

(19) 日本国特許庁(JP)

## (12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4527848号  
(P4527848)

(45) 発行日 平成22年8月18日(2010.8.18)

(24) 登録日 平成22年6月11日(2010.6.11)

(51) Int.Cl.

F O I D 5/18 (2006.01)

F 1

F O I D 5/18

請求項の数 8 外国語出願 (全 9 頁)

(21) 出願番号 特願2000-155577 (P2000-155577)  
 (22) 出願日 平成12年5月26日 (2000.5.26)  
 (65) 公開番号 特開2001-50004 (P2001-50004A)  
 (43) 公開日 平成13年2月23日 (2001.2.23)  
 審査請求日 平成19年5月25日 (2007.5.25)  
 (31) 優先権主張番号 09/363727  
 (32) 優先日 平成11年7月29日 (1999.7.29)  
 (33) 優先権主張国 米国(US)

(73) 特許権者 390041542  
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー  
 GENERAL ELECTRIC COMPANY  
 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 聰志  
 (72) 発明者 ピクター・フーゴ・シルバ・コレイア  
 アメリカ合衆国、ニュー・ハンプシャー州  
 、ミルトン・ミルズ、ボックス340番

審査官 稲葉 大紀

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】先端を断熱した翼形部

## (57) 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

先端キャップ(30)から外側に延在して該先端キャップ上部に先端キャビティ(34)を画成するスクイーラリブ(32)と、該先端キャップ上部の先端キャビティ内に配設された断熱体(44)と、冷却媒体(42)を流すために前記先端キャップ(30)の内側に配設された内部冷却路(40)と、上記冷却媒体を前記先端キャビティ(34)内に供給するために上記内部冷却路と連通して前記先端キャップを貫通する複数の先端孔(46)と

一体に形成されたスクイーラリブ(32)とともに縦方向に延在しあつ翼弦方向に前縁(36)と後縁(38)の間に延在する第1側壁(24)と第2側壁(26)と  
10  
を含み、

前記断熱体(44)が前記スクイーラリブ(32)から離隔して溝(48)を画成し、かつ該溝に前記冷却媒体を吐出するため前記先端孔(46)が前記先端キャップ(30)を貫通して該溝に通じており、

前記第1及び第2側壁は互いに離隔していてその間に前記内部冷却路(40)を画成し、かつ前記溝(48)が前記第1及び第2側壁の少なくとも一方に沿って前縁と後縁の間に延在し、

前記断熱体(44)がハニカムであることを特徴とするタービン翼形部(14)。

## 【請求項 2】

前記溝（48）は、それぞれ第1及び第2側壁（24、26）に沿って延在する正圧側溝及び負圧側溝からなり、前記断熱体（44）を囲んでいる、請求項1記載のタービン翼形部（14）。

**【請求項3】**

前記溝（48）が前記スクリーラリブ（32）上部で開放されている、請求項1記載のタービン翼形部（14）。

**【請求項4】**

前記溝（48）が前記スクリーラリブ（32）上部で閉鎖されている、請求項1記載のタービン翼形部（14）。

**【請求項5】**

前記正圧側溝及び負圧側溝の一方が前記スクリーラリブ（32）上部で閉鎖されている、請求項2記載のタービン翼形部（14）。

10

**【請求項6】**

前記断熱体（44）上部に配設されたバッフル（54）が、前記正圧側溝及び負圧側溝の一方を前記スクリーラリブ（32）上部で閉鎖しており、該バッフル（54）は、前記スクリーラリブ（32）に封止接合されている、請求項5記載のタービン翼形部（14）。

**【請求項7】**

前記断熱体（44）が前記先端キャップ（30）から縦方向外側に延在するセル（50）を含んでなる、請求項1記載のタービン翼形部（14）。

**【請求項8】**

前記断熱体（44）が前記先端キャップ（30）と平行に延在するセル（50）を含む、請求項1記載のタービン翼形部（14）。

20

**【発明の詳細な説明】**

海軍省との契約番号第N00019-96-C-0080号に従って合衆国政府は本発明に関して一定の権利を有する。

**【0001】**

**【発明の背景】**

本発明は概してガスタービンエンジンに関し、具体的にはタービン動翼の冷却に関する。

**【0002】**

ガスタービンエンジンでは、空気を圧縮機で圧縮して燃焼器で燃料と混合・点火し、高温燃焼ガスを発生する。燃焼ガスはタービン段を流れるが、その際燃焼ガスから圧縮機を駆動されるエネルギーが抽出され、航空機用ターボファンガスタービンエンジンのファンを駆動するための有用な仕事がなされる。

30

**【0003】**

各タービン段には複数の静翼を有するステーターノズルが含まれていて、支持ロータディスクから半径方向外向きに延在するタービン動翼列へと燃焼ガスを導く。静翼及び動翼には、軸方向に前縁と後縁の間に延在する略凹形正圧側壁と略凸形負圧側壁を有する翼形部（以下、「タービン翼形部」とも言う。）が含まれていて、作動時には燃焼ガスがその上を流れる。

**【0004】**

タービン動翼は、ロータディスク外周に形成された相補的形状のダブルスロットと係合するダブルテールによってロータディスクに取り付けられる。各動翼は、燃焼ガス流路の半径方向内側境界を画成する内側プラットホームを含んでいて、翼形部は根元から半径方向外側の先端まで延在している。動翼先端（チップ）はその周囲の静止シラウドに近接して配置され、作動中その隙間からの燃焼ガスの漏れを減らす。

40

**【0005】**

しかし、タービン作動中の動翼とシラウドとの間の熱膨張・収縮差のため、動翼先端は時折シラウドとこすれあう。

**【0006】**

動翼先端を保護するため、それらは、通例、翼形部の半径方向外端を閉じる先端キャップ

50

つまり先端床から半径方向外側に延在する正圧側壁及び負圧側壁のスクイーラリブ延長部の形態に構成される。翼形部は先端キャップ下側で中空であり、高温燃焼ガスの加熱作用に対する冷却媒体として用いられる圧縮機抽気を流すための様々な冷却路つまり冷却回路をその内部に含んでいる。

#### 【0007】

この構成において、スクイーラリブは、翼形部側壁の空力形状が保たれるよう翼形部側壁の短い延長部を与えるとともに、先端がシュラウドとすれあう際の接触面積を最小限にする。従って、その下側の先端キャップはシュラウドからもっと離れているので、先端がこすれても保護され、翼形部内部の冷却路（以下、「内部冷却路」とも言う。）を始めとする翼形部の完全性が維持される。

10

#### 【0008】

作動中、スクイーラリブは高温燃焼ガスに直接曝され、高温燃焼ガスはリブとターピンシュラウドの隙間を通って流れる。スクイーラリブはその3つの露出面で加熱され、そのため冷却が困難である。スクイーラリブの高温作動はその耐用寿命に悪影響を与える。スクイーラリブは、翼形部側壁を通して半径方向内側に熱を伝導し、翼形部内部を流れる冷却媒体で熱を取り除くことによって冷却される。翼形部はスクイーラリブの半径方向内側に配設された傾斜先端孔を含んでいることもあり、典型的には翼形部の正圧面に空気のフィルム冷却境界層を形成して正圧側スクイーラリブ部分を保護する。

#### 【0009】

スクイーラリブは先端キャップ上部で翼形部の両側に設けられるので、それらの間に開放先端キャビティを画成するが、先端キャビティ内に高温燃焼ガスが循環してスクイーラリブの内面を加熱するおそれがある。先端キャップに貫通孔を設けて冷却媒体の一部を先端キャビティへに排出することもできるが、それでもスクイーラリブは3つの露出面で加熱を受ける。

20

#### 【0010】

##### 【発明が解決しようとする課題】

従って、ターピン翼形部の耐用寿命を増大させるか或いは一段と温度の高い温燃焼ガスで作動できるように、先端冷却の改善されたターピン翼形部を提供することが望まれる。

#### 【0011】

##### 【課題を解決するための手段】

30

ターピン翼形部は、先端キャップから外側に延在して該先端キャップ上部に先端キャビティを画成するスクイーラリブを含む。先端キャップ上部の先端キャビティ内に断熱体が配設される。

#### 【0012】

##### 【発明の実施の形態】

以下の詳細な説明において、添付の図面を参照しながら、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、具体的に説明する。

#### 【0013】

図1に示したのは、ロータディスク12（その一部を示す）の外周に装着された幾つかのガスターピンエンジンターピン動翼10のうちの一つである。動翼には翼形部14が含まれていて、作動中に燃焼器（図示せず）で生じた高温燃焼ガス16がその表面を流れる。翼形部はロータディスク外周から半径方向外側に延在していて、通例一体鋳造品として形成されるプラットホーム18とダブテール20を含んでいる。このダブテールは従来通りのもので軸方向挿入式ダブテールとして図示しており、ディスク外周に形成された相補的形状のダブテールスロット22内に保持される。

40

#### 【0014】

翼形部14は、略凹形の第1側壁すなわち正圧側壁24と、それと円周方向又は横方向に対峙した略凸形の第2側壁すなわち負圧側壁26とを含んでいる。これらの側壁は、縦方向にみて、プラットホーム18との継ぎ目をなす根元28から半径方向外側の先端キャップすなわち先端床30まで翼形部の翼幅全体にわたって延在する。スクイーラチップすな

50

わちリブ32は、先端キャップ30から両側壁24、26に沿って半径方向外側に延在していて、先端キャップ上部で半径方向外側に開いた先端キャビティ34を形成する。

【0015】

上記2つの側壁は軸方向又は翼弦方向に前縁36と後縁38の間に延在しており、横方向に互いに離隔していて、それらの間に、エンジンの圧縮機（図示せず）からの圧縮抽気のような冷却媒体42を流すための内部冷却路すなわち内部冷却回路40が画成される。

【0016】

冷却路40はいかなる慣用形態を有していてもよく、慣用法で冷却用抽気42を導き入れるためにプラットホーム及びダブテールを貫通している。翼形部の内部は、翼形部を冷却するとともにその露出側壁を保護するため必要に応じて、マルチパス蛇行回路とその内部での熱移動を促進するタービュレータ及び翼形部側壁を貫通したフィルム冷却孔の列を始めとする慣用手段で冷却される。

10

【0017】

上述のような翼形部14を含む動翼10は従来と同じ構成のものであり、一体鋳造品における正圧側壁及び負圧側壁の一体延長部としてスクイーラリブ32が形成される。上記の通り、スクイーラリブ32は高温燃焼ガス16で加熱されるが、高温燃焼ガス16は翼形部の側壁上を流れるだけでなく、周囲のタービンシュラウド（図示せず）から半径方向内側に離隔した翼形部先端も横切る。

【0018】

本発明では、タービン動翼の翼形部14は、先端キャップ上部の先端キャビティ34に配設された断熱体44を含んでおり、断熱体44は先端キャビティ34に例えよう付などで適当に接合される。断熱体44は先端キャビティ内の従前は空スペースであった部分を埋めて、高温燃焼ガスが循環するのを防いて翼形先端を断熱するとともにその冷却作用を向上させる。

20

【0019】

図1に示す通り、先端キャップ30の内側には冷却路40が配設され、冷却路40と連通した複数の先端孔46が先端キャップを半径方向に貫通していて、冷却媒体を先端キャビティ内に供給する。

【0020】

図2にさらに詳細に示す通り、断熱体44は翼形部の少なくとも一方の側面で好ましくはスクイーラリブ32から横方向に離隔していて、リブとの間に先端溝48を画成する。

30

【0021】

図2に示す好ましい実施形態では、先端溝48は翼弦方向に両方の側壁24、26に沿って延在し、断熱体44の周縁全体及び翼形部先端の周縁全体を囲んでいる。こうして、先端溝48は翼形部の前縁と後縁の間で両方の側壁の各々に沿って延在する部分を有する。

【0022】

好ましい実施形態では、冷却媒体を先端溝に吐出するため、先端孔46は先端キャップ30を貫通して先端溝48に直接通じている。先端孔46は好ましくは翼幅軸に対して後縁から前縁に向かって約45度の角度で傾斜して先端キャップを貫通し、各先端溝部分に冷却媒体を吐出する。こうして、冷却媒体が先端溝48を満たし、タービン作動中、そこから対向タービンシュラウドとの間に画成される先端隙間へと排出される。

40

【0023】

断熱体44は先端キャビティの容積の大部分を占めており、冷却媒体の流れを先端溝48に制限して、スクイーラリブ32を先端キャビティとの境界をなすその内面に沿って一段と効果的に冷却する。先端溝48から吐出される冷却媒体は、スクイーラリブの内面を冷却するだけでなく、高温燃焼ガスがリブに沿って循環するのを防ぐ。

【0024】

先端溝48は、翼形部の前縁と後縁の間で、両側壁の少なくとも一方、例えば負圧側壁26に比べて通常作動時に高い熱負荷に付される正圧側壁24に沿って延在する。先端溝48は好ましくは負圧側壁にも沿って延在し、その周囲のスクイーラリブが効果的に冷却さ

50

れるようとする。図2に示す例示的実施形態では、先端溝48は、冷却媒体が断熱体の周縁全体にわたって半径方向外側に吐出されるように、スクリーラリブ32上部で開放されている。

#### 【0025】

断熱体44は、先端キャップ30上部に断熱性を与えるとともに、先端溝48を通しての冷却媒体の流れを調整するのに適していれば如何なる構成及び組成のものでもよい。図1及び図2に示す好ましい実施形態では、断熱体44は、六角形、正方形、三角形等の適當な形状のセル50をもつハニカムである。ハニカム断熱体は、高温燃焼ガスがキャビティに循環するのを低減又は防止するため先端キャビティの容積の大部分を占めているにもかかわらず軽量である。ハニカムセル内部のガス又は空気は、断熱性を与るために作動時に停滞したまま留まっていてもよい。10

#### 【0026】

図2に示す通り、断熱体44は好ましくはスクリーラリブ32よりも短く、スクリーラリブ32が慣らし運転で最初にこすれたときに断熱体を保護するために高さがスクリーラリブの半径方向最外端よりも若干下に引っ込んでいる。セル50は先端キャップ30から概してそれと垂直に縦方向すなわち半径方向外側に延在する。セル50は、軽量化及び断熱性を与えるために好ましくは空であって、その内側端を先端キャップ30にろう付し得る。10

#### 【0027】

こうして、垂直セルは流体がセル間を横断して流れるのを防ぐが、先端キャップ30を通しての熱伝導で冷却し得るとともに、冷却媒体42で下側から冷却し得る。先端溝48から吐出された冷却媒体は作動時に断熱体自体の附加的な冷却をもたらす。20

#### 【0028】

ハニカム断熱体44の熱量は、ガスタービンの過酷な環境に耐えるのに適した金属でできた単位面積当たりのセル密度が高い薄肉セルを使用することによって最小限に抑制し得る。例示的な材料はHaynes 214（商標）であり、これは耐酸化性でガスタービンエンジンに常用されている。耐酸化性を高めるため所望に応じてアルミニド皮膜を加えてよい。

#### 【0029】

図2に示す通り、セル50は内部が空で、重量を最小限にするためにその半径方向外側端が開いてはいるが、断熱のためその内部の流体は停滞している。断熱体44は、前縁から後縁まで両方の側壁に沿って延在する周囲の先端溝48を除いて、先端キャビティ34全体を占有するのが好ましい。30

#### 【0030】

所望に応じて、断熱性を高めるためにセル50はその外側端に遮熱コーティング(TBC)52を含んでいてもよい。遮熱コーティングは慣用のもので、典型的にはプラズマ溶射法で施工されるセラミック皮膜が挙げられる。

#### 【0031】

図3は本発明の別の実施形態を例示したもので、断熱体は、正圧側壁24と負圧側壁26の間で先端キャップ30と平行（つまり横方向）に延在するセル50を有するハニカム44bの形態にある。このハニカム断熱体44bも、好ましくは、先端溝48が断熱体の周縁に沿って断熱体全体を囲むように、両方の側壁24、26に沿ってスクリーラリブ32から離隔している。40

#### 【0032】

ハニカムセル50は、前述の通り、どのような好適な構成を有していてもよいが、セルの大部分は空でその両端は開いていて、そこを通して先端孔46からの冷却媒体が両側壁の先端溝48の対応部分間に流れようになっている。

#### 【0033】

図3に示す通り、断熱体44bは翼形部の両方の側壁のスクリーラリブ32の内面から横方向に離隔していて、それぞれ正圧側先端溝と負圧側先端溝を画成する。バッフルつまり50

カバー 5 4 が断熱体の上部に配設され、好ましくは負圧側スクイーラリブまで延在していて、例えはろう付などによって負圧側スクイーラリブに封止接合される。バッフルは、正圧側スクイーラリブに沿って先端溝を開放したまま残すために、正圧側スクイーラリブから離される。

**【 0 0 3 4 】**

バッフル 5 4 は、このように負圧側先端溝の上部を対応スクイーラリブの上部の位置で閉鎖する。先端孔 4 6 は好ましくは負圧側先端溝だけに配設され、正圧側先端溝には設けない。バッフル 5 4 は、冷却媒体 4 2 がハニカムセル 5 0 を通して正圧側先端溝へと供給されるように流れを制限するため、負圧側先端孔 4 6 の先端溝外側を閉じる。

**【 0 0 3 5 】**

同じく図 3 に示す通り、セル 5 0 の幾つかを、ワイヤインサートのような適当な材料で閉塞してそこを通過する冷却媒体の流れを止め、空のセルを通る冷却媒体の速度が増大するようにしてもよい。こうして、空のセルからのインピングメント噴流の速度を高めることができ、インピングメント冷却を増大させることができる。また、セルは、スクイーラリブ 3 2 の全長に沿った所望の冷却条件に合わせて選択的に閉塞してもよい。

**【 0 0 3 6 】**

こうして、冷却媒体 4 2 はハニカムセル 5 0 を通して横方向に流れ、ハニカム自体を冷却するとともにその断熱性を高める。冷却媒体 4 2 は次いで、正圧側壁 2 4 側のスクイーラリブ 3 2 の内面に垂直なセルの出口端から吐出され、スクイーラリブをインピングメント冷却する。正圧側スクイーラリブはこのようにインピングメント冷却によって一段と効果的に冷却される。負圧側スクイーラリブは単に先端孔 4 6 から吐出される冷却媒体で対流冷却される。翼形部正圧側は通常負圧側よりも高い熱負荷を受けるので、正圧側スクイーラリブのインピングメント冷却は、その高い熱負荷に応じた最大冷却効果を与える。

**【 0 0 3 7 】**

上記で開示した様々な形態の断熱体は、先端キャビティの大部分又は全体を断熱材で満たして翼形部先端に効果的な断熱性を与える。こうして先端キャビティ内での高温燃焼ガスの循環が防がれ、キャビティへの入熱が減る。先端孔 4 6 を通して吐出される冷却媒体は、スクイーラリブ内面の効果的な対流及びフィルム冷却をもたらす。図 3 に示す実施形態では、正圧側スクイーラリブの内面に対する冷却媒体のインピングメント噴流を利用することで冷却媒体は向上した冷却効果をもたらす。また、開放された先端溝は断熱体自体の外側に膜状に冷却媒体を吐出し、作動時にそのフィルム冷却保護をもたらす。

**【 0 0 3 8 】**

断熱体は、軽量化及び熱量低減のため好ましくはハニカムであるが、他の構成をゆうしてもよい。例えば、断熱体は多孔質金属ウールでもよいし、セラミック材でできたものでもよい。

**【 0 0 3 9 】**

本明細書では、本発明の好ましい例示的な実施形態と思料されるものについて説明してきたが、本発明のその他の修正は本明細書の教示内容から当業者には自明であり、かかる修正がすべて本発明の技術的思想及び技術的範囲に属するものとして特許請求の範囲において保護されることを希望するものである。

**【 0 0 4 0 】**

従って、特許による保護を望むのは請求項に規定されかつ特徴が明らかにされた発明である。

**【 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、ロータディスクの一部から外側に延在したタービン動翼の部分断面等角図である。

**【 図 2 】**

図 1 に示した動翼先端の一部の 2 - 2 線部分断面等角図であり、本発明の例示的実施形態による先端断熱体を示す。

**【 図 3 】** 本発明の別の実施形態による動翼先端の、図 2 と同様の部分断面等角図である

10

20

30

40

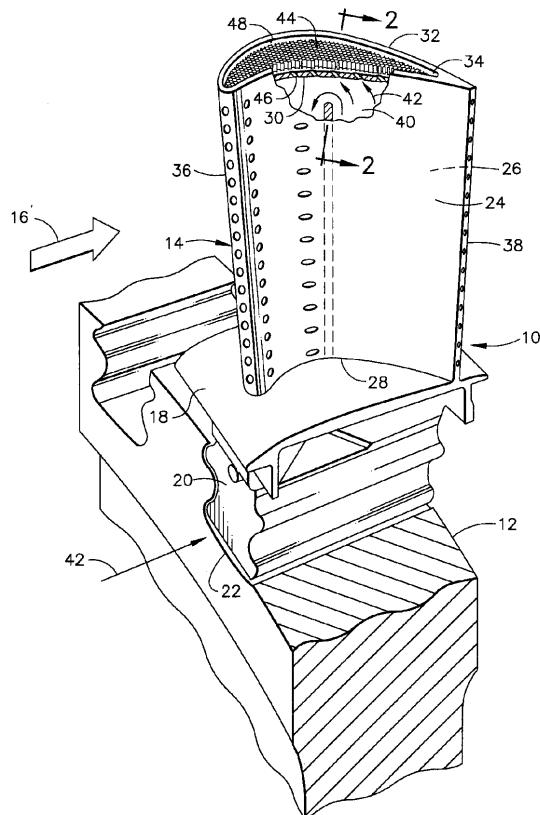
50

。

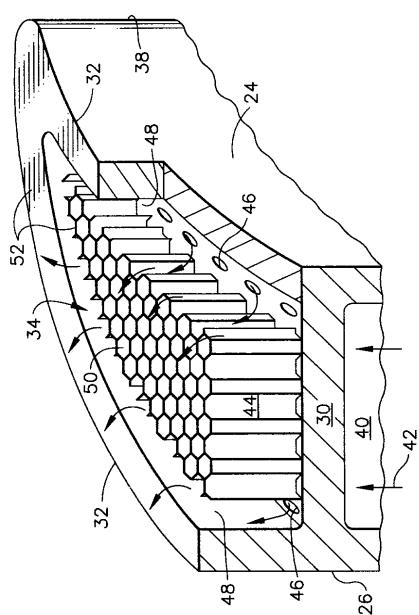
## 【符号の説明】

1 0	動翼	
1 2	ディスク	
1 4	翼形部	
1 6	燃焼ガス	
1 8	プラットホーム	
2 0	ダブテール	
2 2	スロット	
2 4	第1(正圧)側壁	10
2 6	第2(負圧)側壁	
2 8	根元	
3 0	先端キャップ	
3 2	スカイーラチップリブ	
3 4	先端キャビティ	
3 6	前縁	
3 8	後縁	
4 0	冷却路	
4 2	冷却媒体	
4 4	断熱体(ハニカム)	20
4 6	先端孔	
4 8	先端溝	
5 0	セル	
5 2	遮熱コーティング	
5 4	バッフル	

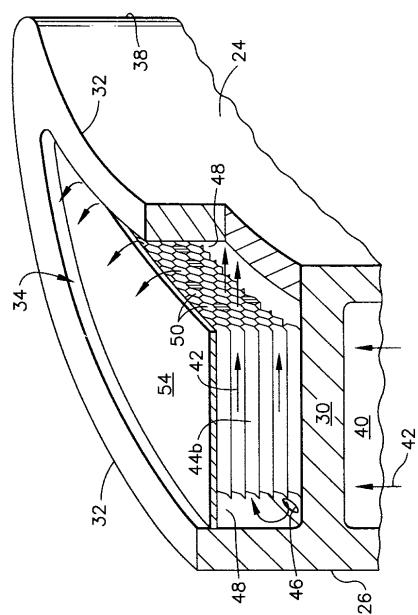
【図1】



【図2】



【図3】



---

フロントページの続き

(56)参考文献 特開昭62-223402(JP,A)  
特開平06-229204(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/18、25/00

F02C 7/18