

(19) 世界知的所有権機関  
国際事務局



(43) 国際公開日  
2007年9月27日 (27.09.2007)

PCT

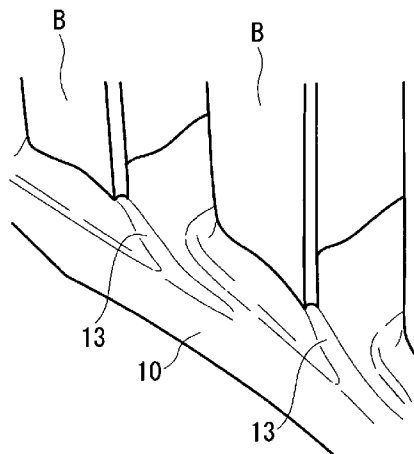
(10) 国際公開番号  
WO 2007/108232 A1

- (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/JP2007/051435
- (22) 国際出願日: 2007年1月30日 (30.01.2007)
- (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2006-072250 2006年3月16日 (16.03.2006) JP
- (71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 三菱重工業株式会社 (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.) [JP/JP]; 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5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): 飯田 耕一郎 (IIDA, Koichiro) [JP/JP]; 〒6768686 兵庫県高砂市荒井
- (74) 代理人: 藤田 考晴, 外 (FUJITA, Takaharu et al.); 〒2200012 神奈川県横浜市西区みなとみらい3-3-1 三菱重工横浜ビル24F Kanagawa (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, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DK, DM, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LV, LY, MA, MD, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, 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, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AT, BE, BG,

[続葉有]

(54) Title: TURBINE CASCADE END WALL

(54) 発明の名称: タービン翼列エンドウォール



(57) Abstract: In turbine blades having a large outflow angle, a cross flow generated on a turbine end wall and curling of flow on blade rear surfaces are reduced irrespective of the shape of the blades, thereby reducing a loss to improve performance of the entire turbine. The turbine cascade end wall (10) is positioned on the hub side and/or the tip side of the annularly arranged turbine blades (B). The turbine cascade end wall has first projections (13) each having a ridge lowering gently initially and sharply finally from the rear edge of a turbine blade toward the downstream side while extending along the rear surface of an adjacent turbine blade.

(57) 要約:

本発明は、流出角度の設定が大きいタービン翼において、翼形状の違いによらず、タービンエンドウォール上に発生するクロスフローおよび翼背面の巻き上がりを低減させ、損失を低減させることで、タービン全体の性能の向上を図ることを目的とする。

環状に配列された複数のタービン翼 (B) のハブ側および/またはチップ側に位置するタービン翼列エンドウォール (10) であって、前記タービン翼の後縁から下流側に向かって、最初は緩やかに、最後は急に下降していくとともに、隣接するタービン翼の背面に沿って延びる稜線を有する第1の凸部 (13) が設けられている。

WO 2007/108232 A1



CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HU, IE,  
IS, IT, LI, LU, LV, MC, NL, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR),  
OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML,  
MR, NE, SN, TD, TG).

2文字コード及び他の略語については、定期発行される  
各PCTガゼットの巻頭に掲載されている「コードと略語  
のガイダンスノート」を参照。

添付公開書類：  
— 国際調査報告書

## 明 細 書

### タービン翼列エンドウォール

#### 技術分野

[0001] 本発明は、タービン翼列エンドウォールに関するものである。

#### 背景技術

[0002] 流体の運動エネルギーを回転運動に変えて動力を得る動力発生装置としては、タービンが知られている。このタービンにおけるタービン翼列エンドウォール上では、一のタービン翼の腹側から隣接するタービン翼の背側に向かって、いわゆる「クロスフロー（二次流れ）」が発生する。

タービン性能の向上を図るには、このクロスフローを低減させるとともに、このクロスフローに伴って発生する二次流れ損失を低減させる必要がある。

[0003] また、流体の運動エネルギーを回転運動に変えるタービンにおいては、タービンの周方向回転速度を従来よりも高く設定し、タービン全体の性能を向上させるトレンドがある。そして、これに付随し、翼の流出角度を従来よりも大きく設定することが求められている。一方で、翼の流出角度が大きくなることにより、クロスフローに伴う二次流れ損失も一般的に増加する傾向がある。

[0004] クロスフローに伴う二次流れ損失を低減させて、タービン性能の向上を図るものとして、タービン翼列エンドウォール上に、非軸対称に形成された凹凸を有するものが知られている（例えば、特許文献1参照）。

[0005] また、衝撃波が発生するタービン翼において、その衝撃波を低減させて、タービン性能の向上を図るものとして、タービン翼列エンドウォール上のスロート近傍に、凹を有するものが知られている（例えば、特許文献2参照）。

特許文献1：米国特許第6283713号明細書

特許文献2：米国特許第6669445号明細書

#### 発明の開示

[0006] 上記のように、流出角度の設定が大きい翼においては、さらにクロスフローに伴う二次流れ損失が増大する固有の課題がある。特許文献1に開示されているタービン翼

列エンドウォール上に形成された非軸対称形状による効果は、流出角度の設定が大きい翼における固有の課題を解決するものではなく、翼形状によって効果のばらつきも有る。このため、流出角度の設定が大きい翼における固有の課題の解決が求められている。

[0007] 従来の技術では、翼後縁すぐ下流の領域(図7中の破線で囲んだ部分および図8中の破線で囲んだ部分)の圧力が、流れの淀みにより周囲よりも高くなる現象がある。エンドウォール近傍の流れは翼から流れ出る際に、上記翼後縁すぐ下流の領域を通過することとなる。先に述べたように、この領域の圧力が上昇すると、エンドウォール近傍の流れが妨げられ、クロスフローおよび翼背面の巻き上がりが助長されて、損失が増加してしまうこととなる。

流出角度の設定が大きい翼では、流れの角度が大きくなるため上記翼後縁すぐ下流の領域を通過する割合が増える。このため、上記領域の圧力上昇による流れを妨げる効果も大きくなり、特にクロスフローおよび翼背面の巻き上がりもさらに助長され、特に損失の増加が大きくなるという固有の問題がある。

[0008] また、上記特許文献2に開示されているタービン翼列エンドウォールには、スロート位置にてエンドウォールの周方向形状に最大の高低差分布を設けることで、タービン翼の後縁から下流側に向かって一定の率で下降していくとともに、隣接するタービン翼の背面に沿って延びる稜線を有する凸部が設けられている。

特許文献2の効果としては、衝撃波の低減による損失低減を目的としている。衝撃波は限られた作動条件におかれた翼、および限られた翼でしか発生せず、クロスフローに伴う二次流れ損失とは現象が全く異なっている。本発明では、流出角度の設定が大きい翼でのクロスフローに伴う二次流れ損失増加の課題を解決する。

[0009] 本発明は、上記の事情に鑑みてなされたもので、タービン翼列エンドウォール上に発生するクロスフローを低減させることができるとともに、対象翼列のタービン背面に発生する過度な巻き上がりを抑制することで、複数の翼列を有するタービン全体の性能向上の利点を得ることができるタービン翼列エンドウォールを提供することを目的とする。特に、本発明によれば、流出角度の設定が大きい翼において、特に大きな改善効果を得ることができる。また、本発明によれば、流出角度の設定が大きい翼では

、翼の形状の違いによらず効果が得られる。

[0010] 本発明は、上記課題を解決するため、以下の手段を採用した。

本発明の第一の態様によるタービン翼列エンドウォールは、環状に配列された複数のタービン翼のハブ側および／またはチップ側に位置するタービン翼列エンドウォールであって、前記タービン翼の後縁から下流側に向かって、最初は緩やかに、最後は急に下降していくとともに、隣接するタービン翼の背面に沿って延びる稜線を有する第1の凸部が設けられている。

このようなタービン翼列エンドウォールによれば、いわゆる「フィレット」や「アール」とは異なる第1の凸部の効果により、図7に示すように、翼後縁すぐ下流に位置する第1の凸部近傍の静圧を低下させることができる(図7中の破線で囲んだ部分を参照)。

従来の形状では翼後縁すぐ下流の領域(第1の凸部が位置する領域)は、流れの淀みにより、周囲にくらべ静圧が増加する現象がある。クロスフローにより周方向を向いたエンドウォール近傍の流れが、後縁すぐ下流の領域(第1の凸部が位置する領域)を通過する際に、この領域の静圧が増加すると、流れが妨げられ、クロスフローおよび翼の背面への巻き上がりを助長させ、損失増加に繋がる。上記第1の凸部は、上記翼後縁すぐ下流の領域の静圧増加の現象を抑制する(従来よりも静圧を低下させる)効果があるため、エンドウォール近傍の流れが、後縁すぐ下流(第1の凸部が位置する領域)を通過する際に、従来のものよりもスムーズに流すことができ、損失増加の抑制を図ることができる。

流出角度の設定が大きい翼では、エンドウォール近傍の流れが翼後縁すぐ下流の領域を通過する割合が高くなるために、上記のような損失改善効果が特に効果が大きく、上記の物理現象から流出角度の設定が大きい翼では、翼の形状によらず効果が得られる。

[0011] 上記本発明のタービン翼列エンドウォールにおいて、0% $C_{ax}$ を軸方向におけるタービン翼の前縁位置、100% $C_{ax}$ を軸方向におけるタービン翼の後縁位置とし、0%ピッチをタービン翼の腹面における位置、100%ピッチを前記タービン翼の腹面と対向するタービン翼の背面における位置とした場合に、一のタービン翼と、このタービン翼に隣接配置された他のタービン翼との間で、略0% $C_{ax}$ ～略20% $C_{ax}$ の範囲にお

いて、前記一のタービン翼の背面に向かって、なだらかに隆起させられた第2の凸部、および略0% $C_{ax}$ から略20% $C_{ax}$ の範囲において、前記他のタービン翼の腹面に向かって、なだらかに隆起させられた第3の凸部が設けられているとさらに好適である。

このようなタービン翼列エンドウォールによれば、第2の凸部近傍および第3の凸部近傍の静圧を低下させることができ、これによりスロートよりも上流側における圧力勾配を一のタービン翼の背面および他のタービン翼の腹面に沿った方向に向けることができるとともに、作動流体を一のタービン翼の背面および他のタービン翼の腹面に沿うように流すことができる。このため、このタービン翼列エンドウォールを用いることで、クロスフローを低減させることができるとともに、クロスフローに伴う二次流れ損失を低減させることができ、タービン性能の向上を図ることができる。

[0012] 上記のタービン翼列エンドウォールにおいて、前記一のタービン翼の背面および前記他のタービン翼の腹面から、略50% $C_{ax}$ 、略50%ピッチの位置に向かってなだらかに陥没させられた凹部が設けられているとさらに好適である。

このようなタービン翼列エンドウォールによれば、凹部近傍の静圧を増加させることができ、これによりスロートよりも上流側における圧力勾配を一のタービン翼の背面および他のタービン翼の腹面に沿った方向に向けることができるとともに、作動流体を一のタービン翼の背面および他のタービン翼の腹面に沿うように流すことができる。このため、このタービン翼列エンドウォールを用いることで、クロスフローを低減させることができるとともに、クロスフローに伴う二次流れ損失を低減させることができ、タービン性能の向上を図ることができる。

[0013] 本発明の第二の態様によるタービンは、タービン翼列エンドウォール上に発生するクロスフローが低減され、かつ、タービン翼の背面に発生する過度な巻き上がりが抑制されるタービン翼列エンドウォールを備えている。

このようなタービンによれば、クロスフローに伴う二次流れ及び巻き上がり(背面の二次流れ)伴って発生する二次流れ損失の増大が抑制され、複数の翼列を有するタービン全体の性能向上が図られることとなる。また、特に流出角度の設定が大きい翼では、その効果が大きく、翼形状によらず流出角度の設定が大きい翼では、同様の効

果が得られる。

- [0014] 本発明の第二の態様によれば、タービン翼列エンドウォール上に発生するクロスフローを低減させることができるとともに、かつ、タービン翼の背面に発生する過度な巻き上がりが抑制されるタービン翼列エンドウォールを備えており、複数の翼列を有するタービン全体の性能向上が図られる効果を奏する。また、特に流出角度の設定が大きい翼では、その効果が大きく、翼形状によらず流出角度の設定が大きい翼では、同様の効果が得られる。

#### 図面の簡単な説明

- [0015] [図1]本発明によるタービン翼列エンドウォールの一実施形態を示す図であって、タービン翼の前縁側から見た概略斜視図である。
- [図2]図1に示すタービン翼列エンドウォールを、タービン翼の後縁側から見た概略斜視図である。
- [図3]図1に示すタービン翼列エンドウォールの要部平面図である。
- [図4]図3と同様、タービン翼列エンドウォールの要部平面図である。
- [図5]一のタービン翼と、他のタービン翼との間に位置するタービン翼列エンドウォールの高低(凹凸)を示すグラフである。
- [図6]一のタービン翼と、他のタービン翼との間に位置するタービン翼列エンドウォールの高低(凹凸)を示すグラフである。
- [図7]タービン翼列エンドウォールの表面における静圧分布を示す図である。
- [図8]タービン翼列エンドウォールの表面における作動流体の流れを示す図である。
- [図9]本発明によるタービン翼列エンドウォールの他の実施形態における、一のタービン翼と、他のタービン翼との間に位置するタービン翼列エンドウォールの高低(凹凸)を示すグラフである。

#### 符号の説明

- [0016] 10 ハブエンドウォール(タービン翼列エンドウォール)
- 11 第1の凸部(第2の凸部)
- 12 第2の凸部(第3の凸部)
- 13 第3の凸部(第1の凸部)

## 14 凹部

## B タービン翼

## 発明を実施するための最良の形態

[0017] 以下、本発明によるタービン翼列エンドウォールの一実施形態について、図面を参照しながら説明する。

図1から図3に示すように、本実施形態によるタービン翼列エンドウォール(以下、「ハブエンドウォール」という)10は、一のタービン翼(本実施形態ではタービン動翼)Bと、このタービン翼Bに隣接配置されたタービン翼B(以下、「他のタービン翼B」という)との間に配置される、第1の凸部(第2の凸部)11と、第2の凸部(第3の凸部)12と、第3の凸部(第1の凸部)13と、凹部14とをそれぞれ有するものである。なお、図3中のハブエンドウォール10上に描いた細い実線は等高線を示している。

[0018] 図1および図3に示すように、第1の凸部11は、一のタービン翼Bの背面に向かって、略0% $C_{ax}$ ～略20% $C_{ax}$ の範囲になだらかに(滑らかに)隆起させられた部分である。

第2の凸部12は、他のタービン翼Bの腹面に向かって、略0% $C_{ax}$ ～略20% $C_{ax}$ の範囲になだらかに(滑らかに)隆起させられた部分である。

また、図2および図3に示すように、第3の凸部13は、タービン翼Bの後縁から下流側に向かって、最初は緩やかに、最後は急に下降していくとともに、隣接するタービン翼の背面に沿って延びる稜線を有している。なお、この第3の凸部13は、いわゆる「フィレット」や「アール」とは異なる。

[0019] 凹部14は、一のタービン翼Bの背面および他のタービン翼Bの腹面から、略50% $C_{ax}$ 、略50%ピッチの位置に向かってなだらかに(滑らかに)陥没した部分、すなわち、略50% $C_{ax}$ 、略50%ピッチの位置に窪みのピークを有する凹所である。

ここで、0% $C_{ax}$ とは、軸方向におけるタービン翼Bの前縁位置のことを指し、100% $C_{ax}$ とは、軸方向におけるタービン翼Bの後縁位置のことを指している。また、0%ピッチとは、タービン翼Bの腹面における位置のことを指し、100%ピッチとは、タービン翼Bの背面における位置のことを指している。

なお、図3中の符号 $\alpha$ は流出角度であり、本実施形態においては60度以上(より好

ましくは70度以上)となるように設定されている。

[0020] つぎに、図4ないし図6を用いて第1の凸部11、第2の凸部12、第3の凸部13、および凹部14の形状をより詳しく説明する。

図4は、図3と同様、ハブエンドウォール10の要部平面図である。図4に示す細い実線L1は、タービン翼Bの背面近傍で、かつ、タービン翼Bの背面に沿ってひいた線、すなわち、0% $C_{ax}$ ~100% $C_{ax}$ の範囲において、略95%ピッチの位置にひいた線である。

図4に示す細い実線L2は、タービン翼Bの腹面近傍で、かつ、タービン翼Bの腹面に沿ってひいた線、すなわち、0% $C_{ax}$ ~100% $C_{ax}$ の範囲において、略5%ピッチの位置にひいた線である。

図4に示す細い実線L3は、実線L1と実線L2との中間位置にひいた線、すなわち、0% $C_{ax}$ ~100% $C_{ax}$ の範囲において、略50%ピッチの位置にひいた線である。

[0021] また、図4に示す細い実線L4は、タービン翼Bの軸方向(回転軸線)と直交する面に対して平行となる線であって、0%ピッチ~100%ピッチの範囲において、0% $C_{ax}$ の位置にひいた線である。

図4に示す細い実線L5は、タービン翼Bの軸方向と直交する面に対して平行となる線であって、0%ピッチ~100%ピッチの範囲において、略20% $C_{ax}$ の位置にひいた線である。

図4に示す細い実線L6は、タービン翼Bの軸方向と直交する面に対して平行となる線であって、0%ピッチ~100%ピッチの範囲において、略50% $C_{ax}$ の位置にひいた線である。

図4に示す細い実線L7は、タービン翼Bの軸方向と直交する面に対して平行となる線であって、0%ピッチ~100%ピッチの範囲において、略80% $C_{ax}$ の位置にひいた線である。

図4に示す細い実線L8は、タービン翼Bの軸方向と直交する面に対して平行となる線であって、0%ピッチ~100%ピッチの範囲において、100% $C_{ax}$ の位置にひいた線である。

[0022] 図5および図6は、一のタービン翼Bと、他のタービン翼Bとの間に位置するハブエ

ンドウォール10の高低(凹凸)を示すグラフであって、図5に示す破線aは、図4に示す細い実線L1に沿って、タービン翼Bの前縁から後縁にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10の高低を示している。

図5に示す一点鎖線bは、図4に示す細い実線L2に沿って、タービン翼Bの前縁から後縁にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10の高低を示している。

図5に示す一点鎖線cは、図4に示す細い実線L3に沿って、タービン翼Bの前縁から後縁にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10の高低を示している。

[0023] 一方、図6に示す太い実線dは、図4に示す細い実線L4に沿って、一のタービン翼Bの背面(あるいは腹面)から他のタービン翼Bの腹面(あるいは背面)にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10の高低を示している。

図6に示す細い実線eは、図4に示す細い実線L5に沿って、一のタービン翼Bの背面(あるいは腹面)から他のタービン翼Bの腹面(あるいは背面)にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10の高低を示している。

図6に示す細い実線fは、図4に示す細い実線L6に沿って、一のタービン翼Bの背面(あるいは腹面)から他のタービン翼Bの腹面(あるいは背面)にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10の高低を示している。

図6に示す細い実線gは、図4に示す細い実線L7に沿って、一のタービン翼Bの背面(あるいは腹面)から他のタービン翼Bの腹面(あるいは背面)にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10の高低を示している。

図6に示す細い実線hは、図4に示す細い実線L8に沿って、一のタービン翼Bの背面(あるいは腹面)から他のタービン翼Bの腹面(あるいは背面)にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10の高低を示している。

[0024] 図5および図6からわかるように、第1の凸部11の頂点は、第2の凸部12の頂点よりも低い所に位置している。すなわち、第2の凸部12の頂点は、第1の凸部11の頂点よりも高い所に位置している。

また、一のタービン翼Bと他のタービン翼Bとの中間位置は、0% $C_{ax}$ ~100% $C_{ax}$ の範囲にわたって、一のタービン翼Bの背面側の根本部分、および他のタービン翼Bの腹面側の根本部分よりも低い所に位置している。

さらに、図5中の破線aおよび一点鎖線bからわかるように、第3の凸部13の頂点(すなわち、稜線の最も高い点)は、タービン翼Bの後縁端(近傍)に位置している。

[0025] 本実施形態によるハブエンドウォール10によれば、図7に示すように、第3の凸部13近傍の静圧を低下させることができる(図7中の破線で囲んだ部分および図8の破線で囲んだ部分を参照)。

これにより、翼後縁すぐ下流の領域(第3の凸部13が位置する領域)での流れの淀みによる静圧増加を抑制し、クロスフローにより周方向を向いたエンドウォール近傍の流れが、後縁すぐ下流の領域(第3の凸部13が位置する領域)を通過する際に、流れが妨げられ、クロスフローおよび背面の巻き上がりが助長されるのを抑制する。このため損失増加が抑制される。

また、流出角度の設定が大きい翼では、エンドウォール近傍の流れが翼後縁すぐ下流の領域を通過する割合が高くなるために、上記のような損失改善効果が特に効果大きい。

さらに、上記の理由により、流出角度の設定が大きい翼では、翼の形状のよらず同様の効果が得られる。

ここで、流出角度の設定が大きい翼とは、流出角度 $\alpha$ が60度以上(より好ましくは70度以上)のものを指す。

さらにまた、流出角度の大きい翼では、第3の凸部13を設けるために必要な翼後縁より軸方向下流のスペースが小さくて済むため、ハブエンドウォール10の下流側の端部の延長(軸方向下流側に)が必要となるリスクが小さい。

[0026] 一方、第1の凸部11、第2の凸部12、および凹部14を設けることにより、図7に示すように、第1の凸部11近傍および第2の凸部12近傍の静圧を低下させて、凹部14近傍の静圧を増加させることができ、これによりスロートよりも上流側における圧力勾配を一のタービン翼Bの背面および他のタービン翼Bの腹面に沿った方向に向けることができるとともに、作動流体を一のタービン翼Bの背面および他のタービン翼Bの腹面に沿うように流すことができる。このようなハブエンドウォール10を用いることにより、クロスフローを低減させることができるとともに、クロスフローに伴う二次流れ損失を低減させることができ、タービン性能の向上を図ることができる。

[0027] また、第1の凸部11近傍および第2の凸部12近傍の静圧を低下させることにより、前縁上流キャビティーからの低温ガス(漏れ空気)を、ハブエンドウォール10の表面に沿ってより広い範囲(領域)に流すことができるようになり、ハブエンドウォール10の冷却効果を向上させることができる。

[0028] 本発明によるハブエンドウォールの他の実施形態について、図9を参照しながら説明する。

本実施形態に係るハブエンドウォールは、当該ハブエンドウォールを図4に示す細かい実線L3に沿って、タービン翼Bの前縁から後縁にかけて移動した時に見られるハブエンドウォール10が、図9に実線c'で示すような高低を有するという点で前述した実施形態のものと異なる。その他の構成要素については前述した実施形態のものと同一であるので、ここではそれら構成要素についての説明は省略する。

なお、図9中の破線aおよび二点鎖線bはそれぞれ、図4中の破線aおよび二点鎖線bと同じものである。

[0029] 作用効果については、前述した実施形態と同じであるので、ここではその説明を省略する。

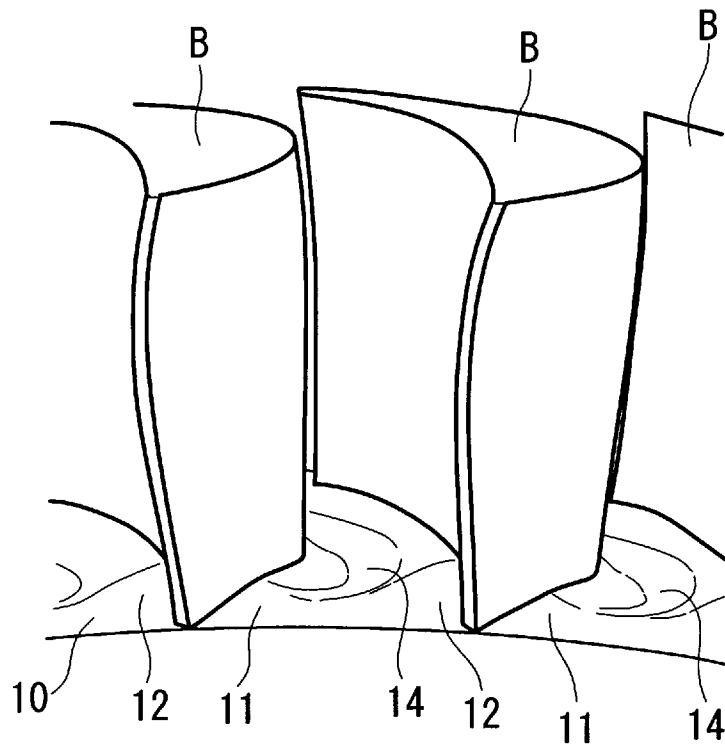
[0030] なお、上述した実施形態においては、ハブエンドウォールとしてタービン動翼のハブエンドウォールを例に挙げて説明してきたが、本発明はこれに限定されるものではなく、タービン静翼のハブエンドウォールや、あるいはタービン動翼のチップエンドウォール、もしくはタービン静翼のチップエンドウォールに第1の凸部11、第2の凸部12、第3の凸部13、および凹部14を設けるようにすることもできる。

[0031] また、本発明によるハブエンドウォールは、ガスタービンおよび蒸気タービンの双方に適用することができる。

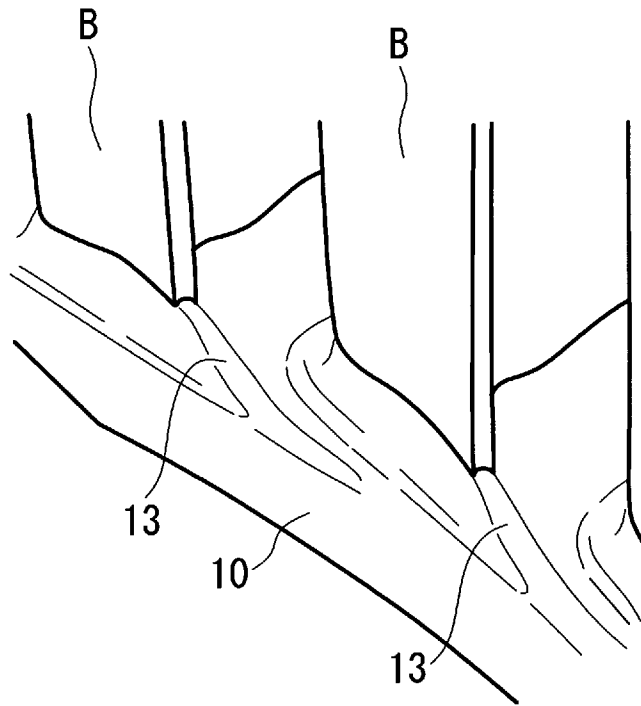
## 請求の範囲

- [1] 環状に配列された複数のタービン翼のハブ側および／またはチップ側に位置するタービン翼列エンドウォールであって、
- 前記タービン翼の後縁から下流側に向かって、最初は緩やかに、最後は急に下降していくとともに、隣接するタービン翼の背面に沿って延びる稜線を有する第1の凸部が設けられているタービン翼列エンドウォール。
- [2] 0% $C_{ax}$ を軸方向におけるタービン翼の前縁位置、100% $C_{ax}$ を軸方向におけるタービン翼の後縁位置とし、0%ピッチをタービン翼の腹面における位置、100%ピッチを前記タービン翼の腹面と対向するタービン翼の背面における位置とした場合に、
- 一のタービン翼と、このタービン翼に隣接配置された他のタービン翼との間で、略0% $C_{ax}$ ～略20% $C_{ax}$ の範囲において、一のタービン翼の背面に向かって、なだらかに隆起させられた第2の凸部、および略0% $C_{ax}$ から略20% $C_{ax}$ の範囲において、他のタービン翼の腹面に向かって、なだらかに隆起させられた第3の凸部が設けられている請求項1に記載のタービン翼列エンドウォール。
- [3] 前記一のタービン翼の背面および前記他のタービン翼の腹面から、略50% $C_{ax}$ 、略50%ピッチの位置に向かってなだらかに陥没させられた凹部が設けられている請求項2に記載のタービン翼列エンドウォール。
- [4] 請求項1に記載のタービン翼列エンドウォールを備えてなるタービン。

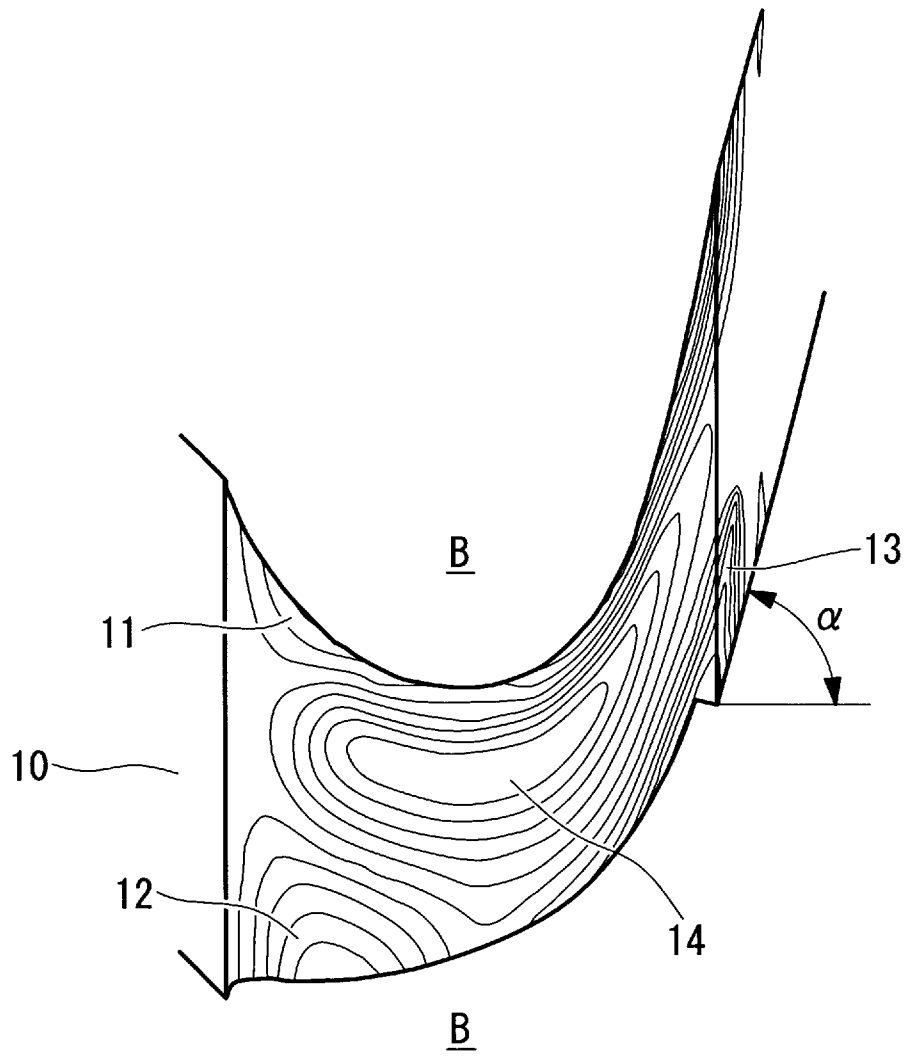
[図1]



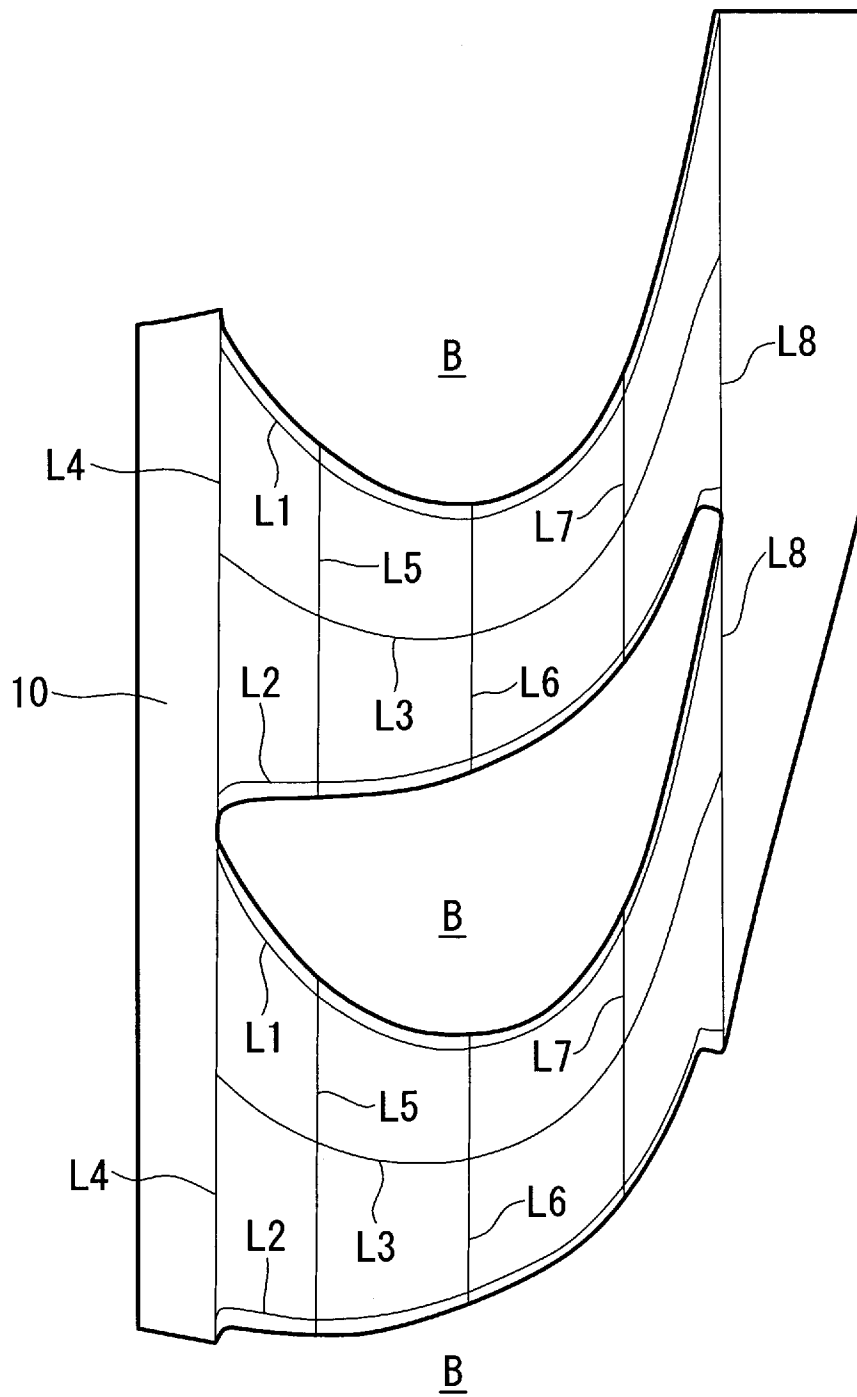
[図2]



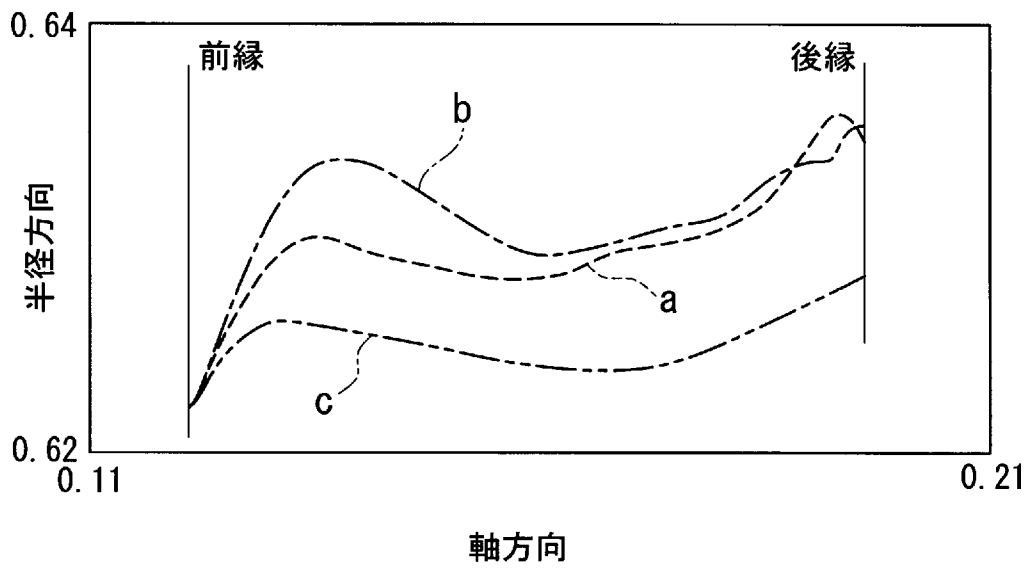
[図3]



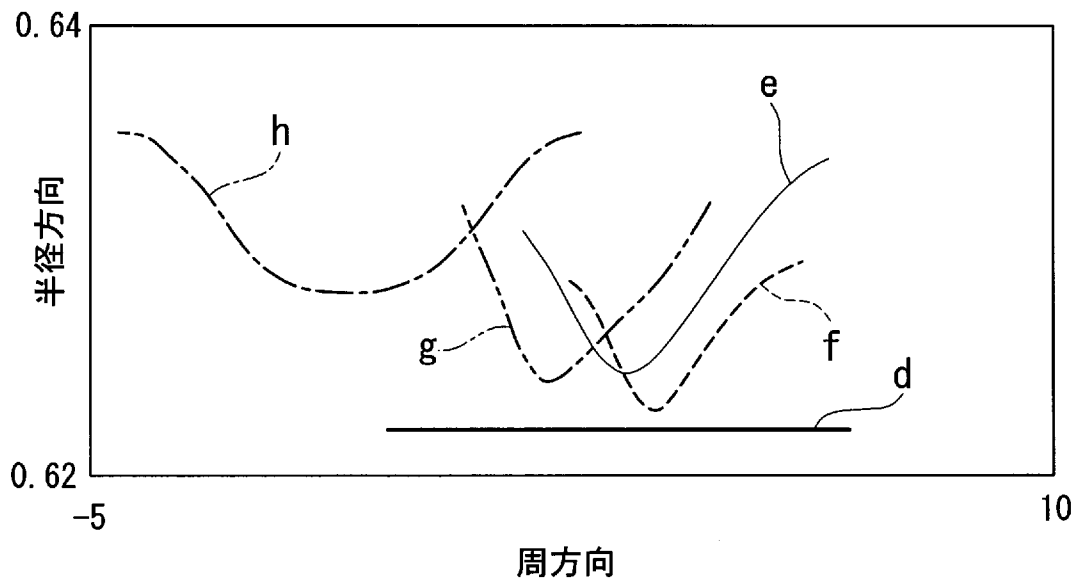
[図4]



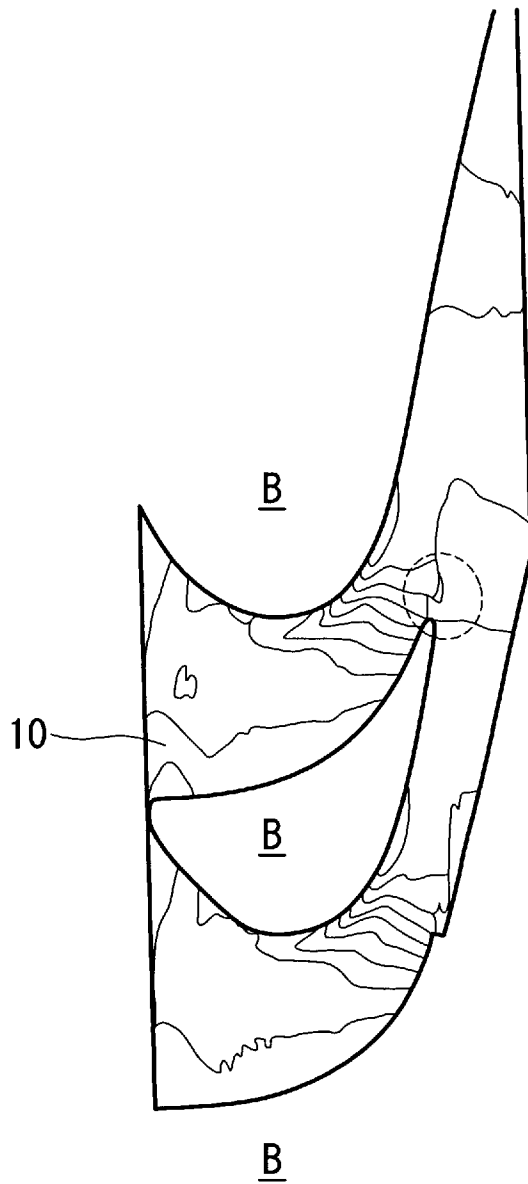
[図5]



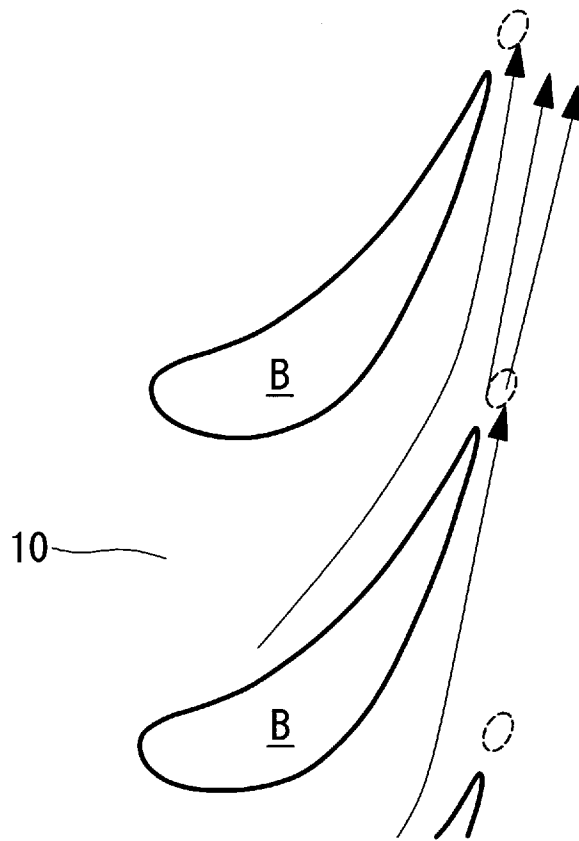
[図6]



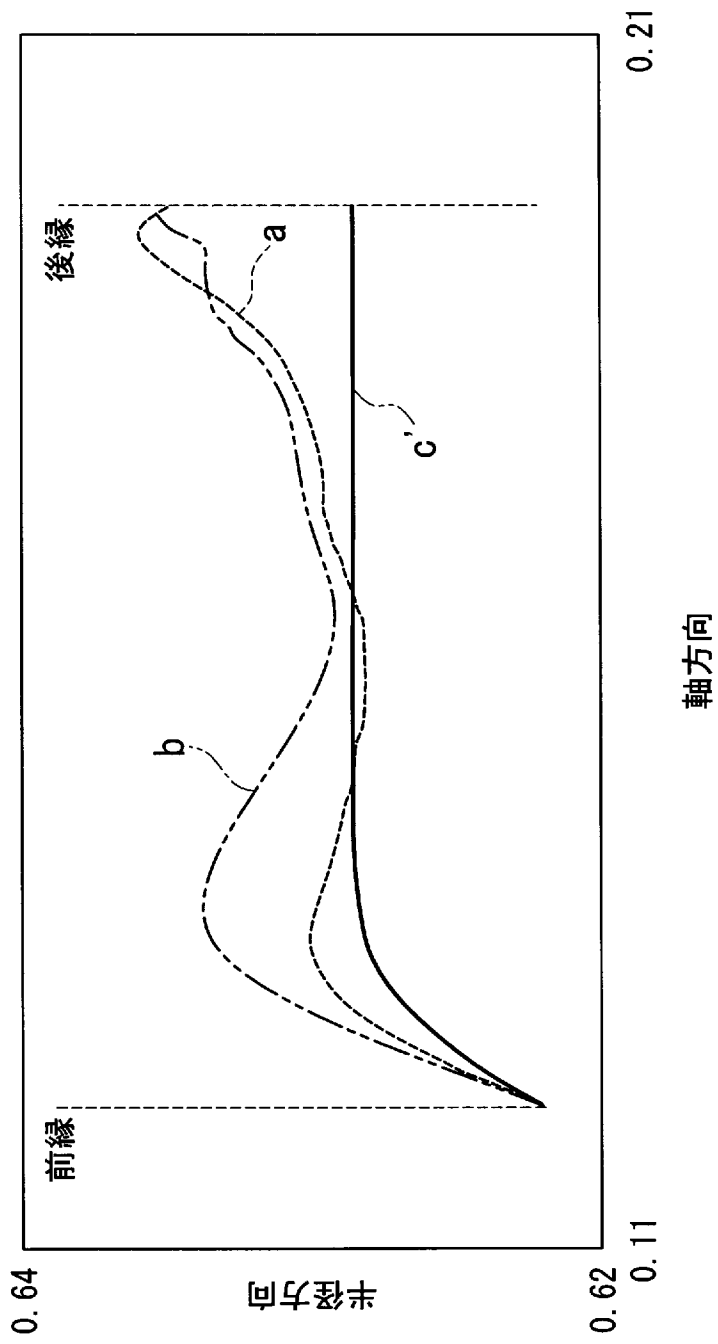
[図7]



[図8]



[図9]



**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.  
PCT/JP2007/051435

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, F04D29/32, F04D29/52

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	1996-2007
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2007	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2007

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 2003-269384 A (United Technologies Corp.), 25 September, 2003 (25.09.03), Par. Nos. [0007] to [0010]; all drawings & US 2003/0170124 A1 & GB 2388162 A & DE 10310150 A & FR 2836954 A	1-4
A	JP 2001-271792 A (General Electric Corp.), 05 October, 2001 (05.10.01), Par. Nos. [0027] to [0030]; Figs. 1 to 3 & US 6561761 B1 & EP 1126132 A2 & BR 100603 A & PL 345839 A1 & CA 2333843 A	1-4

Further documents are listed in the continuation of Box C.  See patent family annex.

* Special categories of cited documents:	"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
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"&" document member of the same patent family
"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	

Date of the actual completion of the international search 04 April, 2007 (04.04.07)	Date of mailing of the international search report 24 April, 2007 (24.04.07)
--	---

Name and mailing address of the ISA/ Japanese Patent Office	Authorized officer
Facsimile No.	Telephone No.

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.

PCT/JP2007/051435

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	US 6283713 B1 (Rolls-Royce plc), 04 September, 2001 (04.09.01), Full text; all drawings & GB 9823840 A                      & EP 997612 A2	1-4

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, 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 (IPC))  
 Int.Cl. F01D5/14, F01D9/02, F04D29/32, F04D29/52

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 1971-2007年  
 日本国実用新案登録公報 1996-2007年  
 日本国登録実用新案公報 1994-2007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 請求の範囲の番号
A	J P 2 0 0 3 - 2 6 9 3 8 4 A (ユニテッド テクノロジーズ コーポレイション) 2003.09.25, 段落【0007】 - 【0010】, 全図 & US 2003/0170124 A1 & GB 2388162 A & DE 10310150 A & FR 2836954 A	1-4

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	の日の後に公表された文献
「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	「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
「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	「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
「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)	「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
「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献	「&」同一パテントファミリー文献
「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願	

国際調査を完了した日 04.04.2007	国際調査報告の発送日 24.04.2007
--------------------------	--------------------------

国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁 (ISA/J P) 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) 中川 隆司 電話番号 03-3581-1101 内線 3395	3T	3727
---	--	----	------

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 請求の範囲の番号
A	JP 2001-271792 A (ゼネラル・エレクトリック・カンパニー) 2001. 10. 05, 段落【0027】 - 【0030】, 図1-図3 & US 6561761 B1 & EP 1126132 A2 & BR 100603 A & PL 345839 A1 & CA 2333843 A	1-4
A	US 6283713 B1 (Rolls-Royce plc) 2001. 09. 04, 全文, 全図 & GB 9823840 A & EP 997612 A2	1-4