

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5964263号
(P5964263)

(45) 発行日 平成28年8月3日(2016.8.3)

(24) 登録日 平成28年7月8日(2016.7.8)

(51) Int.Cl. F I
FO1D 5/14 (2006.01) FO1D 5/14

請求項の数 11 (全 14 頁)

(21) 出願番号	特願2013-38123 (P2013-38123)	(73) 特許権者	514030104 三菱日立パワーシステムズ株式会社 神奈川県横浜市西区みなとみらい三丁目3番1号
(22) 出願日	平成25年2月28日(2013.2.28)	(74) 代理人	110000350 ポレール特許業務法人
(65) 公開番号	特開2014-163367 (P2014-163367A)	(72) 発明者	福島 久剛 茨城県日立市大みか町七丁目1番1号 株式会社 日立製作所 所 日立研究所内
(43) 公開日	平成26年9月8日(2014.9.8)	(72) 発明者	柴田 貴範 茨城県日立市大みか町七丁目1番1号 株式会社 日立製作所 所 日立研究所内
審査請求日	平成27年7月17日(2015.7.17)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 軸流タービンの動翼列、および軸流タービン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

円環状に配置された複数のタービン動翼からなる軸流タービンの動翼列であって、
前記動翼列の翼間に形成された流路のタービン半径方向内周側壁面またはタービン半径方向外周側壁面の少なくともいずれか一方に設けられ、翼入口角が前記タービン動翼の翼入口角よりも小さく、翼出口角が前記タービン動翼の翼出口角よりも小さく、翼前縁が前記タービン動翼の翼前縁より作動流体流れ方向上流側に位置する補助翼を有することを特徴とする軸流タービンの動翼列。

【請求項2】

請求項1に記載の軸流タービンの動翼列であって、
前記補助翼の後縁が、前記タービン動翼列のスロート部とタービン動翼の翼負圧面との交点よりも作動流体流れ方向上流側に位置することを特徴とする軸流タービンの動翼列。

【請求項3】

請求項1または2に記載の軸流タービンの動翼列であって、
前記補助翼の翼高さが、前記タービン動翼の翼高さの2%以上かつ10%以下であることを特徴とする軸流タービンの動翼列。

【請求項4】

請求項1ないし3のいずれか1項に記載の軸流タービンの動翼列であって、
前記補助翼の翼前縁部が、鈍頭形状を有することを特徴とする軸流タービンの動翼列。

【請求項5】

10

20

請求項 4 に記載の軸流タービンの動翼列であって、
翼素断面の前縁を構成する内接円の半径を前記翼素断面の内接円最大半径で除したものを無次元前縁半径と定義したとき、前記補助翼の無次元前縁半径 R_n が $0.6 < R_n$ であることを特徴とする軸流タービンの動翼列。

【請求項 6】

請求項 5 に記載の軸流タービンの動翼列であって、
前記補助翼の反りが動翼列を構成する前記タービン動翼の反りと同一方向であることを特徴とする軸流タービンの動翼列。

【請求項 7】

請求項 1 ないし 6 のいずれか 1 項に記載の軸流タービンの動翼列であって、
前記翼入口角が、翼前縁より上流の領域において、翼キャンバ線を翼前縁から上流側へ延長した半直線と、翼前縁からタービン回転方向に延長した半直線のなす角であり、
前記翼出口角が、翼後縁より下流の領域において、翼キャンバ線を翼後縁から下流側へ延長した半直線と、翼後縁からタービン回転方向に延長した半直線のなす角であることを特徴とする軸流タービンの動翼列。

10

【請求項 8】

請求項 1 ないし 7 のいずれか 1 項に記載の軸流タービンの動翼列であって、
動翼列を構成する前記タービン動翼の設置数と同数または整数倍の前記補助翼を有することを特徴とする軸流タービンの動翼列。

【請求項 9】

タービンロータと、該タービンロータの周方向に複数枚設置されたタービン動翼と、該タービン動翼の蒸気流れ方向上流側に、ダイヤフラムの内外輪間にタービン周方向に複数枚設置されたタービン静翼とを備える軸流タービンであって、

20

請求項 1 ないし 8 のいずれか 1 項に記載の軸流タービンの動翼列を備えることを特徴とする軸流タービン。

【請求項 10】

請求項 1 に記載の軸流タービンの動翼列であって、
前記補助翼の反りが、動翼列を構成する前記タービン動翼の反りと逆方向になるように構成したことを特徴とする軸流タービンの動翼列。

【請求項 11】

請求項 10 に記載の軸流タービンの動翼列であって、
前記補助翼の後縁が前記タービン動翼列の前縁よりも上流側に位置しており、
前記補助翼の出口角と前記タービン動翼列の入口角との和が 180° になるように構成されていることを特徴とする軸流タービンの動翼列。

30

【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動翼に関する。

【背景技術】

【0002】

近年、環境負荷低減の観点から、発電プラントの更なる発電効率向上が求められており、タービンの更なる高性能化が重要な課題になっている。タービン性能の支配的因子として、段落損失、排気損失、機械損失などが挙げられるが、特に、段落損失を低減することが性能向上に対し最も効果的であると考えられている。この段落損失には様々なものがあるが、大別して(1)翼形状そのものに起因する翼型損失、(2)翼間流路を横断する流れに起因する二次流れ損失、(3)作動流体が翼間流路外へと漏れいすることにより生じる漏れ損失、などがある。このうち、(2)の二次流れ損失は翼間流路を横断する二次流れと翼負圧面が干渉し二次流れ渦として流路中に巻き上がることで生じる損失が大部分を占めており、如何に二次流れと翼負圧面との干渉を防ぐかが課題となる。特に、低アスペ

40

50

クト比の翼で構成される高圧段などでは、二次流れ渦が翼高さ方向に発達することで損失域が流路を覆うほどまで発達し、損失の支配的要因となっていた。

【 0 0 0 3 】

このような課題に対し、特許文献 1 では、タービン翼の翼間流路に生じる二次流れを軽減することを目的とし、静翼流路において端壁部に外輪側先端から半径方向距離の小さくなる側に曲率中心をもつ曲面を配置する隔板を設ける技術が提案されている。

【先行技術文献】

【特許文献】

【 0 0 0 4 】

【特許文献 1】特開平 6 - 3 3 7 0 3 号公報

10

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 5 】

従来技術により、翼間の二次流れを物理的に遮蔽するとともに、隔板の上流側端点における馬蹄形二次流れの発生を押え、隔板側面での二次流れによる渦の発生、成長をなくすことができ、段落の二次流れ損失を低減させることができるとしている。

【 0 0 0 6 】

ところで、(1) の翼型損失の要因の一つである翼幾何学的翼入口角と作動流体流入角とのミスマッチは翼と壁面境界層との干渉の一因にもなっており、翼型損失のみならず二次流れ損失を増加させる要因にもなっていた。そのため、タービンの段落性能を効果的に改善するためには、翼間流路の二次流れだけでなく、上流から段落に流入する流れを同時に制御することが重要となる。

20

【 0 0 0 7 】

しかし前記従来技術では、翼幾何学的翼入口角と作動流体流入角とのミスマッチに関する記載はなく、段落性能を十分に引き出せていない可能性があった。

【 0 0 0 8 】

本発明は、端壁部近傍における流入角の半径方向変化を考慮し、翼幾何学的翼入口角と作動流体流入角の向きをマッチさせることで、翼型損失を低減すると同時に、翼間で生じる二次流れと翼負圧面との干渉を低減することで二次流れ損失を低減させることができる軸流タービン動翼を提供することを目的とする。

30

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 9 】

上記目的を達成するために、本発明は、円環状に配置された複数のタービン動翼からなる軸流タービンの動翼列において、軸流タービン動翼列の翼間に形成された流路のタービン半径方向内周側壁面またはタービン半径方向外周側壁面の少なくともいずれか一方に、翼入口角がタービン動翼の翼入口角よりも小さく、翼出口角がタービン動翼の翼出口角よりも小さく、翼前縁がタービン動翼の翼前縁より作動流体流れ方向上流側に位置する補助翼を設けたことを特徴とする。

【発明の効果】

【 0 0 1 0 】

本発明によれば、翼型損失と二次流れ損失を同時に低減し、タービンの段落性能を向上させることができるという効果を奏する。

40

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 1 】

【図 1】本発明の一実施例に係る蒸気タービン動翼の斜視図である。

【図 2】図 1 に示した蒸気タービン動翼を翼ルート部近傍の断面で切断した断面図である。

。

【図 3】翼入口角の定義を表す説明図である。

【図 4】タービン動翼列上流からタービン動翼列に流入する速度の半径方向分布を模式的に表す説明図である。

50

【図5】翼ルート部における静動翼列の翼素断面と、速度三角形を模式的に表す説明図である。

【図6】端壁および漏れの影響を考慮した、タービン動翼列上流からタービン動翼列に流入する速度の半径方向分布を模式的に表す説明図である。

【図7】端壁および漏れの影響を考慮した、翼ルート部における静動翼列の翼素断面と、速度三角形を模式的に表す説明図である。

【図8】タービン翼列内で発生する二次流れを模式的に表す説明図である。

【図9】作動流体と補助翼の接触面積増加量と摩擦損失および二次流れ損失の関係を表すグラフである。

【図10】図1に示した蒸気タービン動翼の補助翼後縁位置を示す説明図である。

10

【図11】蒸気タービンの段落構造の概略断面図である。

【図12】前縁形状の定義を表す説明図である。

【図13】本発明の一実施例に係る蒸気タービン動翼の斜視図である。

【図14】図13に示した蒸気タービン動翼を翼ルート部近傍の断面で切断した断面図である。

【図15】本発明の一実施例に係る蒸気タービン動翼の斜視図である。

【図16】図15に示した蒸気タービン動翼を翼ルート部近傍の断面で切断した断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0012】

20

以下、本発明の実施形態について、適宜図面を用いて詳細に説明する。各図面を通して、同等の構成要素には同一の符号を付してある。

【0013】

なお、以下に説明する各実施例は、本発明を蒸気タービン動翼に適用した例である。本発明の作動原理は、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。また、以下に説明する各実施例では、翼ルート側を中心に説明しており、翼先端側については一部省略している。さらに、以下に説明する各実施例では補助翼の翼枚数をタービン動翼の翼枚数と同数としているが、同数もしくは整数倍であれば良い。

【実施例1】

30

【0014】

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動翼の斜視図である。図1は、タービン周方向に複数設けてなる翼列構造の一部を抜粋して表している。図11は、蒸気タービンの段落構造を概略的に示す断面図である。符号105を付した矢印は蒸気流れ方向を表す。本実施例に係る蒸気タービンのタービン段落は、タービンロータ101の周方向に複数枚設置されたタービン動翼1と、タービン動翼1の蒸気流れ方向上流側に、ダイヤフラム内輪102とダイヤフラム外輪103の間にタービン周方向に複数枚設置されたタービン静翼2とから構成される。タービン動翼1はタービン半径方向内周側のプラットフォーム4を介してタービンロータ101に取り付けられ、タービン半径方向外周側の先端にはシュラウド5が設けられている。また、タービン動翼1の先端側に設けられたシュラウド5と、シュラウド5と対向する静止体との間にはシール構造104が設けられている。プラットフォーム4の壁面は、動翼間に形成された翼間流路のタービン半径方向内周側の端壁面を構成する。また、シュラウド5の内周側壁面は、動翼間に形成された翼間流路のタービン半径方向外周側の端壁面を構成する。

40

【0015】

作動流体である蒸気主流は、タービン動翼1の蒸気流れ方向上流に設けられたタービン静翼から流出したのち、タービン動翼1に流入する。蒸気タービンは、タービン動翼1の上流側に設けられたタービン静翼から流出した蒸気主流を、タービン動翼1に流入させることでタービン動翼1とともにタービンロータ101を回転させ、タービンロータ101の端部に接続する発電機（図示せず）を介して回転エネルギーと電気エネルギーを変換す

50

ることで発電を行うものである。

【0016】

図2は、図1に示したタービン動翼1を翼ルート部近傍の断面で切断した断面図である。本実施例では、図1および2に示したように、補助翼3を翼間流路に、かつ補助翼前縁をタービン翼よりも上流側に位置するように配置した構造になっていることが特徴的である。また、図2に示されるように、補助翼3は、翼入口角10がタービン動翼の翼入口角8よりも小さく、かつ補助翼の翼出口角11がタービン動翼の翼出口角9よりも小さくなっていることが特徴的である。なお、ここでいう翼入口角とは、図3に示すように、翼素断面内、かつ前縁よりも上流側の領域において、翼の翼キャンバ線19を前縁から上流側へ延長した半直線23と、前縁からタービン回転方向に延長した半直線22のなす角である。また、翼出口角とは、翼素断面内、かつ後縁よりも下流側の領域において、翼の翼キャンバ線19を前縁から下流側へ延長した半直線24と、後縁からタービン回転方向に延長した半直線22のなす角である。

10

【0017】

本実施例の構成、動作の詳細を説明する。図4はタービン動翼列の上流からタービン動翼列に流入する速度の半径方向分布の模式図である。図5は、翼ルート部における静動翼列の翼素断面と、速度三角形を模式的に表す説明図である。また、図6は、端壁および漏れの影響を考慮した、タービン動翼列の上流からタービン動翼列に流入する速度の半径方向分布の模式図である。図7は、端壁および漏れの影響を考慮した、翼ルート部における静動翼列の翼素断面と、速度三角形を模式的に表す説明図である。図4および図5に示されるように、タービン動翼列において、タービン動翼列の上流側に設けられた静翼列からの蒸気流の流出角34、絶対流出速度12が半径方向に一様であるという仮定のもと設計された場合でも、タービン動翼列に流入する蒸気流の相対流入角35の半径方向分布は、タービン動翼列が回転している影響により各翼高さ位置において異なる角度となる。さらに、実際の流れでは、図6および図7に示されるように、端壁近傍において流れが壁面から粘性の影響を受け、速度の遅い領域（境界層）が発達することや、翼先端部では翼端から作動流体が漏れることにより、翼先端側の流量が減少する（軸方向速度が欠損する）。そのため、端壁近傍の流入角35は大きく変化する。そのため、流出角34、絶対流出速度12が半径方向に一様であるという仮定のもと設計を行った場合、図7に示すように、翼幾何的翼入口角と作動流体流入角とのミスマッチが生じ、翼型損失の原因となる。なお、図6および7において、符号15は粘性効果を考慮していないタービン動翼に流入する絶対速度、符号16は、粘性効果を考慮したタービン動翼に流入する絶対速度、符号17は粘性効果を考慮したタービン動翼に流入する相対速度、符号18は、粘性効果を考慮したタービン動翼に流入する絶対速度分布を表す。

20

30

【0018】

本発明の場合、図2に示されるように、タービン動翼列1の上流側にせり出した位置に境界層流れの方向と一致するように翼入口角を小さくした補助翼3を設置している。翼入口角は絶対速度16と周方向速度14の関係から決定される。周方向速度14はタービン動翼の回転速度と半径位置で一意に決定されるが、絶対速度16は境界層の発達に伴う速度欠損具合に依存する。すなわち、絶対速度16の速度欠損具合を解析により予測することで、境界層流れの方向と一致する翼入口角を決定することができる。補助翼3の上流側にせり出した部分はガイドベーンの役割を果たすため、翼幾何的翼入口角と作動流体流入角とのミスマッチが緩和され、翼型損失の低減が可能である。

40

【0019】

図8は、タービン動翼列内で発生する二次流れ7の模式図である。簡略化のため、ブラットフォームおよびシュラウドは図示を省略してある。図8に示されるように、タービン動翼は翼腹側に形成される正圧面28、および翼背側に形成される負圧面27を有する。蒸気主流は、タービン動翼前縁25から流入し、正圧面28と負圧面27との間に形成される翼間流路を通過した後、タービン動翼後縁26へと流出する。蒸気主流が翼間流路を通過する際、翼間に流路の曲がり（流れの転向）による遠心力と釣り合うような圧力勾配

50

が生じる。その際、端壁面近傍において、壁面からの粘性の影響により運動量を失った流れ（壁面境界層）は、翼間に生じた圧力勾配に逆らって流れることができず、負圧面側へと移動する。その結果、壁面境界層は負圧面 27 と干渉し、負圧面 27 の翼ルート部および翼先端部のそれぞれにおいて、流路渦 29 として、翼間流路内へと巻き上がり、損失の大きな流れを形成する。

【0020】

特に、低アスペクト比翼で構成される翼列構造では、翼先端側および翼ルート側でそれぞれ発生した流路渦 29 が互いに干渉し、損失の大きな流れを形成する。この流路渦 29 は、本来タービン動翼が行うべき仕事の効率低下を招き、二次流れ損失の原因となる。

【0021】

本発明の場合、図 2 および図 7 に示されるように、補助翼の翼入口角 10 を端壁近傍のタービン動翼の翼入口角 8 よりも小さくすることで壁面境界層内の流れの方向と一致させるとともに、翼間流路を二分するように補助翼 3 を設置している。そのため、翼間流路を横切る二次流れ 7 を物理的に遮蔽することが可能である。さらに、補助翼の翼出口角 11 を端壁近傍のタービン動翼の翼出口角 9 よりも小さくすることで、補助翼列に沿って流れたのち、補助翼列から流出した境界層流れが翼負圧面と干渉しないようにしている。その結果、タービン動翼と壁面境界層との干渉が低減され、流路渦 29 の成長を抑えることができ、二次流れ損失の低減に繋がる。なお、補助翼列から流出した境界層流れと翼負圧面が干渉するかどうかは、二次流れの強さ（翼間での圧力勾配の強さと境界層の発達具合）に依存する。そのため、解析により二次流れの方向を予測した後、補助翼の翼出口角を決定すれば良い。

さらに、上流側で発達した壁面境界層はタービン動翼前縁において、馬蹄形渦として巻き上がることがある。この馬蹄形渦は翼間流路下流側まで発達し、負圧面 27 の端面部で巻き上がった流路渦 29 と干渉し、更なる損失を招く要因となることがある。

【0022】

本発明の場合、図 2 および図 7 に示されるように、補助翼 3 を端面近傍の翼間流路を二分するように配置するため、二次流れ 7 だけでなく馬蹄形渦も物理的に遮蔽することができる。その結果、馬蹄形渦と負圧面 27 の端面部で巻き上がった流路渦 29 との干渉を低減させることができ、損失の低減に繋がる。

【0023】

その一方で、タービン動翼列に補助翼 3 を設置することは、作動流体と接触する表面積を増加させることになるため、摩擦損失の増加へと繋がる。そのため、補助翼の翼高さやコード長を過剰に大きく取った場合、二次流れ損失の低減量よりも摩擦損失の増加量が卓越し、性能が逆に悪化する可能性がある。しかしながら、作動流体との接触面積が増加したことによる摩擦損失の増加に伴う性能低下量よりも、二次流れ 7 を物理的に遮蔽したことで二次流れ損失が低減されたことによる性能向上量の方が上回ると推測され、本発明を適用することは段落性能全体の向上に繋がると言える。

【0024】

したがって、本実施例により、翼型損失を低減させると同時に、二次流れ損失を低減させることができ、端壁面近傍の効率を改善することができる。その結果、タービン段落性能を向上させることができる。

【0025】

図 9 は、作動流体と補助翼の接触面積増加量と摩擦損失および二次流れ損失の関係を表すグラフである。図 9 に示されるように、接触面積が増加するに従い摩擦損失は増加する。さらに、二次流れは端壁近傍の現象であるため、二次流れ損失低減の効果が見込める補助翼の翼高さには上限がある。また、二次流れ損失の主たる要因は二次流れと翼負圧面の干渉による流路渦の巻き上がりであり、翼負圧面と干渉しない翼後縁側で生じる二次流れを物理的に遮蔽しても顕著な二次流れ損失の低減には繋がらないため、二次流れ損失低減の効果が見込める補助翼のコード長にも上限がある。そのため、補助翼の翼高さおよびコード長と補助翼を設置したことによる損失低減効果はトレードオフの関係にあり、損失低

10

20

30

40

50

減効果が見込める補助翼の寸法には最適な範囲が存在する。

【0026】

二次流れ7を物理的に遮蔽するために必要な補助翼3の翼高さは、流入する境界層の厚さ、すなわち流れの状態に依存する。また、先に述べたように、翼高さを大きく取り過ぎると性能が逆に悪化し、小さく取り過ぎると二次流れを遮蔽できず性能が向上しない可能性がある。

【0027】

また、補助翼のコード長に関しても、先に述べたように、長く取り過ぎると性能が逆に悪化し、短く取り過ぎると二次流れを遮蔽できず性能が向上しない可能性がある。図10は、図1に示した蒸気タービン動翼の補助翼後縁位置を示す説明図である。図10に示されるように、軸方向位置31はタービン動翼のスロート部30と翼負圧面27の交点と同じ軸方向位置である。軸方向位置31よりも下流側に位置する負圧面は半開放域であり、この領域で生じた二次流れは翼負圧面27と干渉することなく下流へと流れることが推測される。

10

【0028】

以上のことを考慮すると、補助翼3の翼高さをタービン動翼の翼高さの2～10%以内に、後縁を軸方向位置31よりも上流側に設置することが最も効果的であると言える。

【0029】

また、タービン動翼列に流入する流入角 θ の半径方向分布は、端壁部近傍において半径方向に大きく傾いた分布となっており、翼幾何的翼入口角 α と作動流体流入角とのミスマッチを防ぐためには、翼の翼入口角 α が境界層流れの方向に一致するように、端壁部近傍の翼入口角 α を大きくとることが望ましい。しかしながら、端壁部における翼入口角 α の適正值は、壁面の影響による速度欠損度合い、すなわち境界層の発達度合いに依存する。そのため、壁面境界層内の流れの方向と翼の翼入口角 α を完全に一致させることは難しい。さらに、上流から流入する壁面境界層と補助翼3が干渉し、渦として流路中に巻き上がることで、損失の大きな流れが形成し、予期せぬ損失を生じる可能性がある。

20

【0030】

そのため、補助翼前縁形状は鈍頭であることが望ましい。ここで、鈍頭な前縁とは、図12に示すように、翼素断面の前縁を構成する内接円の半径20を翼素断面の内接円最大半径21で除したものを無次元前縁半径 R_n としたとき、この無次元前縁半径 R_n が0.6以上の前縁であることを意味する。補助翼の前縁が鈍頭であることにより、補助翼3の幾何学的翼入口角 α と作動流体流入角にズレ(インシデンス)がある場合においても、補助翼前縁に流入する流れは補助翼から剥離することなく翼に沿って流れるようになる。すなわち、補助翼のインシデンス特性を改善することができる。

30

【0031】

したがって、補助翼の前縁を鈍頭にするにより、端壁部近傍の翼型のインシデンス特性を改善することができ、二次流れ損失および翼型損失をより一層効果的に低減することができる。

【0032】

なお、本実施例では補助翼3を翼間流路の内周側壁面であるプラットフォーム4上に設ける例を示したが、補助翼3を翼間流路の外周側壁面であるシュラウド1の内周面に形成しても良い。また、プラットフォーム4とシュラウド1の両方に形成しても良い。

40

【実施例2】

【0033】

本発明の別の実施例を図13に示す。本実施例は、翼間流路に設置した補助翼3の反りをタービン動翼とは逆反りにした場合である。本実施例の構成、動作の詳細を実施例1と異なる点を中心に説明する。

【0034】

図14は、図13に示した蒸気タービン動翼を翼ルート部近傍の断面で切断した断面図である。本実施例では、図13および図14に示されるように、実施例1と同様に、補助

50

翼の翼出口角 11 を端壁近傍のタービン動翼の翼出口角 9 よりも小さくすることで、補助翼列から流出した境界層流れと翼負圧面との干渉を抑制するとともに、二次流れを物理的に遮蔽するように補助翼 3 を翼間流路に配置している。そのため、二次流れ損失を低減することができる。

【0035】

また、図 13 に示されるように、タービン動翼 1 と補助翼 3 は同一のプラットフォーム上に設置されており、タービン静翼から流出した蒸気主流をタービン動翼 1 に流入しタービン動翼 1 が回転すると、補助翼 3 が補助翼の腹側に回転する構成になっている。この場合、補助翼 3 を介してタービン動翼 1 が回転するエネルギーが作動流体へと与えられるため、補助翼 3 は圧縮機やブロアのような被動機の役割を果たす。その結果、壁面からの粘性の影響により運動量を失った境界層流れは補助翼 3 を介して運動量を得ることができ、翼間流路における周方向の圧力勾配の影響を受けにくくなる。その結果、二次流れと翼負圧面の干渉が低減させることができ、二次流れ損失を低減することができる。したがって、本実施例により、より一層の二次流れ損失を低減することができ、二次流れが強い場合に効果的であると言える。その一方で、本来、蒸気タービン動翼で得られるエネルギーが補助翼を介して作動流体へ戻るため、蒸気タービン動翼で得られるエネルギーは減少する。しかしながら、補助翼 3 が回転することでエネルギーを消費されることに伴う性能低下量よりも、二次流れ損失が低減されたことによる性能向上量の方が上回ると推測され、本発明を適用することは段落性能全体の向上に繋がると言える。

【0036】

また、図 14 に示されるように、タービン動翼列の上流側に境界層流れの方向と一致するように、補助翼 3 の翼入口角 10 をタービン動翼 1 の端壁面近傍における翼入口角 8 よりも小さくするように構成しているため、実施例 1 と同様に、翼幾何的翼入口角と作動流体流入角とのミスマッチが緩和され、翼型損失の低減が可能である。

【0037】

したがって、本実施例により、翼型損失を低減させると同時に、二次流れ損失を低減させることができ、端壁面近傍の効率を改善することができる。その結果、タービン段落性能を向上させることができる。

【0038】

また、実施例 1 と同様に、補助翼の前縁形状は鈍頭形状であることが望ましい。

【実施例 3】

【0039】

本発明の別の実施例を図 15 に示す。本実施例は、補助翼 3 の後縁をタービン動翼 1 の翼間流路よりも上流側に設置し、補助翼 3 を完全にタービン動翼 1 よりも上流側に配置した場合である。本実施例の構成、動作の詳細を実施例 1 および実施例 2 と異なる点を中心に説明する。

【0040】

図 16 は、図 15 に示した蒸気タービン動翼を翼ルート部近傍の断面で切断した断面図である。本実施例では、図 15 および図 16 に示されるように、実施例 1 および実施例 2 のように、二次流れを物理的に遮蔽するように補助翼 3 を翼間流路に配置していないため、二次流れを物理的に遮蔽することによる二次流れ損失の低減効果は見込めない。

【0041】

しかしながら、図 15 に示されるように、実施例 2 と同様に、補助翼 3 を介してタービン動翼 1 が回転するエネルギーが作動流体へと与えられるため、補助翼 3 は被動機の役割を果たす。その結果、壁面からの粘性の影響により運動量を失った境界層流れは補助翼 3 を介して運動量を得ることができ、翼間流路における周方向の圧力勾配の影響を受けにくくなる。さらに、被動機翼の役割を果たすため、補助翼周りの圧力場は腹側が高圧力場、背側が低圧力場となり、下流に位置するタービン動翼の圧力場とは逆転した圧力場が形成される。その結果、タービン動翼 1 の前縁近傍で生じている周方向の圧力勾配は緩和され、翼間流路上流側で発生する二次流れを低減することができる。すなわち、本実施例の構

造をとることで、二次流れを低減することができ、二次流れと翼負圧面との干渉を低減させることができるため、二次流れ損失の低減に繋がる。その一方で、本来、蒸気タービン動翼で得られるエネルギーが補助翼を介して作動流体へ戻るため、蒸気タービン動翼で得られるエネルギーは減少する。さらに、補助翼3を設置したことによりタービン動翼の端壁部近傍では前縁側において周方向の圧力勾配が緩和される。これは翼負荷（翼正圧面と翼負圧面の圧力差）が小さいということ意味しており、作動流体からタービンが得ている仕事が少なくなるため、性能が逆に悪化する可能性がある。しかしながら、補助翼3が回転することでエネルギーを消費されることに伴う性能低下量および翼負荷が低下することに伴う性能低下量よりも、二次流れ損失が低減されたことによる性能向上量の方が上回ると推測され、本発明を適用することは段落性能全体の向上に繋がると言える。

10

【0042】

また、図15に示されるように、タービン動翼列の上流側に境界層流れの方向と一致するように、補助翼3の翼入口角10をタービン動翼1の端壁面近傍における翼入口角8よりも小さくし、補助翼から流出した後の流れ角がタービン動翼1の翼ルート部近傍の翼素断面33における翼入口角10と一致するように、補助翼3の翼出口角11とタービン動翼1の翼入口角8の和が180°になるように構成しているため、実施例1および実施例2と同様に、翼幾何的翼入口角と作動流体流入角とのミスマッチが緩和され、翼型損失の低減が可能である。

【0043】

したがって、本実施例により、翼型損失を低減させると同時に、二次流れ損失を低減させることができ、端壁面近傍の効率を改善することができる。その結果、タービン段落性能を向上させることができる。本実施例は、実施例1および実施例2のように、二次流れを物理的に遮断することができないため、二次流れ損失の低減量は少なくなる。しかしながら、補助翼3が完全にタービン動翼列よりも上流側に位置しているため、製作性に優れており、製作コストを抑えることができる。

20

【0044】

また、実施例1および実施例2と同様に、補助翼の前縁形状は鈍頭形状であることが望ましい。

【符号の説明】

【0045】

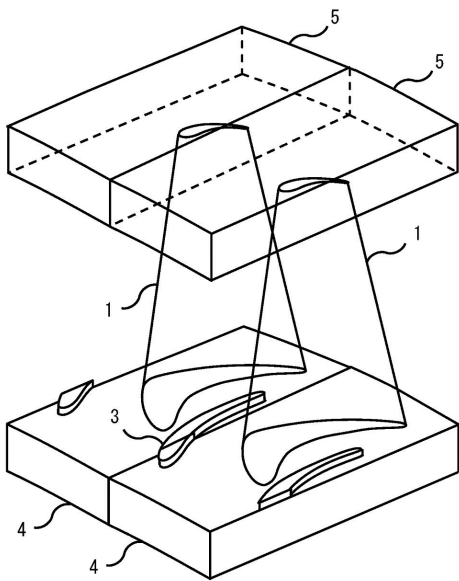
- 1 タービン動翼
- 2 タービン静翼
- 3 補助翼
- 4 プラットフォーム
- 5 シュラウド
- 6 翼素断面
- 8 (タービン動翼の)翼入口角
- 9 (タービン動翼の)翼出口角
- 10 (補助翼の)翼入口角
- 11 (補助翼の)翼出口角
- 19 翼キャンバ線
- 25 タービン動翼前縁
- 26 タービン動翼後縁
- 27 負圧面
- 28 正圧面
- 30 スロート部
- 34 (静翼列からの)流出角
- 35 (タービン動翼列に流入する相対)流入角

30

40

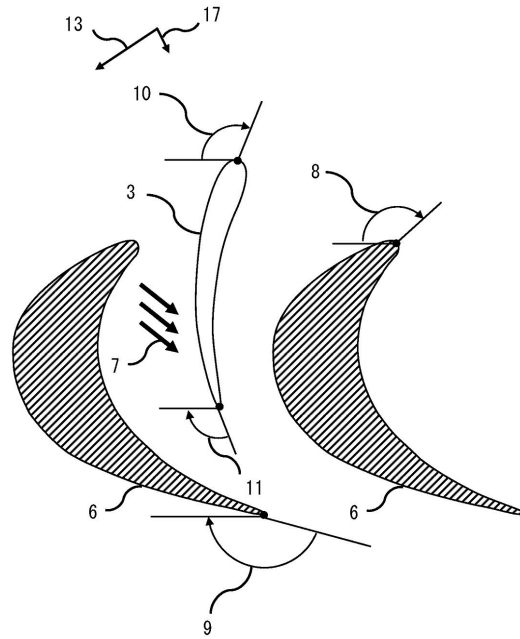
【図1】

【図1】



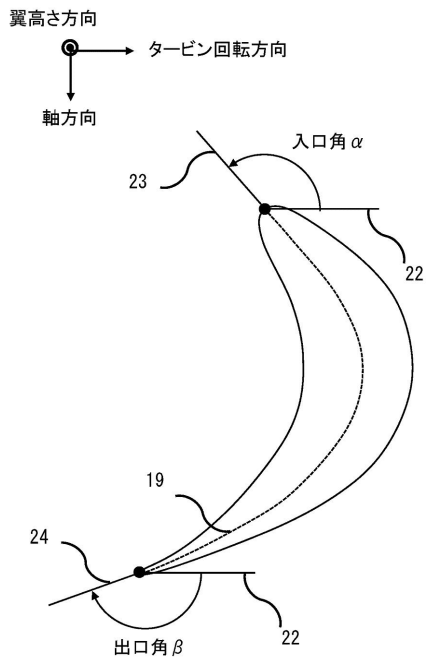
【図2】

【図2】



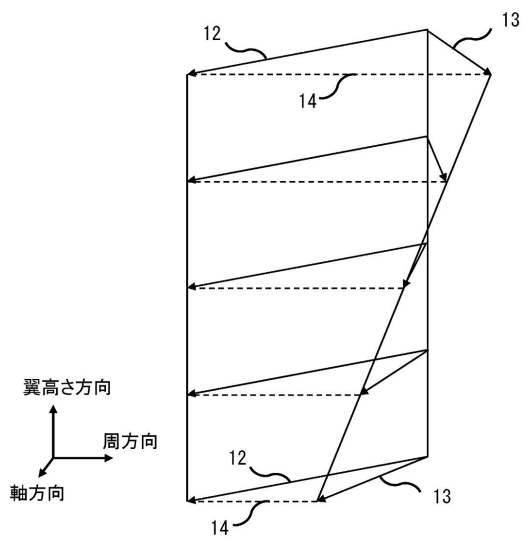
【図3】

【図3】



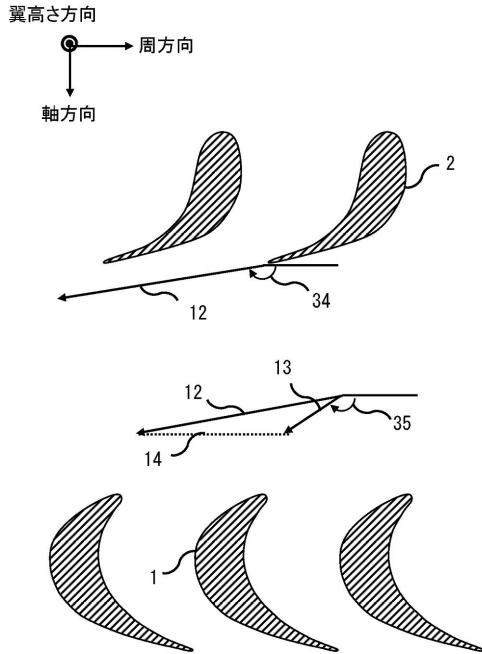
【図4】

【図4】



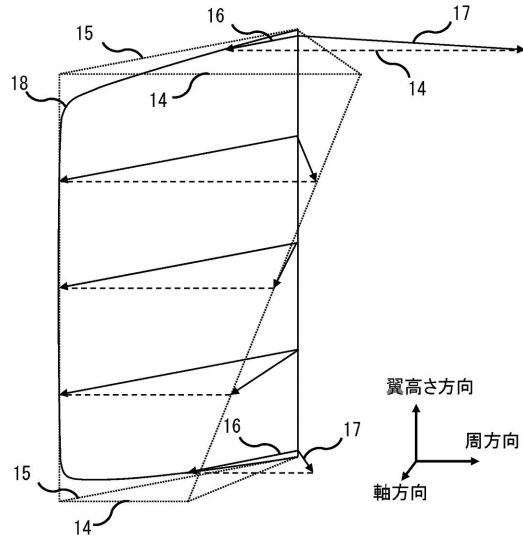
【図5】

【図5】



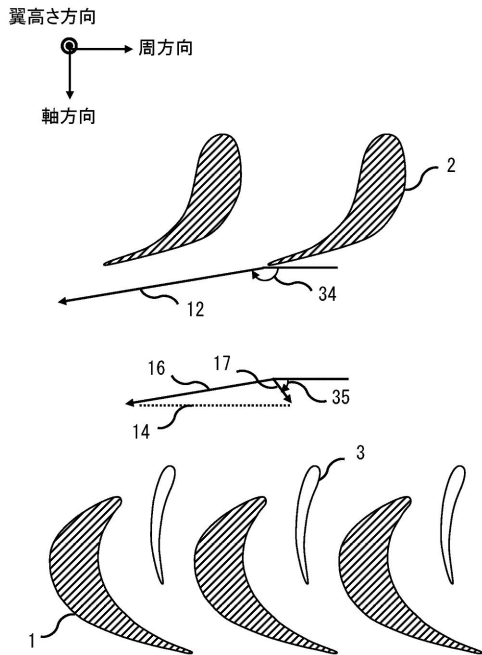
【図6】

【図6】



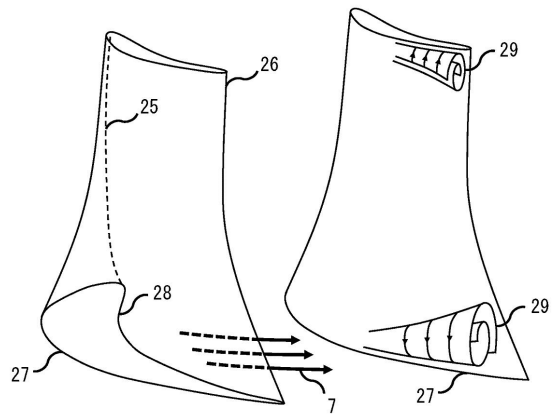
【図7】

【図7】



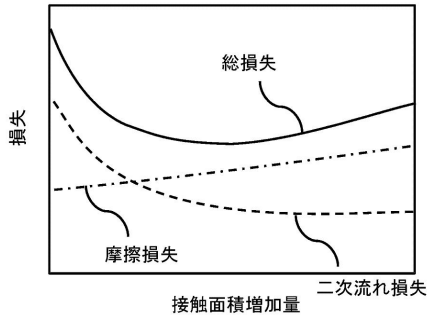
【図8】

【図8】



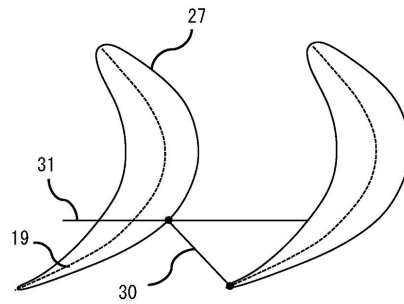
【図9】

【図9】



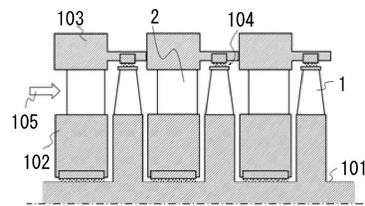
【図10】

【図10】



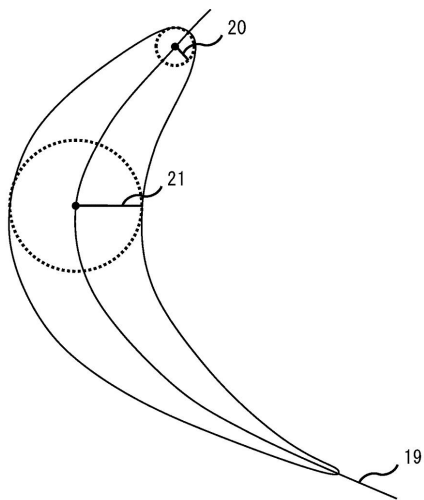
【図11】

【図11】



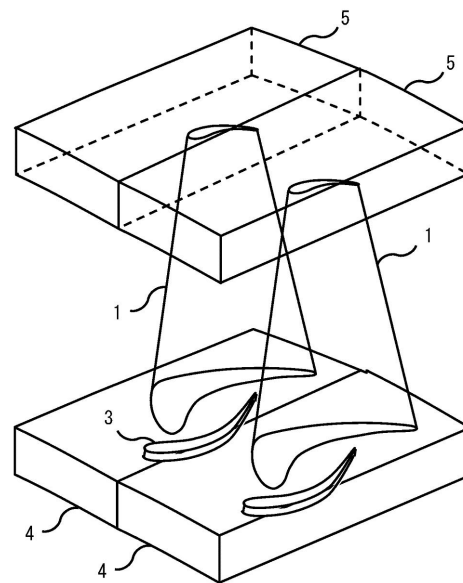
【図12】

【図12】



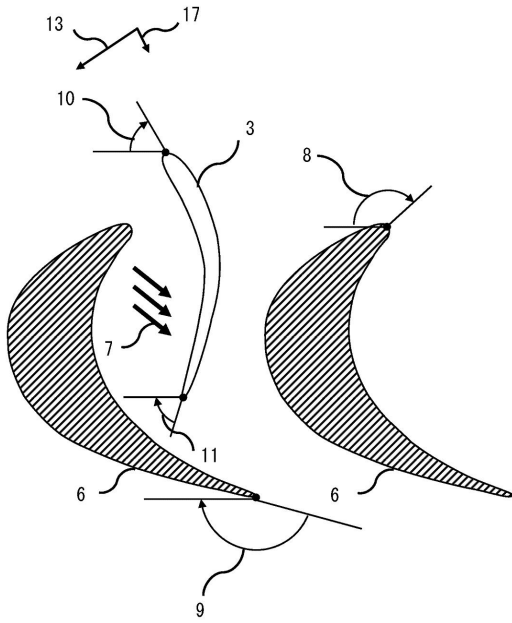
【図13】

【図13】



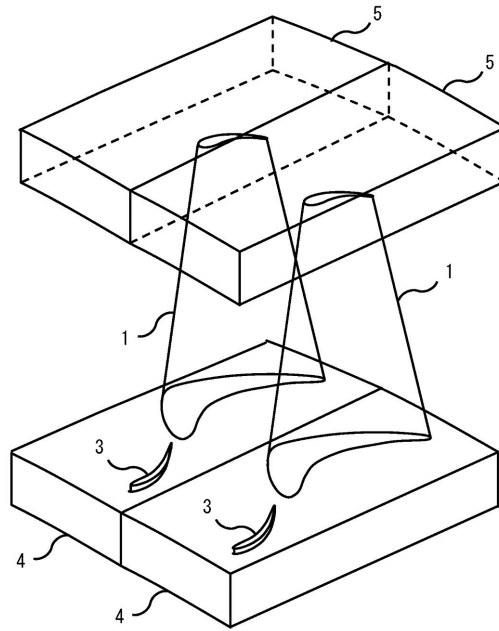
【図14】

【図14】



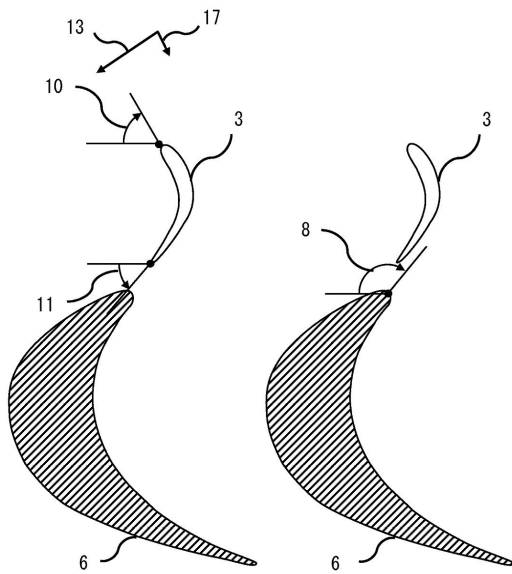
【図15】

【図15】



【図16】

【図16】



フロントページの続き

- (72)発明者 瀬川 清
茨城県日立市大みか町七丁目1番1号
所内 株式会社 日立製作所 日立研究
- (72)発明者 木村 誠一
茨城県日立市大みか町七丁目1番1号
所内 株式会社 日立製作所 日立研究
- (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 瀬戸 康平

- (56)参考文献 特開昭57-2403(JP,A)
特開昭56-162205(JP,A)
実開昭52-148802(JP,U)
特開昭60-22002(JP,A)
特開平6-33703(JP,A)
米国特許出願公開第2006/0269399(US,A1)
欧州特許出願公開第0978632(EP,A1)
国際公開第2012/172246(WO,A1)

(58)調査した分野(Int.Cl.,DB名)

F01D 5/12, 9/02
DWPI(Thomson Innovation)