

# ラジアルタービンの動翼内流れの三次元数値解析

(第 1 報, 動翼内二次流れに与える翼端隙間の影響について)

Three Dimensional Flow Analysis in a Radial Turbine Rotor  
(Part 1: Effect of Tip Clearance to Secondary Flow in Rotor Passage)

土 屋 直 木\*・吉 識 晴 夫\*

Naoki TSUCHIYA and Haruo YOSHIKI

## 1. は じ め に

ラジアルタービンは過給機や小型ガスタービンで幅広く用いられているにもかかわらず、動翼内流れの詳細についてはあまり明らかになっていない。ラジアルタービンは小型で高速回転するので内部流れを計測するのは容易なことではなく、高速回転する動翼内流れを実際に計測したという報告例は、筆者の知る限り Higashimori<sup>1)</sup>による LDV 計測一例のみである。こうした実験の困難な流れ場については流れの数値シミュレーションが有効な手段となるが、三次元計算による報告例も非常に少ない。そこで本研究では、重要な損失の一つである翼端隙間からの流れを考慮してラジアルタービン動翼内流れの三次元数値解析を行い、翼端隙間からの流れの様子や流れの動翼内二次流れに与える影響について調べた。本報では実験結果との比較と、動翼内二次流れに与える翼端隙間の影響と二次流れの発生機構について述べる。

## 2. 基礎方程式及び数値解法

タービンと共に回転する直交座標系において、保存型で表わされた三次元 Reynolds 平均 Navier-Stokes 方程式を、一般曲線座標系に変換したものを基礎方程式とする。無次元表示では以下ようになる。

$$\frac{\partial \hat{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \hat{F}_i}{\partial \xi_i} + \hat{T} = \frac{1}{Re} \cdot \frac{\partial \hat{F}_{vi}}{\partial \xi_i} \dots \dots \dots (1)$$

$$\hat{Q} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u_1 \\ \rho u_2 \\ \rho u_3 \\ e \end{bmatrix}, \quad \hat{F}_i = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} \rho U_i \\ \rho u_1 U_i + \xi_{i,1} p \\ \rho u_2 U_i + \xi_{i,2} p \\ \rho u_3 U_i + \xi_{i,3} p \\ (e + p) U_i + \xi_{i,r} p \end{bmatrix}$$

$$\hat{T} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ -\rho \Omega u_2 \\ \rho \Omega u_1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \hat{F}_{vi} = \frac{1}{J} \begin{bmatrix} 0 \\ \xi_{i,j} \tau_{1j} \\ \xi_{i,j} \tau_{2j} \\ \xi_{i,j} \tau_{3j} \\ \tau_{kj} u_k + q_i \end{bmatrix} \dots \dots \dots (2)$$

$\rho$  は密度,  $u$  は速度,  $e$  はエネルギー,  $p$  は圧力,  $U$  は反変速度,  $\tau$  は応力テンソル,  $q$  は熱流束等を表わす。座標系は角速度  $\Omega$  で  $z$  軸回りに回転するものとする。速度  $u_i$  は静止座標系から見た絶対速度の各座標軸方向成分で、回転している立場から見た相対速度ではない。乱流モデルには代数モデルの Baldwin-Lomax モデル<sup>2)</sup>を用いた。

(1) 式を時間、空間方向に離散化し、時間進行法にて定常解に達するまで計算を進める。時間方向について 1 次精度のオイラー陰差分で離散化し、多少の変形を行うと次のようになる。

$$\left[ I + \Delta t \frac{\partial}{\partial \xi_i} \left( \frac{\partial \hat{F}_i}{\partial \hat{Q}} - \frac{1}{Re} \frac{\partial \hat{F}_{vi}}{\partial \hat{Q}} \right) + \frac{\partial \hat{T}}{\partial \hat{Q}} \right] \Delta \hat{Q} = - \Delta t \left( \frac{\partial \hat{F}_i}{\partial \xi_i} + \hat{T} - \frac{1}{Re} \frac{\partial \hat{F}_{vi}}{\partial \xi_i} \right) \dots \dots \dots (3)$$

ここで  $\Delta \hat{Q} = \hat{Q}^{n+1} - \hat{Q}^n$  を表わす。右辺の対流項については、Roe の近似リーマン解法<sup>3)</sup>と van Leer による MUSCL 法<sup>4)</sup>を用いて数値流束を求めた。MUSCL 内挿の過程で minmod 関数による流束制限関数を導入し、TVD 条件を満たすようにした。空間方向精度は最高で 3 次である。粘性項は中心差分を用いて離散化を行った。左辺については、LU-ADI 法<sup>5)</sup>を用いて計算の効率化を図った。

計算は周期境界の仮定を用いて 1 つの翼間のみについて行った。隙間流れを精度良く解析するため、隙間領域には別の計算ブロックを設けた。計算格子とタービンの関係を

\*東京大学生産技術研究所 第 2 部

図1に、翼面に平行な格子面(L面)の子午面(r-z面)表示を図2に示す。主流方向, スパン方向, ピッチ方向をそれぞれ $\xi, \eta, \zeta$ 方向にとり, 格子番号はJ, K, Lとした。計算領域は, 主流部, 翼後流部, ハブ部, 翼端隙間部の4つのH型格子で構成され, 格子数はそれぞれ $131 \times 65 \times 51, 39 \times 65 \times 25, 39 \times 26 \times 75, 65 \times 19 \times 25$ である。流入境界はタービン入口直径180 mmに対して244 mmの位置に, 流出境界はタービン軸方向長さの約2.5倍の位置にとった。

流入境界では, 全温, 全圧, 速度の方向を与え, 半径方向の力の平衡を満たすように静圧を求めた。流出境界では $K=1$ で静圧を与え, 半径方向の力の平衡を満たすように静圧分布を与えた。壁面上ではNon-slip条件と断熱条件を与え, 密度は内点から外挿して求めた。計算空間の接続面では, 計算空間を重ね合わせることで精度の低下を防いだ。

### 3. 計算結果及び考察

翼形状が入手できたことから, Higashimoriら<sup>1)</sup>によって動翼内部の流れが計測されたタービンを計算対象に選んだ。実験装置における翼端隙間幅はタービン入口で1.25 mm (5.7% スパン), 出口で1 mm (2.3% スパン)である。入口から出口にかけて滑らかに補完しながらケーシング位置を決めるべきであるが, 入口部でケーシング壁が滑らかにつながらなかったため, 全体に渡り隙間幅を1 mmにとり, 入口部のみ1.25 mmとした。

表1は実験におけるタービンの運転条件で, 最高効率点近くでの運転となっている。計算も実験と同条件で行った。実験における計測面と計測点を図3に示す。各計測点では相対速度が翼間ピッチ方向に計測されている。相対速度はタービンと共に回転している立場から見た速度で, 相対流れ角は相対速度ベクトルの子午面とのなす角と定義している。翼間中間ピッチにおける相対流れ角のスパン方向分布について実験結果と比較したものを図4に示す。翼形状の概形を太実線で示しているのは二次流れの目安となるためで, 翼形状よりも値が大きければ負圧面から圧力面への二次流れを, 小さいければ圧力面から負圧面への二次流れを表わすことになる。Inlet面では, Shroud寄り2点で実験結果と良く一致しているが, MidspanからHubにかけては分布が逆になっている。Center面では, ShroudとHubの両端で計算よりも実験値が小さく, Midspan付近で大きくなっているものの, 平均した分布傾向では一致している。Outlet面では全スパンに渡って良く一致しており, 流れの転向角は翼の転向角に比べて小さく, 流れの方向はやや圧力面側に傾いているといえる。

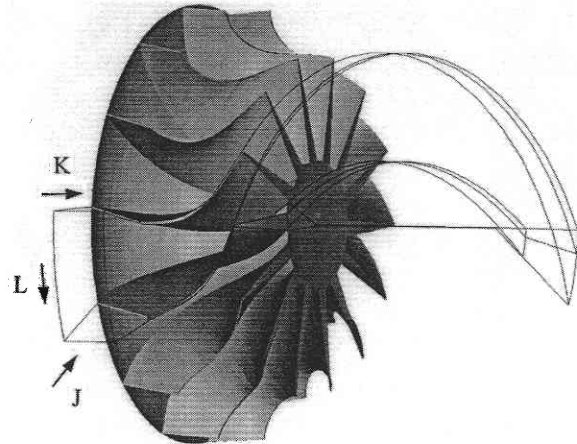


図1 計算格子とタービンの関係

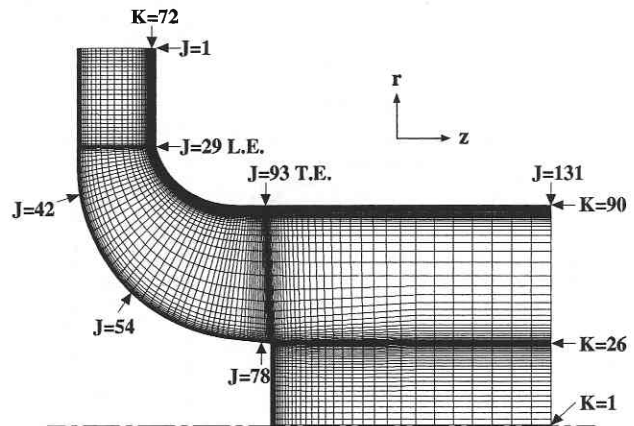


図2 子午面計算格子

表1 実験におけるタービンの運転条件

Number of rotor blades	14
Rotor inlet diameter	180 mm
Rotor exit diameter at tip	140 mm
Rotational speed	27700 rpm
Mass flow rate	1.068 kg/s
Pressure ratio	2.0
Inlet total temperature	404.0 K

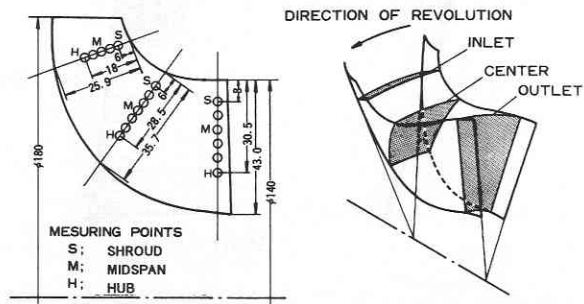


図3 実験における計測点と計測面

研 究 速 報

タービン流路内二次流れ分布を図5に示す。二次流れベクトルは相対速度ベクトルから主流方向成分を引き、流路断面に投影したものである。主流方向はタービン入口から出口に向かう格子方向(ξ方向)とし、3つの計測面に最も近いJ=42, J=54, J=78面をタービン内の二次流れを代表する3つの流路断面に選定した。

J=42面では、ケーシング壁面上において、相対的に回転と反対方向に運動するケーシング壁の影響と圧力勾配によって、負圧面(SS)方向の流れが生じている。圧力面(PS)上では、遠心力によるハブからケーシングへの強い流れが見られる。ハブ壁面上では、境界層流れはタービン入口上流の影響で負圧面方向に向かい、境界層外側では半径方向に向かう流れがコリオリ力を引き起こして圧力面方向への流れとなっている。壁面上を除いた二次流れは回転と反対方向の通過渦と見ることができ、Chooら<sup>6)</sup>の非粘性

解析における流路前半で発生している通過渦と一致している。翼端隙間からの流れの流れ場に与える影響は、隙間領域周辺にとどまっている。

J=54面では、流れによって流れ渦が形成されているのが確認できるが負圧面付近にとどまっている。圧力面上では、J=42面に比べてケーシングに向かう流れは強くなっており、そのほぼすべてが翼端隙間に流入している。負圧面上の境界層付近では、スパン方向の圧力差と遠心力でケーシング方向への流れが起きている。境界層外側では、流れ渦を形成しなかった流れがハブ方向へ向かっている。ケーシング壁付近では、中間ピッチ付近から隙間へ向かう流れが始まっており、ケーシング壁に引きずられる流れはこの影響で非常に弱くなっている。流路内部では、遠心力の作用によるハブからケーシングへの流れと、ケーシングに近づくにつれての圧力面方向の流れが生じており、

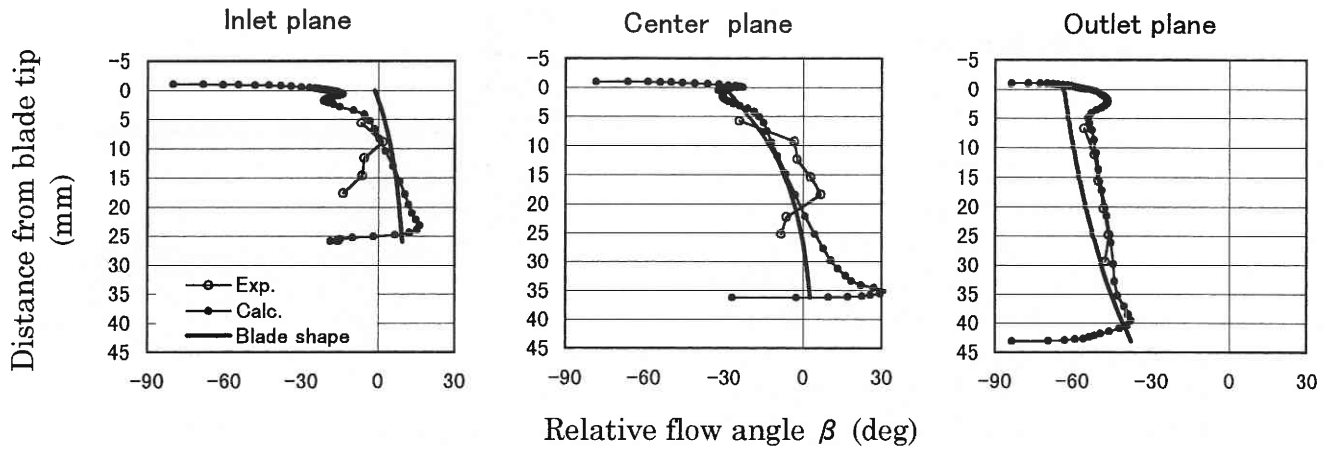


図4 翼間中間ピッチにおける相対流れ角のスパン方向分布

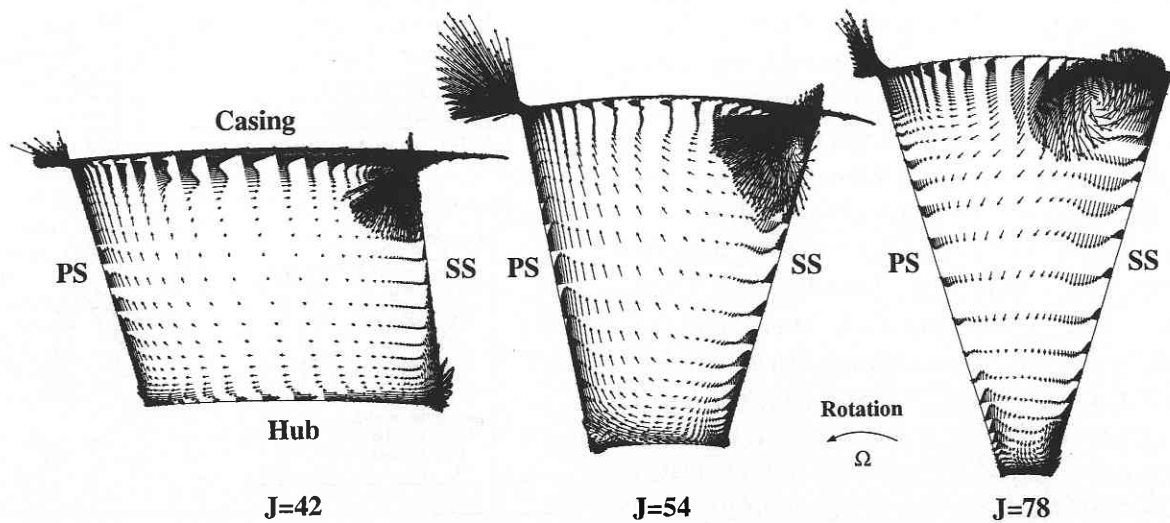


図5 タービン流路内二次流れ分布

この流れは最終的に隙間部に流入している。

$J = 78$  面では、負圧面付近にとどまっていた流れ渦が  $1/3$  ピッチ付近にまで移動し、大きく成長している。これは、翼の転向によって回転と反対方向に流れが転向されているにもかかわらず、その影響は隙間部にまでは直接及ばないために、流れの慣性によって流れ渦が負圧面から遠ざかったことが主な原因と考えられる。圧力面上のハブからケーシングへの流れはハブ付近に少々見られる程度に弱まり、逆に翼面上の圧力差によるハブ方向への流れが生じている。負圧面付近の流れは  $J = 54$  面と同様であるが、流れ渦から放出されるハブ方向への流れは増加している。ケーシング壁に沿っては流れ渦から放出される圧力面方向の強い流れが見られ、この流れはケーシングに引きずられる流れを弱めている。流路中央部では、ハブ方向への流れと圧力面方向への流れが生じている。圧力面方向への流れは、エクスデューサによる転向角ほど実際の流れは転向していないために起きていると思われる。

図6は、翼端隙間なしで計算した場合の  $J = 78$  面の二次流れベクトルである。図5の  $J = 78$  面と比較すると二次流れの様子は大きく異なり、翼端隙間の影響が大きく現われているといえる。負圧面-ケーシングコーナー付近では壁に引きずられた流れが *scraping vortex* を形成している。この渦の回転の向きは流れ渦と反対である。圧力面上ではハブへ向かう流れが強く現われている。負圧面付近では流れ渦によるハブ方向への流れの代わりに、ケーシングへ向かう弱い流れが見られる。Choo ら<sup>6)</sup>の非粘性解析では、流路後半で回転と同方向の通過渦が発生しており、隙間なしの場合に限っては同様の通過渦と見ることが出来る。

## 6. ま と め

翼端隙間を考慮してラジアルタービン内流れの三次元数値解析を行い、次の結論を得た。

(1) 本計算結果と実験結果では、全体的な傾向は一致し

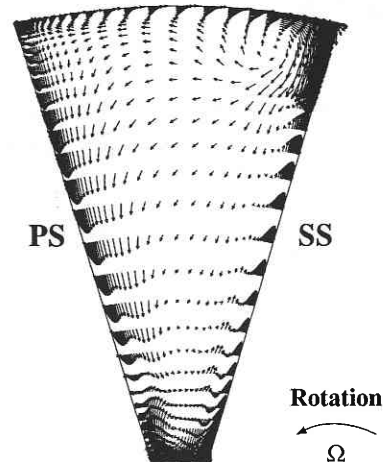


図6 隙間なしにおける  $J = 78$  面の二次流れ分布

ているといえる。一部で相違が見られるが、実験に関して精度等不明な点が多いので、この原因が実験によるものか計算によるものかは定かでない。

- (2) 動翼内流路で発生している二次流れを明らかにし、その発生機構についての考察を与えた。動翼出口付近では、翼端隙間ありとなしの場合で二次流れの様子が大きく異なり、翼端隙間からの流れが二次流れに大きな影響を与えていることがわかった。

(1998年9月24日受理)

## 参 考 文 献

- 1) Higashimori, H., Matsuo, E. and Noda, M., 1987, Tokyo International Gas Turbine Congress (IGTC), Proceedings, Vol. II, pp. 9-15.
- 2) Baldwin, B.S. and Lomax, H., AIAA Paper, 78-257, (1978).
- 3) Roe, P.L., J. Comput. Phys. Vol.43 (1981), pp. 357-372.
- 4) van Leer, B., J. Comput. Phys. Vol. 32 (1979), pp. 101-136.
- 5) Obayashi, S., Matsushima, K., Fujii, K. and Kuwahara, K., AIAA Paper 86-338, (1986).
- 6) Choo, Y. K. and Civinskas, K. C., Trans. ASME J. Fluids Eng., Vol. 32 (1985), pp. 181-190.