

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第4245873号
(P4245873)

(45) 発行日 平成21年4月2日(2009.4.2)

(24) 登録日 平成21年1月16日(2009.1.16)

(51) Int.Cl.

F I

FO1D 5/18 (2006.01)

FO1D 9/02 (2006.01)

FO1D 5/18

FO1D 9/02 1 O 2

請求項の数 10 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2002-249840 (P2002-249840)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成14年8月29日 (2002. 8. 29)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2003-106101 (P2003-106101A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成15年4月9日 (2003. 4. 9)		MPANY
審査請求日	平成17年8月24日 (2005. 8. 24)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
(31) 優先権主張番号	09/943527		クタデイ、リバーロード、1 番
(32) 優先日	平成13年8月30日 (2001. 8. 30)	(74) 代理人	100093908
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 松本 研一
		(74) 代理人	100105588
			弁理士 小倉 博
		(74) 代理人	100106541
			弁理士 伊藤 信和
		(72) 発明者	レスリー・ユージーン・リーケ
			アメリカ合衆国、ケンタッキー州、バーリ
			ントン、モナーク・ドライブ、2995番
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジン用のタービン翼形部

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

前縁（24）と、後縁（26）と、根元（34）と、先端（32）とを有する翼形部（18）であって、

前記前縁（24）から前記後縁（26）まで延びる正圧側壁（20）と、

前記前縁（24）から前記後縁（26）まで延びる負圧側壁（22）と、

前記後縁（26）に隣接する前記正圧側壁（20）中に配置され、軸方向の長さを有する複数のスロット（28）と、

を含み、

少なくとも前記根元（34）に最も近接する前記スロット（28）の長さは、残りの前記スロット（28）の長さより小さく、

前記後縁（26）は、該後縁（26）の残りの部分におけるよりも前記根元（34）における方が大きい厚さを有することを特徴とする翼形部（18）。

【請求項 2】

前記根元（34）に最も近接する前記スロット（28）の半径方向外方に配置された少なくとも1つの遷移スロット（28）を更に含み、該遷移スロット（28）は、前記根元スロット（28）の長さより大きくかつ残りの前記スロット（28）の長さより小さい長さを有することを特徴とする、請求項 1 に記載の翼形部（18）。

【請求項 3】

追加の遷移スロット（28）を更に含み、該遷移スロット（28）の長さは、半径方向

10

20

外方に向かうにつれて次第に大きくなることを特徴とする、請求項 2 に記載の翼形部 (1 8)。

【請求項 4】

前記後縁 (2 6) は、前記根元 (3 4) に隣接する、選択的に厚さが増大されたセクションを有しており、前記根元 (3 4) に最も近接する前記スロット (2 8) 及び前記遷移スロット (2 8) は、前記選択的に厚さが増大されたセクション中に配置されていることを特徴とする、請求項 3 に記載の翼形部 (1 8)。

【請求項 5】

前縁 (2 4) と、後縁 (2 6) と、根元 (3 4) と、先端 (3 2) とを有する翼形部 (1 8) であって、

前記前縁 (2 4) から前記後縁 (2 6) まで延びる正圧側壁 (2 0) と、

前記前縁 (2 4) から前記後縁 (2 6) まで延びる負圧側壁 (2 2) と、

前記後縁 (2 6) に隣接する前記正圧側壁 (2 0) 中に配置され、軸方向の長さを有する複数のスロット (2 8) と、

を含み、

少なくとも前記根元 (3 4) に最も近接する前記スロット (2 8) の長さは、残りの前記スロット (2 8) の長さより小さく、

前記翼形部は、前記根元 (3 4) に最も近接する前記スロット (2 8) の半径方向外方に配置された少なくとも 1 つの遷移スロット (2 8) を更に含み、該遷移スロット (2 8) は、前記根元スロット (2 8) の長さより大きくかつ残りの前記スロット (2 8) の長さより小さい長さを有し、

前記翼形部は、追加の遷移スロット (2 8) を更に含み、該遷移スロット (2 8) の長さは、半径方向外方に向かうにつれて次第に大きくなり、

前記後縁 (2 6) は、前記根元 (3 4) に隣接する、選択的に厚さが増大されたセクションを有しており、前記根元 (3 4) に最も近接する前記スロット (2 8) 及び前記遷移スロット (2 8) は、前記選択的に厚さが増大されたセクション中に配置されていることを特徴とする翼形部 (1 8)。

【請求項 6】

正圧側壁 (2 0) 及び負圧側壁 (2 2) と、前縁 (2 4) 及び後縁 (2 6) と、第 1 及び第 2 の端部とを有する翼形部 (1 8) と、

前記第 1 の端部において前記翼形部 (1 8) に接合された流路構造体と、

前記翼形部 (1 8) と前記流路構造体との接合個所に配置されたフィレット (3 6) と

前記後縁 (2 6) に隣接する前記正圧側壁 (2 0) 中に配置され、軸方向の長さを有する複数のスロット (2 8) と、

を含み、

少なくとも前記フィレット (3 6) に最も近接する前記スロット (2 8) の長さは、残りの前記スロット (2 8) の長さより小さく、

前記後縁 (2 6) は、該後縁 (2 6) の残りの部分におけるよりも前記フィレット (3 6) 近傍における方が大きい厚さを有することを特徴とする流体方向付け部材。

【請求項 7】

前記フィレット (3 6) に最も近接する前記スロット (2 8) に隣接して配置された少なくとも 1 つの遷移スロット (2 8) を更に含み、該遷移スロット (2 8) は、前記フィレット (3 6) に最も近接する前記スロット (2 8) の長さより大きくかつ残りの前記スロット (2 8) の長さより小さい長さを有することを特徴とする、請求項 6 に記載の流体方向付け部材。

【請求項 8】

追加の遷移スロット (2 8) を更に含み、該遷移スロット (2 8) の長さは、前記翼形部 (1 8) の前記第 2 の端部に向かう方向において次第に大きくなることを特徴とする、請求項 7 に記載の流体方向付け部材。

【請求項 9】

前記後縁(26)は、前記フィレット(36)に隣接する、選択的に厚さが増大されたセクションを有しており、前記フィレット(36)に最も近接する前記スロット(28)及び前記遷移スロット(28)は、前記選択的に厚さが増大されたセクション中に配置されていることを特徴とする、請求項8に記載の流体方向付け部材。

【請求項 10】

正圧側壁(20)及び負圧側壁(22)と、前縁(24)及び後縁(26)と、第1及び第2の端部とを有する翼形部(18)と、

前記第1の端部において前記翼形部(18)に接合された流路構造体と、

前記翼形部(18)と前記流路構造体との接合個所に配置されたフィレット(36)と

10

、
前記後縁(26)に隣接する前記正圧側壁(20)中に配置され、軸方向の長さを有する複数のスロット(28)と、

を含む流体方向付け部材であって、

少なくとも前記フィレット(36)に最も近接する前記スロット(28)の長さは、残りの前記スロット(28)の長さより小さく、

前記流体方向付け部材は前記フィレット(36)に最も近接する前記スロット(28)に隣接して配置された少なくとも1つの遷移スロット(28)を更に含み、該遷移スロット(28)は、前記フィレット(36)に最も近接する前記スロット(28)の長さより大きくかつ残りの前記スロット(28)の長さより小さい長さを有し、

20

前記流体方向付け部材は追加の遷移スロット(28)を更に含み、該遷移スロット(28)の長さは、前記翼形部(18)の前記第2の端部に向かう方向において次第に大きくなり、

前記後縁(26)は、前記フィレット(36)に隣接する、選択的に厚さが増大されたセクションを有しており、前記フィレット(36)に最も近接する前記スロット(28)及び前記遷移スロット(28)は、前記選択的に厚さが増大されたセクション中に配置されていることを特徴とする流体方向付け部材。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】

30

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、ガスタービンエンジンで用いられる中空の空気冷却式翼形部に関する。

【0002】

【発明の背景】

ガスタービンエンジンは、加圧空気を燃焼器に供給する圧縮機を含み、該燃焼器で空気は燃料と混合され点火されて高温の燃焼ガスを発生する。このガスは、下流の1つ又はそれ以上のタービンに流れ、該タービンがガスからエネルギーを取り出して、圧縮機に動力を供給し、また飛行中の航空機に動力を供給するような有用な仕事を行う。一般的にコアエンジンの前面に置かれたファンを含むターボファンエンジンにおいては、高圧タービンが、コアエンジンの圧縮機を駆動する。低圧タービンが、高圧タービンの下流に配置されて、ファンを駆動する。各タービン段は、普通、固定タービンノズルを含み、次にタービンロータがそれに続く。

40

【0003】

タービンロータは、エンジンの中心軸線の周りを回転するロータディスクの周囲に取り付けられたロータブレードの列を含む。各ロータブレードは、一般的にブレードをロータディスクに取り付けるためのダブテールを有するシャンク部と燃焼器から流出する高温ガスから有用な仕事を取り出す翼形部とを含む。ブレードのプラットホームが、翼形部とシャンク部の接合個所に形成されて、高温ガス流の半径方向内側の境界を形成する。タービンノズルは、通常その周囲の周りでセグメント化されて熱膨張を吸収する。各ノズルセグメントは、高温ガス流をタービンロータ中に流すための内側バンドと外側バンドとの間に配

50

置された１つ又はそれ以上のノズル羽根を有する。

【０００４】

高圧タービン構成部品は、極めて高温の燃焼ガスに曝される。従って、タービンブレード及びノズル羽根は、一般的に内部冷却を用いてそれらの温度を一定の設計限界値内に保たれる。タービンのロータブレードの翼形部は、例えば、普通は内部回路を通して冷却空気を流すことにより冷却される。冷却空気は、常時はブレード根元の通路を通して流入し、翼形部表面に形成されたフィルム冷却孔を通して流出し、それによって翼形部を高温ガスから保護する冷却空気の薄い層つまりフィルムを生成する。公知の冷却装置は、冷却空気がそれを通して吐出される後縁中の複数の開口を含むことが多い。これらの開口は、孔又は正圧側面のブリードスロット構成の形態をとることができ、そこでは翼形部正圧側壁は翼形部の後縁末端の手前で止まり、翼形部鋳造品中に組み入れられた複数の長手方向に延びるランドにより個々のブリードスロットに分割された開口を構成する。これらのスロットは、冷却空気の薄いフィルムを翼形部後縁の表面上に流す機能を果たす。このような正圧側面のブリードスロット構成を有する翼形部は、薄い後縁を組み入れるために特に有用であることが知られている。実際には、翼形部の後縁厚さは、負圧側面厚さだけの厚さに等しい。このことは空気力学的効率の点からみて望ましい。

10

【０００５】

残念ながら、翼形部の根元のこの形状寸法に関係するいくつかの問題がある。大伴のタービンブレードの後縁は、大きい後縁張り出し故に支持されていないので、機械的応力及び熱に起因する応力を受けやすい。張り出しブレードの後縁のブレード根元は、機械的応力のみを考慮すれば圧縮状態にある。運転中は、後縁からブレードの隣接する領域まで大きな熱勾配があるので、熱応力のみを考慮すれば後縁を圧縮状態にさせる。その上に、一部の設計では、後縁根元スロットはブレードフィレットの手前で止まり、結果として根元スロットの下方にほとんど冷却されない領域を生じ、それが更に半径方向及び軸方向の熱勾配を悪化させることになる。後縁の全体応力はこれらの機械的応力及び熱応力の合計であり、両方の応力成分は圧縮方向であるので、望ましくないレベルになる可能性がある。これらの状況から、根元スロットは熱疲労亀裂を発生しがちである。

20

【０００６】

従って、後縁根元スロットの寿命を向上させた翼形部に対する必要性がある。

【特許文献１】

30

特開２０００－３５６１０５号

【０００７】

【発明の概要】

上述の必要は、正圧側壁及び負圧側壁と、冷却空気を後縁のブリードスロットに供給する複数の後縁冷却通路とを有する中空冷却式タービン翼形部を提供する本発明により満たされる。翼形部後縁は、後縁スロットの短縮を可能にするように根元部分で選択的に厚くされ、それによって後縁冷却が改善されかつ機械的応力が減少する。

【０００８】

本発明及び従来技術に優るその利点は、添付の図面を参照して以下の詳細な説明及び添付の特許請求の範囲を読めば明らかになるであろう。

40

【０００９】

本発明と見なされる主題は、本明細書の冒頭部分に具体的に指摘した明確に請求している。しかしながら、本発明は、添付の図面に関連してなされる以下の説明を参照すれば最もよく理解することができる。

【００１０】

【発明の実施の形態】

図面において同一の参照符号は様々な図を通じて同じ要素を示しているが、その図面を参照すれば、図１は例示的なタービンブレード１０を示す。タービンブレード１０は通常のダブルテール１２を含み、該ダブルテール１２は、ロータディスク（図示せず）中のダブルテールスロットの相補形タングに係合するタングを含む任意の適当な形態を有し、作動中にブ

50

レードが回転するとき、半径方向にディスクに対してブレード 10 を保持することができる。ブレードシャンク 14 が、ダブテール 12 から半径方向上向きに延び、シャンク 14 から横方向外方に突出して該シャンク 14 を取り囲むプラットホーム 16 で終わる。プラットホームは、ターピンブレード 10 を越えて流れる燃焼ガスの 1 部の境界となる。中空の翼形部 18 が、プラットホーム 16 から半径方向外方に高温ガス流中に延びる。フィレット 36 が、翼形部 18 とプラットホーム 16 との接合個所に配置される。翼形部 18 は、前縁 24 及び後縁 26 において互いに接合された、凹面形の正圧側壁 20 と凸面形の負圧側壁 22 とを有する。翼形部 18 は、高温ガス流からエネルギーを取り出してロータディスクを回転させるのに適した任意の形状とすることができる。ブレード 10 は、ガスタービンエンジンの高温の作動温度において許容できる強度を有する、ニッケル基超合金のような適当な超合金の一体鋳造品として形成されるのが好ましい。ブレードには、翼形部の正圧側面 20 上に多数の後縁ブリードスロット 28 が組み入れられる。ブリードスロット 28 は、多数の長手方向に延びるランド 30 によって分離される。

10

【0011】

後縁スロット 28 の冷却効果は、後縁冷却通路出口 48 から後縁 26 までの距離である、その長さ L (図 4 参照) に関係する。スロット長さ L が長ければ長いほど、後縁末端の上流の翼形部上を通過する高温流路ガスは、冷却通路 46 から吐出される冷却空気と混合しやすくなるので、後縁冷却効果は低くなる。反対に、より短いスロット 28 は、この混合を最小限にする傾向があり、従って冷却効率を向上させる。

【0012】

20

後縁スロット長さ L (図 4 参照) は、幾つかのパラメータにより制御される。これらのパラメータを固定することにより、所定の翼形部に対するスロット長さ L の公称値が決まる。くさび角 W は、翼形部 18 の外側表面の間の内角であり、一般的に翼形部表面が最も小さい曲率をもつ翼形部 18 の後端に向かって測定される。後縁厚さ T は、翼形部 18 の後端末端からの所定の小さな距離、例えば 0.762 mm (0.030 in.) における翼形部の壁面厚さとして規定される。くさび角 W と後縁厚さ T との組み合わせにより、翼形部の後方部分に沿う各位置における翼形部の最大全体厚さが決まる。後縁冷却通路 46 の出口 48 における翼形部全体厚さは、A で表わされ、以下により詳細に述べるように、或る一定の最小寸法を有する。くさび角 W を増大させることによって、従って、寸法 A を増大させることによって、公称値からスロット長さ L を減少させることが可能となる。しかしながら、くさび角 W を増大させ、従って、翼形部全体厚さを増大させることは、空気力学的性能に悪影響を及ぼすことになる。寸法 A はまた、正圧側壁厚さ P、負圧側壁厚さ S、及び後縁冷却通路幅 H の合計に等しい。寸法 P、S、又は H を減少させることにより、寸法 A を増大させることなくスロット長さ L を公称値から減少させることが可能になる。しかしながら、通路 46 を形成するために用いられるセラミック中子がブレード 10 の鋳造工程中に過度に破損するのを避け、かつ必要とされる冷却空気流を供給するためには、最小後縁通路幅 H が必要である。また、機械的保全性のためには、正圧側壁 20 の最小厚さ P と負圧側壁 22 の最小厚さ S とが必要である。

30

【0013】

図 4 は中間のスパン位置における翼形部 18 の後縁の構成を示し、その構成は同様の設計の公称即ち基準ターピンブレードに対しても変えられていない。正圧側壁 20 及び負圧側壁 22 は内側空洞 42 により分離される。側壁は、後縁 26 に向かって内向きに先細になっている。負圧側壁 22 は後縁 26 までいっばいにブレード全長を途切れさせることなく連続しているのに対して、正圧側壁 20 は、後縁 26 中の開口を露出させるように後方に面する唇状部 44 を有し、該開口はランド 30 により複数の後縁スロット 28 に分割される。後方に面する唇状部 44 は、後縁冷却通路出口 48 の位置を定める。この形式のターピンブレードでは、ブレードの後端における後縁厚さは、負圧側壁 22 だけの厚さに本質的に等しい。

40

【0014】

図 2 を参照すれば、ブレード 10 の例示的な実施形態は、後縁正圧側面のブリードスロッ

50

ト 2 8 のほぼ半径方向の列を有する。スロット 2 8 の大部分は等しい長さ L になっている。スロットの大部分に対する値 L は、上述のように、特定のブレード設計における公称スロット長さである。しかしながら、ブレード 1 0 の根元 3 4 に近接するスロット 2 8 の 1 つ又はそれ以上は、残りのスロット 2 8 より短い。このことにより、高温ガスの冷却空気流との混合を減少させることによって後縁 2 6 の根元部分での冷却効率が改善される。例示的な実施形態においては、根元 3 4 に最も近接するスロット 2 8 が最も短い。隣接するスロットもまた短縮されるがその程度は少ないので、スロット長さ L は根元 3 4 に最も近接するスロット 2 8 の長さから徐々に増大して、図 2 に示すように、半径方向外方に向かって連続する各スロット 2 8 は先行のスロット 2 8 よりわずかに長くなる。これらの遷移スロット 2 8 の最後のスロットから半径方向外方で、残りのスロット 2 8 は公称スロット長さ L となっている。図 2 は、短縮された長さを有するものとして 3 つの半径方向最内側のスロット 2 8 を示すが、本発明はそれに限定されるものではないことに注目されたい。残りのスロット 2 8 より短い長さを有するスロット 2 8 をこれより少なくするか又は多くすることも可能である。以下により詳細に説明するように、短縮されたスロット 2 8 を組み入れるために必要なブレードの外部輪郭に対する変更は、ブレード 1 0 の空気力学的性能に最小限の影響を与えるように構成される必要がある。従って、短縮されたスロット 2 8 は、過度の機械的応力及び熱応力に最も対処する必要がある根元部分のみに組み入れられることが望ましい。従って、ここに述べる例示的な実施形態においては、公称スロット長さへの移行、従って追加のブレード厚さの半径方向のテーパ部分は、根元 3 4 から先端 3 2 まで測定されたブレードスパンの約 2 0 % で完了する。テーパ部分が延びる距離を増すことでスパンのより広い部分にわたって後縁近傍のブレードの厚さを増大し、より多くのスロット 2 8 を短縮して冷却を向上させることができるが、これに反して、テーパ部分の長さを短縮することでスパンのより広い部分にわたってより薄い後縁を設け、より良い空気力学的性能を得ることができる。これらの 2 つの考慮すべき事項は、トレードオフの関係にあり、テーパ部分は個々の用途に適合するように変化させることができる。例えば、テーパ部分はブレードのスパン全体に延びる場合もあるし、又は 1 つの短縮された後縁スロット 2 8 を受け入れるのに十分な範囲だけ延びる場合もある。

【 0 0 1 5 】

短縮された後縁スロット 2 8 を組み入れるためには、上述のように、翼形部断面にいくらかの余裕代を与えなければならない。通常は、正圧側壁厚さ P、スロット幅 H、負圧側壁厚さ S、又はくさび角 W のうちの 1 つを変化させなければならない。本発明においては、上に挙げた寸法は一定に保たれ、根元における後縁近傍の翼形部全体厚さが増大された。言い換えれば、短縮されたスロット 2 8 の領域の翼形部厚さを翼形部の残りに比較して増大させることによって、パラメータ P、H、S、又は W を変化させることなくスロット長さ L を短縮することが可能になる。寸法 A、即ち冷却通路 4 6 の出口 4 8 での翼形部全体厚さは、5 - 5 断面でのより短いスロット長さにも拘わらず、5 - 5 断面において 4 - 4 断面におけるのと同じ絶対値であることに注目されたい。このことにより、正圧側壁厚さ P、冷却通路幅 H、及び負圧側壁厚さ S の必要な最小値が維持されることが可能になる。余分の厚さは基準輪郭線に対して翼形部の 2 つの側面の間に均等に組み入れられ、寸法 A の同じ絶対値が翼形部の翼弦に沿う更に後方の位置において起こるようにする。余分の厚さは、軸方向前方と半径方向外方の両方向にテーパが付けられゼロにされる。この方法で、追加の厚さは、翼形部の空気力学的性能に対するその影響を最小にするために必要とされる場所のみ用いられる。例示的な実施形態においては、後縁 2 6 の根元 3 4 においてブレードの各側面に約 0 . 1 2 7 mm (0 . 0 0 5 i n .) の厚さが追加されており、この追加の厚さはブレードの各側面の後縁 2 6 から約 1 0 mm (0 . 4 i n .) の位置でゼロになるまでテーパが付けられる。しかしながら、追加の厚さの大きさ及び軸方向のテーパ距離は個々の用途に適合するように変化させることができる。追加の厚さは、図 4 中に破線で示されている。追加の利点として、この根元でのブレード断面積の増加により、ブレードの慣性モーメントが増大し、ブレードの剛性が増大しまた後縁根元の圧縮曲げ応力が低下する。

10

20

30

40

50

【 0 0 1 6 】

本発明の別の実施形態が図 3 に示されている。この実施形態においては、ブレードはまた、後縁正圧側面のブリードスロット 2 8 の半径方向の列を有する。後縁スロット 2 8 の大部分は、等しい長さ L であり、この長さ L は上述のように公称長さである。しかしながら、この実施形態においては、根元 3 4 に最も近接するスロット 2 8 は、ほぼ軸方向に延びる冷却通路 5 2 と置き換えられ、該冷却通路は円形の断面又は任意の他の適宜な形状の孔とすることができる。通路 5 2 は、内部空洞 4 2 と流体連通し、冷却空気を軸方向後方に流し、後縁 2 6 に対流冷却を与える。冷却通路 5 2 に隣接しかつその半径方向外側に位置する、冷却通路 5 2 に近接する 1 つ又はそれ以上のスロット 2 8 は、残りのスロット 2 8 よりも短い。例示的な実施形態において、スロットは、半径方向外方に向かうにつれてその度合いが次第に減少するように短縮されるので、スロット長さ L は冷却通路 5 2 に最も近接するスロット 2 8 の長さから徐々に増大して、半径方向外方に向かって連続する各スロット 2 8 は、図 3 に示すように、先行するスロット 2 8 よりもわずかに長い。これらの遷移スロットの最後のスロットの半径方向外側に位置する残りのスロット 2 8 は、公称スロット長さ L である。さらに、この例示的な実施形態においては、公称スロット長さ L への移行、従って追加のブレード厚さの半径方向に向かうテーパ部分は、根元 3 4 から先端 3 2 まで測定されたブレードスパンの約 2 0 % でほぼ完了する。しかしながら、このテーパ部分は上述のように変更することができる。1 つより多いスロット位置が追加の冷却通路 5 2 に置き換えられて、冷却を更に強めることも考えられる。

10

【 0 0 1 7 】

本発明はタービンブレードの例示的な実施形態に関して説明してきた。しかしながら、本発明は、回転ブレードだけでなく、例えば流路構造体（例えば、内側及び外側ノズルバンド）の間に配置された固定のタービンノズル翼形部を含む任意の中空の流体方向付け部材に同様に適用できる。

20

【 0 0 1 8 】

上述は、短縮された後縁冷却スロットと厚くされた後縁根元とを組み入れることにより、その冷却を改善したタービン翼形部を説明したものである。特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

【 図面の簡単な説明 】

30

【 図 1 】 本発明の冷却構成を実施するタービンブレードの斜視図。

【 図 2 】 本発明の第 1 の実施形態を組み入れたタービンブレードの部分側面図。

【 図 3 】 本発明の別の実施形態を組み入れたタービンブレードの部分側面図。

【 図 4 】 図 2 の線 4 - 4 に沿ったタービンブレードの部分断面図。

【 図 5 】 図 2 の線 5 - 5 に沿ったタービンブレードの部分断面図。

【 符号の説明 】

1 0 タービンブレード

1 2 ダブテール

1 4 シャンク

1 6 プラットホーム

1 8 翼形部

2 0 正圧側壁

2 2 負圧側壁

2 4 前縁

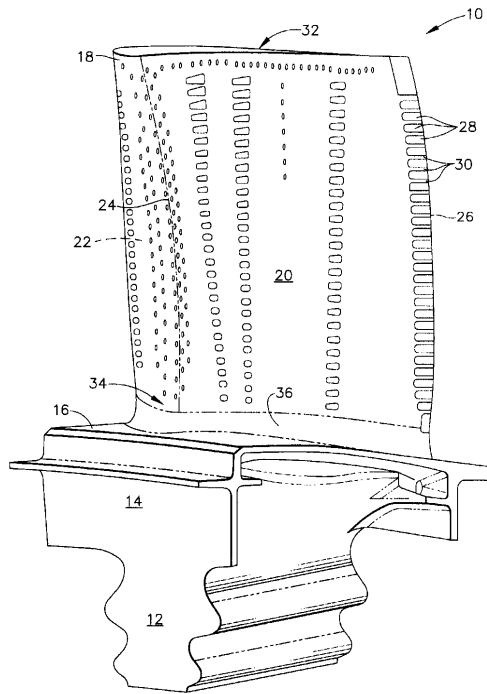
2 6 後縁

2 8 後縁のブリードスロット

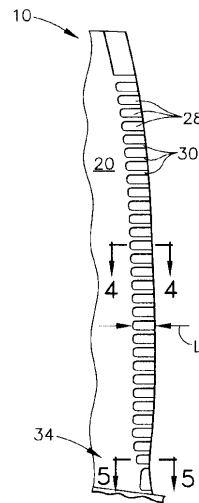
3 0 ランド

40

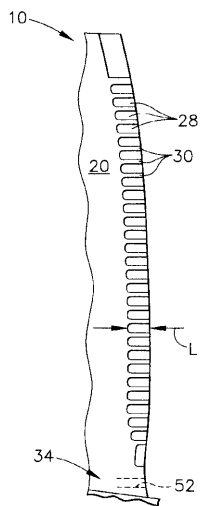
【図 1】



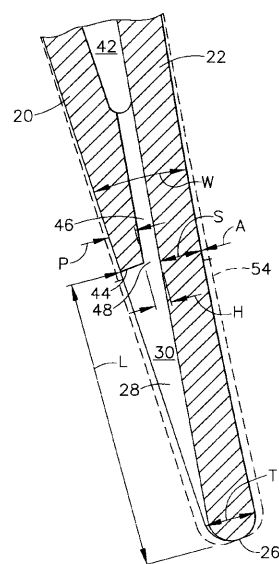
【図 2】



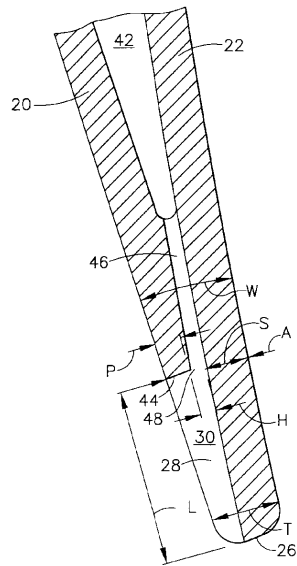
【図 3】



【図 4】



【図 5】



フロントページの続き

- (72)発明者 ショーン・ロバート・キース
アメリカ合衆国、オハイオ州、フェアフィールド、キングズベリー・ロード、5592番
- (72)発明者 ロナルド・ユージーン・マクレイ，ジュニア
アメリカ合衆国、オハイオ州、ワイオミング、チゾルム・トレイル、466番
- (72)発明者 ローレンス・ポール・チムコ
アメリカ合衆国、オハイオ州、フェアフィールド、シグモン・ウェイ、5607番
- (72)発明者 デビッド・アラン・フライ
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チェスター、ハイアリーア・ドライブ、9017番

審査官 寺町 健司

(56)参考文献 米国特許第04229140(US, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F01D 1/00-11/10