

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第6396093号
(P6396093)

(45) 発行日 平成30年9月26日(2018.9.26)

(24) 登録日 平成30年9月7日(2018.9.7)

(51) Int.Cl.

FO 1 D 5/14 (2006.01)

F 1

FO 1 D 5/14

請求項の数 12 (全 16 頁)

(21) 出願番号 特願2014-131442 (P2014-131442)
 (22) 出願日 平成26年6月26日 (2014.6.26)
 (65) 公開番号 特開2016-8592 (P2016-8592A)
 (43) 公開日 平成28年1月18日 (2016.1.18)
 審査請求日 平成28年11月1日 (2016.11.1)

(73) 特許権者 000006208
 三菱重工業株式会社
 東京都港区港南二丁目16番5号
 (74) 代理人 110000785
 誠真IP特許業務法人
 (72) 発明者 ▲高▼田 亮
 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重
 工業株式会社内
 (72) 発明者 目黒 圭一
 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重
 工業株式会社内
 審査官 金田 直之

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】タービン動翼列、タービン段落及び軸流タービン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

互いの間に翼間流路が形成された状態でハブの周方向に沿って配列される複数のタービン動翼を備え、

前記翼間流路は、前記ハブの径方向にて第1の位置に、前記径方向と垂直な第1の断面形状を有するとともに、前記ハブの径方向にて前記第1の位置よりも前記ハブから遠方の第2の位置に、前記径方向と垂直な第2の断面形状を有し、

前記第1の断面形状は、前記ハブの軸線方向にて前記翼間流路の入口と出口との間にスロート部を有し、

前記翼間流路の出口における前記第1の断面形状の流路幅をA1とし、前記スロート部における前記第1の断面形状の流路幅をB1とし、前記翼間流路の出口における前記第2の断面形状の流路幅をA2とし、そして、前記ハブの軸線方向にて前記スロート部と同位置における前記第2の断面形状の流路幅をB2とすると、A1 / B1 > A2 / B2 あり、

前記第2の断面形状の流路幅は、前記翼間流路の入口から出口にかけて一度も増加することなく単調減少することを特徴とするタービン動翼列。

【請求項 2】

互いの間に翼間流路が形成された状態でハブの周方向に沿って配列される複数のタービン動翼を備え、

前記翼間流路は、前記ハブの径方向にて第1の位置に、前記径方向と垂直な第1の断面

10

20

形状を有するとともに、前記ハブの径方向にて前記第1の位置よりも前記ハブから遠方の第2の位置に、前記径方向と垂直な第2の断面形状を有し、

前記第1の断面形状は、前記ハブの軸線方向にて前記翼間流路の入口と出口との間にスロート部を有し、

前記翼間流路の出口における前記第1の断面形状の流路幅をA1とし、前記スロート部における前記第1の断面形状の流路幅をB1とし、前記翼間流路の出口における前記第2の断面形状の流路幅をA2とし、そして、前記ハブの軸線方向にて前記スロート部と同位置における前記第2の断面形状の流路幅をB2とすると、 $A1 / B1 > A2 / B2$ であり、

前記第2の断面形状は、前記翼間流路の入口と出口との間にスロート部を有し、

10

前記第2の断面形状の前記スロート部は、前記第1の断面形状の前記スロート部よりも、前記ハブの軸線方向において前記翼間流路の出口側に位置することを特徴とするタービン動翼列。

【請求項3】

互いの間に翼間流路が形成された状態でハブの周方向に沿って配列される複数のタービン動翼を備え、

前記翼間流路は、前記ハブの径方向にて第1の位置に、前記径方向と垂直な第1の断面形状を有するとともに、前記ハブの径方向にて前記第1の位置よりも前記ハブから遠方の第2の位置に、前記径方向と垂直な第2の断面形状を有し、

前記第1の断面形状は、前記ハブの軸線方向にて前記翼間流路の入口と出口との間にスロート部を有し、

20

前記翼間流路の出口における前記第1の断面形状の流路幅をA1とし、前記スロート部における前記第1の断面形状の流路幅をB1とし、前記翼間流路の出口における前記第2の断面形状の流路幅をA2とし、そして、前記ハブの軸線方向にて前記スロート部と同位置における前記第2の断面形状の流路幅をB2とすると、 $A1 / B1 > A2 / B2$ であり、

前記第2の断面形状の流路幅は、前記翼間流路の入口から出口に向かうにつれて一度も増加することなく単調減少した後、一定に維持されることを特徴とするタービン動翼列。

【請求項4】

前記複数のタービン動翼の各々は、翼高さ方向と垂直な断面形状が、翼根部から翼先端部にかけて一定であることを特徴とする請求項1～3の何れか1項に記載のタービン動翼列。

30

【請求項5】

前記第1の断面形状の流路幅は、前記ハブの軸線方向における少なくとも一部の領域において、前記タービン動翼上と前記ハブ上の少なくとも一方に溶接により形成された肉盛部によって規定されることを特徴とする請求項1～4の何れか1項に記載のタービン動翼列。

【請求項6】

前記第1の断面形状における前記スロート部は、前記少なくとも一部の領域に設けられることを特徴とする請求項5に記載のタービン動翼列。

40

【請求項7】

前記タービン動翼の各々において、前記ハブの軸線方向の翼幅をWとし、前記ハブの径方向の翼高さをHとすると、のH/Wが1.0未満であることを特徴とする請求項1～6の何れか1項に記載のタービン動翼列。

【請求項8】

前記ハブの径方向における前記ハブの周面からの距離を前記ハブの径方向における前記タービン動翼の翼高さで除した値を翼高さ比rとすると、前記第1の位置の翼高さ比r1と、前記第2の位置の翼高さ比r2は、それぞれ $0 < r1 < 0.3$ 及び $0.3 < r2 < 0.7$ を満たすことを特徴とする請求項1～7の何れか1項に記載のタービン動翼列。

【請求項9】

50

請求項 1 ~ 8 の何れか 1 項に記載のタービン動翼列と、前記タービン動翼列の上流側に設けられ複数のタービン静翼を含むタービン静翼列と、を備えることを特徴とするタービン段落。

【請求項 10】

ハブの軸方向に配列された複数のタービン段落を備える軸流タービンであって、前記複数のタービン段落の少なくとも一つが請求項 9 に記載のタービン段落であることを特徴とする軸流タービン。

【請求項 11】

前記ハブの径方向における前記第 1 の位置での反動度が 0.25 以下にて作動するよう構成されたことを特徴とする請求項 10 に記載の軸流タービン。

10

【請求項 12】

前記翼間流路の全領域における流体のマッハ数が 1.0 未満にて作動するよう構成されたことを特徴とする請求項 10 又は 11 に記載の軸流タービン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示は、タービン動翼列、タービン段落及び軸流タービンに関する。

【背景技術】

【0002】

蒸気タービンやガスタービン等のタービンには、互いの間に翼間流路が形成された状態でハブの周方向に沿って配列される複数のタービン動翼が設けられている。この翼間流路を通過する流体に関して、タービン動翼のミーン（中間）付近では、その速度エネルギーに起因する遠心力と、タービン動翼の腹面側と背面側の圧力差とがバランスする。これに対し、ハブ付近の流れの境界層では、流速が遅いために遠心力が小さくなる。このため、圧力の高い腹面側から圧力の低い背面側に向かう流体の二次流れ（クロスフロー）が発生する場合がある。従来のタービン動翼においては、この二次流れによる損失（二次流れ損失）が動力損失の大きな原因となっている。

20

【0003】

特許文献 1 には、二次流れ損失を低減することを目的とした軸流タービン翼が記載されている。この軸流タービン翼は、翼根部から翼先端部までの翼断面を拡大または縮小することにより、ノズル翼の後縁端とそのノズル翼に隣接するノズル翼の背面との最短距離 s と環状ピッチ t の比 s / t が翼高さ方向に変化するように形成されている。また、特許文献 1 には、この軸流タービン翼をタービン動翼に適用可能である旨が記載されている。

30

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献 1】特開 2003-20904 号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

40

【0005】

従来のタービン動翼は、翼間流路の入口から出口に向かって流路幅が徐々に狭くなるように構成されている。特許文献 1 に記載される軸流タービン翼についても同様であり、該軸流タービン翼は、翼間流路の出口における流路幅に、翼高さ方向で分布を与えているにすぎない。

【0006】

このように、翼間流路の入口から出口に向かって流路幅が徐々に狭くなる構成では、ある程度流れの剥離を抑制することができるが、なおも翼間流路の上流側で流れが剥離し易く、二次流れが発生して成長し易いという問題がある。

【0007】

50

上述の事情に鑑みて、本発明の少なくとも一実施形態は、二次流れ損失を抑制することでタービン動翼列の性能を向上することが可能なタービン動翼列、タービン段落及び軸流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】

【0008】

(1) 本発明の少なくとも一実施形態に係るタービン動翼列は、互いの間に翼間流路が形成された状態でハブの周方向に沿って配列される複数のタービン動翼を備え、前記翼間流路は、前記ハブの径方向にて第1の位置に、前記径方向と垂直な第1の断面形状を有するとともに、前記ハブの径方向にて前記第1の位置よりも前記ハブから遠方の第2の位置に、前記径方向と垂直な第2の断面形状を有し、前記第1の断面形状は、前記ハブの軸線方向にて前記翼間流路の入口と出口との間にスロート部を有し、前記翼間流路の出口における前記第1の断面形状の流路幅幅をA₁とし、前記スロート部における前記第1の断面形状の流路幅をB₁とし、前記翼間流路の出口における前記第2の断面形状の流路幅をA₂とし、そして、前記ハブの軸線方向にて前記スロート部と同位置における前記第2の断面形状の流路幅をB₂とすると、A₁ / B₁ > A₂ / B₂である。

10

【0009】

上記(1)に記載のタービン動翼列によれば、第1の断面形状がハブの軸線方向にて翼間流路の入口と出口との間にスロート部を有するため、スロート部よりも入口側の流れが加速され、スロート部より入口側での剥離の発生を抑制することができる。また、このようにスロート部を設けた場合、何も工夫しなければスロート部の出口側が減速流路となってしまい、二次流れ損失を抑制することが困難となりやすいが、上記(1)に記載のタービン動翼列によれば、さらに、A₁ / B₁ > A₂ / B₂を満たすことにより、翼間流路の入口と出口の間において、二次流れがハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが抑制されるような、ハブの径方向の圧力勾配を形成することができる。これにより、二次流れ損失を効果的に低減し、タービン動翼列の性能を向上することができる。

20

【0010】

(2) 幾つかの実施形態では、上記(1)に記載のタービン動翼列において、前記第2の断面形状の流路幅は、前記翼間流路の入口から出口にかけて単調減少する。

【0011】

上記(2)に記載のタービン動翼列によれば、翼間流路の入口と出口の間において、二次流れがハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが抑制されるような、ハブの径方向の圧力勾配を容易に形成することができる。これにより、二次流れ損失を効果的に低減しタービン動翼列の性能を向上することができる。

30

【0012】

(3) 幾つかの実施形態では、上記(1)に記載のタービン動翼列において、前記第2の断面形状は、前記翼間流路の入口と出口の間にスロート部を有する。

【0013】

上記(3)に記載のタービン動翼列によれば、第1の断面形状及び第2の断面形状がそれぞれスロート部を有する場合であっても、上述の条件(A₁ / B₁ > A₂ / B₂)を満たすことによって、二次流れがハブの表面から径方向で外側へ浮き上がることが抑制される。

40

【0014】

(4) 幾つかの実施形態では、上記(3)に記載のタービン動翼列において、前記第2の断面形状の前記スロート部は、前記第1の断面形状の前記スロート部よりも、前記ハブの軸線方向において前記翼間流路の出口側に位置する。

【0015】

上記(4)に記載のタービン動翼列によれば、第1の断面形状及び第2の断面形状がそれぞれスロート部を有する場合であっても、翼間流路の入口と出口の間において、二次流れがハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが抑制されるような、ハブの径方向の圧力勾配を容易に形成することができる。これにより、二次流れ損失を効果的に低減

50

しタービン動翼列の性能を向上することができる。

【0016】

(5) 幾つかの実施形態では、上記(1)に記載のタービン動翼列において、前記第2の断面形状の流路幅は、前記翼間流路の入口から出口に向かうにつれて単調減少した後、一定に維持される。

【0017】

上記(5)に記載のタービン動翼列であっても、上述の条件($A_1 / B_1 > A_2 / B_2$)を満たすことによって、二次流れがハブの表面から径方向で外側へ浮き上がることが抑制される。

【0018】

(6) 幾つかの実施形態では、上記(1)～(5)に記載のタービン動翼列において、前記複数のタービン動翼の各々において、翼高さ方向と垂直な断面形状が、翼根部から翼先端部にかけて一定である。

【0019】

上記(6)に記載のタービン動翼列のように複数のタービン動翼の各々が二次元翼であっても、第1の断面形状と第2の断面形状はハブの径方向における位置が互いに異なるため、周長差を利用して上述の条件を満たすようにタービン動翼列を構成することが可能である。したがって、複数のタービン動翼の各々に二次元翼を採用することにより、タービン動翼の加工性(製造性)向上、性能向上、製造コスト低減を実現することができる。

10

【0020】

(7) 幾つかの実施形態では、上記(1)～(6)に記載のタービン動翼列において、前記第1の断面形状の流路幅は、前記ハブの軸線方向における少なくとも一部の領域において、前記タービン動翼上と前記ハブ上の少なくとも一方に溶接により形成された肉盛部によって規定される。

【0021】

上記(7)に記載のタービン動翼列によれば、タービン動翼列の性能を向上するとともに、タービン動翼の翼型の設計自由度を高めることができる。

【0022】

(8) 幾つかの実施形態では、上記(7)に記載のタービン動翼列において、前記第1の断面形状における前記スロート部は、前記少なくとも一部の領域に設けられる。

20

【0023】

上記(8)に記載のタービン動翼列によれば、タービン動翼列の性能を容易に向上するとともに、タービン動翼の翼型の設計自由度を高めることができる。

【0024】

(9) 幾つかの実施形態では、上記(1)～(8)に記載のタービン動翼列において、前記タービン動翼の各々において、前記ハブの軸線方向の翼幅をWとし、前記ハブの径方向の翼高さをHとすると、 $H / W < 1.0$ 未満である。

30

【0025】

上記(9)に記載のタービン動翼列によれば、タービン動翼のアスペクト比が比較的低い場合($H / W > 1.0$ 未満の場合)には、翼間流路の形状に何も工夫をしなければ、ハブ側からの二次流れと、チップ(翼先端)側からの二次流れとの干渉が生じやすい。これに対して、上述の条件($A_1 / B_1 > A_2 / B_2$)を満たすよう翼間流路を形成することにより、このような二次流れの干渉をも抑制することができる。これにより、タービン動翼列の性能を効果的に向上することができる。

40

【0026】

(10) 幾つかの実施形態では、上記(1)～(9)に記載のタービン動翼列において、前記ハブの径方向における前記ハブの周面からの距離を前記ハブの径方向における前記タービン動翼の翼高さで除した値を翼高さ比 r と定義すると、前記第1の位置の翼高さ比 r_1 と、前記第2の位置の翼高さ比 r_2 は、それぞれ $0 < r_1 < 0.3$ 及び $0.3 < r_2$

50

< 0 . 7 を満たす。

【 0 0 2 7 】

上記 (1 0) に記載のタービン動翼列によれば、二次流れがハブの表面から径方向で外側へ浮き上がることを効果的に抑制することができる。

【 0 0 2 8 】

(1 1) 本発明の少なくとも一実施形態に係るタービン段落は、上記 (1) ~ (1 0) の何れか 1 項に記載のタービン動翼列と、前記タービン動翼列の上流側に設けられ複数のタービン静翼を含むタービン静翼列と、を備える。

【 0 0 2 9 】

上記 (1 1) に記載のタービン段落によれば、これにより、二次流れ損失を低減し、タービン段落の性能を効果的に向上することができる。 10

【 0 0 3 0 】

(1 2) 本発明の少なくとも一実施形態に係る軸流タービンは、ハブの軸方向に配列された複数のタービン段落を備える軸流タービンであって、前記複数のタービン段落の少なくとも一つが上記 (1 1) に記載のタービン段落である。

【 0 0 3 1 】

上記 (1 2) に記載の軸流タービンによれば、二次流れ損失を低減し、軸流タービンの性能を効果的に向上することができる。

【 0 0 3 2 】

(1 3) 幾つかの実施形態では、上記 (1 2) に記載の軸流タービンにおいて、前記ハブの径方向における前記第 1 の位置での反動度が 0 . 2 5 以下にて作動するよう構成される。この場合、反動度は負の値でもよい。 20

【 0 0 3 3 】

反動度が小さい場合には、翼間流路の前後差圧も低いため、翼間流路の途中で圧力勾配が逆転して逆流が生じる領域が発生しうる。本発明者の検討によれば、典型的には反動度が 0 . 2 5 以下である場合に、特異的な渦流れ（翼間流路のハブ側かつ比較的入口に近い領域から、逆流を伴いながらスパイラル状にハブの径方向外側へ移動する渦流れ）が生じることが明らかとなった。この点、上述の条件 (A 1 / B 1 > A 2 / B 2) を満たすよう形成された翼間流路によれば、このような特異的な渦流れに対しても、ハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが抑制されるような、ハブの径方向の圧力勾配をに形成することができる。これにより、二次流れ損失を低減し軸流タービンの性能を効果的に向上することができる。 30

【 0 0 3 4 】

(1 4) 幾つかの実施形態では、上記 (1 2) 又は (1 3) に記載の軸流タービンにおいて、前記翼間流路の全領域における流体のマッハ数が 1 . 0 未満にて作動するよう構成される。

【 0 0 3 5 】

このように亜音速で作動する軸流タービンであっても、上述の条件 (A 1 / B 1 > A 2 / B 2) を満たすよう形成された翼間流路によれば、二次流れ損失を低減しタービン動翼列の性能を効果的に向上することができる。 40

【 発明の効果 】

【 0 0 3 6 】

本発明の少なくとも一実施形態によれば、二次流れ損失を抑制することでタービン動翼列の性能を向上することが可能なタービン動翼列、タービン段落及び軸流タービンが提供される。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 3 7 】

【 図 1 】 幾つかの実施形態に係る軸流タービンについて、タービンロータの軸線を含む断面（子午断面）の一部を示す概略断面図である。

【 図 2 】 幾つかの実施形態に係るタービン動翼列の一部を示す概略斜視図である。 50

【図3】幾つかの実施形態に係る第1の断面形状の例を示す模式的な断面図である。

【図4】幾つかの実施形態に係る第1の断面形状の例を示す模式的な断面図である。

【図5】幾つかの実施形態に係る第1の断面形状の例を示す模式的な断面図である。

【図6】幾つかの実施形態に係る第2の断面形状の例を示す模式的な断面図である。

【図7】幾つかの実施形態に係る第2の断面形状の例を示す模式的な断面図である。

【図8】幾つかの実施形態に係る第2の断面形状の例を示す模式的な断面図である。

【図9】A1 / B1 > A2 / B2を満たす翼間流路における第1の断面形状と、その流路内の各位置での流体のマッハ数についての解析結果を示している。

【図10】ハブの軸線方向位置H, I, J及びKの各々における、翼高さ方向位置と静圧との関係についての解析結果を示している。

10

【図11】(a)は、A1 / B1 > A2 / B2を満たす翼間流路における動翼腹側の限界流線の解析結果を模式的に示した図であり、(b)は、従来の翼間流路における動翼腹側の限界流線の解析結果を模式的に示した図である。

【図12】翼間流路中で発生する特異的な渦流れを示す図である。

【図13】(a)は、軸流タービンをターボチャージャーのタービンに適用した構成例を示す図であり、(b)は、軸流タービンを発電設備のタービンに適用した構成例を示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0038】

以下、添付図面を参照して本発明の幾つかの実施形態について説明する。ただし、実施形態として記載されている又は図面に示されている構成部品の寸法、材質、形状、その相対的配置等は、本発明の範囲をこれに限定する趣旨ではなく、単なる説明例にすぎない。

20

例えば、「ある方向に」、「ある方向に沿って」、「平行」、「直交」、「中心」、「同心」或いは「同軸」等の相対的な配置関係を表す表現は、厳密にそのような相対的配置関係を表すのみならず、公差、若しくは、同じ機能が得られる程度の角度や距離をもって相対的に変位している状態も表すものとする。

また例えば、四角形状や円筒形状等の形状を表す表現は、幾何学的に厳密な意味での四角形状や円筒形状等の形状を表すのみならず、同じ効果が得られる範囲で、凹凸部や面取り部等を含む形状も表すものとする。

一方、一の構成要素を「備える」、「具える」、「具備する」、「含む」、又は、「有する」という表現は、他の構成要素の存在を除外する排他的な表現ではない。

30

【0039】

図1は、幾つかの実施形態に係る軸流タービンについて、タービンロータの軸線を含む断面(子午断面)の一部を示す概略断面図である。図2は、幾つかの実施形態に係るタービン動翼列の一部を示す概略斜視図である。

【0040】

幾つかの実施形態に係る軸流タービン1は、ハブ18の軸方向に配列される複数のタービン段落2を備えている。なお、図1では説明の便宜上、1つのタービン段落2を拡大して記載している。タービン段落2の各々は、複数のタービン動翼4からなるタービン動翼列6と、外輪8と内輪10との間に配設された複数のタービン静翼12からなりタービン動翼列6の上流側に設けられたタービン静翼列14とを含む。複数のタービン動翼4は、図2に示すように、互いの間に翼間流路16が形成された状態でハブ18(図1参照)の周面20にハブ18の周方向に沿って配列される。

40

【0041】

ベルヌーイの定理によれば、翼間流路の入口から出口へ向かうにつれて流路断面積(流路の主流方向に垂直な断面の面積)が大きくなる領域が存在すると、その領域で流体の圧力が上昇するとともに流速が低下するため、剥離現象が生じやすい。そのため、従来のタービン動翼列における翼間流路は、剥離現象を抑制する目的で、翼間流路の入口から出口にかけてハブの径方向位置によらず流路幅が単調減少するように形成されていた。

【0042】

50

これに対し、以下で説明する翼間流路 16 は、ハブ 18 の径方向に垂直な断面形状として、ハブ 18 の軸線方向にて翼間流路 16 の入口と出口との間にスロート部を有する断面形状を含んでいる。以下、翼間流路 16 の形状について詳細に説明する。

【0043】

翼間流路 16 は、ハブ 18 の径方向にて第 1 の位置 r_1 (図 1 参照) に、ハブ 18 の径方向と垂直な第 1 の断面形状を有するとともに、ハブ 18 の径方向にて第 1 の位置 r_1 よりもハブ 18 から遠方の第 2 の位置 r_2 (図 1 参照) に、径方向と垂直な第 2 の断面形状を有する。ここで、ハブ 18 の径方向におけるハブ 18 の周面 20 からの距離をハブ 18 の径方向におけるタービン動翼 4 の翼高さで除した値を「翼高さ比」と定義すると、以下で説明する第 1 の断面形状を規定する第 1 の位置の翼高さ比 r_1 と、第 2 の断面形状を規定する第 2 の位置の翼高さ比 r_2 は、典型的には、それぞれ $0 < r_1 < 0.3$ 及び $0.3 < r_2 < 0.7$ を満たす。

【0044】

以下、第 1 の断面形状と第 2 の断面形状について図 3 ~ 図 8 を用いて説明する。図 3 ~ 図 5 は、幾つかの実施形態に係る第 1 の断面形状の例を示す模式的な断面図である。図 6 ~ 8 は、幾つかの実施形態に係る第 2 の断面形状の例を示す模式的な断面図である。なお、図 3 ~ 8 では、翼間流路 16 の断面形状を説明するために、互いに隣接するタービン動翼 4 のうち、一方のタービン動翼 4 の腹面 22 と、他方のタービン動翼 4 の背面 24 とを図中に示している。

【0045】

幾つかの実施形態では、例えば図 3 ~ 5 に示すように、第 1 の断面形状 100 は、ハブ 18 の軸線方向にて翼間流路 16 の入口 26 と出口 28 との間の位置 E にスロート部 30 を有している。ここで、「翼間流路の入口」とは、タービン動翼 4 の前縁 29 と該タービン動翼 4 に隣接するタービン動翼 4 の背面 24 とに接する仮想内接円を描いた際の内接円直径で示される最短距離部を意味し、「翼間流路 16 の出口 28」とは、タービン動翼 4 の後縁 31 と該タービン動翼 4 に隣接するタービン動翼 4 の背面 24 とに接する仮想内接円を描いた際の内接円直径で示される最短距離部を意味することとする。また、「スロート部」とは、ハブ 18 の軸線方向にて翼間流路 16 に接する仮想内接円を描いた際の内接円直径で示される流路幅が極小値をとる部分を意味することとする。

【0046】

図 3 ~ 図 5 に示すように、翼間流路 16 の出口 28 における第 1 の断面形状 100 の流路幅を A1 とし、スロート部 30 における第 1 の断面形状 100 の流路幅を B1 とし、図 6 ~ 図 8 に示すように、翼間流路 16 の出口 28 における第 2 の断面形状 200 の流路幅を A2 とし、ハブ 18 の軸線方向にてスロート部 30 と同位置 E における第 2 の断面形状 200 の流路幅を B2 とすると、翼間流路 16 は、 $A_1 / B_1 > A_2 / B_2$ を満たすように形成されている。すなわち、スロート部 30 における第 1 の断面形状 100 の流路幅 B1 に対する、翼間流路 16 の出口 28 における第 1 の断面形状 100 の流路幅 A1 の比 A_1 / B_1 が、ハブ 18 の軸線方向にてスロート部 30 と同位置 E における第 2 の断面形状 200 の流路幅 B2 に対する、翼間流路 16 の出口 28 における第 2 の断面形状 200 の流路幅 A2 の比 A_2 / B_2 よりも大きい。

【0047】

図 9 は、上述の条件 ($A_1 / B_1 > A_2 / B_2$) を満たす翼間流路 16 における第 1 の断面形状 100 と、その流路内の各位置での流体のマッハ数についての解析結果を示している。図 10 は、図 9 に示すハブ 18 の軸線方向位置 H, I, J 及び K の各々における、翼高さ比と静圧との関係についての解析結果を示している。図 10 において、点線、一点鎖線、破線、実線が、それぞれ軸線方向位置 H, I, J 及び K についての解析結果を示している。

【0048】

図 9 に示されるように、第 1 の断面形状 100 において、翼間流路 16 の入口 26 から

10

20

30

40

50

出口 28 に向かうにつれて流体のマッハ数が概して増加していることがわかる。また、図 10 に示されるように、翼間流路 16 において、翼高さ比によらず、翼間流路 16 の入口 26 から出口 28 へ向かうにつれて（ハブ 18 の軸線方向位置 H, I, J, K の順に）静圧が低下していることがわかる。したがって、第 1 の断面形状 100 が翼間流路 16 の入口 26 と出口 28 の間にスロート部 30 を有している（すなわち、スロート部 30 から下流側へ向かうにつれて流路幅が大きくなる領域が存在する）にも関わらず、翼間流路 16 が加速流路として良好に機能し二次流れが抑制されていることがわかる。

【 0049 】

以下、このような効果が得られる理由について図 11 (a) 及び図 11 (b) を用いて考察する。図 11 (a) は、上述の条件 ($A_1 / B_1 > A_2 / B_2$) を満たす翼間流路 16 における動翼腹側の限界流線（動翼 4 の腹面 22 に無限に近い位置での流線）の解析結果を模式的に示した図であり、図 11 (b) は、前述した従来の翼間流路における動翼腹側の限界流線の解析結果を模式的に示した図である。なお、従来の翼間流路とは、ハブの径方向における各位置の断面において翼間流路の入口から出口にかけて流路幅が単調減少するよう形成された翼間流路である（以下同様）。

【 0050 】

図 11 (a) と図 11 (b) を比較すると、図 11 (a) に示す翼間流路 16 における限界流線の方が、ハブの軸線方向に沿った比較的直線に近い流線となっている。これは、翼間流路 16 が上述の条件 ($A_1 / B_1 > A_2 / B_2$) を満たすことによって、翼間流路 16 内でのハブの径方向における圧力勾配が、以下に説明するように二次流れを抑制する方向の圧力勾配になっているためと考えられる。

【 0051 】

図 11 (a) に示す翼間流路 16 において、ハブの軸線方向位置 E かつハブの径方向位置 r_1 の点（スロート部 30 が存在する点）を M、ハブの軸線方向位置 E かつハブの径方向位置 r_2 の点を N とする。と、図 11 (a) における点 N の圧力から点 M の圧力を減じた圧力差 P が、図 11 (b) に示す従来の翼間流路における点 N の圧力から点 M の圧力を減じた圧力差 P よりも正方向に大きくなる。したがって、ハブの表面で二次流れが生じても、圧力差 P の正方向への増大によって二次流れがハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが抑制される。この作用により、タービン動翼列 6 の性能を向上することができる。

なお、従来の翼間流路にはスロート部 30 は存在しないが、図 11 (a) の点 M, 点 N とそれぞれ同位置を示すために図 11 (b) でも便宜的に点 M, 点 N と称している。

【 0052 】

また、翼間流路 16 の第 1 の断面形状 100 がスロート部 30 を有すると、スロート部 30 よりも入口 26 側で流体を良好に加速することができるため、スロート部 30 よりも入口 26 側での剥離発生を抑制することができる。ただし、このようにスロート部 30 を設けた場合、何も工夫しなければスロート部 30 の出口 28 側が減速流路となってしまい、二次流れ損失を抑制することが困難となりやすい。この点、上述のように $A_1 / B_1 > A_2 / B_2$ を満たすことにより、二次流れがハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが抑制されるような、ハブの径方向の圧力勾配を形成することができる。したがって、スロート部 30 よりも入口 26 側での剥離発生を抑制しつつ、二次流れ損失を効果的に低減し、タービン動翼列の性能を向上することができる。

【 0053 】

幾つかの実施形態では、例えば図 4 及び図 5 に示す第 1 の断面形状 100 において、ハブ 18 の軸線方向における少なくとも一部の領域において、タービン動翼 4 上とハブ 18 上の少なくとも一方に溶接により形成された肉盛部 32 によって規定される。この場合、第 1 の断面形状 100 におけるスロート部 30 は、該少なくとも一部の領域に設けてもよい。これにより、タービン動翼列 6 の性能を向上するとともに、タービン動翼 4 の翼型の設計自由度を高めることができる。

【 0054 】

10

20

30

40

50

なお、肉盛部 3 2 は、隣接するタービン動翼 4 のうち一方の腹面 2 2 側に形成されていてもよいし、他方の背面 2 4 側に形成されていてもよい。また、図 4 に示すようにハブの軸線方向における入口 2 6 から出口 2 8 の全域にわたって形成されていてもよいし、図 5 に示すようにハブの軸線方向における一部にのみ形成されていてもよい。

【 0 0 5 5 】

一実施形態に係る第 2 の断面形状は、例えば図 6 に示すように、入口 2 6 と出口 2 8 の間にスロート部 3 4 を有していてもよい。このように、第 1 の断面形状 1 0 0 、第 2 の断面形状 2 0 0 がそれぞれスロート部 3 0 , 3 4 を有する場合であっても、上述の条件 (A 1 / B 1 > A 2 / B 2) を満たすことによって、二次流れがハブ 1 8 の径方向で外側へ浮き上がることが抑制される。

10

【 0 0 5 6 】

また、この場合、第 2 の断面形状 2 0 0 のスロート部 3 4 は、第 1 の断面形状 1 0 0 のスロート部 3 0 よりも、ハブ 1 8 の軸線方向において翼間流路 1 6 の出口 2 8 側に位置してもよい。すなわち、ハブ 1 8 の軸線方向において、スロート部 3 4 の位置 F は、スロート部 3 0 の位置 E よりも出口 2 8 側に位置してもよい。これにより、ハブ 1 8 の軸線方向におけるスロート部 3 0 が設けられる位置 E において、上述の圧力差 P を正方向へ大きくすることが容易となり、二次流れがハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが効果的に抑制される。

【 0 0 5 7 】

一実施形態では、例えば図 7 に示す第 2 の断面形状 2 0 0 において、流路幅が、入口 2 6 から出口 2 8 に向かうにつれて単調減少した後一定に維持されてもよい。このような形状においても、翼間流路 1 6 が上述の条件 (A 1 / B 1 > A 2 / B 2) を満たすことによって、二次流れがハブ 1 8 の径方向で外側へ浮き上がることが抑制される。

20

【 0 0 5 8 】

また、図 7 に示す第 2 の断面形状においては、ハブ 1 8 の軸線方向における位置 E よりも出口 2 8 側の位置 G まで流路幅が単調減少した後、流路幅が A 2 に維持される。これにより、ハブ 1 8 の軸線方向におけるスロート部 3 0 が設けられる位置 E において、上述の圧力差 P を正方向へ大きくすることが容易となり、二次流れがハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが効果的に抑制される。したがって、タービン動翼列 6 の性能を効果的に向上することができる。

30

【 0 0 5 9 】

一実施形態では、例えば図 8 に示す第 2 の断面形状 2 0 0 において、流路幅が入口 2 6 から出口 2 8 にかけて単調減少してもよい。これにより、ハブの軸線方向におけるスロート部 3 0 が設けられる位置 E において、上述の圧力差 P を正方向へ大きくすることが容易となり、二次流れがハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることが効果的に抑制される。

【 0 0 6 0 】

幾つかの実施形態では、例えば図 1 ~ 図 8 に示されるタービン動翼 4 の各々において、翼高さ方向と垂直な断面形状（断面プロファイル）が、翼根部 3 6 （図 2 参照）から翼先端部 3 8 （図 2 参照）にかけて一定であってもよい。すなわち、複数のタービン動翼 4 の各々は、二次元翼であってもよい。

40

【 0 0 6 1 】

複数のタービン動翼 4 の各々が二次元翼であっても、上述の第 1 の断面形状 1 0 0 と第 2 の断面形状 2 0 0 はハブの径方向における位置が互いに異なるため、周長差を利用して上述の条件 (A 1 / B 1 > A 2 / B 2) を満たすようにタービン動翼列 6 を構成することができる。したがって、複数のタービン動翼 4 の各々に二次元翼を採用することにより、タービン動翼 4 の加工性（製造性）向上、性能向上、製造コスト低減を実現することができる。

【 0 0 6 2 】

50

また、二次流れは反動度（タービン段落での熱落差に占めるタービン動翼での熱落差の割合）が小さい程生じやすいが、典型的には反動度が0.25以下である場合に、特異的な渦流れが生じうることが本発明者の検討により明らかとなった。なお、本明細書における反動度は以下の式にて定義される値である。

$$\text{反動度} = (P_{1S} - P_{2S}) / (P_0 - P_{2S})$$

ここで、 P_{1S} , P_{2S} , P_0 は、図1に示す各位置での静圧又は全圧である。すなわち、 P_{1S} はハブの径方向の第1の位置 r_1 における動翼入口の静圧であり、 P_{2S} はハブの径方向の第1の位置 r_1 における動翼出口の静圧であり、 P_0 は静翼入口における全圧である。

【0063】

図12には、翼間流路の子午断面にて翼間流路16中で発生する特異的な渦流れ40が示されている。図12から、この渦流れ40が、翼間流路16のハブ側かつ比較的入口26に近い領域Rから、逆流を伴いながらスパイラル状にハブの径方向外側へ（矢印42の方向へ）移動している様子がわかる。

【0064】

反動度が小さい場合には、翼間流路16の前後差圧も低いため、翼間流路の途中で圧力勾配が逆転して逆流が生じる領域が発生しうる。このため、典型的には反動度が0.25以下である場合に、上述のように特異的な渦流れ40が生じやすくなる。

【0065】

この点、上述の条件（ $A_1 / B_1 > A_2 / B_2$ ）を満たすよう形成された翼間流路16では、従来の翼間流路と比較して、図11を用いて説明したように、翼間流路16内でのハブの径方向における圧力差 P が正方向へ増大するため、この特異的な渦流れ40がハブの表面からハブの径方向外側へ浮き上がることも抑制することができる。これにより、タービン動翼列6の性能を効果的に向上することができる。

【0066】

幾つかの実施形態では、例えば図1に示される軸流タービン1は、翼間流路16の全領域における流体のマッハ数が1.0未満にて作動するよう構成されてもよい。このように、亜音速で作動する軸流タービンであっても、上述の条件（ $A_1 / B_1 > A_2 / B_2$ ）を満たすよう形成された翼間流路16によれば、タービン動翼列6の性能を効果的に向上することができる。

【0067】

幾つかの実施形態では、例えば図1～8に示されるタービン動翼4の各々において、ハブの径方向の翼高さH（図1参照）に対する、ハブの軸線方向の翼幅W（図1参照）の比H/Wが1.0未満であってもよい。

タービン動翼4のアスペクト比が比較的低い場合（H/Wが1.0未満の場合）には、翼間流路16の形状に何も工夫をしなければ、ハブ側からの上述の渦流れ40（図12参照）と、チップ側の二次流れとの干渉が生じ、損失が発生しやすい。これに対して、上述の条件（ $A_1 / B_1 > A_2 / B_2$ ）を満たすよう翼間流路16を形成することにより、このような渦流れ40とチップ側の二次流れとの干渉をも抑制することができる。これにより、タービン動翼列6の性能を効果的に向上することができる。

【0068】

幾つかの実施形態では、例えば図1～8に示されるタービン動翼4の各々において、アスペクト比（H/W）が1.0超であってもよい。

反動度はハブの半径方向に分布を有し、チップ側で高く、ハブ側で低くなる。このためアスペクト比が1.0超の場合、ハブ側で二次流れや剥離が発生し易い。この点、上述の条件（ $A_1 / B_1 > A_2 / B_2$ ）を満たすよう翼間流路16を形成することにより、二次流れや剥離の発生を抑制することができ、タービン動翼列6の性能を効果的に向上することができる。

【0069】

幾つかの実施形態では、図13（a）に示すように、軸流タービン1（図1参照）を例えばターボチャージャー44に適用してもよい。すなわち、内燃機関46への吸気を加圧す

10

20

30

40

50

るコンプレッサ 4 8 を駆動するためのタービン 1 に、上述した翼間流路 1 6 を形成する複数のタービン動翼 4 からなるタービン動翼列 6 を適用してもよい。この場合、軸流タービン 1 は内燃機関 4 6 からの排気によって駆動されて動力を生成し、この動力によりコンプレッサ 4 8 が駆動される。軸流タービン 1 は、例えば発電機 5 0 に更に連結されていてよい。

【0070】

内燃機関 4 6 のターボチャージャー 4 4 のように負荷変動（流量変動）が存在する機器では、動翼に対する流体の流入角が変化するので、翼間流路において二次流れや剥離を抑制することが困難であった。この点、上述の条件（ $A_1 / B_1 > A_2 / B_2$ ）を満たすよう形成された翼間流路 1 6 を適用すれば、流入角が変化しても、翼間流路における二次流れや剥離を抑制することができる。このため負荷変動にかかわらずに、二次流れや剥離を効果的に抑制することができ、ロバスト性が向上する。

10

【0071】

なお、図 1 に示した実施形態では、タービン段落 2 が 1 列のタービン静翼列 1 4 と 1 列のタービン動翼列 6 からなるラト-式の軸流タービン 1 を例示したが、一つのタービン段落 2 が備えるタービン静翼列 1 4 とタービン動翼列 6 の数は特に限定されない。例えばタービン段落 2 が 1 列のタービン静翼列 1 4 と 2 列のタービン動翼列 6（又は 2 列のタービン静翼列 1 4 と 3 列のタービン動翼列 6）からなるカーチス式の軸流タービン 1 であってよい。

20

【0072】

また、図 1 に示した軸流タービン 1 は、蒸気タービンであってもよいし、ガスタービンであってもよい。例えば、図 13（b）に示すように、発電設備 5 2 における蒸気タービンに適用してもよい。図 13（b）に示す発電設備 5 2 は、蒸気を発生させるボイラ- 5 4 と、ボイラ- 5 4 によって発生した蒸気によって駆動する蒸気タービン 1 と、蒸気タービン 1 に連結された発電機 5 0 と、蒸気タービン 1 の排気を冷却して凝縮させる復水器 5 6 と、復水器 5 6 で凝縮により生じた水をボイラ- 5 4 に供給するためのポンプ 5 8 とを備えている。また、軸流タービン 1 の用途は特に限定されず、例えば船用であってもよいし、自家発電用で定置式のものであってもよい。

【0073】

本発明は上述した実施形態に限定されることはなく、上述した実施形態に変形を加えた形態や、これらの形態を適宜組み合わせた形態も含む。

30

【符号の説明】

【0074】

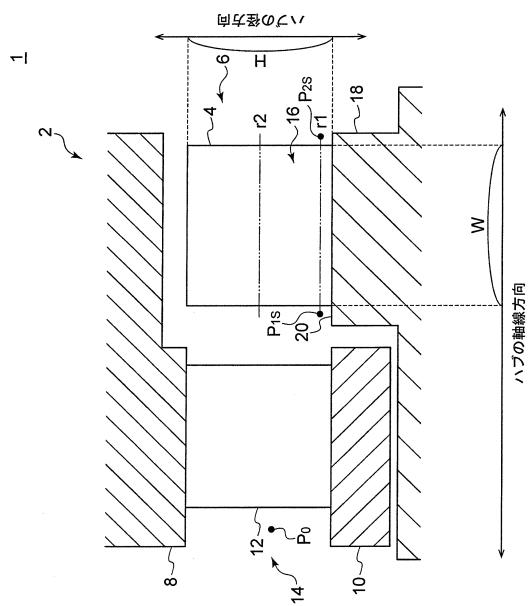
- 1 軸流タービン
- 2 タービン段落
- 4 タービン動翼
- 6 タービン動翼列
- 8 外輪
- 10 内輪
- 12 タービン静翼
- 14 タービン静翼列
- 16 翼間流路
- 18 ハブ
- 20 周面
- 22 腹面
- 24 背面
- 26 入口
- 28 出口
- 29 前縁
- 30 スロート部

40

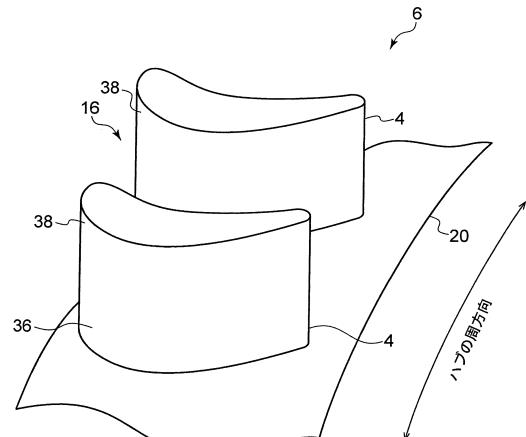
50

3 1	後縁	
3 2	肉盛部	
3 4	スロート部	
3 6	翼根部	
3 8	翼先端部	
4 0	渦流れ	
4 2	矢印	
4 4	ターボチャージー	
4 6	内燃機関	
4 8	コンプレッサ	10
5 0	発電機	
5 2	発電設備	
5 4	ボイラー	
5 6	復水器	
5 8	ポンプ	
1 0 0	第1の断面形状	
2 0 0	第2の断面形状	

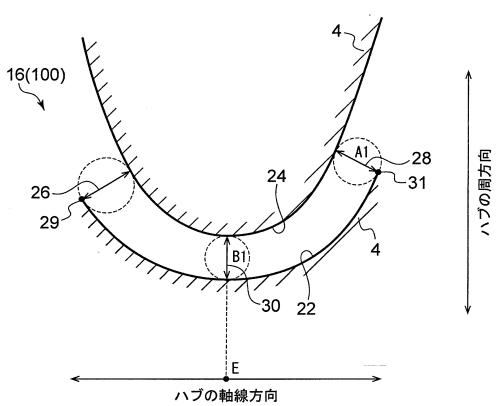
【図1】



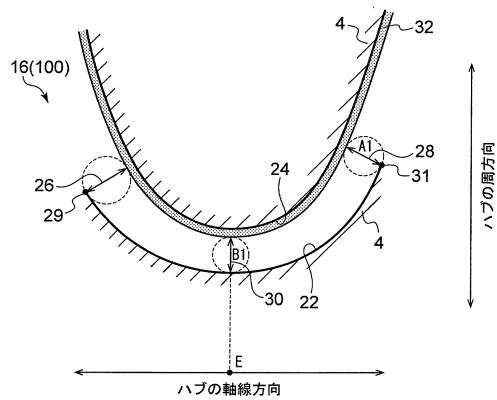
【図2】



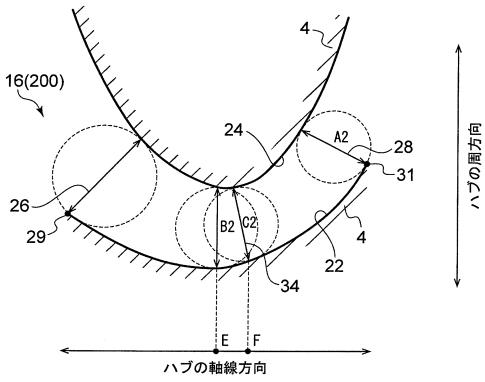
【図3】



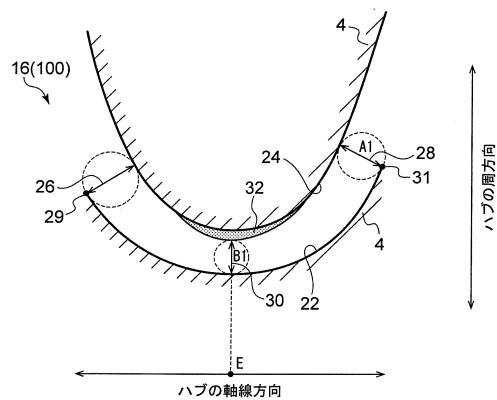
【図4】



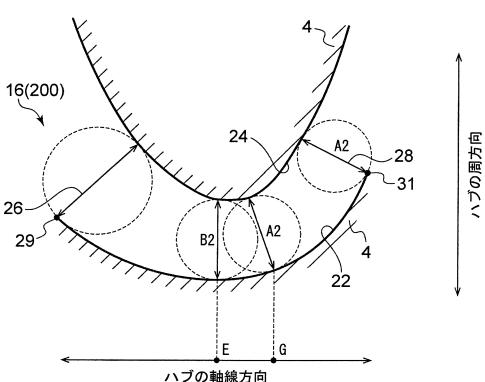
【図6】



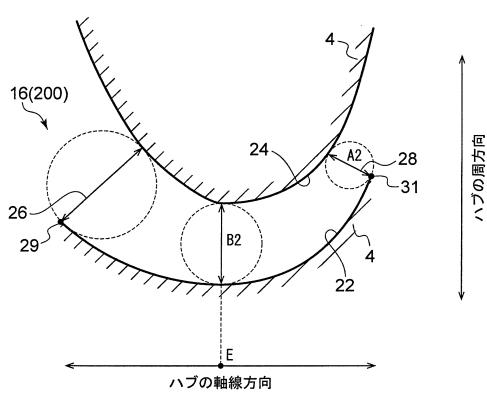
【図5】



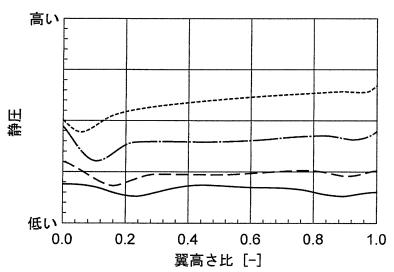
【図7】



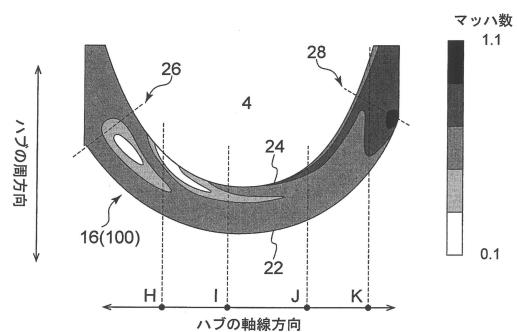
【図8】



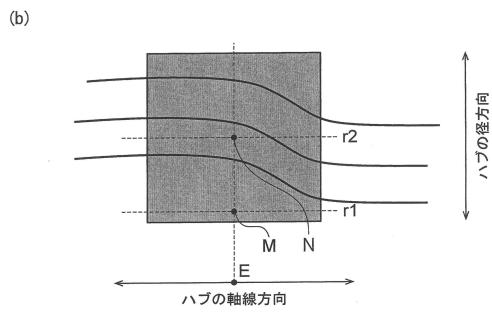
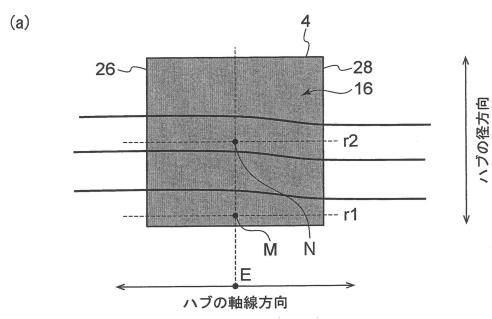
【図10】



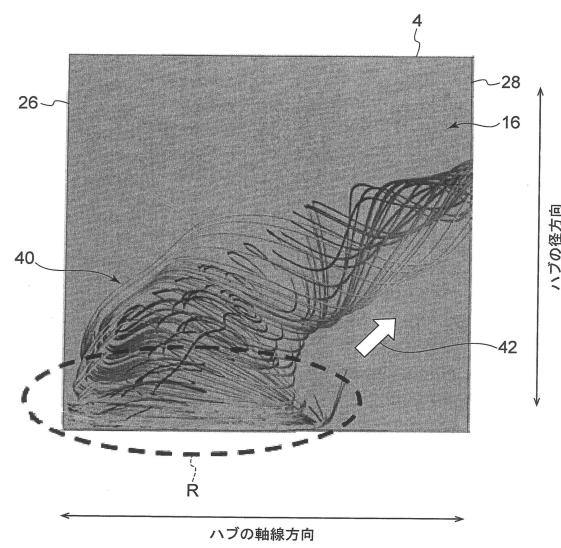
【図9】



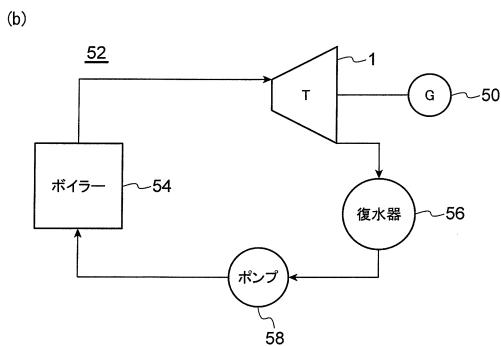
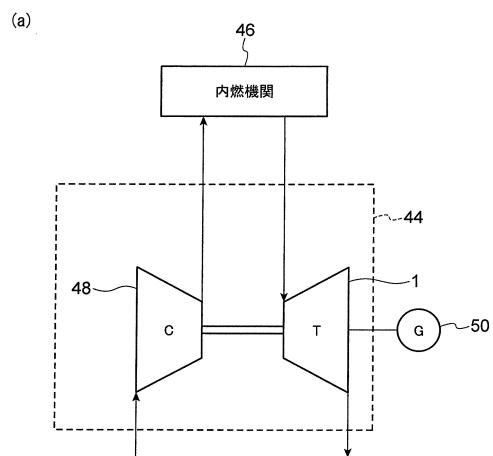
【図11】



【図12】



【図13】



フロントページの続き

(56)参考文献 特開2003-184504(JP, A)
特開昭61-031601(JP, A)
英国特許出願公告第01489095(GB, A)
特開2007-182776(JP, A)
特開平11-173104(JP, A)
特開2003-254002(JP, A)
特開2003-020904(JP, A)
特公昭50-008123(JP, B1)
特開2012-202224(JP, A)
特開2008-215091(JP, A)
特開昭49-129002(JP, A)
特開2005-133697(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5 / 14