

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号
特許第3693121号
(P3693121)

(45) 発行日 平成17年9月7日(2005.9.7)

(24) 登録日 平成17年7月1日(2005.7.1)

(51) Int.Cl. ⁷	F I
F O 4 D 29/28	F O 4 D 29/28 C
F O 4 D 29/22	F O 4 D 29/22 A
F O 4 D 29/24	F O 4 D 29/24 C
F O 4 D 29/30	F O 4 D 29/30 C

請求項の数 8 (全 38 頁)

(21) 出願番号 (86) (22) 出願日 (65) 公表番号 (43) 公表日 (86) 国際出願番号 (87) 国際公開番号 (87) 国際公開日 審査請求日	特願平8-501771 平成6年6月10日(1994.6.10) 特表平10-504621 平成10年5月6日(1998.5.6) PCT/GB1994/001254 W01995/034744 平成7年12月21日(1995.12.21) 平成13年6月7日(2001.6.7)	(73) 特許権者 株式会社 荏原製作所 東京都大田区羽田旭町 1 1 番 1 号 (73) 特許権者 株式会社 荏原総合研究所 神奈川県藤沢市本藤沢 4 丁目 2 番 1 号 (73) 特許権者 ロンドン大学 イギリス国 ダブリューシー 1 イー 7 ジ エイイー ロンドン トリントン プレー ス (74) 代理人 弁理士 尾崎 光三
--	---	---

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 遠心または斜流ターボ機械

(57) 【特許請求の範囲】
【請求項 1】

ハブ面 2 上に、該ハブの円周方向に間隔を置いて配置された複数枚の羽根 3 と、該羽根を覆って、隣接する 2 枚の羽根 3 間の流線を確定するための流路中の流体の流れに対する外周境界を形成するシュラウド面 4 とを備えた羽根車 6 であって、上記羽根車 6 は、羽根 3 の負圧面 3 c 上でのハブ面 2 とシュラウド面 4 間の相対圧力差 $\Delta C p$ または相対速度のマッハ数 M の差 ΔM が、流路中での子午面 2 次流れ成分の抑制に有効な程度の、無次元子午面長さ m の増加につれての減少傾向を無次元子午面長さ $m = 0$ の羽根車位置（羽根車入口 6 a）と無次元子午面長さ $m = 1$ の羽根車位置（羽根車出口 6 b）との間において呈するように設計されており、該減少傾向は、上記相対圧力差 $\Delta C p$ の極小値を得る無次元子午面長さ位置から無次元子午面長さ 0.4 を差し引いた位置において得られる相対圧力差 $\Delta C p$ と該極小値の差が 0.2 以上、または、上記相対速度のマッハ数 M の差 ΔM の極小値を得る無次元子午面長さ位置から無次元子午面長さ 0.4 を差し引いた位置において得られる相対速度のマッハ数 M の差 ΔM と該極小値との差が 0.15 以上であり、かつ、羽根 3 のハブ 2 側での圧力面 3 b 上の圧力係数またはマッハ数 M と、羽根 3 のハブ 2 側での負圧面 3 c 上の圧力係数またはマッハ数 M との間の差が、羽根車 6 の後半部における無次元子午面長さ $m = 1.0$ （羽根車出口 6 b）の極近傍でのみ零になることを特徴とする遠心または斜流ターボ機械。

【請求項 2】

羽根 3 のシュラウド 4 側での圧力面 3 b 上の圧力係数 $C p$ またはマッハ数 M と、羽根 3 の

シュラウド 4 側での負圧面 3 c 上の圧力係数 C_p またはマッハ数 M との差が、羽根車 6 の後半部における無次元子午面長さ $m = 1.0$ (羽根車出口 6 b) の極近傍でのみ零になる請求項 1 記載の遠心または斜流ターボ機械。

【請求項 3】

羽根車 6 内の半径 r と、該半径 r の位置における羽根車 6 流路内の流体の絶対速度 V の平均周方向成分

$$\bar{V}_\theta$$

との積

$$(r \bar{V}_\theta)$$

の子午面方向の羽根車位置 m に沿う変化率

$$\partial (r \bar{V}_\theta) / \partial m$$

に関し、羽根車 6 のシュラウド側での分布が、羽根車 6 の前半部であって、子午面 2 次流れ成分を抑制するために必要な羽根車 6 の無次元子午面長さ位置において、最大値を呈し、該シュラウド側での分布が、羽根車 6 の後半部における無次元子午面長さ $m = 1.0$ の位置 (羽根車出口 6 b) でのみ最小値の零を呈し、羽根車 6 のハブ側での分布が、羽根車 6 の後半部であって、子午面 2 次流れを抑制するために必要な羽根車 6 の無次元子午面長さ位置において、最大値を呈し、該ハブ側での分布が、羽根車 6 の後半部における無次元子午面長さ $m = 1.0$ の位置 (羽根車出口 6 b) でのみ最小値の零を呈する請求項 1 または 2 記載の遠心または斜流ターボ機械。

10

【請求項 4】

羽根車内の半径 r と、該半径位置における羽根車流路内の流体の絶対速度 V の平均周方向成分

$$\bar{V}_\theta$$

との積

$$(r \bar{V}_\theta)$$

の子午面方向の羽根車位置に沿う変化率、即ち

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

に関し、無次元子午面長さ m が 0 に近い羽根車位置領域 (羽根車入口側) において、羽根車のシュラウド側の値が羽根車のハブ側の値よりも大きく、無次元子午面長さ m が 1.0 に近い羽根車位置領域 (羽根車出口側) において、該シュラウド側の値が該ハブ側の値よりも小さくなり、無次元子午面長さ $m = 0$ の羽根車位置 (羽根車入口) と無次元子午面長さ $m = 1.0$ の羽根車位置 (羽根車出口) との間において、該シュラウド側の値と該ハブ側の値とに大小関係の逆転を呈するように設計されたことを特徴とする遠心または斜流ターボ機械。

20

30

【請求項 5】

無次元子午面長さ $m = 0$ の羽根車位置 (羽根車入り口) と無次元子午面長さ $m = 1.0$ の羽根車位置 (羽根車出口) との間において、羽根車のハブ側が羽根車のシュラウド側に対して、羽根車の回転方向に先行するような、円周方向の羽根傾斜を有し、羽根車出口に向うにつれて、羽根車の流路断面上において、羽根車の翼断面中心線がシュラウド面に対して成す角度として定義される、羽根傾斜角度 γ が減少傾向を呈するような羽根車を備えた遠心または斜流ターボ機械。

40

【請求項 6】

無次元子午面長さ $m = 0$ の羽根車位置 (羽根車入り口) と無次元子午面長さ $m = 1.0$ の羽根車位置 (羽根車出口) との間において、羽根のハブ側が羽根のシュラウド側に対して羽根車の回転方向に先行するような円周方向の羽根傾斜が施され、羽根車出口に向うにつれて、羽根が回転方向の後方に向けて湾曲する度合いがシュラウド側で顕著になり、 $\{d(r\theta)/dr\}_s > \{d(r\theta)/dr\}_H$ が成立するような羽根車を備えた遠心または斜流ターボ機械。

【請求項 7】

無次元子午面長さ m に対する羽根角度分布に関し、ハブ面上の羽根角度 β_H からシュラウ

50

ド面上の羽根角度 β_s を差し引いて得られる羽根角度差 $\beta_H - \beta_s$ が、無次元子午面長さ $m = 0$ の羽根車位置（羽根車入口）と無次元子午面長さ $m = 1.0$ の羽根車位置（羽根車出口）との間において、無次元子午面長さ m の増加につれて、顕著な増大傾向を呈するように設計されたことを特徴とする羽根車を備えた遠心または斜流ターボ機械。

【請求項 8】

無次元子午面長さ m に対する羽根角度分布に関し、ハブ面上の羽根角度 β_H からシュラウド面上の羽根角度 β_s を差し引いて得られる羽根角度差 $\beta_H - \beta_s$ が、無次元子午面長さ $m = 0$ の羽根車位置（羽根車入口）と無次元子午面長さ $m = 1.0$ の羽根車位置（羽根車出口）との間の一部分において、減少傾向を呈した後、顕著な増大傾向を呈するように設計されたことを特徴とする羽根車を備えた遠心または斜流ターボ機械。

10

【発明の詳細な説明】

技術分野

この発明は、液体を圧送するための遠心または斜流形の液体ポンプや気体を圧縮するためのプロアまたはコンプレッサーを含むターボ機械に関連し、特に、子午面 2 次流れを抑制するための流体力学的改良の施された羽根形状の羽根車を備えたターボ機械に関するものである。

背景技術

従来、これらの遠心または斜流形ターボ機械の羽根車流路内において、流路に沿って流れる主流は、流路内の静圧力勾配等に起因して、壁面の境界層内の低エネルギー流体の移動により発生する 2 次流れに影響される。この現象は、流路内に渦や速度の不均一な流れを形成し、それが羽根車内ばかりでなくその下流のディフューザ、ガイドベーン等での大きな流体エネルギーの損失を引き起こす原因となっていた。

20

この 2 次流れは主流に垂直な速度成分を有する流れとして定義されている。そして、2 次流れにより生ずるエネルギー損失全体は 2 次流れ損失と呼ばれている。2 次流れ作用により流路の特定領域に集積された境界層内の低エネルギー流体は、大規模な流れの剥離を誘起し、右上がり揚程特性曲線を生じせしめ、ターボ機械の安定な運転を妨げる。

こうしたターボ機械の 2 次流れを抑制する方策として 2 つのものが知られていて、その 1 つは羽根車の特殊な流路形状によるアプローチであり、他の 1 つは外部からのエネルギー供給によるアプローチである。

特殊な流路形状を用いた 2 次流れ抑制のためのアプローチの例としては、軸流ターボ機械の羽根車において羽根を周方向あるいは吸い込みや吐き出し方向に傾斜させる構成（L. H. Smith and H. Yeh, "Sweep and Dihedral Effects in Axial Flow Turbomachinery", Trans. of the ASME, Journal of Basic Engineering, Vol.85, No.3. 1963, pp.401-416）、半径流ロータにおいて羽根がスパン方向に湾曲し凸面をなす羽根圧力面や凹面状の羽根負圧面を有するようにした構成（GB2224083A）、タービン翼列において翼を周方向へ傾斜又は湾曲させる構成（W. Zhouqi, et al., "An Experimental Investigation into the Reasons of Reducing Secondary Flow Losses by Using Leaned Blades in Rectangular Turbine Cascades with Incidence Angle", ASME Paper 88-GT-4）がある。適切に適用されれば、これらはいずれも流路内部の 2 次流れに好適な影響を与えうることが知られている。

30

40

しかしながら、これらの公知例では、翼キャンバ線あるいは翼断面形状が 2 次流れに及ぼす影響を本質的には把握できていなかったことから、翼キャンバ線あるいは翼断面形状を実質的に変化させることなしに、羽根傾斜あるいは湾曲の効用を所定の制約下で活用していたにすぎない。また、特開昭 63-10281 号には、ターボ機械のハブ面と羽根面とのコーナー部に隆起部を設け、2 次流れ損失を低減する構成が開示されているが、このような流路形状は非軸対称なハブ面を有する特殊な羽根形状であるために羽根車の製作が困難である。

いずれの公知例においても、効用の普遍性を確保するための取り組みが不十分であった。設計条件が変化する場合や機種が相違する場合において、2 次流れを抑制するための、普遍的な手法を確立するには至っていない。このため期待した効用が得られなかったり、ある

50

いは、逆に効用の減退を招くなどの不都合があった。その結果、今日まで、このような羽根車の特殊な流路形状により、2次流れを低減させるアプローチにあっては、その設計基準が不明であり、試行錯誤的に羽根車の3次元形状を設計して、2次流れを抑制する上での最適形状を模索するしか方策がなかった。

一方、外部からのエネルギー供給を用いた2次流れ抑制のためのアプローチとしては、翼列入口部への流体吹き込みによりタービン翼列内の2次流れを制御する構成(T.E.Biesinger and D.G.Gregory-Smith, "Recuction in Secondary Flows and Losses in a Turbine Caxcade by Upstream Boundary Layer Blowing", ASME Paper 93-GT-114)や、羽根車入口部における噴流吹き込みにより羽根車内部の2次流れを制御し、ターボ機械の不安定特性を回避する構成(PCT/J P 9 2 / 0 1 2 8 0)が提案されているが、これら提案の構成は、噴流を吹き込むためのエネルギー源と付帯的な装置が必要になるという難点を伴っている。また、これらの構成には、2次流れを抑制するのに定常的なエネルギー消費を伴うという問題点もある。

本発明は、上述の2つのアプローチのうち、前者の特殊な流路形状を用いる方のアプローチを採用するものである。ところで、こうした羽根車内の2次流れは、流線の曲りと羽根車の回転により生じるコリオリ力の作用により発生することが、2次流れ理論により明らかにされている。羽根車内の2次流れは、シュラウド面あるいはハブ面に沿って生じる翼間2次流れと、羽根の圧力面あるいは負圧面に沿って生じる子午面2次流れに大別される。

翼間2次流れは羽根の形状を後方湾曲させることで、抑制可能であることが知られている。もう一方の子午面2次流れは、流路の3次元形状の詳細な最適化が必要であり、容易に弱めたり打ち消したりすることができない。本発明の目的は、遠心または斜流ターボ機械の子午面2次流れを抑制することである。

本発明の適用される典型的なターボ機械の羽根の一例として、クローズド形羽根車の3次元形状を、シュラウド面の大部分が割愛された状態で模式的に図示したものが図1(A)(B)である。図1(A)の部分断面斜視図中のA-A'矢視図断面としての子午面断面が図1(B)に表されている。図1(A)(B)において、回転軸1を中心軸とした円錐体の外表面様の湾曲面をもって円盤様に延在するハブ面2上には、該面に対して、植設された羽根3の複数枚が、回転軸1を中心にハブ面2の半径方向に延び、該ハブ面の円周方向に等間隔で配列されている。複数枚の羽根3の上端面3aには、図1(B)に示されるように、シュラウド面4が覆い被せられていて、左右2枚の羽根3と、下方のハブ面2と、上方のシュラウド面4とで囲まれた空間により流路が構成され、羽根車6の回転軸1近傍の羽根入口6aから該羽根車の出口6bに向けて、流体が通過する。羽根車6が回転軸1を中心に回転角速度 ω で回転することで、羽根車入口6aから流路に流入した流体が、羽根車出口6bに向けて移送される。この場合、羽根3の回転方向に向う面が圧力面3bとなり、これと反対の面3bが負圧面3cとなる。なお、オープン形羽根車の場合には、シュラウド面4を形成するための独立の部材は存在していないが、羽根車6を囲む図外のケーシングが機能的にシュラウド面4を兼ねている。流体力学的な基本構成において、子午線2次流れの発生と抑制の点では、クローズド形羽根車と差異がないので、以降の説明は、クローズド形羽根車の例示の下で進められる。

このような複数個の羽根3から成る羽根車6を中核的な構成要素として組み込んで、回転軸1を回転駆動源に連結し、吸込管など経路で流体を羽根入口6aに導入し、羽根出口6bからの流体を吐出管など経路で機外に導出することにより、ターボ機械が構成されるものである。

このようなターボ機械を構成する羽根車における未解決の深刻な課題として、その抑制が本発明の対象となっているところの子午面2次流れの発生メカニズムは以下のように説明されている。

即ち、図1(B)に示されるように、羽根流路内の相対流れに関しては、主流に対する流線の曲率による遠心力 W^2/R の作用と、羽根車の回転によるコリオリ力 $2\omega W\theta$ の作用とにより、相対圧力場 $p^* (= p - 0.5\rho u^2)$ が定まる。ここに、 W は流れの相対速度

10

20

30

40

50

、 R は流線の曲率半径、 ω は羽根車の回転角速度、 W_θ は W の回転軸1に対する周方向の速度成分である。そして、 p^* は相対圧力場であり、 p は静圧、 ρ は流体の密度、 u は回転軸1からの所定の半径位置における周速度である。相対圧力場 p^* の分布は、図1(B)中のハブ側へと向かう遠心力 W^2/R とコリオリ力 $2\omega W_\theta$ とに対してバランスするように、ハブ側で高く、シュラウド側で低い分布となる。

羽根面に沿う境界層内部では、相対速度 W が壁面の影響により減少しているため、境界層内部の流体に作用する遠心力 W^2/R とコリオリ力 $2\omega W_\theta$ が小さくなる。その結果、上述の主流の圧力場 p^* とバランスすることができないため、境界層内の低エネルギー流体は相対圧力 p^* の小さな領域へと向かい、子午面2次流れを生ずるのである。

つまり、図1(A)中で、羽根3の圧力面3b上の破線矢印、負圧面3c上の実線矢印にて示されているように、羽根3の圧力面3bないし負圧面3c上で、ハブ側からシュラウド側に向けての羽根面に沿う流体の移動が子午面2次流れである。

子午面2次流れは、羽根3の負圧面3cと圧力面3bの両壁面で生じうるが、一般に負圧面3c上の境界層の方が厚いので、負圧面3c上での2次流れの発生がターボ機械の性能特性に与える影響が大きいことが知られている。本発明は、こうした羽根の負圧面上の子午面2次流れの抑制を目的とするものである。

かくて、境界層内の低エネルギー流体がハブ側からシュラウド側に移動すると、これに応じて、その移動による流量を補うように翼間の中央部では逆にシュラウド側からハブ側に向かって流れが生じる。その結果、図2(A)の部分断面斜視図中のB-B'矢視断面図である図2(B)に模式的に明示されるように、羽根間の流路内に、旋回方向の異なる1対の渦が形成されることになる。このような渦は2次渦と呼ばれるが、この渦によって流路内の低エネルギー流体が、羽根車内のある特定の場所(相対圧力 p^* の低い領域)に蓄積されてしまい、これが流路内で正常に流れている流体と混合して大きな流れ損失を生ずる原因となる。

また、相対速度が低い(低損失)流体と、相対速度が高い(高損失)流体とが十分に混合せずに生じた不均一な流れが、羽根の下流の流路に放出されると、これらが混合する際に、大きな流れ損失を生ずる原因となる。

こうした不均一な羽根車出口流れは、ディフューザ入口部での速度三角形を不適切なものとし、羽根付きディフューザで流れを分離し、羽根無しディフューザ内で逆流を生じ、ターボ機械全体の性能を著しく低下させる原因となる。

さらに、上述の流路内部の特定の場所に集積した低エネルギー流体の領域では、大規模な逆流が発生しやすくなるので、右上がりの不安定な揚程特性を生じ、サージング、振動、騒音などを誘起し、ターボ機械の安定な運転を阻害する原因となる。

従って、遠心または斜流形ターボ機械の性能を向上させ、その安定な運転を実現するためには、この2次流れを極力抑制するように流路の3次元形状の設計を行ない、2次渦や、不均一な流れの発生及び、大規模な流れの剥離などを防止する必要がある。

発明の開示

本発明は、上記の背景技術に基づくターボ機械の羽根車における子午面2次流れの抑制の不徹底に起因する損失の増大や運転の安定性の欠如という問題点に鑑み、下記列举の4つの設計上のアスペクトに従って、上記問題点を解決することで、ターボ機械の損失を低減し、運転の安定性を向上させることを課題とするものである。

(1) 本発明の第1のアスペクトは、羽根の負圧面上でのハブ側とシュラウド側間の相対圧力差 $\Delta C p$ (又は相対速度のマッハ数の差 ΔM)の子午面長さに対する分布によって特徴付けられるものであり、無次元子午面長さ0(羽根車入口)と無次元子午面長さ1.0(羽根車出口)との間において、羽根車出口方向に向うにつれて、相対圧力差 $\Delta C p$ (又はマッハ数の差 ΔM)が顕著な減少傾向を呈するように設計されていることである。又、羽根車入口と羽根車出口との間において、羽根車出口方向に向うにつれて、相対圧力差 $\Delta C p$ (又はマッハ数の差 ΔM)が略ゼロとなるか、あるいは、さらに羽根車出口方向に向うにつれて、 $\Delta C p$ (又は ΔM)の極性反転を呈するように設計されていることである。

10

20

30

40

50

このように相対圧力差 ΔC_p の分布を設計することにより、相対圧力差 ΔC_p (又はマッハ数の差 ΔM) が顕著な減少傾向を呈する羽根位置において、子午面 2 次流れが顕著に抑制され、結果的に、羽根車全体の子午面 2 次流れが効果的に抑制されるように作用する。この場合、相対圧力差 ΔC_p (又はマッハ数の差 ΔM) の顕著な減少傾向の度合いとそれが生ずる羽根位置が最適であれば、子午面 2 次流れの抑制作用が最大化される。

そして、顕著な減少傾向の度合いに関しては、相対圧力差 ΔC_p (又はマッハ数の差 ΔM) の極小値を得る無次元子午面長さ m の位置から無次元子午面長さ 0.4 を差し引いた位置において得られる相対圧力差 ΔC_p (又はマッハ数の差 ΔM) と、該極小値の差が 0.20 (又は、相対速度のマッハ数において 0.15) 以上であれば最適であり、顕著な減少傾向の生ずる羽根位置に関しては、無次元子午面長さ $m = 0.4 \sim 1.0$ の範囲内の羽根位置であれば最適である。ここに、無次元子午面長さは、図 1 (B) に示される羽根の子午面断面において、シュラウド側に関しては、子午面内の羽根車入口 6 a 位置からシュラウド面沿いの任意の羽根位置までの距離 l_s と、該羽根車入口 6 a 位置からシュラウド面沿いの末端の羽根車出口 6 b 位置までの距離 $l_{T,s}$ との比 $l_s / l_{T,s}$ により定義され、さらにハブ面に関しても、同様に、羽根車入口 6 a 位置からハブ面沿いの任意の羽根位置までの距離 l_h と、末端の羽根車出口 6 b 位置までの距離 $l_{T,h}$ との比 $l_h / l_{T,h}$ により各別に定義される無次元量であり、 $m = 0$ が羽根車入口 6 a 位置に対応し、 $m = 1.0$ が羽根車出口 6 b 位置に対応する。

相対圧力差 ΔC_p (又はマッハ数の差 ΔM) の差が略ゼロとなる羽根位置、または極性反転の生ずる羽根位置が、無次元子午面長さ $m = 0.6$ 以上であれば好適であるが、特に無次元子午面長さ $m = 0.65 \sim 0.9$ の範囲内 (羽根出口付近) であれば最適であり、その場合に、子午面 2 次流れの抑制作用が最大化される。

なお、液体ポンプなどにおける非圧縮性流体に対しては、相対圧力差 ΔC_p が採用されるのに対して、コンプレッサーなどにおける圧縮性流体に対しては、相対速度のマッハ数の差 ΔM が採用されるが、これらは流体力学上、2 次流れの発生に及ぼす影響が動的に等価であるので、以降、相対圧力差 ΔC_p の方のみを用いて説明を進める。

(2) 本発明の第 2 のアスペクトは、羽根車内の半径 r と、その位置における流体の絶対速度 V の平均周方向成分

$$\bar{V}_\theta$$

$$\text{との積} \\ (r \bar{V}_\theta)$$

$$\text{の、子午面長さ方向の変化率} \\ \delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

の子午面長さに対する分布、すなわち、翼面負荷分布によって特徴付けられるものである。

$$\text{ここにおいて、} r \text{ は図 1 (B) に示すように、円筒極座標系の半径座標であり、} \\ \bar{V}_\theta$$

は絶対速度 V の周方向速度成分 V_θ を周方向平均した値を示す。すなわち、羽根のシュラウド側の翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

の最大値が、羽根前半部で生じ、羽根のハブ側の翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

の最大値が、羽根後半部で生じるように設計されていることである。

又、 $m = 0$ の羽根車入口近傍では、羽根のシュラウド側の翼面負荷分布 δ

10

20

30

40

50

$(r \bar{V}_\theta)$

値の方が、羽根のハブ側の翼負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

値よりも大きく、 $m = 1$ の羽根車出口近傍では、シュラウド側の翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

値の方が、ハブ側の翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

10

値よりも小さくなり、結局、 $m = 0 \sim 1$ の羽根車入口と羽根車出口との間でシュラウド側の翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

値とハブ側の翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

値とに大小関係の逆転を呈するように設計されていることである。

このような、翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

20

の分布の特徴を実現するように羽根車を設計することにより、羽根車入口側では、シュラウド側での翼負荷を大きくする半面、ハブ側での翼負荷を小さくし、一方、羽根車出口側では、これとは逆に、シュラウド側での翼負荷を小さくする半面、ハブ側での翼負荷大きくすることができる。このことは、結局、本発明の第1のアスペクトに反映して、羽根車入口側では、比較的大きな相対圧力差 ΔC_p を実現し、羽根車出口側では、著しく小さな相対圧力差 ΔC_p を実現することになるので、結果的に、羽根車入口と羽根車出口との間で相対圧力差 ΔC_p の顕著な減少を生じ、子午面2次流れを効果的に抑制するように作用する。

30

この場合、シュラウド側の翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

値とハブ側の翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

値との大小関係の逆転を生ずる羽根位置が最適であれば、子午面2次流れの抑制作用が最大化される。そのような羽根位置としては無次元子午面長さが $m = 0.5$ 以上が好適であり、特に無次元子午面長さ $m = 0.55 \sim 0.85$ の範囲内が最適である。シュラウド側における

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

40

が最大値を羽根前半部で示す位置としては $m = 0 \sim 0.3$ が望ましく、またハブ側における

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

が最大値を羽根後半部で示す位置としては $m = 0.6 \sim 1.0$ が望ましい。

(3) 本発明の第3のアスペクトは、羽根車出入口間の全体あるいは羽根車出口側の後半部において、羽根車の外周側から見た場合の羽根形状に関し、羽根車のハブ側が羽根車のシュラウド側に対して羽根車の外周沿いに羽根車の回転方向に先行するような円周方向

50

の羽根傾斜を施して設計されていて、しかも、羽根傾斜角度 γ が一定ではなく羽根車出口に向かうにつれて減少傾向を呈するように設計されているということである。ここにおいて、羽根傾斜角度 γ は、羽根車の流路断面上において、羽根車の翼断面の中心線がシュラウド面に対して成す角度として定義され、図 11 (C) は図 10 の E-E' 矢視の羽根車出口での流路断面上での羽根傾斜角度 γ を示す。さらに羽根車入口側から見た場合の羽根形状に関し、羽根車出口位置における羽根の翼断面の中心線が羽根車の外周の接線に対して成す角度として定義される羽根出口角度 α_{TE} (図 11 (C)) の値がハブ上での値 $\alpha_{TE,E}$ からシュラウド上での値 $\alpha_{TE,S}$ へと減少し、しかも、羽根車入口側から見た場合のハブ面上での翼断面の中心線が、任意の羽根位置における羽根車の円周の接線に対して成す角度として定義される羽根角度 α_H (図 11 (C)) が羽根車出口側で最大値または極大値を呈するように設計されているのが好適である。

10

結局、このことは、羽根車の入口側から見た場合のハブ面上の羽根形状に関し、羽根車出口側の羽根位置後半部において、羽根車が回転方向の後方に向けて湾曲する度合いを弱め、羽根車出口に向かうにつれてハブ側の羽根角度 α_H をシュラウド側の羽根角度 α_S との相対において大きくし、その結果、羽根のハブ側が相対的に羽根のシュラウド側に対して、羽根車の回転方向に向けて先行するような羽根形状が実現されることを意味する。

このように、円周方向の羽根傾斜を施して設計することにより、シュラウド側での相対圧力 p^* を上昇させることで、ここでの圧力係数 C_p を減少させる半面、ハブ側での相対圧力 p^* を低下させることで、ここでの圧力係数 C_p を増大させることができる。このことは、結局、本発明の第 1 のアスペクトに反映して、羽根車入口と羽根車出口との間で羽根車出口に向うにつれて出現する翼負圧面上の相対圧力差 ΔC_p の減少傾向を強調するように作用する。

20

この場合、円周方向の羽根傾斜の形状が適切であれば、子午面 2 次流れの抑制作用が最大化される。適切な羽根傾斜においては、羽根車の入口側から見た場合の羽根形状に関し、ハブ面上の羽根角度 α_H が最大となった後に回転方向後方に対する凸湾曲へと転ずる変曲点位置が、無次元半径位置 $r^* = (r - r_{1H}) / (r_{2H} - r_{1H}) = 0.6$ 以上、または無次元子午面長さが $m = 0.7$ 以上であり、また、羽根形状の、羽根車出口へ向かう後方湾曲の程度は、ハブ側よりもシュラウド側で顕著となり (図 11 (C))、 $\{d(r\theta) / dr\}_S > \{d(r\theta) / dr\}_H$ が成り立つ。ここに、 r および θ は、曲座標における半径座標と角度座標を示す。ここに角度座標 θ は羽根車の回転方向と逆方向に測った場合に正の値を持つとして定義する。そして、この場合、羽根形状全体の傾斜の度合いを示す指数として、羽根傾斜比 $S = (\theta_{TE,S} - \theta_{TE,H}) / (\theta_{TE,M} - \theta_{LE,M})$ が定義されるが、この羽根傾斜比 S が 0.14 以上であることが望ましい。ここに、 $\theta_{TE,S}$ は、羽根車のシュラウド側における羽根車出口が該円周方向の基準位置に対して成す角度を示し、 $\theta_{TE,H}$ は、羽根車のハブ側における羽根車出口が該基準角度に対して成す角度を示し、 $\theta_{TE,M}$ は、羽根車のシュラウド側とハブ側の間点、すなわち、シュラウドとハブの間点における羽根車出口が該基準位置に対して成す角度を示し、 $\theta_{LE,M}$ は、該中間点における羽根車入口が該基準位置に対して成す角度を示している (図 11 (C))。

30

抑制対象となる子午面 2 次流れが強い場合には、本発明のかかる第 3 のアスペクトのみにより、本発明の第 1 のアスペクトにおけるシュラウド側のハブ側での相対圧力差 ΔC_p の顕著な減少傾向を実現して、子午面 2 次流れを効果的に抑制しようとする、必要な円周方向羽根傾斜の度合いが強くなり、製作上の困難を伴う。こうした場合にも、本発明の第 3 のアスペクトは、本発明の第 2 のアスペクトとの協調作用により、製作上の困難を伴わない形状で子午面 2 次流れの抑制作用を有効に発揮する。

40

(4) 本発明の第 4 のアスペクトは、ハブ側の羽根角度 β_H からシュラウド側の羽根角度差 β_S を差し引いて得られる羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ の無次元羽根子午面長さに対する分布によって特徴付けられる。すなわち、羽根車入口と羽根車出口との間において羽根車出口方向に向うにつれて、羽根角度 $\beta_H - \beta_S$ が顕著な増大傾向を呈するように設計されているということである。

ここに、羽根角度は、羽根車をハブ面又はシュラウド面の湾曲沿いに平面視した翼間流面

50

上の羽根形状に関し、羽根の回転軸を中心とした円周方向の角度であり、羽根角度 β_H は、羽根車のハブ側の翼断面の中心線が該回転軸からの任意の半径 r 位置における円周方向接線に対して成す角度を示し、羽根角度 β_S は、羽根のシュラウド側の翼断面の中心線が該円周方向接線に対して成す角度を示している（図 1 2（B）（C））。

このような羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ の分布を設計することにより、羽根車出口方向に向うにつれて、ハブ側の羽根角度 β_H が大きくなり、その結果ハブ側での翼負荷を羽根車出口方向に向うにつれて大きくすることができる。一方羽根出口方向に向うにつれて、シュラウド側の羽根角度 β_S を小さくすることで、シュラウド側での翼負荷を羽根車出口方向に向うにつれて小さくすることができる。このことは、結局、本発明の第 1 のアスペクトに反映して、羽根車出口側で、著しく小さな相対圧力差 ΔC_p を実現することになる。すなわち、羽根車入口と羽根車出口との間において現われる相対圧力差 ΔC_p の顕著な減少を通じて、子午面 2 次流れを効果的に抑制できる。

この場合、羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ の極大値又は最大値と、その極大値又は最大値が現われる羽根位置が最適であれば、子午面 2 次流れの抑制作用が最大化されるのであり、極大値又は最大値に関しては、20 度以上の値が最適であり、また、無次元子午面長さ $m = 0 \sim 0.2$ の羽根車入口部における平均羽根角度差に対して 10 度以上大きな値が望ましい。極大値または最大値の現われる羽根位置に関しては、無次元子午面長さ $m = 0.5$ 以上が好適であり、特に $m = 0.7 \sim 1.0$ の範囲が最適である。

なお、羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ が羽根車出口に向かって顕著な増大傾向を示す前に、部分的に減少傾向を呈する場合もあるが、 $\beta_H - \beta_S$ の顕著な増大傾向が子午面 2 次流れを抑制する効果には基本的に変わりがない。

【図面の簡単な説明】

図 1 ～図 2 は背景技術に関するものである。図 1 は、クローズド形羽根車の 3 次元形状における子午面 2 次流れを示す説明図であり、図 1（A）は部分断面斜視図、図 1（B）は図 1（A）の A-A' 矢視子午面断面図である。

図 2 は、クローズド形羽根車の子午面 2 次流れによる 2 次渦を示す説明図であり、図 2（A）は部分断面斜視図、図 2（B）は図 2（A）の B-B' 矢視断面図である。図 3 ～図 14 は本発明の最良の実施形態に関連するものである。図 3 ～図 6 は、横軸に無次元子午面長さ m を配置し、縦軸に圧力係数 C_p を配置した圧力係数曲線、図 7 ～図 8 は、横軸に無次元子午面長さ m を配置し、縦軸に

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m,$$

すなわち、羽根車内の半径 r と、その位置における流体の絶対速度 V の平均周方向成分 $\bar{V}_\theta$

との積
 $(r \bar{V}_\theta)$

の無次元子午面長さ m 方向の変化率を配置した翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

曲線、図 9 ～図 11 は円周方向の羽根傾斜を示す説明図であり、図 9（A）は羽根車の斜視図、図 9（B）は図 9（A）の C-C' 矢視断面図、図 10 は羽根車の子午面断面図、図 11 は図 10 の D-D' 及び E-E' 矢視図で、図 11（A）は従来設計の羽根車、図 11（B）は羽根傾斜を有する従来設計の羽根車、図 11（C）は本発明の羽根傾斜を有する羽根車を対比して示す。図 12 は翼間面上で定義する羽根角度を示す説明図であり、図 12（A）は羽根車の斜視図、図 12（B）は図 12（A）のハブ面 2 の平面での F 矢視平面断面図、図 12（C）は図 12（A）のシュラウド面 4 の平面での G 矢視平面断面図である。図 13 は横軸に無次元子午面長さ m を配置し、縦軸に羽根角度を配置した羽根角度曲線であり、図 13（A）はハブ面の羽根角度 β_H 曲線、図 13（B）はシュラウド面

10

20

30

40

50

の羽根角度 β_s 曲線、図 14 はハブ面の羽根角度 β_H とシュラウド面の羽根角度 β_s との間の羽根角度差 $\beta_H - \beta_s$ 曲線である。

図 15 ～ 図 74 は本発明の最良の実施形態の実証データ例を示すものである。図 15 ～ 図 26 は低比速度遠心ポンプに関するものであり、図 15、図 18、図 21、図 24 は圧力係数 C_p 曲線（図中の実線はハブ面の曲線、破線はシュラウド面の曲線）、図 16、図 19、図 22、図 25 は翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

曲線（図中の実線はハブ面の曲線、破線はシュラウド面の曲線）、図 17、図 20、図 23、図 26 は 2 次流れベクトル線図であり、図 15 ～ 図 17 は従来設計例、図 18 ～ 図 20 は本発明による円周方向の羽根傾斜のみを指向した設計例、図 21 ～ 図 23 は本発明による円周方向の羽根傾斜と翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

との組み合わせを指向した設計例、図 24 ～ 図 26 は本発明による翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

のみを指向した設計例である。

図 27 ～ 図 38 は中比速度斜流ポンプの羽根車の実証データを示し、図 27、図 30、図 33、図 36 は圧力係数 C_p 曲線（図中の実線はハブ面の曲線、破線はシュラウド面の曲線）、図 28、図 31、図 34、図 37 は翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

曲線（図中の実線はハブ面の曲線、破線はシュラウド面の曲線）、図 29、図 32、図 35、図 38 は 2 次流れベクトル線図であり、図 27 から図 29 は従来設計例、図 30 ～ 図 32 は本発明による円周方向の羽根傾斜のみを指向した設計例、図 33 ～ 図 35 は本発明による円周方向の羽根傾斜と翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

との組み合わせを指向した設計例、図 36 ～ 図 38 は本発明による翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

のみを指向した設計例である。

図 39 ～ 図 50 は遠心コンプレッサーの羽根車の実証データを示し、図 39、図 42、図 45、図 48 はマッハ数 M 曲線（図中の実線はハブ面の曲線、破線はシュラウド面の曲線）、図 40、図 43、図 46、図 49 は翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

曲線（図中の実線はハブ面の曲線、破線はシュラウド面の曲線）、図 41、図 44、図 47、図 50 は 2 次流れベクトル線図であり、図 39 ～ 図 41 は従来設計例、図 42 ～ 図 44 は本発明による円周方向の羽根傾斜のみを指向した設計例、図 45 ～ 図 47 は本発明による円周方向の羽根傾斜と翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

との組み合わせを指向した設計例、図 48 ～ 図 50 は本発明による翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

のみを指向した設計例である。

図 51 ～ 図 62 は斜流コンプレッサーの羽根車の実証データを示し、図 51、図 54、図 57、図 60 はマッハ数 M 曲線（図中の実線はハブ面の曲線、破線はシュラウド面の曲線

)、図52、図55、図58、図61は翼面負荷分布

$$\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$$

曲線(図中の実線はハブ面の曲線、破線はシュラウド面の曲線)、図53、図56、図59、図62は2次流れベクトル線図であり、図51～図53は従来設計例、図54～図56は本発明による円周方向の羽根傾斜のみを指向した設計例、図57～図59は本発明による円周方向の羽根傾斜と翼面負荷分布

$$\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$$

との組み合わせを指向した設計例、図60～図62は本発明による翼面負荷分布

$$\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$$

10

のみを指向した設計例である。

図63～図74は、羽根角度曲線に関し、従来設計例と、本発明による円周方向の羽根傾斜のみを指向した設計例と、本発明による円周方向の羽根傾斜と翼面負荷分布

$$\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$$

との組み合わせを指向した設計例と、本発明による翼面負荷分布

$$\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$$

20

のみを指向した設計例とを対比して示す。図63～図65は低比速度遠心ポンプの羽根車に関するものであり、図63はハブ面の羽根角度 β_H 曲線、図64はシュラウド面の羽根角度 β_S 曲線、図65は羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ 曲線である。

図66～図68は中比速度斜流ポンプの羽根車に関するものであり、図66はハブ面の羽根角度 β_H 曲線、図67はシュラウド面の羽根角度 β_S 曲線、図68は羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ 曲線である。

図69～図71は遠心コンプレッサーの羽根車に関するものであり、図69はハブ面の羽根角度 β_H 曲線、図70はシュラウド面の羽根角度 β_S 曲線、図71は羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ 曲線である。

図72～図74は斜流コンプレッサーの羽根車に関するものであり、図72はハブ面の羽根角度 β_H 曲線、図73はシュラウド面の羽根角度 β_S 曲線、図74は羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ 曲線である。

30

図75は羽根車形状に対する円周方向の羽根傾斜の外観上の相違を示す斜視図であり、図75(A)は本発明による円周方向の羽根傾斜のみを指向した設計例、図75(B)は本発明による円周方向の羽根傾斜と翼面負荷分布

$$\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$$

との組み合わせを指向した設計例である。

図76は、本発明のターボ機械に関する実証データの採取に際して採用された3次元逆解法の数値計算のフローの概略を示すフローチャートである。

40

発明を実施するための最良の形態

本発明の第1のアスペクトに関する最良の形態を説明すれば以下のとおりである。

羽根車流路内の相対流れの主流では、粘性の影響が無視できるので、液体ポンプなどにおける非圧縮性流れに対しては次式が近似的に成立する。

$$P_{Trel} = p^* + 0.5 \rho W^2 = \text{constant}$$

ここに P_{Trel} は、羽根車上流での相対全圧である。

次に、羽根面上の相対圧力 p^* (reduced static pressure)の無次元量として次式で圧力係数 C_p を定義する。

$$C_p = (P_{Trel} - p^*) / (0.5 \rho U^2) = (W/U)^2$$

ここに、 U は羽根車外周での周速度である。

50

図3は無次元子午面長さ m に対する圧力係数 C_p の分布を、羽根車のハブ側と羽根車のシュラウド側について示したものである。 C_p の定義式から明らかなように、相対圧力 p^* が低いシュラウド側では圧力係数 C_p の値が大きく、相対圧力 p^* が高いハブ側では、圧力係数 C_p の値が小さい。先に述べたように、羽根負圧面上の子午面2次流れは相対圧力 p^* の高い羽根車のハブ側から羽根車の負圧面沿いに相対圧力 p^* の低い羽根車のシュラウド側へと向かうので、この両者の圧力差 ΔC_p を小さくすることにより、子午面2次流れが抑制できることが期待される。なお、圧力係数 C_p は非圧縮性流れを前提として定義され、相対速度 W の無次元量の2乗 $(W/U)^2$ に等しいが、コンプレッサーなどの圧縮性流れにおいては、2次流れの挙動と密接に関連する物理量は相対速度のマッハ数であることが知られている。すなわち、以下の説明では簡単のため圧力係数 C_p の分布について記述するが、非圧縮性流れにおける圧力係数 C_p の分布が子午面2次流れに及ぼす影響は、圧縮性流れにおいて相対速度のマッハ数 M が子午面2次流れに及ぼす影響と等価である。羽根車流路壁面に沿って発達する羽根面境界層は、羽根車入口から羽根車出口に向かって、累積的に厚みを増すので、本発明では、羽根車の後半部での圧力係数 C_p の分布形状に着目して、羽根車の負圧面上の子午面2次流れを抑制するための構成を提案する。すなわち、羽根車の負圧面上で、ハブ側とシュラウド側間の圧力差 ΔC_p が羽根車出口に向かって顕著な減少傾向を示すような、図4に示される特徴的な圧力分布となるように羽根形状を設計するということである。こうした圧力差 ΔC_p が羽根車出口に向かって著しく減少するような羽根面圧力分布は、

(a) 図5に示されるようにハブ側における翼負荷、すなわち、羽根車の圧力面と負圧面間の圧力差を、羽根車出口に向かって著しく増大させたもの、

(b) 図6に示されるようにシュラウド側における翼負荷を、羽根車出口に向かって著しく減少させたもの、

(c) 上記(a)(b)の両者を組み合わせた構成のものとする。

結局のところ、図4に示されるように、羽根車の負圧面上での圧力差 ΔC_p が羽根車出口に向かって著しく減少する羽根面圧力分布とすることが要点である。

数多くの実証データについて検討を加えた結果、上記の顕著な減少傾向の程度としては、相対圧力差 ΔC_p （又は相対速度のマッハ数の差 ΔM ）を得る無次元子午面長さ位置から無次元子午面長さ 0.4 を差し引いた位置において得られる相対圧力差 ΔC_p （又はマッハ数の差 ΔM ）と上記極小値の差が 0.2 以上（相対速度のマッハ数の差 ΔM では 0.15 以上）が最適であることが明らかになった。また顕著な減少傾向の生じる羽根位置に関しては、無次元子午面長さが $m = 0.4 \sim 1.0$ の範囲内の羽根位置であれば最適であることが明らかになった。

遠心羽根車や低比速度の斜流羽根車では、羽根車出口の幅が狭く、羽根車出口近傍ではハブ面とシュラウド面との間の圧力差が少なくなるので、通常、図4の羽根車出口、すなわち無次元子午面長さ $m = 1.0$ の位置において、圧力差 ΔC_p が小さくなる。一方で、羽根車入口ではシュラウド側の圧力係数 C_p はハブ側の圧力係数 C_p よりも高い値を示す。従って、一般に、遠心羽根車や比速度の小さな斜流羽根車の負圧面上での圧力差 ΔC_p は、羽根車出口に向かうにつれ減少するという図4の特徴を本来的に継承しているものである。しかしながら、こうした羽根車において2次流れを抑制するためには、羽根車出口側で圧力差 ΔC_p がほとんどなくなるか、または、圧力差 $\Delta C_p < 0$ 、すなわち、ハブ側の圧力係数 C_p がシュラウド側のそれよりも大きくなるように、さらに圧力差 ΔC_p の減少傾向を高めるよう配慮する必要がある。数多くの実証データについて検討を加えた結果、こうした圧力差 ΔC_p が略ゼロとなるか又は極性反転を生ずる羽根位置としては、無次元子午面長さが $m = 0.6$ 以上の羽根位置（羽根車出口側）であれば好適であり、無次元子午面長さが $m = 0.65 \sim 0.90$ の範囲内の羽根位置では最適であることが明らかになった。従来設計では、こうした特別な配慮が全く行われていないので、子午面2次流れを有効に抑制することはできなかった。

続いて本発明の第2のアスペクトに関する最良の形態を説明すれば以下のとおりである。

上記の相対圧力 p^* 分布を実現するものとして、本発明では、羽根車が流体に及ぼす周方

10

20

30

40

50

向平均角運動量

$$r \bar{V}_\theta$$

の無次元子午面長さ m 方向への変化率を規定することで、羽根形状を決定するための構成を提案する。

一般にターボ機械の羽根車の翼負荷、すなわち、羽根の圧力面の圧力 $p^*(+)$ と負圧面の圧力 $p^*(-)$ の間の圧力差 $p^*(+) - p^*(-)$ は次式で示される。

$$(p^*(+) - p^*(-)) / \rho = 2 \pi (W_{b1} \nabla r \bar{V}_\theta) / B$$

ここに W_{b1} は翼面位置での相対速度、 B は羽根枚数であり、 ∇ は微分演算子で空間座標に

10

$$\bar{V}_\theta$$

は、後述の図12(C)においてシュラウド上での翼間流れに対して例示する絶対速度 V の周方向速度成分 V_θ を周方向に平均したものである。この式から圧力面と負圧面の間の圧力差は、流路内での半径 r とその位置での絶対速度の周方向速度成分 V_θ を周方向に平均した値との積

$$r \bar{V}_\theta$$

(角運動量)の子午面長さ m 方向の変化率に密接に関係していることがわかる。

20

従って、上述の図5、6に示されるように、翼負荷すなわち相対圧力係数の C_p を増大あるいは減少させるには、角運動量

$$r \bar{V}_\theta$$

の変化率を適正に設定すればよいことが分かる。そこで本発明では角運動量

$$r \bar{V}_\theta$$

を以下のように与える。

まずハブ面上の

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

30

分布を、図7(A)に示されるように、羽根車入口側で低く押さえ、羽根車出口側で最大値を有するように与える。このようにすることにより、羽根後半部でのハブ面上の翼負荷 $p^*(+) - p^*(-)$ を増大させ、羽根前半部での翼負荷を減少できる。次に、シュラウド面上の

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

分布を、図7(B)に示されるように、羽根車入口側で最大値を有し、羽根車出口側で低い値を有する分布となるように与える。このようにすることにより、羽根前半部でのシュラウド面上の翼負荷 $p^*(+) - p^*(-)$ を増大させ、羽根後半部での翼負荷 $p^*(+) - p^*(-)$ を減少できる。図8には、ハブ面とシュラウド面上の

40

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

分布を組み合わせることで、子午面長さ方向の変化率

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

を羽根車入口側でシュラウド側がハブ側より高く、羽根車出口側で、ハブ側がシュラウド側より高くなるように定めることが示されている。この時、ハブ面上とシュラウド面上の

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

50

は、無次元子午面長さ $m = 0 \sim 1$ 、0 間で大小関係の逆転を呈し、両曲線は交差する。こうした分布を採用することにより、羽根車の負圧面上では、羽根前半部での比較的大きな圧力差 ΔC_p の値から、羽根後半部の小さな圧力差 ΔC_p の値へと、圧力差 ΔC_p の羽根車出口に向かう子午面長さ方向の減少傾向を大きくできるので、羽根車の負圧面上の子午面 2 次流れを効果的に抑制することが可能になる。数多くの実証データについて検討を加えた結果、両曲線の交差位置としては無次元子午面長さ 0.5 以上が好ましく、特に無次元子午面長さ $m = 0.55 \sim 0.85$ の範囲内で交差する場合が最も効果的であることが明らかになった。シュラウド側における

$$\delta(r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

10

が最大値を羽根前半部で示す羽根位置としては $m = 0 \sim 0.3$ が望ましく、またハブ側における

$$\delta(r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

が最大値を羽根後半部で示す羽根位置としては $m = 0.6 \sim 1.0$ が望ましい。

ところで、以上のように、翼面負荷分布

$$\delta(r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

の適正な形状が定まれば、これを実現するための羽根車の 3 次元形状は、流れ解析手法を用いて羽根形状を試行錯誤に従って修正することにより得ることが出来る。しかしながら、より能率的には、こうした形状は、規定された翼面負荷分布を実現する羽根形状を数値解析により決定する手法として公知の 3 次元逆解法により決定可能である。3 次元逆解法の数値解析手法としては、Zangeneh, M., 1991, "A Compressible Three Dimensional Blade Design Method for Radial and Mixed Flow Turbonachinery Blades", International Journal of Numerical Methods in Fluids, Vol. 13 pp.599-624.、又は Borges, J.E., 1990, "Three-Dimensional Inverse Method for Turbomachinery: Part I-Theory", Transaction of the ASME, Journal of Turbomachinery, Vol.112, pp.346-354 又は Yang, Y. L., Tan, C.S. and Hawthorne, W. R., 1992, "Aerodynamic Design of Turbonachinery Blading in Three-Dimensional Flow: An Application to Radial Inflow Turbines", ASME Paper 92-GT-74、又は Dang, T.Q., 1993, "A Fully Three-Dimensional Inverse Method for Turbonachinery Blading in Transonic Flows", Transactions of the ASME, Journal of Turbonachiner, Vol.115, pp.354-36 など多くの提案が成されている。本発明で採用された、上記 Zangeneh, M. (1991) の 3 次元逆解法では、羽根を翼キャンバー線上に分布させた渦の層で表現し、個々の渦強さは平均旋回速度

20

30

$$\bar{V}_\theta$$

と半径 r の積

$$r \bar{V}_\theta$$

を規定することにより決定する。

40

$$r \bar{V}_\theta$$

は本発明で規定する翼面負荷分布

$$\delta(r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

と子午面形状が定まれば、

$$\delta(r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

を子午面長さ m 方向に積分することにより容易に求めることができる。本発明において、こうした

50

$$r \bar{V}_\theta$$

分布、ひいては翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

を実現する羽根形状は、渦が流れ場に誘起する速度が羽根面を横切らないという条件により決定できる。このような３次元逆解法による数値計算のフロー概要を示すのが図 7 6 であり、以下にその概要を解説する。

(STEP 1) 規定した翼面負荷分布

$$\delta (r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

10

を羽根車の無次元子午面長さ m に沿って積分し、

$$r \bar{V}_\theta$$

分布を計算する。

(STEP 2) 子午面方向の速度成分 V_m を、設計質量流量と規定した子午面の流路不断面積から推定する。

(STEP 3) 周方向速度成分

$$\bar{V}_\theta$$

20

を、各位置での

$$r \bar{V}_\theta$$

を半径 r により除算することにより求める。この時点で求めた速度場は、羽根形状の影響が正確には含まれていないので初期の近似値である。

(STEP 4) 求めた速度場と相対流れが羽根面に沿うという条件から、各位置での羽根形状を計算する。羽根形状は一次の双曲形の偏微分方程式を解くことにより決定され、従って積分のための初期値として、羽根車の出口に沿っての θ 分布を規定することにより羽根傾斜を与えることが可能である。

(STEP 5) 羽根領域における速度分布を STEP 1 で求めた

30

$$r \bar{V}_\theta$$

分布と STEP 4 で求めた現時点での羽根形状から計算する。

(STEP 6) STEP 5 で求めた速度分布と STEP 4 で求めた羽根形状を用いて、支配偏微分方程式を解くことにより速度場を計算する。

(STEP 7) STEP 6 において再計算された速度場をもって STEP 4 へと戻り、翼形状の変化が一定の誤差範囲内となるまで STEP 4 から STEP 7 までの工程を反復する。

続いて本発明の第 3 のアспектに関する最良の形態を説明すれば以下のとおりである。

本発明では、羽根車内部の相対圧力 p^* の分布の適正化を図るべく、羽根車のハブ側が羽根車のシュラウド側に対して、羽根車の回転方向に先行するように、周方向に羽根を傾斜させるようにした円周方向の羽根傾斜を施している。図 9 (A) は、図 1 (A) と同様のクローズド形羽根車の 3 次元形状を模式的に図示した部分断面斜視図であり、図 9 (B) は、図 9 (A) 中の C-C' 矢視断面図である。ここで、図 9 (A) (B) 中の各符号は、図 1 (A) において、同一の符号が付されている部材とそれぞれ同一のものを示している。

40

図 9 (B) に模式的に図解されているように、羽根車 3 に対しては、圧力面 3 b と負圧面 3 c 間の圧力差により、羽根面にほぼ垂直に流体力が作用しており、流体に対しては、その反作用として羽根負圧面 3 c にほぼ垂直に向かう力が働く。図 9 (B) 中に破線で示されるように、羽根車に円周方向の羽根傾斜が施されていない場合には、流体に作用する

50

力は周方向へと向かい、ハブ面あるいはシュラウド面の法線に対して直交する方向への力の成分を持たない。

これに対し、図9 (B) に示されるように、羽根車3のハブ面側3 c Hが羽根車3のシュラウド面側3 c Sとの相対において羽根車回転方向に先行するように羽根を傾斜させると、流体には、シュラウド面に垂直に向かう成分を持った力が作用する。その結果、かかるシュラウド面へと向かう力の成分に対してバランスすべく、流路内に相対圧力場が発生し、羽根傾斜のない場合との比較において、シュラウド面側で高い相対圧力 p^* を生じ、ハブ面側で低い相対圧力 p^* を生じるようになる。従って、図3に示す圧力係数 C_p のハブ面とシュラウド面間の差異としての圧力差 ΔC_p が減少し、図4に示すような2次流れ抑制に適した圧力場を形成することができる。

10

こうした円周方向の羽根傾斜の子午面2次流れへの影響は、従来の軸流ターボ機械における研究により定性的には検討されていたが、羽根形状が2次流れに及ぼす影響を本質的・定量的には把握できていなかったことから、羽根形状を実質的に変化させることなしに、シュラウド側の羽根を単に周方向へとずらしたり、翼断面をスパン方向へ湾曲させて積み重ねるなどして、羽根傾斜の効用を所定の制約下で活用していたにすぎない。

図10は、クローズド形羽根車の子午面断面を模式的に示したものであり、同図中のD-D'矢視図、すなわち、羽根車入口6 a側から見た羽根内周の平面図と、同図中のE-E'矢視図、すなわち、羽根車出口6 b側から見た羽根外周の平面図とを併画したものがそれぞれ図11 (A) (B) (C)である。従来設計の羽根車であって、羽根形状の特別な工夫を施すことなしに、公知例の特開昭55-134798に示されるように単にシュラウド側の羽根を円周方向にずらしただけの羽根傾斜が施されたものは、図11 (B)の平面図に示されるような羽根形状の羽根車を備えている。この場合には、ハブ面2上において、羽根車が回転方向の後方に向けて湾曲を開始する羽根位置である変曲点qの位置が図11 (A)の従来設計の羽根車の場合と同じであり、また図11 (B)上段において、シュラウド面4と羽根3の断面の中心線との成す角度として定義される羽根傾斜角度 γ が、羽根車出口近傍では羽根車出口に向かって略一定値に留まっている。

20

これに対し、本発明の第3のアスペクトは、より積極的に羽根車のハブ側の形状を変化させ、羽根車出口側の羽根位置の後半部において羽根車が回転方向の後方に向けて湾曲する度合いを弱め、結果的に後述の羽根車出口に向かってのハブ側の羽根角度 α_H を大きくし、シュラウド側との相対においてハブ側を羽根車の回転方向に先行させるように羽根流路形状を設計することである。この場合、羽根の翼キャンバ線の変曲点qの位置が図11 (C)に示されるように、従来設計(図11 (B))との相対において羽根車出口位置に移動する。又、羽根車出口に向かっての後方湾曲の程度 $\{d(r\theta)/dr\}$ に関し、シュラウド側でより大きな値を呈し、 $\{d(r\theta)/dr\}_S > \{d(r\theta)/dr\}_H$ となるように設計することでもある。ここにおいて、添字Sはシュラウド面上の値、添字Hはハブ面上の値を示す。

30

また羽根傾斜角度 γ に関しては、図11 (C)に示されるように、羽根車出口に向かうにつれ、羽根傾斜角度 γ が減少傾向を呈するように設計するのが好適である。ここで、羽根傾斜角 γ が一定値に保たれている必要はない。この場合、入口付近では、羽根車の羽根傾斜角 γ が相対的に大きな値となり、羽根傾斜からの影響が小さくなるので、相対圧力差 ΔC_p が相対的に高めに保たれ、そして、出口に向うにつれて、そこでは羽根車の羽根傾斜角 γ が小さな値となり、羽根傾斜からの影響が大きくなるので、相対圧力差 ΔC_p が低下し、このようにして、相対圧力差 ΔC_p の顕著な減少傾向が得られるのである。さらに図11 (C)に示されるように、羽根車入口側から見た羽根形状において、羽根出口角度 α_{TE} が、ハブ面2上での角度 $\alpha_{TE,S}$ からシュラウド面4上での角度 $\alpha_{TE,S}$ へと減少する傾向を呈し、また羽根車出入口間のハブ面2上の羽根角度 α_H が、羽根車出口側において最大値あるいは極大値を示すように設計するのが望ましい。

40

このように、シュラウド側の羽根を、反回転方向に単純にずらすだけでなく、ハブ側の羽根形状に対しても、上記のような特別な配慮を施すことにより、羽根傾斜の作用を一層効果的なものとすることができる。多くの実証データについて検討を加えた結果、ハブ面上

50

の羽根形状が、羽根角度 α_H が極大となる変曲点を経て後方湾曲へと転じる羽根位置に関しては、無次元半径位置 $r^* = (r - r_{1H}) / (r_{2H} - r_{1H})$ が 0.6 以上の場合または無次元子午面長さ m が 0.7 以上の場合が好適であり、また、羽根傾斜の度合いに関しては、羽根傾斜比 $S = (\theta_{TE,S} - \theta_{TE,H}) - (\theta_{TE,M} - \theta_{LE,M})$ が 0.14 以上の場合が好適であることが明らかになった。ここに、 r_{1H} 及び r_{2H} は、図 10 に示すように、ハブ面上の羽根車入口半径及び出口半径、また図 11 (C) に示されるように、 θ は羽根の周方向角度位置、添字 TE は羽根車出口位置、すなわち羽根後縁での値、添字 LE は羽根車入口位置、すなわち羽根前縁での値、添字 S はシュラウド面 4 上での値、添字 M は羽根高の中間点での値、添字 H はハブ面 2 上での値を示す。

ところで、軸流ターボ機械よりもはるかに強い 2 次流れを生じるような、遠心または斜流ターボ機械内部の子午面 2 次流れを、従来の羽根傾斜により完全に抑制しようとする試みは、必要となる周方向への羽根の傾斜が過大となって、製作上の困難を伴うので、構造強度上も問題があるなどの理由から実用されていなかった。そこで、本発明では、先に記述した第 2 のアスペクトである翼面負荷分布

$$\delta(r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

の適正化を羽根傾斜と併用することにより、製作上あるいは構造強度上問題の無い羽根形状とし、かつ子午面 2 次流れを最も効果的に抑制する構成を提案している。

続いて本発明の第 4 のアスペクトに関する最良の形態を説明すれば以下のとおりである。

本発明における翼面負荷分布

$$\delta(r \bar{V}_\theta) / \delta m$$

の適正化、あるいは羽根を周方向へ傾斜させる円周方向の羽根傾斜、さらには両者の組み合わせに対して、図 76 のフロー概要に基づく 3 次元逆解法により 3 次元羽根形状を求めたところ、子午面 2 次流れを効果的に抑制する羽根車は特徴的な羽根角度分布を有していることが明らかになった。すなわち、本発明の第 4 のアスペクトは、以下のような羽根角度分布を有する羽根車を設計することである。

(a) ハブ面側の無次元子午面長さに対する羽根角度分布が、図 13 (A) に示されるように、羽根車出口に向かって著しく増大する。

(b) シュラウド面側の無次元子午面長さに対する羽根角度分布が、図 13 (B) に示されるように、羽根出口に向かって著しく減少する。

(c) 無次元子午面長さに対する羽根角度分布の、ハブ面とシュラウド面との角度差が、図 14 に示されるように、羽根出口に向かって著しく増大する。

この場合、羽根角度差の極大値または最大値の羽根位置は、無次元子午面長さ $m = 0.5$ 以上で、特に無次元子午面長さ $m = 0.7 \sim 1.0$ の範囲が最適であり、角度差の極大値が 20 度以上となると、子午面 2 次流れの抑制効果が顕著になることが、多くの実証データにより確認されている。また、上記羽根角度差が、無次元子午面長さ $m = 0 \sim 0.2$ の範囲において得られる羽根角度差の平均値よりも 10 度以上大きくなることが明らかになった。ここに言う羽根角度を説明するための説明図が図 12 であり、図 12 (A) は図 1

(A) に対応するクローズド形羽根車の部分断面斜示図である。図 12 (A) 中の F 矢視図である図 12 (B) は、ハブ面 2 の湾曲面上沿いに平面視した場合のハブ 2 側における羽根形状を表しており、ハブ 2 側の羽根角度 β_H は、羽根車のハブ 2 側の翼キャンバ線が回転軸 1 からの任意の半径 r 位置における円周方向接線に対して成す角度である。図 12 (A) 中の G 矢視図である図 12 (C) は、シュラウド面 4 の湾曲面上沿いに平面視した場合のシュラウド 4 側における羽根形状を表しており、シュラウド側の羽根角度 β_S は、羽根のシュラウド 4 側の翼キャンバ線が回転軸 1 からの任意の半径 r 位置における円周方向接線に対して成す角度である。角度差 $\beta_H - \beta_S$ は、ハブ 2 側の羽根角度 β_H とシュラウド 4 側の羽根角度 β_S との角度差である。こうした羽根角度の特徴的な分布形状の物理的な意味は、図 4 に示されているところの子午面 2 次流れ抑制の基本構成と照らし合わせることで理解できる。周方向から定義した羽根角度が大きくなるほど、羽根車を出た流体

10

20

30

40

50

の流れは大きな旋回速度を有し、従って流れに対して大きな羽根車作用を及ぼす。その際、羽根車作用を与える羽根の負圧面と圧力面間の圧力差も増大しており、結果的に翼負荷が増大する。すなわち、図 13 (A) に示されるように羽根出口に向かってハブ面上の羽根角度を増大することは、図 5 に示されるように、ハブ面の翼負荷（同図中で実線と破線とにより囲まれた部分の面積）が羽根車出口に向かって増大することに対応する。一方、図 13 (B) に示されるように羽根車出口に向かってシュラウド面上の羽根角度が減少することは、図 6 に示されるように、シュラウド面の翼負荷が羽根車出口に向かって減少することに対応する。その結果、こうした羽根角度分布を有する羽根車により、子午面 2 次流れ抑制効果に優れた羽根面圧力分布が実現されることが理解できる。図 4 に基づく説明から明らかなように、子午面 2 次流れの抑制効果はハブ面とシュラウド面の圧力分布の差で定まることから、羽根角度分布においても、図 14 に示されるように、ハブ面とシュラウド面間の羽根角度差が物理的に重要であり、子午面 2 次流れ抑制に有利な羽根車の羽根形状の特徴を普遍的に促えている。

なお、羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ が、羽根車出口に向かって顕著な増大傾向を呈する以前に、無次元子午面長さ $m = 0 \sim 0.1$ の間で部分的に減少傾向を示す場合があるが、羽根車出口に向かう $\beta_H - \beta_S$ の顕著な増大傾向が子午面 2 次流れの抑制に有効であることには変わらない。

さらに、こうした羽根角度の特徴的な分布形状は、本発明の第 3 のアスペクトに反映して、特徴的な周方向羽根傾斜の形態を実現する。図 11 (C) において、本発明の第 3 のアスペクトを特徴付けるハブ面上の羽根形状を規定する変曲点の位置は、半径方向への (r θ) の変化が極小となる点、すなわち $d(r \theta) / dr$ が極小となる点で与えられる。一方、図 12 (B) に示されている羽根角度 β_H は $\tan \beta_H = \{dm / d(r \theta)\}_H$ で与えられる。ここで、

$$\begin{aligned} \tan \alpha_H &= dr / d(r \theta)_H \\ &= \{dm / d(r \theta)\}_H \cdot (dr / dm)_H \\ &= \tan \beta_H \cdot (dr / dm)_H \end{aligned}$$

の関係があり、 $(dm / dr)_H$ は羽根車の子午面形状が定まれば從属的に定まる値であるので、結局、 $\{d(r \theta) / dr\}_H$ が極小となる位置は、 β が極大となる位置と密接に関係することになる。その結果、本発明の第 3 のアスペクトである羽根傾斜における特徴的なハブ面上での羽根形状の変曲点の位置に関しては、 β_H の極大値が現われる無次元子午面長さ $m = 0.7$ 以上、又は無次元半径位置 $r^* = 0.6$ 以上であれば好適であることが理解できる。

続いて以上の実施例を確定するための実証データについて言及しておこう。

図 15 ～ 26 および図 27 ～ 38 はポンプ羽根車の実証データであり、前者が低比速度の遠心羽根車、後者が中比速度の斜流羽根車に関するものを例示している。図 39 ～ 50 及び図 51 ～ 62 はコンプレッサー羽根車の実証データであり、前者が遠心羽根車、後者が斜流羽根車に関するものを開示している。子午面 2 次流れの抑制効果を把握するのに、3 次元粘性解析 (Dawes, W.N., 1988, "Development of a 3D Navier-Stokes Solver for Application to all Types of Turbonachinery" ASME Paper No.88-GT-70.) による数値解析結果を用いている。図 17, 20, 23, 26, 29, 32, 35, 38, 41, 44, 47, 50, 53, 56, 59, 62 は、こうした数値解析により推定され、子午面平面上に投影された羽根負圧面近傍の流速ベクトルによって、羽根負圧面に沿う境界層内部の 2 次流れの様子を表現している。

図 15 から図 26 に基づいて、低比速度の遠心ポンプ羽根車に関する実証データに基づいて、本発明を以下に詳細に説明する。従来設計の羽根車では、2 次流れ抑制のための配慮が一切なされていなかったため、図 15 に示されるように、相対圧力 C_p の無次元子午面長さに対する分布は、羽根車出口近傍まで、羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面間の相対圧力差 ΔC_p が大きく、2 次流れを抑制するに足るだけの減少傾向を示していない。

10

20

30

40

50

また、このときの翼面負荷分布
 $\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$

は、図16に示されるように、シュラウド面上およびハブ面上でともに概ね平坦な分布を示しており、本発明の第2のAspectに関連する既述の2次流れ抑制上有利な分布形状とは異なっている点で、翼面負荷分布において、2次流れに対する配慮がなされていないことが確認できる。その結果、図17の数値解析の結果から明らかなように、羽根負圧面上において、ハブ側からシュラウド側へと向かう、強い2次流れが発生している点で、好ましくないフローパターンを示している。

これに対し、本発明の第3のAspectの特徴点を指向した場合の、図18から図20に示される実証データでは、周方向への羽根傾斜の効果により本発明の第1のAspectが実現され、図18に示されるように、羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面間の相対圧力差 ΔC_p が羽根車出口に向かって顕著な減少傾向を示し、無次元子午面長さ約0.7において極性反転を伴っている点で、2次流れを抑制するに足る特徴的な傾向を示している。この実証データでは、図19に示される翼面負荷分布は、シュラウド面上での翼面負荷分布の最大値が羽根前半部に位置している半面、ハブ面上での翼面負荷分布の最大値は羽根後半部に位置していない点で、本発明の第2のAspectの特徴点を充分には満足していない。しかしながら、この実証データでは、羽根傾斜比を $S=0.142$ とすることで、本発明の第3のAspectの特徴点を最大限に作用させており、これにより図18に示されるような、好ましい相対圧力の分布が得られている。その結果、図20の数値解析の結果から明らかなように、羽根負圧面上において、ハブ側からシュラウド側へと向かう2次流れが完全に抑制されている点で、好ましいフローパターンを示している。

次に、図21から図23は、本発明の第3のAspectの特徴点と第2のAspectの特徴点を組み合わせた場合の実証データを示す。第3のAspectの特徴点である周方向への羽根傾斜の効果と、第2のAspectの特徴である翼面負荷分布の相乗効果により、図21に示されるように、羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面間の相対圧力差 ΔC_p が羽根車出口に向かって顕著な減少傾向を示し、無次元子午面長さ $m=\text{約}0.75$ において極性反転を伴っている点で、2次流れを抑制するに足る特徴的な傾向を示している。その結果、図23の数値解析の結果から明らかなように、羽根負圧面上において、ハブ側からシュラウド側へと向かう2次流れが抑制されている点で、好ましいフローパターンを示している。この実証データでは、第3のAspectの特徴点と第2のAspectの特徴点とを組み合わせることで、第3のAspectの特徴点だけを指向した図18～図20の実証データとの対比において、ほぼ半分の円周方向の羽根傾斜比 $S=0.078$ となっている点で、羽根車の製作上より好ましい3次元流路形状を実現している。

さらに本発明の第2のAspectの特徴点を指向した場合の、図24から図26に示される実証データにあっては、図25に示されるような好ましい翼面負荷分布 $\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$

を指向することにより、従来設計と比較して、羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面との間の相対圧力差 ΔC_p が羽根車出口に向かってより顕著な減少傾向を示し、2次流れ抑制上、好ましい傾向を示している。これにより、図24に示されるような好ましい相対圧力 C_p の分布が得られている。その結果、図26の数値解析の結果から明らかなように、羽根負圧面上において、ハブ側からシュラウド側へと向かう2次流れが、図17に示した従来設計の場合との対比において、十分に抑制される傾向を示している。しかしながら、図18と図24の対比から明らかなように、図24における羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面間の相対圧力差 ΔC_p の減少傾向が、図18の場合ほど顕著ではなく、その結果、図20と図26の対比から明らかなように、先に示された第3のAspectの特徴点を指向した実証データの場合ほど効果的に2次流れを抑制するには至っていない。

そして、図27～図38は、斜流ポンプ羽根車における実証データであり、上述の遠心ポンプ羽根車における実証データの図15～図26の各々に対応している。これらの実証デ

ータによれば、上記同様の２次流れ抑制効果が認められるので、本発明が斜流ポンプ羽根車に対しても有効であることが確認できる。

次に、図３９から図５０に基づいて、遠心コンプレッサー羽根車に関する実証データについて、以下に詳細に説明する。既述のように、圧縮性流れでの、２次流れの挙動に密接に関連するものとして、本発明の第１のアスペクトにおいて取り扱う物理量は相対速度のマッハ数である。従来設計の羽根車では、２次流れ抑制のための配慮が一切なされていなかったもので、図３９に示されるように、相対速度のマッハ数 M の無次元子午面長さに対する分布は、羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面間でマッハ数の十分な減少傾向を示していない。また、このときの翼面負荷分布は、図４０に示されるように、シュラウド面上、ハブ面上ともに平坦になっており、２次流れ抑制上有利な分布とは異なっている点で、翼面負荷分布において、２次流れに対する配慮がなされていないことが確認できる。その結果、図４１の数値解析の結果から明らかなように、羽根負圧面上の羽根車出口近傍において、ハブ側からシュラウド側へと向かう２次流れが発生している。

これに対し、本発明の第３のアスペクトの特徴点を指向した場合の、図４２から図４４に示される実証データでは、周方向への羽根傾斜の効果により本発明の第１のアスペクトが実現され、図４２に示されるように、羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面間のマッハ数の差 ΔM が羽根出口に向かって顕著な減少傾向を示し、無次元子午面長さ約０．８５において極性反転を伴っている点で、２次流れを抑制するに足る特徴的な傾向を示している。この実証データでは、図４３に示されている翼面負荷分布は、シュラウド面上での翼面負荷分布の最大値が羽根車出口側の後半部に位置している点で、本発明の第２のアスペクトの特徴点を充分には満足していない。しかしながら、この実証データでは、本発明の第３のアスペクトの特徴点を最大限に作用させており、これにより、図４２に示されるような好ましい相対速度のマッハ数分布が得られている。その結果、図４４の数値解析の結果から明らかなように、羽根負圧面上において、ハブ側からシュラウド側へと向かう２次流れが完全に抑制されている。

次に、図４５から図４７は、本発明の第３のアスペクトの特徴点と第２のアスペクトの特徴点を組み合わせた場合の実証データを示す。第３のアスペクトの特徴点である周方向への羽根傾斜の効果と、第２のアスペクトの特徴点である翼面負荷分布の相乗効果により、図４５に示されるように、羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面間のマッハ数の差 ΔM が羽根出口に向かって顕著な減少傾向を示し、無次元子午面長さ m ＝約０．７５において極性反転を伴っている点で、２次流れを抑制するに足る特徴的な傾向を示している。その結果、図４７の数値解析の結果から明らかなように、羽根負圧面上において、ハブ側からシュラウド側へと向かう２次流れが抑制されている点で、好ましいフローパターンを示している。この実証データでは、第３のアスペクトの特徴点だけを指向した図４２～図４４の実証データとの対比において、ほぼ同程度の羽根の周方向傾斜を採用しているが、本発明の第２のアスペクトの特徴点を併用することにより、図４２と図４５との対比から明らかなように、マッハ数の差 ΔM の減少傾向を一層顕著なものとするに成功している。さらに、図４８から図５０は、本発明の第２のアスペクトの特徴点を指向した場合の実証データを示す。この実証データでは、図４９に示されるような好ましい翼面負荷分布

$$\delta(r\bar{V}_\theta)/\delta m$$

を指向することにより、羽根負圧面上でのハブ面とシュラウド面間のマッハ数の差 ΔM が、図４８に示されるように、羽根車出口に向かって顕著な減少傾向を示し、無次元子午面長さ m ＝約０．９０において Δm がほぼゼロとなっている点で、２次流れ抑制上、好ましい分布となっている。その結果、図５０の数値解析の結果から明らかなように、羽根負圧面上において、ハブ側からシュラウド側へと向かう２次流れが、完全に抑制されている点で、好ましいフローパターンを示している。

そして、図５１～図６２は、斜流コンプレッサー羽根車における実証データであり、上述の遠心コンプレッサー羽根車における実証データの図３９～図５０の各々に対応している。これらの実証データによれば、上記同様の２次流れ抑制効果が認められるので、本発明

が斜流コンプレッサーの羽根車に対しても有効であることが確認できる。

図63～図74は、ポンプの羽根車における本発明の第4のアスペクトの特徴的な羽根角度分布の実証データであり、図15～38に示されている数値解析による子午面2次流れの推定結果と対比することにより、本発明の第4のアスペクトにおける羽根角度分布の特徴が顕著になるにつれて、子午面2次流れの抑制効果も増大する様子が明瞭に確認できる。

すなわち、遠心ポンプの羽根車に対する数値解析による子午面2次流れの予測によれば、図20、図23、図26の順に2次流れ抑制効果の増大が見られるが、図65の羽根角度差分布の比較では、子午面2次流れの抑制効果に対応する羽根角度差分布の順に、羽根車出口へ向かう角度差増大傾向が顕著になっている点で、本発明の第4のアスペクトの特徴点の有効性が明瞭に確認できる。この場合、ハブ面上の羽根角度 β_H 及びシュラウド面上の羽根角度 β_S は、図13(A)及び(B)に関連して説明済みの本発明の第4のアスペクトの特徴点を備えている。

斜流ポンプの羽根車に対する実証データである図66～図68においても、遠心ポンプの羽根車における場合と同様の羽根角度 β_H 、 β_S を示しており、図68に示される第4のアスペクトの特徴点が、図32、図35、図38に示されるような2次流れの抑制効果の程度と良好に対応していることが確認できる。

上図には、破線にて、従来設計手法により設計された羽根車の羽根角度分布が併記されているので、本発明との差異が明瞭である。なお、遠心または斜流ポンプの羽根車の従来設計手法では、例えばA.J. Stepanoff, "Centrifugal and Axial Flow Pumps", 2nd ed., John Wiley & Sons, New York, 1957, pp.95-104あるいはJ.L. Dicmas, "Vertical Turbine, Mixed Flow and Propeller Pumps" MacGraw-Hill, New York, 1989, pp.305-311に記述されているように、羽根車入口と羽根車出口での羽根角度が設計仕様から定まると、羽根車出口と羽根車入口間の羽根角度分布は両者を単調に変化する滑らかな曲線で結んだ上で、羽根車の3次元形状を設計することが一般的であり、本発明のような2次流れ抑制効果を実現するための羽根角度分布上の配慮は一切なされていない。実証データの図63～図68の中に破線にて表示されている従来羽根車の羽根角度分布は、上述のようにして設計されたごく一般的なものである。この結果、2次流れが抑制されないことは、図65および図68中の破線に対応して得られた子午面2次流れの数値解析予測結果である図17及び図29において確認することができる。図69～図74は、コンプレッサーの羽根車における本発明の第4のアスペクトの特徴的な羽根角度分布の実証データである。図44、図47、図50、図56、図59、図69に示されている数値解析による子午面2次流れの推定結果と対比することにより、ポンプの羽根車の場合と同様に、本発明の第4のアスペクトにおける羽根角度分布の特徴が顕著になるにつれ、子午面2次流れの抑制効果も増大する様子が明瞭に確認できる。なお、図69～図74の破線で示す従来羽根車の羽根角度分布としては典型的なコンプレッサーのものを示している。コンプレッサーでは、シュラウド面に沿う流れの減速を羽根前半部で完了しており、摩擦損失を低減するためにポンプの羽根車とは異なる羽根角度分布となっているが、本発明のように子午面2次流れに対する配慮が全く払われていないので、子午面2次流れを抑制することができないことは、対応する2次流れの推定結果である図41及び図53において確認できる。

図75は、本発明の第3のアスペクトの特徴点である羽根傾斜と、第2のアスペクトの特徴点である翼面負荷分布を組み合わせた場合の効果についての実証データであり、斜流ポンプの羽根車の設計事例を示す。本発明の第3のアスペクトの特徴点だけを使用した場合の羽根車形状は、図75(A)に示されるように、羽根傾斜比が $S = 0.217$ で周方向への羽根傾斜が著しく、羽根傾斜角度 γ が極めて小さくなっている点で、製作しにくい形状となっている。これに対し、本発明の第2のアスペクトの特徴点を併用して設計した場合の羽根車では、羽根傾斜比が $S = 0.10$ に半減し羽根傾斜角度 γ も増大しているので、図75(B)に示されるように、より製作性の良好なものとなっている点で、本発明の有効性が確認できる。

産業上の利用可能性

10

20

30

40

50

以上のように、本発明は、（１）相対圧力差 ΔC_p （又は相対速度のマッハ数の差 ΔM ）の無次元子午面長さに対する分布の顕著な減少傾向、（２）羽根車内の半径 r と、その半径 r 位置での流体の絶対速度 V の平均周方向速度成分 $\bar{V}_\theta$

との積
 $(r \bar{V}_\theta)$

の子午面長さに対する変化率
 $\delta(r \bar{V}_\theta) / \delta m$

10

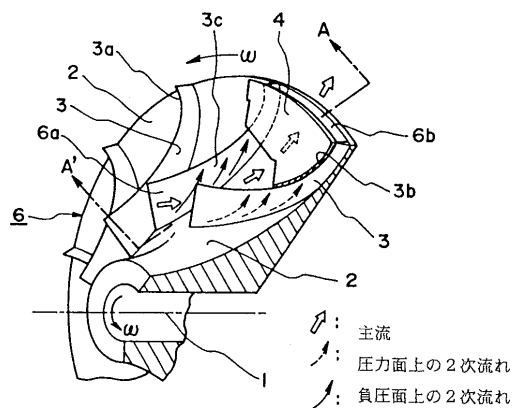
の無次元子午面長さに対する分布における羽根のシュラウド上の値と羽根のハブ上の値の大小関係、（３）羽根のハブ側が羽根のシュラウド側に対して羽根車の回転方向に先行する円周方向の羽根傾斜、（４）羽根のハブ上と羽根のシュラウド上での羽根角度差 $\beta_H - \beta_S$ の無次元子午面長さに対する分布における顕著な増大傾向という、設計上の第１～第４のアスペクトにより特徴づけられる。

これらの設計上のアスペクトに従えば、従前には、有効に抑制され得なかった子午面２次流れを有効に抑制することができるので、ターボ機械とその下流流路で発生する損失を軽減し、右上がりの揚程特性の出現を回避して、運転の安定性を向上させるという点で、産業上の利用価値は絶大である。そして、本発明の上述の４つのアスペクトに関して、その

20

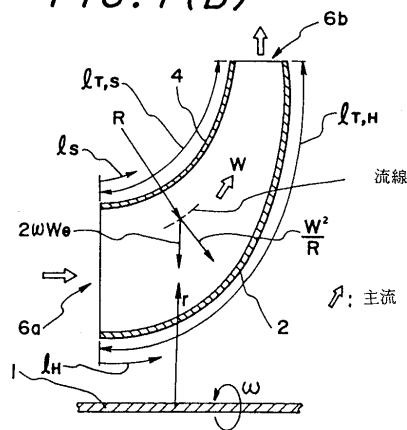
【図１（Ａ）】

FIG. 1(A)

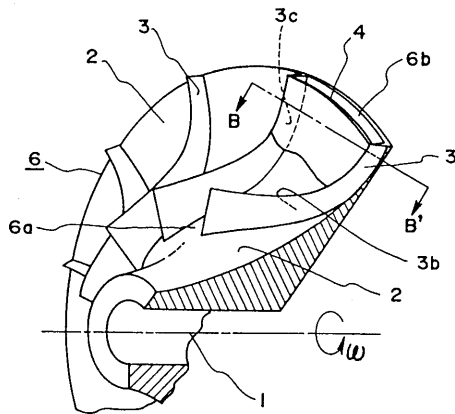


【図１（Ｂ）】

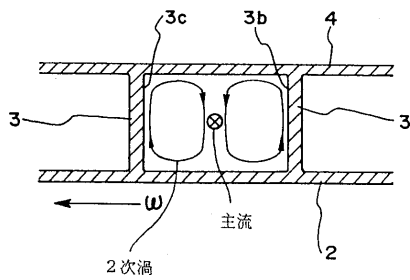
FIG. 1(B)



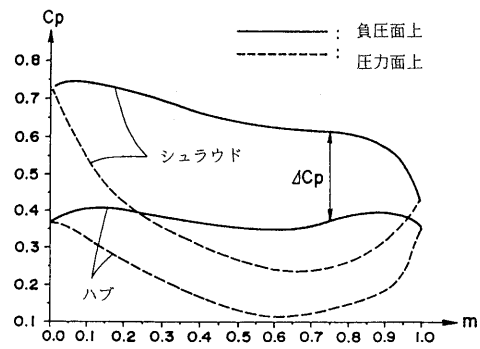
【図 2 (A)】
FIG. 2(A)



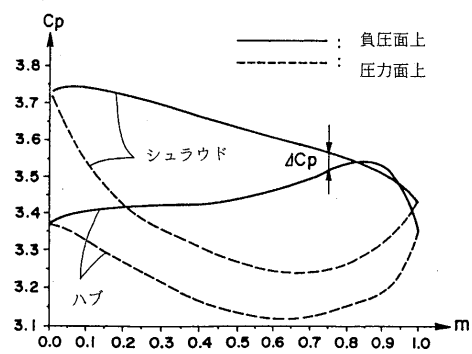
【図 2 (B)】
FIG. 2(B)



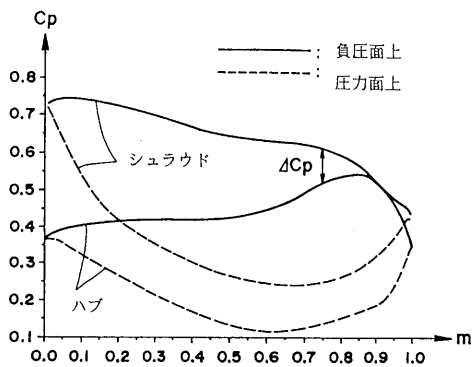
【図 3】
FIG. 3



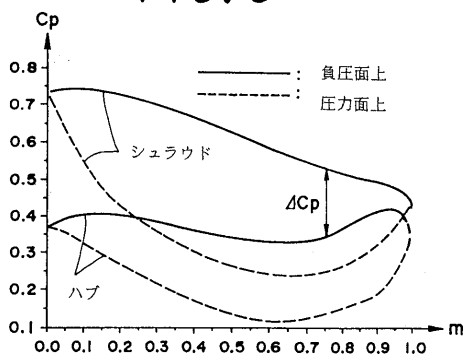
【図 4】
FIG. 4



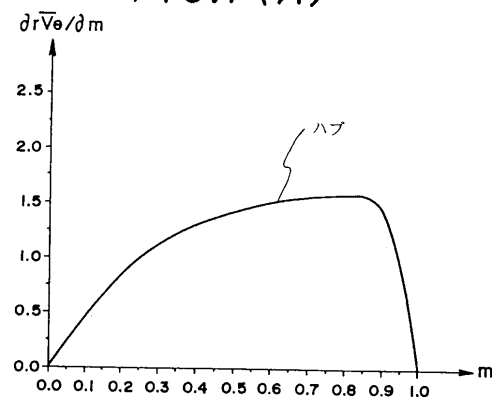
【図 5】
FIG. 5



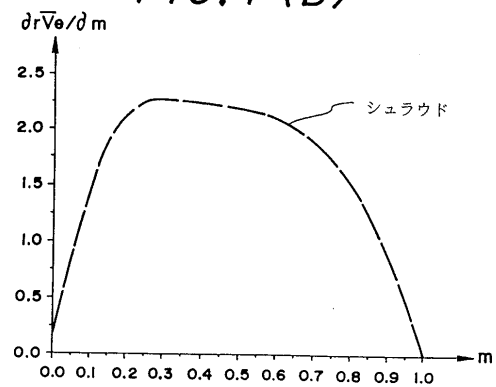
【図 6】
FIG. 6



【図 7 (A)】
FIG. 7(A)

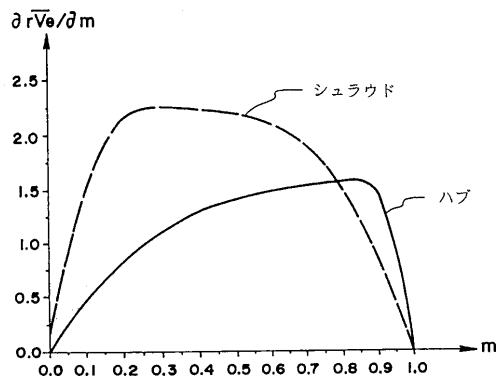


【図 7 (B)】
FIG. 7(B)



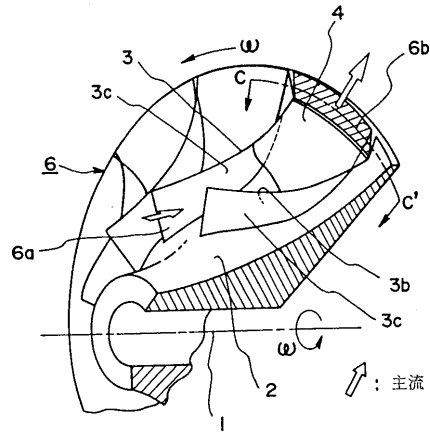
【図 8】

FIG. 8



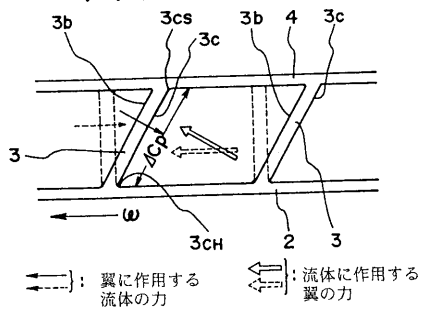
【図 9 (A)】

FIG. 9(A)



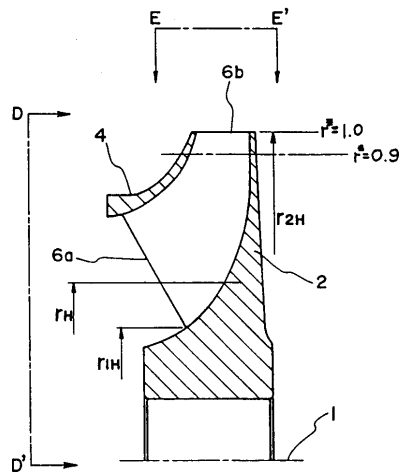
【図 9 (B)】

FIG. 9(B)

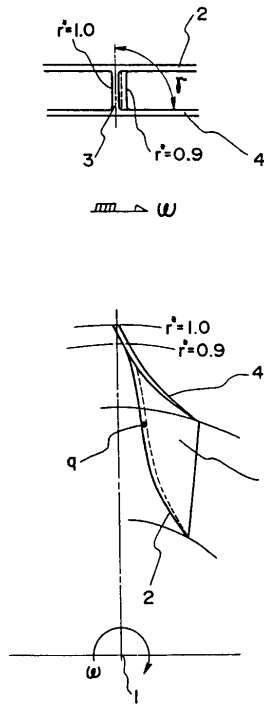


【図 10】

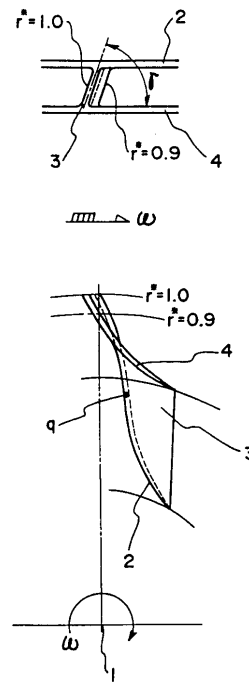
FIG. 10



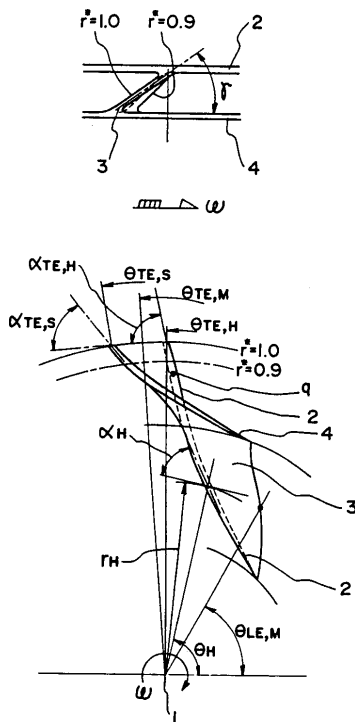
【図 11 (A)】
FIG. 11(A)



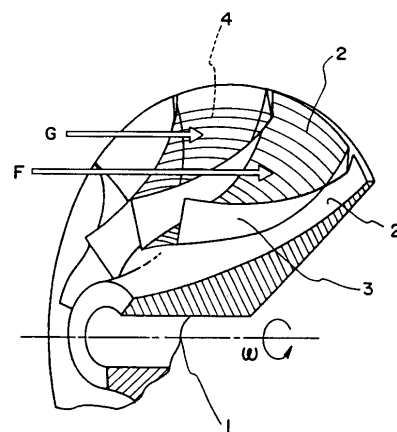
【図 11 (B)】
FIG. 11(B)



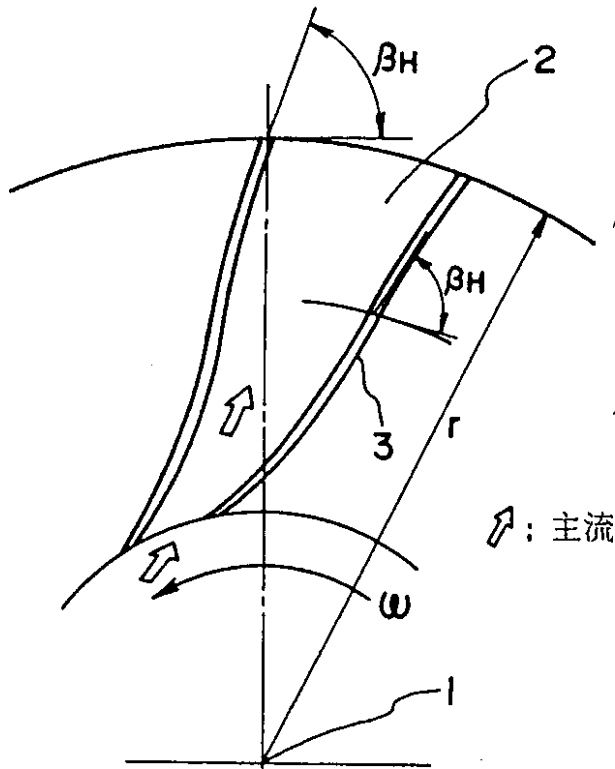
【図 11 (C)】
FIG. 11(C)



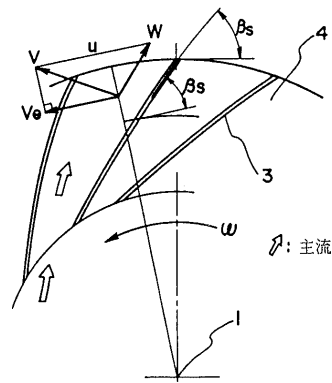
【図 12 (A)】
FIG. 12(A)



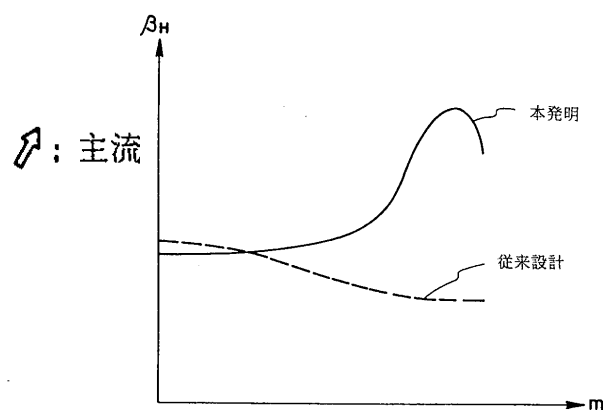
【図 12 (B)】

FIG. 12(B)

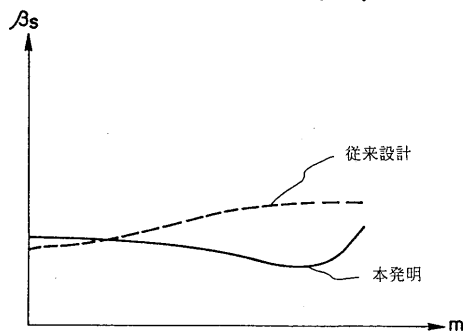
【図 12 (C)】

FIG. 12(C)

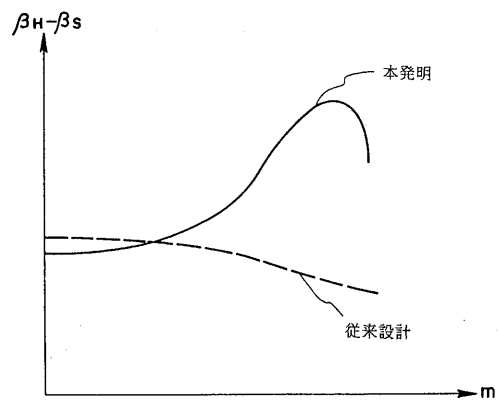
【図 13 (A)】

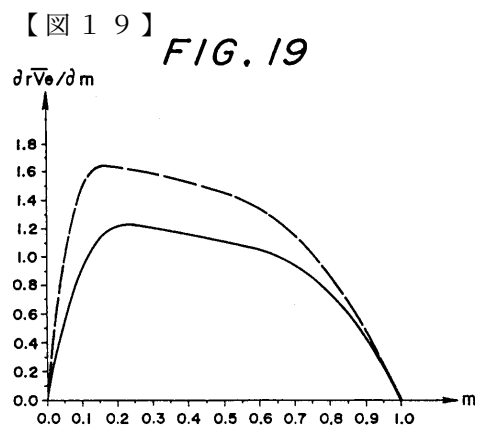
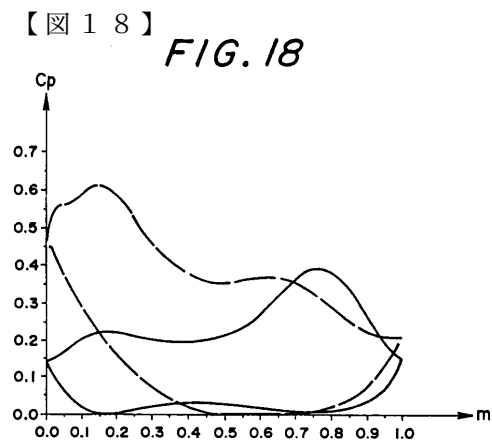
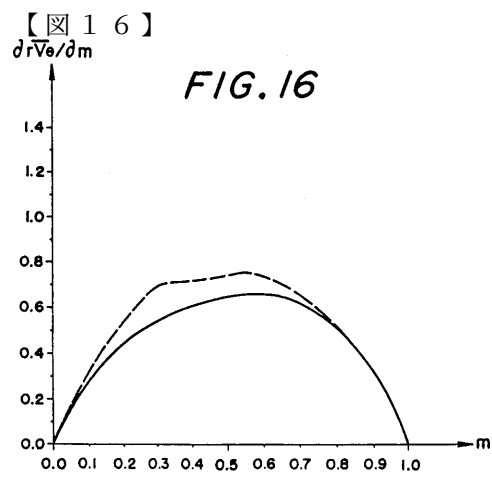
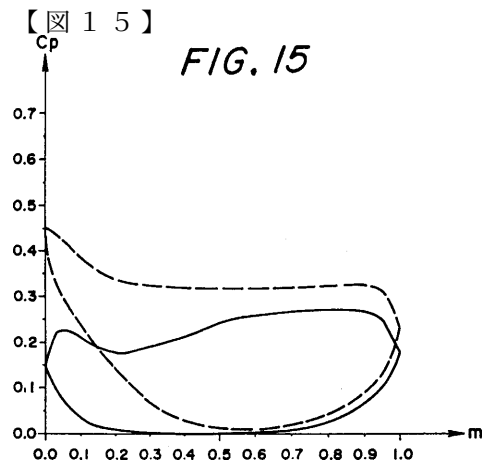
FIG. 13(A)

【図 13 (B)】

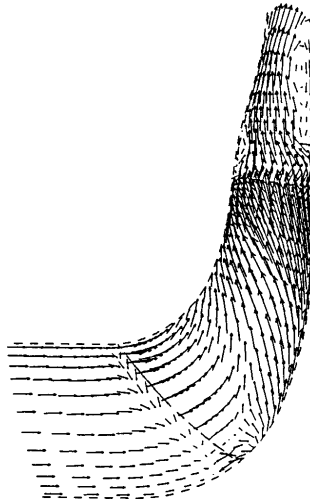
FIG. 13(B)

【図 14】

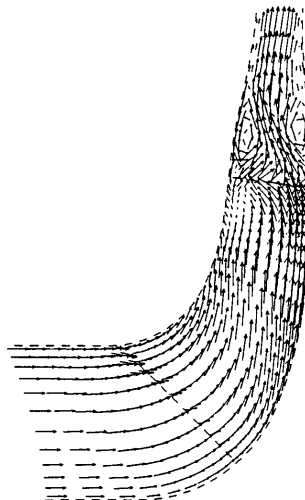
FIG. 14



【図 17】
FIG. 17

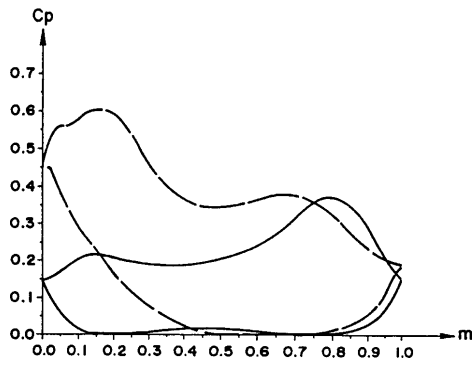


【図 20】
FIG. 20



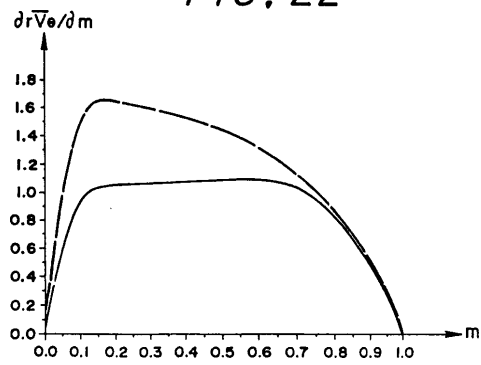
【図 2 1】

FIG. 21



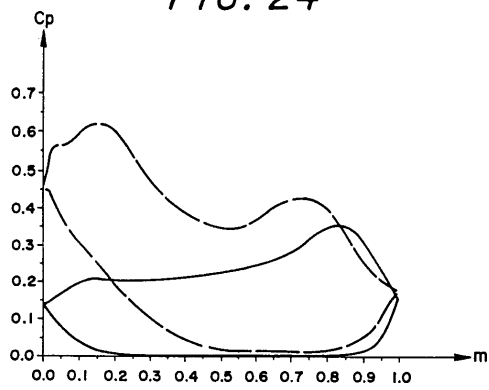
【図 2 2】

FIG. 22



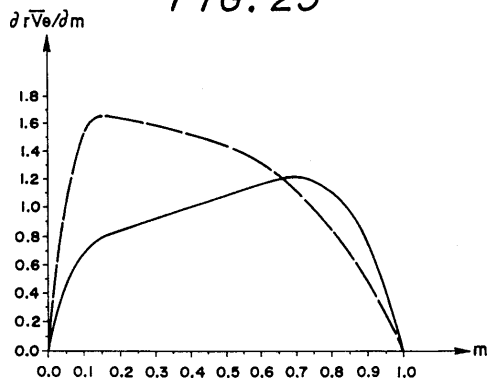
【図 2 4】

FIG. 24



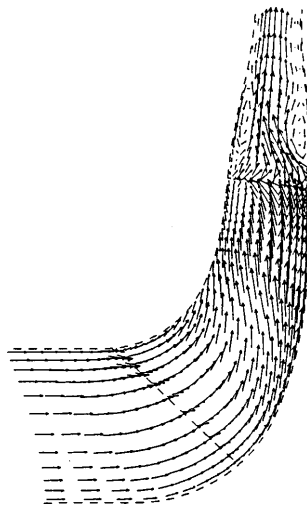
【図 2 5】

FIG. 25



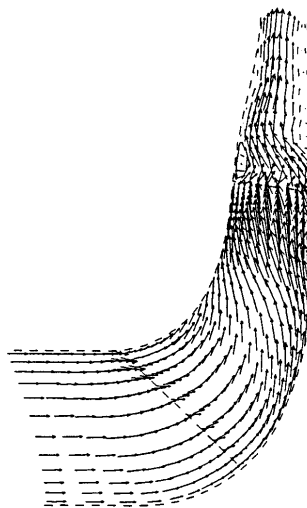
【図 2 3】

FIG. 23



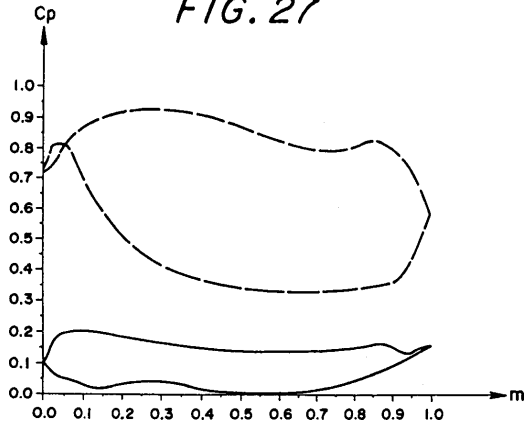
【図 2 6】

FIG. 26



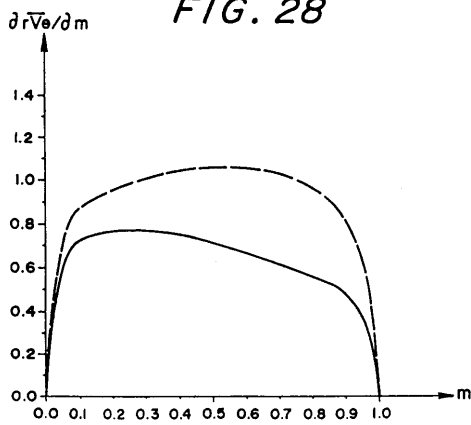
【図 27】

FIG. 27



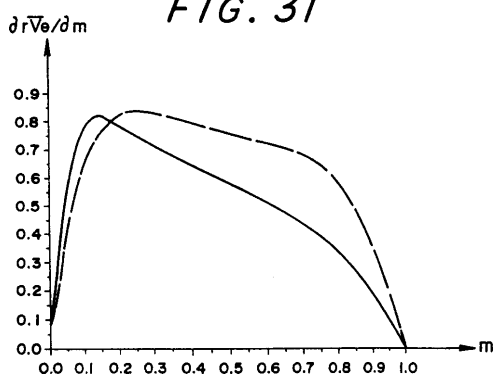
【図 28】

FIG. 28



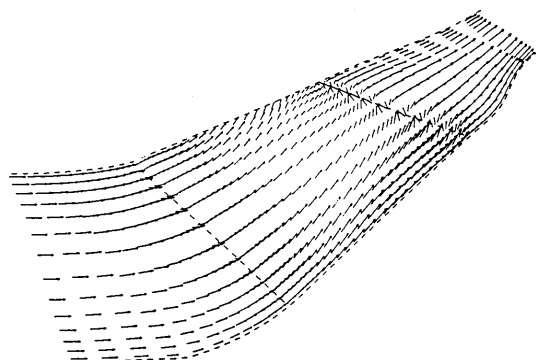
【図 31】

FIG. 31



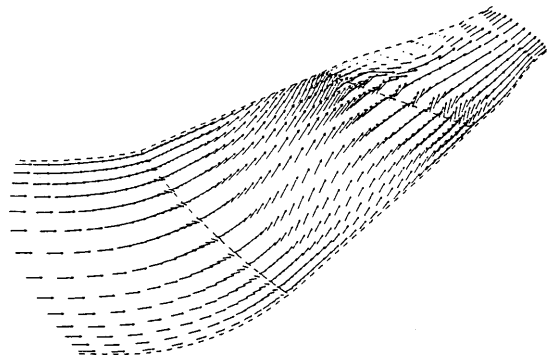
【図 32】

FIG. 32



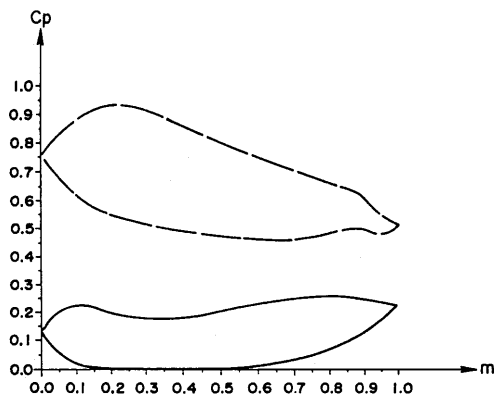
【図 29】

FIG. 29



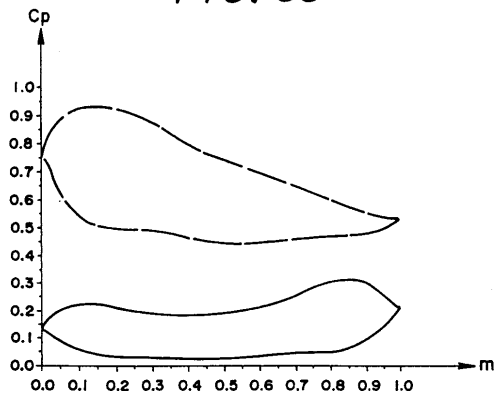
【図 30】

FIG. 30



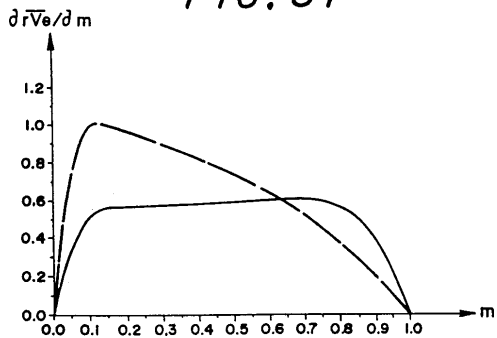
【図 33】

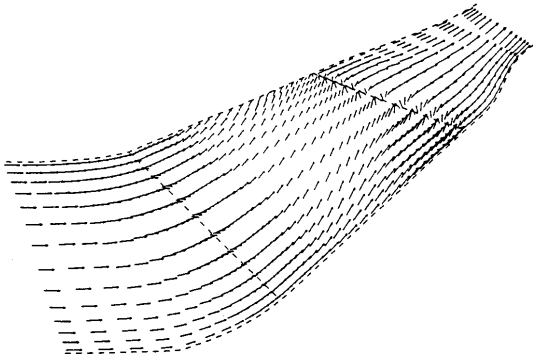
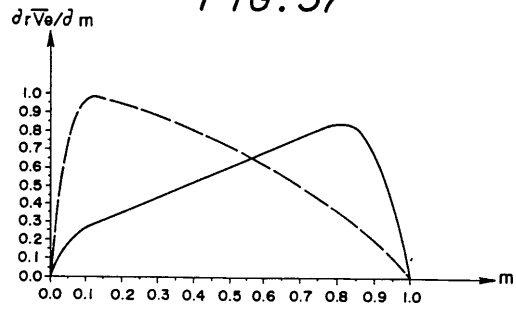
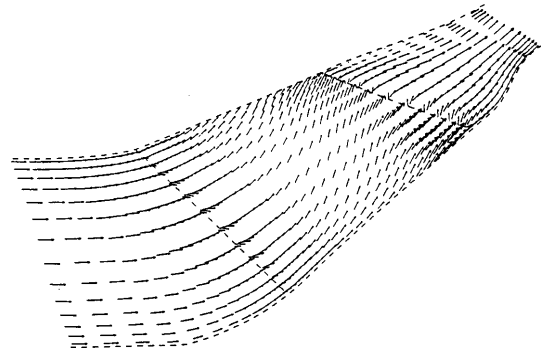
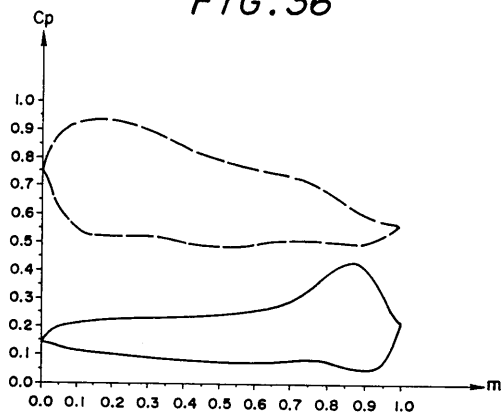
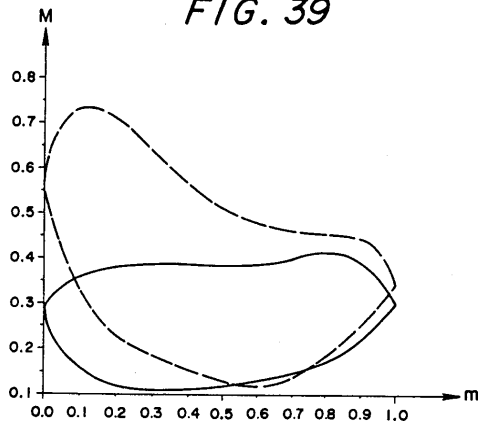
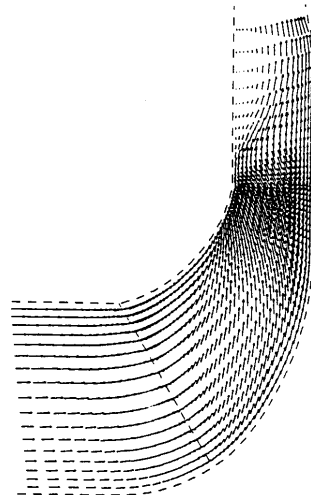
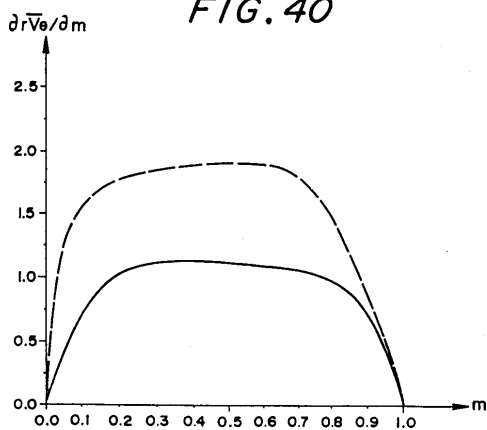
FIG. 33

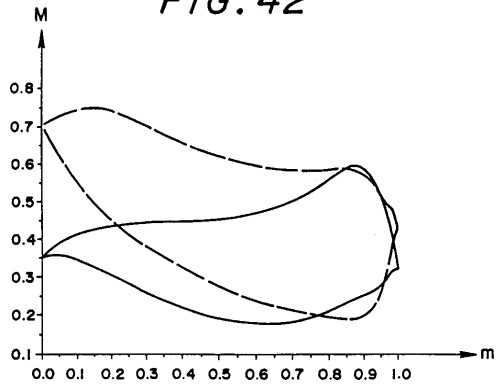
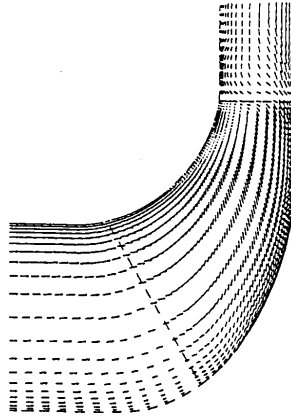
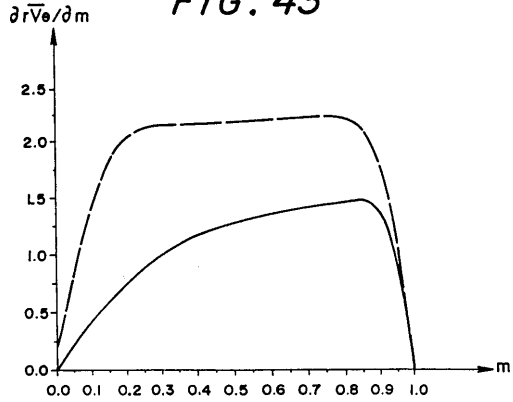
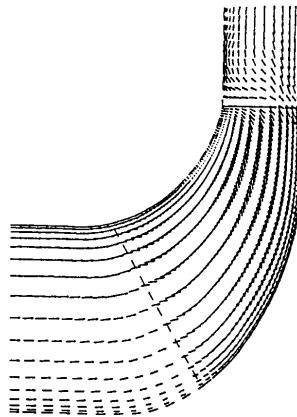
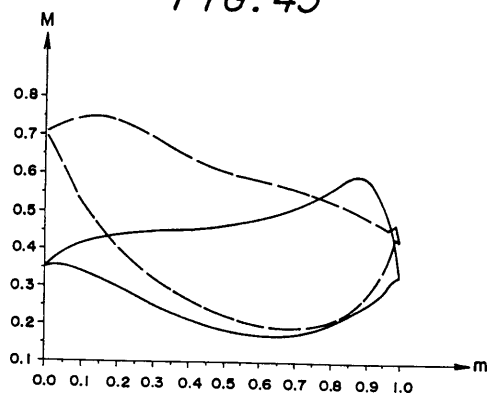
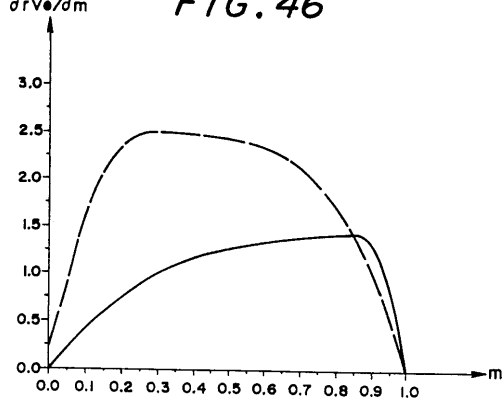


【図 34】

FIG. 34

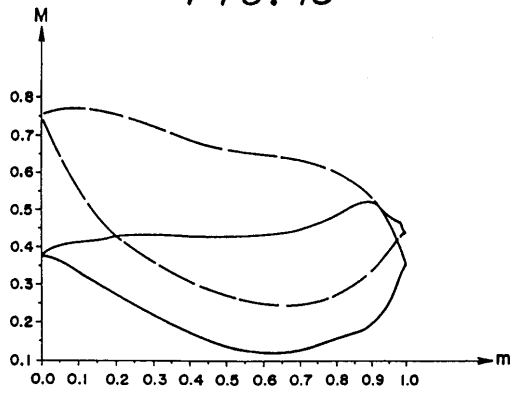


【図 35】
FIG. 35【図 37】
FIG. 37【図 38】
FIG. 38【図 36】
FIG. 36【図 39】
FIG. 39【図 41】
FIG. 41【図 40】
FIG. 40

【図 4 2】
FIG. 42【図 4 4】
FIG. 44【図 4 3】
FIG. 43【図 4 7】
FIG. 47【図 4 5】
FIG. 45【図 4 6】
FIG. 46

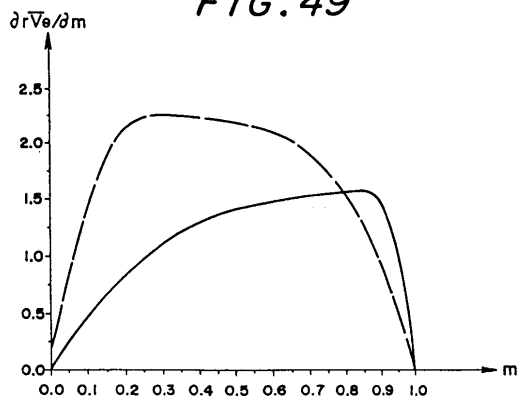
【図 48】

FIG. 48



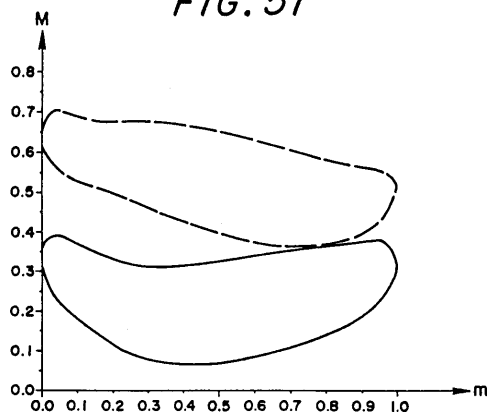
【図 49】

FIG. 49



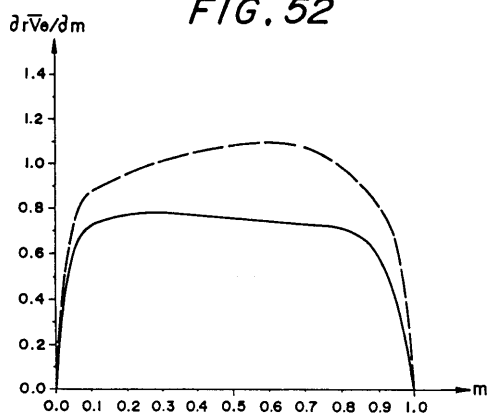
【図 51】

FIG. 51



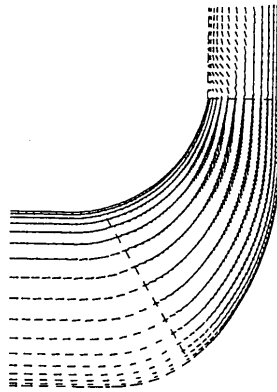
【図 52】

FIG. 52



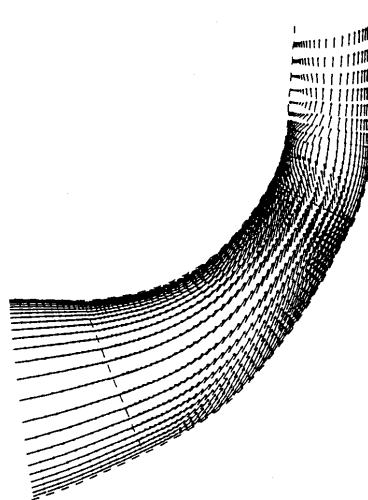
【図 50】

FIG. 50



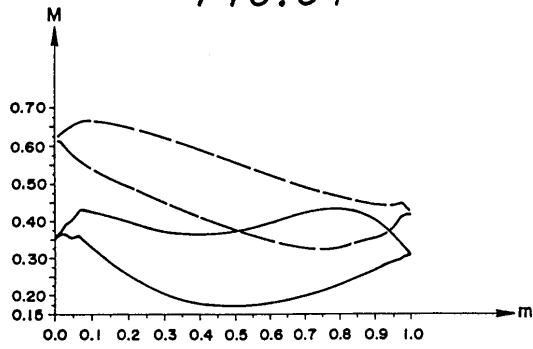
【図 53】

FIG. 53



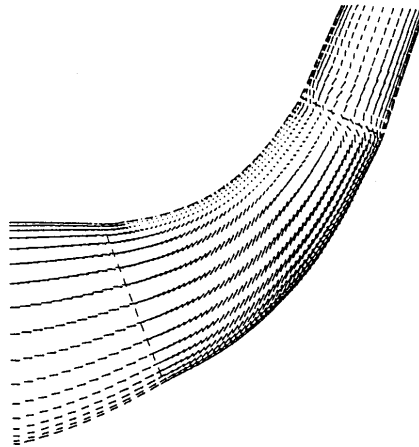
【図 5 4】

FIG. 54



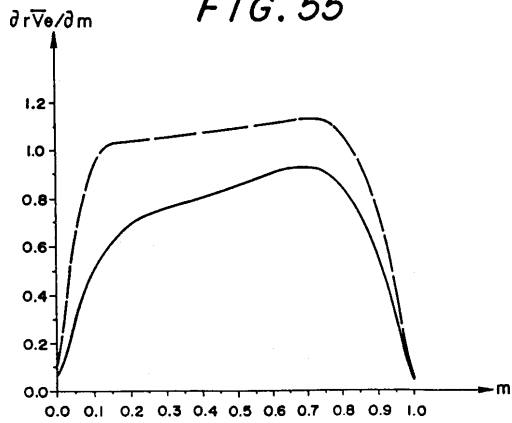
【図 5 6】

FIG. 56



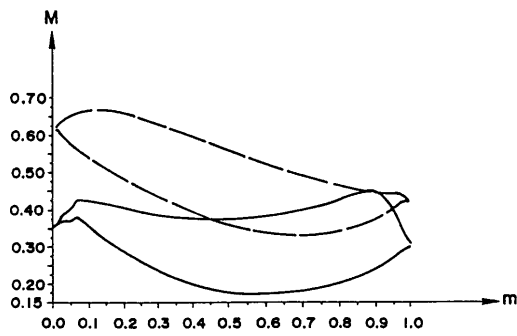
【図 5 5】

FIG. 55



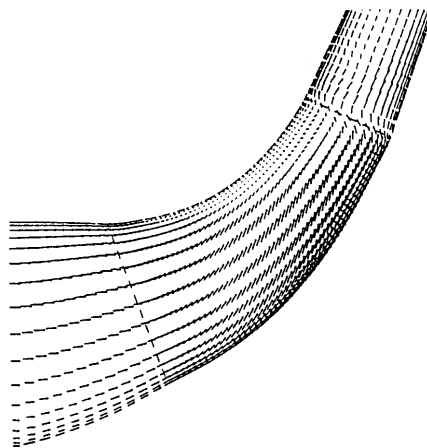
【図 5 7】

FIG. 57



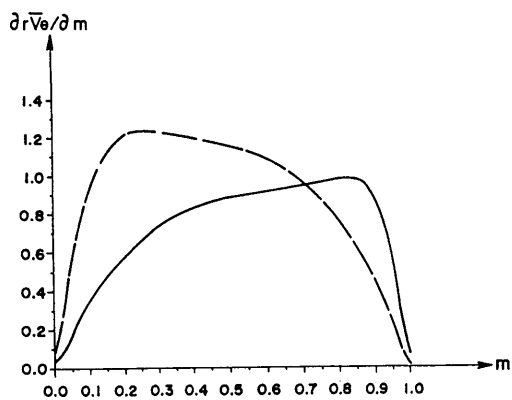
【図 5 9】

FIG. 59

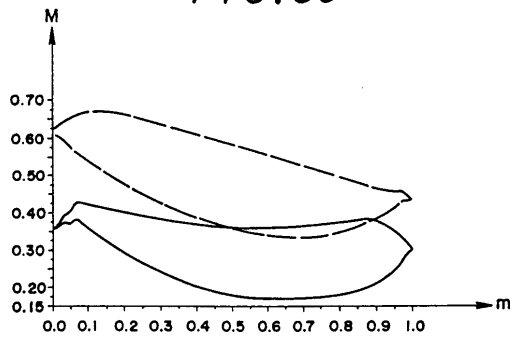


【図 5 8】

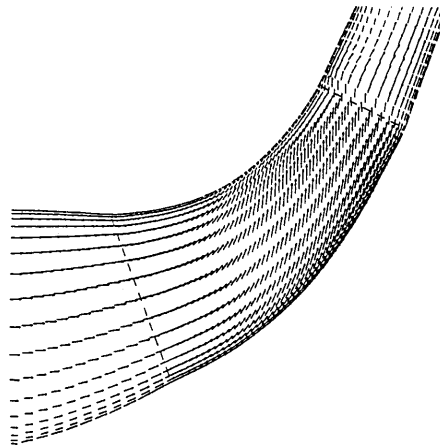
FIG. 58



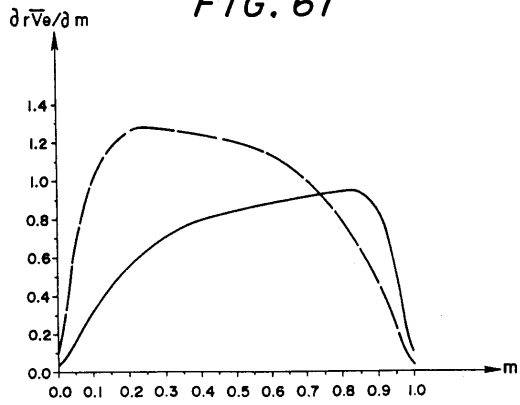
【図 60】 FIG. 60



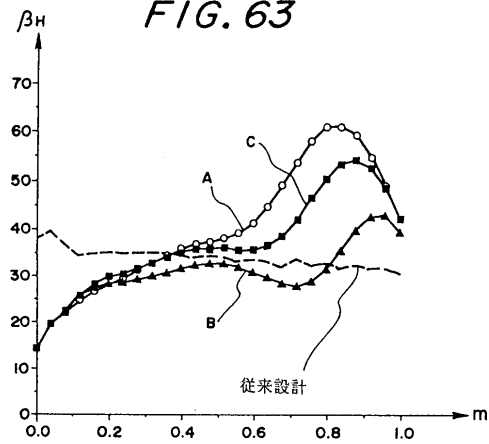
【図 62】 FIG. 62



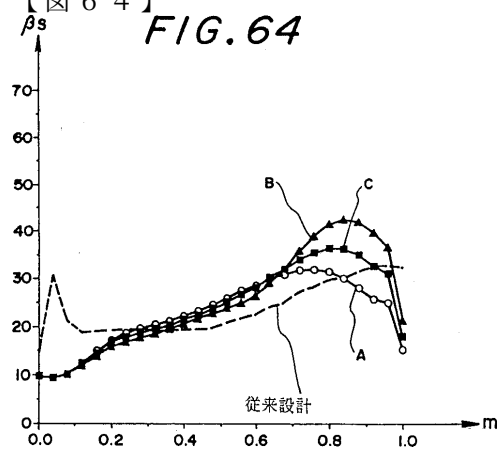
【図 61】 FIG. 61

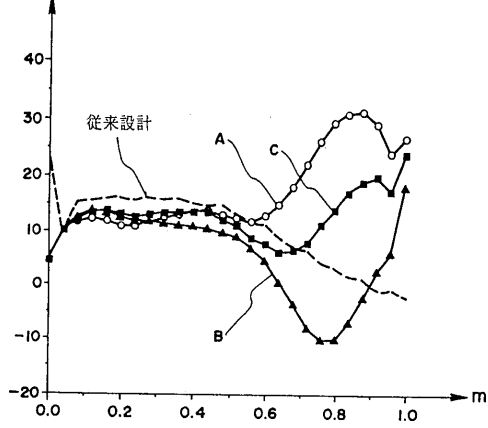
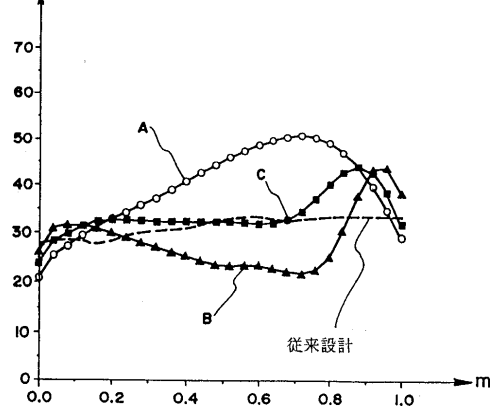
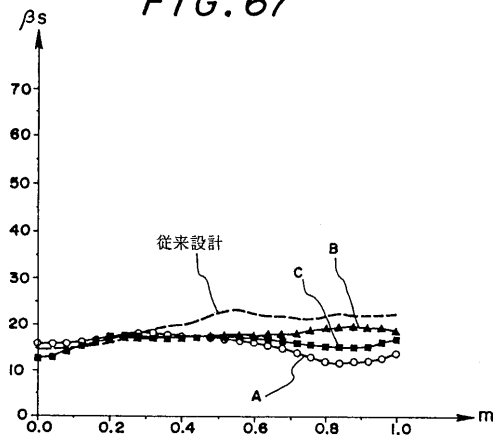
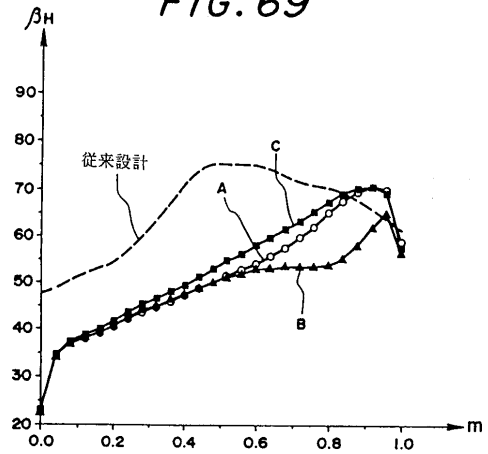
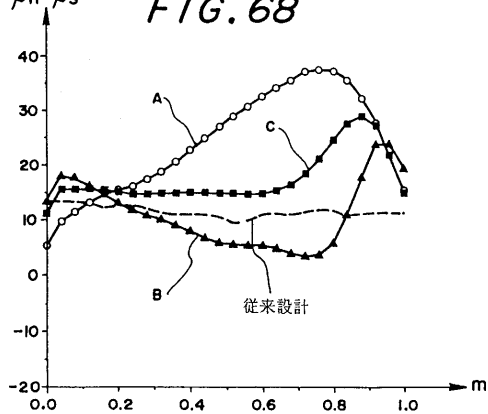


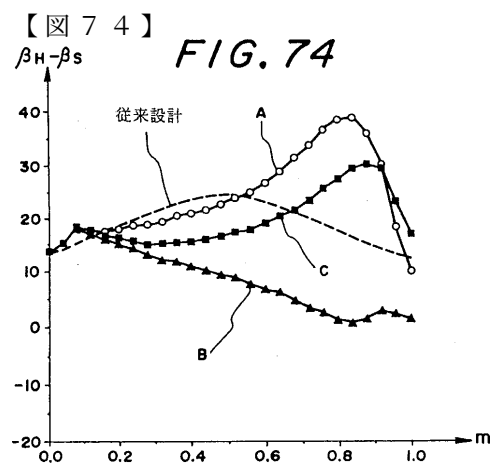
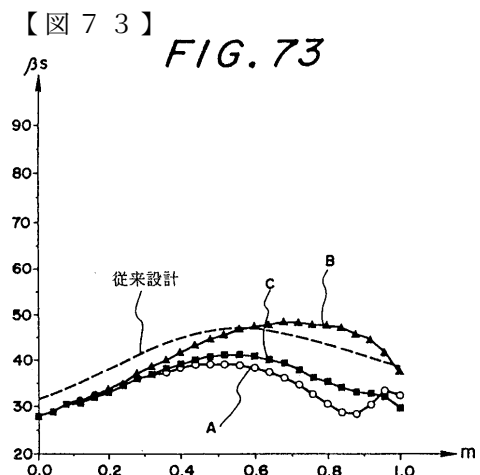
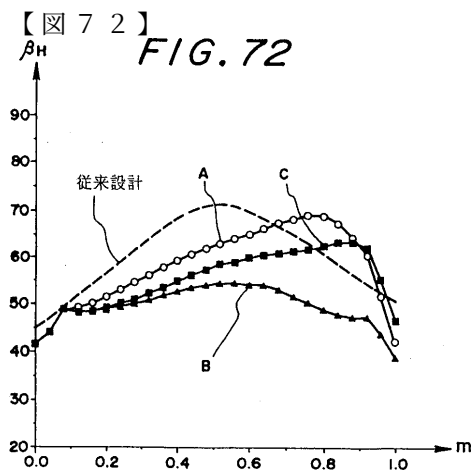
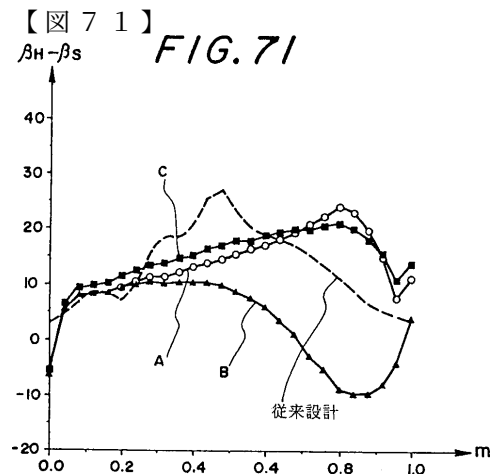
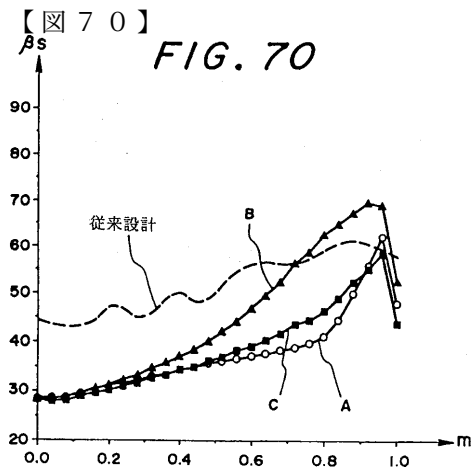
【図 63】 FIG. 63



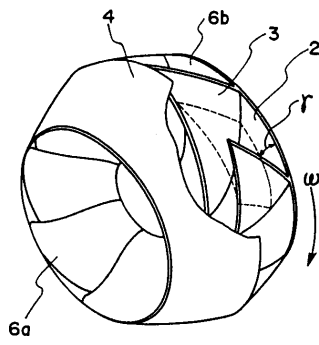
【図 64】 FIG. 64



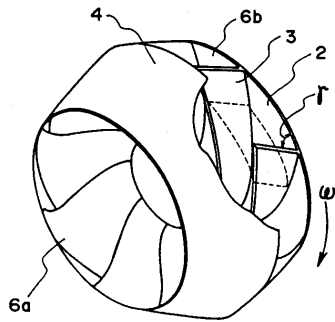
【図 6 5】
 $\beta_H - \beta_s$ FIG. 65【図 6 6】
 β_H FIG. 66【図 6 7】
 β_s FIG. 67【図 6 9】
 β_H FIG. 69【図 6 8】
 $\beta_H - \beta_s$ FIG. 68



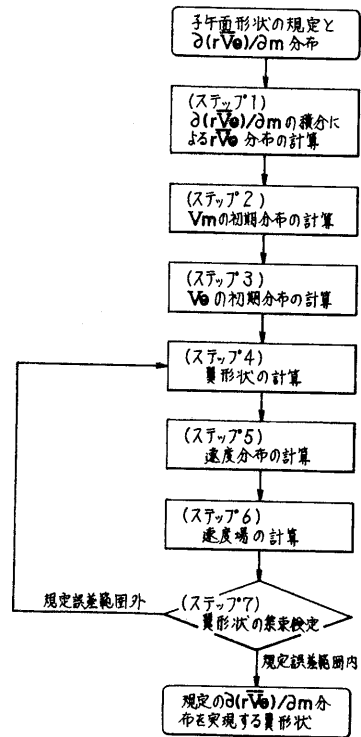
【図 75 (A)】
FIG.75(A)



【図 75 (B)】
FIG.75(B)



【図 76】
FIG.76



フロントページの続き

- (72)発明者 メーアダッド ザンゲーン
イギリス国 エヌ6ー5ピーワイ ロンドン ラングドン パーク ロード 72
- (72)発明者 原田 英臣
神奈川県藤沢市本藤沢4丁目2番1号 株式会社 荏原総合研究所内
- (72)発明者 後藤 彰
神奈川県藤沢市本藤沢4丁目2番1号 株式会社 荏原総合研究所内

審査官 刈間 宏信

- (56)参考文献 特開昭55ー134797 (JP, A)
実開昭60ー023300 (JP, U)
BORGES, J.E., A proposed through-flow inverse method for the design of mixed-flow pumps, INTERNATIONAL JOURNAL FOR NUMERICAL METHODS IN FLUIDS, 1993年12月30日, Vol.17, No.12, p.1098-1114
J. E. Borges, A Three-Dimensional Inverse Method for Turbomachinery: Part I-Theory, THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS, 1990年, vol.112
Y. L. Yang, Aerodynamic Design of Turbomachinery Blading in Three-Dimensional Flow: An Application to Radial Inflow Turbines, THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS, 1993年 7月, vol.115
M. Zangeneh, A COMPRESSIBLE THREE-DIMENSIONAL DESIGN METHOD FOR RADIAL AND MIXED FLOW TURBOMACHINERY BLADES, INTERNATIONAL JOURNAL OF NUMERICAL METHODS IN FLUIDS, 1991年, vol.13
T.Q. Dang, A Fully Three-Dimensional Inverse Method for Turbomachinery Blading in Transonic Flows, THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS, 1993年, vol.115
L. H. Smith, Sweep and Dihedral Effects in Axial-Flow Turbomachinery, THE AMERICAN SOCIETY OF MECHANICAL ENGINEERS, 1963年 9月, vol.85, no.3

(58)調査した分野(Int.Cl.⁷, DB名)

F04D 29/28
F04D 29/22
F04D 29/24
F04D 29/30