

(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 1

FO2C 7/045 (2006.01)

FO2C 7/045

FO2K 1/44 (2006.01)

FO2K 1/44

G10K 11/16 (2006.01)

G10K 11/16 100

請求項の数 12 (全 22 頁)

(21) 出願番号	特願2015-531945 (P2015-531945)
(86) (22) 出願日	平成25年8月26日 (2013.8.26)
(65) 公表番号	特表2015-534619 (P2015-534619A)
(43) 公表日	平成27年12月3日 (2015.12.3)
(86) 國際出願番号	PCT/US2013/056590
(87) 國際公開番号	W02014/042857
(87) 國際公開日	平成26年3月20日 (2014.3.20)
審査請求日	平成28年8月25日 (2016.8.25)
(31) 優先権主張番号	13/620,679
(32) 優先日	平成24年9月14日 (2012.9.14)
(33) 優先権主張国	米国(US)

(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	ベネデッティ, ブレンダ アメリカ合衆国 ワシントン 98124 , シアトル, ピー. オー. ボックス 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)のバレル部(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)のバレル部(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)。 10

【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、 20

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、 30

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み、

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。 30

【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、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。 40

【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 1 0 のいずれか一項に記載の方法。 50

【請求項 12】

請求項 1 に記載の音響減衰壁パネル(160)であって、
前記内壁パネル(162)は
円周方向の両端を有する半円形バレル部(170)と、
前記バレル部(170)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(166)及び下方分岐壁部(168)とを有し、
前記アール部は、上方アール部(172)及び下方アール部(174)と、を有し、前記上方及び下方アール部は、前記それぞれの上方及び下方分岐壁部(166、168)を
、前記バレル部(170)の前記円周方向の両端に接合する、音響減衰壁パネル(160)
)。

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。バイパスガ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しうる。

20

【0003】

逆推力装置を有するものなどの、幾つかのバイパスガ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、改善されうる。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

【0006】

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、具体的に取り組まれる。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。

【0007】

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

【0008】

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。

【0009】

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

【0010】

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。

【0011】

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

【0012】

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。

【0013】

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

【0014】

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。

【0015】

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、それぞれの上方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されてもよく、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。

【0027】

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】

【0028】

【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。

10

【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っ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。

20

【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実施形態の断面図である。

30

【図12】図11の線12に沿って見た上方アール部の代替的実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る一つ又は複数の作業を示す流れ図である。

40

【発明を実施するための形態】

【0029】

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。

50

【0030】

本開示の内壁パネル162は、図1に示されるチューブ・アンド・ウィング航空機100などの固定翼旅客機に関して記載されるが、内壁パネル162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162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162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100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162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162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。

【0031】

図2を参照すると、ガスタービンエンジン108の側面図が示される。ガスタービンエンジン108は、上述のように、ストラット110により航空機100の翼106に連結されうるナセル112を含みうる。ガスタービンエンジン108は、ガスタービンエンジン108の前方端に位置する吸気口カウル122により画定される吸気口120を含みうる。ガスタービンエンジン108はまた、ファン126を収納するためのファンカウル124を含みうる（図3）。ファン126は、吸気口120に入る空気を加圧してもよく、ナセル112の分岐ファンダクト138（図4）を通って空気流144を後方に加速してもよい。

【0032】

図2において、ガスタービンエンジン108はまた、逆推力のために前後に移動するよう構成されるトランスレーティングスリープ（複数可）204を含むファンリバーサカウル202を有する逆推力装置アセンブリ200を含みうる。トランスレーティングスリープ204の各々が、スリープ前方端206及びスリープ後方端208を有しうる。スリープ前方端206は、ファンカウル124に隣接しうる。スリープ後方端208及び後方カウル186は、全体として、分岐ファンダクト138のためのファンノズル148を形成しうる。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202を、ヒンジビーム116の周りに上方に軸旋回させることができるように、ファンリバーサカウル202は、ナセル112の上部にあるヒンジビーム116及びナセル112の底部にあるラッチビーム118によって支えられてもよい。ガスタービンエンジン108は、ガスタービンエンジン108の後方端に、主排気ノズル134を含みうる。主排気ノズル134は、後方カウル186及び主排気プラグ136によって画定されうる。

【0033】

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108の水平断面図が示される。図3において、ファン126は、ファンカウル124の中に収納されうる。ファン126は、コアエンジン128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128は、エンジンコアカウル130の中に収納されうる。ファン126は、吸気口120の中に空気を引き入れ、ファンダクトを通っ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114の周りに回転可能でありうる。空気の一部は、コア流路132を通ってもよく、コアエンジン128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134を通って排出されうる。

【0034】

図3において、ファン126により加圧される空気流144が、ガスタービンエンジン108の両側に位置する分岐ファンダクト138を通って後方に流れうる。分岐ファンダ

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、その後に、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】

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、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、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。

【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。

【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。

【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、その後に、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。

【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

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、以下に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／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ピンエンジン 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 の代替的実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 262 に置かれうる。隔壁 258 は、フォイル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 258 は、およそ 0.010 から 0.030 インチの間の範囲の隔壁厚 260 を有しうる。例えば、隔壁 258 は、およそ 0.018 インチの隔壁厚 260 を有しうる。

【0056】

一つの実施形態において、隔壁 258 は、セル 226 の各々の中の隔壁 258 の部分が、空気流コア部 264 と非空気流コア部 266 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 0.005 から 0.015 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 0.008 から 0.010 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 258 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。

【0057】

図 13 を参照すると、上方アール部 172 及び / 又は下方アール部 174 が一体式リブ構造 240 として形成されうる、内壁パネルの代替的実施形態の透視図が、示される。一体式リブ構造 240 は、バレル部 170 の円周方向の端から上方分岐壁部 166 及び / 又は下方分岐壁部 168 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 240 は、一体式リブ構造 240 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 242 を含みうる。例えば、各一体式リブ構造 240 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 240 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 240 は、複数のリブ 242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。

【0058】

図 13 に示される実施形態において、各一体式リブ構造 240 のリブ 242 は、互いに概して平行であってもよく、且つ内壁パネル 162 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 242 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 162 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 240 は、一体的に形成された空気流面シート 232 の反対側に面シートがなくてもよい。一体式リブ構造 240 の空気流面シート 232 は、分岐ファンダクト 138 を通る空気流 144 に曝されてもよく、図 5 に示される凹状構造 190 に類似した比較的小さい内径 176 の凹状構造 190 を有する空気流表面 188 を形成してもよい。

【0059】

図 14 を参照すると、バレル部 170 及び下方分岐壁部 168 への一体式リブ構造 240 の接続を示す内壁パネル 162 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 240 は、一体式リブ構造 240 の上側及び下側の向かい合うエッジ部 244 に対し概して直角に伸びるように示される複数のリブ 242 を含む。エッジ部 244 は、一体式リブ構造 240 のリブ 242 及び空気流面シート 232 と一緒に形成されうる。一つの実施形態において、一体式リブ構造 240 は、一体式リブ構造 240 のリブ 242 及び空気流面シート 232 が、バレル部 170 と上方及び / 又は下方分岐壁部 166、168 の間で荷重を移動しうるよう構成されうる。有利には、一体式リブ構造 240 の空気流面シート 232、リブ 242 及びエッジ部 244 を一体的に形成することにより、内壁パネル 162 の部品点数が低減され、製造及び組立てを簡単化しうる。

【0060】

図 15 を参照すると、一体式リブ構造 240 の下方エッジ部 244 と下方分岐壁部 168 の間のジョイントが示される。一体式リブ構造 240 のエッジ部 244 は、バレル部 170 及び / 又は上方及び下方分岐壁部 166、168 と一緒に式リブ構造 240 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 244 の各々が、バレル部 170 及

び／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／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／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の間隔に実質的に類似した、その間の間隔を有しうる。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／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／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／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／又は下方アール部 172、174 の実施形態について、上方及び／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／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／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、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せしめるように、適合されうる。

【0066】

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(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、
前記アール部(172又は174)は、音響減衰部を備える、音響減衰壁パネル(160)。

(態様2)

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)を有するハニカムサン
ドイッチ構造体を備え、

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1に記載の音響減衰壁パネル(160)。

(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(220)である
、態様1又は2に記載の音響減衰壁パネル(160)。

(態様4)

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1から
3のいずれか一つに記載の音響減衰壁パネル(160)。

(態様5)

内径(176)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(160)。

(態様6)

前記アール部(172又は174)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(24
0)を備え、

前記空気流面シート(232)は、前記空気流表面(188)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(160)。

(態様7)

円周方向の両端を有する半円形バレル部(170)と、
前記バレル部(170)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
(166)及び下方分岐壁部(168)と、
前記それぞれの上方及び下方分岐壁部(166、168)を、前記バレル部(170)
の前記円周方向の両端に接合する、上方アール部(172)及び下方アール部(174)
とを備え、

金属製の一体型の単一構造体(164)として形成される、内壁パネル(162)。

(態様8)

ガスター・エンジン(108)のナセル(112)の一部を形成する、態様7に記載
の内壁パネル(162)。

(態様9)

前記上方及び下方アール部(172、174)は、各々、ナセル(112)を通る空気

10

20

30

40

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-

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)

ターピンエンジン(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)を通って、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、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(2
32)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)

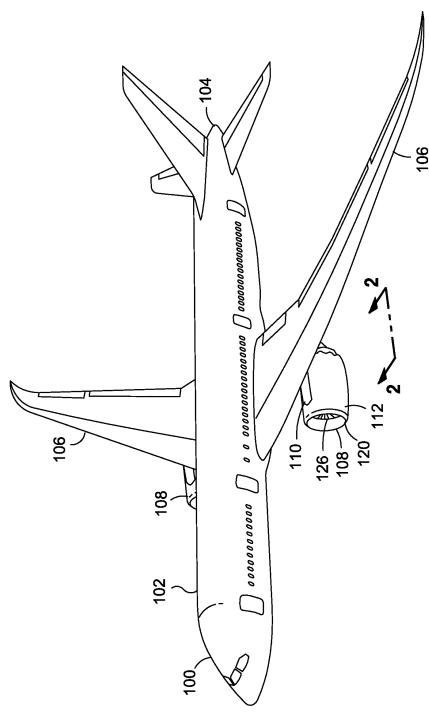
およそ2.0インチ以上の内径(176)を前記空気流面シート(232)に与えるス
テップを更に含む、態様19から22のいずれか一つに記載の方法。

10

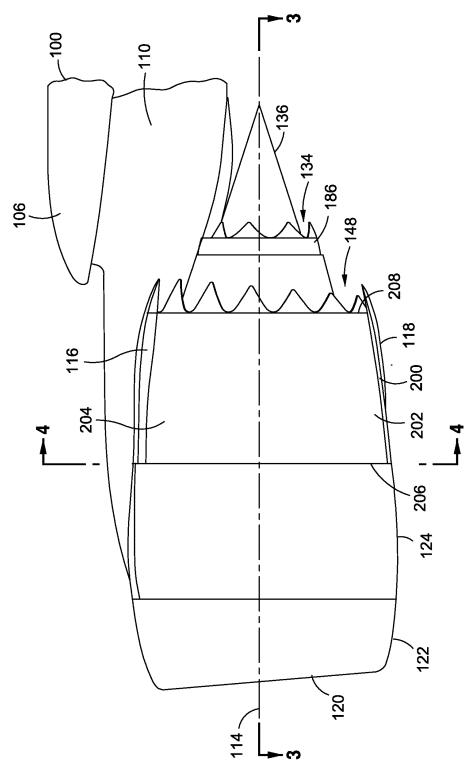
20

30

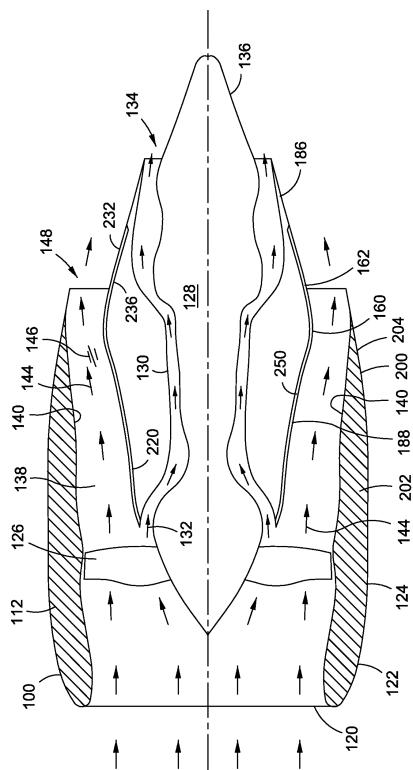
【図1】



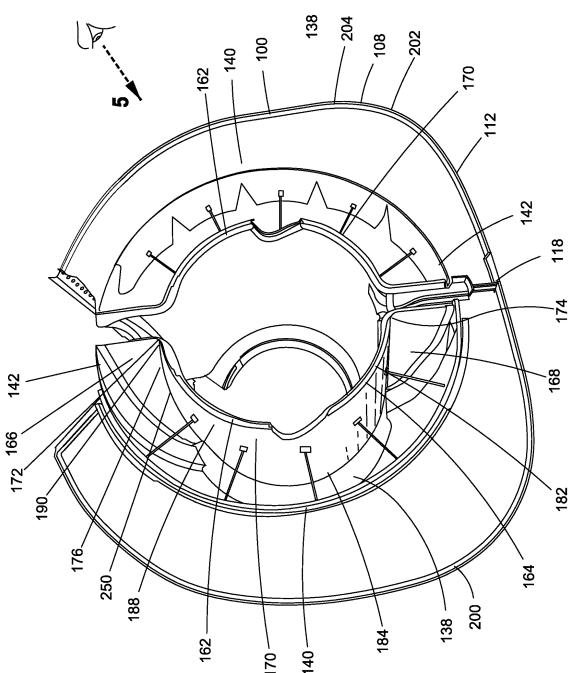
【 四 2 】



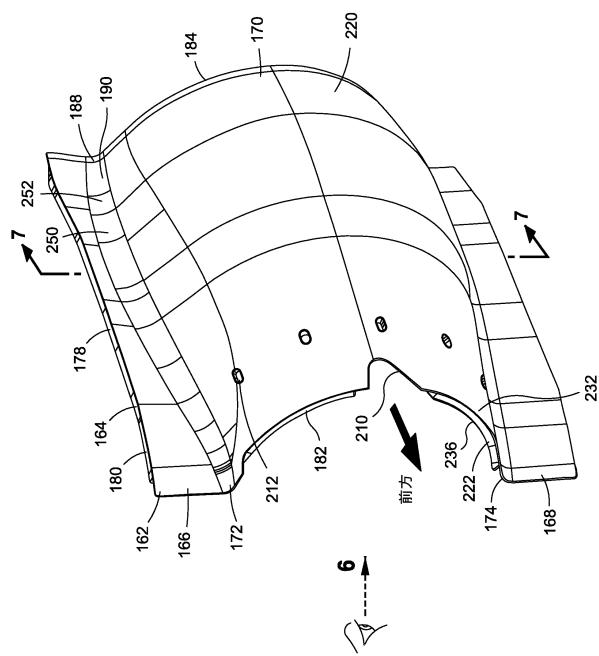
【図3】



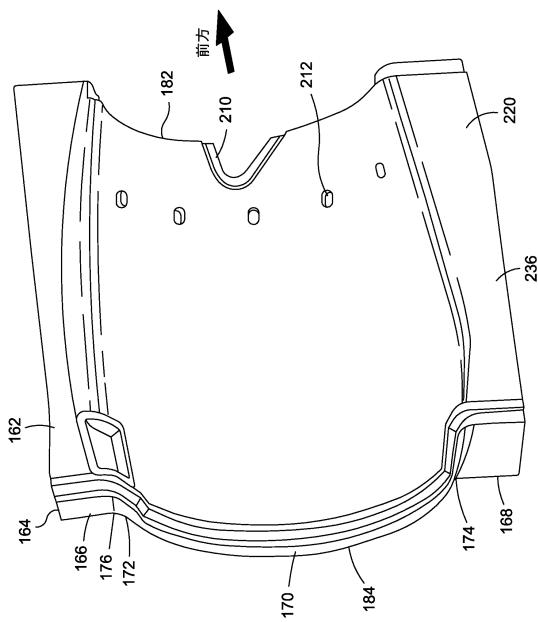
【 四 4 】



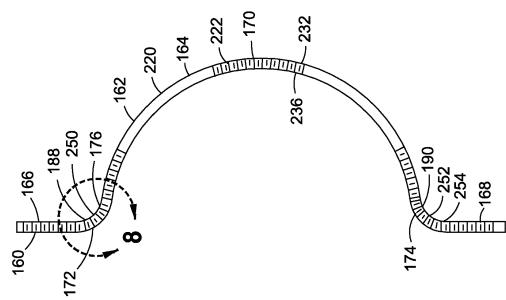
【図5】



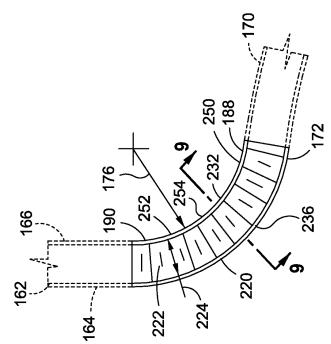
【図6】



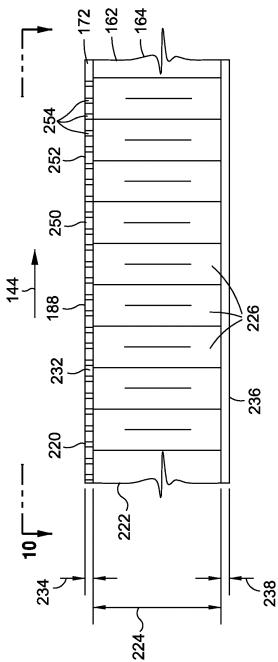
【図7】



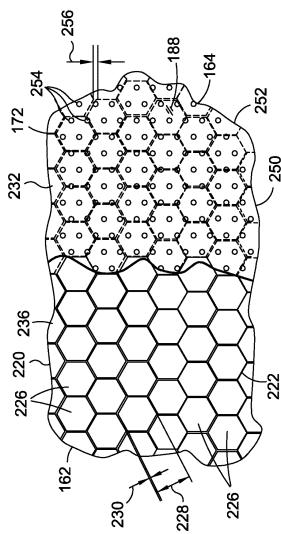
【図8】



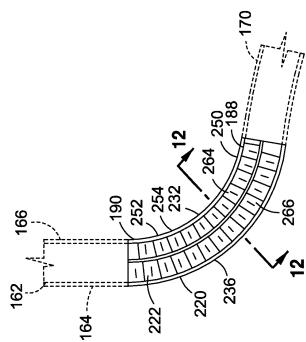
【図9】



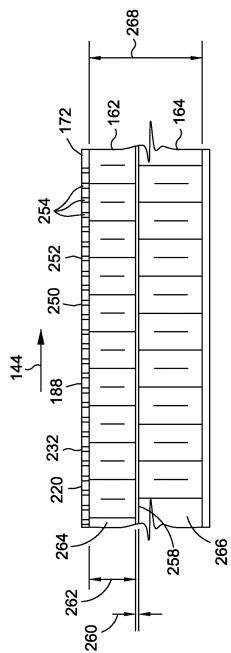
【図10】



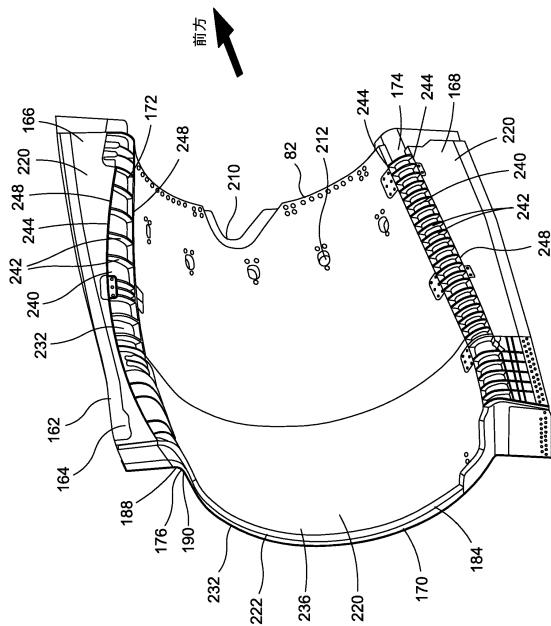
【図11】



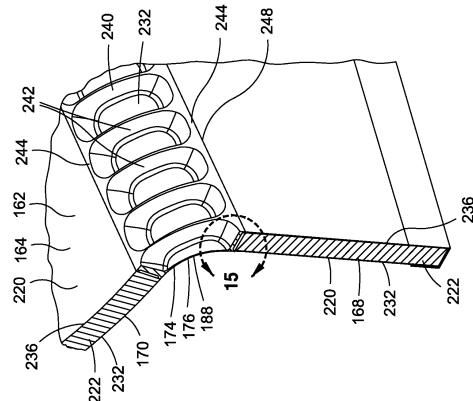
【図12】



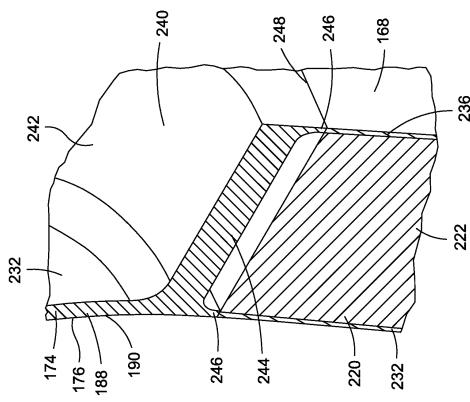
【図13】



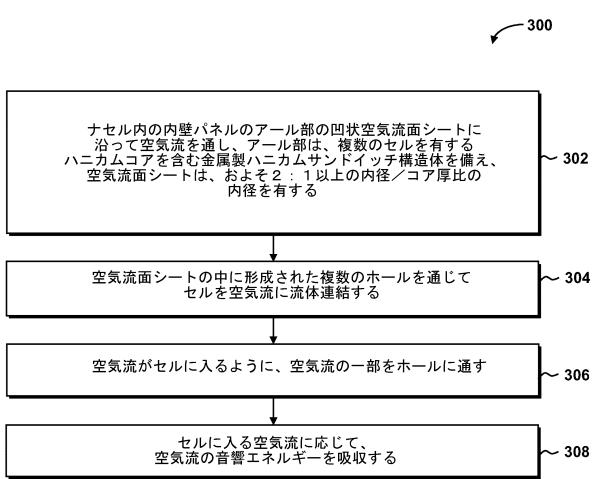
【図14】



【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 ウエスト
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 ウエスト
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)

F 02 C 7 / 045 , 7 / 24
F 02 K 1 / 00 - 1 / 82
G 10 K 11 / 16 - 11 / 178