

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5603800号  
(P5603800)

(45) 発行日 平成26年10月8日 (2014. 10. 8)

(24) 登録日 平成26年8月29日 (2014. 8. 29)

(51) Int.Cl.

F I

F O 1 D 9/02 (2006.01)

F O 1 D 9/02 1 O 1

請求項の数 5 (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2011-35305 (P2011-35305)  
 (22) 出願日 平成23年2月22日 (2011. 2. 22)  
 (65) 公開番号 特開2012-172588 (P2012-172588A)  
 (43) 公開日 平成24年9月10日 (2012. 9. 10)  
 審査請求日 平成25年2月12日 (2013. 2. 12)

(73) 特許権者 000005108  
 株式会社日立製作所  
 東京都千代田区丸の内一丁目6番6号  
 (74) 代理人 110001829  
 特許業務法人開知国際特許事務所  
 (72) 発明者 柴田 貴範  
 茨城県日立市大みか町七丁目2番1号  
 株式会社 日立製作  
 所 エネルギー・環境システム研究所内  
 (72) 発明者 瀬川 清  
 茨城県日立市大みか町七丁目2番1号  
 株式会社 日立製作  
 所 エネルギー・環境システム研究所内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン静翼、およびそれを用いた蒸気タービン設備

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

軸流タービンのタービン静翼であって、

軸コード位置が同じ位置における翼の腹側と背側の圧力差を翼負荷と定義し、

翼高さ位置が同じ位置における前記翼負荷が最大となる位置の翼前縁からの軸方向距離と軸コード長との比を最大負荷相対位置と定義したとき、

翼根元部および翼先端部の軸コード長が、翼中間高さの軸コード長より長く、前記翼根元部および前記翼先端部の翼の取付け角が前記翼中間部の取付け角よりも小さく、前記翼先端部および前記翼根元部の周コード長が、前記翼中間部の周コード長よりも小さく形成されており、かつ、前記翼根元部および前記翼先端部の最大負荷相対位置が、前記翼中間部の最大負荷相対位置よりも大きく設定されていることを特徴とするタービン静翼。

【請求項 2】

軸流タービンのタービン静翼であって、

翼前縁部および翼後縁部を除き、翼背面における静圧が最も低くなる点を背側最小圧力位置と定義したとき、

翼根元部および翼先端部の軸コード長が、翼中間高さの軸コード長より長く、前記翼根元部および前記翼先端部の翼の取付け角が前記翼中間部の取付け角よりも小さく、前記翼先端部および前記翼根元部の周コード長が、前記翼中間部の周コード長よりも小さく形成されており、かつ、前記翼根元部および前記翼先端部の背側最小圧力位置が、前記翼中間部の背側最小圧力位置よりも後縁側に存在することを特徴とするタービン静翼。

10

20

## 【請求項 3】

請求項 1 記載のタービン静翼であって、

$t$  をピッチ、 $Cx$  を軸コード長、 $\alpha$  を軸方向から測った流入角、 $\beta$  を軸方向から測った流出角とし、

$$= 2 (t / Cx) \cos^2 \alpha - |\tan \alpha - \tan \beta| \dots \text{(式 1)}$$

前記式 1 で定義される値  $Cx$  を負荷係数と定義したとき、

前記タービン静翼の翼中間高さにおける負荷係数の値は 0.7 から 1.1 の範囲であることを特徴とするタービン静翼。

## 【請求項 4】

請求項 3 記載のタービン静翼であって、

翼根元部側から翼先端部側に向かうに従い、前記翼根元部の軸コード長は前記翼中間高さ付近の軸コード長の変化と同等以上に減少し、かつ、前記翼先端部の軸コード長は、前記翼中間高さ付近の軸コード長の変化と同等以上に増加することを特徴とするタービン静翼。

## 【請求項 5】

水を加熱して蒸気を生成する蒸気発生器と、該蒸気発生器で生成した前記蒸気で駆動する蒸気タービンと、該蒸気タービンを駆動した前記蒸気を復水する復水器とを備える蒸気タービン設備であって、

前記蒸気タービンは、請求項 1 乃至 4 のいずれか 1 項記載のタービン静翼を備えることを特徴とする蒸気タービン設備。

## 【発明の詳細な説明】

## 【技術分野】

## 【0001】

本発明は、軸流タービン、特に発電プラントのガスタービンや蒸気タービンなどに用いられるタービン静翼に関する。

## 【背景技術】

## 【0002】

近年、発電プラントの発電効率向上のため、タービン性能の更なる向上が強く求められている。タービン性能には、タービンの段落損失、排気損失、機械損失などが関わるが、そのうち段落損失を低減することが最も効果的と考えられている。段落損失には様々なものが含まれるが、大きく分けて (1) 翼形状そのものに起因する翼型損失、(2) 主流に沿わない流れに起因する二次流れ損失、(3) 作動流体が主流から外部へ漏洩することによって発生する漏れ損失、などがある。このうち、(2) の二次流れ損失は、翼の高さ方向の形状の違いや、翼と端面境界層の干渉によって生じる損失であり、単に、ある翼高さ断面の翼形状を最適化しただけでは低減できない性質を有していた。

## 【0003】

このような課題に対し、特許文献 1 では、翼の中央部の周方向コード長を、端面に近い先端部および根元部の周方向コード長よりも小さく、かつ、翼の中央部に向かって徐々に周方向コード長を小さくする技術が提案されている。こうすることで、端面近傍の翼の前縁に近い部分で、翼面の腹側が凸となる傾斜を有することになり、端面近傍に発生する二次流れを低減することができるとしている。また、翼のスロート近傍では、翼面の傾斜が僅かになり、翼の高さ方向の流量の偏りを抑制し、動翼での損失増加を低減できるとしている。

## 【先行技術文献】

## 【特許文献】

## 【0004】

【特許文献 1】特開 2008 - 202420 号公報

## 【発明の概要】

## 【発明が解決しようとする課題】

## 【0005】

10

20

30

40

50

しかし前記従来技術では、翼の取付け角や軸コード方向の負荷分布に関する記載はなく、二次流れ損失の低減効果を十分に引き出せていない可能性があった。特に負荷分布は、翼枚数と密接な関係にあり、翼枚数に応じた負荷分布の最適化が重要である。

【0006】

本発明は、所定の流れの転向を実現する必要最小限の翼枚数とすることで、翼と流れの接触面積を最小化し、翼型損失を低減すると同時に、端面近傍の軸コード長と負荷分布を最適化することで翼と端面境界層との干渉で生ずる二次流れ損失も低減し、タービンの段落効率を向上させることができるタービンの静翼を提供することを目的とする。さらに、翼枚数の削減は、タービン製造コストの削減にも寄与し、高効率で製造コストの低いタービンを提供することにも貢献する。

【課題を解決するための手段】

【0007】

上記目的を達成するために、本発明のタービン静翼は、軸コード位置が同じ位置における翼の腹側と背側の圧力差を翼負荷と定義し、翼高さ位置が同じ位置における翼負荷が最大となる位置の翼前縁からの軸方向距離と軸コード長との比を最大負荷相対位置と定義したとき、翼根元部および翼先端部の軸コード長が、翼中間高さの軸コード長より長く、翼根元部および翼先端部の翼の取付け角が翼中間部の取付け角よりも小さく、翼先端部および翼根元部の周コード長が、翼中間部の周コード長よりも小さく形成されており、かつ、翼根元部および翼先端部の最大負荷相対位置が、前記翼中間部の最大負荷相対位置よりも翼後縁側に設定されていることを特徴としている。

【発明の効果】

【0008】

前記構成によれば、翼枚数を削減して翼型損失を低減すると同時に二次流れ損失も低減し、タービンの段落効率を向上させることができるタービン静翼を提供することができるという効果を奏する。

【0009】

さらに、タービン製造コストの削減にも寄与し、高効率で製造コストの低いタービンを提供することにも貢献できるという効果を奏する。

【図面の簡単な説明】

【0010】

【図1】本発明の一実施例に係る蒸気タービン段落部の要部構造を表す断面図である。

【図2】本発明のタービン静翼の翼列構造の斜視図である。

【図3】従来の蒸気タービン段落部の要部構造を表す断面図である。

【図4】図3に示した翼列構造の翼間に発生する渦流を模式的に表す説明図である。

【図5】本発明の一実施例に係るタービン静翼の翼高さ方向の軸コード長、最大負荷位置、損失分布を表すグラフである。

【図6】翼面圧力分布と負荷分布の関係を表すグラフである。

【図7】本発明の一実施例に係るタービン静翼の子午面形状および翼断面形状を表す説明図である。

【図8】本発明の別の実施例に係るタービン静翼の子午面形状を表す説明図である。

【図9】本発明の別の実施例に係るタービン静翼の子午面形状を表す説明図である。

【図10】本発明の一実施例に係る蒸気タービン設備の概略システム系統図である。

【発明を実施するための形態】

【0011】

以下、本発明を実施するための形態について、適宜図を参照して詳細に説明する。各図面を通し、同等の構成要素には同一の符号を付してある。

【0012】

なお、以下に説明する各実施例は、本発明を蒸気タービンの静翼に適用した例である。説明の都合上、蒸気タービンを適用対象としたが、作動原理は作動媒体が異なるガスタービンであっても同様であり、本特許は、軸流タービン一般に適用することが可能である。

10

20

30

40

50

## 【実施例 1】

## 【0013】

本発明の第 1 の実施例について説明する。図 1 は、本実施例に係る蒸気タービン段落構造を示す断面図である。図 1 に示すように、本実施例に係る蒸気タービンのタービン段落は、ダイヤフラム外輪 1 とダイヤフラム内輪 2 との間にタービン周方向に複数枚設置された静翼 3 と、静翼 3 の蒸気流れ方向下流側（以下、単に下流側と記載する）に、タービンロータ 4 の周方向に複数枚設置された動翼 5 とから構成される。動翼 5 のタービン半径方向外周側（以下、単に外周側と記載する）の先端にはシュラウド 6 が設けられ、対向する静止体との間にシール構造（図示せず）が設けられている。

## 【0014】

作動流体である蒸気主流 7 は、静翼 3 の前縁部 8 より翼間を通過し、後縁部 9 から流出する。蒸気タービンは、静翼 3 から流出した蒸気主流 7 を下流側の動翼 5 に衝突させることで、タービンロータ 4 を回転させ、タービンロータ 4 の端部に接続する発電機（図示せず）によって回転エネルギーを電気エネルギーに変換して発電を行う。

## 【0015】

本発明の静翼の三次元的な形状を理解するため、その斜視図を図 2 に示す。図 2 は、説明の便宜上、タービン周方向に静翼を複数設けてなる翼列構造の一部を水平に展開して表している。静翼 3 は、ダイヤフラム外輪 1 とダイヤフラム内輪 2 との間に、周方向に複数枚列設されている。静翼 3 は、翼根元 10 側をダイヤフラム内輪 2 に固定され、翼先端 11 側をダイヤフラム外輪 1 に固定される。また、静翼 3 は、翼列内に設置される翼枚数から決定される、タービン周方向に隣り合う翼の間隔長さ  $t$ （ピッチ長）を用いて、等間隔に設置される。ここで、各翼高さ断面における、静翼 3 b の翼後縁部と隣り合う静翼 3 a との最短長さ  $s$  をスロート長と呼ぶ。本実施例では、図 1 と同様、翼前縁が直線となるように翼断面を径方向に積み重ねているため、後縁付近では翼の背面が凹面に、腹面が凸面になる形状になっていることが特徴的である。

## 【0016】

本実施例の構成、動作の詳細を説明する。図 1 は、子午面に投影した静翼 3 の形状である。説明の都合上、翼の根元部の前縁部 8 を原点として、軸方向に  $x$ 、翼のスパン方向（翼の高さ方向と同義）に  $y$  とし、翼の根元から先端までの高さを翼高さ  $H$  で表すこととする。また、ある翼高さ  $y$  における、各翼断面の翼の前縁から後縁までの軸方向距離を軸コード長と呼び、記号  $C_x$  で表し、他方、前縁から最大負荷（後述）までの軸方向距離を記号  $x_p$  で表すこととする。なお、ここで、負荷とは、軸コード位置が同じ位置における翼の腹側と背側の圧力差である翼負荷を指す。図 1 から分かるように、本特許の静翼は、翼の中間高さ位置付近に軸コード長  $C_x$  が径方向に一定の領域があり、その  $C_x$  が翼の根元部や先端部などの端面近傍の  $C_x$  よりも小さくなっていることが特徴である。また、中間高さ付近における最大負荷位置  $x_p$  は、端面近傍の最大負荷位置に比べて、相対的に前縁に近いところに位置している。

## 【0017】

本実施例と比較し、一般のタービン段落の子午面形状を図 3 に示す。図 3 から分かるように、従来、静翼の軸コード長は、翼根元から翼先端に掛けて一定となっていた。また、翼の最大負荷位置は、根元側ほど後縁に近く、先端側ほど前縁側に近づいている。この最大負荷位置は後述する翼の負荷係数と関連しており、翼のピッチ  $t$  が小さい根元側は、負荷係数が小さいため最大負荷位置を後縁側にとり、翼のピッチ  $t$  が大きい先端側は、負荷係数が大きくなるため最大負荷位置をより上流側にとることを意味している。

## 【0018】

図 4 は、図 3 に示したタービン翼列で発生する二次流れの模式図である。簡略化のため、ダイヤフラム外輪 1 および内輪 2 は図示を省略してある。図 4 に示されるように、静翼 3 は翼腹側に形成される圧力面 12、および翼背側に形成される負圧面 13 を有する。蒸気主流 7 は、静翼 3 の前縁部 8 より供給され、圧力面 12 と負圧面 13 との間に形成される翼間流路 14 を通過し、後縁部 9 より流出する。蒸気主流 7 が翼間流路 14 を通過する

10

20

30

40

50

際、翼間に圧力勾配が生じる。このため、圧力面 1 2 から負圧面 1 3 へ向かう二次流れ 1 5 が生じる。また、前縁部 8 より蒸気主流 7 が翼間流路 1 4 に流入し、圧力面 1 2 と負圧面 1 3 に渦が発生する。この内、圧力面 1 2 に存在する渦は、翼間流路内で発達しながら、流路渦 1 6 を形成し、また、二次流れ 1 5 の影響を受け、負圧面 1 3 へ移動する。流路渦 1 6 は、翼根元 1 0 および翼先端 1 1 でそれぞれ発生する。アスペクト比が小さい静翼、特にアスペクト比が 1.0 以下の低アスペクト比静翼で構成される翼列構造では、翼根元 1 0 および翼先端 1 1 でそれぞれ発生した流路渦 1 6 が、互いに干渉し、損失の大きい流れを形成する。この流路渦 1 6 は、本来タービン翼が行うべき仕事の効率低下を招き、側壁損失の大きな要因となる。

【0019】

10

本発明と従来例の  $C_x$ 、 $x_p$  の違いを図 5 を用いて説明する。図 5 は、横軸の無次元翼高さ  $y/H$  に対して、上から順に軸コード長  $C_x$  (図 5 (a))、最大負荷相対位置  $x_p/C_x$  (図 5 (b))、および流体損失 (図 5 (c)) をプロットしたものである。ここで、無次元翼高さ  $y/H$  は、任意の翼高さ  $y$  の翼の根元から先端までの高さである翼高さ  $H$  に対する相対位置が分かるよう、翼高さ  $H$  で無次元化した値であり、最大負荷相対位置は、翼高さ位置が同じ位置における翼負荷が最大となる位置の翼前縁からの軸方向距離と軸コード長との比であり、軸コード長に対する相対位置が分かるよう、各高さ位置における軸コード長  $C_x$  で無次元化した値である。また、図中の実線は本実施例における分布を、破線は従来例における分布を表している。

【0020】

20

図 5 (a) から分かるように、従来、静翼の軸コード長は、翼根元から翼先端に掛けて一定もしくは単調増加となる分布が一般的であったが、本実施例の軸コード長は翼の根元部あるいは先端部近傍で、翼の中間高さ位置における軸コード長よりも大きくなっている。翼根元部側から翼先端部側に向かうに従い、翼根元部の軸コード長は翼中間高さ付近の軸コード長の変化と同等以上に減少し、かつ、前記翼先端部の軸コード長は、翼中間高さ付近の軸コード長の変化と同等以上に増加する。本実施例の場合、典型的な例として根元と先端の軸コード長が中間高さ位置の軸コード長よりも大きくなっている例を図示したが、先端部もしくは根元部の軸コード長のみが中間高さ位置の軸コード長よりも長くなっているても良い。また図 1 では、静翼の前縁が直線になるように翼断面がスタッキングされており後縁側が延長された形となっているが、必ずしもこのようなスタッキングになっている必要はない。例えば、図 9 のように、後縁が直線となるようなスタッキングになっているても良い。また図 1 では、翼の中間高さ位置における軸コード長  $C_x$  が径方向に一定となる部分を有しているが、翼長が短い場合は  $C_x$  = 一定の領域が不要となる場合もあり得る。本発明で重要なのは、翼の根元部、中間高さ、先端部における軸コード長が上記のような相対関係を有するか、どうかである。

【0021】

30

軸コード長の分布として、従来の  $C_x$  が一定の分布を採用した場合、翼のピッチ  $t$  と軸コード長  $C_x$  の比である  $t/C_x$  は、翼の先端に近づくほど大きくなる。これは、翼枚数を固定して考えた場合、外径側の翼断面ほどピッチ  $t$  が大きくなることと関与している。この  $t/C_x$  は、流体力学的な翼の負荷と関与しており、 $t/C_x$  が大きいほど、ある流れの転向を得るための翼負荷は大きいことになる。

【0022】

40

翼に掛かる流体力学的な負荷を表す指標として、次の Zweifel の負荷係数が一般に用いられる：

$$= 2(t/C_x) \cos^2 \alpha \left| \tan \alpha - \tan \beta \right| \dots \text{(式 1)}$$

ここで、 $t$ ：ピッチ、 $C_x$ ：軸コード長、 $\alpha$ ：軸方向から測った流入角、 $\beta$ ：軸方向から測った流出角である。この式から、翼の入口出口の流れの転向が大きいほど、あるいは軸コード長に対する翼列ピッチの間隔が大きいほど、負荷が高くなることが分かる。一般に、負荷係数が高い翼列は、翼型損失が大きくなりがちであるが、翼型損失は負荷係数だけでなく、翼の負荷分布にも大きく依存することが知られている。

50

## 【 0 0 2 3 】

翼型損失と負荷分布の関係を、図 6 を用いて説明する。ここで負荷分布とは、翼の上下面の翼面静圧の圧力差で定義される翼負荷の翼前縁部から翼後縁部までの分布を指す。なお、図 6 の負荷分布は、インシデンス角をもつ場合（非設計点等）のような翼前縁や翼後縁の圧力が急激に変化する領域を除外して表している。翼型損失は、摩擦損失、減速損失、後縁損失などから構成されるが、摩擦損失は翼面の流速レベルが高いほど、減速損失は翼面に沿った速度の減速量が大きいくほど増加する損失である。翼面の流速分布は圧力分布と強い相関があり、翼面圧力が低いほど、流体の密度が低くなり流速が高くなる傾向にある。このことから、翼面圧力が低いところほど流速が高くなり、摩擦損失が大きくなる。また、翼面における逆圧力勾配が大きいくところほど、減速損失が大きくなる。

10

## 【 0 0 2 4 】

以上を考慮し、理想的な翼面圧力分布について説明する。簡単のため、まず、負荷係数を固定した条件で考える。摩擦損失を低減することを考えると、流速の増加を抑えるため、翼の前半部の負荷を抑えた後半負荷が望ましい。しかし、負荷のピークを後縁側に近づけると、一般に、背側後縁近くの逆圧力勾配がきつくなり、減速損失が増加する。よって、減速損失が過度に大きくならない範囲で、負荷分布のピークを後縁に近づけた負荷が理想的な負荷分布とであると言える。

## 【 0 0 2 5 】

翼枚数を減らして、後縁損失を減らす場合の負荷分布を考える。負荷のピーク位置を固定したまま翼枚数を削減した場合、翼の背側の圧力分布は図 6 の実線から破線に変化する。このとき、背側の最小圧から後縁までの逆圧力勾配がきつくなるため、減速損失が増加する。また、性能に与える影響が支配的な背面側の分布は全体的に低圧化（高速化）するため、摩擦損失も増加する。よって、同じ負荷分布を保ったまま翼枚数を減らしたのでは、全体的な翼素性能は返って増加する。本例の場合、一点鎖線で示された負荷分布のように、翼背面における静圧が最も低くなる背側最小圧力位置を、翼根元部および翼先端部で翼中間部よりも後縁側に設け、負荷のピーク位置を、より上流側に移動させることによって、後縁近傍の背側逆圧力勾配を緩和し、減速損失の増加を抑えることが可能である。そうすることにより、翼枚数が減ったことによる後縁損失の低下量が、翼負荷増加による減速損失増加量よりも上回り、翼全体としては翼素性能が改善されることになる。本発明の場合、負荷係数の値が 0.7 ~ 1.1 の範囲として負荷分布を最適化することが、翼性能改善と翼枚数削減を両立させる上で有効である。

20

30

## 【 0 0 2 6 】

また、逆圧力勾配の緩和は、負荷分布の修正だけでなく、軸コード長  $C_x$  の増加によっても達成可能である。同じ負荷分布を保ったまま  $C_x$  を増加させることにより、実質的な距離が長くなった分、圧力勾配  $dp/dx$  は小さくなるため、減速損失を低減することが可能である。

## 【 0 0 2 7 】

端面近傍で発達する二次流れと翼負荷分布の関係を説明する。図 4 を見て分かるように、端面境界層の内部の遅い流体は、翼の背側と腹側の圧力差により、腹側から背側へ向かって流れることになる。この二次流れは、翼の腹側と背側の圧力差（すなわち翼負荷）が大きいほど強くなり、また、その圧力差が上流側で起こるほど強くなる傾向にある。つまり、翼の上流側の圧力差（翼負荷）が小さい、後半負荷型の翼の方が端面境界層の巻き上がり小さくなり、二次流れ損失が減少する。二次流れ損失低減の観点からは、後半負荷分布の方が性能上、有利である。

40

## 【 0 0 2 8 】

翼形状と負荷分布の関係を、図 7 を用いて説明する。図 7 は、本発明の静翼の子午面形状と、根元部および中間高さ部の翼断面形状を示している。前述したように、本発明の静翼は、根元部と先端部の軸コード長が、中間高さ部の軸コード長よりも大きくなっている。反面、翼負荷の最大負荷相対位置  $x_p/C_x$  は、根元部および先端部で後縁寄りにあり

50

、中間高さ部でより上流側（本発明の場合は中間コード付近）に存在する。負荷のピーク位置は、翼厚みの中心線であるキャンパーラインと密接な関係にあり、ピーク位置が上流側にあるほどキャンパーラインはより上流側での転向が大きくなり、翼の入口角，出口角は仕様から決まることを考えると、所定の軸コード長を達成する翼型の取付け角は大きくなる。それと同時に、コード長の周方向成分である周コード長は、最大負荷相対位置が上流側にあるほど長くなる。このことから、本発明の静翼は、根元側で後半負荷に近づくため、翼の取付け角  $\theta_n$  が中間高さ部の取付け角  $\theta_m$  よりも小さくなり、かつ周コード長は短くなる。このことは、図示を省略した先端部でも当てはまり、先端部の取付け角も中間高さ部の取付け角よりも小さくなり、かつ周コード長は短くなる。

【 0 0 2 9 】

10

本発明の効果を図 5 ( c ) を用いて説明する。本発明の静翼は、中間高さ付近の翼型損失を減らすため、翼枚数を必要最低限とし、中間高さ付近の最大負荷相対位置を根元部や先端部よりも上流側へ移動させている。こうすることにより、翼枚数減少による中間高さ付近の減速損失増加を抑え、かつ翼枚数が削減されることによる後縁損失の減少により、中間高さ付近の損失を従来よりも低減することができる。かつ、従来よりも軸コード長を長くすることで、翼枚数減少による負荷係数の増加を回避し、更に根元部や先端部の負荷ピーク位置を、中間高さ部よりも後縁側に位置させることで、二次流れ損失の低減も図っている。これらのことにより、根元および先端部付近の二次流れ損失を低減することができる。以上のように、主流部の翼型損失の低減と端面近傍の二次流れ損失の低減の二つの効果により、翼全体の性能を大幅に改善することが可能である。

20

【 0 0 3 0 】

本発明では、性能向上と同時に翼枚数も削減することが可能である。翼の製造は、蒸気タービンの材料，加工，組み立て費用の主要部分である。本発明の採用により、蒸気タービンの製造コストも大幅に削減できる。

【 0 0 3 1 】

次に、本実施例のタービン静翼を適用する蒸気タービン設備について説明する。図 1 0 に、本実施例に係る蒸気タービン設備の概略システム系統図の一例を示す。蒸気タービン設備 2 3 は、燃料を燃やして給水を加熱し蒸気を生成する蒸気発生器であるボイラ 1 8 と、ボイラ 1 8 で生成した蒸気で駆動する高圧タービン 1 9，中圧タービン 2 0，低圧タービン 2 1 からなる蒸気タービンと、低圧タービン 2 1 から排気された蒸気を復水化する復水器 2 2 とを備える。復水器 2 2 で復水化された給水は、図示しない給水系統を流下して再びボイラ 1 8 に送られる。高圧タービン 1 9，中圧タービン 2 0，低圧タービン 2 1 はタービンロータ 4 を介して接続されており、タービンロータ 4 の一端には発電機 2 4 が接続されている。

30

【実施例 2】

【 0 0 3 2 】

本発明の別の実施例を図 8 に示す。前実施例と異なる点を中心に説明する。

【 0 0 3 3 】

本実施例は、翼高さ  $H$  と軸コード長  $C_x$  の比  $H / C_x$  が大きい場合である。これは、翼の先端と根元の径の差が大きい長翼の場合に相当する。このとき、翼の先端と根元の  $t / C_x$  の違い（すなわち負荷係数の違い）を小さくするため、半径方向  $R$  に応じて  $C_x$  を大きくすることが従来から行われている。そのような場合に本特許を適用する場合、径が大きくなるに従い、もともと増加傾向にある  $C_x$  の分布に対し、根元部では  $d_{C_x} / d_R$  が減少する部分を有し、先端部ではミッドスパン位置よりも  $d_{C_x} / d_R$  が大きくなる部分を有している。すなわち本実施例では、先端部の  $d_{C_x} / d_R$  はミッドスパン部よりも大きく、根元部の  $d_{C_x} / d_R$  はミッドスパン部より小さいことが特徴である。前実施例と異なり、必ずしも根元あるいは先端の軸コード長そのものがミッドスパンのそれよりも大きくなっている必要はない。

40

【 0 0 3 4 】

本発明を採用することにより、比較的長い長翼に関してもミッドスパン部の損失の増大

50

を招くことなく、端面近傍の二次流れ損失を低減することができ、高効率で低コストな軸流タービンを提供することができる。

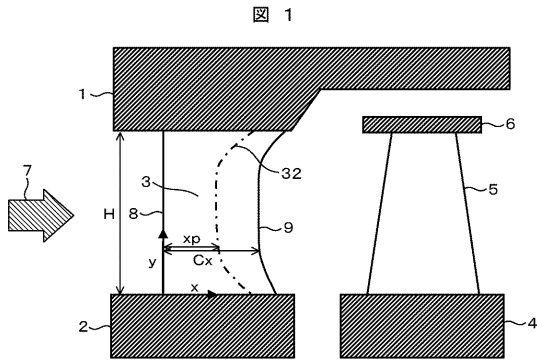
【符号の説明】

【 0 0 3 5 】

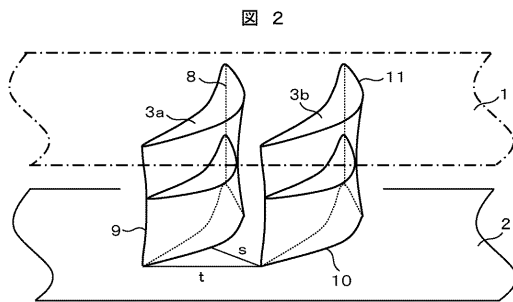
|     |             |    |
|-----|-------------|----|
| 1   | ダイヤフラム外輪    |    |
| 2   | ダイヤフラム内輪    |    |
| 3   | 静翼          |    |
| 4   | タービンロータ     |    |
| 5   | 動翼          |    |
| 6   | シュラウド       | 10 |
| 7   | 蒸気主流        |    |
| 8   | 前縁部         |    |
| 9   | 後縁部         |    |
| 1 0 | 翼根元         |    |
| 1 1 | 翼先端         |    |
| 1 2 | 圧力面         |    |
| 1 3 | 負圧面         |    |
| 1 4 | 翼間流路        |    |
| 1 5 | 二次流れ        |    |
| 1 6 | 流路渦         | 20 |
| 1 7 | 主蒸気配管       |    |
| 1 8 | ボイラ         |    |
| 1 9 | 高圧タービン      |    |
| 2 0 | 中圧タービン      |    |
| 2 1 | 低圧タービン      |    |
| 2 2 | 復水器         |    |
| 2 3 | 蒸気タービン設備    |    |
| 2 4 | 発電機         |    |
| 3 1 | 翼中央（ミッドスパン） |    |
| 3 2 | 最大負荷位置      | 30 |
| C x | 軸コード長       |    |
| s   | スロート長       |    |
| t   | ピッチ長        |    |
|     | 取付け角        |    |



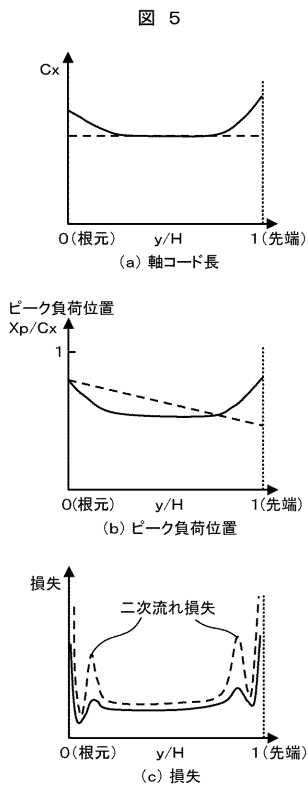
【 図 1 】



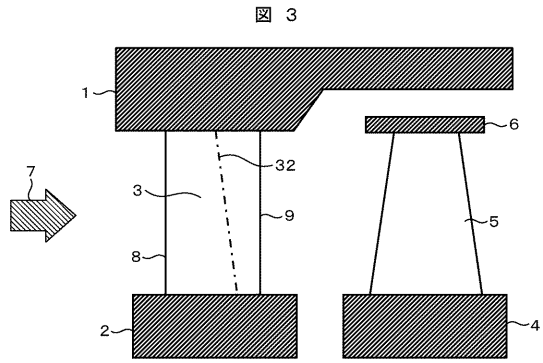
【 図 2 】



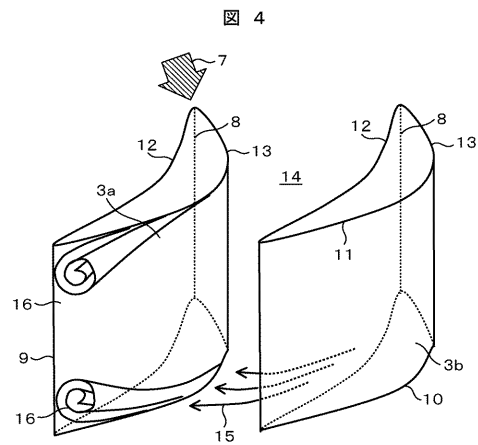
【 図 5 】



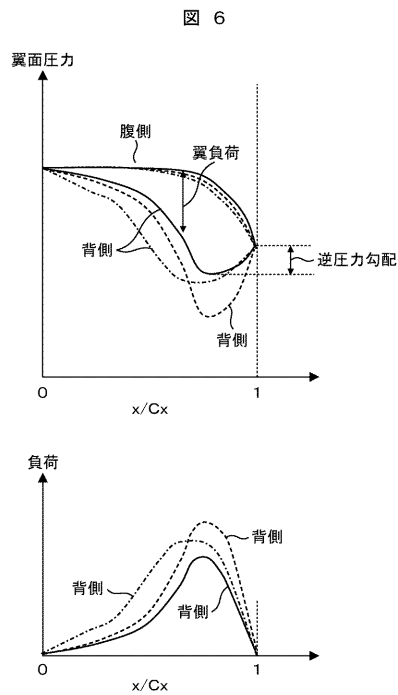
【 図 3 】



【 図 4 】



【 図 6 】





## フロントページの続き

- (72)発明者 岸部 忠晴  
茨城県日立市大みか町七丁目2番1号  
ー・環境システム研究所内 株式会社 日立製作所 エネルギ
- (72)発明者 木村 誠一  
茨城県日立市大みか町七丁目2番1号  
ー・環境システム研究所内 株式会社 日立製作所 エネルギ
- (72)発明者 李 宏元  
茨城県日立市幸町三丁目1番1号  
所内 株式会社 日立製作所 日立事業

審査官 西中村 健一

- (56)参考文献 特公昭56-019446(JP, B2)  
特開2006-291949(JP, A)  
特開平10-103002(JP, A)  
特開2006-207556(JP, A)  
特開平10-037703(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 9/00-9/06  
F01D 5/00-5/34