

(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2012 年 11 月 1 日(01.11.2012)



(10) 国際公開番号
WO 2012/147938 A1

- (51) 国際特許分類:
F01D 5/14 (2006.01) *F01D 9/02* (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2012/061422
- (22) 国際出願日: 2012 年 4 月 27 日(27.04.2012)
- (25) 国際出願の言語: 日本語
- (26) 国際公開の言語: 日本語
- (30) 優先権データ:
特願 2011-101266 2011 年 4 月 28 日(28.04.2011) JP
- (71) 出願人(米国を除く全ての指定国について): 株式会社 I H I (IHI CORPORATION) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者; および
- (75) 発明者/出願人(米国についてのみ): 浜辺 正昭 (HAMABE, Masaaki) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 儘田 あゆみ (MAMADA, Ayumi) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 山脇 るり子 (YAMAWAKI, Ruriko) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 濱崎 浩志 (HAMAZAKI, Hiroshi)

[JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目 1 番 1 号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP).

- (74) 代理人: 長門 侃二 (NAGATO, Kanji); 〒1050004 東京都港区新橋 5 丁目 8 番 1 号 百楽ビル 5 階 Tokyo (JP).
- (81) 指定国(表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, JP, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.
- (84) 指定国(表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ユーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CL, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

[続葉有]

(54) Title: TURBINE BLADE

(54) 発明の名称: タービン翼

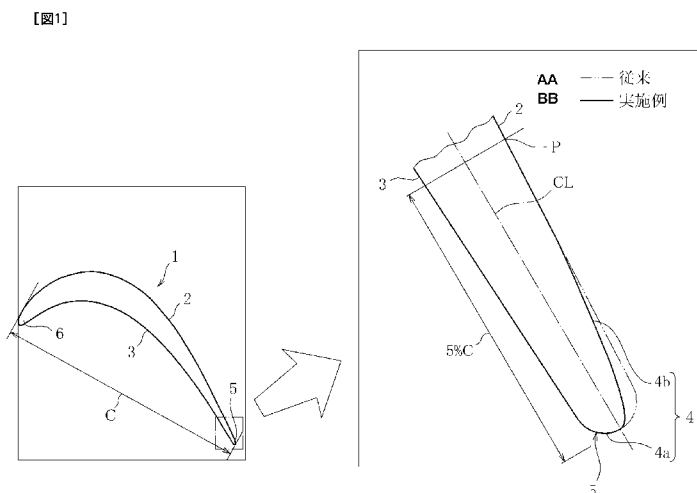


FIG. 1:
AA Prior art
BB Embodiment

(57) Abstract: A turbine blade (1) with a profile having a blade back-side line (2), a blade front-side line (3), and a blade trailing edge (5) formed by connecting the rear ends of the blade back-side line (2) and the blade front-side line (3) by a curve (4), wherein the curve (4) that forms the blade trailing edge (5) in the profile is formed by connecting a front-side curve portion (4a) that forms an arc having a constant curvature radius and stretching from the rear end of the blade front-side line (3) to a camber line (CL) of the profile, and a front-side curve portion (4b) that stretches from the rear end of the blade back-side line (2) to the camber line (CL) through a region closer to the camber line (CL) than a symmetric curve portion that is line-symmetric to the front-side curve portion (4) with respect to the camber line (CL). It is possible to further improve performance and increase work by reducing velocity distribution defects without causing concern that the blade weight may increase and an influence may be exerted on structural design while ensuring strength.

(57) 要約:

[続葉有]



添付公開書類:

— 国際調査報告 (条約第 21 条(3))

翼背側ライン (2) と、翼腹側ライン (3) と、翼背側ライン (2) 及び翼腹側ライン (3) の各後端同士を曲線 (4) で繋いで成る翼後縁 (5) と、を有するプロファイルのタービン翼 (1) において、プロファイルにおける翼後縁 (5) を形成する曲線 (4) は、翼腹側ライン (3) の後端からプロファイルのキャンバライン (CL) に向かう曲率半径一定の円弧を成す腹側曲線部 (4a) と、翼背側ライン (2) の後端からキャンバライン (CL) を間にして腹側曲線部 (4) と線対称を成す対称曲線部よりもキャンバライン (CL) に近い領域を通過してキャンバライン (CL) に向かう腹側曲線部 (4a) と、を接続して成っている。強度を確保しつつ、翼重量が増加したり構造設計へ影響が及んだりする懸念を生じさせずに、速度分布欠損を少なく抑えて、性能をより一層向上させることが可能であると共に、仕事を増加させることができる。

明 細 書

発明の名称：タービン翼

技術分野

[0001] 本発明は、例えば、航空機用ジェットエンジンに用いられるタービン翼に関するものである。

背景技術

[0002] 上記したようなタービン翼の性能向上を図るうえで、プロファイル損失が注目される。このプロファイル損失は、タービン翼の翼後縁からの後流に基づく速度分布欠損による損失が主要なものである。このプロファイル損失を低減させるための重要なポイントは、如何にして速度分布欠損を少なく抑えるかである。

[0003] ここで、タービン翼の翼後縁の厚みが薄ければ薄いほど速度分布欠損が少なくなることが知られている。タービン翼のプロファイルにおいて、翼背側ラインと翼腹側ラインとが真円の略半円分の円弧で結ばれた形状や、キャンバラインに対して垂直な直線で結ばれた形状が翼後縁に多く採用される。

[0004] このように、タービン翼のプロファイルにおいて、翼後縁が半円形状を成している場合には、この翼後縁の厚みを半円の直径以下にすることはできない。したがって、翼後縁の厚みが比較的大きくなり、タービン翼の翼後縁からの後流も大きくなって速度分布欠損が比較的大きくなってしまう。

[0005] 従来において、上記速度分布欠損を小さくするべく形成されたタービン翼としては、例えば、特許文献 1 に開示されたものがある。

特許文献 1 に記載されたタービン翼は、翼背側ライン又は翼腹側ラインのいずれか一方から流体の流れ方向の最も下流側に位置する後端部に向かって漸次曲率半径が減少して後端部で曲率半径が最も小さくなり、その後、後端部から翼背側ライン又は翼腹側ラインのいずれか他方に向かって漸次曲率半径が増加して翼背側ライン又は翼腹側ラインのいずれか他方に至る後縁部の曲面を有する構成を成している。

先行技術文献

特許文献

[0006] 特許文献1：特開2011-017290号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0007] 上記した特許文献1に開示されているタービン翼において、翼後縁を半円形状としているタービン翼と比べて、十分な強度を有したまま翼後縁の厚みを薄くすることができるものの、翼弦長が伸びる。したがって、翼弦長が伸びる分だけ翼重量の増加や、翼間の軸方向クリアランスが変わることによる構造設計への影響が懸念されており、これを解決することが従来の課題となっている。

[0008] 本発明は、上記した従来の課題に着目してなされたもので、強度を確保すると共に翼重量が増加したり構造設計へ影響が及んだりする懸念を払拭したうえで、速度分布欠損による損失を少なく抑えて、性能をより一層向上させることが可能であると共に、仕事を増加させることができるタービン翼を提供することを目的としている。

課題を解決するための手段

[0009] 上記した目的を達成するべく、本発明は、翼背側ラインと、翼腹側ラインと、前記翼背側ライン及び翼腹側ラインの各後端同士を曲線で繋いで成る翼後縁を有するプロファイルのタービン翼において、前記プロファイルにおける翼後縁を形成する曲線は、前記翼腹側ラインの後端から前記プロファイルのキャンバラインに向かう曲率半径一定の円弧状を成す腹側曲線部と、前記キャンバラインを間にして前記腹側曲線部と線対称を成す対称曲線部よりも該キャンバラインに近い領域を通過して前記翼背側ラインの後端から前記キャンバラインに向かう背側曲線部とを接続して成っている構成とする。

[0010] なお、キャンバの付いたタービン翼の場合、翼形中心線であるキャンバラインは曲線になるが、翼後縁ではほぼ直線となることから、本発明に係るタ

ービン翼においても、翼後縁におけるキャンバラインを直線として扱っている。

[0011] 好ましくは、前記背側曲線部は、橢円の長径方向に沿う曲線部分の中央から短径方向に沿う曲線部分の中央にかけての橢円構成線で表される構成とする。

[0012] また、好ましくは、前記翼背側ラインの後端と前記背側曲線部との接続点は、前記プロファイルにおける翼後縁の最後端から前記腹側曲線部の半径の長さ寸法以上で且つ翼弦長の10%以下の範囲内に位置している構成とする。

[0013] さらに、好ましくは、前記翼背側ラインの後端と前記背側曲線部との接続点は、前記プロファイルにおける翼後縁の最後端から前記腹側曲線部における半径の三倍の長さ寸法以上で且つ翼弦長の10%以下の範囲内に位置している構成とする。

[0014] ここで、図2に示すように、翼背側ライン2の後端と背側曲線部4bとの接続点Pになり得る最も翼後縁5の最後端5aに近い位置（近地点）Sは、円弧状を成す腹側曲線部4aの半径Rに基づいて設定される。翼弦長をCとした場合においてこの円の半径Rは翼弦長Cの0.5%～2%に設定されることが多い。

[0015] 一方、翼背側ライン2の後端と背側曲線部4bとの接続点Pになり得る最も翼後縁5の最後端5aから遠い位置（遠地点）は、翼後縁5の薄肉化を図りつつ固有振動数の変化を少なく抑えるうえで、プロファイルにおける翼後縁5の最後端5aから翼弦長の10%以下に設定した。図2では、翼背側ライン2の後端と背側曲線部4bとの接続点Pを翼後縁5の最後端5aから翼弦長Cの5%の位置とした場合を示している。

[0016] さらにまた、好ましくは、前記腹側曲線部と前記背側曲線部との接続点は、前記キャンバライン上に位置する前記腹側曲線部の中心周りで且つ該キャンバラインの背腹側各30°の範囲内に位置している構成とする。

[0017] この場合には、腹側曲線部と背側曲線部との接続点をキャンバラインの背

側及び腹側の双方にシフトさせ得るので、腹側曲線部と背側曲線部との接続のさせ方における自由度が広がることとなって、製造の容易化が図られることとなる。

[0018] 本発明に係るタービン翼において、翼後縁を形成する曲線の背側曲線部は、キャンバラインを間にして腹側曲線部と線対称を成す対称曲線部よりも該キャンバラインに近い領域を通過して翼背側ラインの後端からキャンバライン付近に至っているため、背側曲線部での主流（空気流れ）が加速されて境界層が小さくなり、加えて、主流がコアンダ効果によって背側曲線部から腹側曲線部へと回り込むような形になって、主流の翼後縁からの流出角度が増加することとなる。

[0019] つまり、プロファイルにおける翼前縁から翼後縁に至る部分での翼厚を維持しつつ、翼後縁のみの厚さを薄くすることで、強度を低下させることなく、また、翼重量が増加したり構造設計へ影響が及んだりする懸念を生じさせることなく、速度分布欠損による損失を少なく抑え得ると共に、タービン翼の仕事を増加させ得ることとなる。

発明の効果

[0020] 本発明に係るタービン翼では、強度を確保し、そして、翼重量が増加する危惧や構造設計に影響が波及する懸念を抱かせることなく、速度分布欠損による損失を少なく抑えて、性能をより一層向上させることが可能であると共に、主流の翼後縁からの流出角度を増加させて、仕事を増やすことができるという非常に優れた効果がもたらされる。

図面の簡単な説明

[0021] [図1]本発明の一実施例によるタービン翼のプロファイル説明図である。

[図2]図1のタービン翼の翼背側ラインの後端と翼後縁の背側曲線部との接続点の設定要領を示すプロファイル説明図である。

[図3]図1のタービン翼の背側曲線部から腹側曲線部へと主流がコアンダ効果によって回り込む状況を示すプロファイル説明図である。

[図4]従来のタービン翼の背側曲線部を主流が流れる状況を示すプロファイル

説明図である。

[図5]図1のタービン翼による全圧損失係数の低減度合いを示すグラフである。

[図6]本発明の他の実施例によるタービン翼の翼後縁の最後端部分を拡大して示すプロファイル説明図である。

発明を実施するための形態

[0022] 以下、本発明を図面に基づいて説明する。

図1及び図2は本発明の一実施例に係るタービン翼のプロファイルを示している。

[0023] 図1に示すように、このタービン翼1は、翼背側ライン2と、翼腹側ライン3と、翼後縁5と翼前縁6を具備したプロファイルを有しており、翼後縁5は、図1の拡大部分に示すように、プロファイルにおいて、翼背側ライン2及び翼腹側ライン3の各後端同士を曲線4で繋いで成っている。

[0024] プロファイルにおける翼後縁5を形成する曲線4は、腹側曲線部4aと、背側曲線部4bとから成っている。腹側曲線部4aは、翼腹側ライン3の後端からプロファイルのキャンバラインCLに向かう曲率半径一定の円弧状を成している。背側曲線部4bは、翼背側ライン2の後端からキャンバラインCLを間にして腹側曲線部4と線対称を成す対称曲線部（図1の拡大部分に二点鎖線で示す曲線部、すなわち、従来の背側曲線部）よりもキャンバラインCLに近い領域を通過してキャンバラインCLに向かっている。腹側曲線部4aと背側曲線部4bとは、キャンバラインCL付近で互いに接続されている。背側曲線部4bは、図2に示すように、楕円Aの長径a方向に沿う曲線部分の中央から短径b方向に沿う曲線部分の中央にかけての楕円構成線で表されるものとなっている。

[0025] この場合、翼背側ライン2の後端と曲線4の背側曲線部4bとの接続点Pは、翼後縁5の薄肉化を図りつつ固有振動数の変化を少なく抑えるうえで、プロファイルにおける翼後縁5の最後端5aから5% C（Cは翼弦長）の位置に設定している。

[0026] 上記したように、この実施例に係るタービン翼 1 では、翼後縁 5 を形成する曲線 4 の背側曲線部 4 b に、翼背側ライン 2 の後端から上記対称曲線部よりもキャンバライン C L に近い領域を通過する橢円構成線を採用しているので、図 3 に示すように、背側曲線部 4 b での主流 F P が加速されて、コアンダ効果によって背側曲線部 4 b から腹側曲線部 4 a へと回り込むような形になり、図 4 に示す従来の翼後縁 5 からまっすぐ流出する従来主流 F B と比べて、主流 F P の翼後縁 5 からの流出角度が増加することとなる。

[0027] つまり、プロファイルにおける翼前縁 6 から翼後縁 5 に至る部分での翼厚を維持しつつ、図 1 の拡大部分に二点鎖線で示す従来のタービン翼における翼後縁（翼背側ラインと翼腹側ラインとを真円の略半円分の円弧で結んだ翼後縁）と比べて、翼後縁 5 のみの厚さを薄くすることで、強度を低下させることなく、また、翼重量が増加したり構造設計へ影響が及んだりする懸念を生じさせることなく、速度分布欠損による損失を少なく抑え得ると共に、タービン翼 1 の仕事を増加させ得ることとなる。

[0028] そこで、本実施例によるタービン翼 1 及び上記従来のタービン翼において、レイノルズ数を大きくして流れ場を次第に乱流に近づける場合の各々の全圧損失係数の低減度合いを比較したところ、図 5 のグラフに示す結果が得られた。

[0029] 図 5 に示すように、レイノルズ数が小さい場合において、本実施例によるタービン翼 1 と従来のタービン翼との間には、全圧損失係数の低減度合いに大きな違いは見られないが、レイノルズ数が大きい場合には、本実施例によるタービン翼 1 の方が従来のタービン翼よりも全圧損失係数が 8 % も低減していることが判る。これにより、本実施例のタービン翼 1 では、翼後縁 5 からの後流に基づく速度分布欠損による損失を少なく抑え得ることが実証できた。

[0030] 上記した実施例では、本発明に係るタービン翼 1 における翼後縁 5 を形成する曲線 4 の腹側曲線部 4 a と背側曲線部 4 b との接続点が、キャンバライン C L 上の翼後縁 5 の最後端 5 a に位置している場合を説明したが、これに

限定されるものではなく、図6に示すように、曲線4の腹側曲線部4 aと背側曲線部4 bとの接続点Qが、キャンバラインCL上に位置する腹側曲線部4 aの中心O周りで且つキャンバラインCLの背側30°の部位に位置している構成としてもよい。

[0031] また、曲線4の腹側曲線部4 aと背側曲線部4 bとの接続点Qを腹側曲線部4 aの中心O周りで且つキャンバラインCLの腹側30°の範囲に位置させる構成としてもよい。

[0032] この場合には、腹側曲線部4 aと背側曲線部4 bとの接続点QをキャンバラインCLの背腹側にシフトさせ得ることから、腹側曲線部4 a及び背側曲線部4 bの接続のさせ方における自由度が広がることとなり、製造の容易化が図られることとなる。

[0033] 本発明に係るタービン翼の構成は、上記した実施例に限定されるものではない。

符号の説明

- [0034] 1 タービン翼
2 翼背側ライン
3 翼腹側ライン
4 曲線
4 a 腹側曲線部
4 b 背側曲線部
5 翼後縁
5 a 翼後縁の最後端
A 楕円
a 楕円の長径
b 楕円の短径
C 翼弦長
CL キャンバライン
FP 主流

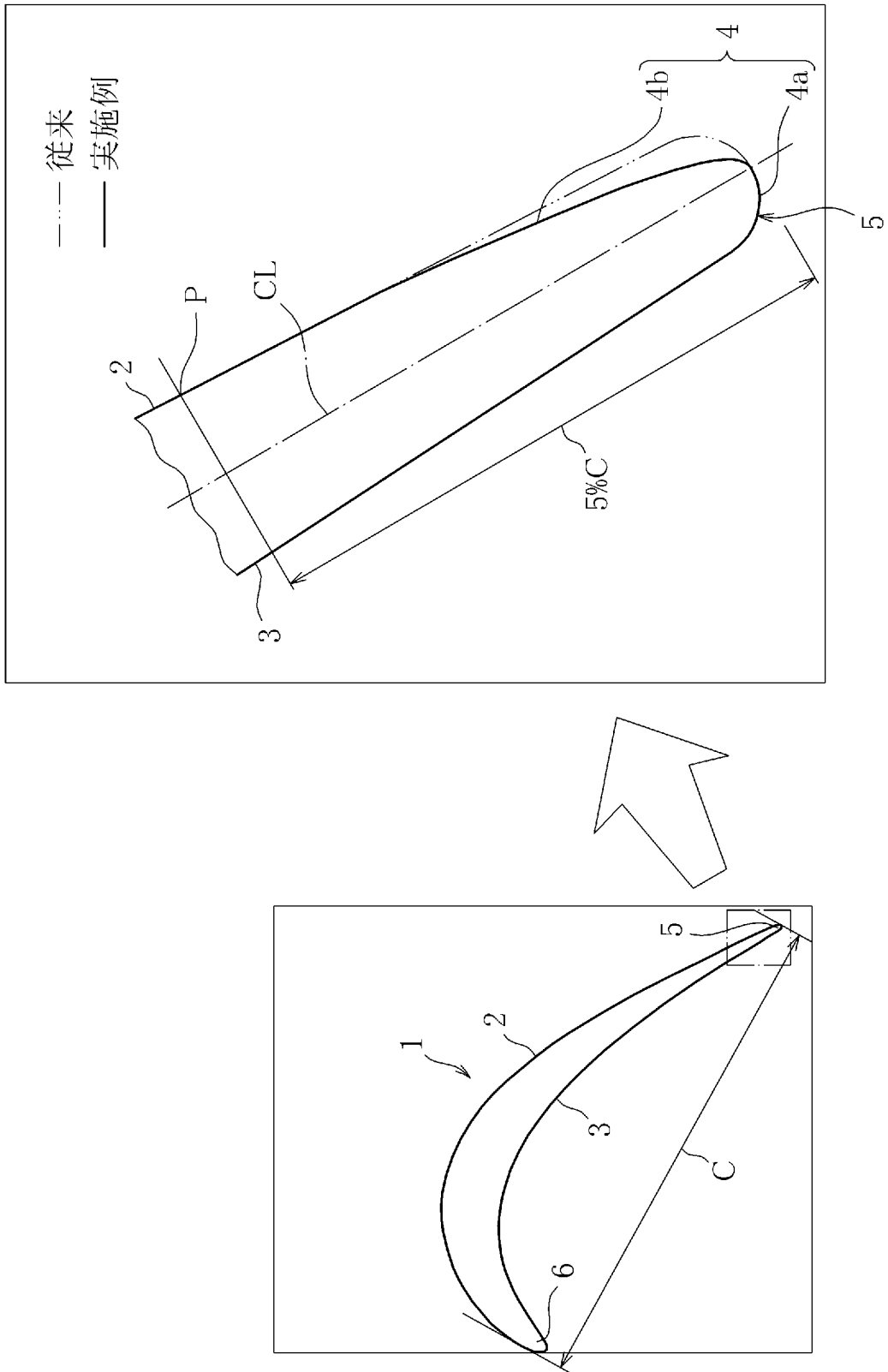
- O 腹側曲線部の中心
- P 翼背側ラインと背側曲線部との接続点
- Q 腹側曲線部と背側曲線部との接続点
- R 腹側曲線部の半径
- S 近地点

請求の範囲

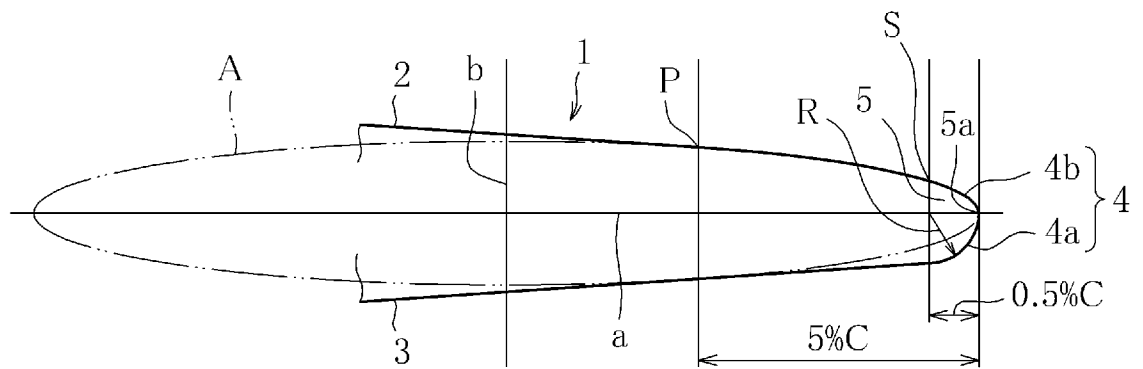
- [請求項1] 翼背側ラインと、
翼腹側ラインと、
前記翼背側ライン及び翼腹側ラインの各後端同士を曲線で繋いで成る翼後縁を有するプロファイルのタービン翼において、
前記プロファイルにおける翼後縁を形成する曲線は、
前記翼腹側ラインの後端から前記プロファイルのキャン巴拉インに向かう曲率半径一定の円弧状を成す腹側曲線部と、
前記キャン巴拉インを間にして前記腹側曲線部と線対称を成す対称曲線部よりも該キャン巴拉インに近い領域を通過して前記翼背側ラインの後端から前記キャン巴拉インに向かう背側曲線部とを接続して成っている
ことを特徴とするタービン翼。
- [請求項2] 前記背側曲線部は、楕円の長径方向に沿う曲線部分の中央から短径方向に沿う曲線部分の中央にかけての楕円構成線で表される
ことを特徴とする請求項1に記載のタービン翼。
- [請求項3] 前記翼背側ラインの後端と前記背側曲線部との接続点は、前記プロファイルにおける翼後縁の最後端から前記腹側曲線部の半径の長さ寸法以上で且つ翼弦長の10%以下の範囲内に位置している
ことを特徴とする請求項1又は2に記載のタービン翼。
- [請求項4] 前記翼背側ラインの後端と前記背側曲線部との接続点は、前記プロファイルにおける翼後縁の最後端から前記腹側曲線部における半径の三倍の長さ寸法以上で且つ翼弦長の10%以下の範囲内に位置している
ことを特徴とする請求項1又は2に記載のタービン翼。
- [請求項5] 前記腹側曲線部と前記背側曲線部との接続点は、前記キャン巴拉イン上に位置する前記腹側曲線部の中心周りで且つ該キャン巴拉インの背腹側各30°の範囲内に位置している

ことを特徴とする請求項 1 ～ 4 のいずれか一つの項に記載のタービン翼。

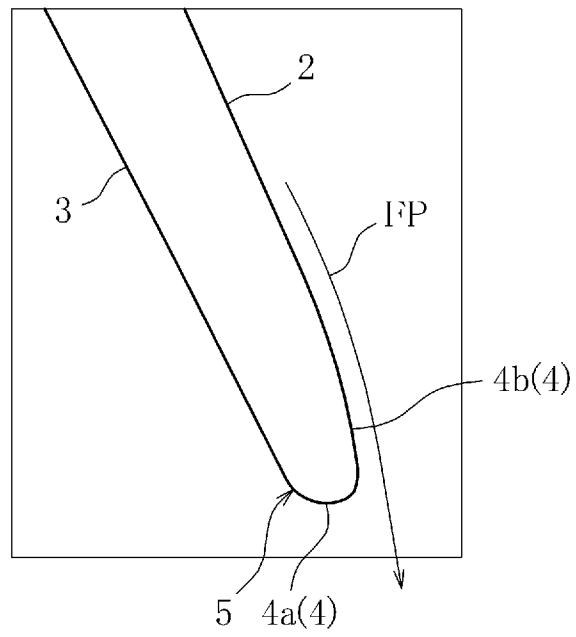
[図1]



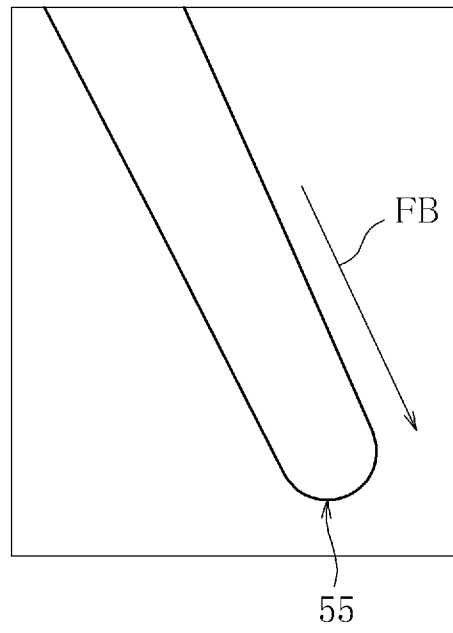
[図2]



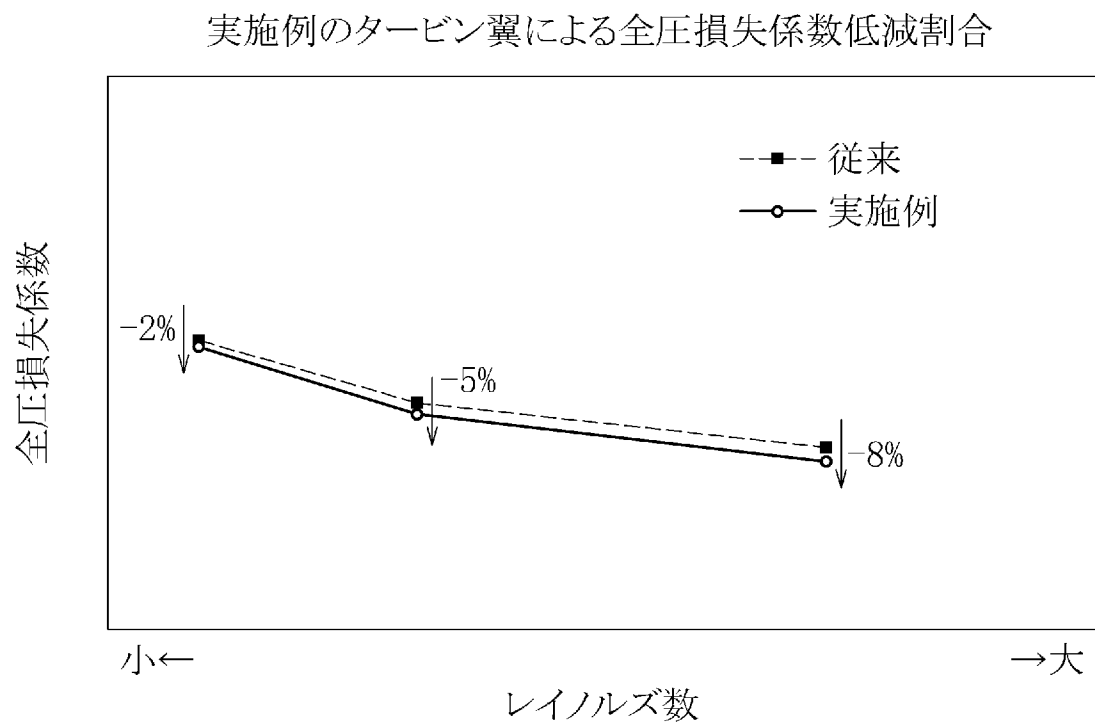
[図3]



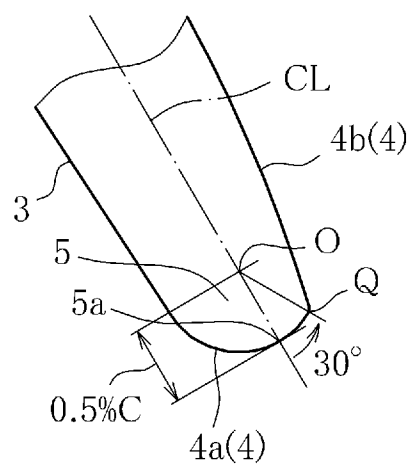
[図4]



[図5]



[図6]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2012/061422

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F01D5/14(2006.01) i, F01D9/02(2006.01) i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

F01D5/14, F01D9/02

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Jitsuyo Shinan Koho	1922-1996	Jitsuyo Shinan Toroku Koho	1996-2012
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2012	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2012

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JP 2005-76533 A (Toshiba Corp.), 24 March 2005 (24.03.2005), paragraphs [0025] to [0026]; fig. 1 to 2 (Family: none)	1-5
A	JP 2011-17290 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 27 January 2011 (27.01.2011), paragraphs [0024] to [0026]; fig. 6 (Family: none)	1-5
A	JP 2003-254002 A (Honda Motor Co., Ltd.), 10 September 2003 (10.09.2003), paragraph [0017]; fig. 1 (Family: none)	1-5



Further documents are listed in the continuation of Box C.



See patent family annex.

* Special categories of cited documents:

"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance

"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date

"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)

"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means

"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention

"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone

"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art

"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search
04 July, 2012 (04.07.12)

Date of mailing of the international search report
17 July, 2012 (17.07.12)

Name and mailing address of the ISA/
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2012/061422

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	DE 10039642 A1 (HONDA GIKEN KOGYO KABUSHIKI KAISHA), 07 March 2002 (07.03.2002), paragraph [0018]; fig. 1 & US 2003/0170125 A1	1-5

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (I P C))

Int.Cl. F01D5/14(2006.01)i, F01D9/02(2006.01)i

B. 調査を行った分野

調査を行った最小限資料 (国際特許分類 (I P C))

Int.Cl. F01D5/14, F01D9/02

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	1 9 2 2 - 1 9 9 6 年
日本国公開実用新案公報	1 9 7 1 - 2 0 1 2 年
日本国実用新案登録公報	1 9 9 6 - 2 0 1 2 年
日本国登録実用新案公報	1 9 9 4 - 2 0 1 2 年

国際調査で使用した電子データベース (データベースの名称、調査に使用した用語)

C. 関連すると認められる文献

引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	JP 2005-76533 A (株式会社東芝) 2005.03.24, 段落【0025】-【0026】, 図1-2 (ファミリーなし)	1 - 5
A	JP 2011-17290 A (三菱重工業株式会社) 2011.01.27, 段落【0024】-【0026】, 図6 (ファミリーなし)	1 - 5
A	JP 2003-254002 A (本田技研工業株式会社) 2003.09.10, 段落【0017】, 図1 (ファミリーなし)	1 - 5

☒ C 欄の続きにも文献が列挙されている。☐ パテントファミリーに関する別紙を参照。

* 引用文献のカテゴリー

「A」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの
「E」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
「L」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献 (理由を付す)
「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願

の日の後に公表された文献

「T」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの

「X」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの

「Y」特に関連のある文献であって、当該文献と他の1以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの

「&」同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日

0 4 . 0 7 . 2 0 1 2

国際調査報告の発送日

1 7 . 0 7 . 2 0 1 2

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁 (I S A / J P)

郵便番号 1 0 0 - 8 9 1 5

東京都千代田区霞が関三丁目4番3号

特許庁審査官 (権限のある職員)

寺町 健司

電話番号 0 3 - 3 5 8 1 - 1 1 0 1 内線 3 3 9 5

3 T

3 7 2 7

C (続き) . 関連すると認められる文献		
引用文献の カテゴリー*	引用文献名 及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する 請求項の番号
A	DE 10039642 A1 (HONDA GIKEN KOGYO K. K.) 2002. 03. 07, 段落[0018], FIG. 1 & US 2003/0170125 A1	1 - 5