

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4184323号  
(P4184323)

(45) 発行日 平成20年11月19日(2008.11.19)

(24) 登録日 平成20年9月12日(2008.9.12)

(51) Int.Cl. F I  
**FO1D 5/18 (2006.01)** FO1D 5/18  
**FO1D 5/20 (2006.01)** FO1D 5/20

請求項の数 6 外国語出願 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2004-227531 (P2004-227531)	(73) 特許権者	505277691
(22) 出願日	平成16年8月4日(2004.8.4)		スネクマ
(65) 公開番号	特開2005-54799 (P2005-54799A)		フランス国、75015・パリ、ブルーバール・ドユ・ジエネラル・マルシイアル・バラン、2
(43) 公開日	平成17年3月3日(2005.3.3)	(74) 代理人	100062007
審査請求日	平成17年5月6日(2005.5.6)		弁理士 川口 義雄
(31) 優先権主張番号	0309688	(74) 代理人	100113332
(32) 優先日	平成15年8月6日(2003.8.6)		弁理士 一入 章夫
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	(74) 代理人	100114188
			弁理士 小野 誠
		(74) 代理人	100103920
			弁理士 大崎 勝真
		(74) 代理人	100124855
			弁理士 坪倉 道明

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンのタービン用の中空回転翼

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

内部冷却通路(24)と、翼(10)の先端(14)に位置し、翼の先端(14)の全体に広がる端壁(26)と吸込壁(18)及び圧力壁(16)に沿って前縁(20)と後縁(22)との間に広がるリム(28)とにより境界が設けられた開口空洞部(30)と、前記内部冷却通路(24)を圧力壁(16)の外面に接続し、前記リムの頂部(28a)付近で圧力壁(16)の外面に現れるように圧力壁(16)に対して傾斜を付けられた冷却路(32)とを有する、ガスタービンエンジンのタービン用の中空回転翼(10)であって、前記リムが薄壁を形成し、材料の補強部(34)が圧力壁(16)の少なくとも一部分に沿って空洞部(30)のリム(28)と端壁(26)との間に存在し、空洞部(30)の方へ向いた前記補強部(34)の面(34a)はほぼ平らであり、これにより、前記リム(28)は、冷却路(32)が翼(10)の先端(14)の機械的強度を低下させることなくリム(28)の頂部(28a)付近で現れるように、前記端壁(26)に隣接したその底部で拡張されることを特徴とする、中空回転翼。

【請求項 2】

空洞部(30)の方へ向いた前記補強部(34)の面(34a)は、空洞部(30)の方へ向いた端壁(26)の面(26b)と170°から100°、好ましくは135°から110°の角度( )をなすことを特徴とする、請求項1に記載の中空回転翼(10)。

【請求項 3】

前記角度 ( ) は約  $112^\circ$  に等しいことを特徴とする、請求項 2 に記載の中空回転翼 (10)。

【請求項 4】

前記補強部 (34) の前記面 (34a) は冷却路 (32) の方向にほぼ平行であることを特徴とする、請求項 2 または 3 に記載の中空回転翼 (10)。

【請求項 5】

冷却路 (32) の出口とリム (28) の前記頂部 (28a) との間の距離 (A) は、冷却路 (32) の出口と補強部 (34) の前記面 (34a) との間の距離 (B') よりも短いことを特徴とする、請求項 1 から 4 のいずれか一項に記載の中空回転翼 (10)。

【請求項 6】

冷却路 (32) の出口と補強部 (34) の前記面 (34a) との間の距離 (B') は、吸込壁 (18) と同じ高さのリム (28) の内面と前記空洞部 (30) の方へ向いた端壁 (26) の面 (26b) との交点 (C1) を、吸込壁 (18) の外面と前記空洞部 (30) とは反対の方へ向いた端壁 (26) の面 (26a) との交点 (C2) から隔てる距離 (C) に少なくとも等しいことを特徴とする、請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載の中空回転翼 (10)。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ガスタービンエンジンのタービン用の中空回転翼に係わり、特に、高圧タービン用の中空回転翼に関する。

【0002】

より詳細には、本発明は、内部冷却通路と、翼の先端に位置し翼の先端の全体に広がる端壁と吸込壁 (サクシオンウォール、背面) 及び圧力壁 (プレッシャウォール、腹面) に沿って前縁と後縁との間に広がるリム (又はフランジのエッジ) とにより境界が設けられた開口空洞部と、上記内部冷却通路を圧力壁の外面に接続し、上記リムの頂部付近で圧力壁の外面に現れるように圧力壁に対して傾斜を付けられた冷却路と、を含むタイプの中空翼の製造に関する。

【背景技術】

【0003】

このタイプの冷却路は、翼の先端を冷却することを目的とし、内部冷却通路から、圧力壁の外面の上端で翼の先端に向けて、冷却用空気の噴流を送り出すことができる。この空気の噴流は、「熱ポンピング」、すなわち、金属壁のコアにおける熱吸収による金属の温度の低下と、圧力側で翼の先端を保護する冷却用空気の膜を生じる。

【0004】

これらの翼の先端における高い動作速度及びこれらの翼が晒される温度のため、實際上、翼の温度が翼の動作している場所のガスの温度よりも低く保たれるように、翼を冷却することが必要である。

【0005】

したがって、従来、翼は、内部冷却通路に存在する空気によって冷却することを可能にするため中空である。

【0006】

さらに、翼の先端に、「スクイーラ (squealer)」（又は「バスタブ」）と称される開口空洞部が設けられることが知られている。翼の先端のこの凹型形状は、翼の先端とタービンケーシングの対応した環状表面との間の対向する表面を制限し、翼の本体が環状セグメントとの接触によって損傷されることを防止する。

【0007】

米国特許第 6231307 号明細書及び欧州特許出願公開第 0816636 号明細書は、圧力面上で内部冷却通路を空洞部のリムの外面に接続する冷却路がさらに設けられたこのような中空翼を開示する。

10

20

30

40

50

## 【 0 0 0 8 】

圧力壁の一方側に位置するこれらの冷却路は、内部冷却通路から、周囲の圧力壁よりも低温である空気の噴流を排出することが可能であり、この空気の噴流は、圧力壁の外面に局在化され、吸込壁へ向かって吸い込まれる冷却用空気の膜を形成する。

## 【 0 0 0 9 】

米国特許第 6 2 3 1 3 0 7 号明細書では、これらの傾斜した冷却路は、内部冷却通路を圧力壁上で空洞部のリムの外面へ接続し、これらの冷却路は、空洞部の端壁と圧力壁上で空洞部のリムとを通過するように配置され（この文献の第 2 図を参照）、上記空洞部を通り抜ける。

## 【 0 0 1 0 】

したがって、この解決法は、翼先端の熱機械的強度特性を危うくすることがないように、空洞部の側壁又は空洞部のリムのどちらにも大きい材厚が必要である。さらに、この解決法では、殆どの流れは、冷却路の第 1 のセクションを介して内部冷却通路から出て、圧力壁の外面に達することなく、そのまま空洞部に入るの、リムの頂部に達する冷却用空気の流れが著しく減少する。

## 【 0 0 1 1 】

欧州特許出願公開第 0 8 1 6 6 3 6 号明細書により提案された解決法は、この文献の第 5 図に示されるように、冷却路が圧力壁を通り抜け、空洞部のリムの底部でこの圧力壁の外面に通じるように、これらの冷却路を設置する。

## 【 0 0 1 2 】

この場合も、この解決法は、翼先端で熱機械的強度特性を危うくすることがないように、空洞部の端壁又は空洞部のリムのどちらにも大きい材厚が必要である。

## 【 0 0 1 3 】

しかし、タービンの動作温度は今まで以上に高くなっているの、上記の解決法では、やがて、十分な先端冷却を備えた中空翼を製造することができなくなる。

## 【 0 0 1 4 】

その理由は、冷却路の周りで十分な熱機械的強度を維持するために、大きい壁厚を使用することにより、タービンの動くホイールの重量が著しく増加するからである。その結果として、材厚が大きくなると、あまり急速冷却ではないため、それに伴って温度が高くなるので、このような材厚の大きい材料は、タービンを所望のより高い温度で動作させるために十分な翼先端の冷却を実現し得ない。

## 【 0 0 1 5 】

冷却が翼の先端で不十分であるならば、局所的な燃焼が発生し、場合によっては、隙間を増大させる金属損失を生じることがあり、これにより、タービンの空気力学的効率を低下させることに注意する必要がある。空洞部のリムの温度が上昇しすぎると、金属壁の劣化を伴う燃焼の危険性もある。

【特許文献 1】米国特許第 6 2 3 1 3 0 7 号明細書

【特許文献 2】欧州特許出願公開第 0 8 1 6 6 3 6 号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

## 【 0 0 1 6 】

本発明は上記の問題点を解決することに向けられる。

## 【 0 0 1 7 】

したがって、本発明の目的は、翼の空気力学的特性及び熱機械的特性を低下させることなく、その信頼性を向上させるため翼の先端を十分に冷却することができる、上記のタイプのガスタービンエンジンのタービン用の中空回転翼を提供することである。

【課題を解決するための手段】

## 【 0 0 1 8 】

この目的のため、本発明によれば、前記リムは薄壁を形成し、材料の補強部は、圧力壁の少なくとも一部分に沿って空洞部のリム（周縁部）と端壁との間に存在し、空洞部の方

10

20

30

40

50

へ向いた上記補強部の面はほぼ平らであり、これにより、上記リムは、冷却路（冷却チャンネル）が翼の先端の機械的強度を低下させることなくリムの頂部付近で現れるように、上記端壁に隣接したその底部で拡張される。

【0019】

このようにして、材料補強部が存在するため、冷却路は、冷却路と空洞部の端壁との間の距離を変えることなく、よりリムの頂部の近くで現れる。

【0020】

なぜならば、このような材料補強部は、空洞部の内側でリムと端壁が接合する翼先端の部分の更なる厚さを増大するからである。

【0021】

このような補強は、また、このポイントにより多くの金属を与えることだけが要求されるので、翼を製造するプロセスを変更することなく、鑄造工程から、例えば、翼のこの部分に対応した金型の設計中に容易に実行することができる。

【0022】

この解決法は、また、翼の構造体を著しく重量化させないという更なる効果を奏する。

【0023】

一般的に、本発明による解決法の結果、翼の熱機械的特性及び空気力学的特性を変えることなく、冷却路を出る空気を用いて、特に、圧力壁のリムの頂部と同じ高さにある翼の先端で行われる冷却を改善することが可能である。

【0024】

好ましくは、空洞部の方へ向いた上記補強部の面は、空洞部の方へ向いた端壁の面と  $170^\circ$  から  $100^\circ$ 、好ましくは  $135^\circ$  から  $110^\circ$  の角度（ ）をなす。

【0025】

好ましい一実施形態によれば、上記角度（ ）は約  $112^\circ$  に等しい。

【0026】

このような配置は、熱ポンプ現象を最適化し、「スクイーラ」の垂直壁、すなわち、開口空洞部のリムの冷却を促進することができる。

【0027】

好ましくは、空洞部の方へ向いた上記補強部の上記面は冷却路の方向にほぼ平行である。

【0028】

この好ましい実施形態は、最小限の補強部の材料でより優れた機械的強化を実現することが可能である。

【0029】

別の好ましい実施形態によれば、冷却路の出口とリムの上記頂部との間の距離（A）は、冷却路の出口と空洞部の方へ向いた補強部の上記面との間の距離（B）よりも短い。

【0030】

この配置は、冷却路の出口をできる限りリムの頂部に近付けて設置し、リムの頂部を非常に効率的に冷却することが可能である。

【0031】

好ましい有利な一実施形態によれば、冷却路の出口と上記空洞部の方へ向いた補強部の上記面との間の距離（B）は、吸込壁と同じ高さのリムの内面と上記空洞部の方へ向いた端壁の面との交点（C1）を、吸込壁の外面と上記空洞部とは反対の方へ向いた端壁の面との間の交点（C2）から隔てる距離（C）に少なくとも等しく、特に、正確に等しい。

【0032】

この結果として、補強部の場所で、したがって、翼先端の圧力壁側で、吸込壁側の翼先端と同程度の強度を有する構造体を得られる。

【0033】

本発明のその他の効果及び特徴は、一例として記載された以下の説明を、添付図面を参照して読むことにより明らかになるであろう。

10

20

30

40

50

## 【発明を実施するための最良の形態】

## 【0034】

図1は、従来のガスタービン用の中空回転翼10の一例の斜視図である。冷却用空気（図示せず）は、翼根元部12から翼先端14（図1の上部）へ向かって径（垂直）方向に翼内を流れ、次に、この冷却用空気は出口から逃げて、ガスの本流に加わる。

## 【0035】

特に、この冷却用空気は、翼の内側に位置し、翼先端14のエマージング孔15で終わる内部冷却通路を流れる。

## 【0036】

翼の本体は、圧力壁16（すべての図を通じて左側）と吸込壁18（すべての図を通じて右側）を画成するように形作られる。圧力壁16は、凹形の全体形状を有し、最初に熱ガスの流れに晒され、すなわち、ガスの圧力側にあり、一方、吸込壁18は、凸形であり、次に熱ガスの流れに晒され、すなわち、ガスの吸込側にある。

10

## 【0037】

圧力壁16は、前縁20及び後縁22で吸込壁18と接合し、前縁及び後縁は、翼先端14と翼根元部12の頂部との間で径方向に延在する。

## 【0038】

図2から図5の拡大図から明らかであるように、翼先端14で、内部冷却通路24は、圧力壁16と吸込壁18との間で、翼の先端14全体に、したがって、前縁20から後縁22の範囲まで広がる端壁26の内面26aによって境界が定められる。

20

## 【0039】

翼先端14で、圧力壁16及び吸込壁18は、内部冷却通路24から遠ざかる方向へ、すなわち、径方向の上向きに（すべての図を通じて上部へ向かって）開口した空洞部30のリム28を形成する。

## 【0040】

図から明らかであるように、この開口空洞部30は、したがって、リム28の内面によって横方向の境界が定められ、端壁26の外表面26bによって下側部分の境界が定められる。

## 【0041】

したがって、リム28は、翼の外形に沿って薄壁を形成し、翼10の先端14がタービンケーシングの対応した環状表面と接触することを防止する。

30

## 【0042】

図4及び図5の断面図により詳細に示されているように、傾斜した冷却路32は、圧力壁16を通り抜け、内部冷却通路24を圧力壁16の外表面につなぐ。

## 【0043】

これらの冷却路32は、圧力壁16に沿ってリムの頂部28aで表面に出て、この頂部28aをできるだけ冷却できるように傾斜を付けられる。

## 【0044】

図4及び図5に太い黒線矢印33で示されるように、冷却路から出る空気の噴流は、圧力壁16に沿ってリムの頂部28aの方へ向けられる。

40

## 【0045】

既知の翼の場合、図4により正確に示されるように、翼先端14で十分な熱機械的強度を保つため、冷却路32の出口（基準点は冷却路の軸である）と、圧力壁16上のリム28の内面と上記空洞部30の方へ向いた端壁26の外表面26bとの交点（B1）との間に十分な距離Bを残すことが必要である。

## 【0046】

機械的な構造要件から生じるこの状況は、冷却路32の出口（基準点は冷却路の軸である）と圧力壁側でリム28の頂部28aとの間で測定された、上記の距離Bよりも非常に長い距離Aが、頂部28aを十分に冷却するためには長すぎることを意味する。

## 【0047】

50

この欠点を解決するため、本発明によれば、図5に示されているように、材料補強部34が、圧力壁16に沿って空洞部30の方へ向いたリム28の面と、空洞部30の方へ向いた端壁26の面26bとの間に設けられる。

【0048】

この材料補強部34は、有利には、空洞部30の方へ向けられ、空洞部30の方へ向いた端壁26の外表面26bとリム28の内面との間の変化が段階的になされるようにほぼ平らである、面34aを形成するように製造される。

【0049】

このようにして、図5からわかるように、この材料補強部34の結果として、翼先端で熱機械的強度を確保するために維持されるべき上述の距離Bは、冷却路32の出口（基準点は冷却路の軸である）と、補強部34の上記面34aとの間で測定された距離B'になる。

10

【0050】

この距離B'は図4の距離Bの値に維持されるので、補強部34の存在によって、冷却路の出口を、圧力壁16に沿ってリム28の頂部28aに非常に近づくまで移動させることが可能になる。なぜならば、今度は上述の距離Aが距離B'よりも短くなるからである（図5を参照）。

【0051】

補強部34は、圧力壁の少なくとも一部分に沿って設置される。この補強部34は、この材料補強部34が冷却路32を通る各横断面に存在するならば、連続したバンド、又は、一連の隆起により構成してもよい。

20

【0052】

図5に従って製造された、M88-タイプエンジンの高圧タービン用の一例としての実施形態では、AM1（NTa8GKWA）タイプのニッケルベースの合金から作られた翼10が製造され、材料補強部は鋳造工程から直接得られ、圧力壁16の全長に亘って必要物を形成する。特に、この例の寸法は、

- ・リム28の（頂部28aから端壁26の外表面26bまでの）高さ：1mm
- ・リム28と圧力壁16と吸込壁18の厚さ：0.65mm
- ・端壁26の一定厚：0.8mm
- ・冷却路32の直径：0.3mm（0.25mmから0.35mmの直径を想定可能である）
- ・距離A：1.7mm
- ・距離B：1.2mm

30

である。

【0053】

端壁26の上表面26bで測定した幅が0.5mmである材料補強部34を付加することにより、本発明の解決法を実施すると、距離B=B'=1.2mmであり、一方、距離Aが僅か1mmに等しくなる、図5に示されるような状況が得られる。

【0054】

冷却路32の出口を頂部28aへ0.7mmだけ近付けることにより、高圧タービンの動作中に、40の優れた冷却が達成される。

40

【0055】

空洞部の方へ向いた上記補強部の面は、ほぼ平らであり、空洞部の方へ向いた端壁の面と112°に等しい角度をなす。

【0056】

有利に薄壁を形成するリム28は、最小の厚さからなり、すなわち、1.5mm未満、好ましくは、1mm未満の厚さであり、最も効果的には、0.3から0.8mmの範囲の厚さである。

【0057】

さらに、好ましい実施形態を説明するための図5からわかるように、

50

- ・空洞部 30 の場所で、リム 28、特にその端は、空洞部の端壁 26 に対して、より正確には、比較的平坦である（及び、図 5 の水平方向である）端壁 26 の上面 26b に対して、ほぼ直角方向であり、
- ・補強部 34 はリム 28 の底に位置し、
- ・冷却路 32 はその全長に亘って一定の断面をもつ。

【図面の簡単な説明】

【0058】

【図 1】従来のガスタービン用の中空回転翼の斜視図である。

【図 2】図 1 の翼の先端の拡大斜視図である。

【図 3】翼の後縁が縦方向切断によって取り除かれた図 2 に類似した図である。

10

【図 4】図 3 の I V - I V による縦断面図である。

【図 5】本発明による改良型の翼を表す図 4 に類似した図である。

【符号の説明】

【0059】

10 中空回転翼

14 翼先端

16 圧力壁

18 吸込壁

20 前縁

22 後縁

20

24 内部冷却通路

26 端壁

26a 内面

26b 外面

28 リム

28a 頂部

30 開口空洞部

32 冷却路

34 材料補強部

34a 面

30

【 図 1 】

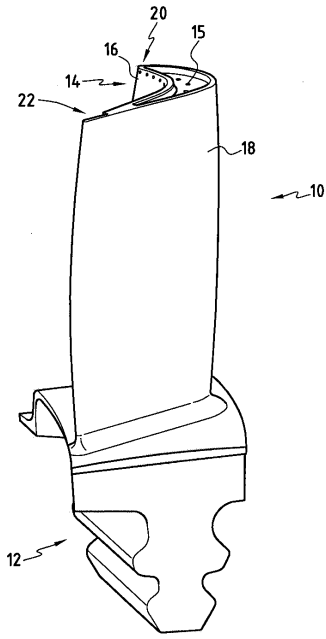


FIG.1

【 図 2 】

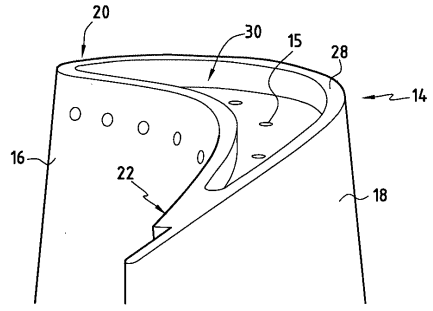


FIG.2

【 図 3 】

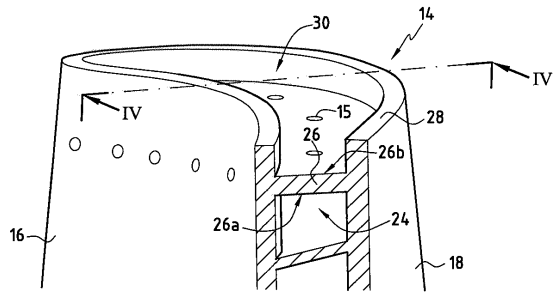


FIG.3

【 図 4 】

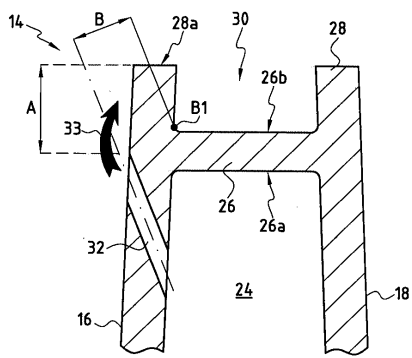


FIG.4

【 図 5 】

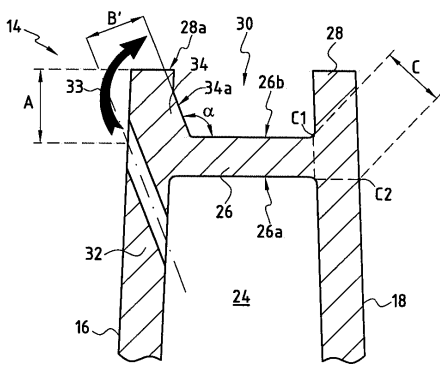


FIG.5

---

フロントページの続き

(72)発明者 ジャック・ブリー

フランス国、77720・サン・ウアン・アン・ブリー、リュ・ドウ・ラ・メリー・308

(72)発明者 モーリス・ジユデ

フランス国、77190・ダマリー・レ・リ、リュ・ジャン・モネ・144

審査官 寺町 健司

(56)参考文献 特開2000-345803(JP,A)

特開平07-293202(JP,A)

米国特許出願公開第2002/0197160(US,A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 1/00 - 11/10

F01D 13/00 - 15/12

F01D 23/00 - 25/36

F02C 1/00 - 9/58

F23R 3/00 - 7/00