

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2014-181715

(P2014-181715A)

(43) 公開日 平成26年9月29日(2014.9.29)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02 102	3G202
FO1D 5/18 (2006.01)	FO1D 5/18	
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18 A	

審査請求 未請求 請求項の数 20 O L (全 12 頁)

(21) 出願番号 特願2014-54317 (P2014-54317)
 (22) 出願日 平成26年3月18日 (2014. 3. 18)
 (31) 優先権主張番号 13/847, 839
 (32) 優先日 平成25年3月20日 (2013. 3. 20)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123
 45、スケネクタディ、リバーロード、1
 番
 (74) 代理人 100137545
 弁理士 荒川 聡志
 (74) 代理人 100105588
 弁理士 小倉 博
 (74) 代理人 100129779
 弁理士 黒川 俊久
 (74) 代理人 100113974
 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン翼型アセンブリ

(57) 【要約】

【課題】翼型部材の冷却構成を機械に合わせて速やかにカスタマイズする。

【解決手段】タービン翼型アセンブリが、内壁、外壁、前縁及び後縁を備えた翼型を有している。翼型は、当該翼型の実質的に翼弦方向に延在する1又は複数の小室を有している。挿入材が、複数の衝突孔を有しており、小室の一つの内部に挿入されるように構成されている。挿入材は、複数の衝突孔を介して翼型を冷却するように構成されている。仕切要素が、挿入材にのみ取り付けられており、当該仕切要素によって画定される境界区域の外部の区域に対して境界区域の内部に増大した冷却ガス圧力を提供するように構成されている。間隙が、翼型の内壁と仕切要素との間に存在しており、冷却ガスを境界区域から流出させて境界区域の外部の区域に流入させる。

【選択図】 図1

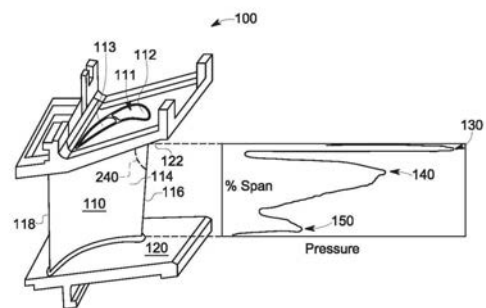


FIG. 1

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

内壁、外壁、前縁及び後縁を有する翼型であって、当該翼型の実質的に翼弦方向に延在する 1 又は複数の小室を有する翼型と、

複数の衝突孔を有する挿入材であって、前記小室の一つの内部に挿入されるように構成されており、前記複数の衝突孔を介して前記翼型を冷却するように構成されている挿入材と

を備えたタービン翼型アセンブリであって、

仕切要素が、前記挿入材にのみ取り付けられており、当該仕切要素により画定される境界区域の外部の区域に対して前記境界区域の内部に増大した冷却ガス圧力を提供するように構成されており、間隙が、前記翼型の前記内壁と前記仕切要素との間に存在しており、冷却ガスを前記境界区域から流出させて前記境界区域の外部の前記区域に流入させる、タービン翼型アセンブリ。

10

【請求項 2】

前記仕切要素は溶接を介して前記挿入材に取り付けられる、請求項 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 3】

前記仕切要素は、機械的接続、接着接続又は前記挿入材壁の局所押出しの少なくとも一つを介して前記挿入材に取り付けられる、請求項 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 4】

前記仕切要素は、実質的に一定の断面積を有する実質的に中実の部材である、請求項 1 に記載の前記タービン翼型アセンブリ。

20

【請求項 5】

前記仕切要素は、前記冷却ガスの逃がしを容易にするように切込み部分を有する実質的に中実の部材である、請求項 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 6】

前記仕切要素は、隣り合った区画の間に空間を有する区分型部材であり、前記空間は前記冷却ガスの逃がしを容易にする、請求項 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 7】

前記挿入材は、前記仕切要素の下方を通過するように構成されている複数のチャンネルであって、前記冷却ガスの逃がしを容易にするように構成されている複数のチャンネルを含んでいる、請求項 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

30

【請求項 8】

ガス・タービン、蒸気タービン又は圧縮機の少なくとも一つにおいて用いられるように構成されている請求項 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 9】

バケット、ブレード、ノズル、シュラウド及びペーンの少なくとも一つとして用いられるように構成されており、ガス・タービン、蒸気タービン又は圧縮機の少なくとも一つにおいて用いられるように構成されている請求項 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 10】

前記挿入材に取り付けられて、該挿入材と前記翼型の前記内壁との間に間隙を保つように構成されている複数の離隔体をさらに含んでいる請求項 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

40

【請求項 11】

内壁を有する翼型であって、当該翼型の実質的に翼弦方向に延在する 1 又は複数の小室を有する翼型と、

複数の衝突孔を有する挿入材であって、前記小室の一つの内部に挿入されるように構成されており、前記複数の衝突孔を介して前記翼型を冷却するように構成されている挿入材と

を備えたタービン翼型アセンブリであって、

50

仕切要素が、前記挿入材にのみ又は前記翼型にのみ取り付けられており、当該仕切要素により画定される境界区域の外部の区域に対して前記境界区域の内部に増大した冷却ガス圧力を提供するように構成されており、間隙が、前記仕切要素と前記翼型の前記内壁又は前記挿入材の少なくとも一方との間に存在しており、冷却ガスを前記境界区域から流出させて前記境界区域の外部の前記区域に流入させる、タービン翼型アセンブリ。

【請求項 1 2】

前記仕切要素は溶接を介して前記挿入材又は前記翼型に取り付けられる、請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 1 3】

前記仕切要素は、機械的接続、接着接続、前記挿入材壁の局所押出し又は鑄造の少なくとも一つを介して前記挿入材又は前記翼型に取り付けられる、請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

10

【請求項 1 4】

前記仕切要素は、実質的に一定の断面積を有する実質的に中実の部材である、請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 1 5】

前記仕切要素は、前記冷却ガスの逃がしを容易にするように切込み部分を有する実質的に中実の部材である、請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 1 6】

前記仕切要素は、隣り合った区画の間に空間を有する区分型部材であり、前記空間は前記冷却ガスの逃がしを容易にする、請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

20

【請求項 1 7】

前記挿入材は、前記仕切要素の下方を通過するように構成されている複数のチャンネルであって、前記冷却ガスの逃がしを容易にするように構成されている複数のチャンネルを含んでいる、請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 1 8】

ガス・タービン、蒸気タービン又は圧縮機の少なくとも一つにおいて用いられるように構成されている請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【請求項 1 9】

バケット、ブレード、ノズル、シュラウド及びベーンの少なくとも一つとして用いられるように構成されており、ガス・タービン、蒸気タービン又は圧縮機の少なくとも一つにおいて用いられるように構成されている請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

30

【請求項 2 0】

前記挿入材又は前記翼型に取り付けられて、前記挿入材と前記翼型の前記内壁との間に間隙を保つように構成されている複数の離隔体をさらに含んでいる請求項 1 1 に記載のタービン翼型アセンブリ。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

本書に記載される発明は一般的には、タービン翼型アセンブリに関する。さらに具体的には、本発明は、冷却性能の改善のために構成されたタービン翼型アセンブリに関する。

40

【背景技術】

【0 0 0 2】

タービン翼型アセンブリは、ガス流を導いてガス・タービンの内部のロータ・アセンブリに通過させる。例えば、静翼（ベーン）アセンブリが、内外プラットフォームの間に半径方向に延在する 1 又は複数の静翼翼型を含み得る。静翼翼型を通過するコア・ガス流（core gas flow）の温度は典型的には、静翼の内部の冷却を必要とし、この冷却は静翼の寿命を延ばす助けになる。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

50

【0003】

多くのガス・タービンにおいて、動作寿命を延ばすためには幾つかの構成要素を冷却しなければならない。コア・ガスよりも低温及び高圧にある冷却空気が典型的には静翼の内部空洞に導入され、ここで熱エネルギーを吸収する。続いて、冷却空気は翼壁面の開口を介して翼を出て、熱エネルギーを翼から運び去る。翼壁面に跨がる差圧、及び冷却空気が翼を出るときの流量は、特に温度が高まり得る前縁に沿って重要である。従来、翼内部構造は、先ず前縁に沿った任意の点での最小の許容可能な差圧（内圧対外圧）を設定し、続いて最小の許容可能な差圧が前縁全体に沿って存在するように、前縁全体に沿って翼内部構造を操作することにより画定されていた。このアプローチの問題は、翼の前縁に沿ったコア・ガス流圧力勾配が、前縁に沿った勾配の残部よりも著しく高い圧力にある1又は複数の微小領域（すなわち「スパイク」）を有し得ることである。このことは、動翼（ブレード）と静翼との間の相対的な運動がコア・ガス流プロファイルに大きく影響し得るようなロータ・アセンブリの後方に配設された静翼について特に当てはまる。スパイクに対処するように最小の許容可能な圧力を増大させると、過剰な量の冷却空気を消費する。

10

【0004】

従来のアプローチは翼内部構造を改変しているが、このアプローチはカスタマイズを許さない。タービンは広範な位置（例えば熱暑地、寒冷地、乾燥地、及び多湿地等）に設置される場合があり、極寒多湿環境の同じタービンが、熱暑乾燥環境に設置されたタービンとは著しく異なるコア・ガス流圧力勾配を蒙り得る。

【課題を解決するための手段】

20

【0005】

本発明の一観点では、タービン翼型アセンブリが、内壁、外壁、前縁及び後縁を備えた翼型を有している。翼型は、当該翼型の実質的に翼弦方向に延在する1又は複数の小室（chamber）を有している。挿入材が、複数の衝突（インピンジメント）孔を有しており、小室の一つの内部に挿入されるように構成されている。挿入材は、複数の衝突孔を介して翼型を冷却するように構成されている。仕切要素（chambering element）が、挿入材にのみ取り付けられており、当該仕切要素によって画定される境界区域の外部の区域に対して境界区域の内部に増大した冷却ガス圧力を提供するように構成されている。間隙が、翼型の内壁と仕切要素との間に存在しており、冷却ガスを境界区域から流出させて境界区域の外部の区域に流入させる。

30

【0006】

本発明のもう一つの観点では、タービン翼型アセンブリが、内壁を備えた翼型を有している。翼型は、当該翼型の実質的に翼弦方向に延在する1又は複数の小室を有している。挿入材が、複数の衝突孔を含んでおり、小室の一つの内部に挿入されるように構成されている。挿入材は、複数の衝突孔を介して翼型を冷却するように構成されている。仕切要素が、挿入材にのみ又は翼型にのみ取り付けられている。仕切要素は、当該仕切要素によって画定される境界区域の外部の区域に対して境界区域の内部に増大した冷却ガス圧力を提供するように構成されている。間隙が、仕切要素と翼型の内壁又は挿入材との間に存在している。間隙は、冷却ガスを境界区域から流出させて境界区域の外部の区域に流入させる。

40

【図面の簡単な説明】

【0007】

【図1】本発明の一観点によるタービン翼型アセンブリの等角図である。

【図2】本発明の一観点による翼型の概略破断遠近図である。

【図3】本発明の一観点による仕切要素の部分遠近図である。

【図4】本発明の一観点による仕切要素の断面図である。

【図5】本発明の一観点による仕切要素の断面図である。

【図6】本発明の一観点によるライナに取り付けられた仕切要素の断面図である。

【図7】本発明の一観点による溶接又は継付けを介して挿入材に取り付けられた仕切要素の断面図である。

50

【図 8】本発明の一観点による翼型に取り付けられた仕切要素の断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0008】

以下、本発明の 1 又は複数の特定の観点 / 実施形態について説明する。これらの観点 / 実施形態の簡潔な説明を掲げる試みにおいて、実際の具現化形態の全ての特徴が本明細書に記載されている訳ではない。任意のかかる実際の具現化形態の開発時には、あらゆる工学プロジェクト又は設計プロジェクトと同様に、具現化形態毎に異なり得る機械関連、システム関連及び業務関連の制約の遵守のような開発者の特定の目標を達成するために多数の特定具現化形態向け決定を下さなければならないことを認められたい。また、かかる開発の試みは複雑であり時間も掛かるが、それでも本開示の利益を享受する当業者にとっては設計、製造及び製品化の通常業務的な作業であることを認められたい。

10

【0009】

本発明の様々な実施形態の要素を提示するときに、単数不定冠詞、定冠詞、「該」、「前記」等の用語は、当該要素の 1 又は複数が存在することを意味するものとする。また「備えている (comprising)」、「含んでいる (including) 」及び「有している (having) 」等の用語は内包的であるものとし、また所載の要素以外に付加的な要素が存在し得ることを意味するものとする。動作パラメータ及び / 又は環境条件の如何なる例も、開示される実施形態の他のパラメータ / 条件を排除しない。加えて、本発明の「一実施形態」若しくは「一観点」、又は「実施形態」若しくは「観点」に対する参照は、所載の特徴を同様に組み入れている追加の実施形態又は観点的存在を排除しないものと解釈されたい。

20

【0010】

図 1 は、本発明の一観点によるタービン翼型アセンブリ 100 の等角図、及びシナリオ例における圧力対スパン百分率 (% スパン) を表わすグラフを示す。タービン翼型アセンブリ 100 は、内壁 112、外壁 114、前縁 116 及び後縁 118 を有する翼型 110 を含んでいる。コア・ガスが全体的に前縁から後縁へ、又は全体的に図 1 の右から左へ走行する。翼型 110 はまた、当該翼型 110 の実質的に翼弦方向に延在する 1 又は複数の小室 111、113 を含んでいる。この例では、タービン翼型アセンブリ 100 はガス・タービンの静翼ノズルであってよい。翼型 110 は、半径方向内側プラットフォーム 120 と半径方向外側プラットフォーム 122 との間に延在している。

【0011】

小室 111、113 は、翼型 110 を冷却するのに用いられる挿入材 (図 1 には不図示) を受け入れるように構成され得る。前述のように、タービン翼型アセンブリ 100 を通過するコア・ガスは高められた温度にあり、これらの温度は翼型のスパンにわたりばらつき得る。例えば、スパン百分率 (Y 軸) は翼型の高さを参照しており、圧力 (X 軸) は翼型の様々なスパン位置 (又は高さ) に沿ったコア・ガスの圧力を参照している。ゼロ % スパンは翼型の底 (プラットフォーム 120 に近い) を参照しており、100 % スパンは翼型の頂上 (プラットフォーム 122 に近い) を参照している。様々な動作条件のため、圧力は翼型のスパンにわたって大きくばらつき得る。図示の例では、圧力は翼型の頂上の近くに第一のスパイク 130 を有し、約 70 % スパン領域に第二の低めのスパイク 140 を有し、翼型の底の近くに第三のさらに低いスパイク 150 を有する。

30

40

【0012】

図 2 は、本発明の一観点による翼型 210 の概略破断遠近図を示す。翼型 210 は多数の小室 211、212、213、214、215、216、217、218 を有し、これらの小室の幾つかが挿入材 221、222、223、224、225、226、227 を有し得る。挿入材は、小室の内部に挿入されるように構成されている。例えば、挿入材 221 は、小室 211 の内部に挿入されるようなサイズを有する。挿入材の幾つかが又は全てが、翼型を冷却するための衝突孔のアレイを有する。例えば、前縁挿入材 221 は複数の衝突孔 230 を有する。冷却空気 (例えばガス・タービン応用では圧縮機からのもの) が挿入材の内部に強制的に送り込まれ、次いで衝突孔 230 から出て小室 211 (又は翼型 210) の内壁 231 にぶつかる (すなわち衝突する)。

50

【 0 0 1 3 】

コア・ガス圧力の高い領域の影響を減殺するために、仕切要素 2 4 0 が挿入材 2 2 1 に取り付けられており、当該仕切要素 2 4 0 によって画定される境界区域 2 5 0 の外部の区域 2 6 0 に対して境界区域 2 5 0 の内部に増大した冷却ガス圧力を提供するように構成されている。境界区域 2 5 0 は、仕切要素の境界の内部の空間の領域であり、区域 2 6 0 は、境界区域 2 5 0 に対して外部の空間の領域である。境界区域 2 5 0 において高められた内圧はまた、高い外圧の位置において翼型壁に亀裂が生じたときに助けになる場合がある。というのは、翼型の構造的破損を生じ得る亀裂を通した熱いコア・ガスの取り込みを起こさなくなるからである（内圧が増大しているため）。仕切要素 2 4 0 は、ワイヤ、又は内部領域 2 5 0 を外部領域 2 6 0 から部分的に隔離する物理的部材で構成され得る。仕切要素 2 4 0 は、溶接、鐓付け、機械的接続又は接着によって挿入材 2 2 1 に取り付けられ得る。

10

【 0 0 1 4 】

内壁 2 3 1 と挿入材 2 2 1 との間には間隙 2 7 5 が存在している。衝突後の冷却ガスは、この間隙に沿って走行した後に翼型 2 1 0 を出る。複数の離隔体 (standoff) 2 7 0 が、この間隙を保つように構成され得る。離隔体は、挿入材 2 2 1 に取り付けられる（例えば溶接によって）か、又は内壁 2 3 1 に鑄造形成されて、予め決められた高さ及び / 又は間隔を有する。例えば、望まれる間隙は 2 mm であってよく、従って 1 又は複数の離隔体 2 2 1 の高さは約 2 mm であってよい。

【 0 0 1 5 】

図 3 は、仕切要素 2 4 0 の部分遠近図を示す。この例では、仕切要素 2 4 0 は、実質的に一定の断面積を有する実質的に中実の部材（例えばワイヤ）である。図 4 は、冷却ガスの逃がしを容易にするように切込み部分 4 4 2 を有する実質的に中実の部材である仕切要素 4 4 0 の部分断面図を示す。仕切要素 4 4 0 は挿入材 2 2 1 に取り付けられている。翼型 2 1 0 の内壁 2 3 1 と仕切要素 4 4 0 の頂上との間には間隙 2 7 5 が存在している。図 5 は、隣り合った区画の間に空間 5 4 1 を有する区分型部材である仕切要素 5 4 0 の部分断面図を示しており、空間 5 4 1 は冷却ガスの逃がしを容易にしている。図 6 は、挿入材 6 2 1 に取り付けられた仕切要素 2 4 0 の部分断面図を示す。挿入材 6 2 1 は、仕切要素 2 4 0 の下方を通過するように構成されている複数のチャンネル 6 2 2 を含んでおり、チャンネル 6 2 2 は冷却ガスの逃がしを容易にするように構成されている。

20

30

【 0 0 1 6 】

図 7 は、仕切要素及び挿入材接続の断面図を示す。仕切要素 2 4 0 は、溶接 7 1 0 によって挿入材 2 2 1 に取り付けられ得る。溶接 7 1 0 は鐓付けであってもよい。溶接 7 1 0 は、仕切要素 2 4 0 / 挿入材 2 2 1 の境界面の全部又は一部にわたり形成され得る。代替的には、溶接 7 1 0 は、機械的接続によって置き換えられてもよい（例えば仕切要素が挿入材の全部又は一部に被さるスリーブに取り付けられる場合）し、又は用いられる接着剤がタービンの動作条件に耐え得ると想定して接着接続によって置き換えられてもよい。仕切要素 2 4 0 はまた、挿入材の壁の局所押出しによって挿入材に形成されてもよい。

【 0 0 1 7 】

図 8 は、仕切要素 8 4 0 及び翼型 8 1 0 の接続の断面図を示す。仕切要素 8 4 0 は、溶接又は鐓付けによって翼型 8 1 0 の内壁 8 3 1 にのみ取り付けられてもよい。溶接は、仕切要素 8 4 0 / 翼型 8 1 0 の境界面の全部又は一部にわたり形成され得る。代替的には、仕切要素 8 4 0 は翼型 8 1 0 に、機械的接続によって取り付けられてもよいし、用いられる接着剤がタービンの動作条件に耐え得ると想定して接着接続によって取り付けられてもよい。仕切要素 8 4 0 は、挿入壁の局所押出し又は鑄造によって翼型 8 4 0 に形成されていてもよい。仕切要素 8 4 0 と挿入材 8 2 1 との間には間隙 8 7 5 が存在している。衝突後の冷却ガスは、この間隙に沿って走行した後に翼型を出る。複数の離隔体（図 8 には不図示）が、この間隙を保つように構成され得る。離隔体は、挿入材 8 2 1、内壁 8 3 1 / 翼型 8 1 0、又は仕切要素 8 4 0 の何れに取り付けられてもよく、予め決められた高さ及び / 又は間隔を有し得る。

40

50

【 0 0 1 8 】

本発明の一観点によるタービン翼型アセンブリ 1 0 0 は、ガス・タービン、蒸気タービンのパケット、ブレード、ノズル、シュラウド若しくはベーンとして構成されてもよいし、又は冷却を必要とする他の任意のターボ機械設備構成要素として用いられるように構成されてもよい。前述のように、ガス・タービン及び蒸気タービン（又は他の任意のターボ機械若しくはターボ・エンジン）は、様々な広範な環境条件で動作し、用いられる燃料も大きくばらつき得る。個々の動作条件及び環境条件に合わせて各々のタービンを「カスタマイズ」することが可能であると極めて有益であり、このことは従来は可能ではなかった。本発明は、冷却ガスを最も必要とする区域に付加的な冷却ガスを導いて保つようあらゆる問題区域（例えば翼型の熱スポット）を構成し得るように、ターボ機械を速やかにカスタマイズし又は修理することを可能にする。

10

【 0 0 1 9 】

この書面の記載は、最適な態様を含めて発明を開示し、また任意の装置又はシステムを製造して利用すること及び任意の組み込まれた方法を実行することを含めてあらゆる当業者が発明を実施することを可能にするように実例を用いている。特許付与可能な発明の範囲は特許請求の範囲によって画定されており、当業者に想到される他の実例を含み得る。かかる他の実例は、特許請求の範囲の書字言語に相違しない構造要素を有する場合、又は特許請求の範囲の書字言語と非実質的な相違を有する等価な構造要素を含む場合には、特許請求の範囲内にあるものとする。

20

【 符号の説明 】

【 0 0 2 0 】

1 0 0 : タービン翼型アセンブリ
 1 1 0、8 1 0 : 翼型
 1 1 1、1 1 3 : 小室
 1 1 2 : 内壁
 1 1 4 : 外壁
 1 1 6 : 前縁
 1 1 8 : 後縁
 1 2 0 : 半径方向内側プラットフォーム
 1 2 2 : 半径方向外側プラットフォーム
 1 3 0、1 4 0、1 5 0 : スパイク
 2 1 0 : 翼型
 2 1 1、2 1 2、2 1 3、2 1 4、2 1 5、2 1 6、2 1 7、2 1 8 : 小室
 2 2 1、2 2 2、2 2 3、2 2 4、2 2 5、2 2 6、2 2 7、5 2 1、6 2 1、8 2 1
 : 挿入材
 2 3 0 : 衝突孔
 2 3 1 : 内壁
 2 4 0、4 4 0、5 4 0、8 4 0 : 仕切要素
 2 5 0 : 境界区域
 2 6 0 : 外部の区域
 2 7 0 : 離隔体
 2 7 5、8 7 5 : 間隙
 4 4 2 : 切込み部分
 5 4 1 : 空間
 6 2 2 : チャンネル
 7 1 0 : 溶接
 8 3 1 : 内壁

30

40

【 図 1 】

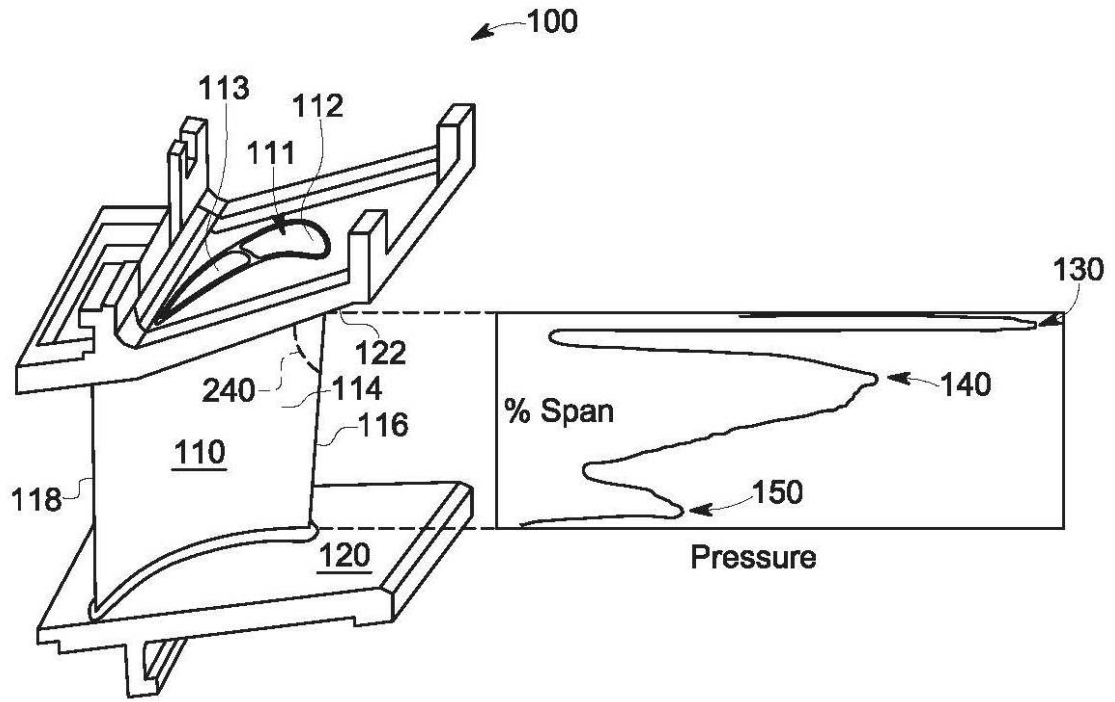


FIG. 1

【 図 2 】

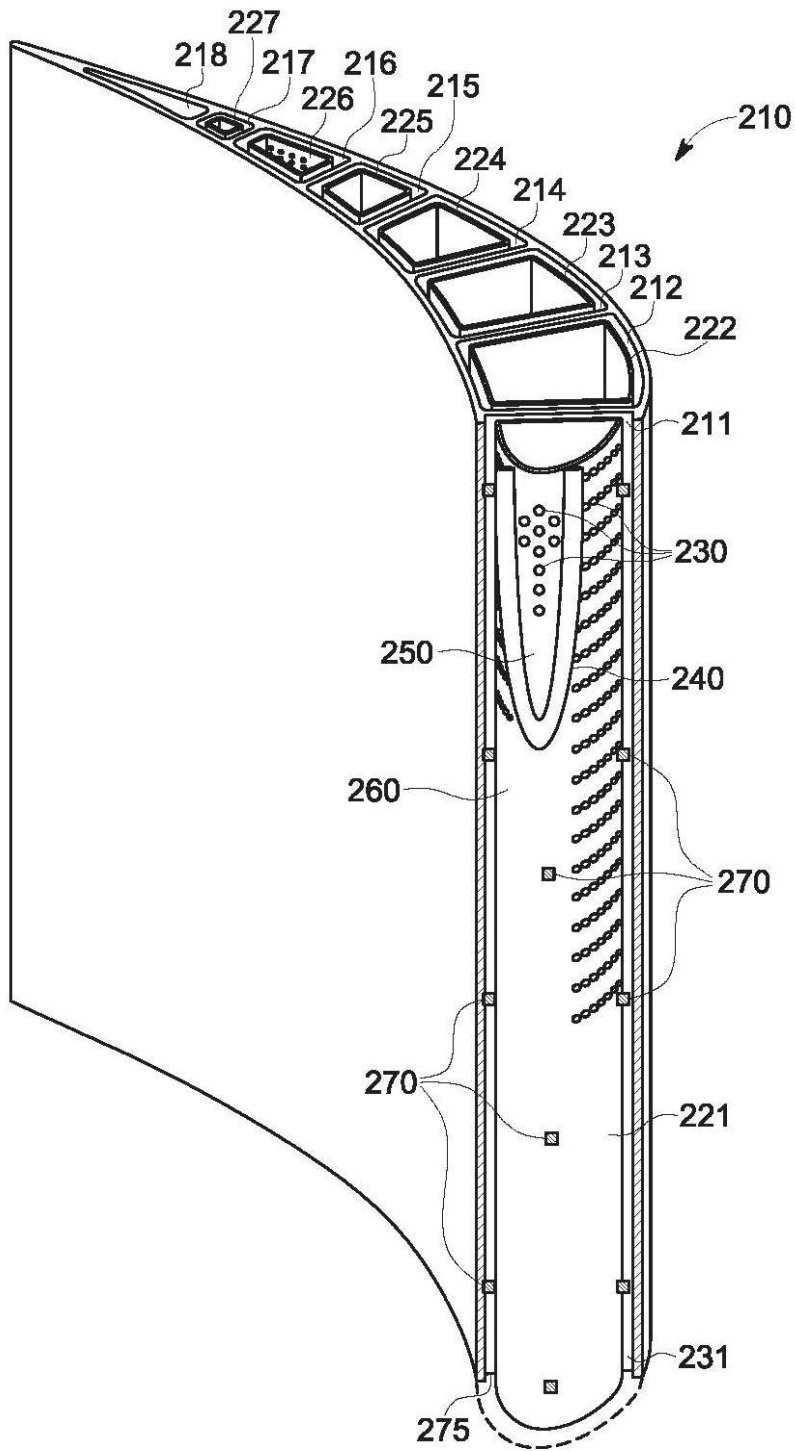


FIG. 2

【 図 3 】

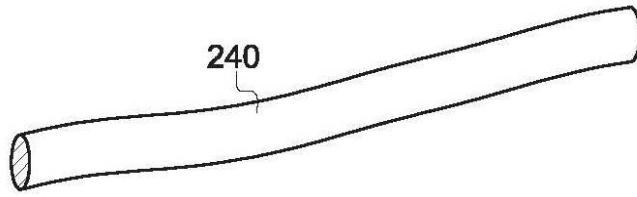


FIG. 3

【 図 4 】

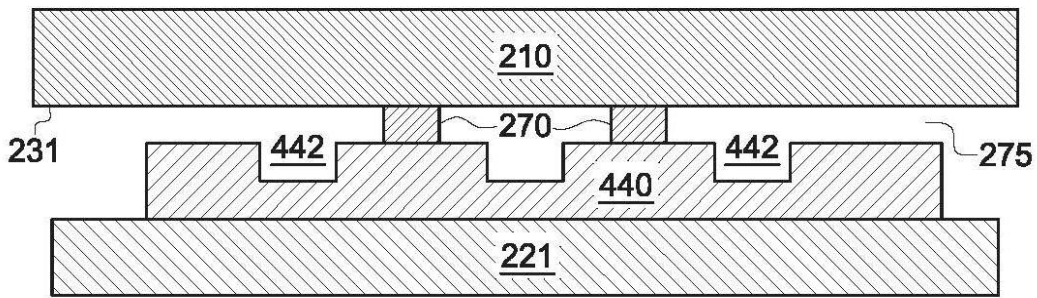


FIG. 4

【 図 5 】

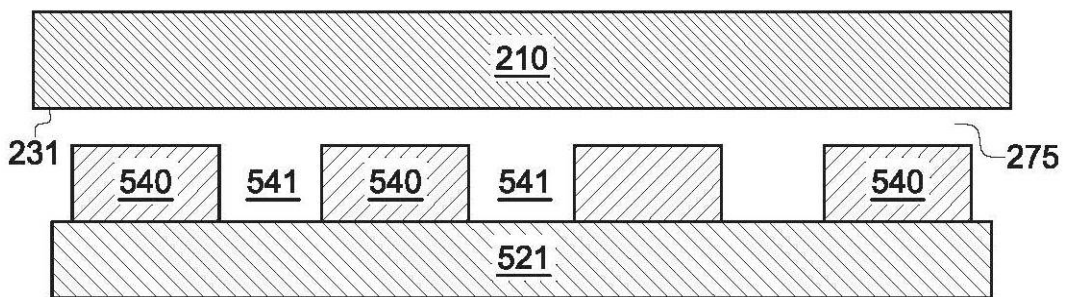


FIG. 5

【 図 6 】

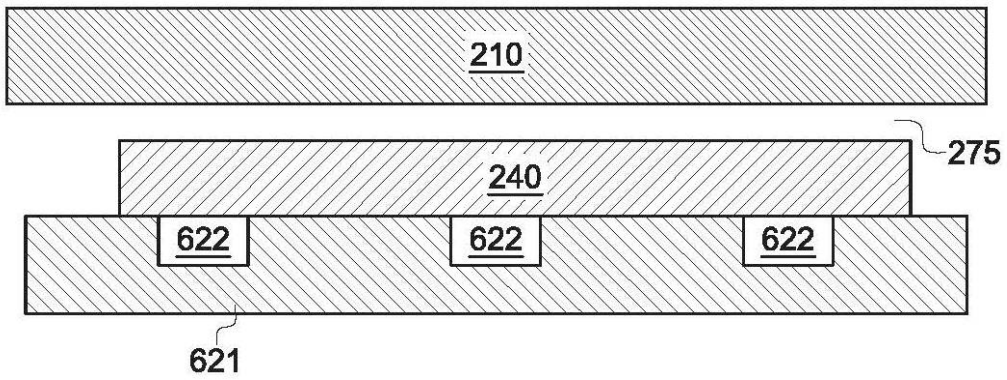


FIG. 6

【 図 7 】

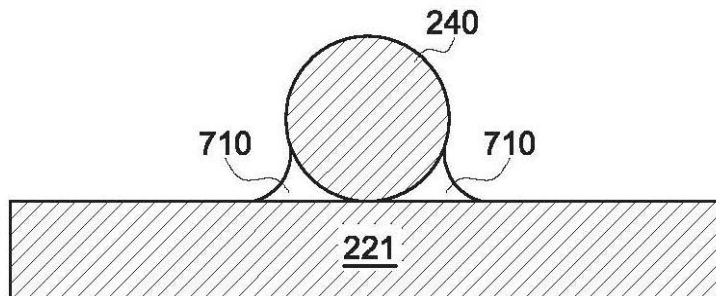


FIG. 7

【 図 8 】

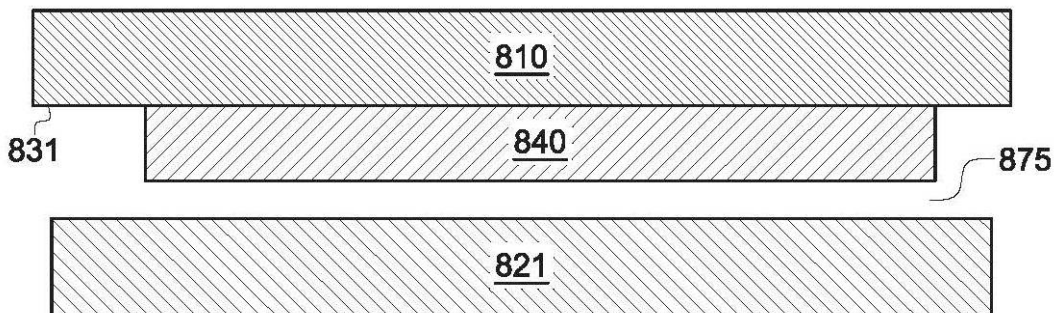


FIG. 8

フロントページの続き

- (72)発明者 オニカ・ミサシャ・カーバー
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、300番
- (72)発明者 ゲーリー・マイケル・イツェル
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、300番
- (72)発明者 ジェームズ・ウィリアム・ヴァール
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、300番
- (72)発明者 イヴァン・アンドリュー・ソーウォール
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、300番
- Fターム(参考) 3G202 CA07 CB01 GA08 JJ02 JJ15