高比速度斜流タービンに関する研究*

(第1報, 翼形羽根車の特性)

井上 雅弘**, 古川 雅人***
原 和雄**, 清田 史功****Research on Diagonal-Inflow Turbine with High Specific Speed
(1st Report, Aerodynamic Performance of Airfoil Impeller)by Masahiro INOUE, Masato FURUKAWA,
Kazuo HARA, and Shikho KIYOTA

In order to develop a diagonal inflow gas turbine with a three-dimensional airfoil impeller, an experimental investigation was carried out. For that purpose, an airfoil impeller was made on the basis of a quasi-three-dimensional design, and the internal flow field was measured in detail. It was found that the diagonal inflow turbine with a three-dimensional airfoil impeller can be operated efficiently at high specific speed, and that the velocity coefficient of the impeller is as high as that for an axial flow turbine. But the turbine performance is strongly affected by the secondary flow in the impeller, which is so strong that the low energy fluid is accumulated near the tip of impeller. It is necessary to study on determination of the optimum incidence angle by considering this secondary flow.

Key Words : Gas Turbine, Diagonal Inflow Turbine, Airfoil Impeller, Performance, High Specific Speed

1. ま え が き

ガスタービンの場合, 水力機械の場合とは異なり, 作動流体の羽根車への流入方向が回転軸に対して傾いている斜流タービンに関する研究はほとんど行われておらず, その空力学的特性には多くの不明な点がある。最近になって斜流ガスタービンを扱った研究⁽¹⁾⁽²⁾がなされるようになったが, いずれも従来のラジアルタービンの延長として斜流タービンをとらえ, 高温・高回転からくる強度上の制約から羽根の線素を半径方向にとっている。一方, 軸流タービンにおいては流力的設計に基づいて三次元的にねじれた翼形羽根車を用いることにより高効率化を達成している。このような翼形羽根車の設計を斜流ガスタービンに適用することは, 現時点では強度上問題であろうが, 今後耐熱材料の進歩に伴ってねじれた羽根車の実用化が可能になるものと期待される。また低温度で作動するタービンの用途が広がることも考えられる。

以上のような観点から, 本研究は流力的に設計され

た高比速度形の斜流ガスタービンを開発することを目的とする。このような斜流タービンの内部流動は複雑な三次元流れを呈するものと予想されるので, まず本報で, ねじれた翼形斜流羽根車を試作し, その空力的特性と内部流動を実験的に調べた。

2. 実験装置及び方法

図1にタービン試験装置の断面図を示す。作動ガスは空気であり, ターボブロワにより昇圧された空気は流量測定用ノズル及びよどみ室を経てスクロールへ供給され, 羽根なしノズルと動翼で膨張した後, ディフューザを介して大気へ流出する。本実験に用いたスクロールノズルは羽根なしの可変式スクロールノズルであり, 図1のようにスクロールに内蔵された可動板を軸方向に移動させスクロール流路高さ b_s を変えると斜流ノズルの流出角 α_e は変化する⁽³⁾ 理論平均流出角は次式で与えられる。

$$\tan \alpha_e = \frac{b_s \left\{ 1 + (x-1) M_e^2 / 2 \right\}^{\frac{x-1}{2}}}{b_e \left\{ 1 + (x-1) M_s^2 / 2 \right\}^{\frac{x-1}{2}}} \tan \alpha_s \quad \dots\dots\dots (1)$$

ここで, α : 周方向から測った絶対流れ角, b : 流路高さ, x : 比熱比, M : マッハ数, 添字 s と e はそれぞれスクロール内とノズル出口を意味する。なお本スク

* 昭和59年8月29日 第927回講演会において講演, 原稿受付 昭和59年2月27日。

** 正員, 九州大学工学部 (〒812 福岡市東区箱崎 6-10-1)。

*** 正員, 九州大学大学院。

**** 九州大学大学院。

ロールは巻き角 α_s が 5° の対数らせで構成されている。

ノズル及び羽根車の子午面形状を図2に示す。ノズルは羽根なしの斜流ノズルであり、流路高さ b_e が 30.3 mm で、回転軸に対して 45° 傾いている。

本供試羽根車は文献(4)の方法に従い、準三次元的に子午面流線を決定した後、回転流面上の平均流れにおいて相対流線を翼のキャンバ線とし、その上に翼厚みを分布させて設計された。したがって入射角と偏差角はともに零であると仮定している。試作羽根車に対する設計仕様を表1に示す。図3は根元、中央及び先端における翼素形状と羽根根入口・出口の速度三角形である。

表1 設計仕様

Head Coefficient ψ_{LS}	1.39
Flow Coefficient ϕ	0.535
Rotational Speed N	4000 r.p.m.
Tip Diameter D^*	160mm
Vortex Design	Free Vortex
Number of Blades	12
b_s/b_e	6.5

図1 実験装置

図2 子午断面形状

図3 翼素形状及び速度三角形

ある。供試羽根車を図4に示す。

スクロールノズルの流路高さ比 $b_s/b_e = 4.6, 5.5, 6.5, 7.5, 8.2$ (このときそれぞれにおいてノズルの理論流出角 $\alpha_e = 21.9^\circ, 25.7^\circ, 29.6^\circ, 33.3^\circ, 35.7^\circ$) に対して、タービン回転数 ($N = 2000 \sim 6000$ rpm) とよどみ圧力 ($1.4 \times 10^3 \sim 2.9 \times 10^3$ Pa, gauge) を変化させ、ノズル出口及び動翼下流においてコブラ形5孔ピトー管をトラバースして内部流動を測定した。それぞれの測定位置は動翼の前縁から 12.5 mm 上流と後縁から 13.0 mm 下流である。(図2参照)

3. 実験結果及び考察

3.1 タービン性能を表すパラメータ 以下で定義されるパラメータを用いて実験結果を表す。ただし本実験においては圧力比が非常に低いので、非圧縮流れであると仮定した。

流量係数：

図4 供試斜流羽根車

$$\phi = \frac{Q}{(\pi D^* u^*/4)} \quad \dots\dots\dots (2)$$

ここに Q は体積流量, D^* と u^* はそれぞれ動翼先端の直径及び周速度である。

ヘッド係数:

$$\phi_{is} = \frac{\Delta H_{is,T}}{u^{*2}} = \frac{(P_{t0} - P_{t2})/\rho}{u^{*2}} \quad \dots\dots\dots (3)$$

ここに $\Delta H_{is,T}$ はタービン入口のよどみ状態から動翼出口の全圧まで等エントロピ的に膨張したときのエンタルピ落差である。また P_t は全圧, ρ は密度, 添字 0, 2 はそれぞれタービン入口と動翼出口を意味する。

無次元比速度:

$$N_s = \frac{1}{2\sqrt{\pi}} \frac{\phi^{1/2}}{\phi_{is}^{3/4}} \quad \dots\dots\dots (4)$$

内部効率 (total to total):

$$\eta_T = \frac{(uc_\theta)_{LE} - (uc_\theta)_2}{\Delta H_{is,T}} \quad \dots\dots\dots (5)$$

ここに c_θ は絶対速度の周方向成分, u は翼の周速度である。また添字 LE は動翼前縁における値であることを示し, 本実験では動翼なしのスクロールノズルのみの性能試験によりあらかじめ測定しておいた。

ノズルの全圧損失係数:

$$Y_N = \frac{(P_{t0} - P_{t1})/\rho}{c_1^2/2} \quad \dots\dots\dots (6)$$

ここに c は絶対速度であり, 添字 1 はノズル出口を意味する。

動翼の全圧損失係数:

$$Y_R = \frac{(P_{t1} - P_{t2})/\rho - \{(uc_\theta)_{LE} - (uc_\theta)_2\}}{w_2^2/2} \quad \dots\dots\dots (7)$$

ここに w は相対速度である。

動翼の速度係数:

$$\phi_R = \sqrt{1/(1 + Y_R)} \quad \dots\dots\dots (8)$$

3.2 全体性能 本実験装置では軸受などの機械損失がタービン出力に占める割合が大きいため, 誤差を少なくするために全体性能はすべて内部流動の測定結果から求めた。すなわちノズル出口における内部流動の測定結果より P_{t1} 及び $c_1^2/2$ の質量流量を重みとした全体平均値を求める。同様に動翼出口における内部流動の測定結果より P_{t2} , $(uc_\theta)_2$ 及び $w_2^2/2$ の全体平均値を求める。これらの全体平均値から式(3)~(8)のパラメータの全体性能値を求めた。

図5は流量係数に対するヘッド係数及び内部効率を示す。パラメータはスクロールノズルの流路高さ比 b_s/b_e である。 b_s/b_e すなわちノズル流出角に関係なく最高効率 89% が得られている。しかし $b_s/b_e=6.5$ (設計ノズル角) において最高効率点が設計流量係数

($\phi=0.535$) よりも著しく小流量側で得られている。本供試羽根車は入射角零で設計されていること, また相対流れは流量係数の減少とともに軸方向に傾くことを考えると, 最高効率点において入射角は負となっていることがわかる。また b_s/b_e の減少とともに最高効率点が小流量側へ移行しているが, このことは b_s/b_e の減少とともにノズル出口の流れが周方向に傾くことに

図5 全体性能

図6 η_T - N_s 特性

よる。

比速度 N_s に対する内部効率の関係が図6に示してある。最高効率を示す N_s が b_s/b_e の増大とともに大きくなっており、このことは最高効率を示す流量係数が b_s/b_e の増大とともに大きくなることと対応している。本斜流タービンの場合、 $b_s/b_e=4.6\sim 8.2$ に対して $N_s=0.2\sim 0.24$ で最高効率が得られている。従来のラジアルタービンの最適比速度がほぼ $0.08\sim 0.13$ であることを考えると、本斜流タービンは高比速度域に適していることがわかる。

動翼の速度係数 ϕ_R を ϕ に対して示したものが図7である。同図においてもパラメータは b_s/b_e である。 ϕ_R の特性は図5の内部効率特性とよく対応している。本羽根車の最高速度係数は軸流タービンと同程度の高い値を示しており、従来のラジアルタービンよりも空力学的に優れている。このことは三次元的な翼形羽根車の採用によることは明らかである。

3.3 内部流動 $b_s/b_e=6.5$ の場合の設計流量近傍 ($\phi=0.542$)、最高効率点 ($\phi=0.390$) 及び大流量側 ($\phi=0.651$) における内部流動について述べる (図5の黒丸印に対応)。

ノズル出口での相対流れ角 β_1 の分布を図8に示す。ここで相対流れ角 β は次式で定義される子午面から測った角度である。

$$\tan\beta = w_\theta/w_m \quad \cdots \cdots \cdots (9)$$

ここで w_m, w_θ はそれぞれ相対速度の子午面及び周方向成分である。図中、横軸は流路高さ b で無次元化されたハブ面からの距離であり、実線は設計値である。ハブ面側で β_1 が著しく小さくなっているが、これはスクロールノズル内に生じる二次流れに起因している⁽³⁾

図9は動翼下流における相対流れ角 β_2 の分布である。図中の実線は設計値である。流路中央からハブ側にオーバーターニングの領域があるが、これはハブ壁面上の境界層内に生じる圧力面から負圧面へ向かう二次流れによるものである。この二次流れの影響は流量の増大すなわち負荷の増大とともに大きくなる。一方、最高効率点以外において流路中央よりややシュラウド側ではオーバーターニング、それより先端側ではアンダターニングとなる。後者は明らかに先端もれ流れの影響

図7 動翼の速度係数

図8 ノズル出口の相対流れ角

図9 動翼の相対流出角分布

図 10 ノズルの全圧損失係数の分布

図 11 動翼の全圧損失係数の分布

図 12 内部効率の分布

響であり、前者はシュラウド壁面上の境界層内に生じる圧力面から負圧面へ向かう二次流れの影響である。先端側の二次流れの影響は最大効率点においてはほとんど現れておらず、これは翼負荷が軽減したことによると思われる。

流体は回転面上を流れると仮定して式(6)の定義に従って求めたノズルの全圧損失係数 Y_N の分布を図10に示す。ただし横軸は全質量流量で無次元化した流れ関数であり、0がハブ面に1がシュラウド面に相当する。ハブ面近くで全圧損失が著しく大きくなっている。

Y_N の場合と同様にして式(7)の定義に従って求めた動翼の全圧損失係数 Y_R の分布を図11に示す。いずれの流量係数においても流路中央からシュラウド側で全圧損失は大きくなっており、ノズル出口での全圧損失分布の傾向と逆である。このことは上述の二次流れにより説明できる。すなわち動翼入口においてハブ面近くに集中していた低エネルギー流体は、動翼内に入ると二次流れのために翼の負圧面側へ流れ、負圧面上に到達すると翼面境界層内の強い遠心力のために翼の先端へと流れて行く。その結果、動翼出口において先端側に低エネルギー流体が集中する。

全圧損失と同様にして式(5)に従って求めた内部効率の分布を図12に示す。ノズル損失がハブ側で大きく、動翼損失が先端側で大きくなるため、それに対応して効率もハブ近くと流路中央から先端側にかけて

低下している。負荷が増大すると先端側の二次流れと先端もれ流れが強くなるために、先端側の効率は負荷の増大とともに著しく低下している。

また全体性能で述べたように、負の入射角のときに最高効率を得ることも、この二次流れが関係しているものと思われる。

4. 結 論

三次元的にねじれた翼形羽根車を有する斜流タービンを試作して内部流動を測定し、次のような翼形斜流羽根車の特性が明らかになった。

- (1) 従来のラジアルタービンでは著しい効率の低下をきたす高比速度域において高効率を達成できる。
- (2) その速度係数は軸流タービンと同程度の高い値である。
- (3) 翼間内には強い二次流れが生じる。
- (4) 負の入射角のときに最高効率を示すので、上記の二次流れを考慮した設計入射角の選定法を研究する必要がある。

文 献

- (1) Baines, N.C., ほか2名, *Trans. ASME, J. Eng. Power*, 101-3 (1979), 440.
- (2) 山口・西山, 小松技報, 26-3 (昭55), 181.
- (3) Ikui, T., ほか3名, 83-TOKYO-IGTC-65 (1983).
- (4) 生井・ほか2名, 機構論, No. 828-3 (昭57-11), 150.