(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
2016 年 8 月 18 日(18.08.2016)

WIPO | PCT

(10) 国際公開番号
WO 2016/129628 A1

(51) 国際特許分類:
*F01D 5/14* (2006.01)

(21) 国際出願番号: PCT/JP2016/053925

(22) 国際出願日: 2016 年 2 月 10 日(10.02.2016)

(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 2015-024441 2015 年 2 月 10 日(10.02.2015) JP

(71) 出願人: 三菱日立パワーシステムズ株式会社 **(MITSUBISHI HITACHI POWER SYSTEMS, LTD.)** [JP/JP]; 〒2208401 神奈川県横浜市西区みなとみらい三丁目３番１号 Kanagawa (JP).

(72) 発明者: 飯田　耕一郎 **(IIDA Koichiro)**; 〒1088215 東京都港区港南二丁目１６番５号　三菱重工業株式会社内 Tokyo (JP). 平田　憲史 **(HIRATA Norifumi)**; 〒2208401 神奈川県横浜市西区みなとみらい三丁目３番１号　三菱日立パワーシステムズ株式会社内 Kanagawa (JP).

(74) 代理人: 森　隆一郎，外 **(MORI Ryuichirou** et al.); 〒1006620 東京都千代田区丸の内一丁目９番２号 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, BN, 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, IR, IS, JP, KE, KG, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, 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.

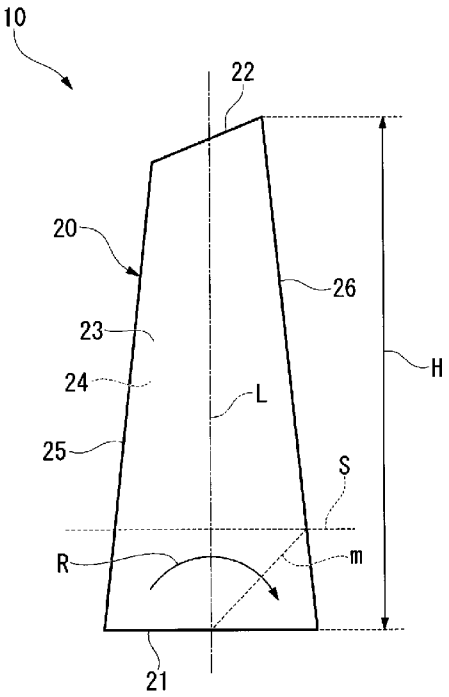
(84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR),

[続葉有]

(54) **Title**: TURBINE AND GAS TURBINE

(54) 発明の名称 : タービン及びガスタービン

[図2]




(57) **Abstract**: A flow path width at a hub-side base end (21) of a blade body (20) decreases from a front edge (25) toward a rear edge (26), exhibits a minimum value and then increases. The flow path width at a standard blade height direction position (S), separated from the hub-side base end (21) of the blade body (20) toward a tip (22), gradually decreases from the front edge (25) toward the rear edge (26). A minimum axial chord length direction position of the flow path width at the height direction position of each blade migrates toward the rear edge (26), from the hub-side base end (21) of the blade body (20) toward the tip (22), coinciding with the rear edge (26) at the standard blade height direction position (S).

(57) 要約: 翼本体（２０）のハブ側基端（２１）における流路幅は、前縁（２５）から後縁（２６）に向かうに従って減少して極小値を示した後に増加し、翼本体（２０）のハブ側基端（２１）からチップ（２２）側に向かって離間した基準翼高さ方向位置（Ｓ）での流路幅は、前縁（２５）から後縁（２６）に向かうに従って漸次小さくなり、各翼高さ方向位置における流路幅の最小値の軸コード長方向位置が、翼本体（２０）のハブ側基端（２１）からチップ（２２）側に向かうに従って後縁（２６）側に遷移して、基準翼高さ方向位置（Ｓ）で後縁（２６）に一致する。

WO 2016/129628 A1

OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:

— 国際調査報告（条約第 21 条(3)）

# 明　細　書

## 発明の名称 ： タービン及びガスタービン

## 技術分野

[0001]　本発明は、タービン及びガスタービンに関する。

本願は、２０１５年２月１０日に出願された特願２０１５－０２４４４１に基づいて優先権を主張し、その記載を援用する。

## 背景技術

[0002] ガスタービンの高効率化、高温化に伴う、回転している（遠心力の働く）タービン動翼の強度を向上させる観点からは、翼本体のハブ側基端における流れ方向の中央付近の翼厚を大きくすることが好ましい。例えば特許文献１には、ハブ側基端に翼本体の強度を向上させるフィレット部を設けた翼構造が開示されている。

[0003] ここで、タービンでは、燃焼ガスを隣り合う動翼の翼本体同士の流路で加速させるために、これら翼本体同士の間の流路幅が、下流側に向かうに従って単調減少して動翼の後縁にて最小となることが一般的である。

## 先行技術文献

## 特許文献

[0004] 特許文献1：特開２０１０－２０３２５９号公報

## 発明の概要

## 発明が解決しようとする課題

[0005] ところで、上記のように翼本体のハブ側基端における流れ方向中央付近の翼厚を大きくした場合、ハブ側基端では流路幅が最少となる位置が後縁よりも上流側に位置することになる。この場合、ハブ側基端では、流れ方向中央付近で流路幅が縮小から拡大に遷移することで翼面における流速分布が悪化する。より具体的には、翼背面の中途で急減速が発生し、その結果、性能が低下してしまう。

[0006]　本発明はこのような課題に鑑みてなされたものであって、強度を向上させ

つつ効率低下を抑制することができるタービン及び該タービンを有するガスタービン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

[0007] 本発明の第一の態様によれば、タービンは、軸線の径方向外側に延びる翼本体を有し、前記軸線の周方向に配列されることで隣り合う前記翼本体同士の間に流路が形成される複数の動翼を備え、前記翼本体のハブ側基端における流路幅は、前記前縁から後縁に向かうに従って減少して極小値を示した後に増加し、前記翼本体のハブ側基端からチップ側に向かって離間した基準翼高さ方向位置での流路幅は、前縁から後縁に向かうに従って漸次小さくなり、各翼高さ方向位置における前記流路幅の最小値の軸コード長方向位置が、前記翼本体のハブ側基端からチップ側に向かうに従って後縁側に遷移して、前記基準翼高さ方向位置で前記後縁に一致することを特徴とする。

[0008] このような構成によれば、基準翼高さ方向位置の後縁側では流路幅が絞られ、ハブ側基端の後縁側では流路幅が拡大されることになる。これにより、後縁側では、基準翼高さ方向位置側からハブ側基端側に向かって流れが誘導されるように、流量の三次元的な再配分が行われる。このように、ハブ側基端に向かって流れが供給されることで、該ハブ側基端側における翼背面での流速の急減速を抑制することができる。

[0009] 本発明の第二の態様によれば、上記第一の態様に係るタービンでは、前記基準翼高さ方向位置は、ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの５％以上２５％以下の領域に位置していてもよい。

[0010] 動翼の強度の確保のため、ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの５％未満の領域では、軸コード長の中央付近での翼厚が大きくなる。したがって、基準翼高さ方向位置は翼高さの５％以上の領域となる。一方、基準翼高さ方向位置が、翼高さの２５％を超える領域に位置していては、基準翼高さ方向位置がハブ側基端から離間し過ぎているため、該基準翼高さ方向位置からハブ側基端に向かって流れを効果的に誘導することができない。

しかしながら上記の構成によれば、基準翼高さ方向位置が上記範囲に設定

されていることで、動翼の強度を確保しながらハブ側基端への流れの誘導を効果的に行うことができる。

[0011] 本発明の第三の態様によれば、上記第一又は第二の態様に係るタービンでは、前記翼本体の後縁における各翼高さ方向位置の流路幅を後縁流路幅と定義し、前記翼本体のハブ側基端で前記流路幅が最小値を示す軸コード長方向位置の軸コード長方向割合位置における各翼高さ方向位置の流路幅をハブスロート位置流路幅と定義し、各翼高さ方向位置における前記ハブスロート位置流路幅に対する前記後縁流路幅の比を流路幅比と定義し、ハブ側からチップ側に向かうに従って漸次小さくなる前記流路幅比の値が１となる翼高さ方向位置を遷移位置と定義した際に、該遷移位置の翼高さ方向位置が、ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの１０％以内の領域に位置していてもよい。

[0012] 流路幅比の値が１を超える翼高さ方向位置では後縁側が拡大しているため、後縁側で流速を維持するための流量が不足する。一方、流路幅比の値が１を下回る翼高さ方向位置では後縁側が縮小しているため、後縁側では十分な流量となる。したがって、後縁側では、流路幅比の値が１を下回る翼高さ方向位置の流れが、流路幅比の値が１を超える翼高さ方向位置に誘導され得る。そして、流路幅比の値が１となる遷移位置の翼高さ方向位置を翼高さの１０％以内の領域に設定することで、後縁側での流量が不足する翼高さ方向位置に、効果的に流れを誘導することができる。

[0013] 本発明の第四の態様によれば、上記第三の態様に係るタービンでは、ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの１０％以内の領域における前記流路幅比の最大値を最大流路幅比$\alpha$と定義し、ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの２０％以内の領域における前記流路幅比の最小値を最小流路幅比$\beta$と定義した際に、$|\beta-1|>|\alpha-1|$の関係が成立するように構成されていてもよい。

[0014] 最大流路幅比$\alpha$と１との差分の絶対値よりも最少流路幅比$\beta$と１との差分の絶対値の方が大きいことで、後縁側での流量が不足する翼高さ方向位置に

、効果的に流れを誘導することができる。

[0015] 本発明の第五の態様によれば、上記第三又は第四の態様に係るタービンでは、横軸Ｘを前記流路幅比とし、縦軸Ｙを翼高さに対するハブ側からチップ側に向かっての翼高さ方向割合位置〔％〕として前記流路幅比の変化のカーブを作成した際に、前記カーブ、Ｘ＝１及びＹ＝０〔％〕で囲まれる第一領域の面積Ａと、前記カーブ、Ｘ＝１及びＹ＝２０〔％〕で囲まれる第二領域の面積Ｂとの間に、Ｂ＞Ａの関係が成立するように構成されていてもよい。

[0016] 上記の関係が成立することで、後縁側での流量が不足する翼高さ方向位置に、効果的に流れを誘導することができる。

[0017] 本発明の第六の態様によれば、ガスタービンは、空気を圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機と、前記圧縮空気を燃料とともに燃焼させて燃焼ガスを生成する燃焼器と、前記燃焼ガスによって駆動される上記第一から第五のいずれか一態様に係るタービンと、を備える。

[0018] 本発明の第八の態様によれば、タービン動翼は、ロータの周方向に複数配列されることで隣り合う前記タービン動翼同士の間に流路を形成し、

前記タービン動翼のハブ側基端における流路幅は、前縁から後縁に向かうに従って減少して極小値を示した後に増加し、前記タービン動翼のハブ側基端からチップ側に向かって離間した基準翼高さ方向位置での流路幅は、前記前縁から前記後縁に向かうに従って漸次小さくなり、各翼高さ方向位置における前記流路幅の最小値の軸コード長方向位置が、前記タービン動翼のハブ側基端からチップ側に向かうに従って後縁側に遷移して、前記基準翼高さ方向位置で前記後縁に一致する。

[0019] このような構成によれば、基準翼高さ方向位置の後縁側では流路幅が絞られ、ハブ側基端の後縁側では流路幅が拡大されることになる。これにより、後縁側では、基準翼高さ方向位置側からハブ側基端側に向かって流れが誘導されるように、流量の三次元的な再配分が行われる。このように、ハブ側基端に向かって流れが供給されることで、該ハブ側基端側における翼背面での流速の急減速を抑制することができる。

## 発明の効果

[0020] 上述の構成によれば、ハブ側端面における背面の急減速を抑制することによって、効率低下を抑制することができる。

## 図面の簡単な説明

[0021] [図1]本発明の第一実施形態に係るガスタービンの全体模式図である。

[図2]本発明の第一実施形態に係るタービンの動翼における翼本体の模式的な側面図である。

[図3]本発明の第一実施形態に係るタービンにおける隣り合う動翼同士の間の流路を示す翼高さ方向に直交する断面図である。

[図4]本発明の第一実施形態に係るタービンにおける翼高さ方向割合位置０％における軸コード長方向割合位置と流路幅との関係を示すグラフである。

[図5]本発明の第一実施形態に係るタービンにおける翼高さ方向割合位置２５％（基準翼高さ方向位置）における軸コード長方向割合位置と流路幅との関係を示すグラフである。

[図6]本発明の第一実施形態に係るタービンの動翼の背面と腹面の速度分布を示すグラフである。

[図7]本発明の第二実施形態に係るタービンの流路における後縁流路幅と翼高さ方向割合位置との関係を示すグラフである。

[図8]本発明の第二実施形態に係るタービンの流路におけるハブスロート位置流路幅と翼高さ方向割合位置との関係を示すグラフである。

[図9]本発明の第二実施形態に係るタービンの流路における流路幅比と翼高さ方向割合位置との関係を示すグラフである。

## 発明を実施するための形態

[0022] 以下、本発明の第一実施形態に係るタービンを備えたガスタービンについて図１～６を参照して説明する。

図１に示すように、ガスタービン１は、圧縮機３、燃焼器４、タービン５及びロータ２を備えている。圧縮機３は、空気を内部に取り入れて圧縮することで圧縮空気を生成する。燃焼器４は、圧縮機３で生成された圧縮空気に

燃料を混合して燃焼させることで燃焼ガスを生成する。タービン５は、燃焼器４で生成された燃焼ガスがその内部に導入され、該燃焼ガスの熱エネルギーを回転エネルギーに変換して回動する。ロータ２は、軸線Ｏ回りに回転可能とされており、タービン５の回動する動力を外部に取り出すとともに該動力の一部を圧縮機３に伝達して圧縮機３を回動させる。

[0023] ここで、タービン５は、ロータ２に設けられた動翼１０（タービン動翼）に燃焼ガスを吹き付けることで燃焼ガスの熱エネルギーを機械的な回転エネルギーに変換して動力を発生する。タービン５には、ロータ２側の複数の動翼１０の他に、タービン５のケーシング６側に複数の静翼７が設けられており、これら動翼１０と静翼７とが、ロータ２の軸方向に交互に配列されている。

動翼１０はロータ２の軸線Ｏ方向に流れる燃焼ガスの圧力を受けて軸線Ｏ回りにロータ２を回転させ、ロータ２に与えられた回転エネルギーは軸端から取り出されて利用される。

[0024] 次に、上記タービン５の動翼１０についてより詳細に説明する。

図２に示すように、動翼１０は、ロータ２から軸線Ｏの径方向外側に向かって延在する翼本体２０を有している。なお、翼本体２０の基端側、即ち、ロータ２側には、プラットホーム及び翼根（それぞれ図示省略）が設けられている。そして、翼根がロータ２に一体に形成されたディスク（図示省略）に嵌め込まれることで、動翼１０がロータ２に強固に固定されている。

[0025] 以下では、翼本体２０の径方向内側の端部（プラットホームへの接続部）をハブ側基端２１と称し、翼本体２０の径方向外側の端部をチップ２２と称する。また、翼本体２０では、ハブ側基端２１からチップ２２までの軸線Ｏの径方向の最大寸法が翼高さＨとされている。また、翼本体２０における径方向の各位置は、翼高さ方向位置とされている。以下では、ハブ側基端２１の翼高さ方向位置を０％、チップ２２の最外径寸法の翼高さ方向位置を１００％とした際における翼本体２０の翼高さ方向位置を翼高さ方向割合位置と定義する。この定義によれば、例えば翼本体２０のハブ側基端２１とチップ

２２との丁度中間の翼高さ方向位置は、翼高さ方向割合位置が５０％となる。

[0026] 図３に示すように翼本体２０におけるロータ２の回転方向Ｕ後方側を向く面は、該回転方向Ｕ前方側に湾曲する腹面２３とされており、翼本体２０におけるロータ２の回転方向Ｕ前方側を向く面は、該回転方向Ｕ前方側に湾曲する背面２４とされている。これら腹面２３と背面２４とが翼本体２０の前縁２５及び後縁２６とで接続されるようにして、翼本体２０の翼形状が形成されている。これら腹面２３及び背面２４は、それぞれハブ側基端２１からチップ２２側に向かうに従って軸線Ｏ方向の幅が次第に小さくなる。また、腹面２３と背面２４とが軸線Ｏ方向上流側で接続されることで形成される稜線が、翼高さ方向全域にわたって延びる前縁２５とされており、腹面２３と背面２４とが軸線Ｏ方向下流側で接続されることで形成される稜線が、翼高さ方向全域にわたって延びる後縁２６とされている。

[0027] このような翼本体２０では、前縁２５と後縁２６との軸線Ｏ方向の間隔が軸コード長Ｃとされている。また、翼本体２０における軸線Ｏ方向の各位置は、軸コード長方向位置とされている。なお、以下では、各翼高さ方向位置における前縁２５の軸コード長方向位置を０％とし、後縁２６の軸コード長方向位置を１００％とした際の翼本体２０の軸コード長方向位置を、軸コード長方向割合位置と定義する。この定義によれば、例えば、翼本体２０の前縁２５と後縁２６との丁度中間の軸コード長方向位置は、軸コード長方向割合位置が５０％となる。

[0028] このような翼本体２０を有する動翼１０は、軸線Ｏの周方向に等間隔をあけて複数が設けられており、図３に示すように、隣り合う動翼１０における翼本体２０同士の間には、燃焼ガスが上流側から下流側に向かって流通する流路Ｆが画成されている。

[0029] また、図３に示すように翼本体２０同士の間に形成される流路Ｆの幅である流路幅Ｗは、軸コード長方向にわたって変化している。ここで、流路幅Ｗとは、周方向に隣り合う翼本体２０の腹面２３と背面２４とのそれぞれに接

する仮想円を描いた場合における当該仮想円の直径に相当する。なお、軸コード長方向位置と流路幅Wとの対応関係としては、腹面２３と上記仮想円との接点の軸コード長方向位置における該仮想円の直径が、当該接点の軸コード長位置の流路幅Wとなるように対応付けられている。したがって、図３に示すように、腹面２３の後縁２６に接する仮想円の直径は、後縁２６における流路幅W、即ち、軸コード長方向割合位置１００％における流路幅Wとなる。

[0030] 流路Ｆは、翼本体２０の軸線Ｏの径方向にわたって、即ち、翼本体２０の翼高さ方向全域にわたって形状が連続的に変化するように延びている。翼高さ方向割合位置０％の流路幅W、即ち、ハブ側基端２１の流路幅Wは、図４に示すカーブのように流路幅Wが変化する。即ち、ハブ側基端２１の流路幅Wは、前縁２５（軸コード長方向割合位置０％）から軸コード長方向割合位置が大きくなるに従って単調減少をして、軸コード長方向割合位置３０％付近で極小値（最小値）を示す。その後、軸コード長方向割合位置が大きくなるに従って単調増加して、後縁２６（軸コード長方向割合位置１００％）に至る。後縁２６の流路幅Wは、前縁２５の流路幅Wよりも小さい。なお、ハブ側基端２１の流路幅Wの変化は、上記のように単調減少、単調増加するのみならず、途中で変化のない領域があってもよいし、極小値を示した後に増加して後縁２６付近でのみ再度減少してもよい。

さらに、極小値を示す前の単調減少する際の流路幅Wの変化の度合いは、極小値を示した後の変化の度合いに比べて大きい。以上のように、ハブ側基端２１では、前縁２５側から後縁２６側に向かって流路幅Wが縮小して一旦最小値を示した後に流路幅Wが拡大しながら後縁２６に至る。

流路幅Wが小さい軸コード長方向割合位置では、その分だけ翼厚が大きくなる。ハブ側基端２１では、翼本体２０の強度向上のために前縁２５と後縁２６との間に翼厚が大きい部分があり、このため、前縁２５と後縁２６との間に流路幅Wが極小となる部分が存在する。

[0031] そして、本実施形態では、流路幅Wが最小値を示す軸コード長方向位置（

図２に示す流路幅最小位置ラインｍ）は、ハブ側基端２１からチップ２２側に向かうに従って、即ち、翼高さ方向割合位置が大きくなるに従って、後縁２６側に遷移する。そして、所定の翼高さ方向位置で流路幅Ｗが最小値を示す軸コード長方向位置が１００％となり、即ち、当該軸コード長方向位置が後縁２６に一致する。以下では、流路幅Ｗが最小値を示す軸方向コード長方向位置が翼高さ方向割合位置の増加とともに後縁２６側に遷移して該後縁２６に初めて一致する翼高さ方向位置を、基準翼高さ方向位置Ｓと定義する。本実施形態では、基準翼高さ方向位置Ｓが翼高さ方向割合位置２５％の位置とされている。

[0032] 翼高さ方向割合位置２５％の流路幅Ｗ、即ち、基準翼高さ方向位置Ｓの流路幅Ｗは、図５に示すカーブのように流路幅Ｗが変化する。即ち、基準翼高さ方向位置Ｓの流路幅Ｗは、前縁２５（軸コード長方向割合位置０％）から後縁２６（軸コード長方向割合位置１００％）に向かうにしたがって単調減少するのみであり、極小値を示さない。したがって、基準翼高さ方向位置Ｓの流路幅Ｗは、後縁２６において最小値を示す。これにより、後縁２６の流路幅Ｗは、前縁２５の流路幅Ｗよりも小さい。なお、流路幅Ｗは、軸コード長方向割合位置が４０％程までは緩やかに減少し、その後変化の度合いが大きくなり後縁２６に至る。

なお、翼高さ方向割合位置が基準翼高さ方向位置Ｓよりもチップ２２側の範囲では、後縁２６での流路幅Ｗが最小となる。

[0033] 次に上記タービン５の作用効果について説明する。タービン５の駆動時には、隣り合う動翼１０の翼本体２０同士の流路Ｆにおけるハブ側基端２１付近では、流路幅Ｗが一旦縮小して最小値を示した後に拡径するため、急激な流速及び圧力の変動が生じる。一方、基準翼高さ方向位置Ｓの流路幅Ｗは、減少するため、後縁２６側が絞られた形状となる。このため、翼本体２０の背面２４での流れは十分な流量となる。

これにより、後縁２６側では、基準翼高さ方向位置Ｓ側からハブ側基端２１側に向かって流れが誘導される（図２の矢印Ｒ参照）。即ち、基準翼高さ方

向位置Ｓでの狭い流路Ｆからハブ側基端２１での広い流路Ｆに向かって流れが誘導されるように、流量の三次元的な再配分が行われる。このため、ハブ側基端２１の後縁２６側の流量が増加するため、該ハブ側基端２１における背面２４での流速の急減速を抑制することができる。

[0034] また、本実施形態では、流路幅最小位置ラインｍがハブ側基端２１から基準翼高さ方向位置Ｓに向かうに従って連続的に後縁２６側に遷移するため、流路幅最小位置の遷移範囲の全域で、上述のような流量の三次元的な再配分が行われる。これにより、上記遷移範囲の全域での流れの適正化を図ることができ、ハブ側基端２１側の領域における翼背面２４での流速の急減速を効果的に抑制することができる。

[0035] 図６に、従来形状の翼本体２０と本実施形態の翼本体２０との腹面２３・背面２４それぞれでの断熱マッハ数の解析結果を示す。破線は従来形状の解析結果を示し、実線は本実施形態の形状の解析結果を示している。

当該解析結果からも分かるように、従来形状では、背面２４で流れの急減速が発生し、その結果、流速分布が悪化している。一方、本実施形態の形状では、背面２４での流速分布が改善され、流れの急減速が発生しない。これは、上述したように、後縁２６側においてチップ２２側からハブ側基端２１に流れが誘導されたことにより、ハブ側基端２１の最小流路幅Ｗを通過する流体に大きな減速が生じず、流速が安定したことによるものである。

[0036] 以上のように本実施形態によれば、強度確保のために、翼厚の一部を大きくした場合であっても、ハブ側基端２１での流速を安定させることができるため、タービン５全体としての効率低下を抑制することが可能となる。よって、強度を高く保持しながら効率の高いタービン５を実現することができる。

[0037] なお、上記実施形態では、基準翼高さ方向位置Ｓを翼高さ方向割合位置２５％の位置に設定したがこれに限定されることはない。当該基準翼高さ方向位置Ｓは、翼高さ方向割合位置の５％～２５％の範囲に設定されていればよい。

ここで、動翼１０の強度の確保のため、ハブ側基端からチップ２２側に向かって翼高さの５％未満の領域では、軸コード長Ｃの中央付近での翼厚が大きくなる。したがって、基準翼高さ方向位置Ｓは翼高さＨの５％以上の領域となる。一方、基準翼高さ方向位置Ｓが、翼高さの２５％を超える領域に位置していては、基準翼高さ方向位置Ｓがハブ側基端２１から離間し過ぎているため、該基準翼高さ方向位置Ｓからハブ側基端２１に向かって流れを効果的に誘導することができない。

したがって、基準翼高さ方向位置Ｓを翼高さ方向割合位置の５％～２５％の範囲に設定することで、動翼１０の強度を確保しながらハブ側基端２１への流れの誘導を効果的に行うことができる。

[0038] 次に本発明の第二実施形態について図７～図９を参照して説明する。第二実施形態は、第一実施形態の構成に加えて、さらに翼本体２０の詳細形状を特定した点で、第一実施形態と相違する。

[0039] 図７に、第二実施形態のタービン５の流路Ｆにおける後縁２６の流路幅W（以下、単に後縁２６流路幅Wと称する）と翼高さ方向割合位置との関係を示す。図７では、当該関係について翼高さ方向割合位置０～５０％の範囲を示している。図７に示す通り、後縁２６流路幅Wは、ハブ側基端２１（翼高さ方向割合位置０％）から翼高さ方向割合位置２０％まではほとんど変化せずに緩やかに増加し、その後に変化率がより大きくなって翼高さ方向割合位置５０％に至る。

[0040] また、図８に、第二実施形態のタービン５の流路Ｆにおけるハブスロート位置流路幅と翼高さ方向割合位置との関係を示す。図８では、当該関係について翼高さ方向割合位置０～５０％の範囲を示している。

ここで、ハブスロート位置流路幅とは、翼本体２０のハブ側基端２１で流路幅Wが最小値を示す軸コード長割合位置に対して、各翼高さ位置での同一の軸コード長割合位置における流路幅Wを意味している。図２に示すように、ハブスロート位置流路幅の位置の遷移を示すハブスロート位置ラインＬは、ハブ側基端２１での流路幅Wが最小値を示す位置から翼高さ方向に向かっ

て延びている。例えば、ハブ側基端２１での流路幅Wが最小値を示す軸コード長割合位置が３０％の場合、各翼高さ位置での軸コード長割合位置が３０％の位置の流路幅Wがハブスロート位置流路幅となる。

図８に示す通り、ハブスロート位置流路幅は、ハブ側基端２１から翼高さ方向に向かうに従って単調に増加して翼高さ方向割合位置５０％に至る。

[0041] 図９に、第二実施形態のタービン５の流路Ｆにおける流路幅比と翼高さ方向割合位置との関係を示す。図９では、当該関係について翼高さ方向割合位置０～５０％の範囲を示している。

ここで、流路幅比とは、各翼高さ位置におけるハブスロート位置流路幅に対する後縁２６の流路幅W（後縁流路幅）の比（後縁流路幅／ハブスロート位置流路幅）を意味している。

図９に示す通り、流路幅比は、ハブ側基端２１（翼高さ方向割合位置０％）で１よりも大きい値を示し、翼高さ方向に向かうに従って単調に減少し、翼高さ方向割合位置１０％手前、より詳細には８～９％程で１を示し、さらに翼高さ方向に向かうに従って単調に減少して翼高さ方向割合位置５０％に至る。なお、以下では、流路幅比が１を示す翼高さ方向割合位置を遷移位置Ｎと称する。この遷移位置Ｎは、翼高さ方向割合位置８～９％に限られず、翼高さ方向割合位置１０％以内ならばいずれの値であってもよい。

[0042] ここで、流路幅比の値が１を超える翼高さ方向位置では後縁２６側が拡大しているため、後縁２６側での流量が不足する。一方、流路幅比の値が１を下回る翼高さ方向位置では後縁２６側が縮小しているため、後縁２６側では十分な流量となる。したがって、後縁２６側では、流路幅比の値が１を下回る翼高さ方向位置の流れが、流路幅比の値が１を超える翼高さ方向位置に誘導されることになる。そして、流路幅比の値が１となる遷移位置Ｎの翼高さ方向位置を翼高さの１０％以内の領域に設定することで、後縁２６側での流量が不足する翼高さ方向位置に、効果的に流れを誘導することが可能となる。

[0043] ここで、翼高さ方向割合位置が１０％以内の領域における流路幅比の最大

値を最大流路幅比αと定義する。また、翼高さ方向割合位置が２０％以内の領域における流路幅比の最小値を最小流路幅比βと定義する。この際、本実施形態では、

｜β－１｜＞｜α－１｜

の関係が成立していることが好ましい。

[0044] ここで、｜α－１｜、｜β－１｜の図９における幾何学的意味を説明する。

図９の横軸（流路幅比）をＸ軸とし、縦軸（翼高さ方向割合位置）をＹ軸とすると、最大流路幅比αは、図９のカーブとＹ＝０〔％〕との交点となる。したがって、｜α－１｜は、当該交点とＸ＝１との距離となる。

一方、最小流路幅日ベータは、図9のカーブとＹ=20［％］の交点となる。したがって、｜β－１｜は、当該交点とＸ＝１との距離となる。

流路幅比が１よりも大きい領域では流量が不足しているため、｜α－１｜の値は、翼高さ方向の範囲における流量の不足量に相関する。一方、流路幅比が１よりも小さい領域では流量が十分であるため、｜β－１｜は流量の過剰量に相関する。したがって、｜β－１｜＞｜α－１｜の関係が成立していれば、流量の不足量よりも供給できる流量が上回っていることを意味している。したがって、当該関係が成立することで、後縁２６側での流量が不足する翼高さ方向位置に、効果的に流れを誘導することができる。

[0045] さらに、本実施形態では、図９におけるカーブ、Ｘ＝１及びＹ＝０〔％〕で囲まれる第一領域の面積Ａと、図９におけるカーブ、Ｘ＝１及びＹ＝２０〔％〕で囲まれる第二領域の面積Ｂとの間に、Ｂ＞Ａの関係が成立していることが好ましい。

流路幅比が１よりも大きい領域では流量が不足しているため、流路幅比が１よりも大きい領域の一部を占める面積Ａは、翼高さ方向の範囲における流量の不足量に相関する。一方、流路幅比が１よりも小さい領域では流量が十分であるため、流路幅比が１よりも小さい領域の一部を占める面積Ｂは流量の過剰量に相関する。したがって、Ｂ＞Ａの関係が成立していれば、流量の

不足量よりも供給できる流量が上回っていることを意味している。したがって、当該関係が成立することで、後縁２６側での流量が不足する翼高さ方向位置に、より効果的に流れを誘導することができる。

[0046] 以上、本発明の実施の形態について説明したが、本発明はこれに限定されることなく、その発明の技術的思想を逸脱しない範囲で適宜変更可能である。

[0047] 例えば、上記動翼１０は、タービン５における最終段に適用することが好ましいが、これに限定されることはなく、最終段以外の段に適用してもよい。これによっても上記同様、タービン５の効率低下を抑制することが可能となる。

[0048] また、動翼１０をガスタービン１におけるタービン５に適用した例を説明したが、ガスタービン１以外の回転機械に上記タービン５を適用してもよい。

## 符号の説明

[0049] １ ガスタービン
２ ロータ
３ 圧縮機
４ 燃焼器
５ タービン
６ ケーシング
７ 静翼
１０ 動翼
２０ 翼本体
２１ ハブ側基端
２２ チップ
２３ 腹面
２４ 背面
２５ 前縁

２６　後縁

Ｈ　翼高さ

Ｃ　軸コード長

Ｓ　基準翼高さ方向位置

ｍ　流路幅最小位置ライン

Ｌ　ハブスロート位置ライン

Ｎ　遷移位置

Ｏ　軸線

Ｕ　回転方向

Ｒ　矢印

Ｗ　流路幅

Ｘ　ハブ側基端のスロートの軸コード長方向割合位置

# 請求の範囲

[請求項1] 軸線の径方向外側に延びる翼本体を有し、前記軸線の周方向に配列されることで隣り合う前記翼本体同士の間に流路が形成される複数の動翼を備え、

前記翼本体のハブ側基端における流路幅は、前縁から後縁に向かうに従って減少して極小値を示した後に増加し、

前記翼本体のハブ側基端からチップ側に向かって離間した基準翼高さ方向位置での流路幅は、前記前縁から前記後縁に向かうに従って漸次小さくなり、

各翼高さ方向位置における前記流路幅の最小値の軸コード長方向位置が、前記翼本体のハブ側基端からチップ側に向かうに従って後縁側に遷移して、前記基準翼高さ方向位置で前記後縁に一致するタービン。

[請求項2] 前記基準翼高さ方向位置は、ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの５％以上２５％以下の領域に位置している請求項１に記載のタービン。

[請求項3] 前記翼本体の前記後縁における各翼高さ方向位置の前記流路幅を後縁流路幅と定義し、

前記翼本体のハブ側基端で前記流路幅が最小値を示す軸コード長方向割合位置における各翼高さ方向位置の前記流路幅をハブスロート位置流路幅と定義し、

各翼高さ方向位置における前記ハブスロート位置流路幅に対する前記後縁流路幅の比を流路幅比と定義し、

ハブ側からチップ側に向かうに従って漸次小さくなる前記流路幅比の値が１となる翼高さ方向位置を遷移位置と定義した際に、

該遷移位置の翼高さ方向位置が、ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの１０％以内の領域に位置している請求項１又は２に記載のタービン。

[請求項4] ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの１０％以内の領域におけ

る前記流路幅比の最大値を最大流路幅比αと定義し、

ハブ側基端からチップ側に向かって翼高さの２０％以内の領域における前記流路幅比の最小値を最小流路幅比βと定義した際に、

｜β－１｜＞｜α－１｜

の関係が成立する請求項３に記載のタービン。

[請求項5] 横軸Ｘを前記流路幅比とし、縦軸Ｙを翼高さに対するハブ側からチップ側に向かっての翼高さ方向割合位置〔％〕として前記流路幅比の変化のカーブを作成した際に、

前記カーブ、Ｘ＝１及びＹ＝０％で囲まれる第一領域の面積Ａと、

前記カーブ、Ｘ＝１及びＹ＝２０％で囲まれる第二領域の面積Ｂとの間に、

Ｂ＞Ａ

の関係が成立する請求項３又は４に記載のタービン。

[請求項6] 空気を圧縮して圧縮空気を生成する圧縮機と、

前記圧縮空気を燃料とともに燃焼させて燃焼ガスを生成する燃焼器と、

前記燃焼ガスによって駆動される請求項１から５のいずれか一項に記載のタービンと、

を備えるガスタービン。

[請求項7] タービン動翼であって、

前記タービン動翼はロータの周方向に複数配列されることで隣り合う前記タービン動翼同士の間に流路を形成し、

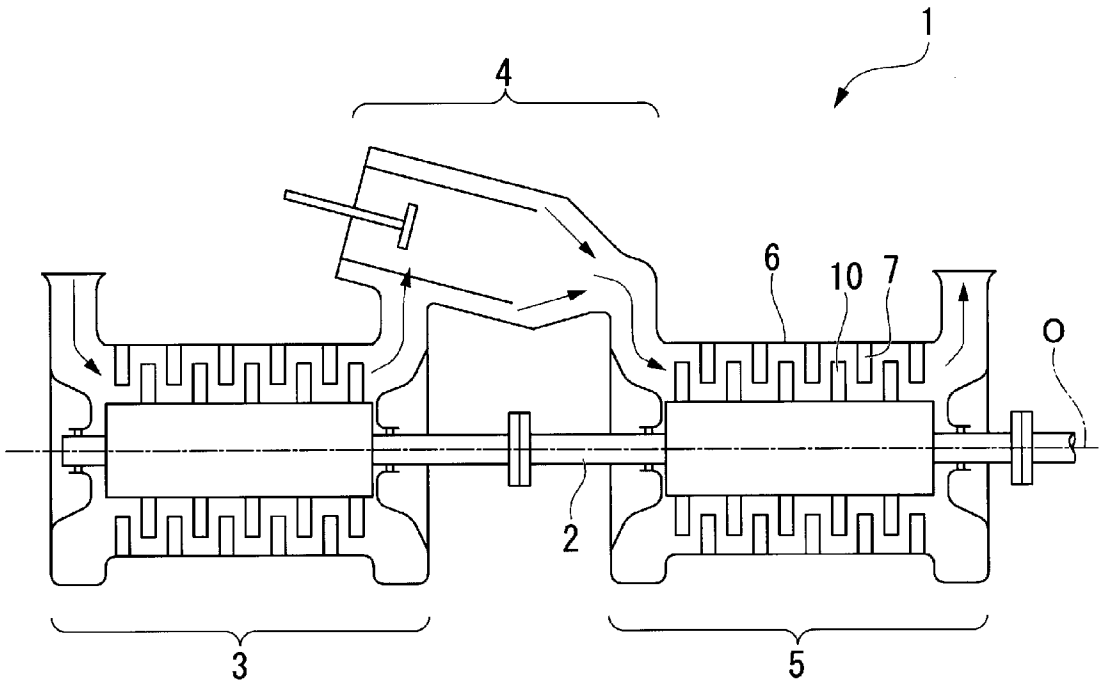
前記タービン動翼のハブ側基端における流路幅は、前縁から後縁に向かうに従って減少して極小値を示した後に増加し、

前記タービン動翼のハブ側基端からチップ側に向かって離間した基準翼高さ方向位置での流路幅は、前記前縁から前記後縁に向かうに従って漸次小さくなり、

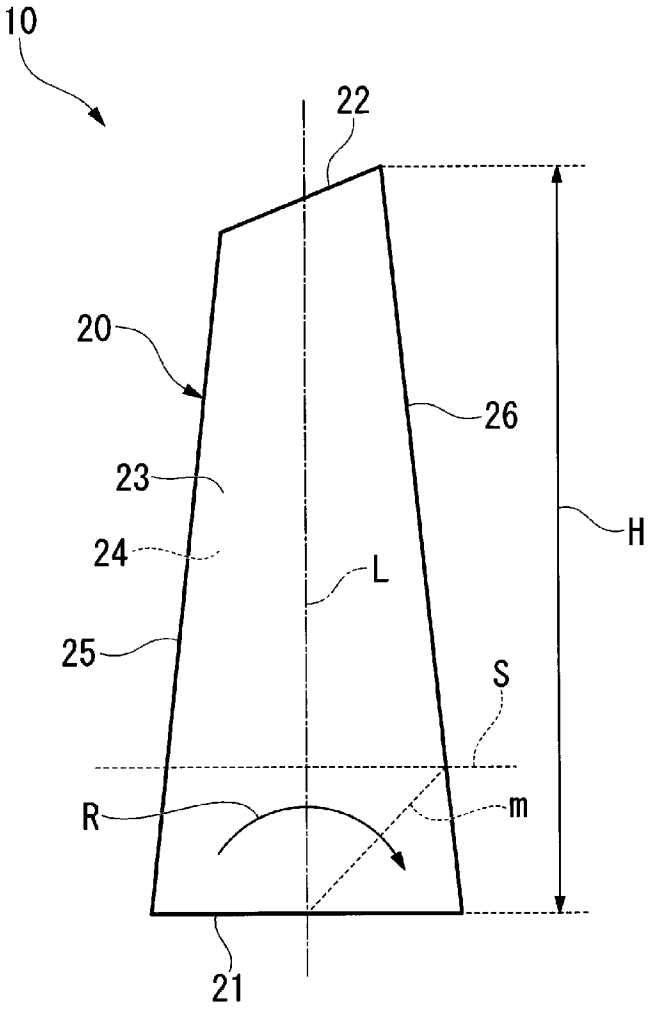
各翼高さ方向位置における前記流路幅の最小値の軸コード長方向位

置が、前記タービン動翼のハブ側基端からチップ側に向かうに従って後縁側に遷移して、前記基準翼高さ方向位置で前記後縁に一致するタービン動翼。

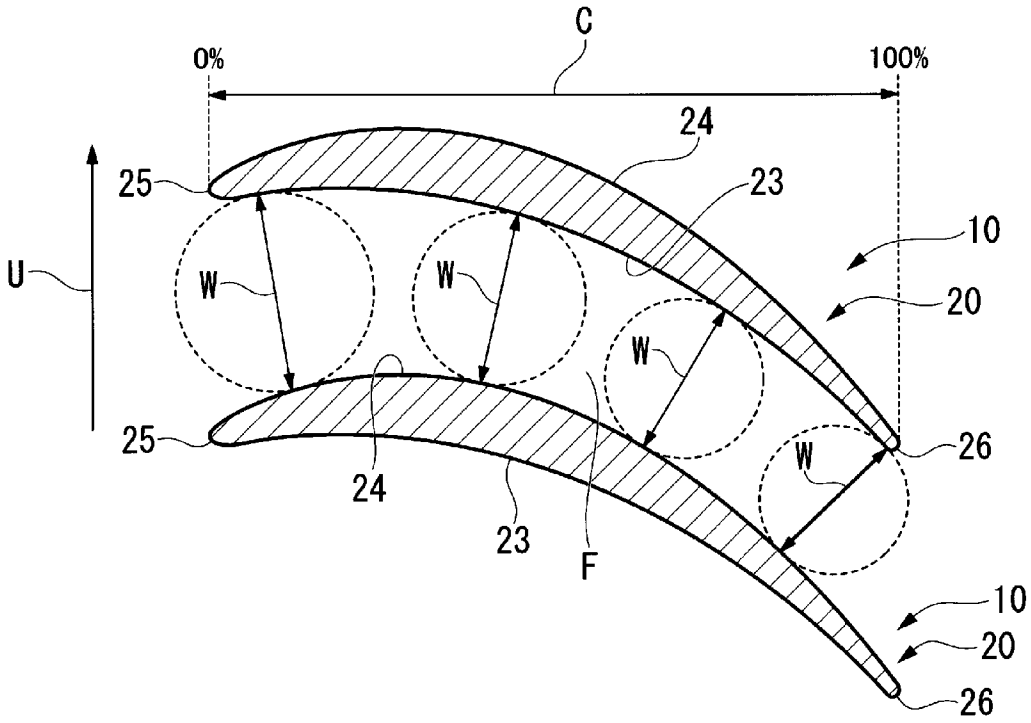
[図1]



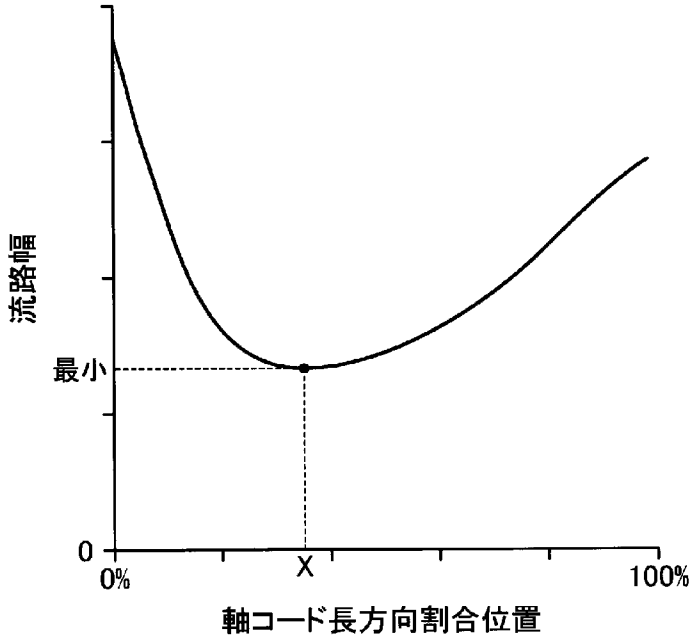
[図2]



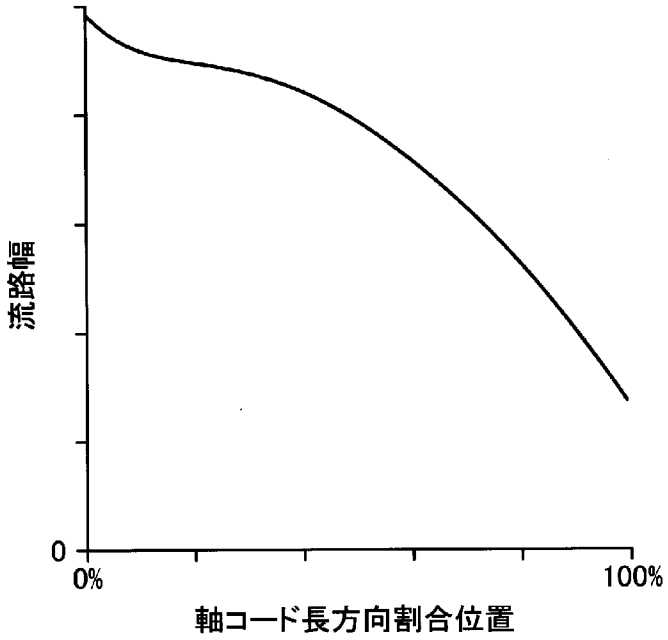
[図3]



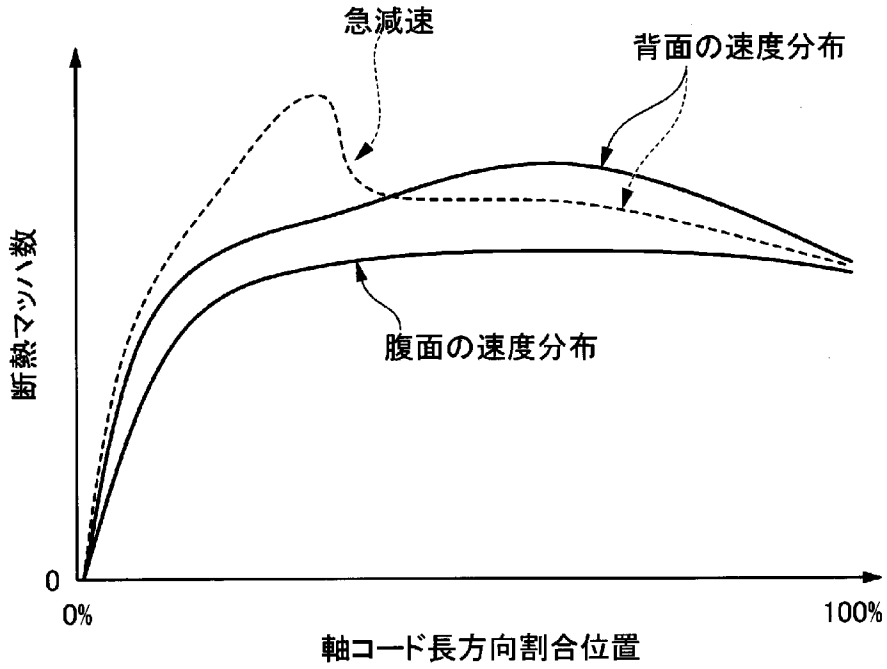
[図4]



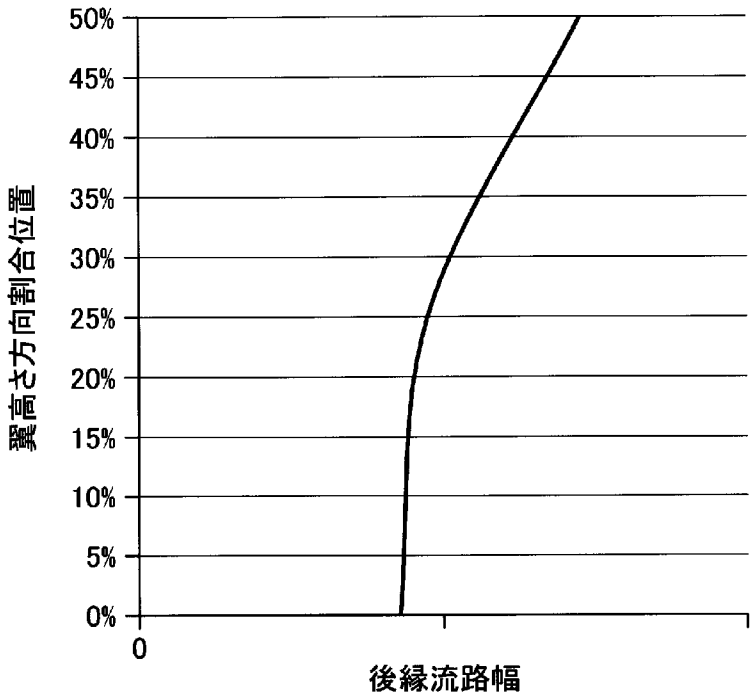

[図5]



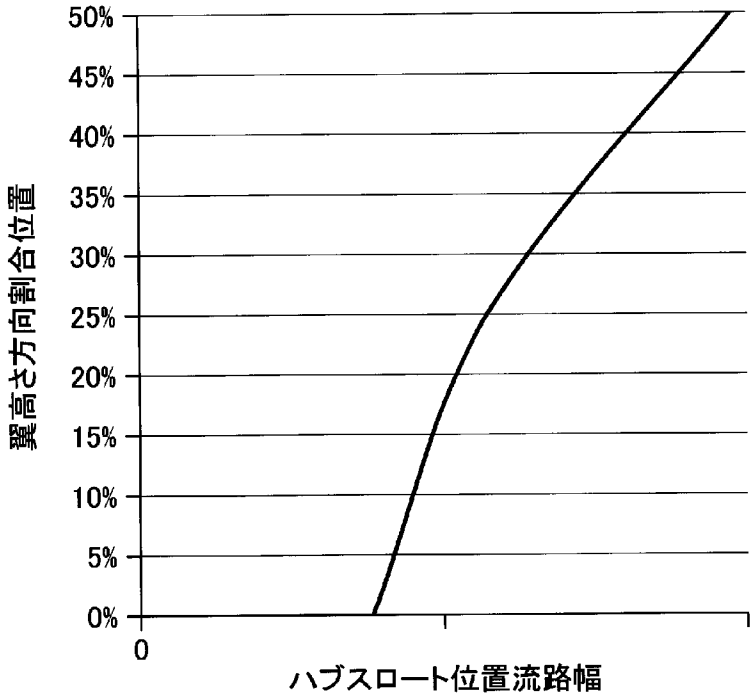
[図6]


急減速
背面の速度分布
腹面の速度分布
断熱マッハ数
0
0%
100%
軸コード長方向割合位置

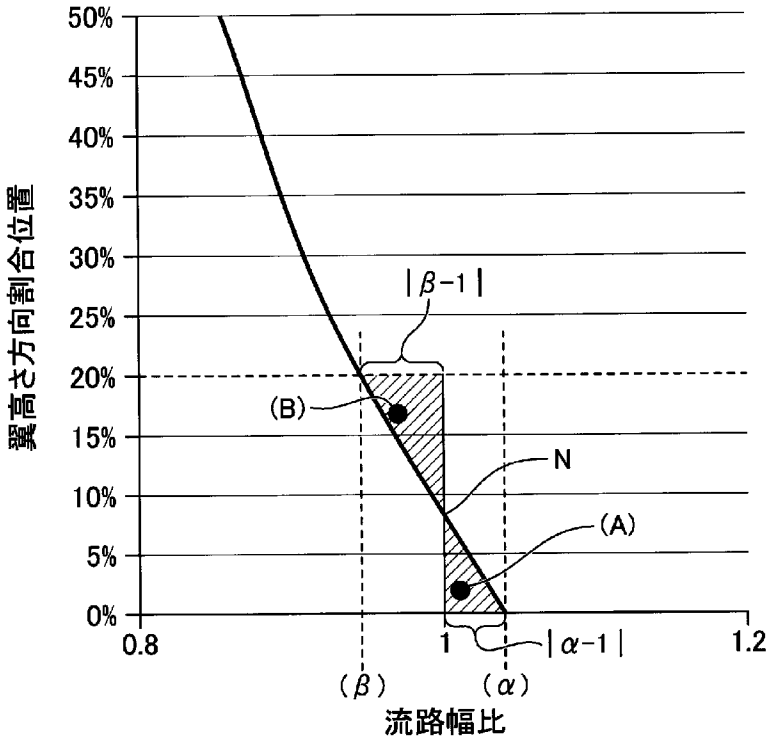
[図7]


50%
45%
40%
35%
30%
25%
20%
15%
10%
5%
0%
翼高さ方向割合位置
0
後縁流路幅

[図8]


50%
45%
40%
35%
30%
25%
20%
15%
10%
5%
0%
0
翼高さ方向割合位置
ハブスロート位置流路幅

[図9]


50%
45%
40%
35%
30%
25%
20%
15%
10%
5%
0%
翼高さ方向割合位置
|β-1|
(B)
N
(A)
0.8
1
|α-1|
1.2
(β)
(α)
流路幅比

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2016/053925

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
*F01D5/14*(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)
F01D5/12-F01D5/16

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 1996-2016
Kokai Jitsuyo Shinan Koho 1971-2016 Toroku Jitsuyo Shinan Koho 1994-2016

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

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

| Category* | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages | Relevant to claim No. |
|---|---|---|
| A | JP 2015-17615 A (Mitsubishi Hitachi Power Systems, Ltd.), 29 January 2015 (29.01.2015), paragraphs [0018] to [0030]; fig. 2 to 10 (Family: none) | 1-7 |
| A | JP 2004-263602 A (Toshiba Corp.), 24 September 2004 (24.09.2004), paragraphs [0015], [0018]; fig. 2 (Family: none) | 1-7 |

☒ 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 | Date of mailing of the international search report |
|---|---|
| 14 April 2016 (14.04.16) | 26 April 2016 (26.04.16) |
| Name and mailing address of the ISA/<br>Japan Patent Office<br>3-4-3,Kasumigaseki,Chiyoda-ku,<br>Tokyo 100-8915,Japan | Authorized officer<br><br>Telephone No. |

Form PCT/ISA/210 (second sheet) (January 2015)

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.
PCT/JP2016/053925

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

| Category* | Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages | Relevant to claim No. |
|---|---|---|
| A | JP 2006-291949 A (General Electric Co.), 26 October 2006 (26.10.2006), entire text; all drawings & US 2006/0233641 A1 entire text; all drawings & EP 1712737 A1 & CA 2535205 A1 & CN 1847623 A | 1-7 |
| A | JP 2002-138801 A (Honda Motor Co., Ltd.), 17 May 2002 (17.05.2002), entire text; all drawings & US 2002/0085918 A1 entire text; all drawings & DE 10054244 A1 | 1-7 |

国際調査報告

国際出願番号　ＰＣＴ／ＪＰ２０１６／０５３９２５

Ａ．　発明の属する分野の分類（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　F01D5/14(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（ＩＰＣ））

Int.Cl.　F01D5/12-F01D5/16

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 | １９２２－１９９６年 |
| 日本国公開実用新案公報 | １９７１－２０１６年 |
| 日本国実用新案登録公報 | １９９６－２０１６年 |
| 日本国登録実用新案公報 | １９９４－２０１６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）

DWPI (Thomson Innovation)

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 2015-17615 A (三菱日立パワーシステムズ株式会社) 2015.01.29, 段落[0018]-[0030], 図 2-10 (ファミリーなし) | 1-7 |
| A | JP 2004-263602 A (株式会社東芝) 2004.09.24, 段落[0015],[0018], 図 2 (ファミリーなし) | 1-7 |
| A | JP 2006-291949 A (ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ) 2006.10.26, 全文, 全図 & US 2006/0233641 A1, 全文, 全図 & EP 1712737 A1 & CA 2535205 A1 & CN 1847623 A | 1-7 |

☑　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 | 国際調査報告の発送日 |
|---|---|
| １４．０４．２０１６ | ２６．０４．２０１６ |


国際調査機関の名称及びあて先
日本国特許庁（ＩＳＡ／ＪＰ）
郵便番号１００－８９１５
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）　３Ｓ　６２１０
瀬戸　康平
電話番号　０３－３５８１－１１０１　内線　３３９１

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 | JP 2002-138801 A (本田技研工業株式会社) 2002.05.17, 全文, 全図 & US 2002/0085918 A1, 全文, 全図 & DE 10054244 A1 | 1-7 |