化又は適合されうる間隔を含む、任意の間隔で提供されうる。上記のように、ホール 254 は、限定されることなく、任意の大きさ、形及び間隔で提供されうる。この点について、ホール 254 及びセル 226 は、所望の周波数にタービンエンジン 108 の騒音レベルを低下させる手段として、分岐ファンダクト 138 を通る空気流 144 の音響エネルギーを減じるような大きさ及び構成にされうる。更に、空気流面シート 232 は、ワイヤーメッシュ（示されていない）を含みうる。加えて、空気流面シート 232 は、穴のあいたシートの上又は下にワイヤーメッシュを伴うホールのあいたシート（示されていない）、又は種々の異なる層構成のうちの任意の一つで配列された、穴のあいたシート及びワイヤーメッシュ又は他の材料（例えば、焼結フェルト）の積層（示されていない）などの層構造を有しうる。

【0054】

図 11 を参照すると、ハニカムサンドイッチ構造 220 が、音響減衰目的のために隔壁 258 を含みうる、上方アール部 172 の代替的实施形態の断面図が示される。隔壁 258 はまた、下方アール部 174 の中に、又は内壁パネル 162 の任意の他の区域の中に組み入れられうる。隔壁 258 は、コア 222 を、空気流面シート 232 に隣接して置かれた空気流コア部 264 及び非空気流面シート 236 に隣接して置かれた非空気流コア部 266 を含む、二つの別々のコア部に分離しうる。

【0055】

図 12 を参照すると、隔壁 258 は、ハニカムコア 222 の合計コア厚 268 のおよそ 15 から 50 パーセントの間の隔壁深さ 262 に置かれうる。例えば、隔壁 258 は、合計コア厚 268 のおよそ 20 から 30 パーセントの間（例えば、25 パーセント）の隔壁

10

20

30

40

50

深さ 2 6 2 に置かれうる。隔壁 2 5 8 は、foil 又はワイヤーメッシュなどの比較的薄い膜を含みうる。隔壁 2 5 8 は、およそ 0 . 0 1 0 から 0 . 0 3 0 インチの間の範囲の隔壁厚 2 6 0 を有しうる。例えば、隔壁 2 5 8 は、およそ 0 . 0 1 8 インチの隔壁厚 2 6 0 を有しうる。

【 0 0 5 6 】

一つの実施形態において、隔壁 2 5 8 は、セル 2 2 6 の各々の中の隔壁 2 5 8 の部分が、空気流コア部 2 6 4 と非空気流コア部 2 6 6 の間の流体連絡を可能にする複数の比較的小さな穿孔を有するように、穴をあけられうる。一つの実施形態において、穿孔の各々は、レーザで穴をあけられてもよく、およそ 0 . 0 0 5 から 0 . 0 1 5 インチまでの範囲の穿孔幅（例えば、直径）を有しうる。一つの実施形態において、穿孔は、およそ 0 . 0 0 8 から 0 . 0 1 0 インチの間の穿孔幅を有しうる。穿孔は、実質的に均一に分布されてもよく、穿孔のない隔壁 2 5 8 の断面積のおよそ 1 から 3 パーセント（例えば、およそ 2 パーセント）の範囲の合計断面積を、穿孔が有するような幅と量で、提供されうる。しかしながら、隔壁はまた、穴のあいていない構成で提供されうる。

【 0 0 5 7 】

図 1 3 を参照すると、上方アール部 1 7 2 及び / 又は下方アール部 1 7 4 が一体式リブ構造 2 4 0 として形成されうる、内壁パネルの代替的实施形態の透視図が、示される。一体式リブ構造 2 4 0 は、バレル部 1 7 0 の円周方向の端から上方分岐壁部 1 6 6 及び / 又は下方分岐壁部 1 6 8 への滑らかな移行を形成するように構成されうる。各一体式リブ構造 2 4 0 は、一体式リブ構造 2 4 0 の一部として空気流面シートと共に一体的に形成されうる複数のリブ 2 4 2 を含みうる。例えば、各一体式リブ構造 2 4 0 は、金属材料から機械で作られうる又は形成されうる一体型のフレーム部材を含みうる。この点について、一体式リブ構造 2 4 0 は、金属棒原料又は板原料などの金属原料から機械で作られうる。しかしながら、一体式リブ構造 2 4 0 は、複数のリブ 2 4 2 と共に空気流面シートを一体的に形成するための任意の他の適当な製造プロセスを用いて形成されうる。

【 0 0 5 8 】

図 1 3 に示される実施形態において、各一体式リブ構造 2 4 0 のリブ 2 4 2 は、互いに概して平行であってもよく、且つ内壁パネル 1 6 2 の軸方向に対し概して直角に方向付けられてもよい。しかしながら、リブ 2 4 2 は、互いに対して任意の角度で形成されてもよく、内壁パネル 1 6 2 の軸方向に直角に方向付けられることに限定されない。一体式リブ構造 2 4 0 は、一体的に形成された空気流面シート 2 3 2 の反対側に面シートがなくてもよい。一体式リブ構造 2 4 0 の空気流面シート 2 3 2 は、分岐ファンダクト 1 3 8 を通る空気流 1 4 4 に曝されてもよく、図 5 に示される凹状構造 1 9 0 に類似した比較的小さい内径 1 7 6 の凹状構造 1 9 0 を有する空気流表面 1 8 8 を形成してもよい。

【 0 0 5 9 】

図 1 4 を参照すると、バレル部 1 7 0 及び下方分岐壁部 1 6 8 への一体式リブ構造 2 4 0 の接続を示す内壁パネル 1 6 2 の断面図が示される。示される実施形態において、一体式リブ構造 2 4 0 は、一体式リブ構造 2 4 0 の上側及び下側の向かい合うエッジ部 2 4 4 に対し概して直角に伸びるように示される複数のリブ 2 4 2 を含む。エッジ部 2 4 4 は、一体式リブ構造 2 4 0 のリブ 2 4 2 及び空気流面シート 2 3 2 と一体的に形成されうる。一つの実施形態において、一体式リブ構造 2 4 0 は、一体式リブ構造 2 4 0 のリブ 2 4 2 及び空気流面シート 2 3 2 が、バレル部 1 7 0 と上方及び / 又は下方分岐壁部 1 6 6 、 1 6 8 の間で荷重を移動しうるように、構成されうる。有利には、一体式リブ構造 2 4 0 の空気流面シート 2 3 2 、 リブ 2 4 2 及びエッジ部 2 4 4 を一体的に形成することにより、内壁パネル 1 6 2 の部品点数が低減され、製造及び組立てを簡単化しうる。

【 0 0 6 0 】

図 1 5 を参照すると、一体式リブ構造 2 4 0 の下方エッジ部 2 4 4 と下方分岐壁部 1 6 8 の間のジョイントが示される。一体式リブ構造 2 4 0 のエッジ部 2 4 4 は、バレル部 1 7 0 及び / 又は上方及び下方分岐壁部 1 6 6 、 1 6 8 と一体式リブ構造 2 4 0 との接合を容易にするように、構成されうる。例えば、エッジ部 2 4 4 の各々が、バレル部 1 7 0 及

10

20

30

40

50

びノ又は分岐壁部 166、168 の面シートと一致するため、1 対のリップ 246 を有する C 形断面で形成されうる。リップ 246 は、バレル部 170 及びノ又は分岐壁部 166、168 の面シート 232、236 と相補的であるように、大きさを決められ、構成されうる。この点について、エッジ部 244 の各々のリップ 246 は、隣接するバレル部 170 及びノ又は分岐壁部の空気流面シートと非空気流面シートの間隔に実質的に類似した、その間隔を有しうる。加えて、一体式リブ構造 240 のエッジ部 244 のリップ 246 の各々は、溶接継ぎ目 248 に沿って隣接する面シートへの各リップのろう接又は溶接を容易にすることに対応する厚さに類似した厚さを有しうる。

【0061】

図 16 を参照すると、本明細書で開示される上方及び下方アール部 172、174 を組み入れている内壁パネル 162 を用いて、タービンエンジン 108 の騒音を減じる方法の流れ図が示される。上記のように、上方及び下方アール部 172、174 のハニカムサンドイッチ構造 220 の多孔構造 252 は、有利には、多孔構造を欠く内壁パネル（示されていない）の音響減衰能力と比べて、音響減衰能力の増加を内壁パネル 162 へ提供する。

10

【0062】

図 16 の方法 300 のステップ 302 は、ナセル 112 内の内壁パネル 162 の上方アール部 172 及びノ又は下方アール部 174 の空気流表面 188 に沿って空気流 144 を通すことを含みうる。上方及びノ又は下方アール部 172、174 は、図 5 から図 12 に示されるように、金属製ハニカムコア 222 及び金属製面シート 232、236 を有する金属製ハニカムサンドイッチ構造体 220 として形成されうる。代替的に、上方及びノ又は下方アール部 172、174 は、図 13 から図 15 に示されるように、一体式リブ構造 240 として形成されうる。金属製ハニカムサンドイッチ構造 220 で形成される上方及びノ又は下方アール部 172、174 の実施形態について、上方及びノ又は下方アール部 172、174 の空気流面シート 232 は、上記のように、およそ 2 : 1 以上の内径 / コア厚比を有する内径 176 で形成されうる。例えば、およそ 1.0 インチのコア厚 224 に対して、上方アール部 172 は、空気流面シート 232 が、およそ 2.0 インチ以下の比較的小さい内径 176 を有するように、形成されうる。

20

【0063】

図 16 の方法 300 のステップ 304 は、上方及びノ又は下方アール部 172、174 のハニカムサンドイッチ構造体 220 の空気流面シート 232 の中に形成された複数のホール 254 を用いて、セル 226 を空気流 144 に流体連結することを含みうる。上記のように、ホール 254 は、空気流面シート 232 の湿った表面積に対して、ホール 254 の所望の合計断面積を提供するように、大きさを決められ、構成されうる。例えば、上方及びノ又は下方アール部 172、174 の空気流面シート 232 は、ホール 254 のない空気流面シート 232 の湿った表面積のおよそ 3 から 20 パーセントまで（例えば、4 から 16 パーセントまで）の範囲の合計断面積を有する複数のホール 254 を含みうる。

30

【0064】

図 16 の方法 300 のステップ 306 は、空気流 144 がハニカムコア 222 のセル 226 に入るように、空気流 144 の一部をホール 254 に通すことを含みうる。上記のように、ホール 254 並びに上方及び下方アール部 172、174 は、内壁パネル 162 の音響減衰能力を高めうる。この点について、上方及び下方アール部 172、174 は、内壁パネル 162 の残りの部分の単位表面積当たりの音響減衰より大きい単位表面積当たりの音響減衰の量を提供しうる。

40

【0065】

図 16 の方法 300 のステップ 308 は、セル 226 に入る空気流 144 に応じて、空気流 144 の音響エネルギーを吸収することを含みうる。例えば、セル 226 に入る空気流 144 の中の音響エネルギーは、熱に変えられ、タービンエンジン 108 の騒音出力の減少に帰結しうる。空気流面シート 232 の中のホール 254 の大きさ、形、及び構造並びにコア 222 のセル 226 の大きさ及び形は、空気流 144 の分岐ファンダクト 138

50

の通過により生成される騒音の所望の周波数帯域を減衰させるように、適合されうる。

【 0 0 6 6 】

本開示の追加の修正及び改良は、当業者には明らかであろう。したがって、本明細書に記載され説明される、部品の特定の組み合わせは、本開示のある実施形態のみを表すことを意図されており、本開示の精神及び範囲内にある代替的な実施形態又は装置の限定として働くことを意図されていない。

また、本発明は以下に記載する態様を含む。

(態様 1)

ナセル (1 1 2) の内壁パネル (1 6 2) のアール部 (1 7 2 又は 1 7 4) を備え、
前記アール部 (1 7 2 又は 1 7 4) は、空気流 (1 4 4) に曝される凹状構造 (1 9 0) を有する空気流表面 (1 8 8) を含み、

10

前記アール部 (1 7 2 又は 1 7 4) は、音響減衰部を備える、音響減衰壁パネル (1 6 0) 。

(態様 2)

前記アール部 (1 7 2 又は 1 7 4) は、1 対の面シート (2 3 2 、 2 3 6) 及び前記面シート (2 3 2 、 2 3 6) の間に置かれるハニカムコア (2 2 2) を有するハニカムサンドイッチ構造体を備え、

前記ハニカムコア (2 2 2) は、前記面シート (2 3 2 、 2 3 6) に直角に方向付けられる複数のセル (2 2 6) を含む、態様 1 に記載の音響減衰壁パネル (1 6 0) 。

20

(態様 3)

ハニカムサンドイッチ構造体は、金属製ハニカムサンドイッチ構造体 (2 2 0) である、態様 1 又は 2 に記載の音響減衰壁パネル (1 6 0) 。

(態様 4)

ハニカムコア (2 2 2) は、コア厚 (2 2 4) を有し、
前記空気流表面 (1 8 8) は、内径 (1 7 6) を有する空気流面シート (2 3 2) により提供され、

前記内径 (1 7 6) は、およそ 2 : 1 以上の内径 / コア厚比で形成される、態様 1 から 3 のいずれか一つに記載の音響減衰壁パネル (1 6 0) 。

(態様 5)

内径 (1 7 6) は、およそ 2 . 0 インチ以上である、態様 1 から 4 のいずれか一つに記載の音響減衰壁パネル (1 6 0) 。

30

(態様 6)

前記アール部 (1 7 2 又は 1 7 4) は、複数のリブ (2 4 2) 及び前記リブ (2 4 2) とともに一体的に形成される空気流面シート (2 3 2) を有する、一体式リブ構造 (2 4 0) を備え、

前記空気流面シート (2 3 2) は、前記空気流表面 (1 8 8) を含む、態様 1 から 5 のいずれか一つに記載の音響減衰壁パネル (1 6 0) 。

(態様 7)

円周方向の両端を有する半円形バレル部 (1 7 0) と、
前記バレル部 (1 7 0) の前記円周方向の両端から半径方向外側に伸びる上方分岐壁部 (1 6 6) 及び下方分岐壁部 (1 6 8) と、

40

前記それぞれの上方及び下方分岐壁部 (1 6 6 、 1 6 8) を、前記バレル部 (1 7 0) の前記円周方向の両端に接合する、上方アール部 (1 7 2) 及び下方アール部 (1 7 4) とを備え、

金属製の一体型の単一構造体 (1 6 4) として形成される、内壁パネル (1 6 2) 。

(態様 8)

ガスタービンエンジン (1 0 8) のナセル (1 1 2) の一部を形成する、態様 7 に記載の内壁パネル (1 6 2) 。

(態様 9)

前記上方及び下方アール部 (1 7 2 、 1 7 4) は、各々、ナセル (1 1 2) を通る空気

50

流（１４４）に曝される凹状構造（１９０）を有する空気流表面（１８８）を含む、態様７又は８に記載の内壁パネル（１６２）。

（態様１０）

前記上方及び下方アール部（１７２、１７４）のうちの少なくとも一つは、音響減衰部を備える、態様７から９のいずれか一つに記載の内壁パネル（１６２）。

（態様１１）

前記上方及び下方アール部（１７２、１７４）のうちの少なくとも一つは、ハニカムサンドイッチ構造体を備える、態様７から１０のいずれか一つに記載の内壁パネル（１６２）。

（態様１２）

上方及び下方アール部（１７２、１７４）のうちの少なくとも一つは、複数のリブ（２４２）及び前記リブ（２４２）とともに一体的に形成される空気流面シート（２３２）を有する一体式リブ構造（２４０）を備える、態様７から１１のいずれか一つに記載の内壁パネル（１６２）。

（態様１３）

タービンエンジン（１０８）に接続されるナセル（１１２）であって、空気流（１４４）のダクト空気流路（１４６）に沿って配置される内壁パネル（１６２）を有するナセル（１１２）を備え、

前記内壁パネル（１６２）は、空気流（１４４）に曝される凹状構造（１９０）を有する空気流表面（１８８）を含むアール部（１７２又は１７４）を有し、

前記アール部（１７２又は１７４）は、音響減衰部を備える、航空機。

（態様１４）

前記アール部（１７２又は１７４）は、１対の面シート（２３２、２３６）及び前記面シート（２３２、２３６）の間に置かれるハニカムコア（２２２）を有する金属製ハニカムサンドイッチ構造体（２２０）を備え、

前記ハニカムコア（２２２）は、前記面シート（２３２、２３６）に直角に方向付けられる複数のセル（２２６）を含む、態様１３に記載の航空機。

（態様１５）

面シートは、空気流（１４４）に曝される空気流表面（１８８）を形成する空気流面シート（２３２）を含み、

前記空気流面シート（２３２）の少なくとも一部は、前記空気流（１４４）に前記セル（２２６）を流体連結させる複数のホール（２５４）を有する、態様１３又は１４に記載の航空機。

（態様１６）

ハニカムコア（２２２）は、コア厚（２２４）を有し、

前記空気流表面（１８８）は、内径（１７６）を有する空気流面シート（２３２）により提供され、

前記内径（１７６）は、およそ２：１以上の内径／コア厚比で形成される、態様１３から１５のいずれか一つに記載の航空機。

（態様１７）

内径（１７６）は、およそ２．０インチ以上である、態様１３から１６のいずれか一つに記載の航空機。

（態様１８）

前記ナセル（１１２）は、前記内壁パネル（１６２）及び外壁（１４０）により画定される分岐ファンダクト（１３８）を含み、前記内壁パネル（１６２）は、前記外壁（１４０）の概して半径方向の両側（１４２）の間に伸び、

前記内壁パネル（１６２）は、バレル部（１７０）の円周方向の両端から半径方向外側に伸びる上方分岐壁部（１６６）及び下方分岐壁部（１６８）を有する半円形バレル部（１７０）を備え、

前記上方及び下方分岐壁部（１６６、１６８）の各々は、それぞれの上方及び下方アール部（１７２、１７４）を有する、態様１３から１８のいずれか一つに記載の航空機。

10

20

30

40

50

ル部（１７２、１７４）により前記バレル部（１７０）に接合され、

前記内壁パネル（１６２）は、一体型の単一構造体（１６４）として形成される、態様１３から１７のいずれか一つに記載の航空機。

（態様１９）

タービンエンジン（１０８）の騒音を減衰する方法であって、

ナセル（１１２）の中の内壁パネル（１６２）のアール部（１７２又は１７４）の凹状空気流表面（１８８）に沿って空気流（１４４）を通すステップであって、前記アール部（１７２又は１７４）は、複数のセル（２２６）を有するハニカムコア（２２２）を含むハニカムサンドイッチ構造体を備える、ステップと、

前記ハニカムサンドイッチ構造体の空気流面シート（２３２）の中に形成される複数のホール（２５４）を通して、前記セル（２２６）を前記空気流（１４４）に流体連結するステップと、

前記セル（２２６）に流体連結された前記空気流（１４４）の中の音響エネルギーを吸収するステップとを含む方法。

（態様２０）

前記空気流（１４４）が前記セル（２２６）に入るように、前記空気流（１４４）の一部を前記ホール（２５４）に通すステップと、

前記セル（２２６）に入る前記空気流（１４４）に応じて、音響エネルギーを吸収するステップとを更に含む、態様１９に記載の方法。

（態様２１）

前記ハニカムサンドイッチ構造体は、金属製ハニカムサンドイッチ構造体（２２０）である、態様１９又は２０に記載の方法。

（態様２２）

前記空気流面シート（２３２）は、内径（１７６）を有し、前記ハニカムコア（２２２）は、コア厚（２２４）を有し、前記方法は、

およそ２：１以上の内径／コア厚比を有する内径（１７６）を前記空気流面シート（２３２）に与えるステップを更に含む、態様１９から２１のいずれか一つに記載の方法。

（態様２３）

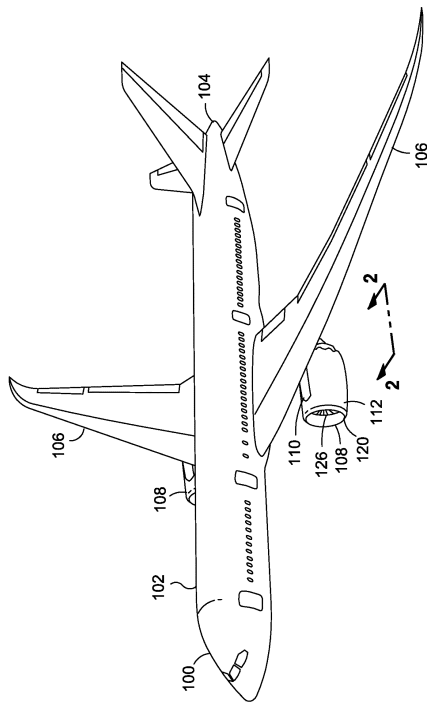
およそ２．０インチ以上の内径（１７６）を前記空気流面シート（２３２）に与えるステップを更に含む、態様１９から２２のいずれか一つに記載の方法。

10

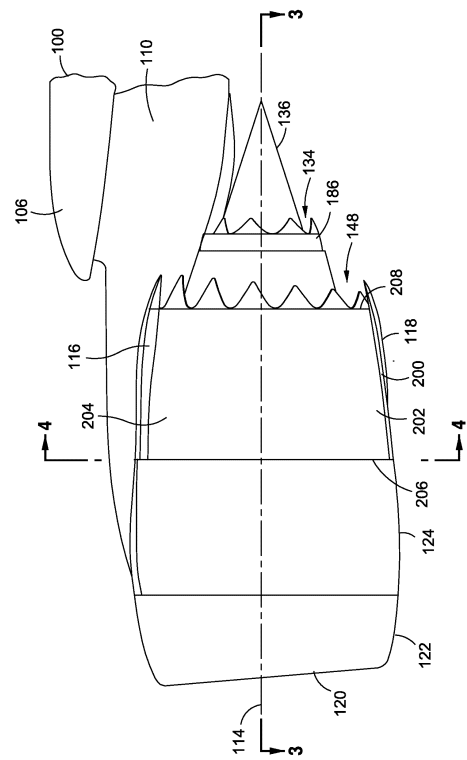
20

30

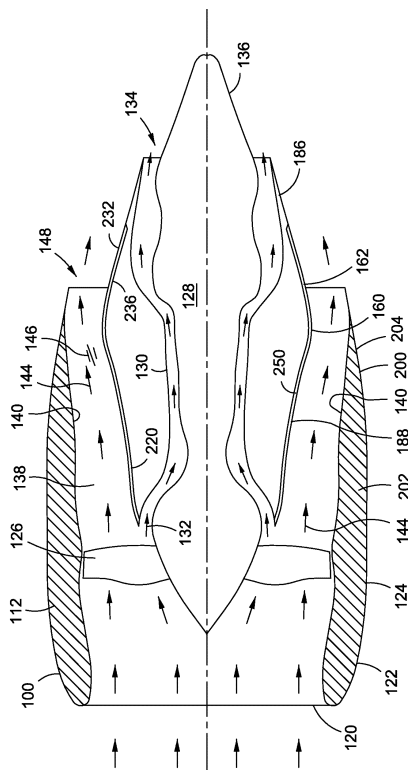
【図 1】



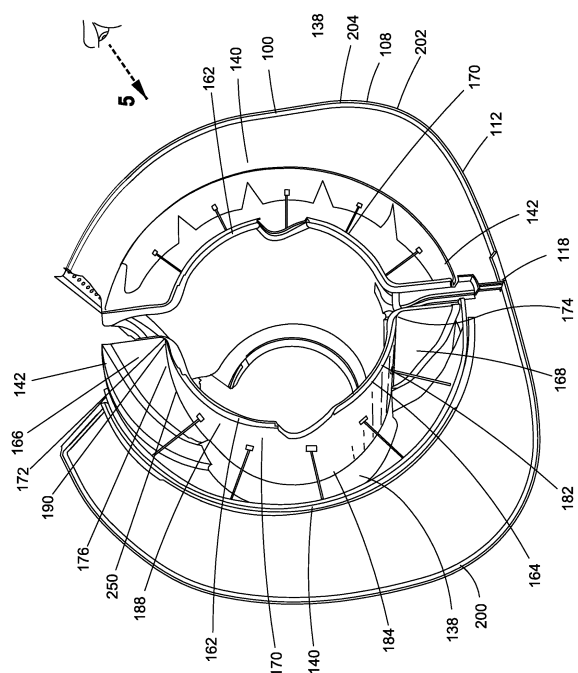
【図 2】



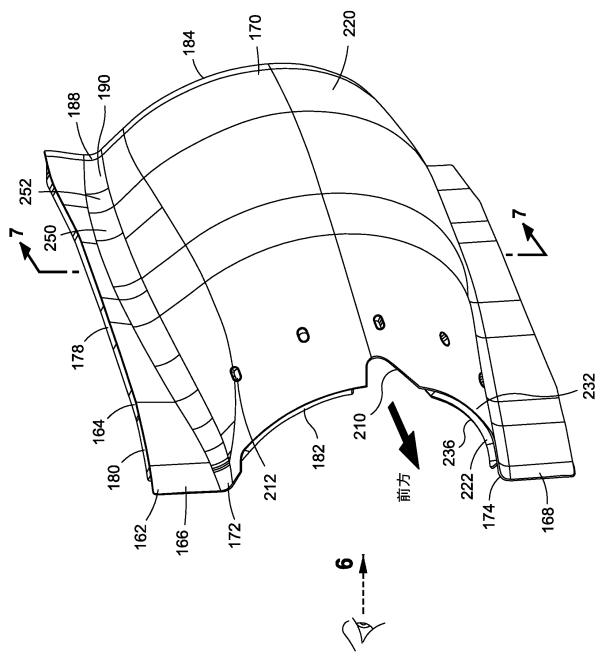
【図 3】



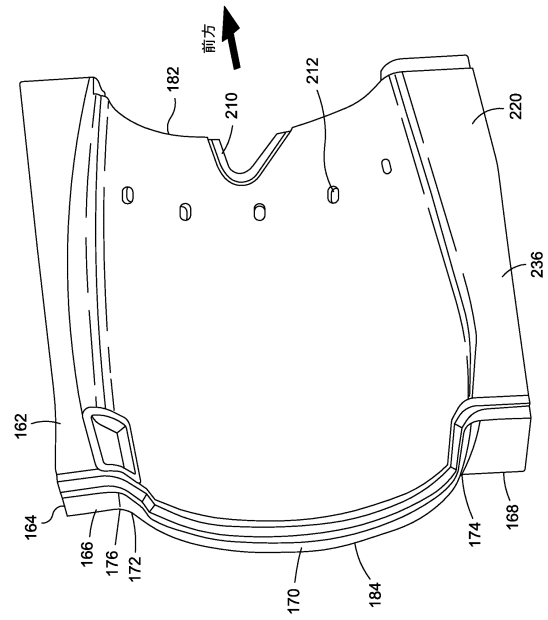
【図 4】



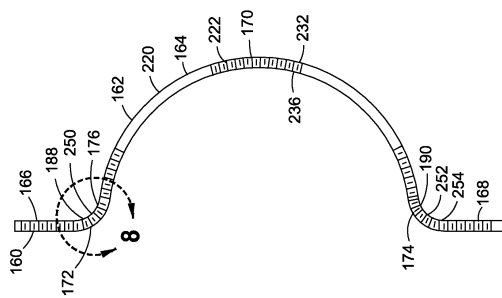
【図 5】



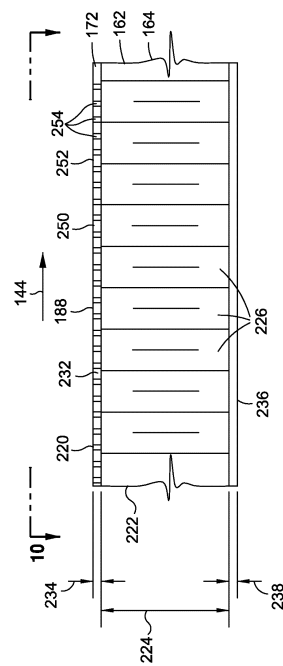
【図 6】



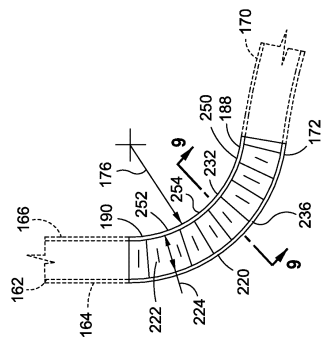
【図 7】



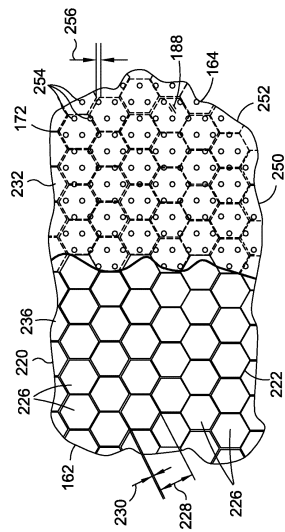
【図 9】



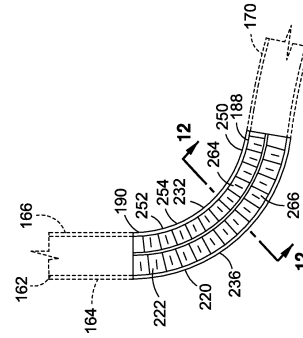
【図 8】



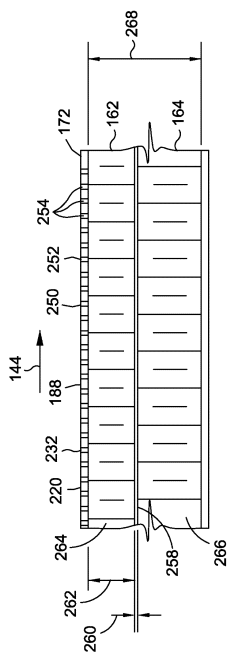
【図 10】



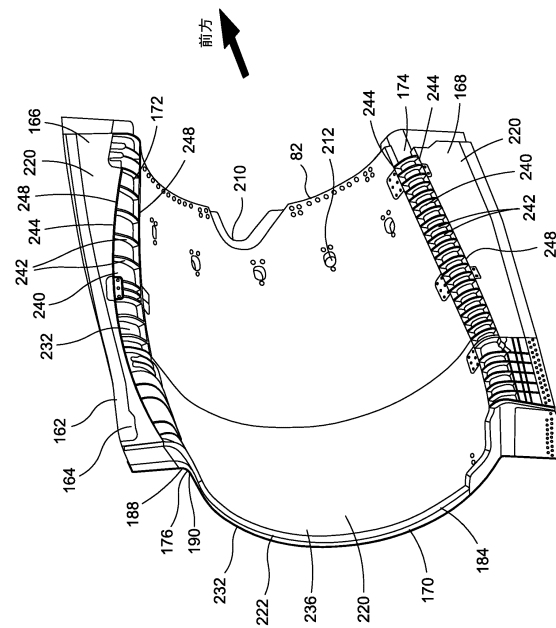
【図 11】



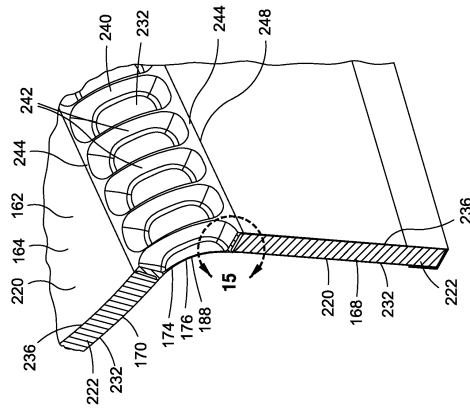
【図 12】



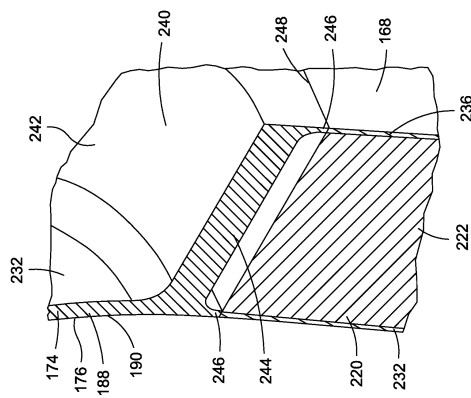
【図 13】



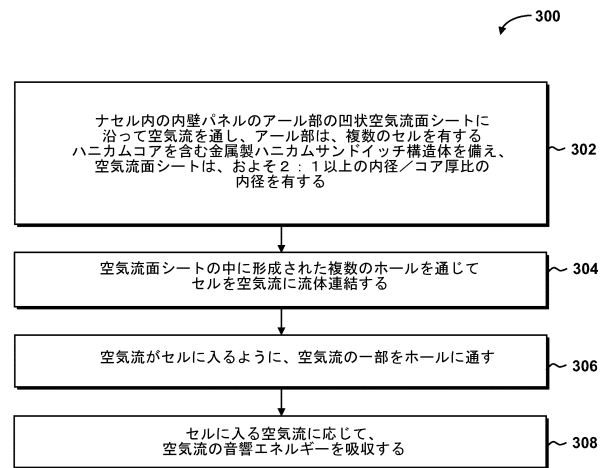
【図14】



【図15】



【図16】



フロントページの続き

- (72)発明者 ファレル, ロバート エス.
アメリカ合衆国 ワシントン 98057, レントン, ローガン アヴェニュー ノース 7
37, エムシー 92-75
- (72)発明者 レオン, ルイス アール.
アメリカ合衆国 ワシントン 98057, レントン, ローガン アヴェニュー ノース 7
37, エムシー 92-71
- (72)発明者 ラン, ジャスティン エイチ.
アメリカ合衆国 ワシントン 98204, エバレット, 27番 アヴェニュー ウェスト
9801, エムシー 0アール-ジェーエフ
- (72)発明者 ブッカー, ゲイリー エー.
アメリカ合衆国 ワシントン 98204, エバレット, 27番 アヴェニュー ウェスト
9801, エムシー 0アール-シーダブリュ

審査官 金田 直之

- (56)参考文献 米国特許出願公開第2001/0048048(US,A1)
米国特許出願公開第2010/0024435(US,A1)
米国特許出願公開第2012/0085861(US,A1)
特開2008-018600(JP,A)
特開平07-096571(JP,A)
特表2012-509440(JP,A)
米国特許第05083426(US,A)
特表2010-526231(JP,A)
米国特許出願公開第2002/0036115(US,A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 7/045, 7/24
F02K 1/00 - 1/82
G10K 11/16 - 11/178