

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第5433793号
(P5433793)

(45) 発行日 平成26年3月5日(2014.3.5)

(24) 登録日 平成25年12月13日(2013.12.13)

(51) Int.Cl.	F I
FO4D 29/38 (2006.01)	FO4D 29/38 E
FO4D 29/54 (2006.01)	FO4D 29/54 E
FO1D 5/14 (2006.01)	FO1D 5/14
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02 101
FO4D 21/00 (2006.01)	FO4D 21/00

請求項の数 8 (全 12 頁)

(21) 出願番号	特願2012-539475 (P2012-539475)
(86) (22) 出願日	平成22年10月18日(2010.10.18)
(86) 国際出願番号	PCT/JP2010/006152
(87) 国際公開番号	W02012/053024
(87) 国際公開日	平成24年4月26日(2012.4.26)
審査請求日	平成24年11月9日(2012.11.9)

(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	100100310 弁理士 井上 学
(74) 代理人	100098660 弁理士 戸田 裕二
(74) 代理人	100091720 弁理士 岩崎 重美
(72) 発明者	明達 千尋 日本国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】 遷音速翼

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項1】

通過する流れの全体もしくは一部が遷音速以上の流れ場に用いられる遷音速翼において、

翼の各高さ位置における断面を翼の前縁と後縁を結ぶ線と平行に移動させ、
回転機械の回転軸もしくは外周側ケーシングと接続しているハブ断面から、翼高さ方向で前記ハブ断面から最も離れた位置にあるチップ断面にかけて、各高さ位置での翼断面の重心位置を結ぶスタッキングラインが作動流体の上流側に移動するとともに、

各高さ位置における翼断面の最大厚み位置を、前記ハブ断面からチップ断面にかけて翼の後縁側に移動するように形成したことを特徴とする遷音速翼。

【請求項2】

通過する流れの全体もしくは一部が遷音速以上の流れ場に用いられる遷音速翼において、

翼の各高さ位置における断面を翼の前縁と後縁を結ぶ線と平行に移動させ、
回転機械の回転軸もしくは外周側ケーシングと接続しているハブ断面と、翼高さ方向の中心に位置するミーン断面との間のある翼高さ位置よりハブ断面側では、各高さ位置での翼断面の重心位置を結ぶスタッキングラインの軸方向位置を一定とし、前記ある翼高さ位置からチップ断面側にかけて前記スタッキングラインが作動流体の上流側に移動するとともに、

各高さ位置における翼断面の最大厚み位置を、前記ハブ断面からチップ断面にかけて翼

10

20

の後縁側に移動するように形成したことを特徴とする遷音速翼。

【請求項 3】

請求項 1 に記載の遷音速翼において、

前記スタッキングラインは、全ての翼高さ位置において作動流体の上流側に位置し、且つ前記ハブ断面からチップ断面にかけて上流側に単調増加することを特徴とする遷音速翼。

【請求項 4】

請求項 1 または 2 に記載の遷音速翼において、

前記最大翼厚み位置は、前記ハブ断面では前縁側に位置し、該ハブ断面からチップ断面にかけて後縁側に単調増加することを特徴とする遷音速翼。

10

【請求項 5】

請求項 1 または 2 に記載の遷音速翼において、

前記最大翼厚み位置は、前記ハブ断面では前縁と後縁の平均軸方向位置より上流側にあり、前記チップ断面では前縁と後縁の平均軸方向位置より下流側にあることを特徴とした遷音速翼。

【請求項 6】

請求項 1 または 2 に記載の遷音速翼において、

前記各高さ位置の断面形状は、翼の前縁部を構成する円弧、後縁部を構成する円弧、および翼上面および翼下面から構成され、かつ前記翼上面と下面の midpoint によって定義される反り線の形状が 2 つ以上の円弧によって構成される多重円弧翼となることを特徴とした遷音速翼。

20

【請求項 7】

請求項 1 または 2 に記載の遷音速翼において、

前記スタッキングラインの上流側への変化率が前記チップ断面で最大となることを特徴とした遷音速翼。

【請求項 8】

ケーシングの内周面側の軸方向及び周方向に取付けられる複数の静翼と、回転軸の外周面側に周方向に取付けられる複数の動翼を備えた軸流回転機械において、

前記静翼もしくは静翼の全体または一部に、請求項 1 または 2 の遷音速翼を用いたことを特徴とする軸流回転機械。

30

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、流れの全体もしくは一部が遷音速以上の流れ場となる場合に用いられる遷音速翼、及びそれを用いた軸流回転機械に関するものである。

【背景技術】

【0002】

近年の燃料高を背景として、産業用ガスタービンやジェットエンジンといった軸流回転機械における効率向上の重要性がますます高くなっている。軸流回転機械における効率向上手段として、翼の損失低減が挙げられる。ここで翼の損失としては、翼の径方向の断面（翼形）で発生するプロファイル損失と、その他の損失に大別される。その他の損失の例としては衝撃波損失や 2 次流れ損失などがある。1 段当たりの負荷が大きい近年の軸流回転機では翼へ流入する作動流体のマッハ数が増加しているため、衝撃波損失が増加する傾向にある。つまり衝撃波損失の低減は、回転機性能の向上に大きく寄与することになる。

40

【0003】

また近年、ガスタービン圧縮機入口の吸気ダクト部に微細液滴を噴霧し、液滴の蒸発によって吸気を冷却して性能向上を図る技術（Water Atomization Cooling, WAC）が研究されている。なお、WAC に関しては、例えば特許文献 1 に記載の技術がある。WAC を実施すると圧縮機入口温度が低下するため、ガスタービン全体としては圧力比が増加する傾向にある。さらに WAC による蒸発によって主流空気と水蒸気の混合気体となる。こ

50

の混合気体は水蒸気の混合によって空気に比べて音速が低下するため、流れの速度と音速の比であるマッハ数が増加することになる。よって、遷音速段における衝撃波損失が増加することが予想される。

【 0 0 0 4 】

衝撃波損失を低減する研究は従来から行われているが、その中の一つに、各翼高さ位置における翼形の重心位置を結んだ線であるスタッキングラインの形状を変更する研究がある。スタッキングラインの形状変更に関する技術としては、特許文献2に示すように、ハブ断面とチップ断面の中間の断面であるミーン断面から、ハブ断面にかけての各断面およびチップ断面を上流側に移動させることでS形状のスタッキングラインを構成し、かつチップ断面の移動量を最も大きくした翼が提案されている。特許文献2によれば、チップ側を上流に移動させることで衝撃波によって発生する種々の損失を低減させることが可能であるとしている。またチップ側を上流側に移動させると、チップ側の方が早く流れが増速し始めて静圧が低下するためハブ側の流量がチップ側に流れ込んで減少し、ハブ側の境界層が発達しやすくなるという問題があるが、特許文献2ではミーン断面近傍の各翼断面を下流側への移動量を小さくすることで、このハブ側の境界層発達による損失増加を抑制している。

10

【先行技術文献】

【特許文献】

【 0 0 0 5 】

【特許文献1】特開2000-192824号公報

20

【特許文献2】特開2008-115736号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 6 】

特許文献2に示す遷音速翼は、チップ断面における衝撃波によって誘起される損失の低減と、ハブ断面の損失増加抑制を両立しており、従来の遷音速翼に比べて性能向上が期待できる。さらにハブ断面での剥離を抑制しているため、圧力比が増加した流れ場に対する失速の裕度（ストールマージン）の増加も期待される。ただし、圧力比が増加した流れ場において、失速を誘起するような大きな剥離領域を形成する箇所がハブ断面とは限らないため、ストールマージンの増加に対する効果は限定的となる可能性がある。さらに、特許文献2では各高さ位置における翼形状の詳細は記載されておらず、適切な翼形状を選択することで更なる性能向上を図れる可能性がある。

30

【 0 0 0 7 】

そこで本発明の目的は、衝撃波による損失の低減を達成しつつ、全翼高さ方向位置に対するストールマージンを増加させる遷音速翼を提供することにある。

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 8 】

上記課題を解決するために、本発明の遷音速翼は、通過する流れの全体もしくは一部が遷音速以上の流れ場に用いられる遷音速翼において、翼の各高さ位置における断面を翼の前縁と後縁を結ぶ線と平行に移動させ、回転機械の回転軸もしくは外周側ケーシングと接続しているハブ断面から、翼高さ方向で前記ハブ断面から最も離れた位置にあるチップ断面にかけて、各高さ位置での翼断面の重心位置を結ぶスタッキングラインが作動流体の上流側に移動するとともに、各高さ位置における翼断面の最大厚み位置を、前記ハブ断面からチップ断面にかけて翼の後縁側に移動するように形成したことを特徴とする。

40

【 0 0 0 9 】

また、通過する流れの全体もしくは一部が遷音速以上の流れ場に用いられる遷音速翼において、翼の各高さ位置における断面を翼の前縁と後縁を結ぶ線と平行に移動させ、回転機械の回転軸もしくは外周側ケーシングと接続しているハブ断面と、翼高さ方向の中心に位置するミーン断面との間のある翼高さ位置よりハブ断面側では、各高さ位置での翼断面の重心位置を結ぶスタッキングラインの軸方向位置を一定とし、前記ある翼高さ位置から

50

チップ断面側にかけて前記スタッキングラインが作動流体の上流側に移動するとともに、各高さ位置における翼断面の最大厚み位置を、前記ハブ断面からチップ断面にかけて翼の後縁側に移動するように形成したことを特徴とする。

【発明の効果】

【0010】

本発明によれば、衝撃波による損失を低減しつつ、全翼高さ方向位置に対するストールマージンを増加させる遷音速翼を提供することが可能となる。

【図面の簡単な説明】

【0011】

【図1】本発明の第一実施例に関する遷音速翼の斜視図。

10

【図2】本発明の第一実施例を組み込む軸流回転機械のサイクル構成図。

【図3】本発明の第一実施例に関する軸流回転機械の子午面断面図。

【図4】本発明の第一実施例に関する遷音速翼のチップ断面拡大図。

【図5】本発明の第一実施例に関する遷音速翼と基準翼の形状比較図。

【図6】本発明の第一実施例に関する遷音速翼と基準翼のスタッキングラインの比較図。

【図7】本発明の第一実施例に関する遷音速翼と基準翼の最大翼厚み位置の翼高さ方向分布の比較図。

【図8】本発明の第一実施例に関する遷音速翼と基準翼の軸方向断面積分布の比較図。

【図9】本発明の第一実施例に関する遷音速翼と基準翼の翼高さ方向損失分布の比較図。

【図10】本発明の第一実施例に関する遷音速翼と基準翼の翼面上マッハ数分布の比較図

20

。【図11】本発明の第一実施例に関する遷音速翼，基準翼，およびS字スweep翼の衝撃波位置の比較図。

【図12】本発明の第二実施例に関する遷音速翼と基準翼，および本発明の第一実施例と変形例に関する遷音速翼とのスタッキングラインの比較図。

【発明を実施するための形態】

【0012】

本実施例に係る遷音速翼は、回転機械の回転軸もしくは外周側ケーシングと接続しているハブ断面と、前記回転軸と垂直方向の翼高さ方向の中心位置にあるミーン断面と、前記翼高さ方向においてハブ断面から最も離れた位置にあるチップ断面と、作動流体が流れる方向の上流側に位置する前縁と、作動流体が流れる方向の下流側に位置する後縁とを備え、かつ翼を通過する流れの全体もしくは一部が遷音速以上の流れとなっている遷音速翼において、前記前縁と前記後縁を結ぶ方向に平行に前記遷音速翼の各高さ方向の断面を連続的に移動させ、さらに前記ハブ断面，ミーン断面，チップ断面の各重心位置を結ぶスタッキングラインの軸方向位置は、翼高さ方向位置が増加するにつれて減少する形状となっており、かつ前記遷音速翼を構成する各高さ方向の断面における最大厚みの軸方向位置は、翼高さ方向位置が増加するにつれて増加するように構成している。

30

【0013】

また、回転機械の回転軸もしくは外周側ケーシングと接続しているハブ断面と、前記回転軸と垂直方向の翼高さ方向の中心位置にあるミーン断面と、前記翼高さ方向においてハブ断面から最も離れた位置にあるチップ断面と、作動流体が流れる方向の上流側に位置する前縁と、作動流体が流れる方向の下流側に位置する後縁とを備え、かつ翼を通過する流れの全体もしくは一部が遷音速以上の流れとなっている遷音速翼において、前記前縁と前記後縁を結ぶ方向に平行に前記遷音速翼の各高さ方向の断面を連続的に移動させ、さらに前記ハブ断面，ミーン断面，チップ断面の各重心位置を結ぶスタッキングラインの軸方向位置は、ハブ断面とミーン断面間のある翼高さ位置までは一定で、前記翼高さ位置よりチップ断面側にかけては翼高さ方向位置が増加するにつれて減少する形状となっており、かつ前記遷音速翼を構成する各高さ方向の断面における最大厚みの軸方向位置は、翼高さ方向位置が増加するにつれて増加するように構成している。

40

【0014】

50

なお、遷音速翼における各高さ方向の断面形状としては、前記前縁部を構成する円弧、前記後縁部を構成する円弧、および翼上面および翼下面から構成され、かつ前記翼上面と下面の midpoint によって定義される反り線の形状が2つ以上の円弧によって構成された多重円弧翼であることが望ましい。また本実施例では、前記最大厚みの軸方向位置がハブ断面では前縁と後縁の平均軸方向位置より上流側にあり、チップ断面では前縁と後縁の平均軸方向位置より下流側にあるのが望ましい。

【0015】

さらに、軸流回転機械は、回転軸と、前記回転軸の軸方向および周方向それぞれに等間隔で前記回転軸の外周表面に設置された複数の動翼と、前記回転軸および動翼を覆うケーシングと、前記ケーシング表面から前記回転軸方向に伸び、かつ前記動翼間に配置された複数の静翼とを備える軸流回転機械において、前記動翼もしくは静翼の全体または一部として、上述のいずれかの遷音速翼を用いるものである。

10

【0016】

以下、図面を参照して本発明の実施の形態について詳細に説明する。

【実施例1】

【0017】

図1に本実施例における遷音速翼の斜視図を、図2に本実施例における遷音速翼を組み込む軸流回転機械のサイクル構成図を示す。なおここでは、軸流回転機械としてガスタービン圧縮機を想定している。

【0018】

ここで先ず、サイクルの概要について図2を用いて説明する。作動流体はまず軸流圧縮機1に流入し、圧縮された後に燃焼器2へ流入し、そこで燃料が噴射されて高温の燃焼ガスを生成する。この高温・高圧の燃焼ガスがタービン3に流入し、ロータ4を回転させることで発電機5を駆動し、発電を行っている。

20

【0019】

次に、図3に軸流圧縮機1の子午面断面図を示す。図3において、圧縮機は回転軸であるロータ4と、外周側ケーシング12a、入口内周側ケーシング12b、出口内周側ケーシング12c、動翼13、静翼14、入口案内翼15、出口案内翼16によって構成される。また、軸流圧縮機1は動翼13と静翼14によって段落が形成されており、これら動翼及び静翼が軸方向に交互に複数配列される。この時、作動流体はロータ4の外周側、ケーシング12の間を通り、ロータ4の外周側に接続した動翼13a、13bとケーシング12に接続した静翼14a、14b、および入口案内翼15、出口案内翼16を通過することで圧縮される。なお本実施例における遷音速翼20としては、前述の圧縮機前段側の動翼13aを想定しているが、他の動翼もしくは静翼でも問題ない。

30

【0020】

本実施例における遷音速翼20の構造を、図1を用いて説明する。図1において、遷音速翼20はロータ4の外周側と接続しているハブ断面31、ロータ4の回転方向からケーシング12へ向かう鉛直方向（翼高さ方向）において翼高さの半分の位置の断面であるミーン断面32、および前記翼高さ方向においてハブ断面31から最も離れた断面となるチップ断面33をはじめとする連続した径方向の断面（翼形）から構成されている。各翼形において最も上流側に位置する点が前縁34であり、最も下流側に位置する点が後縁35である。また、翼の各高さ位置における重心位置を結んだ線をスタッキングライン36、ハブ断面31の重心位置をスタッキング中心37とする。なお各翼形の断面形状としては多重円弧翼を想定している。多重円弧翼は、前縁部と後縁部の円弧、および翼上面と下面によって構成された翼であり、翼上下面の midpoint として定義される反り線を2つ以上の円弧によって構成する点が特徴である。なお、上記の遷音速翼20を静翼14に適用した場合、ハブ断面31はケーシング12側、チップ断面33はロータ4側に位置する。

40

【0021】

スタッキングライン36の変更方法について、図4を用いて説明する。図4はチップ断面の拡大図である。図4において、前縁34と後縁35を結んだ直線をスタッガ線38と

50

し、スタッキングライン36を変更する際はスタック線38に沿った方向に移動させる。移動方向としては、スタッキング中心37より上流側への移動を前方スイープ、下流側への移動を後方スイープと定義する。本実施例の遷音速翼20のスタッキングライン36は、全ての翼高さ位置において前方スイープとなっており、かつ翼高さの増加に伴い前方スイープ量が単調に増加する形状を想定している。

【0022】

次に、本実施例における遷音速翼20における流れ場の条件について説明する。圧縮機1の圧力比は2.5程度を想定しており、遷音速翼20はその初段動翼として使用することを想定している。遷音速翼20の仕様としては圧力比約1.35、先端の相対流入マッハ数約1.2を想定している。このとき遷音速翼20の性能比較の対象として、スイープのないスタッキングラインを持ち、かつ各翼高さにおける最大厚み位置が一定となる翼（以下、基準翼と定義）を考えると、両者ともミーン断面32からチップ断面33にかけて翼の背側に衝撃波が発生し、損失が生じることが予想される。なお、基準翼と遷音速翼20との翼形状の比較は図5に示す通りである。

10

【0023】

本実施例における遷音速翼20の空力性能に関する特徴を基準翼との形状比較によって説明する。図6にスタッキングラインの比較を、図7に最大翼厚み位置の翼高さ方向分布の比較を、図8に軸方向断面積分布の比較を示す。図6における横軸はスイープ量を表しており、翼高さによって無次元化されている。また図7における横軸は最大翼厚み位置を前縁と後縁の距離（翼弦長）で無次元化した値であり、0.5の場合は前縁と後縁の midpoint になる。さらに図8における横軸はハブ断面31の翼前縁位置を0、後縁位置を1とした場合の軸方向位置を表している。

20

【0024】

図6、図8において、本実施例の遷音速翼20は基準翼に比べて、ハブからチップに掛けてスタッキングラインが上流側に移動するため、軸方向の断面積変化が緩和される傾向にある。これによって翼断面における流速の変化が緩和され、衝撃波損失の低減が可能となる。さらに図7において、相対的に強い衝撃波の発生するミーン断面32からチップ断面33の間で、遷音速翼20は基準翼に比べて最大厚み位置が下流側に移動している。一般に、ある翼高さ位置における二次元的な流れを考えると、翼間の流路幅が最小となる最大厚み位置で衝撃波が発生するが、流路幅の変化率が小さいほど衝撃波が弱くなる傾向にある。本実施例では、ミーン断面32からチップ断面33における最大翼厚み位置が下流側にあるため、そこでの衝撃波が弱まり、損失を低減していると予想される。ここで、遷音速翼20と基準翼との翼高さ方向の損失比較を図9に、ミーン断面32からチップ断面33にかけての翼断面における翼面上マッハ数分布の比較を図10に示す。図9、図10に示す通り、遷音速翼20では翼全体の軸方向断面積分布の変化の緩和と、ミーン断面32からチップ断面33における流路幅の変化の緩和によってピークマッハ数を基準翼より減少させ、設計点における衝撃波損失の低減を達成している。

30

【0025】

また、本実施例の遷音速翼20は設計点の性能だけでなく圧力比を増加させた場合のストールマージンも向上する。そのメカニズムを、図11を用いて説明する。図11は設計点と失速点における翼背側の衝撃波位置の模式図である。図11において、失速点では設計点に比べて圧力比が大きいため、衝撃波位置が相対的に上流側に移動する。この衝撃波が前縁近傍まで到達すると、境界層との干渉により流れが剥離し失速に到る。このためストールマージン向上のためには、設計点における衝撃波位置が下流側にあり、かつ設計点での衝撃波が弱いほうが望ましい。本実施例の遷音速翼20では、スタッキングラインを基準翼より上流側へ移動させ、かつ最大厚み位置を下流側へ移動させているため、設計点における衝撃波を弱めつつ、衝撃波位置を下流側へ移動させることが可能となる。

40

【0026】

またストールマージン向上のためには、前述の衝撃波位置を下流側に移動させるだけでなく、ハブ断面31近傍の特性も改善できるのが望ましい。というのも、ハブ断面31

50

近傍の流入マッハ数はチップ断面 3 3 に比べて小さいので、衝撃波が前縁部に到達して流れが剥離するのではなく、流入角が増加して前縁近傍の翼背側で流れが剥離する可能性が高いからである。本実施例の遷音速翼 2 0 はハブ断面 3 1 近傍の最大翼厚み位置が基準翼より上流側にあるため、翼前縁近傍の厚みが増加する傾向にある。この厚みの増加によって背側前縁近傍の翼面の曲率半径は増加するため、前述の剥離を抑制する効果があると考えられる。

【 0 0 2 7 】

一方、特許文献 2 のような S 字形状のスイープ翼では、スタッキングラインの上流側へのスイープ量が翼高さ方向に対して単調増加とならないため、ミーン断面 3 2 からチップ断面 3 3 にかけてのスイープ量が、ハブ断面 3 1 からミーン断面 3 2 にかけてのスイープ量よりも小さくなる箇所が存在する。その一方、発生する衝撃波の位置は翼列によって構成される 3 次元的な流路形状によって決まるため、スタッキングラインの形状に追随するのではなく直線に近い形状となると予想される。このため図 1 1 に示す通り、ミーン断面 3 2 からチップ断面 3 3 にかけて、設計点における衝撃波位置が相対的に上流側に移動する箇所が存在することになる。この場合に圧力比が増加し作動点が失速側に移動すると、実施例 1 に比べて低い圧力比で衝撃波位置が前縁に到達する可能性が高い。つまり、実施例 1 に比べるとストールマージンは小さくなると考えられる。

【 0 0 2 8 】

以上をまとめると、本実施例における遷音速翼 2 0 は、スイープを行わない翼に比べ、設計点でミーン断面 3 2 からチップ断面 3 3 にかけての衝撃波損失を低減しつつ、圧力比を増加させた場合のストールマージンも向上させることが可能となる。また特許文献 2 の S 字形状のスイープ翼と比較しても、スタッキングラインを上流側に単調減少させ、かつ翼の最大厚み位置をミーン断面 3 2 からチップ断面 3 3 にかけては下流側に、ハブ断面 3 1 近傍では上流側に移動させているため、ストールマージンは向上する。

【 0 0 2 9 】

本実施例によれば、スタッキングラインを上流側に移動させることで、設計圧力比で発生する衝撃波位置を相対的に下流側に移動させることが可能となり、圧力比の増加によって衝撃波が上流側へ移動する際の裕度（ストールマージン）が向上する。また翼形の最大厚み位置が翼高さの増加に伴って下流側に位置することで、強い衝撃波の発生するチップ側（翼高さの大きい側）における流路幅の変化が緩やかになり、発生する衝撃波位置も下流側に移動するため、設計点における衝撃波損失の低減とストールマージンの向上の両立も可能となる。

【 実施例 2 】

【 0 0 3 0 】

図 1 2 に本実施例における遷音速翼 2 0 のスタッキングラインの比較を示す。実施例 1 との相違は、ハブ断面 3 1 とミーン断面 3 2 間のある翼高さ位置よりハブ断面 3 1 側ではスタッキングラインの軸方向位置が一定で、それよりチップ断面 3 3 側では軸方向位置が単調減少となっている点であり、翼形は実施例 1 と同一とする。なお図 6 と重複する機器については番号を同一とし、詳細な説明は省略する。

【 0 0 3 1 】

本実施例における遷音速翼 2 0 はある翼高さ位置までスタッキングラインの軸方向位置が変化しないため、ミーン断面 3 2 からチップ断面 3 3 にかけての軸方向位置が実施例 1 の遷音速翼に比べて下流側に移動することになる。このため、実施例 1 の遷音速翼に比べて翼重心の軸方向位置がスタッキング中心 3 7 に近づくと考えられる。

【 0 0 3 2 】

ここで一般に遷音速翼に発生する局所応力は、ハブ断面 3 1 の前縁近傍で最大となる可能性が高く、かつ翼全体の重心位置がスタッキング中心 3 7 に近いほど小さくなる傾向にある。つまり、本実施例の翼の局所応力は実施例 1 に比べて低減し、信頼性が向上すると考えられる。

【 0 0 3 3 】

一方翼形を実施例 1 と同一としているため、設計点ではミーン断面 3 2 からチップ断面 3 3 にかけての衝撃波位置が下流側に移動し、かつハブ断面 3 1 近傍の翼厚みが増加すると予想される。さらに特許文献 2 のように、ミーン断面 3 2 からチップ断面 3 3 にかけてのスweep量がハブ断面 3 1 からミーン断面 3 2 にかけてのスweep量よりも小さくなる箇所が存在しないため、ストールマージンについては実施例 1 とほぼ同等になると予想される。ただし実施例 1 に比べて全体としてスweep量が小さくなるため、軸方向断面積変化を緩和する効果は小さくなり、基準翼と比較した場合の設計点性能の向上効果は実施例 1 より小さくなる。

【 0 0 3 4 】

また実施例 1 の翼のスタッキングラインについて、ハブ断面 3 1 におけるスweep量の変化率をほぼ 0 とし、チップ断面 3 3 でのスweep量の変化率を最大とすると、図 1 3 のようなスタッキングライン形状となり、本実施例と同様に設計点性能の向上率は小さいものの、ストールマージンを向上させつつ局所応力の増加を抑制した翼とすることができる。

【 0 0 3 5 】

以上をまとめると、本実施例では実施例 1 とほぼ同等のストールマージンを確保しつつ、実施例 1 に比べて翼重心位置がスタッキング中心 3 7 に近づくことによりハブ断面前縁近傍の局所応力が低減させ、翼の信頼性を向上させることが可能となる。

【産業上の利用可能性】

【 0 0 3 6 】

本発明は、翼間に衝撃波が発生する遷音速以上の流れ場を作動条件とする翼に対して適用可能である。本発明の遷音速翼の適用先としては、ガスタービンや航空用エンジンといった軸流回転機械が挙げられる。

【符号の説明】

【 0 0 3 7 】

- 1 圧縮機
- 2 燃焼器
- 3 タービン
- 4 ロータ
- 5 発電機
- 1 2 a , 1 2 b , 1 2 c ケーシング
- 1 3 a , 1 3 b 動翼
- 1 4 a , 1 4 b 静翼
- 1 5 入口案内翼
- 1 6 出口案内翼
- 2 0 遷音速翼
- 3 1 ハブ断面
- 3 2 ミーン断面
- 3 3 チップ断面
- 3 4 前縁
- 3 5 後縁
- 3 6 スタッキングライン
- 3 7 スタッキング中心
- 3 8 スタッグ線

10

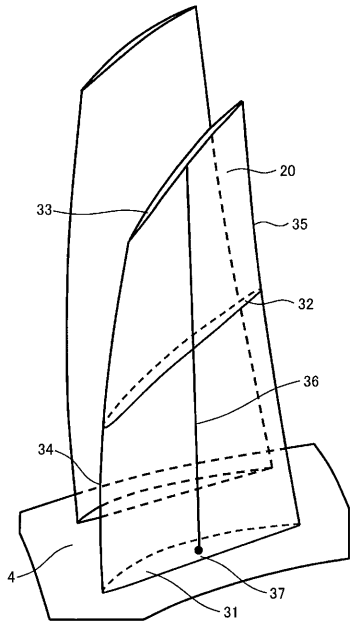
20

30

40

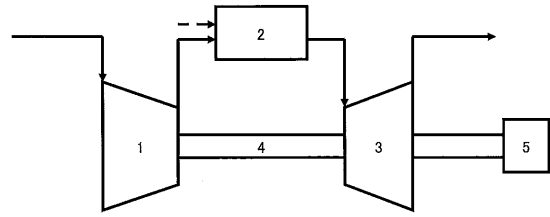
【図1】

図1



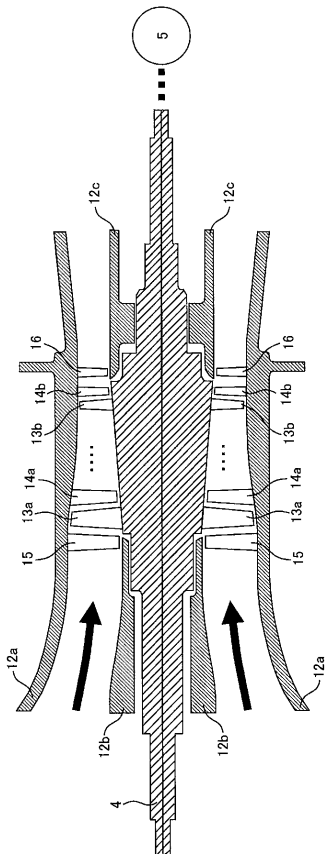
【図2】

図2



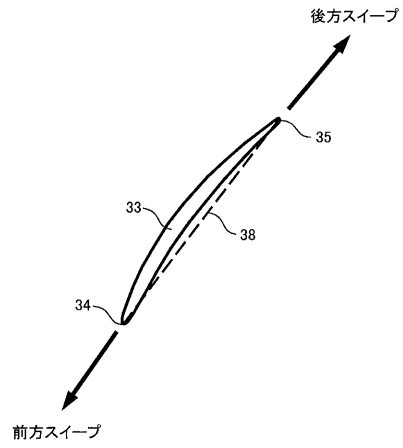
【図3】

図3



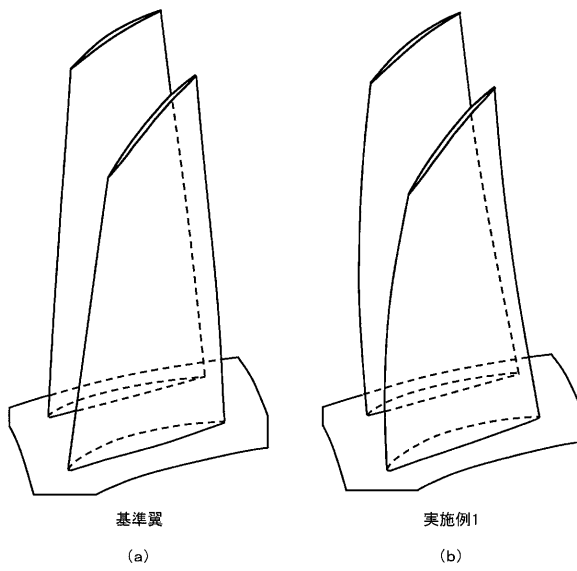
【図4】

図4



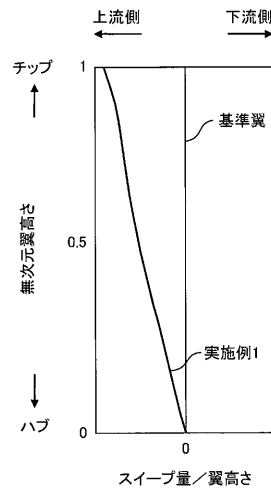
【図5】

図5



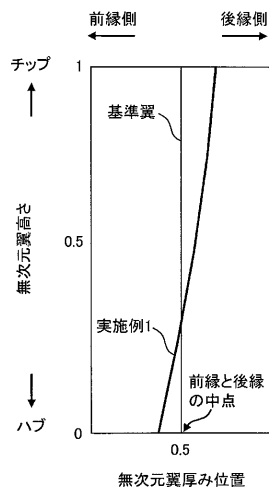
【図6】

図6



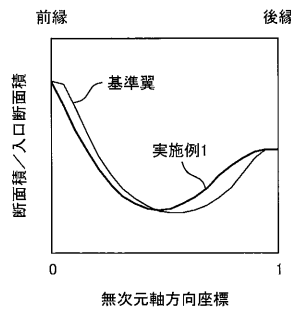
【図7】

図7



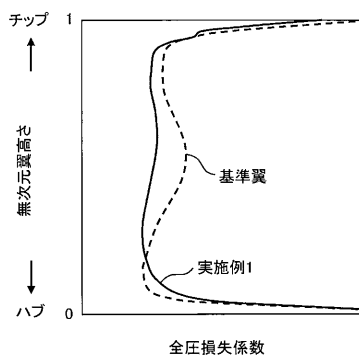
【図8】

図8



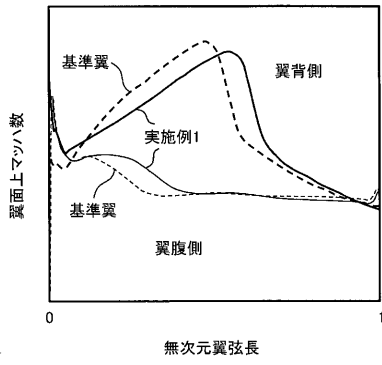
【図9】

図9



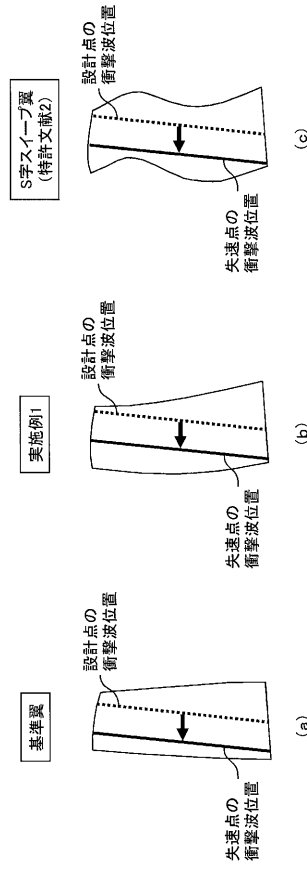
【図 10】

図 10



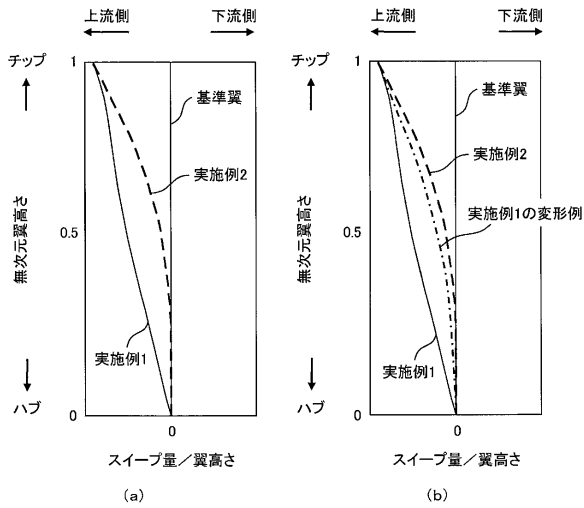
【図 11】

図 11



【図 12】

図 12



フロントページの続き

- (72)発明者 高橋 康雄
日本国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 エネルギー
- (72)発明者 圓島 信也
日本国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 エネルギー

審査官 小河 了一

- (56)参考文献 特開2010-196563(JP,A)
米国特許第4585395(US,A)
特開2008-115736(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F04D 21/00
F04D 29/38
F04D 29/54
F01D 5/14
F01D 9/02