

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4416287号
(P4416287)

(45) 発行日 平成22年2月17日(2010.2.17)

(24) 登録日 平成21年12月4日(2009.12.4)

(51) Int.Cl.

F O I D 5/18 (2006.01)

F I

F O I D 5/18

請求項の数 12 外国語出願 (全 9 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2000-218142 (P2000-218142) (22) 出願日 平成12年7月19日 (2000.7.19) (65) 公開番号 特開2001-65301 (P2001-65301A) (43) 公開日 平成13年3月13日 (2001.3.13) 審査請求日 平成19年7月19日 (2007.7.19) (31) 優先権主張番号 09/359479 (32) 優先日 平成11年7月22日 (1999.7.22) (33) 優先権主張国 米国 (US)</p>	<p>(73) 特許権者 390041542 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー GENERAL ELECTRIC CO MPANY 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 (74) 代理人 100137545 弁理士 荒川 聡志 (72) 発明者 アラン・ライオネル・ウィーブ アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・ チェスター、ミル・クリーク・サークル、 7853番</p>
--	--

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 内部冷却翼形部品並びに冷却方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

入口通路(150, 250)を有する第一内部冷却通路(132, 232)、
 第二内部冷却通路(124, 224)、
 第一通路(132, 232)と第二通路(124, 224)を隔てるリブ(141, 241)
 で、1以上の孔(142, 242)が形成されているリブ(141, 241)、及び
 第一通路(132, 232)内の圧力が第二通路(124, 224)内の圧力と実質的に
 等しくなるように入口通路(150, 250)を通る流れを調量する手段(152, 256)

を含んでなる翼形部品(110, 210)。

10

【請求項2】

入口通路(150)を通る流れを調量する手段が、入口通路(150)を覆う調量板(152)からなり、調量板(152)には調量孔(154)が設けられている、請求項1記載の翼形部品(110)。

【請求項3】

調量孔(154)の断面積が入口通路(150)の断面積よりも小さい、請求項2記載の翼形部品(110)。

【請求項4】

入口通路(250)を通る流れを調量する手段が、入口通路(250)に形成された絞り(256)からなる、請求項1記載の翼形部品(110)。

20

【請求項 5】

入口通路（150，250）を有する第一内部冷却通路（132，232）、
 複数の通路（120～124，220～224）が直列に連なった内部蛇行冷却回路で、
 上記複数の通路（120～124，220～224）の他の通路よりも圧力が小さい最終
 通路（124，224）を終端とする内部蛇行冷却回路、
 第一通路（132，232）と最終通路（124，224）とを隔てるリブ（141、241）で、1以上の孔（142，242）が形成されているリブ（141、241）、及び
 第一通路（132，232）内の圧力が最終通路（124，224）内の圧力と実質的に
 等しくなるように入口通路（150，250）を通る流れを調量する手段（152，25
 6）
 を含んでなる翼形部品（110，210）。

10

【請求項 6】

入口通路（150）を通る流れを調量する手段が、入口通路（150）を覆う調量板（152）からなり、調量板（152）には調量孔（154）が設けられている、請求項5記載の翼形部品（110）。

【請求項 7】

調量孔（154）の断面積が入口通路（150）の断面積よりも小さい、請求項6記載の翼形部品（110）。

20

【請求項 8】

入口通路（250）を通る流れを調量する手段が、入口通路（250）に形成された絞り（256）からなる、請求項5記載の翼形部品（210）。

【請求項 9】

後縁（134，234）をさらに含み、第一冷却通路（132，232）が後縁（134，234）と最終通路（124，224）の間に配設されている、請求項5記載の翼形部品（110，210）。

【請求項 10】

1以上の孔（142，242）が形成されているリブ（141、241）で隔てられた2以上の内部冷却通路（124，224，132，232）を有する翼形部品（110，210）を冷却する方法であって、当該方法が、上記2つの通路（124，224、132，232）内の圧力が実質的に等しくなるように一方の通路（132，232）に入る流れを調量することを含んでなる方法。

30

【請求項 11】

調量孔（154）が設けられた調量板（152）を前記2つの通路の一方（132）の入口通路（150）に被せることによって、上記2つの通路の一方（132）に入る流れを調量する、請求項10記載の方法。

【請求項 12】

前記2つの通路の一方（232）の入口通路（250）に絞り（256）を設けることによって、上記2つの通路の一方（132）に入る流れを調量する、請求項10記載の方法。

40

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術の分野】

本発明は概括的にはガスタービンエンジンに関し、さらに具体的には、かかるエンジンに使用される内部冷却翼形部に関する。

【0002】

【従来の技術】

航空機ジェットエンジンのようなガスタービンエンジンには、翼形を利用した多数の部品（例えば、タービン、圧縮機、ファン等）が含まれている。タービン動翼やノズル静翼のような最も高い作動温度に暴露されるタービン翼形部は、翼形部の温度を一定の設計温度

50

限度内に保つために内部冷却を採用しているのが通例である。例えば、タービンロータ動翼は、回転タービンロータディスクに装着されるシャンク部と、エンジン燃焼器から排出される高温ガスから有用な仕事を抽出するのに用いられる翼形動翼部とを有する。翼形部はシャンク部に付いていて、翼形動翼の自由端をなす動翼先端を含んでいる。通例、タービン動翼の翼形部は、内部回路を流れる空気（普通はエンジンの圧縮機から抽出される）によって冷却されるが、空気はシャンク部を通して直形部に入り、翼形部先端孔、翼形部フィルム冷却孔及び動翼後縁スロット又は後縁孔を通して排出される。公知のタービン動翼冷却回路は複数の半径方向に向いた通路を含んでおり、それらを直列に連結して蛇行流路を作り、もって冷却流路の長さを延ばして冷却効果を高めている。蛇行冷却回路の隣に他の通路とは連結していない追加の通路を設けることも公知である。

10

【0003】

内部冷却回路を有するタービン動翼は、通例、ロストワックス法と呼ばれるインベストメント鑄造法で製造される。このプロセスでは、内部冷却回路を画定するセラミックコアを、所望のタービン動翼形状に成形されたワックスの中に封入する。このワックスアセンブリを次いで液体セラミック溶液に繰返し浸漬してその表面に硬いセラミックシェルを形成させる。次に、シェルからワックスを溶融流出させると、内部セラミックコアと外部セラミックシェルとそれまでワックスが充填されていたそれらの間の空間とからなる鑄型が残る。この空洞を溶融金属で満たす。溶融金属が冷えて凝固した後外部シェルを壊して取り除くと、ワックス除去で生じた空洞の形状をもつ金属が現われる。内部セラミックコアは浸出処理によって溶解される。こうして得られた金属部品は、内部冷却回路をもつタービン動翼の所望の形状を有する。

20

【0004】**【発明が解決しようとする課題】**

蛇行冷却回路を有するタービン動翼の鑄造において、内部セラミックコアは多数の長尺の薄枝部を有する蛇行部材として形成される。このことは、コアの位置決めのための厳しい条件を維持しながら金属の鑄込みに十分耐える頑丈なコアを作るという課題を提起する。さらに、各枝部を何らかの方法で安定化しないと、蛇行コアの薄枝部同士が相対的に動いてしまうおそれがある。そこで、コアを補強するためコアタイ（すなわち、枝部間の小さなセラミックコネクタ）が用いられる。こうしてコアの枝部同士の相対的な動きを妨いで、翼形部外壁の肉厚の制御を向上させる。鑄造後、コアタイをコアと共に取り除くと、隣り合った通路を隔てるリブ又は壁にコアタイの跡が孔として残る。かかるコアタイ孔は、2つの隣接通路間に圧力差が存在していると隣接通路間に不都合な流れを生じる。すなわち、圧力の高い通路の冷却流体がコアタイ孔を通して圧力の低い通路へと流入する。これは、最初の設計意図からすると望ましくない冷却流分布を生じる。

30

【0005】

したがって、コアタイ孔を通る冷却流体の流れが最小限に抑えられた翼形部品に対するニーズが存在する。

【0006】**【課題を解決するための手段】**

上記ニーズは本発明によって満足され、本発明はコアタイ孔の形成されたリブで隔てられた2以上の内部冷却通路を含んでなる翼形部を提供する。

40

2つの通路の圧力が実質的に等しくなるように2つの通路の一方の入口通路を通る流れを調量する手段を設ける。これにより、コアタイ孔を通る冷却流体の流れが減る。

【0007】

本発明のその他の目的及び効果は、以下の詳細な説明及び請求項の記載を添付図面に照らして参照することによって明らかとなる。

【0008】**【発明の実施の形態】**

本発明の要旨は、明細書の結論部分に具体的に記載されかつ請求項として明確に規定されている。ただし、添付図面と併せて以下の説明を参照することで本発明の理解を深めるこ

50

とができる。

【0009】

図面を参照すると、すべての図を通して同じ参照符号は同じ部材を示す。図1は、従来技術のガスタービンエンジン動翼10を示すもので、動翼10は、中空翼形部12と翼形部12を公知の慣用法でロータディスク(図示せず)に装着するための一体シャंक部14とを有している。翼形部12は、シャंक部14上部に設けられた動翼根元部16から動翼先端18まで長手方向つまり半径方向上向きに延在している。翼形部12は、5つの概ね半径方向に延在する冷却通路20~24が直列に連結した内部蛇行冷却回路を含んでいる。

【0010】

1番目の通路20は、シャंक部14の第一入口通路46を通して冷却流体(普通はガスタービンエンジンの圧縮機(図示せず)から抽出した比較的低温の圧縮空気の一部)を受け入れる。冷却流体は最初の通路20を半径方向外側に移動して2番目の通路21へと流れ込み、2番目の通路21を半径方向内側に流れる。そこから冷却流体は同様に順次他の通路22~24を通して、翼形部外面を流れる燃焼ガスの加熱作用を受ける翼形部12を冷却する。公知の通り、冷却流体はフィルム冷却孔(図示せず)及び動翼先端18の開口26を通して翼形部12から排出される。

【0011】

翼形部12は蛇行冷却回路に加えてさらに前縁冷却通路28を含んでいる。前縁通路28は、翼形部前縁30と1番目の通路20の間で半径方向に延在しており、蛇行冷却回路とは連結していない。冷却流体の独立した流れはシャंक部14の第二入口通路48を通して導入される。この冷却流体は前縁通路28を半径方向に流れ、翼形部12外壁を貫通した慣用フィルム冷却孔及び/又は先端孔(図示せず)を通して翼形部12から排出される。同様に、翼形部後縁34と蛇行冷却回路の5番目の通路24の間に、半径方向に延在する後縁冷却通路32が配設される。後縁通路32も蛇行冷却回路とは連結しておらず、シャंक部14の第三入口通路50を通して別の独立した冷却流体の流れを受け入れる。この冷却流体は後縁通路32を通して半径方向に流れ、慣用の後縁フィルム孔列又はスロット列及び/又は先端孔(図示せず)を通して翼形部12から排出される。図1の矢印は冷却流体の流れの経路を示す。

【0012】

図1に示す通り、通路20~24, 28, 32の各通路は、6つの半径方向に延在するリブ36~41によって隣接する通路と隔てられている。すなわち、前縁通路28と蛇行冷却回路の1番目の通路20は1番目のリブ36によって隔てられ、1番目の通路20と2番目の通路21は2番目のリブ37によって隔てられ、その後も順次同様である。リブ36~41の少なくとも幾つかは、鋳造プロセスでのコアタイの使用によってできたコアタイ孔42を有する。具体的には、図1に示す従来技術の動翼10では、1番目のリブ36、3番目のリブ38、5番目のリブ40及び6番目のリブ41にコアタイ孔42が形成されているが、鋳造プロセスでのコアタイの配置次第で別の構成を取り得る。コアタイ孔は、大抵は楕円形の断面であり、通例約0.03~0.1インチの相当直径を有する。

【0013】

冷却流体は、典型的には圧縮機からの抽気であり、3つの入口通路46, 48, 50の各々に同じ圧力で供給される。しかし、通路20~24の冷却流体圧力は、5パス蛇行回路での摩擦損及び反転損のため蛇行流路に沿って下がる傾向にある。1番目の通路20、前縁通路28及び後縁通路32はそれぞれ入口通路46, 48, 50と直接つながっているため、それらの圧力はすべて実質的に同じであるが、蛇行回路の最終パスである5番目の通路24の圧力はそれよりも実質的に低い。そのため、5番目の通路24とそれに隣接する後縁通路32の間には圧力差が存在する。後縁通路32は、5パス蛇行回路のような圧力損を受けない単パス回路である。こうした圧力差のため、冷却流体は後縁通路32から6番目のリブ41のコアタイ孔42を通して5番目の通路24に流れ込み、後縁通路32の先端部で冷却流体が不足する。

10

20

30

40

50

【 0 0 1 4 】

次に図2を参照すると、コアタイ孔を通る冷却流体流が最小限になるタービン動翼110が示してある。単に例示のため、動翼110は図1の動翼10と同じ冷却回路構成を有している。しかし、本発明は他の冷却回路構成を有するタービン動翼にも適用し得ることに留意されたい。さらに、本発明はタービン動翼に限らず、タービンノズルのような他のタイプの翼形部品にも適用し得る。以下の説明から明らかとなるが、本発明は、独立給気冷却通路間でコアタイ孔による短絡が起こる翼形部品であればいかなる翼形部品にも適用し得る。

【 0 0 1 5 】

動翼110は中空翼形部112と一体シャंक部114を有する。翼形部112は、5つの概ね半径方向に延在する冷却通路120～124が直列に連なった蛇行冷却回路、翼形部前縁130と1番目の通路120の間で半径方向に延在する前縁冷却通路128、及び翼形部後縁134と5番目の通路124の間に配設された半径方向に延在する後縁冷却通路132を含んでいる。1番目の通路120にはシャंक部114の第一入口通路146を通して冷却流体が供給され、前縁通路128にはシャंक部114の第二入口通路148を通して冷却流体が供給され、後縁通路132には第三入口通路150を通して冷却流体が供給される。通路120～124, 128, 132は各々、6つの半径方向に延在するリブ136～141によって隣りの通路から隔てられている。コアタイ孔142は、1番目のリブ136、3番目のリブ138、5番目のリブ140及び6番目のリブ141に形成されているが、鑄造プロセスでのコアタイの配置次第で別の構成を取り得る。

【 0 0 1 6 】

動翼110は、第三入口通路150を完全に覆うようにシャंक部114の半径方向内面に配置された根元調量板152を含んでいる。調量板152は適当な材料からなる薄板であって、ろう付等の適当な手段でシャंक部114に取付けられる。調量板152には、冷却流体の規制流れが第三入口通路150に流れ込むように調量孔154が設けられる。調量孔154の断面積は第三入口通路150の断面積よりも小さい。そこで、調量孔154は入口通路150の入口で圧力降下をもたらす絞りを与え、後縁通路132内の圧力は調量板152が無いときの圧力よりも低くなる。

【 0 0 1 7 】

調量孔154の寸法は、後縁通路132内の圧力が5番目の通路124内の圧力とほぼ等しくなって6番目のリブ141のコアタイ孔142の両側での圧力差が最小限となるように第三入口通路150を通る冷却流体流が調量されるように選定される。この結果を得るための調量孔154の具体的な寸法は、全体的な冷却流体の流量、並びに調量板152が無いときに後縁通路132と5番目の通路124の間に存在する圧力差に依存する。6番目のリブ141のコアタイ孔142の両側での圧力差を最小限にすることによって、本発明は翼形部冷却系の効率に対するコアタイ孔142の悪影響を低減する。

【 0 0 1 8 】

次に図3を参照すると、本発明のもう一つの実施形態がタービン動翼210の形態で示してある。単に例示のため、動翼210は図2の動翼110と類似しているが、先の実施形態と同様、本発明のこの実施形態は他の冷却回路構成を有するタービン動翼のみならず他のタイプの翼形部品にも適用し得ることに留意されたい。

【 0 0 1 9 】

動翼210は、中空翼形部212と一体シャंक部214を有する点で図2の動翼110と同じである。翼形部212は、5つの概ね半径方向に延在する冷却通路220～224が直列に連なった蛇行冷却回路、翼形部前縁230と1番目の通路220の間で半径方向に延在する前縁冷却通路228、及び翼形部後縁234と5番目の通路224の間に配設された半径方向に延在する後縁冷却通路232を含んでいる。1番目の通路220にはシャंक部214の第一入口通路246を通して冷却流体が供給され、前縁通路228にはシャंक部214の第二入口通路248を通して冷却流体が供給され、後縁通路232には第三入口通路250を通して冷却流体が供給される。通路220～224, 228, 2

10

20

30

40

50

3 2 は各々、6つの半径方向に延在するリブ2 3 6 ~ 2 4 1によって隣りの通路から隔てられている。コアタイ孔2 4 2は、1番目のリブ2 3 6、3番目のリブ2 3 8、5番目のリブ2 4 0及び6番目のリブ2 4 1に形成されているが、鑄造プロセスでのコアタイの配置次第で別の構成を取り得る。

【0 0 2 0】

動翼2 1 0は、調量板を有していない点で図2の動翼1 1 0と異なる。その代わり、絞り2 5 6が第三入口通路2 5 0に形成されている。好ましくは、絞り2 5 6は動翼2 1 0の一体部分として鑄造される。絞り2 5 6は比較的小さな断面積を呈して圧力差をひき起こすので、後縁通路2 3 2内の圧力は絞り2 5 6を省略した場合の圧力よりも低い。

【0 0 2 1】

図2の調量孔1 5 4と同様に、絞り2 5 6の寸法は、後縁通路2 3 2内の圧力が5番目の通路2 2 4内の圧力とほぼ等しくなって6番目のリブ2 4 1のコアタイ孔2 4 2の両側での圧力差が最小限となるように第三入口通路2 5 0を通る冷却流体流が調量されるように選定される。この結果を得るための絞り2 5 6の具体的な寸法は、全体的な冷却流体の流量、並びに絞り2 5 6が無いときに後縁通路2 3 2と5番目の通路2 2 4の間に存在する圧力差に依存する。6番目のリブ2 4 1のコアタイ孔2 4 2の両側での圧力差を最小限にすることによって、本発明は翼形部冷却系の効率に対するコアタイ孔2 4 2の悪影響を低減する。

【0 0 2 2】

以上、コアタイ孔を通る冷却流体の流れを最小限にするタービン翼形部品について説明してきた。本発明の特定の実施形態について説明してきたが、請求項に記載された本発明の技術的思想及び技術的範囲を逸脱することなく様々な修正を加えることができるのは当業者には自明であろう。

【図面の簡単な説明】

【図1】 従来技術のタービン動翼の縦断面図である。

【図2】 本発明の第一実施形態のタービン動翼の縦断面図である。

【図3】 本発明の第二実施形態によるタービン動翼の縦断面図である。

【符号の説明】

1 1 0 タービン動翼
 1 1 2 翼形部
 1 1 4 シャンク部
 1 2 0 ~ 1 2 4 冷却通路
 1 2 8 前縁冷却通路
 1 3 2 後縁冷却通路
 1 3 6 ~ 1 4 1 リブ
 1 4 2 コアタイ孔
 1 4 6 第一入口通路
 1 4 8 第二入口通路
 1 5 0 第三入口通路
 1 5 2 調量板
 1 5 4 調量孔
 2 1 0 タービン動翼
 2 1 2 翼形部
 2 1 4 シャンク部
 2 2 0 ~ 2 2 4 冷却通路
 2 2 8 前縁冷却通路
 2 3 2 後縁冷却通路
 2 3 6 ~ 2 4 1 リブ
 2 4 2 コアタイ孔
 2 4 6 第一入口通路

10

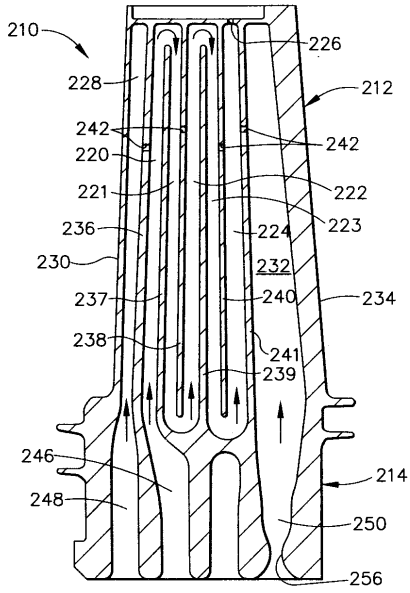
20

30

40

50

【図3】



フロントページの続き

(72)発明者 アン・マリー・イスバーグ
アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド、ウィンディー・ヒル・コート、11637番

審査官 栗倉 裕二

(56)参考文献 特開平09-133001(JP,A)
特開平02-023202(JP,A)
特開昭55-107004(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/18

F02C 7/16