

(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2012-163103

(P2012-163103A)

(43) 公開日 平成24年8月30日(2012.8.30)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
FO1D 5/20 (2006.01)	FO1D 5/20	3G202
FO1D 11/08 (2006.01)	FO1D 11/08	
FO1D 25/00 (2006.01)	FO1D 25/00 M	
FO2C 7/28 (2006.01)	FO2C 7/28 A	

審査請求 有 請求項の数 2 O L (全 16 頁)

(21) 出願番号 特願2012-59563 (P2012-59563)
 (22) 出願日 平成24年3月16日 (2012. 3. 16)
 (62) 分割の表示 特願2007-211195 (P2007-211195) の分割
 原出願日 平成19年8月14日 (2007. 8. 14)
 (31) 優先権主張番号 11/507, 120
 (32) 優先日 平成18年8月21日 (2006. 8. 21)
 (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、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
 (72) 発明者 ケヴィン・サミュエル・クレイシング
 アメリカ合衆国、オハイオ州、スプリングボロ、オーク・ヒル・ドライブ、20番
 最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 カスケード先端部バッフルエアロfoil

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】先端部流れ漏れを減少させ、タービン効率を改善できるタービンブレードを提供する。

【解決手段】タービンブレード10は、加圧側20に沿って延出する第1のリブ36及びその反対側の吸引側22に沿って延出する第2のリブ38を有するエアロfoil先端部30を含む。リブ36、38は、先端部フロア40から外側へ延出し、前縁部24及びその反対側の後縁部26において一体に接合される。カスケード先端部バッフル42は、先端部30の最大幅の場所の前方において、前記先端部フロア40の上方で2つのリブ36、38に横方向に掛け渡され、バッフル42の両側で、先端部30を翼弦に沿って複数の対応する先端部ポケット44に仕切る。

【選択図】 図1

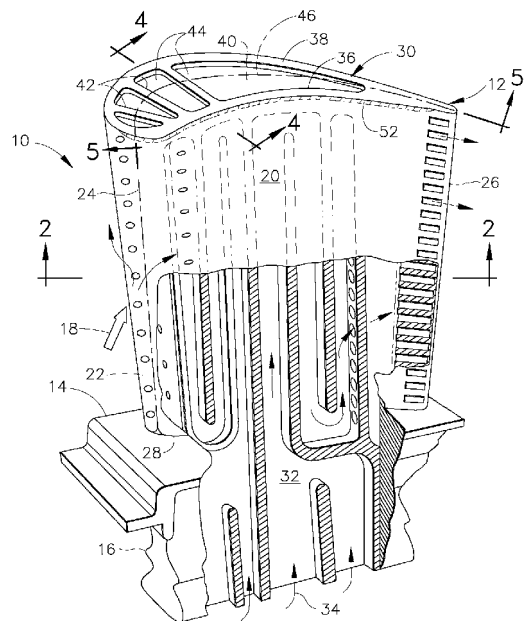


FIG. 1

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

中空のエーロfoil(12)、プラットフォーム(14)及び一体のダブテール(16)を含むタービンブレード(10)であって、

前記エーロfoil(12)は、根元部(28)から先端部(30)まで翼弦方向に延在し且つ前縁部(24)と後縁部(26)との間で翼幅方向に延在する加圧側(20)及びその反対側の吸引側(22)を含み、

前記先端部(30)は、先端部フロア(40)から前記加圧側(20)に沿って外側へ延出する第1のリブ(36)及び前記吸引側(22)に沿って外側へ延出する第2のリブ(38)をそれぞれ含み、前記第1のリブ(36)及び前記第2のリブ(38)が、前記前縁部(24)及び前記後縁部(26)において一体に接合され、

前記前縁部(24)と前記後縁部(26)との間で翼弦方向に互いに離間して配置され、前記先端部(30)を前方先端部ポケット(44)、中央先端部ポケット(44)及び後方先端部ポケット(44)に仕切る2つの前記先端部バッフル(42)を具備し、前記バッフル(42)は、並列して前記第1のリブ(36)及び前記第2のリブ(38)に横方向に掛け渡され、前記バッフル(42)を越えて流れの流線(18)を連続するカスケード流れとして下流側へ横方向に順次分配し、

前記2つの先端部バッフル(42)は、前記第1のリブ(36)と接合する箇所では前記前縁部(24)に向かって前方へ凹形に湾曲するプロファイルを有し、前記第2のリブ(38)と接合する箇所では前記前縁部(24)に向かって前方へ凸形に湾曲するプロファイルを有するタービンブレード(10)。

【請求項 2】

前記2つの先端部バッフル(42)は前記ハンプ(48)を含む前記先端部(30)の前方部分に配置され、一方のバッフル(42)は前記ハンプ(48)の前方に配置され、第2のバッフル(42)は前記ハンプ(48)の後方に配置される請求項1記載のブレード。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、一般にガスタービンエンジンに関し、特に、ガスタービンエンジンのタービンブレードに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンにおいては、圧縮機で空気が加圧され、加圧空気は燃料と混合され、燃焼器において燃焼ガスを生成する。エンジンに動力を供給し、仕事を生成するために、種々のタービン段は燃焼ガスからエネルギーを抽出する。

【0003】

燃焼器のすぐ後に続く高圧タービン(HPT)は、最高温度の燃焼ガスからエネルギーを抽出して、1つの駆動軸を介して上流側の圧縮機に動力を供給する。HPTの後に続く低圧タービン(LPT)は、燃焼ガスから更にエネルギーを抽出して、別の駆動軸に動力を供給する。LPTは、ターボファン航空機エンジンに適用される場合は上流側のファンに動力を供給し、船舶用及び工業用として適用される場合には外部軸に動力を供給する。

【0004】

最新のガスタービンにおいて設計上重要な目標は、エンジン効率及び燃料消費率(SFC)である。種々のタービン動翼及びそれに対応するノズル羽根の空力面は、空気力学的効率を最大限にするために、空力面に沿った速度分布及び圧力分布を制御するように精密に構成される。

【0005】

動翼及びノズル羽根の対応するエーロfoilは、ほぼ凹形の加圧側及びほぼ凸形の吸

10

20

30

40

50

引側を有する。加圧側及び吸引側は、前縁部とその反対側の後縁部との間で軸方向に翼弦に沿って延在する。エーロfoilの半径方向断面は三日月形のプロファイルを有し、その幅は前縁部から最大幅領域まで急激に増加し、その後、後縁部に向かって徐々に縮小する。

【0006】

エーロfoilの周囲方向又は横方向に対向する側面も、半径方向に翼幅に沿って根元部から先端部まで延在する。通常、エーロfoilは、超合金の鑄造により形成された薄い側壁を有し、内部冷却回路は種々の実施形態を有する。それらの実施形態は、全て、効率を最大限にする一方で、動作中にエーロfoilを効率よく冷却するように用途別に適合されている。

10

【0007】

しかし、エーロfoilのすべての列における個々のエーロfoilの3次元(3D)構成と、動作中にエーロfoil間で搬送される燃焼ガスの対応する複雑な流れとを考慮すると、タービンエーロfoilの空気力学的構造は著しく複雑である。そのように複雑な構造及び周囲環境に加えて、動作中に周囲を取り囲む固定シュラウドの内側で高速で回転するタービンブレードの半径方向外側の先端部周辺には、特殊な流れ場が存在する。

【0008】

ブレード先端部とタービンシュラウドとの間の動作空隙又は間隙を通過する燃焼ガス流れの漏れを最小限にするために、間隙は実用的な値として可能な限り狭くならないが、その一方で、回転する先端部と固定シュラウドとの間の望ましくない摩擦を発生することなく、ブレード及びシュラウドの熱膨張及び収縮を可能にしなければならない。

20

【0009】

動作中、タービン列のブレードは、エーロfoil吸引側が反対側のエーロfoil加圧側より先に進む状態で、回転している支持回転翼円板を駆動する。通常、エーロfoilは、根元部から先端部まで、回転翼円板の周囲から半径方向にねじれ、前縁部は、上流側でエンジンの軸方向中心線軸と斜めに対面し、それにより、対応するノズル羽根の傾斜した吐出し渦角度に整合する。燃焼ガスは、一般に軸方向下流側の方向に流れ、周囲方向成分又は接線方向成分は、まず、1つの流れ方向においてエーロfoil前縁部に当たり、その後、異なる流れ方向に後縁部を越えてエーロfoilから離れる。

【0010】

エーロfoilの加圧側と吸引側との間の差圧を最大限にし、高温燃焼ガスからのエネルギー抽出を最大限にするために、加圧側及び吸引側は相応して異なる3Dプロファイルを有する。凹形の加圧側及び凸形の吸引側は、それらの面に沿って異なる速度分布及び圧力分布を実現し、速度分布及び圧力分布は前縁部と後縁部との間で相応して変化し、また、根元部から先端部までの間にも相応して変化する。しかし、必要な先端部空隙においてエーロfoil先端部から漏れる燃焼ガスは、仕事を実行する場合であっても、有用な仕事を殆ど実行しない。

30

【0011】

更に複雑なタービンブレード構造は、ブレード先端部が露出しているものである。露出しているため、先端部は燃焼ガスの中に浸され、動作中、燃焼ガスが先端部に沿って漏れる。動作中、タービンブレードの長期耐用年数を確保するために、ブレードを適切に冷却することが必要である。

40

【0012】

最新のタービンブレード構造は、通常、前縁部から後縁部に至るエーロfoilの加圧側及び吸引側の短い半径方向延長部分であるスクイーラ先端部リップを含む。通常、先端部リップは矩形の横断面形状を有し、横方向又は周囲方向に互いに離間されて配置され、エーロfoilの上開放された先端空洞部を規定する。エーロfoilは、通常は中空であるエーロfoil及び内部冷却回路を包囲する一体の先端部フロアを有する。

【0013】

短い先端部リップは、先端部の擦れが発生した場合に、先端部フロア及び内部冷却回路を

50

望ましくない損傷から保護するための犠牲材料を提供する。先端部リブは、燃焼ガスの流れ場を更に複雑にし、その結果、タービン効率、流れ漏れ及び先端部冷却に影響を及ぼす局所二次流れ場を導入する。

【0014】

燃焼ガスの一次流れ方向は、隣接するブレードの間に規定された流路内の軸方向下流側に向かう方向である。更に、軸方向流れは、各エーロフォイルの根元部から先端部まで半径方向に沿って変化する。また、それらの軸方向及び半径方向の流れの変化は、エーロフォイル先端部に沿って更に大きくなり、燃焼ガスは、先端部において各エーロフォイルの加圧側と吸引側との間で漏れ出す。

【0015】

従って、従来技術においては、タービン効率、先端部漏れ及び先端部冷却を含む異なる問題及び性能上考慮すべき点に対応するためのタービンブレード先端部の種々の構成が提案されている。それら3つの重要な問題は、少なくとも一部では互いに関連しているが、エーロフォイル先端部及び前縁部と後縁部との間における異なる加圧側及び吸引側に沿った複雑な3D流れ場は、それらの問題の評価を極めて複雑にしている。

【0016】

しかし、最新の計算流体力学(CFD)は、ガスタービンエンジンにおける複雑な3D流れを数理的に解析する能力を改善する強力なソフトウェアを含む。このソフトウェアは、タービンブレード設計の更なる改善を実現できるメカニズムを提供する。

【0017】

例えば、先端部流れ漏れを減少するか、タービン効率を向上するか、又は先端部冷却を改善するか、あるいはそれらの要因を別個に又は一体に任意に組み合わせることにより、タービンブレード先端部の設計を改善することが望まれる。

【特許文献1】米国特許第3,635,585号公報

【特許文献2】米国特許第3,781,129号公報

【特許文献3】米国特許第4,010,531号公報

【特許文献4】米国特許第4,142,824号公報

【特許文献5】米国特許第4,390,320号公報

【特許文献6】米国特許第4,424,001号公報

【特許文献7】米国特許第4,606,701号公報

【特許文献8】米国特許第4,893,987号公報

【特許文献9】米国特許第4,940,388号公報

【特許文献10】米国特許第4,893,987号公報

【特許文献11】米国特許第4,992,025号公報

【特許文献12】米国特許第5,261,789号公報

【特許文献13】米国特許第5,282,721号公報

【特許文献14】米国特許第5,476,364号公報

【特許文献15】米国特許第5,503,527号公報

【特許文献16】米国特許第5,660,523号公報

【特許文献17】米国特許第5,564,902号公報

【特許文献18】米国特許第5,660,523号公報

【特許文献19】米国特許第5,720,431号公報

【特許文献20】米国特許第6,039,531号公報

【特許文献21】米国特許第6,059,530号公報

【特許文献22】米国特許第6,086,328号公報

【特許文献23】米国特許第6,164,914号公報

【特許文献24】米国特許第6,224,336号公報

【特許文献25】米国特許第6,527,514号公報

【特許文献26】米国特許第6,554,575号公報

【特許文献27】米国特許第6,595,749号公報

10

20

30

40

50

【特許文献 28】米国特許第 6,672,829 号公報

【特許文献 29】米国特許第 6,790,005 号公報

【特許文献 30】米国特許出願第 11/162433 号

【特許文献 31】米国特許出願第 11/162434 号

【非特許文献 1】Mischo, B., "Flow Physics and Profiling of Recessed Blade Tips: Impact on Performance and Heat Load", ASME GT2006-91074, May 8-11, 2006, pp: 1-11

【発明の開示】

【0018】

タービンブレードは、加圧側に沿って延出する第 1 のリブ及びその反対側の吸引側に沿って延出する第 2 のリブを有するエーロfoil先端部を含む。リブは先端部フロアから外側へ延出し、前縁部及びその反対側の後縁部において互いに接合される。カスケード先端部バッフルは、先端部の最大幅の場所の前方において、先端部フロアの上方で 2 つのリブに横方向に掛け渡され、バッフルの両側で、先端部を翼弦に沿って対応する複数の先端部ポケットに仕切る。

【0019】

添付の図面と関連させた以下の詳細な説明の中で、好適な実施形態に従って、本発明の更なる目的及び利点と共に本発明を更に詳細に説明する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0020】

図 1 は、ガスタービンエンジンの HPT において使用するための第 1 段タービン動翼 10 の一例を示した図である。通常、動翼は超合金から鋳造され、エーロfoil 12、動翼の根元部のプラットフォーム 14 及び支持ダブテール 16 を一体の構体として有する。

【0021】

ダブテール 16 は、図 1 に示される軸方向差込ダブテールのような任意の従来の形態を有してもよく、これは、支持回転翼円板（図示せず）の周囲にある対応するダブテール溝穴に動翼を装着する。回転翼円板は、周囲方向に互いに離間して配置された 1 列の動翼を保持し、動翼の間に動翼間流路を規定する。

【0022】

動作中、エンジンの燃焼器（図示せず）において燃焼ガス 18 が生成される。燃焼ガス 18 は、対応するタービン動翼 10 に沿って下流側へ適切に搬送され、動翼 10 は、支持回転翼円板に動力を供給するためのエネルギーを燃焼ガスから抽出する。個々のプラットフォーム 14 は、燃焼ガスに対して半径方向内側の境界を形成し、1 列のタービン動翼において隣接するプラットフォームに隣接する。

【0023】

図 1 及び図 2 に示されるエーロfoil 12 は、周囲方向又は横方向に互いに反対の側にある加圧側 20 及び吸引側 22 を含む。加圧側 20 及び吸引側 22 は、前縁部 24 とその反対側の後縁部 26 との間で翼弦に沿って軸方向に延在する。エーロfoil 12 は、エーロfoil 根元部 28 から翼幅に沿って半径方向に延在し、半径方向外側の先端部キャップ又は先端部 30 で終端する。エーロfoil 加圧側 20 は、前縁部と後縁部との間でほぼ凹形であり、前縁部と後縁部との間でほぼ凸形であるエーロfoil 吸引側 22 に対して相補形である。

【0024】

動作中、燃焼ガスからのエネルギー抽出を最大限にするために、エーロfoil の加圧側 20 及び吸引側 22 の外面は、それらの面に沿った燃焼ガスの適切な速度分布及び圧力分布を実現するように構成された従来の典型的な三日月形プロファイルを有する。

【0025】

通常、エーロfoil 12 は中空であり、内部冷却回路 32 を含む。冷却回路は、前縁部の背後及び後縁部の前方の対応する流路で終端する図示されるような 2 つの 3 パス蛇行回路などの任意の従来の構成を有してもよい。冷却回路は、プラットフォーム及びダブテ

10

20

30

40

50

ールを通過して延在する。従来通り、エンジンの圧縮機（図示せず）から加圧冷却空気 34 を受入れるために、対応する複数の入口がダブテールの底面に配置される。

【0026】

このように、動翼は、内部冷却空気により、根元部から先端部に向かって前縁部と後縁部との間で内部冷却される。冷却空気は、その後、薄いエーロfoil側壁を通過して、従来通りの大きさ及び形状の薄膜冷却穴の種々の列において排出されてもよい。

【0027】

通常、エーロfoilの前縁部は最も高温の流入燃焼ガスにさらされるので、任意の適切な方法による前縁部専用の冷却が実行される。また、エーロfoilの薄い後縁部領域は、通常、使用済み冷却空気の一部を排出するための加圧側後縁部冷却溝穴の列を含む。

10

【0028】

上述のように、最初に図1に示されるタービンエーロfoil12は、精密に規定された3D外部プロファイルを有し、これは、燃焼ガス18が前縁部24から後縁部26まで軸方向下流側の方向に流れる間に、燃焼ガスの速度分布及び圧力分布に影響を及ぼす。動翼は支持円板の周囲に装着され、動作中に回転する。それにより、動翼は燃焼ガス中に二次流れ場を生成し、通常、燃焼ガスはエーロfoilの翼幅に沿って半径方向外側へ移動する。

【0029】

更に、エーロfoilの加圧側20における燃焼ガスの相対圧力はエーロfoilの吸引側に沿った圧力より高く、動作中に動翼が対応して回転するのに伴って燃焼ガスは露出されたエーロfoil先端部30に沿って半径方向上方へ更には先端部30を越えて流れ、燃焼ガスの流れ場は更に二次的又は三次的な影響を受ける。

20

【0030】

以上説明したタービン動翼は、例えば、HPTの第1段を含めて、ガスタービンエンジンにおいて使用するための従来通りの構成であり、従来通りに動作してもよい。そこで、以下に説明されるように、従来の動翼は、第1のスクイラ先端部リブ36及び第2のスクイラ先端部リブ38を含むようにエーロfoil先端部30において変形されてもよい。それらのスクイラ先端部リブ36、38は、それぞれ、エーロfoilの加圧側及び吸引側、又は側壁20、22の半径方向に一体の延長部分であり、加圧側及び吸引側に倣ったプロファイル又は湾曲を有する。

30

【0031】

第1のリブ又は加圧側リブ36は、翼弦方向にエーロfoilの凹形の加圧側20に倣った形状又はプロファイルを有し、それに対応して、第2のリブ又は吸引側リブ38は、エーロfoilの凸形の吸引側22に従った翼弦方向プロファイルを有する。

【0032】

図1、図3及び図4に示される2つのリブ36、38は、中空のエーロfoilを取り囲む共通の先端部フロア40から半径方向外側へ延出する。先端部フロア40は、その内部で内部冷却回路32の境界を規定する。フロア40に穴が形成されてもよく、あるいはフロア40は、内部冷却回路32から使用済み冷却空気34の一部を排出するための少数又は限られた数の冷却穴及びそれより大きな除塵穴（図示せず）を含んでもよい。

40

【0033】

エーロfoil先端部は、1つ以上のカスケードパッフル又はリブ42を更に含む。パッフル42は、共通の先端部フロア40の上方で、エーロfoilの両側の第1のリブ36と第2のリブ38との間に横方向又は周囲方向に掛け渡される。1つ以上の先端部パッフル42は、対応する先端部パッフルの両側、すなわち、前側及び後側で、翼弦方向又は軸方向にエーロfoil先端部を2つ以上の対応する先端空洞部又はポケット44に仕切る。

【0034】

最初に図1及び図2に示されるように、エーロfoil12は、典型的な空気力学的三日月形状又は三日月プロファイルを有する。前縁部とその反対側の後縁部との間で、加圧

50

側 20 はほぼ凹形であり、周囲方向に反対側にある吸引側 22 はほぼ凸形である。中間線又はキャンパー線 46 は、前縁部から後縁部まで、加圧側と吸引側との間でエーロfoilを横方向に均等に分割する。従って、キャンパー線は、加圧側に向かって凹形であり、吸引側に向かって凸形である。

【0035】

図2に示されるように、エーロfoilの横方向幅Wは、前縁部24からエーロfoilの最大幅の位置にあるハンプ(隆起部)48まで下流側又は後方へ急激に増加し、その後、反対側の後縁部26まで後方に向かって徐々に縮小する。燃焼ガスがエーロfoilの両側を流れて下流側へ流れる際に、燃料ガスから効率よくエネルギーを抽出するために、ハンプ48に沿ったエーロfoil吸引側は、エーロfoilの両側における燃焼ガスの差圧を最大限にするように最大の凸形湾曲を有する。

10

【0036】

図1及び図3に示される一例である先端部バッフル42のうち少なくとも1つのバッフルは、先端部の前方部分において、エーロfoil先端部の最大幅の場所の前方で先端部リップ36、38に横方向に掛け渡される。先端部バッフルは、前縁部から後方へ適切な間隔をおいた位置で、両側の先端部リップ36、38に一体に接合し、前縁部と後縁部との間で後方へ延出するキャンパー線に対して、リップに対しほぼ斜め又は垂直に配置される。

【0037】

第1の先端部バッフル42は、第1のリップ36及び第2のリップ38の双方に沿って前縁部から後方へ離間して配置され、前縁部のすぐ後に前方先端部ポケット44を規定する。また、バッフル42は、前縁部に対して斜めに配置され、バッフル42に沿って後縁部に向かって燃焼ガス18の流れの流線をカスケード状に横方向に分配する。

20

【0038】

図3は、動作中の燃焼ガス18の流れの例を概略的に示した図である。ガス18は、エーロfoilの前縁部に対してほぼ垂直な入射角を有し、複数の部分に分割される。それらのガス部分は、エーロfoilの両側の加圧側及び吸引側に沿って流れる。ガスは、前縁部と後縁部との間で、エーロfoilのキャンパー線又は翼弦線に沿ってほぼ軸方向下流側の方向へ流れる。

【0039】

エーロfoilの加圧側におけるガス圧力は、エーロfoilの吸引側におけるガス圧力より相対的に高いため、図4に示されるように、動作中、ガスのごく一部は、エーロfoil先端部30を越えて周囲方向又は横方向に漏れ出す。

30

【0040】

図4及び図5は、1列のタービン動翼の周囲に相対的に狭い空隙又は半径方向間隙を残して装着された周囲タービンシュラウド50の一部を示した図である。図4に示される流れの流線は、エーロfoil加圧側20からエーロfoil吸引側に向かい、エーロfoil先端部とシュラウドとの間の狭い間隙を通る燃焼ガスの周囲方向漏れを示す。図5は軸方向先端部流れ漏れを示す。

【0041】

従って、最初に図3に示される流れの流線18は、動翼の回転の方向に見て、エーロfoil先端部に沿って軸方向又は翼弦に沿った下流側方向と周囲方向又は横方向との2つの方向の漏れ成分を有する。

40

【0042】

エーロfoil先端部の前方部分において、加圧側スクイヤーリップ36及び吸引側スクイヤーリップ38に横方向に掛け渡されるように、先端部バッフル42のうち1つ以上を特に導入することにより、流入した燃焼ガスの流線は、バッフルの両側で、キャンパー線に沿って下流側方向に向かうようなカスケード又は落水の形態で横方向に分配される。このようにして、エーロfoil先端部を越えた流れの流線は、第1の先端部バッフル42に対してほぼ垂直に突当る。

【0043】

50

前述のように、動作中、エーロfoilに沿って流れる燃焼ガスの速度分布及び圧力分布は、3次元で極めて複雑である。エーロfoil先端部を越える燃焼ガスの漏れは、流れの状況をいっそう複雑にしている。

【0044】

タービン効率は、タービンエーロfoilが燃焼ガスからエネルギーを抽出する能力により評価される。また、タービン効率は、通常、エーロfoil先端部を越える燃焼ガスの漏れと互いに関連している。通常、漏れはタービン効率を低下する。

【0045】

以下に更に説明されるように、エーロfoil先端部に特に導入された1つ以上の先端部バッフル42は、タービン効率を相当に向上し、それに関連して、個別の設計に応じて先端部漏れを減少又は増加させる。いずれの場合にも、1つ以上のカスケード先端部バッフルの導入により、タービン効率を著しく改善できる。

10

【0046】

図1～図5に示される実施形態においては、第1の先端部リブ36及びその反対側の第2の先端部リブ38に掛け渡されるカスケード先端部バッフル42は3つのみであるので、それに対応して、エーロfoil先端部は4つの先端部ポケット44に仕切られる。これらの先端部ポケット44は、キャンパー線に沿って順に配列される。

【0047】

図1及び図3に示されるように、いくつかの先端部バッフル42の両端部は、前縁部24から後方へ離間して、両側の先端部リブ36、38に斜めに接合する。3つのバッフル42は、前縁部のすぐ後の前方先端部ポケットと、後縁部のすぐ前方の後方先端部ポケットと、それらの間に翼弦に沿って配列された2つの中央先端部ポケットとを規定する。

20

【0048】

前方ポケット44は、エーロfoilの幅が広がる前縁部のすぐ後の位置に配置されるので、前方ポケット自体の幅も、前縁部から第1のバッフル42まで広がる。

【0049】

それに対応して、エーロfoilの幅は、ランプ48から後縁部26まで縮小又は減少するので、後縁部26のすぐ前方に配置された後方先端部ポケット44の幅も、同様に、上流側のバッフル42から下流側の後縁部26まで縮小する。また、2つの中央ポケット44は、エーロfoilの前方ランプ領域の変化するプロファイルに整合するように、対応するプロファイル及び周囲形状を有する。

30

【0050】

図1及び図3～図5に示されるように、2つのリブ36、38は、エーロfoil先端部の周囲全体に沿って境界を規定する。1つ以上の先端部バッフル42は、2つのリブの間に横方向に掛け渡され、共通の先端部フロア40の上方において、バッフルの高さはリブの高さと一致する。従って、各先端部ポケット44は、互いに交差するリブ及びバッフルにより完全に囲まれており、底部フロア40に沿って閉鎖されている。その一方で、先端部ポケット44は、周囲のタービンシュラウドに直接面する対応する外側口部又は入口においては完全に開放され露出している。

【0051】

この構成においては、横方向先端部バッフル42は対応するカスケードを形成し、燃焼ガスは、それらのカスケードに従って、対応する先端部ポケットを越えて軸方向下流側方向へ順次流れる。先端部ポケットは下流側方向に順次流れ連通する状態で配置され、エーロfoil先端部のキャンパー線に従い上流側流線に対応する先端部バッフルを越えて並列流れとして下流側へ横方向に分配する。

40

【0052】

図3に示される好適な一実施形態においては、初めの2つの先端部バッフル42はランプ48の前方に配置され、残る第3の先端部バッフル42は、湾曲形状の変化が最大であるエーロfoilの前方部分においてランプのすぐ後方に配置される。エーロfoilは、第3の先端部バッフルから、横方向幅が縮小するように先細になり、エーロfoilの

50

後方部分においては、エーロfoilの両側の加圧側及び吸引側の表面プロファイルが徐々に変化し、細い後縁部26で終端する。

【0053】

図3に示される3つの先端部バッフル42は、両側の第1のリブ36と第2のリブ38との間で横方向に直線状であり、キャンパー線46に対して斜めに、一般にはキャンパー線46に対して垂直に配置されるのが好ましい。

【0054】

図1～図5に示される第1の実施形態の空気力学的性能を評価するために、最新のCFD解析を実施した。横方向先端部バッフル42の導入により、燃焼ガスがキャンパー線に沿って軸方向下流側の方向へ流れる際の燃焼ガスの先端部漏れに対する適切な抵抗が発生される。図示される先端部バッフルをいずれも伴わない基準エーロfoil先端部と比較して、横方向先端部バッフルによってタービン効率の著しい向上が得られることが解析から予測される。

10

【0055】

しかし、先端部バッフルに沿った燃焼ガスのカスケード流れは、先端部ポケットにおける付加的な圧力損失を導入する。そのような圧力損失は、チップとシュラウドとの間の空隙におけるガス圧力を低下し、エーロfoil先端部の後方領域で周囲方向の燃焼ガスの漏れを増加させる。

【0056】

図3は、ほぼキャンパー線に沿って、ガスがいくつかの先端部ポケットを越えて下流方向に順次流れるときのガス流線の例を概略的に示す。長い後方先端部ポケットは、エーロfoilの後方領域の大半を占め、相対的に細い。ここにおいて、動作中、燃焼ガスは、このポケットを越えて加圧側から吸引側へ周囲方向に漏れ出す。

20

【0057】

従って、周囲方向先端部漏れは、エーロfoil先端部の後方領域に偏向され、タービン効率に対する悪影響を最小限に抑える。カスケード先端部バッフルを導入することにより、それに関連して先端部漏れが増加するにもかかわらず、タービン効率を向上できる。

【0058】

しかし、図1～図4に示される実施形態は、エーロfoilの前縁部と後縁部との間に、第1のリブ36の加圧側に沿って弓形フレア52を更に含んでもよい。このフレアは、エーロfoil先端部を越える燃焼ガスの周囲方向漏れを減少するために、エーロfoil先端部に導入されてもよい独立した特徴である。

30

【0059】

このように、エーロfoilの性能を更に向上するために、カスケード先端部バッフルの導入と関連する先端部漏れは、加圧側先端部フレア52を導入することにより減少又は補償されてもよい。また、フレアはタービン効率を著しく向上する。

【0060】

図1～図5に示される第1の実施形態においては、複数の先端部バッフル42が両側の先端部リブ36、38を接合して、キャンパー線に沿って下流側方向又は翼弦方向に順次互いに離間して配置された対応する先端部ポケットを規定する。それらいくつかのバッフル42は、ハンプ領域を含めて、前縁部24とエーロfoil幅が最大になるハンプ48との間のエーロfoil先端部の前方部分に配置されるのが好ましい。エーロfoil先端部の残りの後方部分は後縁部に向かって先細になり、それに相応して、後方先端部ポケット44の幅は、最後の、すなわち第3の先端部バッフル42の背後で縮小する。

40

【0061】

従って、収束する形状の後方ポケットは、上流側のポケットからのカスケード先端部流れを順次受け取り、合流した流れを後方ポケットの内側で後方へ搬送する。その後、先端部流れは、吸引側リブ38に沿って後方ポケットから漏れ出し、エーロfoil加圧側からは、対応する加圧側リブ36を越えて付加的な周囲方向漏れが発生し、漏れは第2のリブ38を越えて流れる。

50

【 0 0 6 2 】

図 6 は別の実施形態を示す。この場合、第 1 のリブ 3 6 は、辺が直線状であるほぼ矩形の横断面を有し、第 2 のリブ 3 8 も同様である。また、図 4 に示される独立したフレア 5 2 は使用されない。本実施形態においては、図 3 に示される 3 つのバッフルの代わりに、先端部バッフル 4 2 は 2 つしか使用されない。

【 0 0 6 3 】

2 つのバッフル 4 2 は、前縁部 2 4 と後縁部 2 6 との間で翼弦方向に互いに離間して配置され、先端部を前方先端部ポケット 4 4、中央先端部ポケット 4 4 及び後方先端部ポケット 4 4 に仕切る。2 つのバッフル 4 2 はリブ 3 6、3 8 を互いにほぼ平行に横断し、両側のリブ 3 6、3 8 を越えて流れの流線を順次下流側へ向かうカスケード流れとして横方向に分配する。

10

【 0 0 6 4 】

先端部バッフル 4 2 の数を 2 つに限定したため、それに対応して、エーロfoil先端部は 3 つのみの先端部ポケット 4 4 に仕切られる。先端部ポケット 4 4 は、エーロfoilの両側の加圧側及び吸引側に沿う局所的な湾曲の変化に倣った周囲プロファイルを有する。

【 0 0 6 5 】

流入する流れ流れに対する先端部バッフルの影響を最大限にするために、2 つの先端部バッフル 4 2 は、ランプ 4 8 を含めた先端部の前方部分に配置されるのが好ましい。後方先端部ポケット 4 4 は、エーロfoil先端部の幅が狭くなる後方部分に沿って縮小する。第 1 の先端部バッフル 4 2 はランプ 4 8 の前方に配置されるのが好ましく、第 2 の、すなわち、最後の先端部バッフル 4 2 はランプ 4 8 の付近又はそのすぐ後方に配置される。

20

【 0 0 6 6 】

図 7 は、図 6 の構成と同様に 2 つの先端部バッフルを有するエーロfoil先端部の別の実施形態を示した図である。図 6 においては、両側のリブを横断する先端部バッフル 4 2 がリブの間で直線状であるのが好ましいが、図 7 の場合には、先端部バッフル 4 2 は、両側の第 1 のリブ 3 6 と第 2 のリブ 3 8 との間で蛇行して横断するプロファイルを有する。

【 0 0 6 7 】

本実施形態においては、2 つのバッフル 4 2 は、第 1 のリブ 3 6 と接合する箇所では前縁部 2 4 に向かって前方へ凹形に湾曲するプロファイルを有し、第 2 のリブ 3 8 と接合する箇所では前縁部 2 4 に向かって前方へ凸形に湾曲するプロファイルを有する。

30

【 0 0 6 8 】

これに対応して、2 つのバッフルは、第 1 のリブ 3 6 と接合する箇所では後縁部 2 6 に向かって後方へ凸形に湾曲し、第 2 のリブ 3 8 と接合する箇所では後縁部に向かって後方へ凹形に湾曲する。

【 0 0 6 9 】

このように、2 つの先端部バッフル 4 2 は、前側と後側との間でほぼ一定の厚さを有し、両側の第 1 のリブ 3 6 及び第 2 のリブ 3 8 と、それらに対してほぼ垂直に一体に接合する。

40

【 0 0 7 0 】

更に、入射する燃焼ガスがエーロfoilの前方部分で加圧側及び吸引側の双方をつなぐエーロfoil前縁部領域に沿って後方へ流れるときに、燃焼ガスの流線に対して更に垂直な向きをとるように、2 つのバッフル 4 2 の加圧側後方端部は、吸引側前端部より後方に配置されてもよい。

【 0 0 7 1 】

図 7 に示される実施形態は、上述の第 1 の実施形態において示されたのと同様に、加圧側フレア 5 2 を更にも含む。

【 0 0 7 2 】

図 3 に示される 3 つのバッフルを含む実施形態は、CFD 解析により予測されるような

50

基線設計を超える最高の効率向上を示す。しかし、その効率向上は、先端部漏れのわずかな増加により相殺される。

【0073】

これに対し、図7に示される2つのパッフルを含む実施形態におけるタービン効率の向上はわずかに少ないが、先端部流れ漏れはわずかに減少する。

【0074】

図8は、図1に示されるタービン動翼の更に別の実施形態を示した図である。本実施形態においては、単一の先端部パッフル42がエーロfoil先端部30を前縁部24のすぐ後の単一の前方先端部ポケット44と、後縁部26のすぐ前方の単一の後方先端部ポケット44とに2分割する。2つの大きな先端部ポケット44は、エーロfoil先端部の異なる形状の前方部分及び後方部分のプロファイルに倣ったプロファイルを有する。

10

【0075】

例えば、単一の先端部パッフル42は、2つのリブ36、38の間で弓形の横方向プロファイルを有し、前縁部24に向かって前方に凹形に湾曲し、後縁部26に向かって後方へ凸形に湾曲するのが好ましい。従って、単一の先端部パッフル42は、前側と後側との間で、第2のリブ38及び一体のフレア52の下方の第1のリブ36の対応する厚さとほぼ等しいほぼ一定の厚さを有してもよい。

【0076】

単一のパッフル42は、ハンブ42の前方において、好ましくはハンブにごく近接する位置で第2のリブ38に接合するのが好ましい。また、パッフル42は、ハンブの後方又は先端部の厚みが最大になる場所において、その場所にごく近接して第1のリブ36に接合する。このように、パッフル42の中央部は、エーロfoilのハンブ領域に対して斜めにその領域を横断し、前縁部24に対してほぼ垂直に前縁部24に面する。

20

【0077】

図8の実施形態のCFD解析によれば、タービン効率は更に大きく改善され、先端部漏れは相当に減少することが予測される。

【0078】

図9は、図8の実施形態と同様に単一の先端部パッフル42を含む別の実施形態を示した図である。先端部パッフル42は、エーロfoil先端部を前方先端部ポケット44及び後方先端部ポケット44に2分割する。しかし、図9に示される先端部パッフル42は、上述の図7に示される2つの先端部パッフルと同様に蛇行しており、パッフルの前端部は、後端部と第1のリブ36との接合部の前方で第2のリブ38と接合する。

30

【0079】

単一の蛇行するパッフル42はほぼ一定の厚さを有し、第1のリブ36と接合する場所では前方へ凹形且つ後方へ凸形に湾曲し、第2のリブ38と接合する場所においては前方へ凸形且つ後方へ凹形に湾曲する。蛇行するパッフルは、2つのリブ36、38に対してほぼ垂直にそれらのリブと接合し、動作中にエーロfoil先端部を越える燃焼ガスの入射漏れを受入れるために、前縁部24に向かって前方に向いている。

【0080】

図8に示されるカスケード先端部の実施形態と図9に示されるカスケード先端部の実施形態との構成の相違は相対的に小さいように見えるが、空気力学的性能に与える影響は大きい。CFD解析によれば、図9の実施形態の場合、図8の実施形態と比較してタービン効率の向上はわずかに劣るが、図8の実施形態の場合に先端部漏れが減少するのとは対照的に、先端部漏れが増加することが予測される。

40

【0081】

以上説明した異なる実施形態は、エーロfoil先端部を翼弦方向に複数の先端部ポケットに仕切るために、両側の加圧側先端部リブ36と吸引側先端部リブ38とに横方向に掛け渡されたカスケード先端部パッフル42を共有する。先端部を2つ以上の先端部ポケットに仕切るために、先端部パッフル42の数は、必要に応じて1つ、2つ、3つ又は4つ以上と異なってもよい。

50

【 0 0 8 2 】

先端部バッフルの横方向形状又はプロファイルは、例えば、直線状、弓形及び蛇行形状と様々であり、バッフルは、両側のリブの間で様々に異なる傾斜角で斜めに延在してもよい。

【 0 0 8 3 】

従って、個別の先端部ポケットの対応する形状又は周囲プロファイル及び大きさも、先端部バッフルの構成に応じて異なってもよい。また、凹形の加圧側と凸形の吸引側との間の横方向におけるエーロfoil先端部の特定の空気力学的プロファイル並びに両側の前縁部と後縁部との間の軸方向又は翼弦方向におけるエーロfoil先端部の特定の空気力学的プロファイルは、複数の先端部ポケットの対応する形状を判定する上で、カスケードバッフルと組合わされて利用される。

10

【 0 0 8 4 】

先に示したCFD解析は、タービン効率の著しい改善又は向上が上述のカスケードバッフルの種々の形態によることを予測する。しかし、効率の向上と関連して、対応する先端部流れ漏れの大きさは、選択された特定の構造及びタービンエーロfoil自体の特定の空気力学的性能に応じて、漏れが増加する場合から漏れが減少する場合まで様々である。

【 0 0 8 5 】

図3は、カスケード先端部バッフルエーロfoilの更に別の実施形態を示す。本実施形態においては、当初の3つのバッフルに更に2つの先端部バッフル42が追加され、従って、バッフルの総数は5つである。追加された2つのバッフルは、エーロfoil後縁部の付近に導入される（円内の拡大図を参照）。これにより、先端部は、連続する6つの先端部ポケット44に仕切られる。3つのバッフルを含む先端部と5つのバッフルを含むほぼ同一の先端部とを直接比較すると、5つのバッフルを含む先端部の場合、CFD解析により予測されるように、効率の改善はわずかに少なくなり、先端部流れ漏れの増加は同量である。

20

【 0 0 8 6 】

図3に示される基本の3バッフルの実施形態は、上述のいくつかの実施形態のうち最高の効率向上を示したが、先端部流れ漏れは増加する。

【 0 0 8 7 】

図8に示される単一バッフルの実施形態は、タービン効率の向上に関してはほぼ同じ高レベルであるが、先端部流れ漏れの減少は最大である。

30

【 0 0 8 8 】

従って、種々の量で上述されたカスケード先端部バッフルの種々の形態は、設計制約の指示に従って先端部流れ漏れを減少する一方で、効率を最大限にするために、特定のタービンブレード構造に合わせて選択されてもよい。カスケードバッフルを追加すると、それに対応して、動作中に遠心力を受ける動翼の重量も増加するので、特定の構造に対して使用されるカスケードバッフルの大きさ及び量を判定する際には、そのような遠心力及びそれに対応して発生する遠心応力が更に使用されてもよい。

【 0 0 8 9 】

また、カスケードバッフルの有効な冷却も、選択される特定の構造に影響を及ぼすと考えられる。バッフルの冷却は、通常、エーロfoilの内側からの使用済み冷却空気をいくつかの先端部ポケットに供給するために、先端部フロアを貫通する複数の冷却開口部（図示せず）を形成することにより実行される。

40

【 0 0 9 0 】

図1、図2及び図5に例示される冷却回路32は、エーロfoilの両側の加圧側及び吸引側を一体に結合する対応する仕切り54により分離された複数の半径方向流路を有する。第1の実施形態においては、対応する先端部バッフル42は、先端部フロア40を貫通する内部仕切り54のうち対応する仕切りの一体の半径方向延長部分であってもよい。

【 0 0 9 1 】

図5においては、先端部フロア40は、製造中に対応する先端部ポケット及び流路に

50

う付けされた複数の個別の又は別個の金属片から形成されてもよい。流路及びエーロfoil先端部の半径方向高さの全体に沿って貫通する対応するセラミックコアを使用して、共通する仕切り バッフルの実施形態を容易に鑄造できるであろう。

【0092】

鑄造後、共通する高さの第1のリブ36、第2のリブ38及び先端部バッフル42の半径方向外側の端部から、先端部フロアの対応する金属片を好ましくは同じ深さにろう付けすることにより、開いたポケット及び流路が閉鎖されてもよい。

【0093】

以上開示された種々の実施形態は、エーロfoil先端部の前方部分に1つのカスケード先端部バッフルを導入するだけで、タービン効率を著しく改善でき、更に先端部流れ漏れも減少することを示す。カスケード先端部バッフルエーロfoilの特定の構造は、エーロfoilの両側を越えて先端部とシュラウドとの間の空隙を通過する極めて複雑な3D流れの分布によって決まる。従って、可能であれば、先端部流れ漏れを最小限に抑えつつ、タービン効率を最大限にするようなカスケード先端部の種々の設計形態を評価するために、最新のCFD解析が使用されてもよい。

【0094】

本発明の好適な実施形態であると考えられるものを説明したが、以上の教示から、本発明の他の変形は当業者には明らかであろう。従って、本発明の真の趣旨の範囲内に入るそのような変形の全ては添付の特許請求の範囲において保護されることが望まれる。

【0095】

従って、合衆国特許法により保護されることが望まれるものは、添付の特許請求の範囲において定義され且つ区別されるような発明である。

【図面の簡単な説明】

【0096】

【図1】第1段タービン動翼の一例を示した部分断面等角投影図である。

【図2】図1に示されるタービンエーロfoilの線2-2に沿った半径方向断面図である。

【図3】図1に示されるエーロfoil先端部の平面図である。

【図4】図1に示されるエーロfoil先端部の半径方向断面図である。

【図5】図1に示されるエーロfoil先端部のキャンパー線及び線5-5に沿った軸方向断面図である。

【図6】別の実施形態に従った図1に示されるエーロfoil先端部を示した等角投影図である。

【図7】別の実施形態に従った図1に示される動翼のエーロfoil先端部を示した平面図である。

【図8】別の実施形態に従った図1に示される動翼のエーロfoil先端部を示した平面図である。

【図9】別の実施形態に従った図1に示される動翼のエーロfoil先端部を示した平面図である。

【符号の説明】

【0097】

10...タービンブレード、12...エーロfoil、14...プラットフォーム、16...支持ダブテール、18...燃焼ガス、20...加圧側、22...吸引側、24...前縁部、26...後縁部、28...エーロfoil根元部、30...エーロfoil先端部、32...冷却回路、36...第1の先端部リブ、38...第2の先端部リブ、40...先端部フロア、42...先端部バッフル、44...先端部ポケット、48...ハンプ

10

20

30

40

【 図 1 】

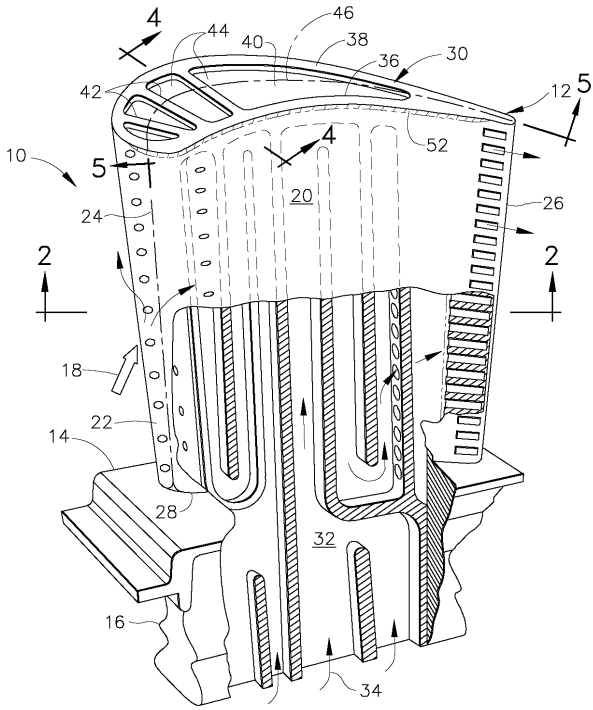


FIG. 1

【 図 2 】

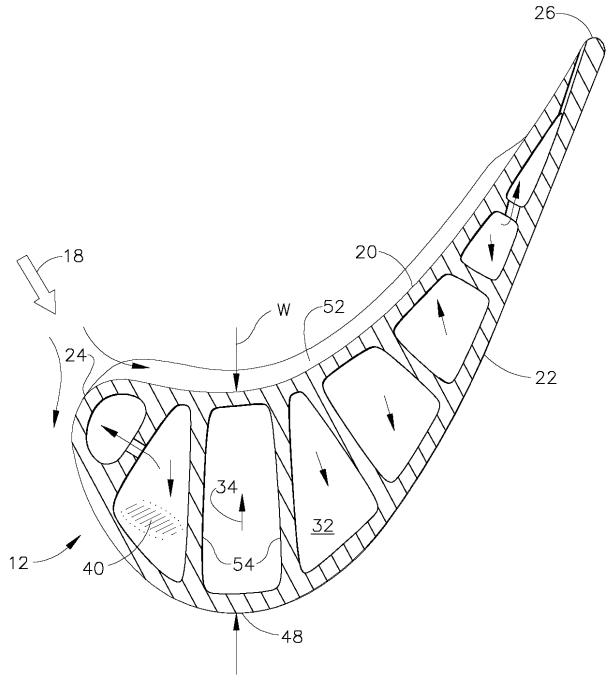


FIG. 2

【 図 3 】

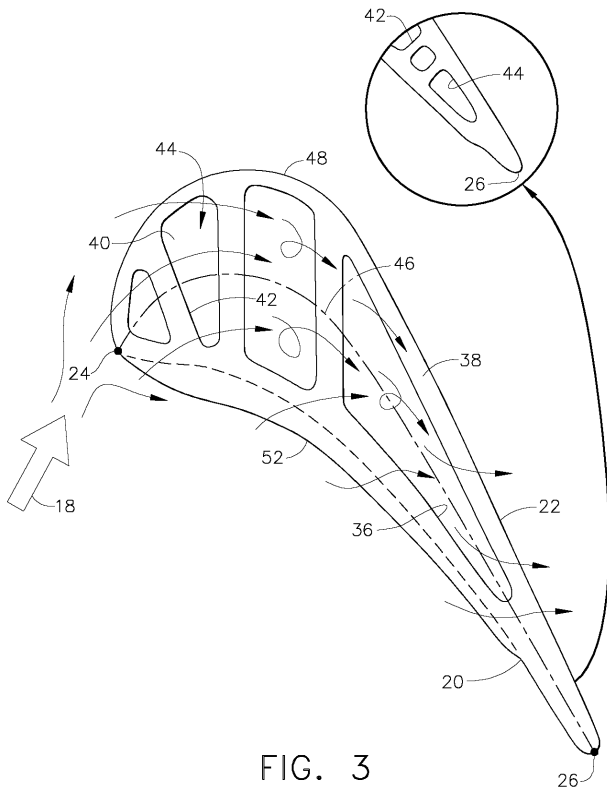


FIG. 3

【 図 4 】

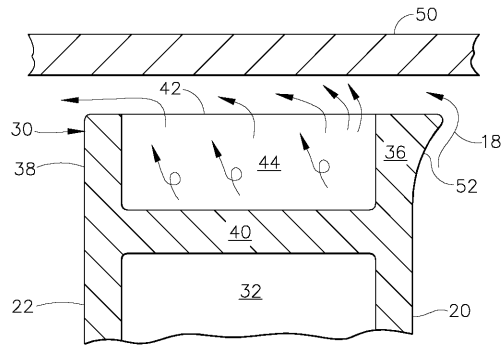


FIG. 4

【 図 5 】

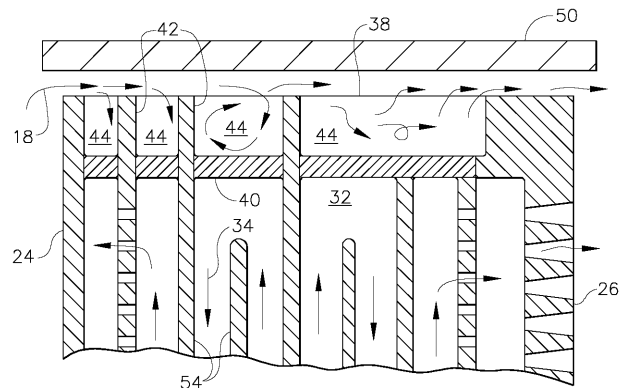


FIG. 5

【 図 6 】

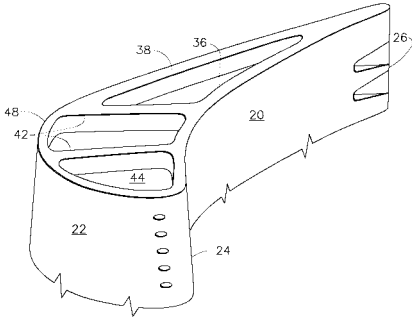


FIG. 6

【 図 7 】

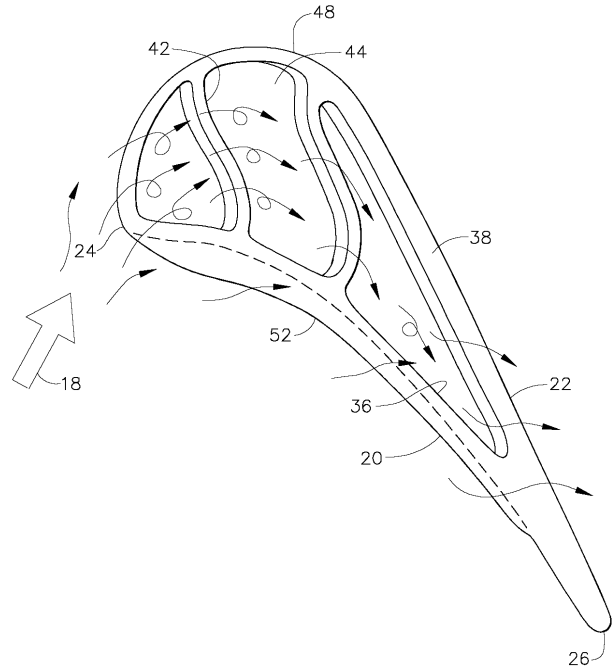


FIG. 7

【 図 8 】

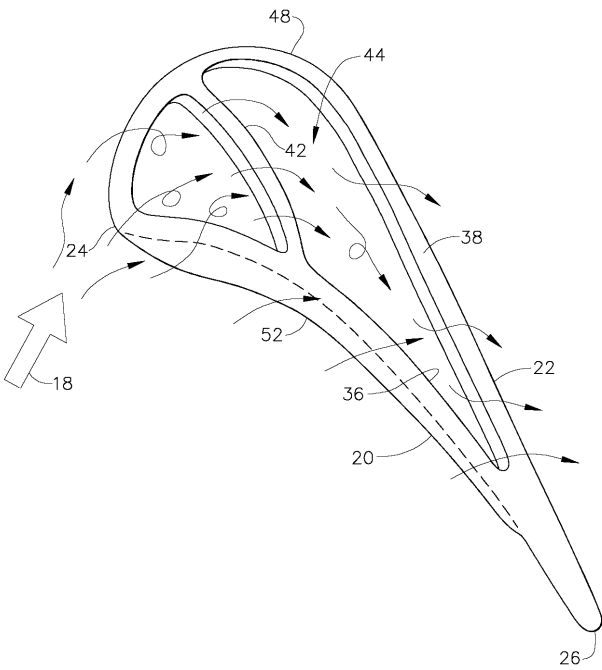


FIG. 8

【 図 9 】

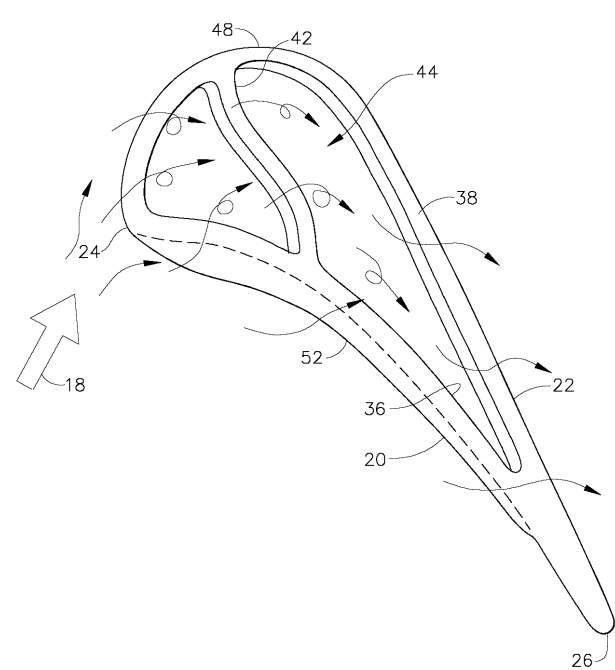


FIG. 9

フロントページの続き

(72)発明者 チン - パン・リー

アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、カマルゴ・パインズ・レーン、12番

(72)発明者 ポール・ハドレー・ヴィット

アメリカ合衆国、オハイオ州、ハミルトン、グランディン・リッジ・ドライブ、5101番

(72)発明者 ブライアン・デイヴィッド・キース

アメリカ合衆国、オハイオ州、シンシナティ、ティンバー・トレイル、968番

Fターム(参考) 3G202 CA05 KK04 KK16