

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B1)

(11) 特許番号

特許第6148413号
(P6148413)

(45) 発行日 平成29年6月14日(2017.6.14)

(24) 登録日 平成29年5月26日(2017.5.26)

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

請求項の数 10 (全 15 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2016-563991 (P2016-563991) (86) (22) 出願日 平成27年4月23日 (2015.4.23) (86) 国際出願番号 PCT/FR2015/051111 (87) 国際公開番号 W02015/162389 (87) 国際公開日 平成27年10月29日 (2015.10.29) 審査請求日 平成28年12月16日 (2016.12.16) (31) 優先権主張番号 1453708 (32) 優先日 平成26年4月24日 (2014.4.24) (33) 優先権主張国 フランス (FR)</p> <p>早期審査対象出願</p>	<p>(73) 特許権者 516227272 サフラン・エアクラフト・エンジンズ フランス国、75015・パリ、ブルーバ ール・ドユ・ジエネラル・マルシアル・ バラン、2 (74) 代理人 110001416 特許業務法人 信栄特許事務所 (72) 発明者 デュジョール、シャーロット、マリー フランス国、77550 モワシークラ マイエル セデックス、ロン・ポワン ル ネ ラポー、スネクマ ペ・イ (ア・ジ・ イ)</p>
--	--

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 改良された均一性を有する冷却回路を含むターボ機械タービンブレード

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

航空機のターボ機械タービンのためのブレード(30)であって、
 当該ブレードの半径方向内端部を規定するブレードルート(32)と、
 当該ブレードルートから半径方向外側に延びるエアfoil部(34)と、
 を備え、
 前記エアfoil部は、
 圧力側の壁部(40)と、
 前記エアfoil部の前縁(44)及び後縁(46)において当該圧力側の壁部に接続
 された吸込側の壁部(42)と、を備え、
 前記エアfoil部は、少なくとも1つの内部冷却回路(50; 50'; 50a)を含
 み、
 前記内部冷却回路は、連続的に相互接続された複数のキャビティを含み、
 前記キャビティは、
 前記吸込側の壁部(42)に沿って半径方向に延びる少なくとも1つのキャビティ(5
 4; 54, 54'; 54, 116)(以下、吸込側キャビティという。)と、
 前記圧力側の壁部(40)に沿って半径方向に延びると共に、前記吸込側キャビティの
 個数と等しいか又は前記吸込側キャビティの個数よりも1つ多いキャビティ(52, 56
 ; 52', 56', 52, 114, 56)(以下、圧力側キャビティという。)とに区分
 され、

前記吸込側キャビティ(54; 54, 54'; 54, 116)は、前記圧力側の壁部(40)と前記吸込側の壁部(42)との間に延びる前記エアfoil部の第1の内壁(58)により、前記圧力側キャビティ(52, 56; 52', 56'; 52, 114, 56)の少なくとも1つから分離されており、

前記圧力側キャビティ(52, 56; 52, 56, 52', 56'; 52, 114, 56)の各々は、空気入口セクション(60, 62)と、空気出口セクション(64, 66)とを有し、

前記圧力側キャビティの前記空気出口セクションは、この同一の圧力側キャビティの前記空気入口セクションに対して半径方向外側に配置され、

前記吸込側キャビティ(54; 54, 54'; 54, 116)は、

前記圧力側キャビティのうちの1つ(52; 52, 52'; 52, 114)の空気出口セクション(64)に接続された空気入口セクション(68)と、

前記圧力側キャビティのうちの別の1つ(56; 56, 56', 114, 56)に接続された空気出口セクション(70)と、を含み、

前記吸込側キャビティの前記出口セクション(70)は、この同一の吸込側キャビティの前記空気入口セクション(68)に対して半径方向内側に配置され、

前記圧力側キャビティ(52; 52, 52'; 52)のうちの1つの前記空気入口セクション(60)は、冷却空気供給手段に接続され、

前記少なくとも1つの吸込側キャビティ(54; 54, 54'; 54, 116)は、前記圧力側キャビティ(52, 56; 52, 56, 52', 56'; 52, 114, 56)のうちの2つに対向するように配置されると共に、当該圧力側キャビティ(52, 56; 52, 56, 52', 56'; 52, 114, 56)のうちの2つと前記エアfoil部の前記第1内壁(58)により分離され、

前記少なくとも1つの吸込側キャビティは、前記吸込側壁部(42)から前記エアfoil部の前記第1内壁(58)の方向に突出して延びる少なくとも1つの第1デフレクタ(80)を含み、

前記第1デフレクタ(80)は、

前記少なくとも1つの吸込側キャビティの前記空気出口セクション(70)が接続される前記圧力側キャビティと同一側に配置された前記少なくとも1つの吸込側キャビティの側壁(78; 113, 78; 120, 78)に向かって半径方向外側に向けられた凹面を有する、ブレード(30)。

【請求項2】

前記第1デフレクタ(80)は、前記エアfoil部の前記第1内壁(58)に接続されている、請求項1に記載のブレード。

【請求項3】

前記第1デフレクタ(80)は、前記エアfoil部の前記第1内壁(58)からの所定の距離で終端している、請求項1に記載のブレード。

【請求項4】

各圧力側キャビティ(52, 56; 52, 56, 52', 56'; 52, 114, 56)は、前記エアfoil部の前記圧力側壁部(40)を前記エアfoil部の前記第1内壁(58)に接続する第2の内壁(59; 59, 59', 113; 59, 118)によって、少なくとも別の隣接する圧力側キャビティから分離されている、請求項1~3のうちのいずれか一項に記載のブレード。

【請求項5】

前記第1デフレクタ(80)は、

前記少なくとも1つの吸込側キャビティ(54; 54, 54'; 54, 116)の前記空気入口セクション(68)に延びている半径方向外端部(82)と、

前記吸込側キャビティの前記出口セクションが接続される前記圧力側キャビティ(56; 56, 56'; 114, 56)と同一側に配置された前記吸込側キャビティの前記側壁(78; 113, 78; 120, 78)に接続された半径方向内端部(84)とを含み、

10

20

30

40

50

前記第1デフレクタに通気ポート(86)が設けられている、請求項1~4のうちいずれか一項に記載のブレード。

【請求項6】

前記少なくとも1つの吸込側キャビティ(54; 54, 54'; 54, 116)は、少なくとも1つの第2のデフレクタ(90)を含み、

前記第2デフレクタは、前記吸込側壁部(42)から前記エアfoil部の第1内壁(58)の方向に突出して延びると共に、前記第1内壁から所定の距離にて終端し、

前記第2デフレクタは、半径方向外側に向けられた頂点(92)を有する逆V字状として構成されている、請求項1~5のうちいずれか一項に記載のブレード。

【請求項7】

前記冷却回路の前記圧力側キャビティ(56; 56, 56'; 56)のうちの1つの空気出口セクション(66)は、空気出口ポートを介して前記ブレードの外部と連通し、

前記空気出口ポートは、前記圧力側壁部(40)と、前記圧力側キャビティの半径方向外端の境界を定めている底壁(83)とのうちの少なくとも一方に形成される、請求項1~6のうちいずれか一項に記載のブレード。

【請求項8】

前記エアfoil部は、別の内部冷却回路(50')を含み、

前記別の内部冷却回路(50')は、連続的に相互接続された複数のキャビティを含み

、
前記キャビティは、

前記吸込側の壁部(42)に沿って半径方向に延びる少なくとも1つの別の吸入側キャビティ(54')と、

前記圧力側の壁部(40)に沿って半径方向に延びると共に、前記別の吸込側キャビティの個数と等しいか又は前記別の吸込側キャビティの個数よりも1つ多い別の圧力側キャビティ(52', 56')とに区分され、

前記別の吸込側キャビティ(54')は、前記圧力側の壁部(40)と前記吸込側の壁部(42)との間に延びる前記エアfoil部の第1の内壁(58)により、前記別の圧力側キャビティ(52', 56')の少なくとも1つから分離されており、

前記別の圧力側キャビティ(52', 56')の各々は、空気入口セクションと、空気出口セクションとを有し、

前記別の圧力側キャビティの前記空気出口セクションは、この同一の別の圧力側キャビティの前記空気入口セクションに対して半径方向外側に配置され、

前記別の吸込側キャビティ(54')は、

前記別の圧力側キャビティのうちの1つ(52')の空気出口セクション(64)に接続された空気入口セクションと、

前記別の圧力側キャビティのうちの別の1つ(56')に接続された空気出口セクションと、を含み、

前記別の吸込側キャビティの前記出口セクションは、この同一の別の吸込側キャビティの前記空気入口セクションに対して半径方向内側に配置され、

前記別の圧力側キャビティのうちの1つ(52')の前記空気入口セクションは、冷却空気供給手段に接続され、

前記少なくとも1つの別の吸込側キャビティ(54')は、前記別の圧力側キャビティ(52', 56')のうちの2つに対向するように配置されると共に、当該別の圧力側キャビティ(52', 56')のうちの2つと前記エアfoil部の前記第1内壁(58)により分離され、

前記少なくとも1つの別の吸込側キャビティ(54')は、前記吸込側壁部(42)から前記エアfoil部の前記第1内壁(58)の方向に突出して延びる少なくとも1つの第1デフレクタを含み、

前記第1デフレクタは、

前記少なくとも1つの別の吸込側キャビティの前記空気出口セクションが接続される前

10

20

30

40

50

記別の圧力側キャビティと同一側に配置された前記少なくとも1つの別の吸込側キャビティの側壁(78)に向かって半径方向外側に向けられた凹面を有する、
請求項1~7のうちいずれか一項に記載のブレード。

【請求項9】

請求項1~8のうちいずれか一項に記載のブレード(30)が取り付けられた少なくとも1つの回転ディスクを含む、航空機ターボ機械タービン。

【請求項10】

請求項9に記載の少なくとも1つのタービンを含むことを特徴とする、航空機ターボ機械。

【発明の詳細な説明】

10

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機のターボ機械の分野に関し、より詳細には、このようなターボ機械内のタービンの動翼(動ブレード)の冷却に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機を推進するために使用されるターボ機械内では、タービンブレード(タービン翼)が、燃焼室からの燃焼ガスの強烈な熱にさらされる。

【0003】

これらのブレードをこのような高温から保護するために、ブレードを、ブレードのエア
foil(翼)内部に設けられたキャビティにより形成された冷却回路により冷却することが知られている。これらの冷却回路には、一般的に、ターボ機械のコンプレッサステージで取り込まれた比較的新鮮な空気が供給される。

20

【0004】

しかし、航空機エンジンの性能の継続的な改良が、これらの燃焼ガスの温度上昇をもたらしている。ブレードの形成に使用される材料及びコーティングに関する改善だけでは温度上昇を相殺できない。

【0005】

従って、ブレードの冷却回路の性能を改善することが望ましい。

【0006】

30

この冷却性能の研究中に、本出願の出願人は、特に、公知の冷却回路の欠点が、ブレードの圧力側の壁部及び吸入側の壁部の各々における冷却の不均一性にあることを見出した。

【0007】

本出願の出願人は、このような不均一性の原因を特定した。これを、図1を参照しつつ以下に説明する。

【0008】

図1は、公知のタイプのターボ機械のタービンブレードのエアfoil部(翼部)10の、ブレードの横断面に沿った断面図である。この横断面は、エアfoil部の翼幅又は翼長方向(ブレードがターボ機械タービンに取り付けられたときのエンジン軸に対する半径方向に一致)に対して直交する面である。

40

【0009】

エアfoil部10は、半径方向に沿って延びる3つのキャビティから形成された内部冷却回路12を備えている。これらの3つのキャビティは、圧力側の壁部14と吸入側の壁部16との間に配置されており、冷却空気流が第1キャビティ18の入口セクションから第2キャビティ20に流れ、次いで第3キャビティ22の出口セクションに流れることを可能にするように連続的に相互接続されている。第1キャビティ18の入口セクションは、ブレードのルートに組み込まれた空気供給手段に接続されているため、第1キャビティの半径方向内端に配置されている。第3キャビティ22の出口セクションは、このキャビティのほぼ半径方向外端付近に形成されており、圧力側壁部及び/若しくは吸入側壁部

50

、並びにノ又は、キャビティの半径方向外端を画成している底壁に形成された、一般的なポートの形状を有する。

【0010】

従って、空気は、第1キャビティ18及び第3キャビティ22においては半径方向外側に流入し、一方、第2キャビティ20内においては半径方向内側に流入する。

【0011】

エンジン軸まわりを回転するブレードにより引き起されるコリオリ効果の力によって、出願人は、第1キャビティ18及び第3キャビティ22に流入した空気が吸入側壁部16から離れて圧力側壁部14の方向に偏向され、一方、第2キャビティ20においては反対の現象が生じることを確認した。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0012】

本発明の目的は、特に、この問題に対する経済的且つ効果的な簡単な解決方法を提供することである。

【課題を解決するための手段】

【0013】

このために、本発明は、航空機のターボ機械タービンのためのブレードであって、当該ブレードの半径方向内端部を規定しているブレードルートと、当該ブレードルートから半径方向外側に延びるエアfoil部とを備え、当該エアfoil部は、圧力側の壁部と、当該圧力側壁部に前縁及び後縁において接続された吸込側の壁部とを有し、前記エアfoil部が、少なくとも1つの内部冷却回路を含む、ブレードを提供する。

【0014】

前記内部冷却回路は、連続的に相互接続された複数のキャビティを含み、当該キャビティは、

前記吸込側壁部に沿って半径方向に延びる少なくとも1つのキャビティ（以下、吸込側キャビティという。）と、

前記圧力側壁部に沿って半径方向に延びると共に、前記吸込側キャビティの個数と等しいか又は吸込側キャビティの個数よりも1つ多いキャビティ（以下、圧力側キャビティという。）に区分されている。

【0015】

さらに、前記吸込側キャビティは、前記圧力側キャビティの少なくとも1つから、前記圧力側壁部と前記吸込側壁部との間に延びる前記エアfoil部の第1の内壁により分離されている。

【0016】

各圧力側キャビティは、空気入口セクションと、空気出口セクションとを有し、前記圧力側キャビティの前記空気出口セクションは、この同一の圧力側キャビティの前記空気入口セクションに対して半径方向外側に配置されている。

【0017】

前記吸込側キャビティは、前記圧力側キャビティのうちの1つの空気出口セクションに接続された空気入口セクションと、前記圧力側キャビティの別の1つの空気入口セクションに接続された空気出口セクションとを含み、前記吸込側キャビティの前記空気出口セクションは、この同一の吸込側キャビティの前記空気入口セクションに対して半径方向内側に配置されている。

【0018】

最後に、前記圧力側キャビティの1つの前記空気入口セクションは、冷却空気供給手段に接続されている。

【0019】

このようにして、本発明は、前記圧力側壁部に沿った空気流がコリオリ効果の力によりこの圧力側壁部の方向に偏向されると共に、前記吸込側壁部に沿った空気流がコリオリ効

10

20

30

40

50

果の力によりこの圧力側壁部の方向に偏向されることを可能にする。

【0020】

従って、本発明は、前記エアfoil部の前記冷却回路により提供される冷却均一性を著しく改善することを可能にする。

【0021】

さらに、前記少なくとも1つの吸込側キャビティは、前記圧力側キャビティのうちの2つに対向して配置されると共に、前記エアfoil部の前記第1内壁によって当該圧力側キャビティから分離されており、前記少なくとも1つの吸込側キャビティは、前記吸込側壁部から前記エアfoil部の前記第1内壁の方向に突出して延びている少なくとも1つの第1デフレクタを含む。

10

【0022】

本発明によれば、前記第1デフレクタは、前記少なくとも1つの吸込側キャビティの前記空気出口セクションが接続されている前記圧力側キャビティと同一側に配置された前記吸込側キャビティの側壁に向かって半径方向外側に向く凹面を有する。

【0023】

このような第1のデフレクタは、空気流の一部が、前記冷却回路内の空気の進路である主経路から離れた領域に向けられることを可能にする。

【0024】

好ましくは、前記第1デフレクタは、前記エアfoil部の前記第1内壁に接続されている。

20

【0025】

または、前記第1デフレクタは、前記エアfoil部の前記第1内壁からの所定距離にて終端している。

【0026】

好ましくは、各圧力側キャビティは、少なくとも別の隣接する圧力側キャビティから、前記圧力側壁部を前記エアfoil部の前記第1内壁に接続している前記エアfoil部の第2の内壁により分離されている。

【0027】

前記第1デフレクタは、有利には、前記少なくとも1つの吸込側キャビティの前記空気入口セクションにて延びている半径方向外端部と、前記吸込側キャビティの前記出口セクションが接続されている前記圧力側キャビティと同一側に配置された、前記吸込側キャビティの前記側壁に接続された半径方向内端部とを含み、前記第1デフレクタに通気ポートが設けられている。

30

【0028】

こうして、前記デフレクタは、空気流の一部が前記吸込側キャビティの半径方向外側領域の方向に向けられることを可能にする。この領域は、このキャビティの前記空気入口に対してずれている。

【0029】

好ましくは、前記少なくとも1つの吸込側キャビティが、少なくとも1つの第2のデフレクタを含み、当該第2デフレクタは、前記吸込側壁部から前記エアfoil部の第1内壁の方向に突出して延び、前記第1内壁からの所定距離にて終端し、且つ、半径方向外側に向けられた、頂点を有する逆V字状に構成されている。

40

【0030】

このようなデフレクタは、空気流の一部が前記キャビティの側方領域方向に向けられることを可能にする。

【0031】

前記冷却回路の前記圧力側キャビティの1つの空気出口セクションは、空気出口ポートを介して前記ブレードの外部に連通している。空気出口ポートは、前記圧力側壁部及び前記圧力側キャビティの半径方向外端の境界を定めている底壁の少なくとも一方に形成されている。

50

【0032】

これらの出口ポートは、好ましくは、前記圧力側壁部の比較的高温の領域に配置される。

【0033】

好ましくは、前記エアfoil部は、前記内部冷却回路に類似した別の内部冷却回路を含む。

【0034】

また、本発明は、上述のタイプのブレードが取り付けられた少なくとも1つの回転ディスクを含む航空機ターボ機械タービンに関する。

【0035】

また、本発明は、上述のタイプの少なくとも1つのタービンを含む航空機ターボ機械に関する。

【0036】

以下の詳細な説明を参照することで、本発明が良好に理解されると共に、本発明のさらなる詳細、利点及び特性が明確になる。以下の説明を、限定的でない例として、添付図面を参照して記載する。

【図面の簡単な説明】

【0037】

【図1】既に説明した、公知のタイプの航空機ターボ機械タービンプレードの概略断面図である。

【図2】本発明の好ましい実施形態に係る航空機ターボ機械タービンプレードの概略斜視図である。

【図3】図2のブレードのエアfoil部の、III - III面に沿った概略断面図である。

【図4】図2のブレードのエアfoil部の、IV - IV面に沿った概略断面図である。

【図5】図2のブレードのエアfoil部の、V - V面に沿った概略断面図である。

【図6】図2のブレードのエアfoil部の吸込側壁部をエアfoil部の内部冷却回路の吸込側キャピティの内側から見た様子を平面に展開した部分概略図である。

【図7】本発明の代替的な実施形態を示す、図4と類似の図である。

【図8】本発明の別の代替的な実施形態を示す、図4と類似の図である。

【発明を実施するための形態】

【0038】

これらの図面の全体を通じ、同一の参照番号は同一又は類似の要素を示し得る。

【0039】

図2は、本発明の好ましい実施形態に係る航空機ターボ機械タービン用のブレード30を示す。ブレード30は、一般的に、エアfoil部(翼部)34が接続されたブレードルート(翼根)32を含む。エアfoil部34は、ブレードルート32とは反対側のブレード頂部35を終端とする。ブレードルートは、ブレードがロータディスクに公知の方法でのスナップ嵌めにより保持されることを可能にする半径方向内側部分を含む。さらに、ブレードルートは、タービン内部での主流流路の境界を内部に定めるための空力プラットフォーム36を介してエアfoil部に接続されている。

【0040】

本発明の記載において、方向Xは、ブレード30がターボ機械タービンの内のロータディスクに取り付けられたときにエンジン軸の方向に対応する方向である。方向Zは方向Xに対する半径方向であり、ブレードの翼長又は翼幅の方向に一致する。方向Yは、3つの方向X、Y及びZが直交基準フレームを形成するような方向である。所定の面を「横断面」と称する場合、当該所定の面は、方向X及び方向Yに対して平行である。

【0041】

図3～図5は、それぞれ、エアfoil部34の、図2のIII - III面、IV - IV面、V - V面に沿った断面を示す。エアfoil部は、一般的に、圧力側の壁部40及

10

20

30

40

50

び吸込側の壁部 4 2 を含み、これらの壁部は、エアfoil部の前縁（リーディングエッジ）4 4 及び後縁（トレイリングエッジ）4 6 において互いに接続されている。

【 0 0 4 2 】

エアfoil部 3 4 は、連続的に相互接続されている 3 つのキャビティから形成された内部冷却回路 5 0 を含む。これらの 3 つのキャビティは、各々が半径方向に、すなわち、エアfoil部の幅方向に沿って延びている。

【 0 0 4 3 】

これらの 3 つのキャビティ（図 4 に見られる）は、第 1 のキャビティ 5 2、第 2 のキャビティ 5 4 及び第 3 のキャビティ 5 6 に分布されている。第 2 キャビティ 5 4 は吸込側の壁部 4 2 に沿って延び、便宜上、本文以下「吸込側キャビティ」と称する。反対に、第 1 のキャビティ 5 2 及び第 3 のキャビティ 5 6 は、圧力側の壁部 4 0 に沿って延び、本文以下「圧力側キャビティ」と称する。従って、図示されている例において、冷却回路の 2 つの圧力側キャビティ 5 2、5 6 が存在し、また、この冷却回路は 1 つの吸込側キャビティ 5 4 も含む。

【 0 0 4 4 】

吸込側キャビティ 5 4 は、エアfoil部の第 1 内壁 5 8 により圧力側キャビティ 5 2 及び 5 6 から分離されている。第 1 内壁 5 8 は、圧力側壁部 4 0 と吸込側壁部 4 2 との間に、これらの壁部の各々から所定の距離を設けて延びている。圧力側キャビティ 5 2 と圧力側キャビティ 5 6 とが共に、エアfoil部の第 2 の内壁 5 9 により互いに分離されている。第 2 内壁 5 9 は、圧力側壁部 4 0 をエアfoil部の第 1 内壁 5 8 に接続している。

【 0 0 4 5 】

さらに、圧力側キャビティ 5 2、5 6 の各々が、空気入口セクション 6 0、6 2（図 5）、及び、空気出口セクション 6 4、6 6（図 3）を有する。これらのセクションは、図 2 の III - III 面及び V - V 面のそれぞれの位置（それぞれ図 3 及び図 5 に対応）により図示されているように、各圧力側キャビティの空気出口セクション 6 4、6 6 がこの同一の圧力側キャビティの空気入口セクション 6 0、6 2 に対して半径方向外側に位置するように配置されている。図示の例において、各圧力側キャビティ 5 2、5 6 の空気入口セクション 6 0、6 2 は、キャビティの半径方向内側の端部領域を形成し、一方、圧力側キャビティ 5 2 の空気出口セクション 6 4 は、キャビティの半径方向外側の端部領域を形成している。

【 0 0 4 6 】

さらに、吸込側キャビティ 5 4 は、圧力側キャビティ 5 2 の空気出口セクション 6 4 に接続された空気入口セクション 6 8 を含み、吸込側キャビティ 5 4 は、他方の圧力側キャビティ 5 6 の空気入口セクション 6 2 に接続された空気出口セクション 7 0 を含む。吸込側キャビティの空気出口セクション 7 0 は、図 2 の V - V 面及び III - III 面のそれぞれの位置（それぞれ図 5 及び図 3 に対応）により図示されているように、この同一の吸込側キャビティの空気入口セクション 6 8 に対して半径方向内側に配置されている。図示の例において、吸込側キャビティ 5 4 の空気出口セクション 7 0 は、キャビティの半径方向内側の端部領域を形成し、一方、この吸込側キャビティの空気入口セクション 6 8 は、このキャビティの半径方向外側の端部領域を形成している。

【 0 0 4 7 】

圧力側キャビティ 5 2 の空気入口セクション 6 0（図 5）は、ブレード 3 0 のルート 3 2 に組み込まれた冷却空気供給装置に接続されている。この冷却空気供給装置は図示されておらず、当業者に公知のタイプの装置であり得る。

【 0 0 4 8 】

こうして、3 つのキャビティ 5 2、5 4、5 6 の連続的な相互接続により、冷却空気供給装置に接続された圧力側キャビティ 5 2 の空気入口セクション 6 0 から冷却空気流が、他方の圧力側キャビティ 5 6 の出口セクション 6 6 に流れることが可能になっている。

【 0 0 4 9 】

10

20

30

40

50

さらに、圧力側キャビティ 56 は、圧力側壁部に形成された空気出口ポート（図示せず）を介してブレードの外部に連通している。圧力側キャビティ 56 の追加の空気出口ポートを、キャビティの半径方向外端を画成している底壁に形成できる。本明細書に記載されている用語、圧力側キャビティ 56 の「空気出口セクション」66 は、このキャビティの、上記の空気出口ポートに面して延びる部分に対応している。

【0050】

本発明に特有の上記の冷却回路 50 とは別に、エアfoil部 34 は、さらに、前縁の冷却キャビティ 72 を組み込んでいる。冷却キャビティ 72 は、エアfoil部 34 の前縁 44 に沿って延び、且つ、エアfoil部 34 の第 3 の内壁 74 により境界が定められている。内壁 74 は、一方側が圧力側壁部 40 に接続され、且つ、他方側が吸込側壁部 42 に接続されている。前縁の冷却キャビティ 72 は、ブレードの外部に、例えば、圧力側壁部及び吸込側壁部を通して設けられた空気出口ポート（これらのポートは図示せず）を介して連通している。

10

【0051】

前縁冷却キャビティ 72 の空気供給は、好ましくは、このキャビティの、ブレード 30 のルート 32 に組み込まれた冷却空気供給装置への接続により提供され、その方法は、「直接供給」と一般的に称される、それ自体は公知の方法である。この装置は、概して、冷却回路 50 を供給する装置とは異なる。

【0052】

同様に、エアfoil部 34 は、後縁の冷却キャビティ 76 を含む。後縁の冷却キャビティ 76 はエアfoil部の後縁 46 に沿って延び、且つ、エアfoil部の第 4 の内壁 78 により境界が規定されている。内壁 78 は、一方側が圧力側壁部 40 に接続され、且つ、他方側が吸込側壁部 42 に接続されている。後縁冷却キャビティ 76 は、ブレードの外部に、圧力側壁部 40 を通して設けられた空気出口ポートを介して連通しており、空気出口ポートは、例えば、横断面にほぼ平行に延びるスロット 79（図 2 に見られる）の形状を有する。

20

【0053】

後縁冷却キャビティ 76 の空気供給は、例えば、このキャビティの、ブレード 30 のルート 32 に組み込まれた冷却空気供給装置への接続により提供され、その方法は、「直接供給」と一般的に称される、それ自体は公知の方法である。この装置は、好ましくは、冷却回路 50 を供給する装置とは異なる。

30

【0054】

一方、図 6 は、冷却回路 50 の効率の最適化を可能にする、冷却回路 50 の優先的な特徴を示す。より正確には、図 6 は、吸込側壁部 42 を吸込側キャビティ 54 の内側から方向 Y に沿って見た様子を平面に展開した図である。動作がより良好に理解されるように、図 6 は、圧力側キャビティ 52 の出口セクション 64、及び、圧力側キャビティ 56 の入口セクション 62 も示す。これらのセクションは、図示の便宜上、吸込側キャビティより上、及び、より下に示されている。これらのセクションが、実際にはこのような配置でなく、このキャビティに面し且つ図 6 の平面の外側に位置することが理解されよう。

【0055】

40

図 6 に示されているように、吸込側キャビティ 54 が第 1 のデフレクタ（偏向板）80 を含み、デフレクタ 80 は、吸込側壁部 42 から、エアfoil部の第 1 内壁 58 の方向に（すなわち、寸法が低減する方向 Y に）突出して延びている。図示の例において、第 1 デフレクタ 80 は第 1 内壁 58 に接続されており、半径方向外側に向けられた凹面を有し、且つ、吸込側キャビティ 54 の側壁を形成している第 4 内壁 78 の方向に湾曲されている。第 4 内壁 78 は、吸込側キャビティ 54 の境界を、後縁 46 の側にて（より大まかには、吸込側キャビティの出口セクション 70 が接続される圧力側キャビティ 56 の側にて）定めている。或いは、第 1 デフレクタ 80 は、第 1 内壁 58 から離れる方向に延びる自由端を有し得る。

【0056】

50

図示の例において、第1デフレクタ80は、半径方向外端部82を有する。半径方向外端部82は、ほぼ方向Z及び方向Yに沿って、吸込側キャビティ54の半径方向外端部まで(すなわち、典型的には、キャビティ52, 54, 56, 72, 76を外部に対して半径方向に閉鎖しているエアfoil部の底壁83まで)延びている。半径方向外端部82は、好ましくは、吸込側キャビティ54の空気入口セクション68に(従って、第3内壁74の側に)延びる。さらに、第1デフレクタ80は、半径方向内端部84を有する。半径方向内端部84はほぼ方向X及び方向Yに沿って延び、且つ、第4内壁78に接続されている。最後に、第1デフレクタ80は、空気ポート86を含む。

【0057】

図6に示されているように、吸込側キャビティ54は、第2のデフレクタ90を含む。デフレクタ90は、吸込側壁部42から、エアfoil部の第1内壁58の方向に突出して延びている。第2デフレクタ90は、各々、第1内壁58から遠ざかる方向に延びる自由端を有する。これらの第2デフレクタ90は、頂点92を有する逆V字状に構成されており、頂点92は、半径方外側に(すなわち、キャビティ52, 54, 56, 72, 76の境界をブレード頂部35の側にて定めているエアfoil部の底壁83に)向けられている。第2デフレクタ90のそれぞれの頂点92は、有利には、半径方向Zに平行な同一線上にほぼ収束している。

10

【0058】

その他のタイプのデフレクタ及びディスラプタ(攪乱部)を、代替的に又は付加的に用いることができる。

20

【0059】

さらに、デフレクタ及びディスラプタの、図6を参照して上述したものと類似の配置を、圧力側キャビティ52, 56内の圧力側壁部に関して、及び/又は、キャビティ52, 54, 56の内の内壁58, 74, 78に関して提供できる。

【0060】

ここで、冷却回路50の動作について説明する。

【0061】

そのために、上述のブレード30を保持しているロータ回転ディスクを含むタービンを備えた航空機ターボ機械について考察する。実際に、ディスクは、ブレード30に類似した複数のブレードを保持している。

30

【0062】

動作において、冷却回路50に、例えばターボ機械のコンプレッサステージで取り込まれる冷却空気が供給される。

【0063】

冷却空気は、ブレード30の圧力側キャビティ52に、このキャビティの空気入口セクション60を通過して入り、次いで、このキャビティ内で半径方向外側に、すなわち、ブレードルート32からブレード頂部35の方向に流れる。

【0064】

次いで、冷却空気は、圧力側キャビティ52の出口セクション64を通過し、次いで、吸込側キャビティ54の入口セクション68に入り(図3の矢印100)、次いで、この吸込側キャビティ54内で空気は半径方向内側に、すなわち、ブレード頂部35からブレードルート32の方向に流れる(図6の矢印102)。

40

【0065】

次いで、冷却空気は、吸込側キャビティ54の出口セクション70を通過し、次いで、圧力側キャビティ56の入口セクション62に入り(図5の矢印104)、次いで、空気はこの圧力側キャビティ56内で半径方向外側に流れる。

【0066】

本発明の原理によれば、こうして、圧力側キャビティ52及び56に流入した空気が半径方向外側に流れ、一方、吸込側キャビティ54に流入した空気は半径方向内側に流れる。その結果、圧力側キャビティ52及び56に流入した空気は、ロータの回転によるコリ

50

オリ効果の力により圧力側壁部 40 に向かって偏向され、一方、吸込側キャビティ 54 に流入した空気は、コリオリ効果の力により吸込側壁部 42 に向かって偏向される。こうして、圧力側壁部及び吸込側壁部が、最適に且つ均一に冷却される。

【0067】

冷却回路 50 を形成している様々なキャビティ間の連続的な転換部及び接続部が、概してエアfoil部の厚さの方向に向けられていることが理解されよう。

【0068】

詳細には、吸込側キャビティ 54 に流入した空気は、第 1 デフレクタ 80 により部分的に (図 6 の矢印 106)、キャビティの半径方向外側部分における第 4 内壁 78 の方向に偏向され、それにより、吸込側キャビティ 54 の領域 108 (このキャビティの半径方向外端付近にあり、且つ、圧力側キャビティ 52 の空気出口セクション 64 に対してずれている) の冷却を最適化する。次いで、第 1 デフレクタ 80 により偏向された空気は、空気ポート 86 を通過し、半径方向内側に進む。

10

【0069】

さらに、空気流 102 は、吸込側キャビティ 54 の側壁に向かって、すなわち、エアfoil部の第 3 内壁 74 及び第 4 内壁 78 に向かって部分的に偏向される (矢印 110)。これは、吸込側キャビティ 54 の領域 112 (このキャビティの半径方向内端付近にあり、且つ、圧力側キャビティ 56 の空気入口セクション 62 に対してずれている) の冷却を最適化することを可能にする。

20

【0070】

図 7 は、本発明の代替的な実施形態に係るブレードのエアfoil部 34a を示す。このブレードは、エアfoil部 34a が 2 つの冷却回路 50 及び 50' を含むことにより、上述のブレード 30 とは区別される。これらの冷却回路の各々が、図 3 ~ 図 6 の冷却回路 50 に類似している。

【0071】

図 7 に示されているように、前縁 44 側に位置する冷却回路 50 に属する圧力側キャビティ 56 及び吸込側キャビティ 54 は、それぞれ、後縁 46 側に位置する冷却回路 50' に属する圧力側キャビティ 52' 及び吸込側キャビティ 54' から、エアfoil部の第 5 の内壁 113 により分離されている。第 5 内壁 113 は圧力側壁部 40 を吸込側壁部 42 に接続している。

30

【0072】

さらに、冷却回路 50 及び冷却回路 50' の各々の圧力側キャビティ 52, 52' の空気入口セクションが、ブレード 30 のルート 32 に組み込まれた冷却空気供給装置に接続されている。

【0073】

もちろん、本発明による前記又は各冷却回路は、圧力側キャビティの個数が吸込側キャビティの個数に等しいか又はそれよりも 1 つ多い限りにおいて、上述の例よりも多数のキャビティを含み得る。

【0074】

そして、図 8 は、本発明の別の代替的な実施形態に係るブレードのエアfoil部 34b を示す。このブレードは、エアfoil部 34b が、連続的に相互接続された 2 つの吸込側キャビティ及び 3 つの圧力側キャビティを含む冷却回路 50a を含むことにより、上述のブレード 30 とは区別される。

40

【0075】

より詳細には、中間の圧力側キャビティ 114 が、冷却空気供給装置に接続された圧力側キャビティ 52 と、上述の空気出口ポートによりエアfoil部の外部に通じている圧力側キャビティ 56 との間に配置されている。さらに、吸込側キャビティ 116 が吸込側キャビティ 54 の側に配置されている。

【0076】

50

圧力側キャビティ 1 1 4 と圧力側キャビティ 5 6 とは、圧力側壁部 4 0 を第 1 内壁 5 8 に接続しているエアfoil部の第 5 の内壁 1 1 8 によって互いに分離されている。そして、吸込側キャビティ 5 4 と吸込側キャビティ 1 1 6 とは、第 1 内壁 5 8 を吸込側壁部 4 2 に接続しているエアfoil部の第 6 の内壁 1 2 0 により互いに分離されている。

【 0 0 7 7 】

中間の圧力側キャビティ 1 1 4 の出口セクションは、吸込側キャビティ 1 1 6 の入口セクションに接続されており、吸込側キャビティ 1 1 6 の出口セクションは、圧力側キャビティ 5 6 の入口セクションに接続されている。

【 0 0 7 8 】

このようにして、冷却空気は、圧力側キャビティ 5 2 , 1 1 4 及び 5 6 の各々においては圧力側壁部 4 0 に沿って半径方向外側に流れ、そして、吸込側キャビティ 5 4 及び 1 1 6 の各々においては、吸込側壁部 4 2 に沿って半径方向内側に流れる。

10

【符号の説明】

【 0 0 7 9 】

1 0	エアfoil部	
1 2	内部冷却回路	
1 4	圧力側の壁部	
1 6	吸込側の壁部	
3 0	ブレード	
3 2	ブレードルート	20
3 4	エアfoil部	
3 5	ブレード頂部	
3 6	空力プラットフォーム	
4 0	圧力側の壁部	
4 2	吸込側の壁部	
4 4	前縁	
4 6	後縁	
5 0	内部冷却回路	
5 2	圧力側キャビティ	
5 4	吸込側キャビティ	30
5 6	圧力側キャビティ	
5 8	第 1 内壁	
5 9	第 2 内壁	
6 0	空気入口セクション	
6 2	空気入口セクション	
6 4	空気出口セクション	
6 6	空気出口セクション	
6 8	空気入口セクション	
7 0	空気出口セクション	
7 2	前縁の冷却キャビティ	40
7 4	第 3 内壁	
7 6	後縁の冷却キャビティ	
7 8	第 4 内壁	
8 0	第 1 デフレクタ	
8 6	空気ポート	
9 0	第 2 デフレクタ	
9 2	頂点	
1 0 2	空気流	
1 0 6	空気流	
1 1 0	空気流	50

- 1 1 3 第5内壁
- 1 2 0 第6内壁
- X エンジン軸
- Z 半径方向

【要約】

航空機ターボ機械におけるタービンの動翼（動ブレード）の内部冷却の効果には限界がある。なぜならこの冷却が、圧力側壁部及び吸込側壁部の各々において不均一だからである。この問題に対処するために、動翼のエアfoil部（34）を冷却するための回路（50）を含むブレードが提案される。この回路においてキャビティが連続的に相互接続されており、これにより、空気流が、圧力側キャビティ（52, 56）においては圧力側壁部（40）に沿って半径方向外側に流れ、また、前記エアfoil部の内壁（58）により前記圧力側キャビティから分離されている吸込側キャビティ（54）においては、吸込側壁部（42）に沿って半径方向内側に流れる。こうして、コリオリ効果の力により、空気流が圧力側壁部及び吸込側壁部の各々に向けて偏向されて、冷却の不均一性が抑制される。

10

【図1】

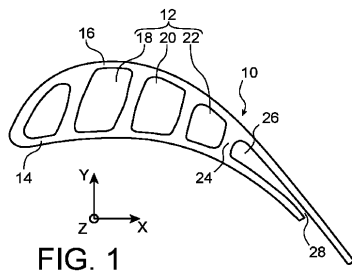


FIG. 1

【図3】

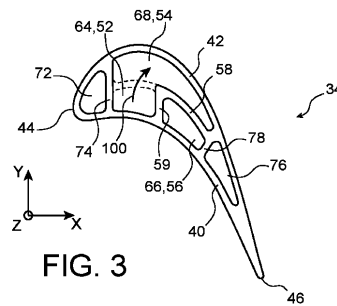


FIG. 3

【図2】

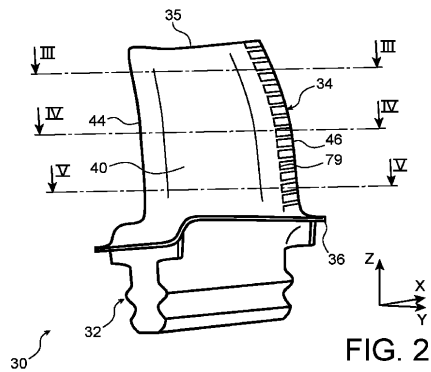


FIG. 2

【図4】

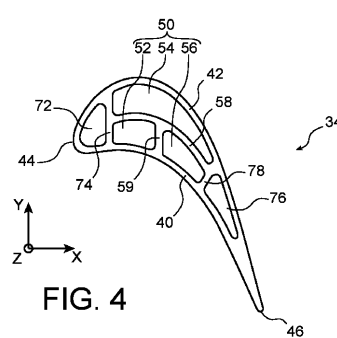


FIG. 4

【 図 5 】

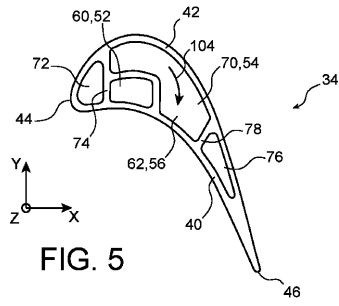


FIG. 5

【 図 7 】

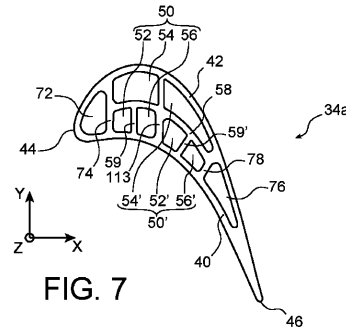


FIG. 7

【 図 6 】

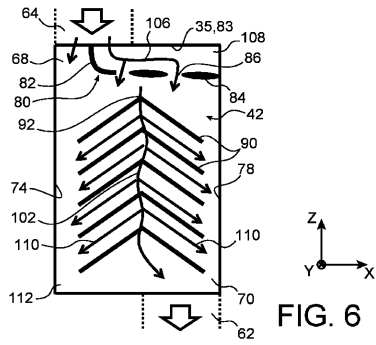


FIG. 6

【 図 8 】

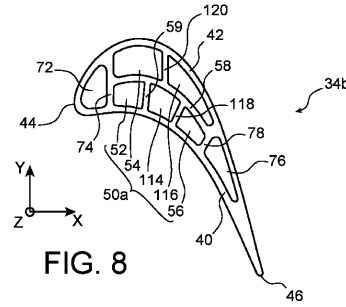


FIG. 8

フロントページの続き

- (72)発明者 エヌー、パトリス
フランス国、77550 モワシー-クラマイエル セデックス、ロン-ポワン ルネ ラボー、
スネクマ ペ・イ(ア・ジ・イ)
- (72)発明者 チガー ブハウ デ キュイサー、セバスツァン
フランス国、77550 モワシー-クラマイエル セデックス、ロン-ポワン ルネ ラボー、
スネクマ ペ・イ(ア・ジ・イ)
- (72)発明者 ボール=ブイッガ マジュウ、ジャン=リュック
フランス国、77550 モワシー-クラマイエル セデックス、ロン-ポワン ルネ ラボー、
スネクマ ペ・イ(ア・ジ・イ)

審査官 佐藤 健一

- (56)参考文献 特開平07-189603(JP,A)
特開2014-051976(JP,A)
特開平10-274002(JP,A)
特開平09-133001(JP,A)
特開2003-074304(JP,A)
特開2007-146842(JP,A)
特開2005-054776(JP,A)
特開2001-234702(JP,A)
米国特許第05165852(US,A)
米国特許出願公開第2010/0226788(US,A1)
米国特許出願公開第2009/0324385(US,A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/12-18、22-24、28-32
F01D 9/00-11/10
F02C 7/12-18
DWPI(Thomson Innovation)