

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

**特許第4974096号  
(P4974096)**

(45) 発行日 平成24年7月11日(2012.7.11)

(24) 登録日 平成24年4月20日(2012.4.20)

(51) Int.Cl.

F 1

FO4D 29/32 (2006.01)

FO4D 29/32

C

FO4D 29/52 (2006.01)

FO4D 29/52

B

FO2K 3/06 (2006.01)

FO2K 3/06

請求項の数 6 外国語出願 (全 12 頁)

(21) 出願番号 特願2001-39367 (P2001-39367)  
 (22) 出願日 平成13年2月16日 (2001.2.16)  
 (65) 公開番号 特開2001-271792 (P2001-271792A)  
 (43) 公開日 平成13年10月5日 (2001.10.5)  
 審査請求日 平成20年2月15日 (2008.2.15)  
 (31) 優先権主張番号 09/507408  
 (32) 優先日 平成12年2月18日 (2000.2.18)  
 (33) 優先権主張国 米国(US)

## 前置審査

(73) 特許権者 390041542  
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ  
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、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 智志  
 (74) 代理人 100105588  
 弁理士 小倉 博  
 (74) 代理人 100129779  
 弁理士 黒川 俊久  
 (72) 発明者 ジョン・ジャレド・デッカー  
 アメリカ合衆国、オハイオ州、リバティー  
 ・タウンシップ、ウッズエッジ・ドライブ  
 、6675番

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】縦溝付き圧縮機流路

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

空気(22)を拡散させる圧縮機流路(20)であって、  
 円周方向に間隔を置いて位置し、各々が軸方向に間隔を置いて位置する前縁及び後縁(28, 30)と半径方向に間隔を置いて位置する外端及び内端(32, 34)とを含む複数の翼形部と、  
 前記外端で前記翼形部に橋絡する半径方向外側壁(36)と、前記内端で前記翼形部に橋絡する半径方向内側壁(38)と、  
 を含み、

前記翼形部(16)の各々が、全体的に凸状の負圧側面(24)と円周方向に相対する全体的に凹状の正圧側面(26)とをさらに含み、

前記流路は、周方向に隣接する前記翼形部間に画成され、半径方向では前記外側及び内側壁(36, 38)間に画成され、

前記壁(36, 38)の少なくとも1つが、そこで流れ面積を局部的に増大させるための、前記隣接する前記羽根の前縁(28)に隣接する少なくとも1つの溝(40)を含み、前記少なくとも1つの溝(40)が、

前記前縁(28)の軸方向前方で始まり、

前記後縁(30)から軸方向前方で終わり、

前記前縁(28)間で幅が円周方向に広がり、そこから軸方向後方に長さが延び、

前記前縁(28)から前記後縁(30)に向かって幅が減少し、

10

20

前記翼形部の1つの前記負圧側面(24)と隣接し、隣接する翼形部の前記正圧側面(26)から離れる

ることを特徴とする、圧縮機流路。

【請求項2】

前記翼形部が、支持ディスク(18)から半径方向外方に延びるファンロータ羽根(16)であり、前記外側壁が環状ファンケーシング(36)であり、また前記内側壁が前記ディスクから半径方向外方に間隔を置いて位置する羽根プラットホーム(38)である、請求項1記載の流路。

【請求項3】

前記前縁(28)において前記プラットホーム(38)に隣接する円錐形スピナをさらに含み、前記溝(40)が前記スピナで始まり前記プラットホームに後方に連続する、請求項2記載の流路。 10

【請求項4】

前記翼形部が支持ロータドラム(18b)から半径方向外方に延びる圧縮機ロータ羽根(16b)であり、前記外側壁が環状圧縮機ケーシング(36b)であり、また前記内側壁が、前記ドラムから半径方向外方で前記羽根のうちのそれぞれの羽根と一体的に結合された羽根プラットホーム(38b)である、請求項1記載の流路。

【請求項5】

前記翼形部が圧縮機ステータベーン(16c)であり、前記外側壁が、前記ベーン外端に取付けられる環状外側バンド(36c)であり、前記内側壁が、前記ベーン内端に取付けられる環状内側バンド(38c)である、請求項1記載の流路。 20

【請求項6】

前記外側及び内側バンド(36c、38c)の両方が、その中に前記溝(40)のうちのそれぞれの溝を含む、請求項5記載の流路。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、一般的にガスタービンエンジンに関し、より具体的には、そのファン及び圧縮機に関する。 30

【0002】

【従来技術】

ターボファンガスタービンエンジンにおいて、空気は圧縮機で加圧又は圧縮され、燃焼器で燃料と混合され点火されて、高温の燃焼ガスが発生する。エネルギーが、高圧タービンにおいてガスから抽出され圧縮機を駆動し、またそれに続く低圧タービンにおいてもガスから抽出され圧縮機から上流に配置されたファンを駆動する。

【0003】

ファンは、より大きなロータ羽根を持つ特殊な形状の圧縮機で、空気を加圧し、推進力を発生させ飛行中の航空機を推進する。ファンは、その中で空気が少しづつ順に加圧されていく多段式圧縮機の第1段を構成する。

【0004】

空気加圧は、羽根の回転エネルギーを空気速度に変換し、次いで拡散させそこで圧力に戻すことで行われる。拡散は、局部的に発散する流路で発生するが、望ましくない流れはく離や対応する圧縮機の失速によって制限される。 40

【0005】

ファン羽根は、特に、運転中エンジン推進力を発生するのに十分な空気流量を圧送するように構成されている。多段式圧縮機は、特に、高圧空気を燃焼器に供給し燃料と共に燃焼させて下流のタービンにより抽出されるエネルギーを発生するように構成されている。

【0006】

これら部品の設計において考慮すべき課題は、特にエンジンがその回転速度及び温度限界近くで運転される高推進力状態で、適当な失速マージンを保ちつつ、流れの圧送能力及び 50

圧縮効率を最大にすることである。高回転速度では、ロータ羽根に関する流れのマッハ数は高く、超音速となる可能性があり、空力的荷重又は拡散も高くなる。空力的課題は、ロータ羽根自身の機械的及び航空機械的制約により、さらに複雑になる。

#### 【0007】

ファン及び圧縮機にはロータ羽根及びステータベーンが含まれ、その翼形部は特に、通常の制約内で性能を最大にするように構成される。翼形部設計には、空力的、機械的、さらに航空機械的性能による多くの妥協が含まれる。翼形部は、3次元(3D)形状で、翼形部の対応する正圧及び負圧側面への空力的荷重を制御するために、通常翼根元から翼先端までのスパンでねじれ、前縁及び後縁間で軸方向に厚さが変化している。

#### 【0008】

圧縮機の各段を通る流路は、隣接する羽根又はベーン間に円周方向に画定され、また、対応する外側及び内側端壁により半径方向に画定される。

#### 【0009】

例えば、比較的長いファン羽根は、半径方向外側の流路境界面又は外側壁を構成する環状ファンケーシング内に配置される。羽根は支持ディスクから半径方向外方に延び、通常分離した羽根内側プラットホームが、適当にディスクに取付けられ半径方向内側の流路境界面又は内側壁を構成する。

#### 【0010】

同様に、圧縮機ロータ段は、スパンの高さが下流方向で減少し、各段の周りに半径方向外側シュラウドを構成する対応する環状ケーシング内に配置される対応するロータ羽根列を含む。圧縮機羽根は一般的に、その羽根根元に一体の羽根プラットホームを含み、羽根プラットホームは隣接するプラットホームと近接して内側流路を画定する。

10

#### 【0011】

さらに、対応する圧縮機ステータ段は、その半径方向外端で通常円周方向の又はアーチ形のセグメントで形成される環状外側バンドに取付けられるベーンを含む。ステータベーンの半径方向内端は、平面とすることができるし、あるいは通常アーチ形セグメントで形成される内側流路を画定する環状内側バンドに取付けることができる。

20

#### 【0012】

上記の内側及び外側流路境界面の様々な形状はすべて、互いに類似しており、軸対称である。外側壁は、円周方向に凹状で、半径方向内方に面する滑らかな円筒形又は円錐形表面を備える。内側壁は、円周方向に凸状で、半径方向外方に面する滑らかな円筒形又は円錐形表面を備える。

30

#### 【0013】

所定のエンジンの大きさや推進力の要求のために、ロータ羽根及びステータベーンの大きさは、特定されあるいは制約され、対応する大きさの外側及び内側流路壁と協働する。これらの設計制約により、羽根及びベーンの3D形状は、失速マージンを保ちつつ、流れの圧送及び圧縮効率を最大にするように種々試みられている。最新の3次元粘性流れコンピュータ解析が、圧縮機翼形部設計に好都合なため使用されるが、それにも拘わらず性能は未だに上記のように限界がある。

#### 【0014】

40

#### 【発明が解決しようとする課題】

従って、その幾何学的制約の中でガスタービンエンジン圧縮機及びファンの性能をさらに向上させることが望まれる。

#### 【0015】

#### 【課題を解決するための手段】

圧縮機流路は、軸方向に間隔を置いて位置する前縁及び後縁と半径方向に間隔を置いて位置する外端及び内端とを持つ、円周方向に間隔を置いて位置する翼形部を含む。外側壁は翼形部外端に橋絡し、内側壁はその内端に橋絡する。壁の1つは、そこで局部的に流れ面積を増大させるための前縁に隣接する溝を含む。この溝は、前縁の軸方向前方で始まり、後縁から軸方向前方で終わり、前縁間で幅が円周方向に広がり、そこから軸方向後方に

50

長さが延び、前縁から後縁に向かって幅が減少し、翼形部の1つの負圧側面と隣接し、隣接する翼形部の正圧側面から離れるよう形成されている。

#### 【0016】

##### 【発明の実施の形態】

本発明を、そのさらなる目的及び利点と共に、好ましい例示的な実施形態により、添付図に関連した以下の詳しい記述においてより具体的に説明する。

#### 【0017】

##### 参考例

図1は、軸方向中心軸線12について軸対称なターボファンガスタービンエンジン10の部分を示す。エンジンは、低圧タービン(図示せず)により適当に駆動されるファン14形状の低圧圧縮機を含む。ファン14は、支持ロータディスク18から半径方向外方に延びるファンロータ羽根又は翼形部16の列を含み、ファンロータ羽根又は翼形部16は軸方向ダブテールによる慣用手法でディスク外周部の対応するダブテールスロットに保持される。10

#### 【0018】

図1に示す羽根16は、図2により詳細に示すように、円周方向又は横方向に間隔を置いて位置し、その間に応するファン流路20部分を画定し、運転中にそれを通して空気22が導かれる。ファンディスク及びその上に取付けられた羽根の回転が空気にエネルギーを与え、空気は最初は加速され次に拡散により減速されて、空気を加圧又は圧縮するエネルギーに戻る。20

#### 【0019】

ファン羽根の外側スパン部分で加圧された空気は、飛行中の航空機を推進する推進力を発生させるために使用される。羽根の内側スパン部分によって加圧された空気は下流の圧縮機に導かれ、以下に説明するように、そこでさらに空気は圧縮され、次に燃焼器(図示せず)で燃料と混合され点火されて、高温の燃焼ガスを発生させる。慣用手法によって、エネルギーが高圧タービン(図示せず)の燃焼ガスから抽出され圧縮機を駆動し、また更なるエネルギーが低圧タービンによって抽出されファンを駆動する。

#### 【0020】

図1及び図2に示すように、羽根16の各々は、全体的に凸状の負圧側面24と円周方向に相対する全体的に凹状の正圧側面26とを含む。2つの側面は、軸方向に間隔を置いて位置する前縁と後縁28, 30の間に延び、羽根先端を構成する半径方向外端32と半径方向に相対する羽根根元を構成する内端34の間に半径方向スパンで延びる。30

#### 【0021】

図2に示すファン流路20は、隣接するファン羽根の対応する側面によって円周方向に境界を形成され、また図1にさらに具体的に示すように半径方向に境界を形成される。環状ファンケーシング又はシュラウド36は、半径方向外側の境界面又は端壁を構成し、その羽根先端外端32すべてのファン羽根に円周上で橋絡する。複数の羽根内側のプラットホーム38は、ディスク18から半径方向外方に間隔を置いて位置し、そこに従来通りに結合される。個々のプラットホーム38は、その羽根根元内端34で隣接する羽根に円周上で橋絡する。従って、ファン空気流れ22は、隣接する羽根16によって円周方向に画定され、またファンケーシング36及び羽根プラットホーム38によって半径方向に画定される対応する流路20によって運転中境界を形成される。40

#### 【0022】

図1及び図2に示すファン羽根16は、対応する圧縮効率及び失速マージンで空気22を圧送して、推進力を発生させるいかなる慣用手法の3D形状とすることもできる。個々のファン流路20は、軸方向下流方向に後縁における流路出口まで発散し、空気22を拡散しそこから静圧を取り戻す。ファン羽根は一般的に、運転中は対応する高速回転速度で、遷音速又は超音速マッハ流速で運転できるように設計されている。従って、羽根は、衝撃波が隣接する羽根の間に発生する運転中に衝撃を受ける。衝撃の悪影響を受ける可能性のある場所は、スパンの高さに沿った翼形部形状を特別な形状にすることで、減少する。50

**【 0 0 2 3 】**

例えば、ファン流路 2 0 は一般的に、ロースパンの羽根の多くにおいて、羽根の前縁における最小面積の入口のど部から発散する。羽根先端で終わるファンの外側スパンにおける流路は通常、最初は、適当に軸方向に位置する最小面積ののど部へと軸方向に収束し、次に、羽根後縁へと面積が発散する。

**【 0 0 2 4 】**

図 1 に示すように、ファンケーシング 3 6 は、羽根先端 3 2 から間隔を置いて位置し、その間に對応する小さい半径方向ギャップ又は隙間を構成し、その間で望ましく羽根先端の摩擦を生じることなく、固定ケーシング 3 6 内での羽根の回転運動を可能にする。それ故、流路の外側境界面は、回転する羽根に対して静止している。相應して、流路の半径方向内側の境界面を構成する羽根プラットホーム 3 8 は、ロータディスクに固定され、羽根と共に回転し、その間には相対的な回転運動はない。10

**【 0 0 2 5 】**

その羽根根元から羽根先端までのスパンを含む羽根の大きさは、一般的に単位時間当たりの質量で表されるファンの望ましい流量の圧送能力が得られるように最初に特定される。相應して、エンジン中心軸線 1 2 についてのファンケーシング 3 6 の内径及び羽根プラットホーム 3 8 の外径も特定され、このようにして各流路 2 0 に対する利用可能な流れ面積が限定される。

**【 0 0 2 6 】**

ファン羽根の 3 D の空力的形状は、最新の 3 D 粘性流れコンピュータ解析を使用して最適化され、無負荷から巡航及び最大出力運転まで航空機に動力を供給するエンジンの通常の運転に必要な低速から高速までのエンジン速度の関数として変化する、最適な失速マージンを保ちつつ流れの圧送及び圧縮効率を最大にすることができる。20

**【 0 0 2 7 】**

図 1 及び図 2 に示すような本発明の参考例によれば、流路の内側境界面又は壁を構成するプラットホーム 3 8 の各々は、羽根前縁 2 8 に隣接して位置する谷又は縦溝 4 0 を含み、そこで局部的に流れ面積を増大させる。単一の縦溝 4 0 が、対応する隣接する羽根の間に位置し、円周方向に凹状で局部的に流れ面積を増大させる窪みを構成することが好ましい。図 2 及び図 3 に示すように、各縦溝 4 0 は隣接する前縁 2 8 間で横方向の幅が円周方向に広がり、前縁から軸方向後方に長さが延びる。30

**【 0 0 2 8 】**

各縦溝 4 0 は、その始めから終りまで実質的に均一な円周方向幅を有することが好ましい。各縦溝 4 0 は、羽根後縁 3 0 から軸方向前方又は上流のプラットホーム 3 8 で終ることが好ましい。その終りにおいて、縦溝は、残りのプラットホーム表面の円周方向に凸状のランド 3 8 a に移行する。

**【 0 0 2 9 】**

縦溝 4 0 のこの好ましい形状は、流路境界面の内側及び外側直径などの幾何学的境界面により全体の大きさが制約される低圧ファン又は高圧圧縮機などの圧縮機にとって多くの利点を有する。例えば、図 3 に示すプラットホーム 3 8 の半径方向内側に凹状の縦溝 4 0 は、前縁及び後縁間の羽根根元 3 4 近傍の流路面積の局部的な増大をもたらす。40

**【 0 0 3 0 】**

この増大された面積が、発散する流路 2 0 と協働して羽根前縁の近傍の空気流れの平均マッハ数を局部的により低くし、そのことにより拡散を少なくし羽根前縁及び後縁間で必要な圧力上昇を得ることが可能になる。局部的に低くなっているマッハ流れは、相應してこの領域での表面摩擦抵抗力を減少させ、それに応じて圧縮効率を増加させる。亜音速運転では、羽根前縁における増大した流路面積が増加した圧縮効率をもたらし、さらに羽根翼形部上全体への拡散負荷の分散を可能にし、低くなっている拡散を補ってさらに性能向上の改善をもたらす。

**【 0 0 3 1 】**

衝撃波をうける超音速運転では、羽根前縁における縦溝によってもたらされる面積の局部50

的増大が、流路導入面積をさらに拡大あるいは増大させる。導入面積とは、技術用語であり、1つの羽根の前縁と最初に捕獲されたマッハ波が認められる次の隣接する羽根のその負圧側面上での前縁の直ぐ後方との間と定義される。前縁近傍の羽根プラットホームの導入面積を局部的に拡大することで、ファン段の流れ容量又は圧送能力が増大すると同時に、圧縮効率も増大する。

#### 【0032】

この領域における導入面積及び流路のど部を局部的に拡大することで、ファンの高速運転における有効キャンバを減少させる。このことが、次いで、高速時の流れ容量及び効率をかなりの量で増加させることになるが、そのことは、対応する縦溝のないプラットホームと対照するものとして縦溝の導入だけが異なりその他は同一設計のファンを比較分析することで確認されている。10

#### 【0033】

縦溝付き羽根プラットホームの導入が、性能の向上をもたらすだけでなく、その根元近傍のファン羽根の負荷分散をさらに改善することも可能にするが、これは失速マージンを含む圧縮性能に対する従来手法の制約のもとでは他の方法では不可能である。羽根の空力的輪郭形状はこのようにしてさらに最適化され、縦溝付きプラットホームの導入を補い、最適な失速マージンを保ちつつファンの流れ圧送能力及び圧縮効率をさらに増加させる。例えば、縦溝付きプラットホームは、超音速運転での通過衝撃力を減少させ、また羽根根元近傍の二次流れ域の減少にも効果がある。

#### 【0034】

プラットホーム縦溝の導入で、局部的な拡散レベル及び衝撃力が減少されることにより、環状体のチョーキングにより引き起こされる流れの限界が解決されるので、圧力損失が減少する。遷音速ロータでは、高速の流れは、羽根前縁から後方に導入領域又は区域における負圧表面の最初に捕獲されるマッハ波位置に至る、ファン羽根の負圧側面上の独特的な接続状態により制約される可能性がある。縦溝は導入面積を増大させ、さらに多くの空気流れが同じ独特な接続状態を通過することになる。さらに、プラットホームの縦溝に特徴がある対応する流れ面積により、羽根列全体にわたる環状体の収束度が増大する。特に、高流量の場合、これがはく離を少なくし、ロータ効率がさらに良くする。20

#### 【0035】

羽根プラットホームに縦溝を付けることで得られる増大した面積は、そうでなければ所定の適用に対して所定の大きさに保つことを可能にするように羽根スパンを増大させることになるが、それをしてことなく、達成される。流れ面積の増大を、羽根スパンを増大させることに関連する機械的又は航空機械的性能を変更することなく、また他の方法ではそのために必要となるであろう重量の追加もすることなく、行なうことができる。30

#### 【0036】

最大限の利得を得るためにには、図1～図3に示す個々の縦溝40は、エンジンの利用可能な空間内で羽根前縁28の軸方向前方又は上流で始まる必要がある。例えば、図1に示すファンには、ファン羽根列に軸方向に隣接する円錐形スピナ42と、羽根前縁の上流に配置されその間に応する分割線又は軸方向ギャップを備えるプラットホーム38とが含まれる。各縦溝40は、スピナ42の外側表面に位置する入口部分40aを含み、羽根前縁から上流の適当な位置にあるスピナにおいて始まり、対応する羽根プラットホーム38へと後方に連続することが好ましい。縦溝の入口部分40aは、スピナとプラットホーム間の接合部でメイン縦溝40と滑らかに融合する。40

#### 【0037】

図2及び図3に示す参考例において、各縦溝40は実質上、スピナ42のその始まりからプラットホームの羽根前縁28までの実質的に同一の円周方向の幅を含み、さらに、羽根側面間でプラットホームの羽根後縁30から上流にあるのが好ましいその終り又は終端に向かうその同一の幅を維持することが好ましい。縦溝40の軸方向の輪郭は、通常三日月形の隣接する羽根間を移動する流れの流線の卓越方向に一致することが好ましい。

#### 【0038】

10

20

30

40

50

縦溝の形状は、それらの性能利点を最大限に活用するのに望ましいように変更することができる。例えば、単一又は複数の縦溝が隣接するファン羽根間で使用することができ、また縦溝の円周方向の輪郭形状は、性能を最大にし羽根側面で適当に移行するのに望ましいように変更することができる。さらに、プラットホームのランドの輪郭形状は、必要に応じ、その他の設計の協働する縦溝の空力的性能を補うように変更することも可能である。

#### 【0039】

##### 実施例

本発明は、参考例に記載されたファン羽根のプラットホームに使用する上記の縦溝40を、図6及び図7において16bで示す圧縮機ロータ羽根又は翼形部間にある20で示される対応する流路に有利に使用したものである。<sup>10</sup> ファン羽根と同様に、圧縮機羽根16bは、環状ドラム18bの形である支持ロータディスクから半径方向外方に延びる。対応する圧縮機流路20は、円周方向に隣接する圧縮機羽根間に画定され、また対応する圧縮機ケーシング又は外側壁36bと半径方向内側の羽根プラットホーム38bとの間に半径方向に画定される。図1に示すファン羽根プラットホーム38は、隣接するファン羽根間に取付けられる分離した構成部品であるが、図6及び図7に示す圧縮機羽根プラットホーム38bは、対応する圧縮機羽根の根元に一体に結合され、各流路の中央付近で互いに隣接する。

#### 【0040】

縦溝40は、上記のファン羽根プラットホームと実質上同じ手法で圧縮機羽根プラットホーム38bに導入することができる。しかしながら、図6に示す軸流圧縮機段には、スピナが見当たらないため、縦溝は通常、上流のステータベーンに備えられる限られた軸方向の間隔を考慮して、個々のプラットホーム38b自身の前縁の直ぐ後方で始まる。<sup>20</sup>

#### 【0041】

圧縮機羽根16bは、より大きいファン羽根に対するのと空力的に同様の手法で形状をつくれ、対応する寸法の縦溝40が、同様に圧縮機プラットホーム38bに導入されることができる。各縦溝40はここでも、隣接する圧縮機羽根の前縁間で幅は円周方向に広がり、また長さは後縁30の軸方向前方で終わる。

#### 【0042】

この実施形態においては、縦溝は、前縁及び後縁間で幅が軸方向後方に向って単純に収束している。このように、各縦溝は、羽根前縁28から軸方向に後縁30に向かって円周方向の幅が収束又は減少する。<sup>30</sup>

#### 【0043】

羽根の負圧及び正圧側面の空力的負荷が異なるため、縦溝40は異なる空力負荷を補うような輪郭で構成されている。各縦溝40は、1つの羽根16bの負圧側面24に隣接し、その間に流路20を画定する隣接する羽根16bの正圧側面26から離れることが好ましい。

#### 【0044】

図7に示すように、各縦溝40は円周上で最初、隣接する羽根16の前縁間で、半径方向内方に凹状である。各縦溝40は、前縁から後縁28, 30まで幅が収束するとき、隣接する羽根の負圧側面24の凸状輪郭には沿うが、隣接する羽根の正圧側面26からは離れていく。<sup>40</sup>

#### 【0045】

図7に示すように、縦溝40は、その円周方向の幅が縮小するとき凹状のままであり、縦溝が形成されているプラットホームの円周方向凸状ランド38aに移行する。凹状縦溝40の導入を除けば、個々の羽根プラットホーム38の外側表面は、慣用手法と同様に円周方向では半径方向外方に凸状である。凹状縦溝40はプラットホームの外側表面の湾曲を逆にし、そこに局部的に増大した空気流れ面積をもたらすが、ランド38aなどプラットホームの縦溝のない部分は、外側輪郭が凸状のままである。

#### 【0046】

結果として生じる個々の縦溝40の三日月形をした軸方向輪郭は、隣接する羽根間にある<sup>50</sup>

卓越空気流線流に一致し、羽根前縁近傍で始まり羽根後縁近傍で終わるそれぞれの流路 20 の流れ面積を局部的に増大させる。このように、縦溝 40 は、実質的に羽根負圧側面 24 の軸方向の輪郭全体に沿い、一方、その前縁から下流方向に羽根正圧側面 26 からは離れていく。単純な凹状縦溝で、亜音速又は超音速運転の間、上記のように多くの利点を享受できる。

#### 【0047】

図 6 及び図 7 はさらに、本発明の別の実施形態を示すが、そこでは、圧縮機流路 20 が、環状外側バンド又は端壁 36c と半径方向内側バンド又は端壁 38cとの間に半径方向に伸びる、16c で示される隣接するステータベーン翼形部間に画定されている。個々のベーン 16c は、それぞれ外端及び内端で対応するバンドに適当に取付けられる。バンドは通常、アーチ形セグメントをなし、集合してリングを形成する。内側バンド 38c は隨意的とすることができる、設計の中には、ベーンの内端が取付けバンドのない単純な平面のものもある。

#### 【0048】

先の実施形態と同様に、縦溝 40 は、少なくとも外側バンド 36c に、また望むのであれば内側バンド 38c に用いる相応の寸法とし、ステータベーンの性能をさらに増大させることができる。まさに先の実施形態と同様に、縦溝をステータバンドに設け、その流れ面積を局部的に増大させ、類似する手法で空力的性能及び効率を向上させることができる。

#### 【0049】

上に開示された全ての実施形態において、対応する圧縮機流路 20 は、隣接するファン羽根翼形部 16、圧縮機羽根翼形部 16b、又はステータベーン翼形部 16c 間に円周方向に画定される。流路は、また、ケーシング、バンド又はプラットホームの形をした対応する外側及び内側壁間に半径方向に画定される。全ての実施形態において、対応する縦溝 40 は、隣接する翼形部と固定関係にある端壁に導入され、空気流れの拡散を生じるような形状になっている。

#### 【0050】

対応する縦溝は、同様に凹状の輪郭に構成され、羽根間で円周方向にそれに適當な幅と輪郭形状と、また前縁及び後縁間で軸方向に適當な輪郭形状を備えることができる。分析を用いて、上記に開示した特定の適用の各々において最良の性能になるように各縦溝の個々の輪郭形状を最適化することができる。対応する流路端壁内に導入される個々の縦溝は、端壁はそれ以外は形状及び寸法が通常のまで、局部的に流れ面積を増大させる。

#### 【0051】

従って、ファン段、圧縮機回転段、又は、圧縮機固定段の所定の幾何学的構造に対して、縦溝をそこに導入し、それぞれの段の幾何学的構造をそれ以外変更することなくさらに性能の利点をもたらすことができる。

#### 【0052】

本発明の好ましい例示的な実施形態であると考えられるものを本明細書に説明したが、本発明のその他の変形態が、本明細書の教示から当業者には明白であり、それ故、本発明の技術思想及び技術的範囲に含まれる全てのそのような変形態が添付の特許請求の範囲に保護されることを望むものである。

#### 【0053】

##### 【図面の簡単な説明】

【図 1】 本発明の参考図としてのガスタービンエンジンのファン部分の軸方向断面図。

【図 2】 図 1 における隣接するファン羽根の線 2-2 による平面図。

【図 3】 図 1 に示すファンの隣接するファン羽根の根元部分及び流路内側壁の全体的に線 3-3 による等角図。

【図 4】 図 2 に示す隣接するファン羽根のその前縁近傍の線 4-4 による半径方向断面図。

【図 5】 図 2 に示す隣接するファン羽根のその後縁近傍の線 5-5 による半径方向断面

10

20

30

40

50

四

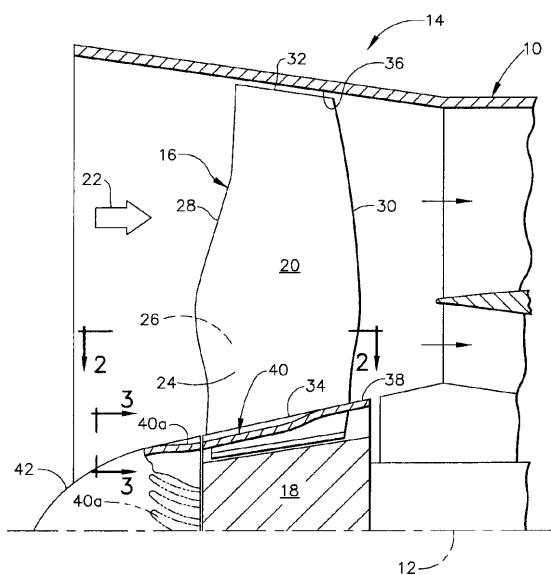
【図6】図1に示すファンの下流に配置される多段式軸流圧縮機の一部分の軸方向部分断面図であり、本発明の実施例を示す図である。

【図7】図6に示す圧縮機のロータ及びステータ段の隣接部分の線7-7による半径方向断面図。

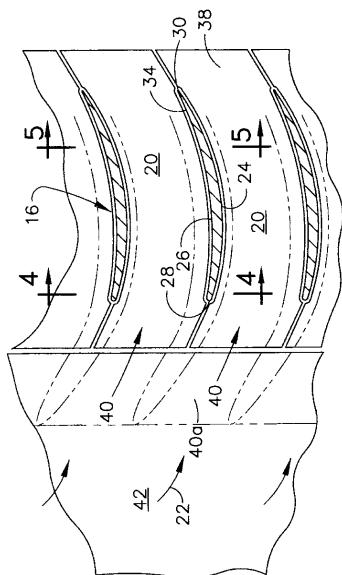
## 【符号の説明】

- |     |                  |    |
|-----|------------------|----|
| 1 0 | ターボファンガスタービンエンジン |    |
| 1 2 | 軸方向中心軸線          |    |
| 1 4 | ファン              | 10 |
| 1 6 | 羽根               |    |
| 1 8 | 支持ディスク           |    |
| 2 0 | 流路               |    |
| 2 2 | 空気               |    |
| 2 4 | 負圧側面             |    |
| 2 6 | 正圧側面             |    |
| 2 8 | 前縁               |    |
| 3 0 | 後縁               |    |
| 3 2 | 羽根先端             |    |
| 3 4 | 羽根根元             |    |
| 3 6 | ファンケーシング         | 20 |
| 3 8 | 羽根プラットホーム        |    |
| 4 0 | 縦溝               |    |
| 4 2 | スピナ              |    |

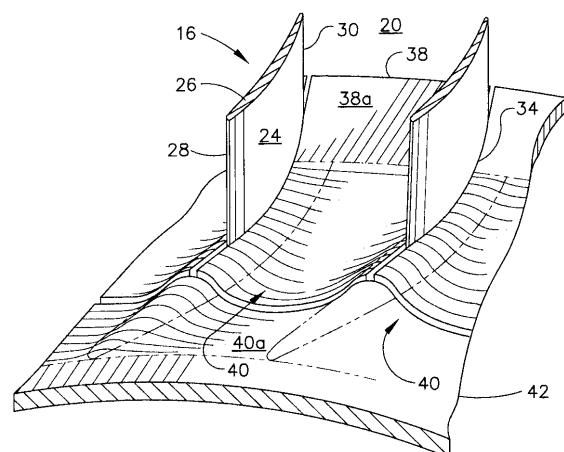
【図1】



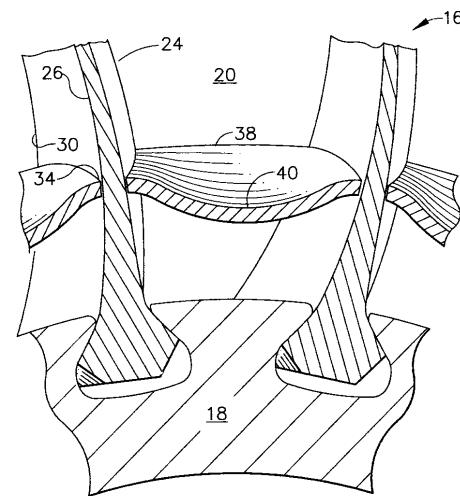
【図2】



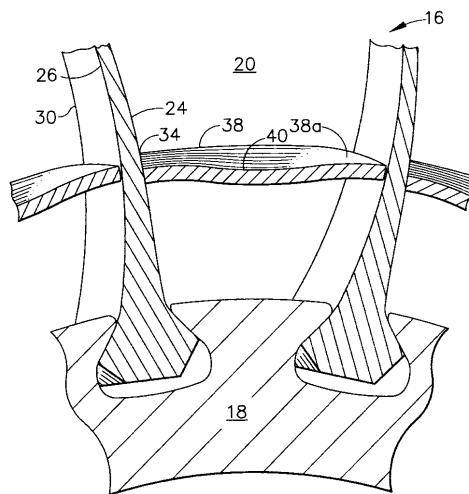
【図3】



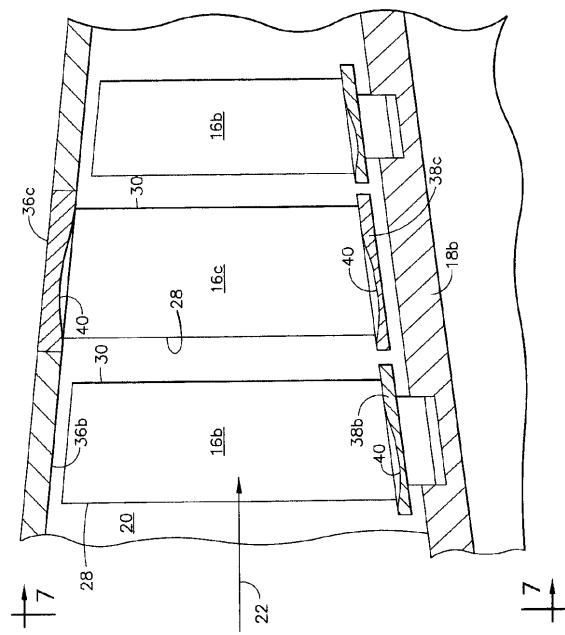
【図4】



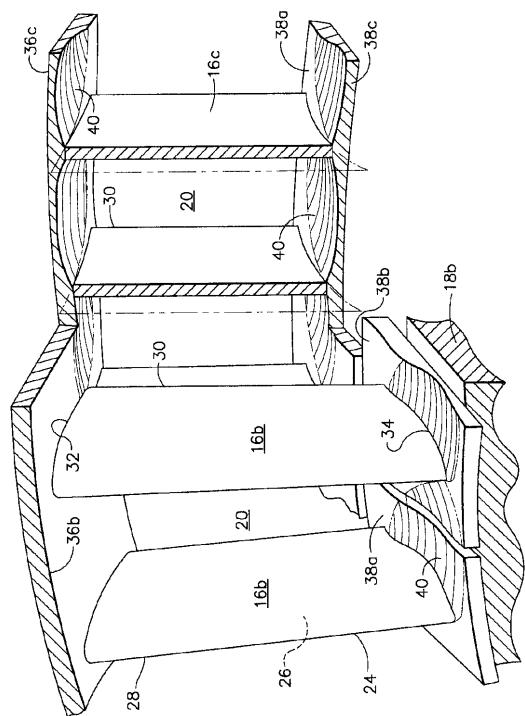
【図5】



【図6】



【図7】



---

フロントページの続き

(72)発明者 アンドリュー・ブリーズ - ストリングフェロウ

アメリカ合衆国、オハイオ州、モントゴメリー、ローレルビュー・ドライブ、11724番

審査官 久保 竜一

(56)参考文献 特表平10-502150(JP,A)

仏国特許発明第1602965(FR,B1)

イスラエル特許発明第229266(CH,A5)

特開平9-184451(JP,A)

特開平10-325303(JP,A)

特開平11-280403(JP,A)

実開平4-121495(JP,U)

特開平6-257597(JP,A)

特開平7-247996(JP,A)

特開2000-274202(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F04D 19/00-19/04

29/00-29/70