

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5059991号  
(P5059991)

(45) 発行日 平成24年10月31日(2012.10.31)

(24) 登録日 平成24年8月10日(2012.8.10)

(51) Int.Cl. F I  
FO4D 29/54 (2006.01) FO4D 29/54 E

請求項の数 5 外国語出願 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2000-266368 (P2000-266368)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成12年9月4日(2000.9.4)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2001-132696 (P2001-132696A)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタデイ、リバーロード、1番
(43) 公開日	平成13年5月18日(2001.5.18)	(74) 代理人	100137545
審査請求日	平成19年9月3日(2007.9.3)		弁理士 荒川 聡志
(31) 優先権主張番号	09/434344	(74) 代理人	100105588
(32) 優先日	平成11年11月5日(1999.11.5)		弁理士 小倉 博
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100129779
前置審査			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】 狭ウエスト部を有する静翼

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

第1の平面(X-Z平面)において翼弦方向に前縁(24)と後縁(26)の間に延在するとともに縦方向に根元(28)と先端(30)の間に延在し、根元と先端の間のウエスト部(36)で翼弦長が狭まっている正圧側面(20)及び負圧側面(22)を含んでなる圧縮機ステータ静翼であって、

前記前縁(24)が、軸方向側面視において凹形であり、且つ、前記第1の平面と直交する第2の平面(Y-Z平面)において真直ぐであり、

前記第2の平面(Y-Z平面)において、前記前縁(24)で前記根元(28)に直角に結合する内側バンド(32)と、

前記第2の平面(Y-Z平面)において、前記前縁(24)で前記先端(30)に直角に結合する外側バンド(34)と

をさらに含み、

前記第2の平面(Y-Z平面)において、前記負圧側面(22)が湾曲しており、前記後縁で該負圧側面と前記内側バンドとが鈍角(B)をなし、該後縁で該負圧側面と前記外側バンドとが鈍角(B)をなす

ことを特徴とする、静翼。

【請求項 2】

前縁(24)が、根元(28)からウエスト部(36)及び先端(30)からウエスト部(36)に向かってテーパを付けてあり、前記ウエスト部は前記第1の平面(X-Z平

面)においてスパン中央において凹形である、請求項1記載の静翼。

【請求項3】

ウェスト部(36)が、根元(28)から縦方向スパンの30%~70%の範囲内に位置する、請求項1又は請求項2記載の静翼。

【請求項4】

第1の平面(X-Z平面)において後縁(26)が根元(28)と先端(30)の間で縦方向に真直ぐである、請求項1又は請求項2記載の静翼。

【請求項5】

根元(28)から先端(30)にかけて縦方向に実質的に均一な拡散負荷を生じるように翼弦長がウェスト部(36)に向かって短くなっている、請求項2記載の静翼。

10

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は概括的にはガスタービンエンジンに関するものであり、さらに具体的にはその圧縮機又はファンに関する。

【0002】

【従来の技術】

ターボファン航空機ガスタービンエンジンでは、作動中空気はファン及び圧縮機で加圧される。ファン空気は飛行中の航空機の推進に用いられる。圧縮機を通過した空気は、燃焼器内で燃料と混合して点火され、高温燃焼ガスを生じ、タービン段を流れて、ファン及び圧縮機の動力源となるエネルギーが抽出される。

20

【0003】

典型的ターボファンエンジンは多段軸流圧縮機を含んでおり、この多段軸流圧縮機で逐次空気を加圧して燃焼用高圧空気を生じさせる。圧縮空気は圧縮比が高まると拡散し減速する。そのため、圧縮機翼形部は、失速マージンと効率に悪影響を与える不都合な境界層剥離が減るように設計しなければならない。

【0004】

逆に、燃焼ガスはタービン段を流れて加速され、タービン動翼はエネルギー抽出効率を最大にすべく異なる空力設計をもつ。

【0005】

圧縮機設計の基本は、離陸、巡航及び着陸と飛行活動全体を通して十分な失速マージンを保つての空気圧縮の効率にある。

30

【0006】

しかし、圧縮機の効率と失速マージンは通常反比例の関係にあり、効率を上げるとその分失速マージンが減るのが通例である。失速マージンと効率の相反する要件は高性能軍用機エンジンで特に厳しく、対照的に、条件の比較的緩い民間機用途では通例圧縮機効率を犠牲にして失速マージンを高レベルに保つことが要求される。

【0007】

圧縮機翼形部の効率の最大化は、主に、正圧側及び負圧側での速度分布を最適化することによって行われる。しかし、従来の圧縮機設計では効率は適度の失速マージンの条件によって制限されるのが通例であった。それ以上効率を高めようとする失速マージンの低下という結果に陥るのが通例であり、逆に、失速マージンを増やすと効率の低下という結果に至る。

40

【0008】

通例、高い効率は所定の段の翼形部のぬれ表面積を最小限にしてその分翼形部の抗力を減少させることによって得られる。これは、通例、ソリディティつまりロータディスク外周の翼形部の密度を減らすか、或いは翼弦長とスパン長さとのアスペクト比を増すことによって達成される。

【0009】

ある所定のロータ速度では、こうした効率の増加は失速マージンを減少させる。高レベル

50

の失速マージンを達成するには、至適入射角以下で翼形部を設計するとともに、至適レベルよりも高いソリディティを用いればよい。これは軸流圧縮機の効率を下げる。

【 0 0 1 0 】

失速マージンはロータ速度を高めることによっても増大し得るが、これは翼形部のマッハ数を増加させて翼形部の抗力を増すことになり、効率を低下させる。

【 0 0 1 1 】

圧縮機の性能は、圧縮機ロータ動翼及びステータ静翼の協調によっても影響を受ける。動翼列が支持ロータディスクから半径方向外方に延在し、周囲のステータケーシング内で作動中回転する。対応するステータ静翼列は、動翼の直ぐ上流に配置され、動翼への空気の流れを制御する。

10

【 0 0 1 2 】

通例、ステータ静翼は半径方向外側の先端が環状外側バンドに取り付けられており、その半径方向内側根元は半径方向内側バンドに取り付けられていて、内側バンドは通例内側シールを支持している。かかる取り付けは典型的には個々の静翼をバンド内の相補的開口に差し込んで、ろう付や溶接などによって固定することによって行われる。個々の静翼は、変形せずにこの製造工程を経るように真直ぐで剛性をもたせてあるのが通例である。

【 0 0 1 3 】

しかし、典型的な静翼は根元から先端まで比較的一様な半径方向輪郭をもち、そのため動効率及び失速マージンが制限される。両バンドは端壁を画成し、その端壁に沿って作動中空気の境界層が形成され性能に影響を及ぼす。静翼の空力負荷つまり拡散負荷は静翼スパン中央部よりも端壁近くで高く、作動中空気が拡散するにつれ、静翼と端壁の境界は静翼後縁付近の負圧側で境界層剥離を受ける。

20

【 0 0 1 4 】

【 発明が解決しようとする課題 】

従って、典型的な圧縮機設計は必然的に効率と失速マージンのいずれかを優先させる妥協を含む。また、動翼と静翼の設計の違いによって圧縮機の設計は一段と複雑になる。そこで、圧縮機静翼を改良し対応する圧縮機動翼との協調性を向上させて、圧縮機の効率と失速マージンを共に向上させることが望まれている。

【 0 0 1 5 】

【 課題を解決するための手段 】

圧縮機ステータ静翼は、翼弦方向に前縁から後縁まで延在するとともに縦方向に根元から先端まで延在する正圧側面と負圧側面を含んでいる。静翼は根元と先端の間のウェスト部で翼弦長が狭まっている。静翼は狭いウェスト部と併せて後縁で湾曲させてもよい。

30

【 0 0 1 6 】

【 発明の実施の形態 】

本発明の好ましい例示的な実施形態を、その他の目的及び利点と併せて、添付の図面を参照しながら、以下の詳細な説明によって具体的に説明する。

【 0 0 1 7 】

図 1 に示す側面図は、空気 1 2 を通して加圧するための構成をもつガスタービンエンジン圧縮機 1 0 の一部である。圧縮機は軸方向中心軸線 1 4 の周りで対称であり、分割ディスク又は一体型ブリススク又は環状ドラムなど慣用の形態のロータから半径方向外方に延在するロータ動翼 1 6 を軸方向に複数段含んでいる。

40

【 0 0 1 8 】

各ロータ段に併せて円周方向に複数のステータ静翼 1 8 が隔設された圧縮機ステータがある。動翼 1 6 及び静翼 1 8 は、軸方向段において逐次空気 1 2 を加圧するためそれぞれの空力的形状つまり輪郭の翼形部を画成する。作動中、空気が段から段へと軸方向に減速し拡散するにつれて、空気の圧力は増加する。

【 0 0 1 9 】

図 1 及び図 2 に示す通り、各ステータ静翼 1 8 は、概ね凹面の正圧側面 2 0 とその円周方向反対側の概ね凸面の負圧側面 2 2 とを含む翼形部を画成する。両側面 2 0 , 2 2 共に翼

50

弦方向に上流の前縁 2 4 と軸線方向反対側の下流の後縁 2 6 の間に延在している。

【 0 0 2 0 】

個々の静翼 1 8 は、エンジンの中心軸線 1 4 と平行に延びる軸線方向の X 軸、接線方向つまり円周方向に延びる Y 軸、及び半径方向に延びる Z 軸からなる直交座標系で定義し得る。各静翼 1 8 は、図 1 に示す根元 2 8 から先端 3 0 へと半径方向外方に向かって半径方向に重ねた複数の平面断面として定義し得る。

【 0 0 2 1 】

図 1 に示す例示的实施形態では、静翼 1 8 の列は半径方向内側及び外側バンド 3 2 , 3 4 に適切に支持され、内側バンドは通例適当なシール（図示せず）を支持している。静翼の根元 2 8 と先端 3 0 は、通例、両バンド 3 2 , 3 4 の相補的開口に固定装着され、バンドは端壁を画成し、端壁は、隣り合った静翼 1 8 間での空気の流れの半径方向境界をなす。

10

【 0 0 2 2 】

上述の通り、従来の圧縮機の設計は圧縮効率と失速マージンとの妥協を伴うのが通例であった。従来の圧縮機静翼の翼形部はその二次元空力的定義のため半径方向に類似しているのが通例である。

【 0 0 2 3 】

翼形部性能をさらに十分に評価するための 3 次元（3 D）粘性流れ方程式を解くのに、コンピュータソフトウェアを利用することができる。かかる 3 D ソフトウェアはロータ動翼 1 6 とステータ静翼 1 8 のいずれの設計にも使用し得るが、ステータ静翼が本発明の主題である。本発明で得られる静翼翼形部は概して独特な 3 D 形状を有しており、その縦方向つまり半径方向スパンのどこを取ってもその半径方向断面にほとんど違いのない従来の翼形部とは大きく異なる。

20

【 0 0 2 4 】

まず図 2 に示し通り、静翼 1 8 の各半径方向断面は、前縁 2 4 から後縁 2 6 まで延在する正圧側面 2 0 及び負圧側面 2 2 に沿った空力輪郭つまり空力形状によって画成される。各断面は前縁から後縁までの翼弦を有し、その翼弦長 C で区別される。

【 0 0 2 5 】

図 1 に示す通り、本発明の例示的態様では、ステータ静翼 1 8 は翼弦長が最小となるウェスト部 3 6 に向かって翼弦長が狭まっており、ウェスト部 3 6 は好ましくは静翼の縦方向つまり半径方向スパンに沿って根元 2 8 と先端 3 0 の間の中央に位置する。

30

【 0 0 2 6 】

前縁 2 4 は、好ましくは根元 2 8 及び先端 3 0 の両方からウェスト部 3 6 に向かってテーパが付けられており、図 1 に示す概ね凹形の軸線方向側面図つまり投影図では単一スカラップをもつ前縁を画成する。ウェスト部 3 6 は、好ましくは静翼の根元 2 8 から静翼の縦方向つまり半径方向スパンの約 3 0 % ~ 7 0 % の範囲内に位置する。図示した好ましい実施形態では、ウェスト部 3 6 はスパンの約 5 0 % に位置している。また、ウェスト部 3 6 は、根元及び先端での翼弦長よりも最高約 3 0 % 短くすることができる。

【 0 0 2 7 】

図 1 の側面図つまり軸線方向投影図に示す通り、後縁 2 6 は好ましくは根元から先端にかけて縦方向つまり半径方向に概ね真直ぐである。静翼のどちらの側面からみた軸線方向投影図でも、後縁 2 6 は正圧側面及び負圧側面の何れの側からも X - Z 平面で直線に見える。

40

【 0 0 2 8 】

後でさらに説明する通り、ステータ静翼 1 8 は好ましくは前縁 2 4 から後縁 2 6 に向かってだけ翼弦が狭まっていて、後縁 2 6 は軸線方向側面輪郭は真直ぐなままである。好ましい実施形態では、後縁 2 6 は前縁と共に傾斜することなく軸線方向の側面図又は投影図において半径方向にのみ延在する形状をしている。こうして、ウェスト部 3 6 はテーパ付又はスカラップ形の前縁 2 4 のみで画成され、後縁は半径方向に真直ぐでテーパも付いていなければスカラップ形でもない。

【 0 0 2 9 】

50

両端壁から翼弦長を減少させて静翼の中央に狭いウェスト部 36 を設けることによって、ステータ段の D 性能を向上させることができる。静翼の狭いスパン中央部つまり中央部分はその分ぬれ表面積が減り、その分空力抗力が減る。

【0030】

好ましくは、静翼は、拡散負荷が根元 28 から先端 30 まで縦方向つまり半径方向に実質的に均一になるように、両側の端壁から翼弦長を短くすることでウェスト部に向かって狭まっている。空力負荷が翼形部のスパン全体にわたって実質的に均一となるように静翼の翼弦長の半径方向分布を規定することによって、効率的な空気圧縮に不要な静翼ウェスト部付近の余分な翼弦長を除きつつ、向上した性能及び効率を得ることができる。

【0031】

静翼は、端壁面近くの負荷と拡散を妥協させることなく、中央ウェスト部での負荷と拡散を増加させるべく、中央ウェスト部で選択的に狭められる。縦方向の負荷分布は、上記の通り実質的に均一にすることができるし、或いは翼弦長分布を滑らかにすべく静翼のスパン中央で若干大きくしてもよい。圧縮効率は、静翼中央部での抗力を減らしつつ該中央部での拡散を増大させることによって、増大する。

【0032】

さらに、翼弦長の減少は好ましくは、端壁バンドでの前縁の空力スイープ角(aerodynamic sweep)を増大させるべく翼形部の後縁でなく前方端つまり前縁でなされる。空力スイープ角は慣用パラメータであり、内側及び外側バンド 32 ~ 34 近くの静翼の前縁での前進角は静翼の空力性能をさらに高める。

【0033】

スカラップ形の前縁 24 は、真直ぐではあるが傾斜した後縁と共に設けてもよい。図 3 の別の実施形態に示す通り、後縁 26 は軸線方向の投影では直線のみであるが根元から先端にかけて鋭角をなす傾斜角 A で前縁 24 に向かって傾斜していてもよく、傾斜角 A は最大約  $10^\circ$  とし得る。傾斜角 A は好ましくは根元から先端まで一定である。

【0034】

図 4 の Y - Z 平面での接線方向図つまり投影図に示す通り、静翼 18 にさらに修正を加えることによって、失速マージンを向上させるとともに、圧縮機効率をさらに高めることができる。図 4 に示す Y - Z 平面は図 1 に示す X - Z 平面と直交しており、同じ静翼 18 のそれぞれ接線方向投影図と軸線方向投影図である。

【0035】

図 4 に示す通り、静翼の負圧側面 22 は好ましくは後縁 26 と根元 28 及び先端 30 の各々との間で鈍角 B に湾曲している。後縁 26 は、半径方向軸線に対して接線方向つまり図示した方向に傾斜角 D をなす。

【0036】

静翼 18 は空気の流れ 12 を転向して拡散させる形状をもつので、空気の境界層剥離は後縁近くの静翼の負圧側面が主な設計上の考慮対象である。従来の概ね半径方向に真直ぐなステータ静翼では、静翼負圧側面は通例端壁面に対して直角であり、そこで境界層剥離を起こし易い。しかし、図 4 に示す静翼 18 の負圧側面を後縁で湾曲させることによって生じる鈍角 B は端壁面又はバンドでの不都合な境界層剥離を大幅に減少或いは完全になくす。それに応じて、圧縮機効率及び失速マージンをさらに増大させることができる。

【0037】

図 4 に示す軸線方向端面図では、個々の静翼 18 は主にその後縁 26 に沿って湾曲し、根元 28 と先端 30 の双方で同様の鈍角 B をなしている。傾斜角 D は、後縁で互いに逆向きに傾いた根元部と先端部とが滑らかにつながるように静翼の縦方向スパンに沿って変化する。好ましくは、傾斜角は根元と先端の間で連続的に変化する。

【0038】

図 4 に示す湾曲した後縁は、各半径方向断面のキャンバ角とスタッガ角を変えるとともに、それに伴って静翼の積み重ね軸線 38 の主に接線成分を半径方向線から反らすことによって得られる。静翼の積み重ね軸線は、好ましくは個々の半径方向静翼断面のキャンバ線

10

20

30

40

50

の中点の軌跡であり、その中点は通例静翼のスパンに沿って半径方向に整列している。図4では積み重ね軸線38の接線成分は、静翼の好ましい湾曲後縁が得られるように、反れていて半径方向スパン軸線からずれている。

【0039】

図1に示すスカラップ形の前縁24は、好ましくは図4に示す湾曲した後縁26と組合せて用い、好ましくは互いに妥協しない。この組合せは空力効率をさらに高め、端壁面での不都合な境界層剥離の低減又は排除を促す。

【0040】

さらに具体的には、図1及び図4に示す同一の静翼18は、好ましくは、翼弦長が最小となる中央部ウェスト部36をもつスカラップ形前縁24と、そこから直角に湾曲した後縁を両者共に含んでいる。図1に示す通り、後縁26は正圧側面20及び負圧側面22の軸線方向投影図では概ね直線であるとともに、図4に示す直交接線平面では負圧側面22に沿って湾曲している。このような後縁26の2つの直交平面での組合せによって実質的に大きな鈍角Bと共に後縁傾斜角Dを最大にすることができ、圧縮機効率及び失速マージンがさらに改善される。

【0041】

鈍角Bは約 $100^{\circ}$  ~  $130^{\circ}$  という例示的範囲で最大にでき、後述の製造面での理由のためその例示的上限として $130^{\circ}$  が選ばれる。後縁の大きな湾曲とスカラップ形前縁とが相俟って、3D相乗効果によって静翼の根元28から先端30までの縦方向拡散負荷の均一性が最大となる。後縁での静翼負圧側面と端壁面との間の境界層剥離が格段に減少もしくは解消することによっても、均一な空力負荷が達成される。

【0042】

図2及び図4に示す通り、静翼の前縁24は好ましくは根元28及び先端30と実質的に直角又は垂直であり、主に半径方向に延びる。

【0043】

さらに、前縁24は図4に示す接線平面では根元部及び先端部で概ね直線状である(図4に示す接線平面は図1に示す軸線方向平面での前縁のテーパと直交する)。

【0044】

各静翼の後縁は上述の通り接線方向に湾曲しているが、静翼の前縁部分は、それらがバンドに装着できるように静翼の縦方向の剛性を保つべく、比較的直ぐである。かかる装着は、各静翼をバンドの相補的開口に締めればめをなすのに十分な力で差し込むことによって行われる。個々の静翼には、相当強い差込力を加えても座屈や縦方向の変形が起こらないような縦方向の剛性が必要とされる。

【0045】

図4に示す鈍角をなす接合角Bは好ましくは静翼後縁に局在していて、好ましくは後縁から前縁24に向かって角度の大きさは小さくなる。前縁では、接合角Bは $90^{\circ}$  に近づく。こうして、各静翼のかなりの部分を根元及び先端に直角又は垂直な向きに保つことができ、その半径方向剛性を保って静翼とバンドの差し込み組立ができるようになる。各静翼の湾曲はこのように後縁部に限られ、生産性を犠牲にすることなく、空力性能を高めることができる。

【0046】

図4に示すスカラップ形の湾曲ステータ静翼18は、このように、その支持バンド32, 34とともに改善された空力性能を享受する。鈍角をなす接合角Bは、両端壁面32, 34で、静翼の負圧側面22と後縁26の間でなされる。そこでの境界層剥離は大幅に低減もしくは解消し、静翼の半径方向スパンにわたって静翼の空力負荷は一段と均一になり、効率がさらに改善される。

【0047】

ステータ静翼はスカラップ形状と湾曲形状は別々に用いてもよいし、或いはその相乗作用によって効率及び失速マージンが最大となるように組合せて用いてもよい。

【0048】

10

20

30

40

50

本明細書では本発明の好ましい例示的な実施形態と思想するものについて説明してきたが、本発明のその他の形態は本明細書の教示内容から当業者には自明であり、本発明の技術的思想及び技術的範囲に属するかかる形態すべてが特許請求の範囲で保護されることを望むものである。

【0049】

従って、特許による保護を望むのは、請求項に規定され特徴付けられた発明である。

【図面の簡単な説明】

【図1】 本発明の例示的な実施形態によるロータ動翼列間に軸方向に配列したステータ静翼列を含むガスタービンエンジン圧縮機の一部の軸方向断面図。

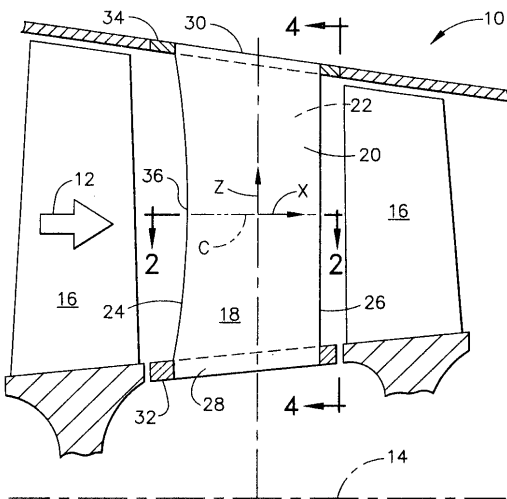
【図2】 図1に示す圧縮機の静翼の一枚の線2-2による半径方向断面図。

【図3】 本発明の別の実施形態による圧縮機静翼の図1と同様の軸方向側面立面図。

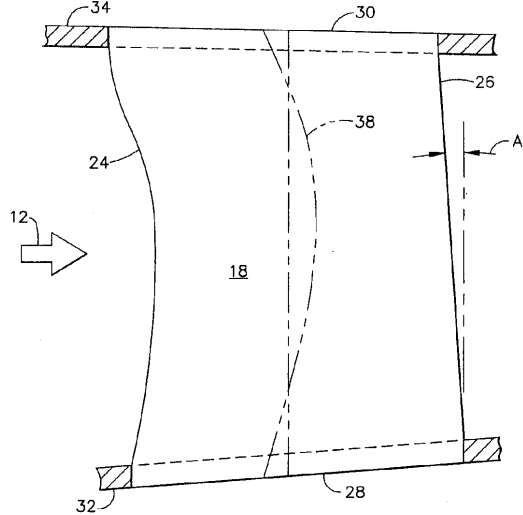
【図4】 図1の概ね線4-4による半径方向内側バンドと外側のバンドに取り付けられた隣接する3枚の圧縮機静翼の上流を向いた等距離図。

10

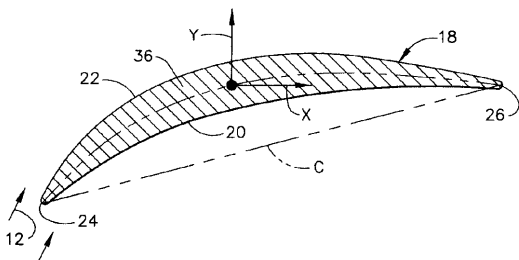
【図1】



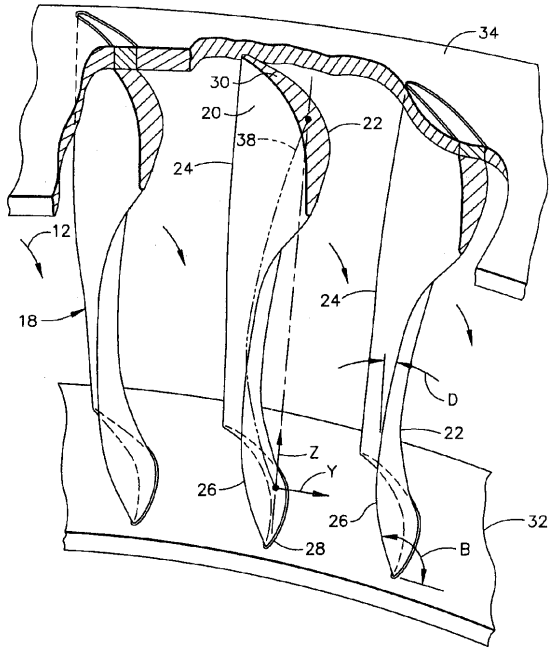
【図3】



【図2】



【 図 4 】



## フロントページの続き

- (72)発明者 ピーター・ジョン・ウッド  
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、エスコンディドー・ドライブ、10709番
- (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
- (72)発明者 グレゴリー・トッド・STEINMETZ  
アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ウイートクロフト・ドライブ、3287番
- (72)発明者 マーク・ジョセフ・ミエルケ  
アメリカ合衆国、オハイオ州、ブランテェスター、テンプリン・ロード、7288番
- (72)発明者 ケネス・エドワード・セイツァー  
アメリカ合衆国、オハイオ州、メイソン、バックアイ・コート、1062番

審査官 佐藤 秀之

- (56)参考文献 特開平10-331791(JP,A)  
特開平09-025897(JP,A)  
実開平06-001799(JP,U)  
特開平10-103002(JP,A)  
特開平08-114199(JP,A)  
特開昭56-069405(JP,A)  
特開平04-214904(JP,A)  
特開平04-124406(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F04D 29/54