

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4128662号
(P4128662)

(45) 発行日 平成20年7月30日(2008.7.30)

(24) 登録日 平成20年5月23日(2008.5.23)

(51) Int.Cl. F I
FO1D 5/18 (2006.01) FO1D 5/18

請求項の数 13 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願平10-223916	(73) 特許権者	590005449
(22) 出願日	平成10年8月7日(1998.8.7)		ユナイテッド テクノロジーズ コーポレ イション
(65) 公開番号	特開平11-107702		UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION
(43) 公開日	平成11年4月20日(1999.4.20)		アメリカ合衆国, コネチカット 0610 1, ハートフォード, ユナイテッド テク ノロジーズ ビルディング
審査請求日	平成17年4月27日(2005.4.27)		
(31) 優先権主張番号	08/908403	(74) 代理人	100096459
(32) 優先日	平成9年8月7日(1997.8.7)		弁理士 橋本 剛
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100092613
			弁理士 富岡 潔
		(72) 発明者	デイヴィッド エイ. クラウス
			アメリカ合衆国, コネチカット, ミドルタ ウン, タウンリッジ 5103
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 冷却可能なエアフォイル

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

吸引面とこの吸引面から横方向へ離間された圧力面とをそれぞれ備えた外面を有し、前記吸引面及び前記圧力面が前縁から後縁へ翼弦方向に延びかつエアフォイルの根元からエアフォイルの頂点まで延びる構成の周壁と、

該周壁によって少なくとも部分的に境界づけられ半径方向へ延びる少なくとも1つの中間通路から成る主冷却システムと、

該中間通路に実質的に平行にかつ該中間通路と半径方向に同じ広がりを持ち半径方向へ延びる少なくとも1個の冷却導管から成り、該導管は前記中間通路と前記外面との間の壁内に設けられると共に独占的に高熱負荷領域内に翼弦方向に設置され、かつ横寸法と該導管から前記外面までの距離の約3倍を越えない翼弦方向寸法とを有し、該高熱負荷領域は、前記吸引面に沿って前記前縁から前記後縁までの翼弦方向距離の約0%から20%と、前記圧力面に沿って前記前縁から前記後縁までの翼弦方向距離の約10%から75%までになっている構成の副冷却システムと、を有し、

前記主冷却システムと前記副冷却システムとは、動作時に冷却剤供給源からそれぞれ直接冷却剤を受け入れている冷却可能なエアフォイル。

【請求項 2】

吸引面と該吸引面から横方向へ離間された圧力面から成る外面を有し、該吸引面及び該圧力面が前縁から後縁へ翼弦方向に延びかつエアフォイルの根元からエアフォイルの頂点まで延びる構成の周壁と、

翼弦方向に隣接して半径方向へ延び少なくとも2つが結合されて冷却蛇行部を形成する中間通路より成る主冷却システムと、

該中間通路に実質的に平行でありかつ該中間通路と半径方向に同じ広がりを持ち、該中間通路と前記外面との間の壁内で該外面に沿って設けられた少なくとも1つの冷却導管より成り、該導管は、前記の結合された中間通路の少なくとも1つと翼弦方向に同じ広がりを持ち、かつ横寸法と該導管から前記外面への距離の約3倍を越えない翼弦方向寸法とを有して、該導管を通して流れる冷却剤が前記周壁からの熱を吸収し、これによって前記少なくとも1つの中間通路を流れる冷却剤を熱絶縁するようになった構成の副冷却システムと、から成り、

前記主冷却システムと前記副冷却システムとは、動作時に冷却剤供給源からそれぞれ直接冷却剤を受け入れている冷却可能なエアfoil。

10

【請求項3】

吸引面と該吸引面から横方向に離間された圧力面とから成る外面を有し、該吸引面及び該圧力面が前縁から後縁まで翼弦方向に延びると共にエアfoilの根元からエアfoilの頂部まで半径方向に延びる構成の周壁と、

該周壁により少なくとも部分的に境界づけられる半径方向へ延びる少なくとも1つの中間通路から成る主冷却システムと、

該中間通路に実質的に平行でありかつ該中間通路と半径方向に同じ広がりを持つ少なくとも1つの冷却導管より成り、該導管が該中間通路と前記外面との間の壁内で該外面に沿って設けられ、かつ横寸法と該導管から前記外面までの距離の約3倍を越えない翼弦寸法とを有する構成の副冷却システムと、から成り、

20

前記主冷却システムと前記副冷却システムとは、動作時に冷却剤供給源からそれぞれ直接冷却剤を受け入れている冷却可能なエアfoil。

【請求項4】

前記主冷却システムは、翼弦方向に隣接して半径方向に延びる中間通路の列から成り、該中間通路の少なくとも2つが連結されて冷却蛇行部を形成し、前記導管が該連結された中間通路の少なくとも1つと翼弦方向に同じ広がりを持つ請求項1に記載の冷却可能なエアfoil。

【請求項5】

前記主冷却システムは、翼弦方向に隣接し半径方向に延びる中間通路の列より成り、該中間通路の少なくとも2つは連結されて冷却蛇行部を形成し、前記導管は該連結された中間通路の少なくとも1つと翼弦方向に同じ広がりを持つ請求項1に記載の冷却可能なエアfoil。

30

【請求項6】

前記冷却導管は、前記高熱負荷領域の実質的全体に翼弦方向に分布されている請求項1に記載の冷却可能なエアfoil。

【請求項7】

前記冷却導管は、前記エアfoilの前記圧力面に沿って前記高熱負荷領域の実質的全体に翼弦方向に分布されている請求項1に記載の冷却可能なエアfoil。

【請求項8】

40

前記冷却導管は、前記エアfoilの前記吸引面に沿って前記高熱負荷領域の実質的全体に翼弦方向に分布されている請求項1に記載の冷却可能なエアfoil。

【請求項9】

翼弦方向に隣接する冷却導管は1以上の隙間によって中断される半径方向に延びるリブによって離間される請求項1乃至3のいずれかの1に記載の冷却可能なエアfoil。

【請求項10】

中間通路から副冷却システムまで延び前記間隔に整合され、半径方向に分布される1以上の補充路を設けて成る請求項9に記載の冷却可能なエアfoil。

【請求項11】

各導管は、横寸法と、該横寸法を越える翼弦方向寸法とを有する請求項1乃至3のいずれ

50

れかの 1 に記載の冷却可能なエアfoil。

【請求項 1 2】

前記導管は、各々、横寸法と翼弦方向寸法を有し、周壁によって境界づけられ、該周壁の一部は前記外面に接近しており、該接近部はそれから横方向に延びるトリップストリップの列を有し、該トリップストリップは該導管の横方向寸法の約 20% を越え、望ましくは該導管の横寸法の約 50% の高さを有する請求項 1 乃至 3 のいずれかの 1 に記載の冷却可能なエアfoil。

【請求項 1 3】

前記トリップストリップは、半径方向の分離分だけ離間され、前記トリップストリップの高さに対する半径方向の分離分の比は、約 5 と 10 との間、望ましくは約 5 と 7 との間である請求項 1 2 に記載の冷却可能なエアfoil。

10

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

本発明は、冷却可能なターボ機械部品、特に、ガスタービンエンジン用の冷却可能なエアfoilに関する。そして、本発明は、「ガスタービンエンジン用冷却ブレード "Cooled Blades for a Gas Turbine Engine"」の発明の名称で 1998 年 8 月 24 日に提出された共有の米国特許出願 07/236,092 号と、「ガスタービン用冷却ブレード "Cooled Blades for a Gas Turbine"」の発明の名称で 1988 年 8 月 24 日に提出された共有の米国特許第 07/236,093 号とに関連する主題事項を含む。

20

【0002】

【従来の技術】

タービンエンジンのタービン部に用いられるブレード及び羽根即ちベーン (vanes) は、それぞれ、エンジンの流路を横切って半径方向に延びるエアfoil部を有する。エンジンの運転中、タービンのブレード及び羽根は、機械的故障と腐食を生じる高温に曝される。従って、ブレード及び羽根を耐高温合金から製造することとエアfoilと流路の曝される他の面に耐摩耗・熱不導体のコーティングを施すことが通常に行われている。また、エアfoilの内部を通して冷却剤を流すことによって、エアfoilを冷却することも広く行われている。

【0003】

30

公知の 1 タイプのエアfoilの内部の冷却装置は、3 個の冷却回路を用いている。前縁の回路は、半径方向へ分布された一連の衝突孔によってフィードチャンネルに接続される半径方向に延びる衝突凹部を含む。「シャワーヘッド」孔の列が衝突凹部からエアfoilの前縁の近傍のエアfoil面まで延びている。冷却剤はフィードチャンネルを通して半径方向外側へ流れてエアfoilを対流冷却し、冷却剤の一部は衝突孔を通して流れ、衝突凹部の前面に衝突する。ついで、冷却剤はシャワーヘッド孔を流れエアfoilの前縁に吐出されて、熱保護膜を形成する。中間翼弦冷却回路は、典型的には、翼弦方向に隣接する 2 以上の脚部を有する蛇行通路から成り、これらの脚部はエルボーによってそれら脚部の半径方向の最も内側部又は半径方向の最も外側部で接続されている。一連の慎重に方向付けされた冷却孔が、各々が蛇行部からエアfoil外面まで延びるように蛇行部に沿って分布されている。冷却剤は蛇行部を流れてエアfoilを対流冷却し、冷却孔を通過して吐出され、吹き出し冷却を行う。孔に向きがあるため、吐出された冷却剤は、また、エアfoil面に熱保護膜を形成する。冷却剤は、また、ブレード先端の孔を通して及び冷却剤を案内してエアfoilの後縁から出す翼弦方向に延びる先端路を通して蛇行部から吐出される。後縁の冷却回路は、半径方向に延びる送り通路と、半径方向に延びる一対のリブと、半径方向へ分布される一連の柱状体とを含む。冷却剤は送り通路内へ半径方向に流れ、ついで、リブ内の孔を通りかつ柱状体間のスロットを通過して翼弦方向へ流れ、エアfoilの後縁領域を対流冷却する。

40

【0004】

上述の冷却装置及びこれを適用したものが、温度に関連する問題からタービンエアfoil

50

ルを保護するためにうまく用いられてきた。しかし、エンジンの設計者はエンジンの作動を最大限にするためにますます高い温度で運転する可能性を求めているから、従来の冷却装置では適当でなくなっている。

【0005】

従来の冷却されたエアフォイルの欠点の1つは、平均的には許容できるにも関わらず、作動温度がエアフォイル面の一部だけで過剰になる適用例には不適当なことである。局部的に温度が過剰になると、エアフォイルの機械的特性が劣化し、酸化及び腐食を受け易くなる。さらに、エアフォイルの周辺に極端な温度勾配が生じると、割れとそれに続いて機械的故障が生じ得る。

【0006】

他の欠点は蛇行通路に関連して生じる。蛇行通路はエアフォイル内部を通る多数の通路を形成する。従って、冷却剤が蛇行部を通過するするためには、単純な半径方向の通路を通過するよりも時間がかかる。この増加された冷却剤滞留時間は、熱がエアフォイルから冷却剤へ伝達される機会を大きくするから、通常有益なものと考えられる。しかし、増加された滞留時間とこれに伴う熱の伝達は、また、冷却剤が蛇行部を通るにつれて冷却剤の温度を更に高め、これによって熱シンクとしての熱効率を悪くする。エンジンの運転温度が十分に高い場合、冷却剤の効率が悪くなると、冷却剤滞留時間が長くなる利点を無くする。

【0007】

三番目の欠点は、一連の冷却剤吐出孔によって明けられた内部の冷却通路に高い冷却剤流速、従って、高いレイノルズ数を維持することが望まれることに関連している。孔を通して冷却剤の吐出を続けると、冷却剤の速度とレイノルズ数に減少が生じ、これに対応して冷却剤の流れ内への対流熱伝達が減少する。通路の断面積が冷却剤の方向に次第に小さくされると、レイノルズ数と熱伝達効率の減少を少なくすることができる。しかし、通路の流れ面積を減少させると、通路の周辺とエアフォイル面との間の距離を増加させ、これによって熱伝達を行わせなくし、ことによると面積の減少によって生じる利得を無くさせてしまう。

【0008】

四番目の欠点はブレードのエアフォイルに影響を与えるが、羽根のエアフォイルには影響しない。ブレードは、回転タービンハブから半径方向外側に延び、羽根とは違って、エンジンの運転中はエンジンの長手方向中心線を中心として回転する。ブレードの回転運動によって、冷却剤は半径方向に延びる通路のいずれをも通過し、通路を境界づける面の一つ（前方の面）に集められる。これによって、熱伝達を良く行う薄い境界層ができる。しかし、この回転効果は、冷却剤を横方向の反対側の通路面（後側の面）から部分的に分離し、これに対応して境界層を厚くし熱伝達の効率を低めることになる。残念なことに、後側の通路面は最高温度を受けるエアフォイルの近くにあり得るから、最も効果的な熱伝達を必要とする。

【0009】

従来のエアフォイルにおいては、大量の冷却剤を設けることによるか低温を有する冷却剤を用いることによって熱伝達効果を高めることが可能であるかも知れない。ガスタービンエンジンにおいては、適切に得られる冷却剤はエンジンコンプレッサから取り出された圧縮空気だけである。圧縮空気はコンプレッサからさらされてエンジン効率と燃料の経済性を劣化させるので、非効率的なエアフォイルの熱伝達を補償するために追加の圧縮空気を取り出すことは望ましくない。低温の空気を用いることは、低温の空気の圧力が冷却剤にタービンエアフォイルの通路を積極的に確実に通過させるのに不十分であるから、通常適していない。

【0010】

高さが通路の横方向寸法の10%を越えるトリップストリップを用いることによって熱伝達を高めることも達成できる。しかし、このアプローチは魅力あるものではない。なぜならば、トリップストリップは数が多くあり、大型にされたトリップストリップを使用する

10

20

30

40

50

ことから生じる多くなった重量によってタービンハブに掛けられる回転応力が受け入れ難いように増大されるからである。

【0011】

【発明が解決しようとする課題】

従って、本発明の主目的は、最少の冷却剤を必要とするだけで、それにも拘わらず、高温で長期間作動できる冷却可能なエアfoil又は羽根を提供することにある。

【0012】

本発明の他の目的は、熱伝達の特徴が、エアfoil面に温度が分布するようにされた冷却可能なエアfoilを提供することにある。

本発明の他の目的は、冷却剤が過度の温度上昇を受けずに蛇行冷却路の熱吸収の利点を受ける冷却可能なエアfoilを提供することにある。

【0013】

本発明の追加の目的は、冷却路の断面積を少なくして冷却剤の流れ内のレイノルズ数を高く保つが通路の周辺とエアfoil面との間の距離が増加したことによって熱の伝達が行われなくなることがないようにした冷却可能なエアfoilを提供することにある。

【0014】

本発明のさらに他の目的は、回転効果によって局部的に熱伝達が減少されるのを補償する特性を有する冷却可能なエアfoilを提供することにある。

【0015】

【課題を解決するための手段】

本発明によれば、冷却可能なエアfoilは、高熱負荷の所定の領域における過度の熱を吸収することによって主冷却システムを補完する副冷却システムを有する。

【0016】

本発明の一態様によれば、冷却可能なエアfoilは、このエアfoilの周壁によって部分的に境界づけられた1以上の中間通路から成る主冷却システムと、周壁内において高熱負荷領域内に翼弦方向に配設された1以上の冷却導管から成る副冷却システムとを含む。

【0017】

本発明の他の態様によれば、主冷却システムは中間通路の列を含み、これら中間通路の内の少なくとも2つは連結されて蛇行通路を形成し、副導管は中間通路の少なくとも1つと翼弦方向に同じ広がりをもって中間通路を通過する冷却剤を熱絶縁する。

【0018】

本発明のさらに他の態様によれば、導管があるために生じる熱応力が最小になるように、副導管の翼弦方向寸法が導管からエアfoilの外表面までの距離の所望の倍数より少なくされている。

【0019】

本発明の一実施形態によれば、副冷却システムは少なくとも2個の副導管から成り、これらの副導管は、半径方向に延びるリブを有し、このリブは分断されていると共に翼弦方向に隣接している導管を分割する。

【0020】

本発明の他の実施形態によれば、トリップストリップの列が、導管の周面の一部から、導管横寸法の約20%を越える高さ、望ましくは、導管横寸法の約50%の高さまで横方向に延びている。

【0021】

本発明のエアfoilは、熱により生じた損傷を受けたり過度の量の冷却剤を消費したりすることなしに高温で行われる運転に耐えられるという利点がある。特に、エアfoilは、エアfoilの外表面の温度分布が空間的に不均一である環境で使用されるのに適している。他の特別な利点は、長い冷却剤対流時間、冷却剤流のレイノルズ数の漸減及び不利な回転効果のようなファクタから常時生じる冷却剤効果の消失をエアfoilが受けにくくなっていることを含む。

10

20

30

40

50

【 0 0 2 2 】

本発明の上述の特徴、利点及び操作は、本発明を実施するための次の最良態様及び添付の図面に照らしてさらに明らかになるであろう。

【 0 0 2 3 】

【 発明の実施の形態 】

図 1 乃至 6 を参照して、ガスタービンエンジン用の冷却可能なタービンプレード 1 0 は、エンジン流路 1 4 を半径方向に横切って延びるエアfoil部 1 2 を有する。周壁 1 6 はエアfoil 1 2 の根元（ルート）1 8 から頂部 2 2 まで半径方向に、かつ、前縁 2 4 から後縁 2 6 まで翼弦方向に延びている。周壁 1 6 は、凹面又は圧力面 3 2 及び圧力面から横方向へ離間された凸面又は吸引面 3 4 を含む外面 2 8 を有する。平均チャンバ線 M C L は、前縁から後縁まで翼弦方向に圧力面と吸引面との間を延びている。

10

【 0 0 2 4 】

説明されたブレードは、回転可能なタービンハブ（図示せず）から半径方向外側へ突出する数多くのブレードの 1 つである。エンジンの運転中に、エンジンの燃焼チャンバ（これも図示せず）に指向されている高温の燃焼ガス 3 6 が流路を通して流れ、ブレードとハブをエンジンの長手方向軸 3 8 を中心として方向 R へ回転させる。これらのガスの温度は空間的に不均衡であるから、エアfoil 1 2 の外面 2 8 の温度分布が不均等になる。加えて、外面を包絡する空動境界層の深さが翼弦方向に変化している。温度分布及び境界膜深さが高温ガスからブレード内への熱伝達の率に影響するから、周壁は、圧力面と吸引面との両方に沿って翼弦方向に変化する熱荷重に曝される。特に、高熱負荷領域は、吸引面に沿った前縁から後縁までの翼弦方向の距離の約 0 % から 2 0 %、圧力面に沿った前縁から後縁まで翼弦方向の距離の約 1 0 % から 7 5 % までにある。燃焼ガスの平均温度は、多分、エアfoilの作動容量内にあるかもしれないが、高熱負荷領域内でのブレード内への熱伝達は局所的な機械疲労を起こし、酸化と腐食を加速させ得る。

20

【 0 0 2 5 】

ブレードは、周壁 1 6 によって少なくとも部分的に境界づけられていて半径方向へ延びる 1 以上の中間通路 4 4、4 6 a、4 6 b、4 6 c 及び 4 8 から成る主冷却システム 4 2 を有する。エアfoilの前縁の近くで、送り通路 4 4 が、半径方向に分布された一連の衝突孔 5 4 を通じて衝突凹部 5 2 に連通している。「シャワーヘッド」孔 5 6 の列が衝突凹部から、エアfoilの前縁の近傍のエアfoil面 2 8 に延びている。冷却剤 C L E が送り通路を通してかつ衝突凹部を通して半径方向外側へ流れ、エアfoilを対流冷却し、冷却剤の一部が衝突孔 5 4 を通じて流れて衝突凹部の最前面 5 8 に衝突し、面 5 8 を衝突冷却する。ついで、冷却剤はシャワーヘッド孔を通過して流れ、エアfoilの前縁上の熱絶縁フィルムとして吐出される。送り通路の断面積 A は半径が増加するにつれて（即ち、根元から前端に向けて）減少し、冷却剤がシャワーヘッド孔を通して吐出されるにも拘わらず、冷却剤の流れのレイノルズ数が良好な熱伝導を行うのに十分に高く維持されるようになっている。

30

【 0 0 2 6 】

中間翼弦通路 4 6 a、4 6 b 及び 4 6 c はエアfoilの中間翼弦領域を冷却する。半径方向に延びるリップ 6 2 によって二分された通路 4 6 a と翼弦方向に隣接した通路 4 6 b は、それらの半径方向最外端でエルボー 6 4 によって接続されている。翼弦方向に隣接する通路 4 6 b 及び 4 6 c は、同様に、それらの半径方向最内端部でエルボー 6 6 によって結合されている。従って、中間通路 4 6 a、4 6 b 及び 4 6 c の各々は蛇行通路 6 8 の脚部になっている。各々が蛇行部からエアfoil外面へ延びるように適切に指向された冷却孔 7 2 が蛇行部の長さに沿って分布されている。冷却剤 C M C が蛇行部を通して流れてエアfoilを対流冷却し、冷却孔を通して吐出されて、エアfoilを吹き出し冷却する。吐出された冷却剤は、また、圧力面及び吸引面 3 2、3 4 上に熱絶縁膜を形成する。通路 4 6 a の最外端に達した冷却剤の一部は冷却剤をエアfoilの後縁へ案内する翼弦方向へ延びる頂部通路 7 4 を通じて吐出される。

40

【 0 0 2 7 】

50

後縁の送り通路 48 は、各々が一連の孔 82 が明けられたリブ 76, 78、空間 84 によって分離されたマトリックス状の柱部 83、一連のスロット 86 を規定する柱状体 85 の列を含む後縁の冷却構造体によって翼弦方向に境界づけられている。冷却剤 CTE は送り通路内に半径方向に流入し、孔、空間及びスロットを通して翼弦方向へ流れ、後縁領域を対流冷却する。

【0028】

補助冷却システム 92 は、中間通路に実質的に平行でありこれらと同じ広がりを持つ半径方向に連続な 1 以上の導管 94a - 94h (総括して 94 で示す) を含む。各導管は、半径方向に離間された一連のフィルム冷却孔 96 と一連の排出穴 98 を含む。導管は、周壁内の中間通路とエアfoil外面 28 との間で横方向に配設され、高温度負荷の領域内、
10
即ち、吸引面 34 に沿った前縁から後縁までの翼弦方向距離の約 0% から 20% まで及び圧力面 32 に沿った前縁から後縁までの翼弦方向距離の約 10% から 75% までそれぞれ延びる副領域 104, 106 内に翼弦方向に配設されている。冷却剤 CPS, CSS は導管を通して流れ、これによって中間通路だけで可能であるよりも周壁から多くの熱伝達を行う。冷却剤の一部がフィルム冷却孔 96 を介して流路内に吐出され、エアfoilを吹き出し冷却し、外面 28 に沿って熱絶縁膜を形成する。導管の端に到達した冷却剤は、排出穴 98 を通して流路内に排出される。

【0029】

導管 94 は、中間通路の少なくとも 1 つと実質的に翼弦方向に同じ広がりを持ち、冷却剤 CPS 及び CSS が周壁 16 から熱を吸収し、これによって翼弦方向に同じ広がりを持つ
20
中間通路内の冷却剤を熱的に遮断し又は絶縁するようになっている。以上に説明した実施形態では、圧力面 32 に沿った導管 94d - 94h は後縁の送り通路 48 と蛇行通路 68 の脚部 46a 及び 46b と翼弦方向に同じ広がりを持っている。導管と後縁の送り通路との間が翼弦方向に同じ広がりを持つことによって、送り通路 48 内で熱が冷却剤 CTE 内へ伝達するのが減少する。このことは、冷却剤 CTE の熱吸収能力を保持することになり、それが孔 82、空間 84 及びスロット 86 を通して流れるにつれて、後縁領域を対流冷却する能力を高める。同様に、導管と蛇行通路 68 の脚部 46a, 46b との間が翼弦方向に同じ広がりをもっていることは、冷却剤が蛇行通路内に長い時間滞留している間に冷却剤 CMC の温度上昇を最小にすることを助成する。この結果、冷却剤 CMC は熱伝達媒体としてその効果を保持し、それが蛇行脚 46c 及び頂部通路 74 を通して流れるにつれて、
30
エアfoilをよりよく冷却することができる。従って、冷却剤滞留時間が長いということの利点が、冷却剤が蛇行部を進むにつれて冷却剤温度が過度に高くなることによって相殺されることがなくなる。

【0030】

衝突凹部 52 とシャワーヘッド孔 56 によって占められる副領域 104 の小部分及び蛇行脚 46c の近傍の副領域 106 の小部分を除く、高温度負荷領域の実質的全長 $L_s + L_P$ にわたって副導管が翼弦方向に分布されている。しかし、導管は高熱負荷領域の全長より少ない範囲にわたって分布されてもよい。たとえば、副導管は吸引面の副領域 104 の実質的全長 L_S にわたって分布されてもよいが、圧力領域の副領域 106 になくてもよい。
40
逆に、導管は、圧力面の副領域 106 の実質的全長 L_P に分布されてもよいが、吸引面の副領域 104 になくてもよい。さらに、導管は両副領域の一方または双方の一部だけに分布されてもよい。副冷却システムの導管をどの程度に設けるか設けないかは、熱負荷の局所的な大きさと 1 以上の中間通路内の冷却剤温度を軽減することの必要性とを含むファクタの数によって支配される。加えて、導管を設けることから生じる追加の製造費に対してそれらの導管がどの程度必要であるかの重みを計ることが当を得ている。

【0031】

まず、図 2 を参照して、各副導管 94 は横寸法 H と翼弦方向寸法 C とを有し、周面 108 で境界づけられており、この周面 108 の部分 112 は外周面 28 に接近している。翼弦方向寸法は、各導管の冷却効果ができるだけ翼弦方向へ広がるように横寸法を越えている。
50
しかし、各導管は周壁を比較的低温の内部 16a と比較的高温の外部 16b に分割して

いるから、翼弦方向寸法は抑制されている。もし導管の翼弦方向の寸法が長すぎると、2つの壁部16a, 16b間の温度差は熱によってエアfoilに割れを生じさせる可能性がある。従って、各導管の翼弦方向寸法は最も近い周壁112から外面28までの横距離Dの約2倍半から3倍を越えることがないように制限される。上述の実施形態におけるような隣接する導管は、半径方向に延びるリブ114によって離間され、導管間距離Iは少なくとも横距離Dに等しくなるようになっている。導管間リブは壁部16aから壁部16bへの熱伝達を確実に十分に行うものであり、温度差を減少させ割れが発生する可能性を最小にする。

【0032】

各導管間リブ114はその半径方向に沿って中断されており、冷却剤が隙間124を通して流れ、導管内に生じ得る障害部又は狭窄部をバイパスするようになっている。障害部及び狭窄部は製造の不正確さから生じ得るし、又は、冷却剤によって運ばれるか導管内につかえた粒状物の形態のものであり得る。

【0033】

トリップストリップ116の列(図4及び図5には説明を明瞭さを保つために、ほんの少数しか示されていない)は各導管の最も近い面112から横方向へ延びている。導管の横寸法Hは中間通路の横寸法に対して小さいから、導管のトリップストリップは、エアfoilの重量に過度に影響を与えないで、中間通路に用いられるトリップストリップ116'よりも釣り合いがとれるように大きくなし得る。導管の横寸法又は高さHTSが導管の横寸法Hの20%を越え、望ましくは導管の横寸法の約50%である。トリップストリップは、隣接するトリップストリップ間の半径方向の離間分sts(図6)がトリップストリップの横寸法(例えば、HTS)の5と10倍の間にあるように、望ましくは、5と7との間にあるように分布される。このトリップストリップの密度は、冷却剤の流れに不適当な圧力損を与えることなしにトリップストリップの列の熱伝達効果を最大にする。

【0034】

エアfoilは、また、各々が中間通路(例えば、通路44、46a及び48)から副冷却システムに延びる半径方向に分配された一組の冷却剤補充通路122を含んでもよい。中間通路からの冷却剤は通路122を通してフィルム冷却孔96を通して導管から吐出される冷却剤を補給する。補充通路はエアfoilのスパンS(即ち、根元から頂部までの半径距離)の約15%と40%の間にあるが、必要ならば実質的な全スパンに沿って分布させてもよい。補充通路の量及び分布は、部分的には、導管を通して半径方向に流れる冷却剤を補充することによって生じる圧力損が激しく生じることに対応している。導管に高い圧力損が掛かると、大量の冷却剤が導管を通して半径方向外側へ進むよりは不釣り合いにフィルム冷却孔を通じて放出される。この結果、吐出された冷却剤を補充するために大量の通路が必要である。しかし、補充通路を通じて導管に導入された冷却剤は、導管を通じて既に流れている冷却剤をそらし、通路の孔の上流の(即ち、半径方向内側の)フィルム冷却孔を通して吐出されるから、あまり多くの通路は望ましくない。そらされた冷却剤がまだ未使用のかなりの吸熱能力を有するならば、冷却剤は非効率的に使用され、エンジンの効率はひどく劣化する。

【0035】

補充通路122は、導管自体に整合されるよりは導管間リブ114に沿って分配された隙間124に整合される。補充冷却剤は流体の高速ジェットとして通路から吐出されるから、この整合は利点がある。流体ジェットは、導管内に直接吐出されるならば、導管を通る冷却剤の半径方向の流れを妨げ、これによって冷却剤内への効果的な熱伝達を行わせないようにし得よう。

【0036】

エンジン運転中に、冷却剤は、上述の通り、中間通路及び副導管内にそしてこれらを通して流れ、ブレードの周壁16を冷却する。導管は、エアfoilの全周の周りに無秩序に分散されるよりは独占的に高熱負荷領域内にあるから、導管の利点は、積極的な熱伝達が最大限に必要な場合にはどこにでも集中的に適用することができる。導管を識別でき

10

20

30

40

50

るように分布させることは、また、中間通路内の冷却剤を選択的に遮蔽することを可能にし、これによって、冷却回路の他の部分で使用するために冷却剤の吸熱能を維持することになる。このように導管を節約して使用すると、製造費を最少にするのが助成される。なぜならば、小さな副導管を有するエアfoilは非常に大きな中間通路だけを有するエアfoilよりも製造費が高いからである。導管の寸法が小さいことは、また、導管の横寸法に比例し優れた熱伝達を行うのに十分な高さを持つトリップストリップを使用することを可能にする。

【0037】

冷却導管は、また、中間通路の長さに沿った冷却剤の吐出に基づく冷却剤流のレイノルズ数が減少する問題を改善する。例えば、吸引面の導管46a, 46b, 46c0があると、前縁の送り通路44とエアfoilの吸引面34との間の周壁厚t(図1)を公知技術のエアfoilの対応の厚さよりも大きくすることができる。その結果、前縁の送り通路44の流れ面積Aの半径方向の減少が、現エアfoilでは公知技術のエアfoilの同様の前縁の送りチャンネルにおける減少よりも比例的に大きくなる。従って、大きな冷却剤流レイノルズ数とこれに対応する高熱伝達を、シャワーヘッド孔56とフィルム冷却孔96を通して冷却剤を吐出するにも拘わらず、通路44の全長に沿って達成することができる。さらに、吸引面の導管94a, 94b, 94cは、厚さtを増加させる役目をする周壁からの熱損を補償する。

10

【0038】

本発明は、タービンブレードの回転効果から生じる熱伝達の減少を抑えること助成する。エンジンの運転中、図1に示されたエアfoilを有するブレードがエンジンの中心線38を中心に方向Rに回転する。従って、例えば、前縁の送り通路44を通して半径方向外側に流れる冷却剤が前側面126に押しつけられようとする一方で、後側面128からは部分的に分離されるようになる。分離の影響で空動境界層が厚く形成され、共に、後側面に沿う熱伝達が悪くなる。導管94a, 94b, 94cがあると、この不具合な回転効果が補償される。同様の補償効果が、もし必要とされるならば、中間翼弦及び後縁通路46a, 46b, 46c及び48の近傍で得られるであろう。しかし、これらの通路内の冷却剤は通路44内の冷却剤44内の冷却剤よりも低い熱負荷を受け、フィルム冷却孔72によって分散される冷却フィルムによって適当に保護される。

20

【0039】

種々の変更及び改良を請求項に規定されている発明から逸脱することなくすることができる。例えば、中間翼弦の中間通路が図示されているように接続されて蛇行部を形成しているが、本発明は、また、独立の、又は、実質的に独立の中間翼弦中間通路を有するエアfoilを含む。加えて、各通路及び導管が専用の冷却剤源から供給され得るものであるから、通路及び導管に供給される冷却剤に各々の名称が付けられていた。しかし、実用的には、2以上、又はすべての通路及び導管に供給するために、共通の冷却剤を用いてもよい。事実、すべての通路及び導管用の共通の冷却剤源が望ましい実施形態に想定される。

30

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明に基づく主例冷却システムと二次冷却システムとを有する冷却可能なエアfoilの断面図である。

40

【図2】図1に示されたエアfoilの部分の拡大断面図である。

【図3】実質的に図1の方向3-3に取られ、主冷却システムを成す一連の中間冷却剤通路を示す図である。

【図4】実質的に図1の方向4-4に取られ、エアfoilの凸部側に沿った第2冷却システムから成る一連の冷却導管を示す図である。

【図5】実質的に図1の方向5-5に取られ、エアfoilの凹部側に沿った第2冷却システムを成す一連の冷却導管を示す図である。

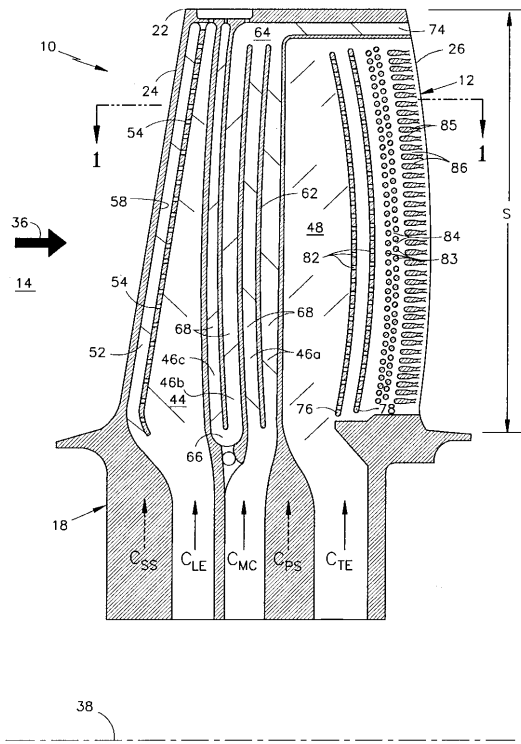
【図6】図5の円形で囲まれた部分の拡大図である。

【符号の説明】

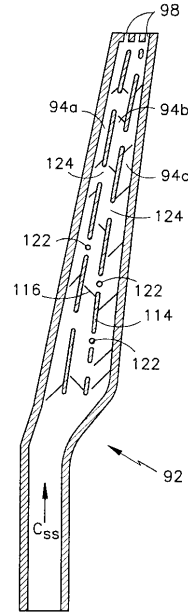
10...タービンブレード

50

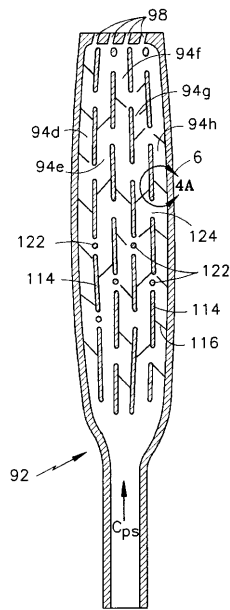
【 図 3 】



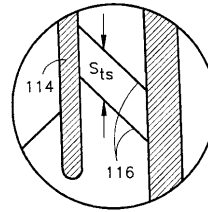
【 図 4 】



【 図 5 】



【 図 6 】



フロントページの続き

- (72)発明者 ドミニク ジェイ・モンジロー, ジュニア
アメリカ合衆国, コネチカット, ニュー ブリテイン, チャーリー ドライヴ 65
- (72)発明者 フリードリッチ オー・ソッチティング
アメリカ合衆国, フロリダ, テクエスタ, ソヴァーサイド ドライヴ 19483
- (72)発明者 マーク エフ・ゼルスキー
アメリカ合衆国, コネチカット, カヴェントリー, ノース リヴァー ロード 931

審査官 藤原 弘

- (56)参考文献 特公昭39-020546(JP, B1)
米国特許第5215431(US, A)
特開平09-041903(JP, A)
特開平05-195704(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/18
F02C 7/16
F02C 7/18