

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5490178号
(P5490178)

(45) 発行日 平成26年5月14日(2014.5.14)

(24) 登録日 平成26年3月7日(2014.3.7)

(51) Int.Cl.	F 1
FO1D 5/14 (2006.01)	FO1D 5/14
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02 101
FO1D 5/20 (2006.01)	FO1D 5/20
FO1D 9/04 (2006.01)	FO1D 9/04

請求項の数 3 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2012-120778 (P2012-120778)	(73) 特許権者	000006208
(22) 出願日	平成24年5月28日(2012.5.28)		三菱重工業株式会社
(62) 分割の表示	特願2008-30937 (P2008-30937)		東京都港区港南二丁目16番5号
原出願日	平成20年2月12日(2008.2.12)	(74) 代理人	100112737
(65) 公開番号	特開2012-159086 (P2012-159086A)		弁理士 藤田 考晴
(43) 公開日	平成24年8月23日(2012.8.23)	(74) 代理人	100118913
審査請求日	平成24年5月28日(2012.5.28)		弁理士 上田 邦生
		(72) 発明者	坂元 康朗
			兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号
			三菱重工業株式会社 高砂研究所内
		(72) 発明者	伊藤 栄作
			兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号
			三菱重工業株式会社 高砂製作所内

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 タービン翼列エンドウォール

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

環状に配列された複数のタービン静翼またはタービン動翼の、チップ側またはハブ側に位置するタービン翼列エンドウォールであって、

0% C a x を軸方向におけるタービン静翼またはタービン動翼の前縁位置、100% C a x を軸方向におけるタービン静翼またはタービン動翼の後縁位置とし、0%ピッチをタービン静翼またはタービン動翼の腹面における位置、100%ピッチを前記タービン静翼またはタービン動翼の腹面と対向するタービン静翼またはタービン動翼の背面における位置とした場合に、

一のタービン静翼またはタービン動翼と、このタービン静翼またはタービン動翼に隣接配置された他のタービン静翼またはタービン動翼との間に、5~25% C a x の位置において70~90%ピッチの位置に底点を有し、この底点から下流側に向かって緩やかに傾斜し、前記底点から隣接配置されたタービン静翼またはタービン動翼の腹面にわたって緩やかに傾斜するとともに、前記底点から上流側に向かってやや急に傾斜する、全体的になだらかに陥没した凹部を備えていることを特徴とするタービン翼列エンドウォール。

【請求項2】

スロート近傍に、全体的になだらかに隆起する凸部が設けられていることを特徴とする請求項1に記載のタービン翼列エンドウォール。

【請求項3】

請求項1または2に記載のタービン翼列エンドウォールを備えてなることを特徴とする

10

20

タービン。

【発明の詳細な説明】

【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。

10

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】

そこで、このような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）。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0004】

【特許文献1】米国特許第6283713号明細書

20

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

上記特許文献に開示されているタービン翼列エンドウォールには、一のタービン翼の腹側後縁側に凹部が形成され、隣接するタービン翼の背側後縁側に凸部が形成されている。

しかしながら、背側後縁側に形成された凸部では、そこで静圧が低下し、翼出口の流出角度が増大してしまい、凹凸を有する対象翼列の下流に位置する翼列における性能を悪化させ、複数の翼列を有するタービン全体の性能を却って低下させてしまう恐れがある。

【0006】

本発明は、上記の事情に鑑みてなされたもので、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。

30

【課題を解決するための手段】

【0007】

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。

本発明に係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静翼またはタービン動翼の、チップ側またはハブ側に位置するタービン翼列エンドウォールであって、0% Caxを軸方向におけるタービン静翼またはタービン動翼の前縁位置、100% Caxを軸方向におけるタービン静翼またはタービン動翼の後縁位置とし、0%ピッチをタービン静翼またはタービン動翼の腹面における位置、100%ピッチを前記タービン静翼またはタービン動翼の腹面と対向するタービン静翼またはタービン動翼の背面における位置とした場合に、一のタービン静翼またはタービン動翼と、このタービン静翼またはタービン動翼に隣接配置された他のタービン静翼またはタービン動翼との間に、5～25% Caxの位置において70～90%ピッチの位置に底点を有し、この底点から下流側に向かつて緩やかに傾斜し、前記底点から隣接配置されたタービン静翼またはタービン動翼の腹面にわたって緩やかに傾斜するとともに、前記底点から上流側に向かつてやや急に傾斜する、全体的になだらかに陥没した凹部を備えている。

40

【0008】

本発明に係る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、作動流体の軸方向への流れを増加させることができるので、クロスフローを低減

50

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。

【0009】

上記タービン翼列エンドウォールのスロート近傍に、全体的になだらかに隆起する凸部が設けられているとさらに好適である。

【0010】

このようなタービン翼列エンドウォールによれば、スロート近傍を通過する作動流体の流速が増加し、その静圧が低下するとともに、タービン静翼またはタービン動翼の背面において翼高さ方向に発生する圧力勾配が緩和されることとなるので、タービン静翼またはタービン動翼の背面に発生する巻き上がりを抑制することができ、この巻き上がりに伴う二次流れ損失を低減させることができる。

10

【0011】

本発明に係るタービンによれば、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るタービン翼列エンドウォールを具備しているので、タービン全体の性能の向上を図ることができる。

【発明の効果】

【0012】

本発明によれば、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という効果を奏する。

20

【図面の簡単な説明】

【0013】

【図1】本発明の第1参考実施形態に係るタービン翼列エンドウォールの要部平面図である。

【図2】本発明の第2参考実施形態に係るタービン翼列エンドウォールの要部平面図である。

【図3】本発明の第1実施形態に係るタービン翼列エンドウォールの要部平面図である。

【図4】本発明の第2実施形態に係るタービン翼列エンドウォールの要部平面図である。

【図5】本発明の他の実施形態に係るタービン翼列エンドウォールの要部平面図である。

【図6】図5に示すタービン静翼の背面における等圧線を示す図である。

30

【発明を実施するための形態】

【0014】

以下、本発明に係るタービン翼列エンドウォールの第1参考実施形態について、図1を参照しながら説明する。

図1に示すように、本実施形態に係るタービン翼列エンドウォール（以下、「第3段静翼チップエンドウォール」という。）10は、一のタービン第3段静翼（以下、「第3段静翼」という。）B1と、この第3段静翼B1に隣接配置された第3段静翼B1との間に、第1の凸部11をそれぞれ有するものである。

なお、図1中の第3段静翼チップエンドウォール10上に描いた実線は、第1の凸部11の等高線、後述する第2の凸部12の等高線、および後述する第3の凸部13の等高線を示している。

40

【0015】

第1の凸部11は、5～25% Cax（本実施形態では略14% Cax）の位置において0～20%ピッチ（本実施形態では略7%ピッチ）の位置に頂点（ピーク）P1を有し、この頂点P1から下流側および隣接配置された第3段静翼B1の背面に向かって緩やかに傾斜するとともに、この頂点P1から上流側に向かってやや急に傾斜する（頂点P1から下流側および隣接配置された第3段静翼B1の背面に向かう傾斜角よりも大きな（急な）傾斜角で傾斜する）、全体的になだらかに（滑らかに）隆起した部分である。

ここで、0% Caxとは、軸方向における第3段静翼B1の前縁位置のことを指し、100% Caxとは、軸方向における第3段静翼B1の後縁位置のことを指している。また

50

、－（マイナス）は第３段静翼Ｂ１の前縁位置から軸方向に沿って上流側に遡った位置のことを指し、＋（プラス）は第３段静翼Ｂ１の前縁位置から軸方向に沿って下流側に下った位置のことを指している。さらに、０％ピッチとは、第３段静翼Ｂ１の腹面における位置のことを指し、１００％ピッチとは、第３段静翼Ｂ１の背面における位置のことを指している。

そして、この第１の凸部１１の頂点Ｐ１の高さ（凸量）は、第３段静翼Ｂ１の軸コード長（第３段静翼Ｂ１の軸方向長さ）の５％～２０％（本実施形態では約１３％）とされている。

【００１６】

なお、図１に示すように、本実施形態に係る第３段静翼チップエンドウォール１０は、第１の凸部１１の他に、略０％Ｃａｘの位置において略１００％ピッチの位置から第１の凸部１１の裾野に向かって緩やかに傾斜する第２の凸部１２と、略９０％Ｃａｘの位置において略１００％ピッチの位置から第１の凸部１１の裾野に向かって緩やかに傾斜する第３の凸部１３とを有している。

【００１７】

本実施形態に係る第３段静翼チップエンドウォール１０によれば、第１の凸部１１近傍の静圧を低下させることができ、作動流体の軸方向への流れを増加させることができるので、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。

【００１８】

本発明に係るタービン翼列エンドウォールの第２参考実施形態について、図２を参照しながら説明する。

図２に示すように、本実施形態に係るタービン翼列エンドウォール（以下、「第３段静翼ハブエンドウォール」という。）２０は、一のタービン第３段静翼（以下、「第３段静翼」という。）Ｂ１と、この第３段静翼Ｂ１に隣接配置された第３段静翼Ｂ１との間に、第４の凸部２１をそれぞれ有するものである。なお、図２中の第３段静翼ハブエンドウォール２０上に描いた実線は、第４の凸部２１の等高線、および後述する第５の凸部２２の等高線を示している。

【００１９】

第４の凸部２１は、５～２５％Ｃａｘ（本実施形態では略１４％Ｃａｘ）の位置において０～２０％ピッチ（本実施形態では略３％ピッチ）の位置に頂点（ピーク）Ｐ２を有し、この頂点Ｐ２から下流側および隣接配置された第３段静翼Ｂ１の背面に向かって緩やかに傾斜するとともに、この頂点Ｐ２から上流側に向かってやや急に傾斜する（頂点Ｐ２から下流側および隣接配置された第３段静翼Ｂ１の背面に向かう傾斜角よりも大きな（急な）傾斜角で傾斜する）、全体的になだらかに（滑らかに）隆起した部分である。

そして、この第４の凸部２１の頂点Ｐ２の高さ（凸量）は、第３段静翼Ｂ１の軸コード長（第３段静翼Ｂ１の軸方向長さ）の５％～２０％（本実施形態では約１２．５％）とされている。

【００２０】

なお、図２に示すように、本実施形態に係る第３段静翼ハブエンドウォール２０は、隣接配置された第３段静翼Ｂ１の略－１０％Ｃａｘから略８５％Ｃａｘの間に位置する背面から、第４の凸部２１の裾野に向かって緩やかに傾斜する第５の凸部２２を有している。

【００２１】

本実施形態に係る第３段静翼ハブエンドウォール２０によれば、第４の凸部２１近傍の静圧を低下させることができ、作動流体の軸方向への流れを増加させることができるので、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。

【００２２】

本発明に係るタービン翼列エンドウォールの第１実施形態について、図３を参照しながら説明する。

図3に示すように、本実施形態に係るタービン翼列エンドウォール（以下、「第4段静翼チップエンドウォール」という。）30は、一のタービン第4段静翼（以下、「第4段静翼」という。）B2と、この第4段静翼B2に隣接配置された第4段静翼B2との間に、第1の凹部31をそれぞれ有するものである。なお、図3中の第4段静翼チップエンドウォール30上に描いた実線は、第1の凹部31の等深線、および後述する第6の凸部32の等深線を示している。

【0023】

第1の凹部31は、5～25% Cax（本実施形態では略17% Cax）の位置において70～90%ピッチ（本実施形態では略83%ピッチ）の位置に底点（窪みのピーク）P3を有し、この底点P3から下流側および隣接配置された第4段静翼B2の腹面に向かって緩やかに傾斜するとともに、この底点P3から上流側に向かってやや急に傾斜する（底点P3から下流側および隣接配置された第4段静翼B2の腹面に向かう傾斜角よりも大きな（急な）傾斜角で傾斜する）、全体的になだらかに（滑らかに）陥没した部分である。

10

そして、この第1の凹部31の底点P3の深さ（凹量）は、第4段静翼B2の軸コード長（第4段静翼B2の軸方向長さ）の5%～15%（本実施形態では約6%）とされている。

【0024】

なお、図3に示すように、本実施形態に係る第4段静翼チップエンドウォール30は、略90% Caxの位置において略90%ピッチの位置に頂点（ピーク）P4を有するとともに、底点P3および隣接配置された第4段静翼B2の腹面に向かって緩やかに傾斜する第6の凸部32を有している。

20

【0025】

本実施形態に係る第4段静翼チップエンドウォール30によれば、第1の凹部31近傍の静圧を増加させることができ、作動流体の軸方向への流れを増加させることができるので、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。

【0026】

本発明に係るタービン翼列エンドウォールの第2実施形態について、図4を参照しながら説明する。

30

図4に示すように、本実施形態に係るタービン翼列エンドウォール（以下、「第4段静翼ハブエンドウォール」という。）40は、一のタービン第4段静翼（以下、「第4段静翼」という。）B2と、この第4段静翼B2に隣接配置された第4段静翼B2との間に、第2の凹部41をそれぞれ有するものである。なお、図4中の第4段静翼ハブエンドウォール40上に描いた実線は、第2の凹部41の等深線を示している。

【0027】

第2の凹部41は、5～25% Cax（本実施形態では略18% Cax）の位置において70～90%ピッチ（本実施形態では略81%ピッチ）の位置に底点（窪みのピーク）P5を有し、この底点P5から下流側および隣接配置された第4段静翼B2の腹面に向かって緩やかに傾斜するとともに、この底点P5から上流側に向かってやや急に傾斜する（底点P5から下流側および隣接配置された第4段静翼B2の腹面に向かう傾斜角よりも大きな（急な）傾斜角で傾斜する）、全体的になだらかに（滑らかに）陥没した部分である。

40

そして、この第2の凹部41の底点P5の深さ（凹量）は、第4段静翼B2の軸コード長（第4段静翼B2の軸方向長さ）の5%～15%（本実施形態では約9.4%）とされている。

【0028】

本実施形態に係る第4段静翼ハブエンドウォール40によれば、第2の凹部41近傍の静圧を増加させることができ、作動流体の軸方向への流れを増加させることができるので、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

50

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。

【0029】

また、上述した実施形態に係るタービン翼列エンドウォール10、20、30、40を具備したタービンによれば、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るタービン翼列エンドウォール10、20、30、40を具備しているので、タービン全体の性能の向上を図ることができる。

【0030】

なお、上述した実施形態において、スロート近傍のタービン翼列エンドウォール10、20、30、40上に、図5に示すような第7の凸部51が設けられている（形成されている）とさらに好適である。

10

このような第7の凸部51をスロート近傍のタービン翼列エンドウォール10、20、30、40上に設けることにより、スロート近傍を通過する作動流体の流速が増加し、その静圧が低下するとともに、第3段静翼B1、第4段静翼B2の背面において翼高さ方向（図6において上下方向）に発生する圧力勾配が、図6中の翼面内に実線で示す等圧線のごとく緩和されることとなるので、第3段静翼B1、第4段静翼B2の背面に発生する巻き上がりを抑制することができ、この巻き上がりに伴う二次流れ損失を低減させることができる。

【0031】

本発明は上述した実施形態に限定されるものではなく、本発明の技術的思想を逸脱しない範囲内で適宜必要に応じて変形実施、変更実施、および組合せ実施可能である。

20

【0032】

また、上述した実施形態においては、タービン翼列エンドウォールとして第3段静翼チップエンドウォール、第3段静翼ハブエンドウォール、第4段静翼チップエンドウォール、および第4段静翼ハブエンドウォールを例に挙げて説明したが、本発明はこれに限定されるものではなく、タービン動翼のハブエンドウォールや、タービン動翼のチップエンドウォール、あるいはその他の段の静翼チップエンドウォール、もしくはその他の段の静翼チップエンドウォールにも適用することができる。

【0033】

さらに、本発明に係るタービン翼列エンドウォールは、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。

30

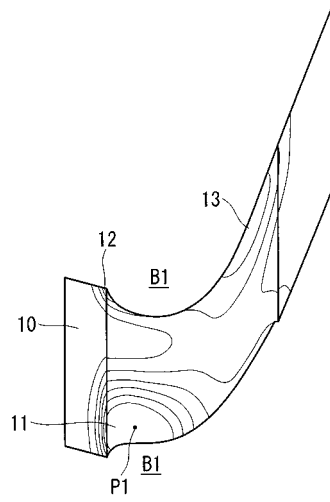
【符号の説明】

【0034】

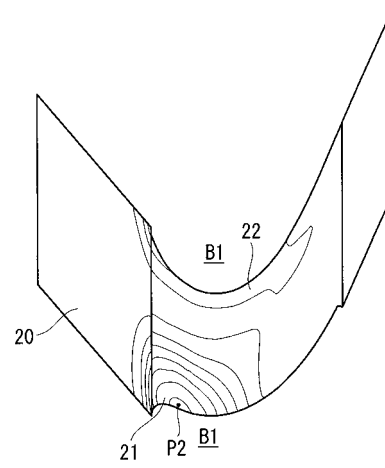
- 10 第3段静翼チップエンドウォール（タービン翼列エンドウォール）
- 11 第1の凸部（凸部）
- 20 第3段静翼ハブエンドウォール（タービン翼列エンドウォール）
- 21 第4の凸部（凸部）
- 30 第4段静翼チップエンドウォール（タービン翼列エンドウォール）
- 31 第1の凹部（凹部）
- 40 第4段静翼ハブエンドウォール（タービン翼列エンドウォール）
- 41 第2の凹部（凹部）
- 51 第7の凸部（第2の凸部または凸部）
- B1 第3段静翼（タービン静翼）
- B2 第4段静翼（タービン静翼）
- P1 頂点
- P2 頂点
- P3 底点
- P4 頂点
- P5 底点

40

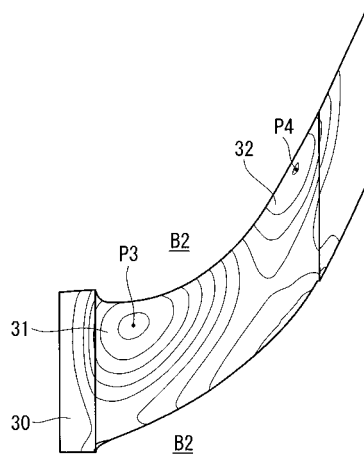
【図 1】



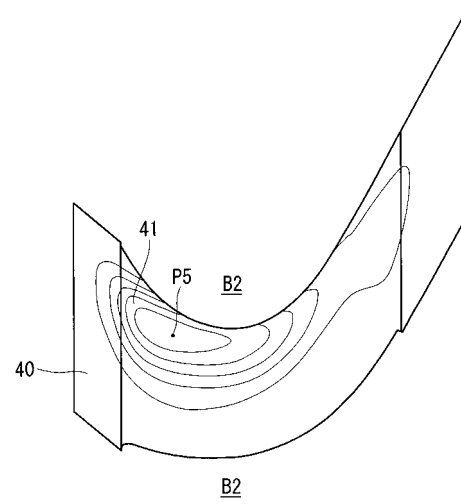
【図 2】



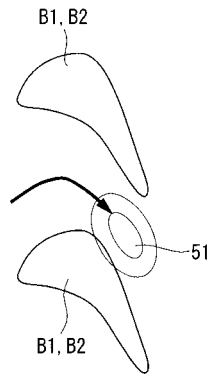
【図 3】



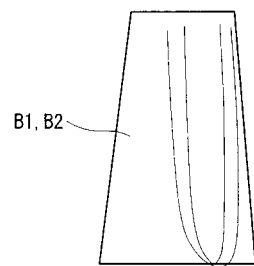
【図 4】



【図 5】



【図 6】



フロントページの続き

(72)発明者 若園 進

兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂製作所内

(72)発明者 檜山 貴志

兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号 三菱重工業株式会社 高砂研究所内

審査官 寺町 健司

(56)参考文献 ROSE et al., 'THE EFFECT OF END-WALL PROFILING ON SECONDARY FLOW AND LOSS DEVELOPMENT IN A TURBINE CASCADE' In:, Proceedings of ASME Turbo Expo 2002, 米国, ASME, 2002年6月6日, GT-2002-30339, p.2 (Figure 1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/12-16

F01D 9/02, 04