

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2009-168024

(P2009-168024A)

(43) 公開日 平成21年7月30日(2009.7.30)

(51) Int.Cl. F I テーマコード (参考)
F O 4 D 29/32 (2006.01) F O 4 D 29/32 A 3 H 1 3 0

審査請求 未請求 請求項の数 14 O L 外国語出願 (全 26 頁)

<p>(21) 出願番号 特願2009-3165 (P2009-3165) (22) 出願日 平成21年1月9日 (2009.1.9) (31) 優先権主張番号 0850120 (32) 優先日 平成20年1月10日 (2008.1.10) (33) 優先権主張国 フランス (FR)</p>	<p>(71) 出願人 505277691 スネクマ 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 (74) 代理人 100062007 弁理士 川口 義雄 (74) 代理人 100114188 弁理士 小野 誠 (74) 代理人 100140523 弁理士 渡邊 千尋 (74) 代理人 100119253 弁理士 金山 賢教 (74) 代理人 100103920 弁理士 大崎 勝真</p>
--	--

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 スペーサストリップを有する2枚翼型ブレード

(57) 【要約】

【課題】ブレードの機械的強度の妥協なしで、より良好な空気学的効率を提供するブレードを提供すること。

【解決手段】本発明は、前縁(102)及び後縁(103)を有するブレード(100)に関する。ブレード(100)は、上記前縁(102)と上記後縁(103)との間に延在している内面(15)及び外面(14)を有する第1の翼(10)と、上記前縁(102)と上記後縁(103)との間に延在している内面(24)及び外面(25)を有する第2の翼(20)と、第1の翼(10)の上記内面(15)と第2の翼(20)の上記内面(24)とを相互に接続する少なくとも1つのスペーサストリップ(30)とを備え、上記少なくとも1つのストリップ(30)は、上記後縁(103)まで延在しており、第1の翼の内面(15)と第2の翼の内面(24)との間の距離(D)は、第1又は第2の翼(10、20)の最大厚みと同じ桁である。

【選択図】図2

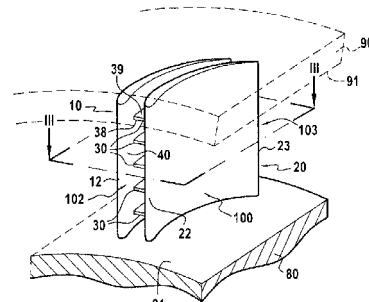


FIG.2

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

前縁(102)及び後縁(103)を有するターボ機械のブレード(100)であって、前記前縁(102)と前記後縁(103)との間に延在している内面(15)及び外面(14)を有する第1の翼(10)と、前記前縁(102)と前記後縁(103)との間に延在している内面(24)及び外面(25)を有する第2の翼(20)と、第1の翼(10)の前記内面(15)と第2の翼(20)の前記内面(24)とを相互に接続する少なくとも1つのスペーサストリップ(30)とを備え、前記第1の翼(10)及び前記第2の翼(20)が、第1の翼(10)の前記内面(15)が略全領域にわたって第2の翼(20)の前記内面(24)に面するように、隣り合って配列されており、前記少なくとも1つのストリップ(30)が、前記後縁(103)まで延在していることを特徴とする、ブレード(100)。

10

【請求項 2】

少なくとも3つのストリップ(30)を含むことを特徴とする、請求項1に記載のブレード(100)。

【請求項 3】

ブレード(100)の高さの0%から30%の範囲に位置している第1のストリップ(30_A)と、ブレード(100)の高さの70%から100%の範囲に位置している最後のストリップ(30_N)と、ブレード(100)の高さの実質的に中間に位置しているストリップ(30)とを含み、0%の高さが、ブレード(100)の半径方向内側端部に一致しており、100%の高さが、ブレード(100)の半径方向外側端部に一致していることを特徴とする、請求項2に記載のブレード(100)。

20

【請求項 4】

前記少なくとも1つのストリップ(30)の前縁(32)が鋭い縁を形成するように、前記少なくとも1つのストリップ(30)の厚みが、その中央から前記前縁(32)に向かって減少していることを特徴とする、請求項1から3のいずれか一項に記載のブレード(100)。

【請求項 5】

前記少なくとも1つのストリップ(30)の後縁(33)が鋭い縁を形成するように、前記少なくとも1つのストリップ(30)の厚みが、その中央から前記後縁(33)に向かって減少していることを特徴とする、請求項1から4のいずれか一項に記載のブレード(100)。

30

【請求項 6】

第1の翼(10)の前記外面(14)、第1の翼(10)の前記内面(15)、第2の翼(20)の前記内面(24)、及び、第2の翼(20)の前記外面(25)が、全て異なる外形を有することを特徴とする、請求項1から5のいずれか一項に記載のブレード(100)。

【請求項 7】

第1の翼(10)の前記内面(15)と第2の翼(20)の前記内面(24)との間の距離(D)が、前記第1又は第2の翼(10、20)の最大厚みの3倍以下であることを特徴とする、請求項1から6のいずれか一項に記載のブレード(100)。

40

【請求項 8】

距離(D)が、15mm未満であることを特徴とする、請求項7に記載のブレード(100)。

【請求項 9】

前記ストリップ(30)の少なくとも1つが、直線状であることを特徴とする、請求項1から8のいずれか一項に記載のブレード(100)。

【請求項 10】

前記ストリップ(30)の少なくとも1つが、前記ブレードの高さ方向に延在する少なくとも1つの面において湾曲を有することを特徴とする、請求項1から9のいずれか一項

50

に記載のブレード(100)。

【請求項11】

前記第1の翼(10)と前記第2の翼(20)との間に第3の翼をさらに備え、前記第3の翼が、ブレード(100)の前記前縁(102)と前記後縁(103)との間に延在している第1の面及び第2の面を有し、前記第1の面が、前記少なくとも1つのストリップ(30)によって第1の翼(10)の前記内面(15)に接続されており、前記第2の面が、前記少なくとも1つのストリップ(30)によって第2の翼(20)の内面(24)に接続されていることを特徴とする、請求項1から10のいずれか一項に記載のブレード(100)。

【請求項12】

一連の、請求項1から11のいずれか一項に記載のブレード(100)を外周上に含む、ブレード付きホイール。

【請求項13】

第1の翼(10)と第2の翼(20)との間の空間(40)における空気流に対する擾乱を最小化するように、前記ストリップ(30)が存在していない場合に前記空気流が後に続く流線に、前記ストリップ(30)が実質的に続いていることを特徴とする、請求項12に記載のブレード付きホイール。

【請求項14】

請求項1から11のいずれか一項に記載の少なくとも1つのブレード(100)を含む、ターボ機械。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、前縁及び後縁を有するブレードに関する。

【0002】

以下の記述において、用語「前縁」及び「後縁」は、ブレードに沿った空気の通常の流れ方向に関連して定義される。

【背景技術】

【0003】

ターボ機械において、空気は、ターボ機械の主軸Pに沿って軸方向に配設された複数のブレード段によって圧縮され、各段は、上記主軸Pまわりの外周周囲に配設された一連のブレードを備える。そのような段は、ブレード付きホイールとして知られている。主軸Pが中心とされた外周プラットフォームから、ブレードは、環状ケーシングに向かって略半径方向に外側に延在している。ブレードの高さは、ブレードの半径の寸法、すなわち、実質的にケーシングの半径とプラットフォームの半径との差異である。

【0004】

ブレード付きホイールの一部を示している図1において示されるように、ブレード付きホイールの各ブレード1は、プラットフォーム80の半径方向外側表面(壁)81とケーシング90の半径方向内側表面(壁)91との間に延在している。ブレード1が1枚の翼によって構成されていることから、それは、1枚翼型ブレードと称される。ブレード1の半径方向内側端部8は、プラットフォーム80に固定されている。ブレード1の半径方向外側端部9は、固定翼を構成する場合にはケーシング90に固定されており、そうでなければロータブレードを構成する場合には自由端である。このように、ブレード付きホイールは、プラットフォーム80の上記壁81とケーシング90の上記壁91との間に位置しているブレード1を有し、ブレードは、固定翼1又はロータブレード1であり得る。

【0005】

各ブレード1は、前縁2及び後縁3を有し、これらの2つの縁を相互に接続する軸A(ブレードの軸)は、ターボ機械の主軸Pに略平行である。前縁2と後縁3とを相互に接続する面の一方が凸状(凸面4)であり、且つ、前縁と後縁とを相互に接続する他方の面が凹状(凹面5)であるように、各ブレード1は、軸Aに対して湾曲されている。

10

20

30

40

50

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

ブレード付きホイール上のブレードの枚数は、ブレード付きホイールについての軽量性を得ることと、（高速で回転するブレード付きホイールに起因する熱応力及び機械的応力を受けるときの）ブレードについての高い機械的強度を得ることと、ブレードの空気力学的効率を最大化することと、その結果としてブレード付きホイールの空気力学的効率を最大化することとの間の妥協として決定されている。現在のところ、ブレードの幾何形状は、そのようなブレードを支持するブレード付きホイールの空気力学的性能において、いかなる著しい改善の達成も可能としない。

10

【0007】

本発明は、ブレードの機械的強度の妥協なしで、より良好な空気力学的効率を提供するブレードを提供することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0008】

この目的は、ブレードが、ブレードの前縁と後縁との間に延在している内面及び外面を有する第1の翼と、ブレードの前縁と後縁との間に延在している内面及び外面を有する第2の翼と、第1の翼の内面と第2の翼の内面とを相互に接続する少なくとも1つのスペーサストリップとを備え、第1の翼の上記内面が略全領域にわたって第2の翼の上記内面に面するように、第1の翼及び第2の翼が隣り合って配列されており、少なくとも1つのストリップが後縁まで延在している、ということによって達成される。

20

【0009】

これらの配置を用いて、本発明のブレードは、1枚の翼によって構成されたブレードよりも高い機械的強度を有する。この増加された機械的強度は、ブレードを構成する各翼の平均厚みが低減されるのを可能とする。この厚みの低減は、翼の周囲を通過する空気の流れが阻害されにくくなることから、ブレードの空気力学的効率の改善をもたらす。さらに、特にストリップがブレードの後縁の範囲まで延在していることから、ストリップは2枚の翼間の空気を案内し、案内された空気自体が、ブレードの後縁において2枚の翼の外壁に沿って流れる空気を案内するのに寄与する。これは、後縁における流れの乱れを最小化する。したがって、ブレードの空気力学的効率は、さらに改善される。

30

【0010】

有利には、ブレードは、最低3つのストリップを有する。

【0011】

このより多いストリップ数は、ブレードをより強固にするとともに、第1の翼と第2の翼との間の空間における空気流に対するより良好な案内をもたらすのに役立つ。

【0012】

本発明はまた、一連の本発明のブレードをその外周周囲に含むブレード付きホイールを提供する。

【0013】

本発明のブレードの幾何形状によって可能とされるような（1枚翼型ブレードと比較された）本発明の各ブレードの空気力学的効率の改善は、従来のブレード付きホイール上の1枚翼型ブレード間の間隔と比較して、ブレード付きホイールのプラットフォームの外周周囲にブレードがより広い間隔をあけて配置されるのを可能とする。概して、本発明の個々のブレードが1枚翼型ブレードよりも重い可能性があるという事実にもかかわらず、本発明のブレード付きホイールは、それでもなお、1枚翼型ブレードが取り付けられたブレード付きホイールの重量以下の重量を有することができ、より高い効率をもたらすことができる。

40

【0014】

非限定的な例によって与えられた以下の実施形態の詳細な記述を読むことにより、本発明は、十分に理解されることができ、その利点は、よりよく現れる。記述は、添付図面を

50

参照する。

【図面の簡単な説明】

【0015】

【図1】従来のブレードの斜視図である。

【図2】本発明のブレードの斜視図である。

【図3】図2のブレードの面III-III上の横断面図である。

【図4】図3のブレードの面IV-IV上の縦断面図である。

【図5】図3のブレードの他の実施形態の縦断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0016】

10

図2は、プラットフォーム80上に取り付けられた本発明のブレード100を示している。ブレード100は、第1の翼10と、第2の翼20とを備える。これら翼のそれぞれは、1枚翼型ブレードと同様であり、したがって、凸面と、凹面と、前縁と、後縁とを有する。これら2枚の翼は、第1の翼10の凹面15が略全領域にわたって第2の翼20の凸面24に面するように、隣り合って配列されている。その結果、第1のブレード10と第2のブレード20との間に空間40が画定されている。したがって、凹面15は、第1の翼10の内面15と称され、凸面24は、第2の翼20の内面24と称される。第1の翼10の凸面14及び第2の翼20の凹面25は、ブレード100の外面を構成する。したがって、凸面14は、第1の翼10の外面14と称され、凹面25は、第2の翼20の外面25と称される。したがって、ブレード100は、2枚翼型ブレードと称される。

20

【0017】

第1の翼10の内面15及び第2の翼20の内面24は、空間40内に配設された1つより多いスペースストリップ30によって相互に接続されている。各ストリップは、前縁22と、後縁23と、それらの間に半径方向内面38（すなわち、プラットフォーム80の方を向いている）及び半径方向外面39（すなわち、ケーシング90の方を向いている）を有する中央部分とを有する。

【0018】

各ストリップ30は、2つの内面を相互に接続する連続的な接続要素であり、接続要素は、ブレード100の機械的強度及び凝集性に寄与する補強材と、第1の翼10と第2の翼20との間の空気流を案内する半径方向内面38及び半径方向外面39に沿ったガイドとの双方を形成している。各ストリップ30の内部は、中空であっても中空でなくてもよい。

30

【0019】

ストリップ30は、実質的に、第1の翼10の前縁12及び第2の翼20の前縁22から第1の翼10の後縁13及び第2の翼20の前縁23まで延在している。したがって、ブレード100の前縁102は、第1の翼10の前縁12及び第2の翼20の前縁22によって構成される。ブレード100の後縁103は、第1の翼10の後縁13及び第2の翼20の後縁23によって構成される。前縁102から後縁103に向かう方向に沿って、ストリップ30は、前縁102及び後縁103に対して略垂直に向けられている。

【0020】

40

ブレード100は、2枚の翼を備えることから、1枚翼型ブレードよりも高い機械的強度を有する。この増加された強度は、ブレード100を構成する各翼の平均厚みが低減されるのを可能とする。すなわち、第1及び第2の翼10、20は、それぞれ、1枚翼型ブレードが作り出すものよりも薄い厚みを有する。ブレード100の総重量は、1枚翼型ブレード1の重量と略等しい可能性がありさえもする。さらに、上述したように、ブレード100は、ストリップ30のために、1枚翼型ブレードよりも良好な空気力学的効率を有する。本発明のブレード100を有するブレード付きホイールにおいて、この空気力学的効率の改善は、従来のブレード付きホイールにおける1枚翼型ブレード間の間隔と比較して、ブレード付きホイールのプラットフォーム80の外周周囲にブレード100が互いにさらに広い間隔をあけて配置されるのを可能とする。要約すれば、本発明のブレード付き

50

ホイールは、したがって、1枚翼型ブレードが取り付けられたブレード付きホイールの重量以下の重量のものとすることができる。これは、本発明のブレード付きホイールが取り付けられたターボ機械の重量の低減をもたらし、その結果、その燃費の低減をもたらす。

【0021】

さらに、本発明のブレード100は、ブレード100が1枚翼型ブレードよりも大きな熱交換面積を有することから、1枚翼型ブレードよりも高温に耐える高い能力を有する。

【0022】

ブレード100は、複数のストリップ30を有してもよい。例えば、ブレードは、ブレード100の高さの0%から30%の範囲に位置している第1のストリップ30_Aと、ブレード100の高さの70%から100%の範囲に位置している最後のストリップ30_Nと、ブレード100の高さの実質的に中間に位置しているストリップとである最低3つのストリップを有してもよい。0%の高さは、ブレードの半径方向内側端部に一致しており、100%の高さは、ブレード100の半径方向外側端部に一致している。必要に応じて、さらなるストリップが上のストリップとの間に一定の間隔をあけて位置する。

10

【0023】

プラットフォーム80の半径方向外側表面81によって流れに発生される乱れを低減することにおいてより効果的であるために、第1のストリップ30_Aがプラットフォーム80から離れすぎない(具体的にはブレード100の高さの30%未満である)ことは重要である。同様に、ケーシング90の半径方向内側表面91によって流れに発生される乱れを低減することにおいてより効果的であるために、最後のストリップ30_Nがケーシング90から離れすぎない(具体的にはブレード100の高さの少なくとも70%である)ことは重要である。

20

【0024】

ブレード100は、3つよりも多い数、例えば、その全高にわたって分散配置された4つ、5つ、6つ、7つ、又は、それ以上のストリップを有してもよい。図2から図5は、5つのストリップ30を有するブレード100を示している。第1の翼10と第2の翼20との間を十分な空気流が通過するのを可能とするように、また、ブレード100の重量を最小化するように、それでもなお、ストリップ数は多すぎないのが好ましい。したがって、2つの隣接するストリップ30間の半径方向の距離は、第1の翼10の内面15と第2の翼20の内面24との間の距離Dよりも長いのが好ましい。

30

【0025】

第1の翼10の内面15と第2の翼20の内面24との間の距離Dは、第1又は第2の翼の最大厚みの3倍以下である。例えば、距離Dは、上記最大厚みと同じ桁であり得る。

【0026】

第1の翼10と第2の翼20との間の距離Dは、15ミリメートル(mm)未満であるのが好ましい。例えば、距離Dは、2mmから5mmの範囲であり得る。この距離Dは、前縁32と後縁33との間においてストリップ30に沿って変化してもよく、その場合、距離Dは、2枚の翼間の平均距離である。

【0027】

有利には、ブレード100を有するブレード付きホイールにおいて、ストリップ30は、それぞれ、上記ストリップ30に沿った空気流における乱れ/旋流が最小化されるような外形を有する。例えば、第1の翼10と第2の翼20との間の空間40における空気流に対する擾乱を最小化するように、ストリップ30が存在していない場合にこの空気流が後に続く流線に、ストリップ30は実質的に沿って延在している。

40

【0028】

特に、第1のストリップ30_A、すなわち、プラットフォーム80の壁(半径方向外側表面81)に最も近いストリップの外形及び配置、及び、最後のストリップ30_N、すなわち、ケーシング90の壁(半径方向内側表面91)に最も近いストリップの外形及び配置は、特に重要である。

【0029】

50

翼間の流線は、特に、ブレードの半径方向内側端部及び半径方向外側端部において、それぞれ、プラットフォーム 80 の壁 81 及びケーシング 90 の壁 91 によって定義される。すなわち、これらの壁に近い流線は、上記壁に略平行である。したがって、図 4 及び図 5 において示されるように、第 1 のストリップ 30_A は、プラットフォーム 80 の壁 81 に略平行であり、最後のストリップ 30_N は、ケーシング 90 の壁 91 に略平行である。

【0030】

例えば、ストリップ 30 の少なくとも 1 つは、直線状である。

【0031】

一例として、ストリップ 30 の少なくとも 1 つは、上記ブレードの高さ方向に延在する少なくとも 1 つの面（すなわち、ターボ機械の主軸 P を含む半径方向の面）において湾曲を有する。

10

【0032】

ストリップ 30 が存在していない場合に生じ得るようにストリップ 30 が空間 40 における空気流に続かないことも可能であり、それどころか、これらのストリップが空気をブレード 100 の根元部に向かって強制的に流すのを可能とする。一般に、分岐が 2 枚のブレード間の空気流において生じる（すなわち、2 枚の隣接するブレード間を通る空気流は、ブレードに沿って流れるのに従ってブレード根元部から先端に向かって上昇する傾向がある）ことが知られており、これは、望ましくないことが知られている。空間 40 における空気流をブレード 100 の根元部に向かって強制的に流すことにより、2 枚の隣接するブレード 100 の間の空気流は、影響を及ぼされ、その結果、この空気流における分岐を低減するのに寄与する。

20

【0033】

図 2 及び図 4 において、ストリップ 30 は、それぞれ、前縁 32 と後縁 33 との間において一定の厚み（ストリップ 30 の厚みは、それが属するブレード 100 の高さ方向における寸法である）を有するとして示されている。その結果、ストリップ 30 の前縁 32 及び後縁 33 は、略長方形である。あるいは、前縁 32 が鋭い縁を形成するように、ストリップ 30 の厚みは、その中央から前縁 32 に向かって減少していてもよい。さらに、代わりに、後縁 33 が鋭い縁を形成するように、ストリップ 30 の厚みは、その中央から後縁 33 に向かって減少していてもよい。結果として、第 1 の翼 10 と第 2 の翼 20 との間の空間 40 における空気流に対する擾乱は、一定の厚みのストリップによって発生される擾乱と比較して減少する。

30

【0034】

図 5 において示されるように、ストリップ 30 の厚みの低減は、漸進的であってもよく、又は、厚みは、ストリップ 30 に沿って略一定であってもよく、端部（前縁 32 及び / 又は後縁 33）の近傍においてのみ減少してもよい。

【0035】

ブレード又は翼の内面 / 外面の外形は、上記面の表面形状として定義される。例えば、第 1 の翼の内面 15 及び第 2 の翼の内面 24 の外形は同一であり、第 1 の翼の外面 14 及び第 2 の翼の外面 25 の外形は同一である。それにもかかわらず、1 枚翼型ブレードと比較した本発明のブレード 100 の異なる形状は、ブレード 100 の空気力学的特性に対する改良をもたらす。有利には、第 1 の翼 10 と第 2 の翼 20 との間の空間 40 及びブレード 100 の周囲における空気流が最適化されるように、第 1 の翼 10 の外面 14、第 1 の翼 10 の内面 15、第 2 の翼 20 の内面 24、及び、第 2 の翼 20 の外面 25 は、全て、異なる外形を有する。さらに、第 1 の翼 10 の外面 14 の外形は、1 枚翼型ブレードの凸面 4 の外形と異なり、第 2 の翼 20 の外面 25 の外形は、従来の 1 枚翼型ブレードの凹面 5 の外形と異なる。特に、第 1 の翼 10 の内面及び外面の外形並びに第 2 の翼 20 の内面及び外面の外形は、それぞれ、それらの間のいずれのストリップ 30 も接続することなく互いに近接して配置された種類の第 1 の翼の内面及び外面の外形並びに第 2 の翼の内面及び外面の外形と異なる。

40

【0036】

50

ストリップ30は、図5において示されるように、ブレード100の前縁102から後縁103まで延在している。あるいは、ストリップ30は、図4において示されるように、前縁102から一定の距離にあって後縁103の範囲まで延在してもよい。したがって、ストリップ30の前縁32は、ブレード100の前縁102から距離 d だけ後退した位置において始まる。一例として、この距離 d は、前縁102と後縁103との間の距離の10%未満である。

【0037】

ストリップ30を含む平面又は表面は、ストリップ30によって連結された翼の内面15、24に対して略垂直である。あるいは、ストリップ30は、ストリップの前縁32を後縁33に連結する中央の曲面に関してねじられてもよい。そのようなねじれは、第1の翼10と第2の翼20との間の空間40における空気流に対する擾乱を最小化するように、ストリップ30が存在していない場合にこの空気流が後に続く流線にストリップ30が実質的に続くのを保証するのに役立つ。

10

【0038】

ブレードは、鋼鉄、ニッケルもしくはコバルト系超合金、チタン合金、アルミニウム合金、又は、例えば、炭素繊維、ケブラー繊維、ガラス繊維、もしくは金属繊維等の繊維によって補強された、ポリマー、セラミック、もしくは金属母材等の母材を有する複合材料等、様々な材料から作られ得る。

【0039】

本発明のブレード100は、ブレード100を構成する材料に応じて、様々な方法を使用して作られ得る。

20

【0040】

上の記述において、ブレード100は、2枚の翼を有する。代わりに、ブレード100は、2枚よりも多い翼を有することもあり得る。例えば、ブレード100はまた、第1の翼10と第2の翼20との間に位置する第3の翼を有することもできる。第3の翼は、ブレード100の前縁102と後縁103との間に延在している第1及び第2の面を有する。第1の面は、少なくとも1つのスペースストリップ30によって第1の翼10の内面15に接続されており、第2の面はまた、少なくとも上記スペースストリップ30によって第2の翼20の内面24に接続されている。

【0041】

したがって、ブレード100は、3枚の翼を有し、第3の翼は、第1の翼10と第2の翼20との間に位置している。これらの3枚の翼は、第1の翼10の凹面15が略全領域にわたって第3の翼の凸面(第1の面)に面し、且つ、第2の翼20の凸面24が略全領域にわたって第3の翼の凹面に面するように、隣り合って配列されている。第1の翼10を第2の翼20に接続するストリップ30は、第3の翼を貫通する(又は、ブレードが作られる方法に応じて、上記第3の翼と交差する箇所で上記第3の翼の一部となる)。各ストリップ30が、第1の翼10と第3の翼とを相互に接続する第1の部分と、この第1の部分と並んで第3の翼を第2の翼20に接続する第2の部分の、2つの部分から作られることが考慮されてもよい。

30

【0042】

この3枚翼型ブレード100は、翼間及び上記ブレードの外部に沿った空気流がより良好に案内されることから、2枚翼型ブレード100よりも空気力学的により効率的である。その結果、さらに間隔をあけてブレードを配置することにより、ブレード付きホイール上のブレード100の総数を低減するのを可能とし、その結果、1枚翼型ブレードから作られたブレード付きホイールよりも軽量化したブレード付きホイールが得られる。

40

【0043】

本発明は、本発明の少なくとも1枚のブレード100を含むターボ機械に適用される。

【0044】

本発明は、非冷低圧タービン用のロータブレード又は固定翼について上に記述されている。本発明はまた、非冷高圧タービン用のロータブレード又は固定翼にも適用される。

50

【符号の説明】

【0045】

- 10 第1の翼
- 12、22、32、102 前縁
- 13、23、33、103 後縁
- 14、24 凸面
- 15、25 凹面
- 20 第2の翼
- 30、30_A、30_N ストリップ
- 38 半径方向内面
- 39 半径方向外面
- 40 空間
- 80 プラットフォーム
- 81 半径方向外側表面
- 90 ケーシング
- 91 半径方向内側表面
- 100 ブレード
- d、D 距離

【図1】

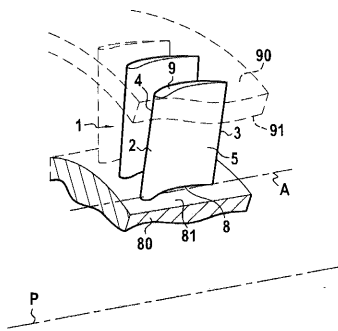


FIG.1

【図3】

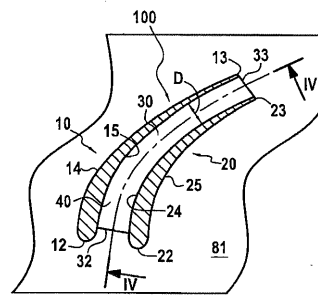


FIG.3

【図2】

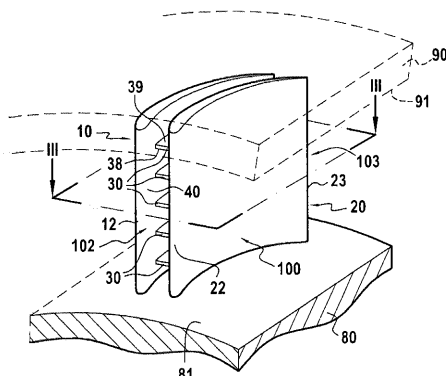


FIG.2

【図4】

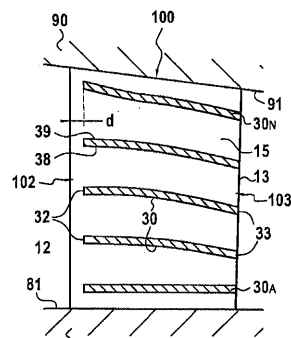


FIG.4

【 図 5 】

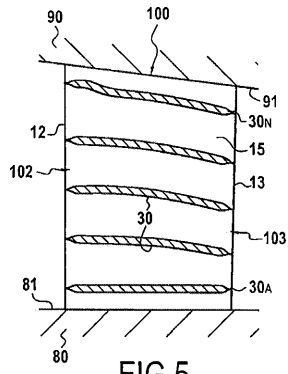


FIG.5

フロントページの続き

(74)代理人 100124855

弁理士 坪倉 道明

(72)発明者 パスカル・ルチエ

フランス国、 7 7 3 5 0 ・ ル ・ メ ・ シ ュ ー ル ・ セ ー ヌ 、 アンパス・ドウ・ラ・モット・ 1 2 3

Fターム(参考) 3H130 AA13 AB27 AB52 AB62 AC17 BA07C BA22C BA23C BA68C BA97C

CB01

【外国語明細書】

Specification**Title of Invention**

A TWIN-AIRFOIL BLADE WITH SPACER STRIPS

The present invention relates to a blade possessing a leading edge and a trailing edge.

In the description below, the terms "leading edge" and "trailing edge" are defined relative to the normal flow direction of air along the blade.

In a turbomachine, air is compressed by a plurality of blade stages disposed axially along the main axis P of the turbomachine, each stage comprising a series of blades disposed around a circumference about said main axis P. Such a stage is known as a bladed wheel. From a circumferential platform centered on the main axis P, the blades extend outwards substantially radially towards an annular casing. The height of a blade is the radial dimension of the blade, i.e. substantially the difference between the radius of the casing and the radius of the platform.

As shown in Figure 1, which shows a portion of a bladed wheel, each blade 1 of the bladed wheel extends between the radially-outer surface (wall) 81 of the platform 80 and the radially-inner surface (wall) 91 of the casing 90. Since the blade 1 is constituted by a single airfoil, it is referred to as a single-airfoil blade. The radially-inner end 8 of the blade 1 is secured to the platform 80. The radially-outer end 9 of the blade 1 is fastened to the casing 90 if it constitutes a stator vane, and otherwise it is free if it constitutes a rotor blade. The bladed wheel thus has blades 1 lying between said wall 81 of the platform 80 and said wall 91 of the casing 90, which blades may be stator vanes 1 or rotor blades 1.

Each blade 1 possesses a leading edge 2 and a trailing edge 3, with the axis A (axis of the blade) interconnecting these two edges being substantially parallel to the main axis P of the turbomachine. Each blade 1 is curved relative to its axis A so that one of its faces interconnecting its leading edge 2 and its trailing edge 3 is convex (convex face 4), while the other face interconnecting its leading edge and its trailing edge is concave (concave face 5).

The number of blades on a bladed wheel is determined as a compromise between obtaining low weight for the bladed wheel, obtaining high mechanical strength for a blade (when subjected to thermal stresses and to mechanical stresses due to the bladed wheel rotating at high speed), and maximizing the aerodynamic efficiency of a blade, and consequently the aerodynamic efficiency of the bladed wheel. At present, the geometry of blades does not enable any significant improvement to be achieved in the aerodynamic performance of a bladed wheel carrying such blades.

The invention seeks to provide blades that provide better aerodynamic efficiency, without compromising the mechanical strength of the blades.

This object is achieved by the fact that the blade comprises a first airfoil possessing an inner face and an outer face extending between the leading edge and the trailing edge of the blade, a second airfoil possessing an inner face and an outer face extending between its leading edge and its trailing edge, the first airfoil and the second airfoil being in side by side alignment such that, over substantially its entire area, said inner face of the first airfoil faces said inner face of the second airfoil, and at least one spacer strip interconnecting the inner face of the first airfoil and the inner face of the second airfoil, the at least one strip extending to the trailing edge.

By means of these dispositions, the blade of the invention presents greater mechanical strength than a blade constituted by a single airfoil. This increased mechanical strength enables the mean thickness of each of the airfoils constituting the blades to be reduced. This reduction in thickness leads to improving the aerodynamic efficiency of the blade, since the natural flow of air passing around the airfoils is less disturbed. In addition, the strips guide air between the two airfoils, with the guided air itself contributing to guide the air that flows along the outer walls of the two airfoils at the trailing edge of the blade, in particular because the strips extend as far as the trailing

edge of the blade. This minimize turbulence in the flow at the trailing edge. Consequently, the aerodynamic efficiency of the blade is further improved.

Advantageously, the blade has a minimum of three strips.

This larger number of strips serves to stiffen the blade better, and to provide better guidance to the flow of air in the space between the first airfoil and the second airfoil.

The invention also provides a bladed wheel including a series of blades of the invention around its circumference.

The improvement in the aerodynamic efficiency of each of the blades of the invention (compared with a single-airfoil blade) as made possible by the geometry of the blades of the invention, allows the blades to be spaced more widely apart around the circumference of the platform of the bladed wheel compared with the spacing between the single-airfoil blades on a prior art bladed wheel. Overall, in spite of the fact that an individual blade of the invention may be heavier than a single-airfoil blade, a bladed wheel of the invention can nevertheless present weight that is equal to or less than the weight of a bladed wheel fitted with single-airfoil blades, and it can provide greater efficiency.

The invention can be well understood and its advantages appear better on reading the following detailed description of an embodiment given by way of non-limiting example. The description refers to the accompanying drawings, in which:

- Figure 1 is a perspective view of prior art blades;
- Figure 2 is a perspective view of a blade of the invention;
- Figure 3 is a cross-section on plane III-III of the Figure 2 blade;
- Figure 4 is a longitudinal section on plane IV-IV of the Figure 3 blade; and
- Figure 5 is a longitudinal section of another embodiment of the Figure 3 blade.

Figure 2 shows a blade 100 of the invention mounted on a platform 80. The blade 100 comprises a first airfoil 10 and a second airfoil 20, each of these airfoils being similar

to a single-airfoil blade and thus possessing a convex face, a concave face, a leading edge, and a trailing edge. These two airfoils are in side-by-side alignment so that, over substantially its entire area, the concave face 15 of the first airfoil 10 faces, the convex face 24 of the second airfoil 20. A space 40 is thus defined between the first blade 10 and the second blade 20. The concave face 15 is thus referred to as the inner face 15 of the first airfoil 10, and the convex face 24 is thus referred to as the inner face 24 of the second airfoil 20. The convex face 14 of the first airfoil 10 and the concave face 25 of the second airfoil 20 constitute the outer faces of the blade 100. The convex face 14 is therefore referred to as the outer face 14 of the first airfoil 10, and the concave face 25 is referred to as the outer face 25 of the second airfoil 20. The blade 100 is therefore referred to as a twin-airfoil blade.

The inner face 15 of the first airfoil 10 and the inner face 24 of the second airfoil 20 are interconnected by one or more spacer strips 30 disposed in the space 40. Each strip possesses a leading edge 22, a trailing edge 23, and, between them, a central portion with a radially-inner face 38 (i.e. facing towards the platform 80) and a radially-outer face 39 (i.e. facing towards the casing 90).

Each strip 30 is a continuous connecting element that interconnects the two inner faces, the connecting element forming both reinforcement that contributes to the mechanical strength and cohesion of the blade 100, and a guide along its radially-inner face 38 and its radially-outer face 39 for guiding the flow of air between the first airfoil 10 and the second airfoil 20. The inside of each strip 30 may be hollow or solid.

The strips 30 extend substantially from the leading edge 12 of the first airfoil 10 and the leading edge 22 of the second airfoil 20 to the trailing edge 13 of the first airfoil 10 and the trailing edge 23 of the second airfoil 20. The leading edge 102 of the blade 100 is thus constituted by the leading edges 12 and 22 of the first airfoil 10 and of the second

airfoil 20, respectively. The trailing edge 103 of the blade 100 is constituted by the trailing edges 13 and 23 of the first airfoil 10 and of the second airfoil 20, respectively. Along the direction from the leading edge 102 towards the trailing edge 103, the strips 30 are oriented substantially perpendicularly to the leading edge 102 and to the trailing edge 103.

Since the blade 100 comprises two airfoils, it possesses mechanical strength that is greater than that of a single-airfoil blade. This increased strength enables the mean thickness of each of the airfoils constituting the blade 100 to be reduced, i.e. each of the first and second airfoils 10 and 20 present smaller thickness than would be presented by a single-airfoil blade. The total weight of the blade 100 may even be substantially equal to the weight of a single-airfoil blade. In addition, as explained above, the blade 100 presents better aerodynamic efficiency than does a single-airfoil blade, because of the strips 30. On a bladed wheel having blades 100 of the invention, this improvement in aerodynamic efficiency allows the blades 100 to be spaced further apart from one another around the circumference of the platform 80 of the bladed wheel, compared with the spacing between single-airfoil blades on a prior art bladed wheel. To sum up, a bladed wheel of the invention may thus be of weight that is equal to or less than the weight of a bladed wheel fitted with single-airfoil blades. This results in a decrease in the weight of a turbomachine fitted with bladed wheels of the invention, and thus to a decrease in its fuel consumption.

In addition, the blade 100 of the invention presents greater ability to withstand high temperatures than does a single-airfoil blade, since the blade 100 possesses a larger heat exchange area than does a single-airfoil blade.

The blade 100 may have a plurality of strips 30, for example the blade may include a minimum of three strips, with a first strip 30_A situated in the range 0% to 30% of the height of the blade 100, a last strip 30_N situated in the range 70% and 100% of the height of the blade 100, and a strip situated

substantially in the middle of the height of the blade 100, and where a height of 0% corresponds to the radially-inner end of the blade and a height of 100% corresponds to the radially-outer end of the blade. Where appropriate, additional strips are situated at regular intervals between the above strips.

It is important for the first strip 30_A not to be too far away from the platform 80 (specifically less than 30% of the height of the blade 100) in order to be more effective in decreasing the turbulence generated in the flow by the radially-outer surface 81 of the platform 80. Similarly, it is important for the last strip 30_N not to be far too far away from the casing 90 (specifically at least 70% of the height of the blade 100) in order to be more effective in decreasing the turbulence generated in the flow by the radially-inner surface 91 of the casing 90.

The blade 100 may have a number of strips that is greater than three, for example, four, five, six, seven, or more distributed over its entire height. Figures 2 to 5 show a blade 100 having five strips 30. In order to allow a sufficient flow of air to pass between the first airfoil 10 and the second airfoil 20, and in order to minimize the weight of the blade 100, it is nevertheless preferable for the number of strips not to be too great. Thus, it is preferable for the radial distance between two adjacent strips 30 to be greater than the distance D between the inner face 15 of the first airfoil 10 and the inner face 24 of the second airfoil 20.

The distance D between the inner face 15 of the first airfoil 10 and the inner face 24 of the second airfoil 20 is equal to no more than three times the maximum thickness of the first or the second airfoil. For example, the distance D is may be of the same order of magnitude as said maximum thickness.

The distance D between the first airfoil 10 and the second airfoil 20 is preferably less than 15 millimeters (mm). For example, the distance D may lie in the range 2 mm to 5 mm.

This distance D may vary along the strip 30 between its leading edge 32 and its trailing edge 33, in which case the distance D is the mean distance between the two airfoils.

Advantageously, in a bladed wheel having blades 100, each of the strips 30 possesses a profile such that the turbulence/vortices in the flow of air along said strip 30 is/are minimized. For example, the strips 30 extend substantially along the streamlines that would be followed by the flow of air in the space 40 between the first airfoil 10 and the second airfoil 20 if the strips 30 were not present, in order to minimize disturbance to this flow of air.

In particular, the profile and the disposition of the first strip 30_A , i.e. the strip closest to the wall (radially-outer surface 81) of the platform 80, and the profile and the disposition of the last strip 30_N , i.e. the strip closest to the wall (radially-inner surface 91) of the casing 90, are of particular importance.

The streamlines of the flow between the airfoils are defined in particular by the wall 81 of the platform 80 and the wall 91 of the casing 90, respectively at the radially-inner and radially-outer ends of the blade, i.e. the streamlines close to these walls are substantially parallel to said walls. Thus, the first strip 30_A is substantially parallel to the wall 81 of the platform 80, and the last strip 30_N is substantially parallel to the wall 91 of the casing 90, as shown in Figures 4 and 5.

For example, at least one of the strips 30 is rectilinear.

By way of example, at least one of the strips 30 possesses curvature in at least one plane extending in the height direction of said blade (i.e. a radial plane containing the main axis P of the turbomachine).

It is also possible for the strips 30 not to follow the flow of air in the space 40 as would occur if the strips 30 were not present, and on the contrary for these strips to force the air to flow more towards the roots of the blades 100. As a general rule, it is known that divergence occurs in the flow

of air between two blades (i.e. the flow of air passing between two adjacent blades tends to rise from the root towards the tip of the blade as it flows along the blades), and that this is undesirable. By forcing the air flow in the space 40 to flow more towards the root of the blade 100, the flow of air between two adjacent blades 100 is influenced, thereby contributing to reducing the divergence in this flow of air.

In Figures 2 and 4, each of the strips 30 is shown as having constant thickness between its leading edge 32 and its trailing edge 33 (where the thickness of a strip 30 is its dimension in the height direction of the blade 100 to which it belongs). Consequently, the leading edges 32 and the trailing edges 33 of the strips 30 are substantially rectangular. Alternatively, the thickness of a strip 30 may diminish going from its middle towards its leading edge 32 so that the leading edge 32 forms a sharp edge. Furthermore, or alternatively, the thickness of a strip 30 may diminish going from its middle towards its trailing edge 33 such that the trailing edge 33 forms a sharp edge. As a result, the disturbance to the flow of air in the space 30 between the first airfoil 10 and the second airfoil 20 is diminished compared with the disturbance produced by a strip of constant thickness.

This reduction in the thickness of the strip 30 may be progressive, or else the thickness may be substantially constant along the strip 30 and decrease only in the vicinity of the ends (leading edge 32 and/or trailing edge 33), as shown in Figure 5.

The profile of the inner/outer face of a blade or an airfoil is defined as the surface geometry of said face. For example, the profiles of the inner face 15 of the first airfoil and of the inner face 24 of the second airfoil are identical, and the profiles of the outer face 14 of the first airfoil and of the outer face 25 of the second airfoil are identical. Nevertheless, the different shape of the blade 100 of the invention compared with a single-airfoil blade leads to a modification to the aerodynamic characteristics of the blade

100. Advantageously, the outer face 14 of the first airfoil 10, the inner face 15 of the first airfoil 10, the inner face 24 of the second airfoil 20, and the outer face 25 of the second airfoil 20 all have profiles that are different, such that the flow of air in the space 40 between the first airfoil 10 and the second airfoil 20 and around the blade 100 is optimized. Furthermore, the profile of the outer face 14 of the first airfoil 10 is different from the profile of the convex face 4 of a single-airfoil blade, and the profile of the outer face 25 of the second airfoil 20 is different from the profile of the concave face 5 of a single-airfoil blade of the prior art. In particular, the profiles of the inner and outer faces of the first airfoil 10 and the profiles of the inner and outer faces of the second airfoil 20 differ respectively from the profiles of the inner and outer faces of a first airfoil and the profiles of the inner and outer faces of a second airfoil of the kind placed close to each other without any connecting strips 30 between them.

The strips 30 extend from the leading edge 102 to the trailing edge 103 of the blade 100, as shown in Figure 5. Alternatively, the strips 30 may begin at a certain distance from the leading edge 102, extending as far as the trailing edge 103, as shown in Figure 4. Thus, the leading edges 32 of the strips 30 begin at a position that is set back by a distance d from the leading edge 102 of the blade 100. By way of example, this distance d is less than 10% of the distance between the leading edge 102 and the trailing edge 103.

The plane or the surface containing a strip 30 is substantially perpendicular to the inner faces 15, 24 of the airfoils joined together by the strip 30. Alternatively, a strip 30 may twist about the median curve joining the leading edge 32 of the strip to its trailing edge 33. Such twisting serves to ensure that the strips 30 follow substantially the streamlines that would be followed by the flow of air in the space 40 between the first airfoil 10 and the second airfoil

20 were the strips 30 not present, so as to minimize disturbance to this flow of air.

The blade may be made of a variety of materials: steel, superalloy based on nickel or cobalt, titanium alloy, aluminum alloy, or a composite material with a matrix, e.g. a polymer, ceramic, or metal matrix reinforced by fibers, e.g. fibers of carbon, kevlar, glass, or metal.

The blade 100 of the invention can be fabricated using a variety of methods, depending on the material constituting the blade 100.

In the above description, the blade 100 has two airfoils. Alternatively, the blade 100 could have more than two airfoils. For example, the blade 100 could also have a third airfoil situated between the first airfoil 10 and the second airfoil 20, the third airfoil possessing first and second faces extending between the leading edge 102 and the trailing edge 103 of the blade 100, the first face being connected to the inner face 15 of the first airfoil 10 at least by one spacer strip 30, and the second face is also connected to the inner face 24 of the second airfoil 20 at least by said spacer strip 30.

Thus, the blade 100 has three airfoils, the third airfoil being situated between the first airfoil 10 and the second airfoil 20. These three airfoils are aligned side by side so that, over substantially its entire area, the concave face 15 of the first airfoil 10 faces the convex face (first face) of the third airfoil, and, over substantially its entire area, the convex face 24 of the second airfoil 20 faces the concave face of the third airfoil. The strips 30 connecting the first airfoil 10 to the second airfoil 20 pass through the third airfoil (or become part of said third airfoil where they intersect said third airfoil, depending on the way in which the blade is fabricated). It may also be considered that each strip 30 is made up of two portions, a first portion interconnecting the first airfoil 10 and the third airfoil, and, in alignment with said first portion, a second portion connecting the third airfoil to the second airfoil 20.

This three-airfoil blade 100 is aerodynamically more efficient than a two-airfoil blade 100 since the flow of air between the airfoils and along the outside of said blade is better guided. Consequently, it is possible to reduce the total number of blades 100 on a bladed wheel by spacing them further apart, thereby obtaining a bladed wheel that is lighter in weight than a bladed wheel made up of single-airfoil blades.

The invention applies to a turbomachine including at least one blade 100 of the invention.

The invention is described above for non-cooled low-pressure turbine rotor blades or stator vanes. The invention also applies to rotor blades or stator vanes for a non-cooled high-pressure turbine.

Claims

1. A turbomachine blade (100) possessing a leading edge (102) and a trailing edge (103), the blade being characterized in that it comprises a first airfoil (10) possessing an inner face (15) and an outer face (14) extending between said leading edge (102) and said trailing edge (103), a second airfoil (20) possessing an inner face (24) and an outer face (25) extending between said leading edge (102) and said trailing edge (103), said first airfoil (10) and said second airfoil (20) being in side-by-side alignment such that, over substantially its entire area, said inner face (15) of the first airfoil (10) faces said inner face (24) of the second airfoil (20), and at least one spacer strip (30) interconnecting said inner face (15) of the first airfoil (10) and said inner face (24) of the second airfoil (20), said at least one strip (30) extending to said trailing edge (103).
2. A blade (100) according to claim 1, characterized in that it includes at least three strips (30).
3. A blade (100) according to claim 2, characterized in that it includes a first strip (30_A) situated in the range 0% to 30% up the height of the blade (100), a last strip (30_N) situated in the range 70% and 100% up the height of the blade (100), and a strip (30) situated substantially halfway up the height of the blade (100), a height of 0% corresponding to the radially-inner end of the blade (100) and a height of 100% corresponding to the radially-outer end of the blade (100).
4. A blade (100) according to any one of claims 1 to 3, characterized in that the thickness of said at least one strip (30) increases from its middle towards the leading edge (32) of said at least one strip (30) such that said leading edge (32) forms a sharp edge.
5. A blade (100) according to any one of claims 1 to 4, characterized in that the thickness of said at least one strip

(30) decreases from its middle towards the trailing edge (33) of said at least one strip (30) such that said trailing edge (33) forms a sharp edge.

6. A blade (100) according to any one of claims 1 to 5, characterized in that said outer face (14) of the first airfoil (10), said inner face (15) of the first airfoil (10), said inner face (24) of the second airfoil (20), and said outer face (25) of the second airfoil (20) all have different profiles.

7. A blade (100) according to any one of claims 1 to 6, characterized in that the distance (D) between said inner face (15) of the first airfoil and said inner face (24) of the second airfoil is no greater than three times the maximum thickness of said first or second airfoil (10 or 20).

8. A blade (100) according to claim 7, characterized in that the distance (D) is less than 15 mm.

9. A blade (100) according to any one of claims 1 to 8, characterized in that at least one of said strips (30) is rectilinear.

10. A blade (100) according to any one of claims 1 to 9, characterized in that at least one of said strips (30) possesses curvature in at least one plane extending in the height direction of said blade.

11. A blade (100) according to any one of claims 1 to 10, characterized in that it further comprises a third airfoil situated between said first airfoil (10) and said second airfoil (20), said third airfoil possessing a first face and a second face extending between said leading edge (102) and said trailing edge (103) of the blade (100), said first face being connected to said inner face (15) of the first airfoil (10) by said at least one strip (30), and said second face

being connected to the inner face (24) of the second airfoil (20) by said at least one strip (30).

12. A bladed wheel including on its circumference a series of blades (100) according to any one of claims 1 to 11.

13. A bladed wheel according to claim 12, characterized in that said strips (30) follow substantially the streamlines that would be followed by the flow of air in the space (40) between the first airfoil (10) and the second airfoil (20) if said strips (30) were not present, so as to minimize disturbance to said flow of air.

14. A turbomachine including at least one blade (100) according to any one of claims 1 to 11.

1. Abstract

The invention relates to a blade (100) possessing a leading edge (102) and a trailing edge (103), the blade (100) comprising a first airfoil (10) possessing an inner face (15) and an outer face (14) extending between said leading edge (102) and said trailing edge (103), a second airfoil (20) possessing an inner face (24) and an outer face (25) extending between said leading edge (102) and said trailing edge (103), and at least one spacer strip (30) interconnecting said inner face (15) of the first airfoil (10) and said inner face (24) of the second airfoil (20), said at least one strip (30) extending to said trailing edge (103), the distance (D) between the inner face (15) of the first airfoil and the inner face (24) of the second airfoil being of the same order of magnitude as the maximum thickness of the first or the second airfoil (10 or 20).

2. Representative Drawing

FIG. 2

