

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4805562号
(P4805562)

(45) 発行日 平成23年11月2日 (2011. 11. 2)

(24) 登録日 平成23年8月19日 (2011. 8. 19)

(51) Int. Cl.

F I

F O 1 D 5/14 (2006.01)

F O 1 D 5/14

請求項の数 14 外国語出願 (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2004-300535 (P2004-300535)	(73) 特許権者	503416353
(22) 出願日	平成16年10月14日 (2004. 10. 14)		アルストム テクノロジー リミテッド
(65) 公開番号	特開2005-121022 (P2005-121022A)		ALSTOM Technology L
(43) 公開日	平成17年5月12日 (2005. 5. 12)		t d
審査請求日	平成19年10月11日 (2007. 10. 11)		スイス国 バーデン ブラウン ボヴェリ
(31) 優先権主張番号	0324203. 9		シュトラッセ 7
(32) 優先日	平成15年10月15日 (2003. 10. 15)		Brown Boveri Strass
(33) 優先権主張国	英国 (GB)		e 7, CH-5401 Baden,
			Switzerland
		(74) 代理人	100061815
			弁理士 矢野 敏雄
		(74) 代理人	100099483
			弁理士 久野 琢也

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービン機関のためのタービンロータブレード

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジンのためのロータブレードであって、該ブレードがブレード根元部 (3) と該ブレード根元部から突出した翼とを有しており、該翼が、前縁と、後縁 (5) と、概して凹状の圧力面 (2) と、概して凸状の吸込み面 (1) とを有している形式のものにおいて、

- 翼の形状が翼の長さに沿って断面が変化しており、これにより、
 - 最大マッハ数を備える位置の下流の吸込み面 (1) の区分の翼弦方向凸状曲率がブレードの先端 (4) に向かって減少しており、
 - 最大マッハ数を備える位置の上流の吸込み面の区分の凸状曲率が先端 (4) に向かって増大しており、
 - 翼断面の食い違い角が先端 (4) に向かって増大しており、
 - 後縁 (5) が直線である
- ことを特徴とする、ガスタービンエンジンのためのロータブレード。

【請求項 2】

最大マッハ数を備える位置の下流の吸込み面の区分が、翼の先端において、少なくとも後縁から 65% 軸弦まで延びている、請求項 1 記載のロータブレード。

【請求項 3】

最大マッハ数を備える位置の上流の吸込み面の区分が、翼の先端において、少なくとも前縁から 20% 軸弦まで延びている、請求項 1 記載のロータブレード。

10

20

【請求項 4】

食い違い角の増大が、圧力面（２）における翼弦方向凸状曲率を生ぜしめるようになっている、請求項 1 から 3 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 5】

後縁（５）の直線が、使用時にブレードの回転軸線に対して半径方向に延びている、請求項 1 から 4 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 6】

後縁（５）の直線が、ブレードの回転軸線に関して半径方向に対して角度を成して延びている、請求項 1 から 5 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 7】

最大マッハ数を備える位置の下流の吸込み面（１）の区分の翼弦方向凸状曲率が、平坦な裏面を与えるために先端区分において排除されている、請求項 1 から 6 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 8】

最大マッハ数を備える位置の下流の吸込み面（１）の区分の翼弦方向曲率が、凹状の裏面を与えるために先端区分において反転されている、請求項 1 から 6 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 9】

翼の下側部分が、スパンの 40 % の最小半径方向範囲と、スパンの 80 % の最大半径方向範囲とを有している、請求項 1 から 8 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 10】

先端区分が、幾何学的及び空気力学的に翼の下側部分に滑らかに移行している、請求項 1 から 9 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 11】

翼断面の後縁領域が、半径方向で一致しておりかつ、半径方向幾何学的平面に位置する、後縁における一連の翼弦方向に延びた冷却穴を有している、請求項 1 から 8 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 12】

翼断面の一致した後縁領域が、少なくとも後縁から 80 % 軸弦まで延びている、請求項 1 から 11 までのいずれか 1 項記載のロータブレード。

【請求項 13】

請求項 1 から 12 までのいずれか 1 項記載の複数のロータブレードを有することを特徴とする、ガスタービンエンジンのためのタービンロータ。

【請求項 14】

請求項 13 記載のタービンロータを含むガスタービンエンジン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、ガスタービン機関のためのタービンロータブレードと、このようなブレードを組み込んだタービンロータと、このようなロータを含むガスタービン機関とに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービン機関のタービンは、その動作のために、燃焼ガスとタービンとの間のエネルギーの転換に依存する。タービンが完全に効率的であることを妨害する損失は、部分的に、タービンブレードのロータ先端部における作動流体の漏れ流による。

【0003】

シュラウドを有さないロータブレードを備えたタービンにおいて、タービンを流過する作動流体の一部は、ブレード翼の先端部と定置のシュラウド若しくはケーシングとの間のギャップを通して、ブレード翼の圧力面から吸い込み面へ混合する傾向がある。この漏れは、翼の圧力側と吸込み側との間に存在する圧力差により生じる。漏れ流により、流れ妨

10

20

30

40

50

害が、翼のスパンの大部分に亘って形成され、このことはタービンの効率の損失にもつながる。

【 0 0 0 4 】

ブレードの先端部を横切る空気若しくはガスの流れを制御することによって、それぞれのロータ段の効率を高めることができる。1つの解決手段は、ロータ先端部にシュラウドを提供することである。ロータブレードが、このロータブレードを担持するディスクに組み付けられると、これらのシュラウドは連続的なリングを形成し、このリングは、先端部において翼の圧力側から吸込み側への流れを防止する。依然として、ケーシングと回転するシュラウドとの間のギャップを通る軸方向の漏れがあるが、空気力学的損失の観点における不利は著しく減じられる。これは、しばしば、シュラウドの上部にラビリンスシールの形式を設けることによって助けられる。

10

【 0 0 0 5 】

しかしながら、回転するシュラウドは大きな重量という不利を有する。その結果、許容できるブレード応力を達成するために、翼ブレードの速度が制限される。しかしながら、このことは、空気力学的負荷を増大する効果を有し、このことは効率を低減し、シュラウドの利益の幾つかを打ち消す。

【 0 0 0 6 】

タービンブレードが、高い熱効率を得ることを助ける場合に望ましい、極めて高い温度においても動作するならば、シュラウドリングの使用はより困難になる。これらの温度はタービンの羽根及びブレードの材料によって制限されている。許容できる部材の寿命を得るためにこれらの部材の冷却が必要であり、許容できる部材の寿命は、材料温度と、応力と、材料特性との関数である。

20

【 0 0 0 7 】

現代のガスタービンブレードには現在多数の冷却システムが適用されている。このような冷却システムは、例えば、Cohen H, Rogers G F C, Saravanamuttoo H I H, 1981, "Gas Turbine Theory", p.232-235, Longman, 及びRolls-Royce plc, 1986, "The Jet Engine", P.86-88, Renault Printing Co Ltd.に説明されている。提供される冷却が多いほど、生じる材料温度は低くなり、ひいては与えられた部材寿命のために許容可能なブレード応力が高くなる。冷却は、上流の圧縮機システム流出する比較的低温の流体を使用し、最後の圧縮機と第1のタービンとの間の燃焼室をバイパスすることによって達成される。この空気はタービンブレードに導入され、タービンブレードにおいて冷却は内部対流冷却と外部冷却との組み合わせによって行われる。しかしながら、この冷却は不利である。その使用は、機械の全体的な効率を不利にし、その結果、タービンの設計者は、使用される冷却空気の量を最小限にしようとしている。これらの全ての設計上の制約によりしばしば、第1段のタービンのロータブレードはシュラウドなしであり、シュラウドリングによって生ぜしめられる余分な重量、ひいてはより高い応力が単に対応されることができない。しかしながら、生じる流れの高い空気力学的な不利を低減する方法は探し続けられている。

30

【 0 0 0 8 】

米国特許第5525038号明細書は、先端部の流れ損失を低減するためのブレード翼設計を開示している。この文書においては、翼の吸込み側の先端部領域は、アーチ状の弓形の面を有している。弓形の面のアーチ形状は、ロータブレードの先端部に向かって曲率が次第に増大しているので、吸込み側の弓形の面に対する垂線の半径方向成分は、先端部に向かって次第に増大している。翼は、前縁から後縁まで翼弦方向に延びた先端部領域において弓形の面を有している。さらに、説明された先端部の全ての傾斜は、接線方向及び/又は軸方向で、先端部領域全体に適用される。

40

【 0 0 0 9 】

その設計において注意を必要とするブレードの特定の領域は、後縁である。有利には、後縁は、空気力学的損失を最小限にするために薄く保たれるが、その結果、後縁は冷却することが困難であり、引張応力が最小化されなければならない。冷却は、後縁の上流から翼の表面に噴射される空気の膜によって、及び翼の本体内のより大きな半径方向の通路か

50

ら供給される後縁内に冷却穴を穿孔することによって達成される。したがって、米国特許第5525038号明細書に開示された翼は幾つかの欠点を有する：第1に、湾曲した後縁は、この後縁に機械加工された冷却穴を容易に有することができない。理想的には、このことは、コストを最小限にするために1つの動作で行われるが、このことは、全ての穴が同じ平面に位置していることを必要とする、すなわち、ブレードを形成している翼区分の後縁は、全て1つの平面に位置していなければならない。湾曲した後縁（次第に増大する曲率を有する）は、穴が多数の作業において機械加工されることを必要とし、著しい余分なコストを生ぜしめる。第2に、傾斜した先端部は、ブレードに付加的な曲げ応力を生じる。ブレードの本体において、これらは通常、詳細な設計の変更によって、例えば壁厚を局所的に増大させることによって対応されることができる。しかしながら、このことは、後縁領域において行われることはできず、単に後縁にはより高い応力が存在する。このことは、部材の寿命を短縮させるか又は付加的な冷却を必要とし、このことは機関の性能を低下させる。

10

【特許文献1】米国特許第5525038号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0010】

発明の概要

したがって、本発明によって解決されるべき技術的問題は、引用された従来技術の欠点を回避するが依然として減じられた先端部漏れ損失を提供する、ガスタービン機関のためのタービンロータブレードを提供することである。さらに、製造コストは低く、信頼性は高く保たれるべきである。

20

【課題を解決するための手段】

【0011】

この課題は、請求項1の特徴を有するガスタービン機関のためのタービンロータブレードによって解決された。本発明の有利な実施形態は従属請求項に記載されている。

【0012】

本発明は、ガスタービンエンジンのためのロータブレードであって、ブレードが、ブレード根元部と、このブレード根元部から突出した翼とを有しており、翼は、前縁と、後縁と、概して凹状の圧力面と、概して凸状の吸込み面とを有している形式のものにおいて、翼の形状が、

30

- 後側の吸込み面の翼弦方向の凸状曲率がブレードの先端部に向かって減少しており、
- 早期から中間までの吸込み面の凸状曲率が先端部に向かって増大しており、
- 翼区分の食い違いが先端部に向かって増大しており、かつ
- 後縁が直線である

ように翼の長さに亘って断面が変化していることを特徴とするロータブレードを提供する。

【0013】

「凹面状」及び「凸面状」という用語はこの文脈において翼弦方向を意味する。有利には、食い違いの増大は、例えば圧力面における翼弦方向の凸状曲率を生ぜしめることである。このことは、圧力面における速度が増大されるという空気力学的な結果を有しており、先端部における漏れを促進する局所的な静圧を低減し、ひいては漏れをさらに低減する。

40

【0014】

後縁の線は有利には半径方向であるが、設計の空気力学的及び機械的詳細に応じて、僅かに半径方向及び/又は接線方向の角度を成して傾斜させられていてもよい。

【0015】

後側の吸込み面の翼弦方向の凸状曲率は、平らな裏面を提供するために先端区分において排除されているか、又は凹状になるように反転されていてもよい。

【0016】

50

翼の下側部分は有利にはスパンの40%の最小半径範囲と、80%の最大半径範囲とを有する。先端区分は有利には、幾何学的及び空気力学的に滑らかに翼の下側部分に移行されている。先端区分と下側部分との間の翼の移行は、有利には例えば空気力学的な負荷を半径方向に先端部から離れるように均一に再分配するためである。

【0017】

翼区分の後縁領域は有利には、二次元平面図において同じであるように成形されており、これにより、後縁に設けられた一列の翼弦方向に延びた冷却穴は、半径方向幾何学平面に位置し、これらの冷却穴が一回の作業で加工されることを可能にしている。下側の基準部分に対する翼の先端部の食い違いを増大させることにより、翼の先端領域の前側/中間部分は、吸込み側に向かって接線方向に傾斜させられる。米国特許第5525038号明細書に開示された構成とは異なり、傾斜は先端部の制限された部分に限定されており、後縁は直線に保たれている。したがって、先端領域において、吸込み面の前側/中間部分のみが半径方向で見て凸状であり、圧力面の前側部分のみが半径方向で見て凹状である。

【0018】

本発明は、本発明に基づく複数のタービンブレードを含む、ガスタービンエンジンのためのタービンロータをも提供する。本発明はさらに、本発明のタービンロータを有するガスタービンエンジンを提供する。

【0019】

本発明及び本発明の付随する利点のより完全な理解は、添付の図面に関連して考慮された場合に以下の詳細な説明を参照することによって容易に得られるであろう。

【発明を実施するための最良の形態】

【0020】

本発明に基づくタービンロータブレードの幾何学的構成を詳細に説明する前に、どのように構成が働くか、特にどのように構成がタービンロータ空気力学に影響するかを説明することが有効である。第1に基本的なタービン空気力学が考慮され、次いで先端を空気力学的に負荷軽減する利点が、最後に発明の詳細が説明される。

【0021】

本発明のタービンブレードは“ハイリフト”空気力学設計のものであり、図1は、互いに同じ軸方向翼弦と、同じ入口及び出口流れ条件とを有する2つのロータブレードのスパン中央翼断面のためのマッハ数分布（出口に正規化されている）を比較するグラフである。2つの翼は以下のように異なっている。

（a）慣用の（低い）リフト翼は、遅い吸込み面におけるマッハ数から後縁までの流れの小さな拡散（“背面拡散”としても知られる）のみを特徴とする

（b）慣用のプロファイルよりも約36%多いリフトを有する、ハイリフト翼は、約30%の翼数の減少を与えるためにプロファイルのピッチを同じ比で増大させることによって達成される。背面拡散は今や著しく大きくなり、最大マッハ数は著しく増大される。

【0022】

図2は、スパン中央断面プロファイル形状を比較している。2つのブレードの完全翼形状は図3（慣用）及び図4（ハイリフト）に等角図で示されている。ハイリフトブレード配列の増大されたピッチが明らかである。両翼は明らかに、凸状に湾曲した吸込み面1（翼弦方向で）を有しており、最大マッハ数箇所の位置は、表面曲率の局所的な最大と一致している。それぞれのブレードは、凹状の圧力面2と、根元端部3と、先端部4とを有している。両翼は、後縁の円の中心を通る直線5上に同じように半径方向に積層されている。

【0023】

これらの2つの翼の周囲の流れの計算は、先端部クリアランスの範囲に亘って、計算流体力学（CFD）を使用して行われた。結果は、先端部ギャップ（ロータスパンのパーセンテージとして表されている）に対する予想されるロータ損失（タービン段効率のパーセンテージとして表されている）の形式で、図5に示されている。これらの予想は通常、効率の絶対値を与えるために使用されるが、依然として、種々異なるジオメトリの量的な差を実証する。

10

20

30

40

50

【 0 0 2 4 】

ASME 96-TA-13、1998年11月、“Reduction of Tip Clearance Losses Through 3-D Airfoil Designs”、Staubach J B, Sharma O P, Stetson G M、(レファレンス3)は、1%ギャップ/スパンのためのステージ効率の約数字2%のタービンロータブレードの先端部における漏れ損失交換率のための典型的な値を与えている。慣用のブレードのために図5に示された値はこれよりも僅かに少なく、CFDが絶対的精度よりも量的予想のために最もよく使用されることを証明している。

【 0 0 2 5 】

図5は、ゼロ先端ギャップにおいて、2つの翼がほとんど同じ損失を有する(使用されたCFDコードの精度が与えられる)ことも示している。しかしながら、ハイリフト翼が、いかなる与えられた先端ギャップにおいても、慣用のものよりも著しく高い先端漏れ損失を有することが明らかである。その理由は図6に示されている。これは、先端部近傍における、90%スパンでの計算されたマッハ数分布を、慣用の翼とハイリフト翼とのそれぞれに関して比較している。ハイリフト翼の著しく高い空気力学的負荷は、吸込み側におけるより高いガス流速により、より高い先端部漏れとより高い混合損失とを生じる。

【 0 0 2 6 】

引用3は、どのようにブレード先端部を傾斜させることが、米国特許第5525038号明細書に示されているように、先端部漏れ損失を減じるかを示している。これを実証するために、ハイリフト翼は、引用3に説明されているように積層されており、生じる流れ場は再びCFDによって計算される。図7は、再積層されたハイリフト翼の等角図を示している。傾斜は純粋に接線方向であり、約60%スパンで開始しており、積層軸の曲率は形状が放物線状であり、垂直に対する最も高い角度(40°)が先端部にある。

【 0 0 2 7 】

図8は図5のプロットを繰り返している(段効率のパーセンテージ対パーセンテージギャップ/スパンとしてのロータ損失)が、今や傾斜されたロータ先端部の結果が加えられている。先端部の漏れ損失は減じられているが、ゼロギャップ損失が高くなっており、これは、より大きな先端部ギャップにおいてのみ本当に有益であることを意味する。

【 0 0 2 8 】

その理由は、90%スパン(図9)とスパン中央(図10)とにおける直線的かつ傾斜された先端部の翼のための計算された翼のマッハ数分布を比較することによって理解されることができる。図9は、どのように先端部傾斜が、先端部区分の必要吸込み面を負荷排除(off-load)したかを示している;これは、先端部漏れ損失を減じる。しかしながら、負荷は、図10におけるスパン中央に見られるように、スパンに再分配されている。より高い表面速度はここでは増大したプロフィル(濡れた領域)損失を生じ、これらは先端部の近傍において僅かに減じられるが、全体的な効果は、ゼロギャップにおいて損失が増大することである。

【 0 0 2 9 】

図9は、翼の吸込み面の早期部分/中央部分を負荷排除するためにのみ先端部傾斜が示されている点において、注目すべきである。これは、翼の形状を変化させずに、翼の先端部を単に傾斜させることの欠点のうちの1つである。遅い吸込み面における速度分布はほとんど影響されず、このことは、達成されることができる先端部における空気力学的負荷の減少を制限する。

【 0 0 3 0 】

今や図12を参照すると、本発明によれば、速度分布を著しく変化させるために、先端部における二次元翼断面が再設計されている。後方負荷される(aft-loaded)代わりに、単に二次元の空気力学的断面として分析された場合、負荷は前方へ移動させられている。このことは図11に示されており、図11は、90%スパンにおける元の先端区分と再設計された区分とのための、計算された二次元のマッハ数分布を比較している。示された再設計されたプロフィルは、負荷が翼の前方へ移動させられている極端な例である。より一般的には、負荷は中央領域へ移動させられる。ブレードの下側部分における翼の設計は、

10

20

30

40

50

ハブから半径方向に、通常はスパン中央の周囲に、著しく後方負荷される。先端区分における二次元のリフト分布の変化は、遅い吸込み面における翼弦方向の凸状曲率を減じかつ、前方／中央領域におけるこの曲率を増大させることによって影響される。リフトを局所的に最小限にするために、遅い吸込み面は平坦又は凹状にさえなることが可能である。先端区分の表面曲率の変化の結果、区分における食い違いが増大する。食い違いはここでは、タービンの中心線と、翼の前縁及び後縁円の中心を通る線との間の角度として規定される。したがって、再設計された翼の前方部分は、図 1 2 に示されたように、後縁一致と共に見られた場合に、元の設計に対して、吸込み面の方向に移動させられる。

【 0 0 3 1 】

リフトが前方へ移動させられた状態の、再設計された先端区分は、今や、図 1 3 に等角図で示された翼を形成するために、下側部分における後方負荷される翼と共に積層される。積層は、元のハイリフト翼のように、後縁を通る半径方向の線上にある。半径方向で直線的な後縁とと共に、スパンまでの翼食い違いの漸進的増大は、翼の前方部分における局所的先端部傾斜を生ぜしめる。この局所的先端部傾斜は、翼の前方部分における空気力学的負荷を半径方向に先端部から下方へ下側翼区分へ再分配するという効果を有する。先端区分の二次元の設計が故意にリフトを前方へ翼の中間／前方領域へ移動させたことが思い出されるべきであり、ここでは局所的な傾斜が最も効果を有する。リフトを半径方向内方へ先端領域から再分配することは、先端部全体を傾斜させることによって生ぜしめられたものと同様であり、下側翼区分における増大したリフトを生ぜしめる。この余分なリフトは吸込み面の前方／中央部分に位置するので、著しく後方負荷されるようにこれらの下側区分を設計することは部分的にこれを補償することが分かる。

【 0 0 3 2 】

C F Dによって計算されたように、生じる先端部マッハ数分布は、元のハイリフト設計のものと比較されて図 1 4 に示されている。吸込み面のほとんどに沿ったマッハ数は、修正されていない翼と比較して減じられていることが分かるであろう。これは、より低い先端部漏れ流と、減じられた混合とを生じる。遅い圧力面におけるマッハ数は高められ、局所的静圧は減じられている。このことは、先端部漏れを減じるという効果をも有する。再設計されたプロフィルのためには、前縁のすぐ後には、吸込み面においてリフトの小さな増大がある。これは、極端な前方に負荷された設計が、ここでは例として示されているからである。しかしながら、これは、本発明の固有の特徴ではない。図 1 4 との図 1 1 の比較は、二次元設計における早期吸込み面におけるハイリフトが、意図したように、三次元効果によって除去されている（半径方向に再分配されている）。

【 0 0 3 3 】

図 1 5 は、先端ギャップを備えた C F D 予測されたロータ損失の変化をプロットしており、図 8 の結果を繰り返しており、しかしここでは、再設計された先端からの結果が加えられている。ゼロ先端ギャップにおいて、損失は、変更されていないハイリフト翼のものよりも高く、完全に傾斜された先端部のものと極めて類似していることが図面から分かる。先端部における漏れによる損失は、変更されていないハイリフト翼と比較して著しく減じられている。改良は、ここで分析された完全に傾斜された翼よりも優れている。さらに、大きなギャップ（スパンの 2 %）のためには、損失は、低いリフト翼のものに近い。ハイリフトによる増大された損失はほとんど排除されている。

【 0 0 3 4 】

図 1 6 は、上方から半径方向に見た、二次元翼区分のうちの幾つかのオーバーレイを示している。後縁領域において、翼形状はほとんど一致していることが分かる。これは、後縁冷却穴の機械加工が一回の作業で容易に行われることができ、製造コストを最小限にすることができ、この決定的な後縁領域において付加的な曲げ応力がないことを意味する。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 3 5 】

【図 1】従来技術による 2 つのロータブレードのスパン中央翼断面のためのマッハ数分布のプロット（出口に正規化されている）である。

10

20

30

40

50

【 0 0 3 6 】

【図 2】図 1 にプロットされたブレードのためのスパン中央断面プロファイル形状の図である。

【 0 0 3 7 】

【図 3】図 1 及び図 2 のブレードの完全翼形状の等角図である。

【 0 0 3 8 】

【図 4】図 1 及び図 2 のブレードの完全翼形状の等角図である。

【 0 0 3 9 】

【図 5】計算流体力学 (CFD) によって算出された、ブレードスパンのパーセンテージとしての、先端クリアランス若しくはギャップに対するタービン段効率のパーセンテージ損失のプットである。

10

【 0 0 4 0 】

【図 6】図 3 及び図 4 に示された翼のための、CFD によって計算された、先端部マッハ数分布のプロットである。

【 0 0 4 1 】

【図 7】傾斜を与えるために再積層された 2 つのハイリフト翼の等角図である。

【 0 0 4 2 】

【図 8】図 5 のプロットを繰り返しているが、図 7 の翼のための比較結果が含まれている。

【 0 0 4 3 】

20

【図 9】スパンの 90 % における、図 3 及び図 7 の翼のための計算されたマッハ数分布のプロットである。

【 0 0 4 4 】

【図 10】スパン中央における対応するプロットである。

【 0 0 4 5 】

【図 11】図 12 に示された慣用の再設計されたブレードのための、計算された二次元マッハ数分布のプロットである。

【 0 0 4 6 】

【図 12】慣用の後方負荷される翼先端の断面を本発明によるブレードの対応する断面と比較した断面図である。

30

【 0 0 4 7 】

【図 13】本発明の有利な実施形態に基づくロータブレードの前方から見た等角図である。

【 0 0 4 8 】

【図 14】本発明に基づく翼のための、CFD によって計算された、先端部マッハ数分布のプロットである。

【 0 0 4 9 】

【図 15】先端部のギャップに対する CFD 計算されたロータ損失の比較である。

【 0 0 5 0 】

【図 16】図 13 のロータブレードの平面図であり、スパンの 5 % で半径方向に等しい間隔を置かれた連続的な翼断面を示している。

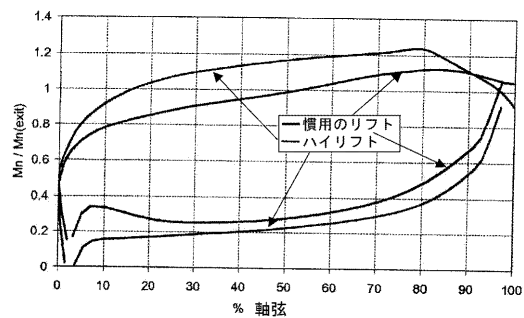
40

【符号の説明】

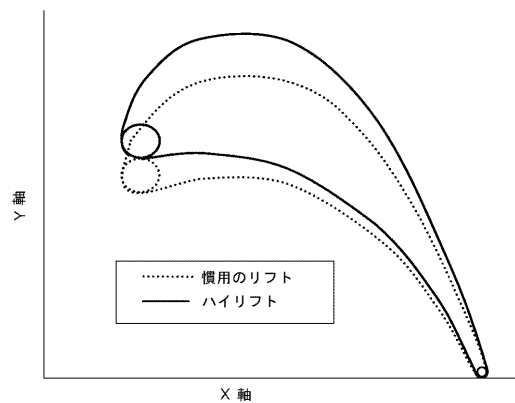
【 0 0 5 1 】

1 吸込み面、 2 圧力面、 3 根元端部、 4 先端部、 5 直線

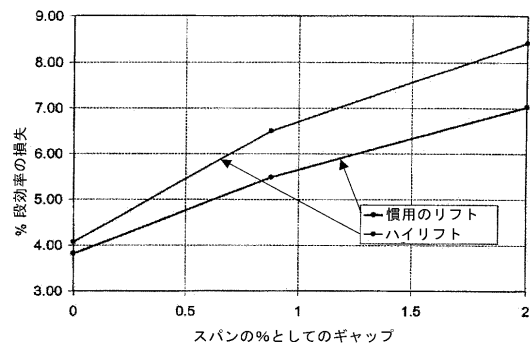
【図 1】



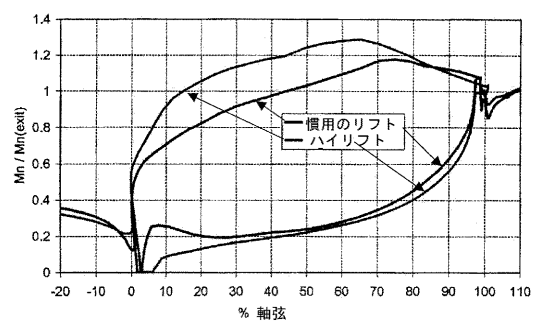
【図 2】



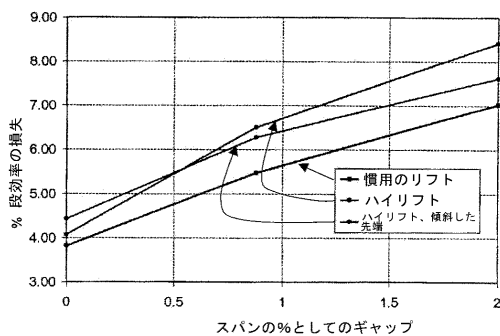
【図 5】



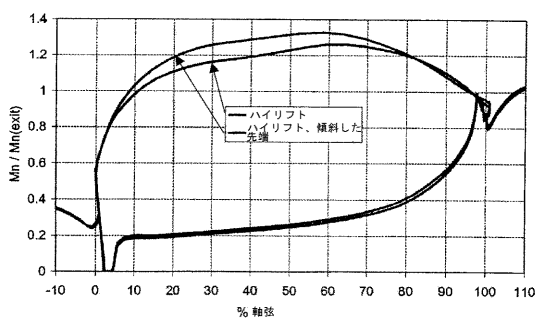
【図 6】



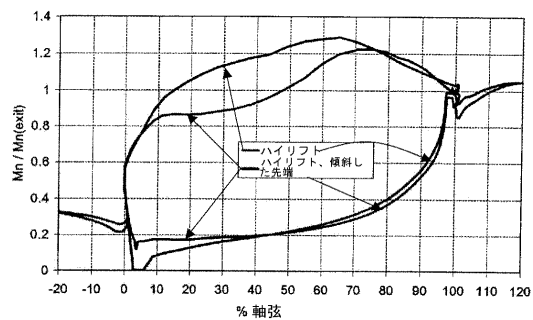
【図 8】



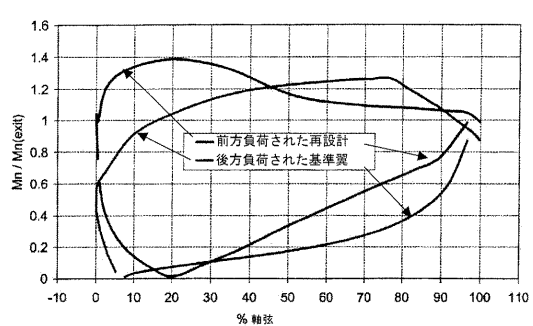
【図 10】



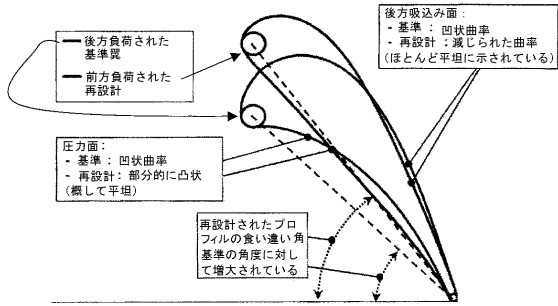
【図 9】



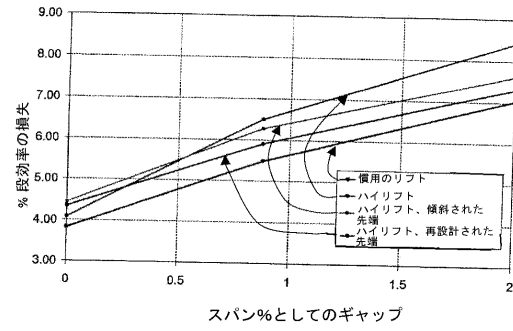
【図 11】



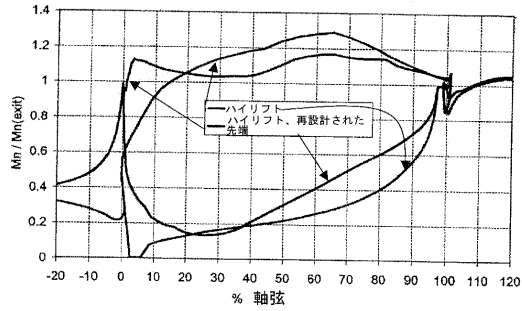
【図 12】



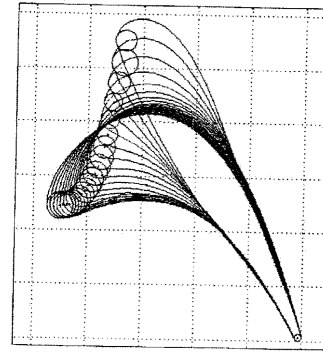
【図 15】



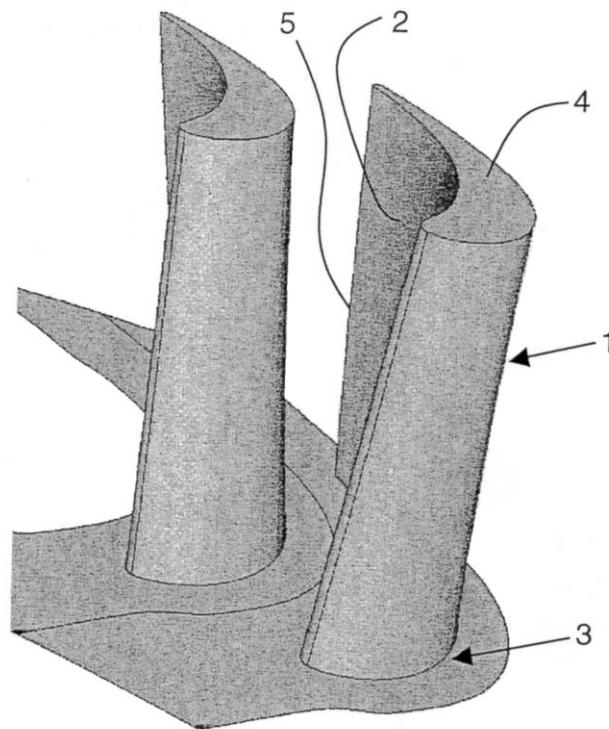
【図 14】



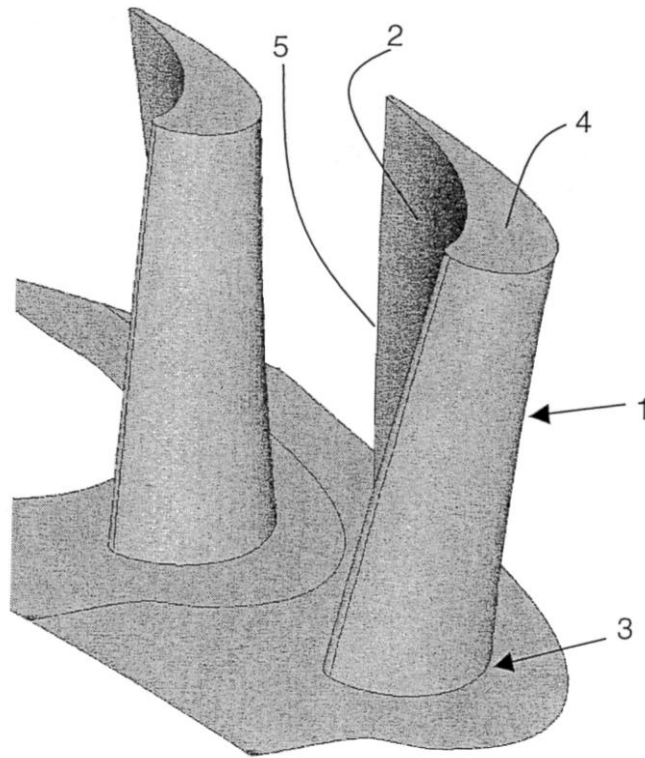
【図 16】



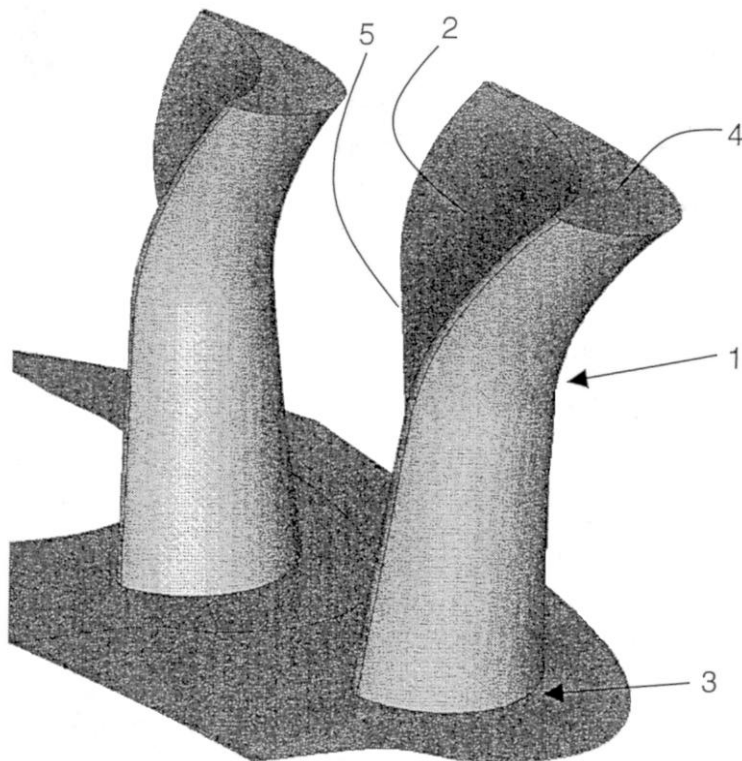
【図 3】



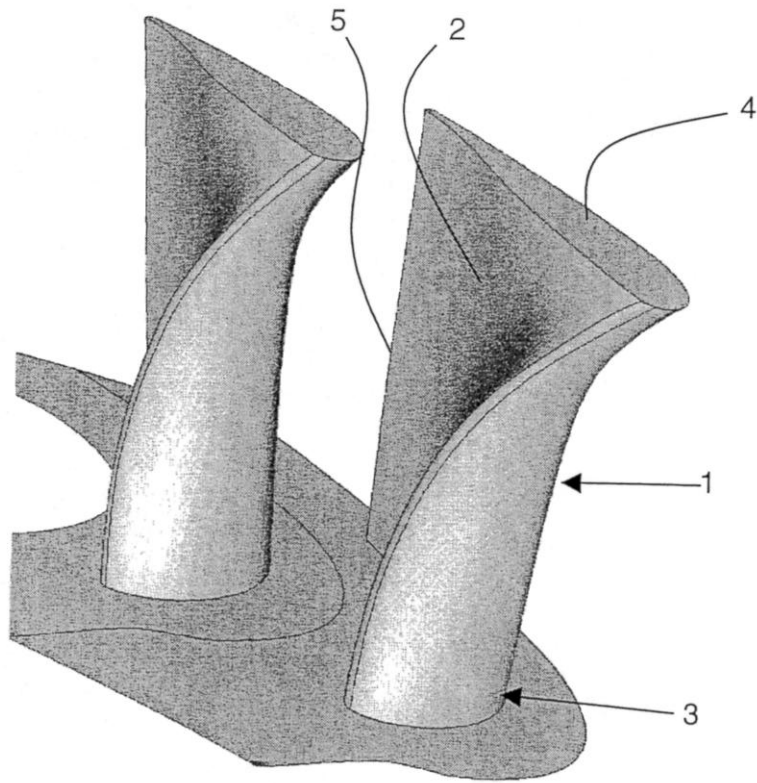
【図4】



【図7】



【図 13】



フロントページの続き

(74)代理人 100114890

弁理士 アインゼル・フェリックス＝ラインハルト

(72)発明者 ニール ウィリアム ハーベイ

イギリス国 ダービー ザ オーチャーズ バートン ロード 317 フラット 13

審査官 稲葉 大紀

(56)参考文献 特表平10-508671(JP,A)

特開2003-020903(JP,A)

特開2001-271602(JP,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/12 - 5/28

F01D 9/02 - 9/04