

1990

日本機械学会論文集(B編)
67巻660号(2001-8)

論文 No.00-1092

蒸気タービンの低負荷運転における 低圧最終動翼内逆流現象の三次元数値解析*

増 沢 近 統^{*1}, 平野雄一郎^{*2}, 石田正弘^{*3}

Three-Dimensional Computation of Reverse Flow in a Low Pressure Steam Turbine Rotor under Low Load Operation

Chikamune MASUZAWA^{*4}, Yuichiro HIRANO and Masahiro ISHIDA^{*4} Mitsubishi Heavy Industries, LTD., Nagasaki Research and Development Center,
5-717-1 Fukahori-machi, Nagasaki-shi, Nagasaki, 851-0392 Japan

Reverse flow which occurs in a low pressure steam turbine rotor under the low load operation was analyzed by the three-dimensional turbulent flow computation. The computed flow angles at the inlet and exit of the rotor agreed well with the experimental results in the scale-model turbine and also with the results based on the quasi 3-D inviscid flow analysis. It is clearly shown that the spiral-type vortex appears due to the reverse flow at the rotor root, and in addition, the leading-edge separation occurs on the pressure surface over the rotor blade height, especially a large separation occurs at the root side due to a high incidence angle. The present study suggests that the unstable flow might be caused by the spiral-type vortex and the leading-edge separation under lower load operations.

Key Words: Steam Turbine, Rotor, Numerical Analysis, Reverse Flow, Spiral Vortex

1. 緒 言

蒸気タービンの試験結果^{(1),(2)}によれば、低圧最終翼が低負荷で運転される場合、周知のように、流れが設計点から大きく逸脱することに起因する失速フラッタやランダム振動が発生し、翼に過大な振動応力を生じる恐れがある。しかしながら、流れの実測例は非常に少なく、翼振動の原因となる流動現象は必ずしも十分に把握できていない。このため、著者ら⁽³⁾は、実機のスケール・モデルタービンを用いた実負荷試験による流動計測と変形 FLIC 法 (Fluid In Cell) を用いた準三次元非粘性流れ解析とを比較検討することにより、低負荷運転における逆流を伴う流動状況の基本的特性を明らかにしたが、解析手法に制約があるため翼列内部における逆流やはく離の詳細は明らかにできなかった。

回転するタービン動翼内部の流れを実測することは

極めて困難なため、逆流やはく離を伴う複雑な動翼内部の三次元流れを詳細に把握するには、三次元粘性流れ解析法を適用することが不可欠と考えられる。これまで、タービンの単翼列における二次流れの予測を主体として三次元粘性流れの解析がなされ、損失や流出角など実験結果との整合性も概ね良好なため、バウ翼など二次流れ抑制翼列の開発設計に適用されている⁽⁴⁾。また、短翼⁽⁵⁾や定格運転時の低圧最終翼⁽⁶⁾などについて、静翼と動翼を組み合わせた段落粘性流れ解析と実験結果との良好な一致が示されており、三次元数値解析の実用化はかなり進展している。

本研究では、準三次元非粘性流れ解析やタービン試験による実測では得られない動翼内部の逆流やはく離を伴う複雑な流れを、三次元粘性流れ解析法を適用することにより解析し、低負荷運転時の詳細な流動特性を明らかにするものである。

2. 主な記号

$$a : \text{音速} = \sqrt{\frac{\kappa p}{\rho}}$$

* 原稿受付 2000年8月31日。

^{*1} 正員, 三菱重工業(株)長崎研究所(〒851-0392 長崎市深堀町5-717-1)。^{*2} 三菱重工業(株)長崎研究所。^{*3} 正員, 長崎大学工学部(〒852-8131 長崎市文教町1-14)。

E-mail: masuzawa@ngsrdc.mhi.co.jp

e : 単位体積当たりの内部エネルギー

$$e = \frac{p}{\kappa - 1} + \frac{\rho(u^2 + v^2 + w^2 - r^2 \omega^2)}{2}$$

M : マッハ数

p : 圧力

Pr : プラントル数

r : 半径

Re : レイノルズ数

t : 時間

u, v, w : x 方向速度, y 方向速度, z 方向速度

x, y, z : 物理座標系

κ : 比熱比

μ : 粘性係数

ρ : 密度

τ : 粘性応力

ω : 回転角速度

3. 数値解析法

x 軸を回転軸とする相対座標系で記述されたレイノルズ平均三次元圧縮性粘性流れの基礎式は、質量保存則、運動量保存則およびエネルギー保存則を一括して表すと次のようになる。

$$\frac{\partial \bar{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{E}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{F}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{G}}{\partial z} = \frac{1}{Re} \left(\frac{\partial \bar{P}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{R}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{S}}{\partial z} \right) + \bar{T} \quad (1)$$

$$\bar{Q} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix}, \quad \bar{E} = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + p \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e+p)u \end{pmatrix}, \quad \bar{F} = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + p \\ \rho vw \\ (e+p)v \end{pmatrix}, \quad \bar{G} = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + p \\ (e+p)w \end{pmatrix}$$

$$\bar{P} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} \\ \tau_{yx} \\ \tau_{zx} \\ \beta_x \end{pmatrix}, \quad \bar{R} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xy} \\ \tau_{yy} \\ \tau_{zy} \\ \beta_y \end{pmatrix}, \quad \bar{S} = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xz} \\ \tau_{yz} \\ \tau_{zz} \\ \beta_z \end{pmatrix}, \quad \bar{T} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \rho \omega (\omega y + 2w) \\ \rho \omega (\omega z - 2v) \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$\tau_{xx} = -\frac{2}{3} \mu (u_x + v_y + w_z) + 2\mu u_x, \quad \tau_{xy} = \tau_{yx} = \mu (u_y + v_x)$$

$$\tau_{yy} = -\frac{2}{3} \mu (u_x + v_y + w_z) + 2\mu v_y, \quad \tau_{yz} = \tau_{zy} = \mu (v_z + w_y)$$

$$\tau_{zz} = -\frac{2}{3} \mu (u_x + v_y + w_z) + 2\mu w_z, \quad \tau_{zx} = \tau_{xz} = \mu (w_x + u_z)$$

$$\beta_x = \frac{\mu}{Pr(\kappa-1)} \frac{\partial a^2}{\partial x} + u \tau_{xx} + v \tau_{xy} + w \tau_{xz}$$

$$\beta_y = \frac{\mu}{Pr(\kappa-1)} \frac{\partial a^2}{\partial y} + u \tau_{yx} + v \tau_{yy} + w \tau_{yz}$$

$$\beta_z = \frac{\mu}{Pr(\kappa-1)} \frac{\partial a^2}{\partial z} + u \tau_{zx} + v \tau_{zy} + w \tau_{zz}$$

数値解析手法は広く用いられている方法を採用し、

式(1)に基づき、空間的には3次精度のTVD差分スキーム、時間的にはLU-ADI陰解法を用いた時間進行法を適用して、定常解を求めている。乱流モデルにはBaldwin-Lomax代数モデルを採用している。この乱流モデルは、渦粘性係数が計算格子点の状態量と壁面からの距離などで代数的に与えられるので、新たな輸送方程式を解く必要がなく、計算時間が短い長所があり、翼列解析^{(4),(7)}やラジアルタービン解析⁽⁸⁾などターボ機械内部流れ解析に広く適用されているモデルであり、本解析においても一つの基本的な手法として適用した。

本計算が対象とするタービン低圧最終段は前報⁽³⁾で用いたスケール・モデルタービンと同じで、その断面を図1に、最終動翼形状のスパン方向変化、および動翼速度三角形をそれぞれ図2(a)および(b)に示す。表1に最終翼の主要目を示す。計算条件は定格負荷の約25%相当の低負荷運転で、動翼出口における流出マッハ数の軸方向成分は $M_a=0.22$ である。本計算では最終段落のみを取り扱い、その計算格子を図3に示す。計算領域は静翼、動翼ともに幾何学的翼入口角、出口角に沿う方向に採り、計算格子には静翼と動翼の接続境界の取り扱いや三次元ねじれ長翼の格子生成の簡便さを考慮してH型格子を採用している。計算格子数は、

Table 1 Specifications of rotating blade

Rotating Speed (rpm)	7000
Blade Height (mm)	437
Hub / Tip ratio	0.467
Blade Tip Speed (m/s)	598
Pitch/chord (Base)	0.246
(Mean)	0.593
(Tip)	0.974
Stagger angle (Base)	3.4°
(Mean)	42.1°
(Tip)	74.5°

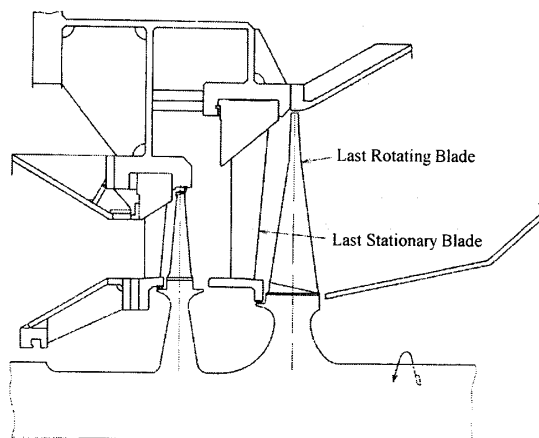


Fig.1 Meridional section of scale model turbine

流れ方向 182 点、周方向 51 点、半径方向 51 点の総計約 47 万点である。粘性の影響を考慮して翼表面では翼間流路幅の約 0.4%、内壁、外壁面では翼高さの約 0.1% 程度に密に計算格子点を設けている。

次に境界条件として最終段静翼入口での全圧、全温度および動翼出口での静圧を設定するが、本計算では作動流体を完全ガスとして取り扱うため、境界条件としてタービン試験で得られた実測値をそのままでは使用できない。そこで実験と計算とで速度三角形を相似にするため、速度比（平均径上での周速度／理論熱落

差相当の速度）が同じになるように設定した。その他の境界条件は以下の通りである。

段落流入境界：静翼入口では旋回はなく、ピッチ角（子午面内で軸方向となす角度）は計算格子の方向に一致するとした。また、全圧、全温度は半径方向および周方向に一樣であると仮定した。

段落流出境界：静圧は動翼出口内壁上で与え、その半径方向分布は計算過程で求められる旋回速度に基づく単純半径平衡式を用いて規定し、周方向には一樣であると仮定した。その他の未知量についてはそれらの値が流れ方向に変化しないとするいわゆるノイマン条件を適用した。

静翼と動翼の接続境界：静動翼間では流れ方向に計算領域を一部重複させた計算格子を用い、境界条件のやり取りを行う。すなわち、動翼出口の境界条件は静翼後縁線より格子数で 20 個下流に設置し、動翼入口の境界条件は静翼後縁線より 16 個下流に設置し、この間の計算領域を重複させている。そこで、動翼入口の境界条件は、静翼出口での相対座標系上の全圧、全温度、流れ角の周方向平均値を与える。一方、静翼出口の境界条件は、動翼入口での静圧の周方向平均値を与える。これによって静翼と動翼間を接続している。

4. 数値解析結果および考察

三次元粘性流れ解析結果を準三次元流れ解析結果およびタービン試験結果⁽³⁾と比較し、その妥当性を確認した上で、動翼内部の流動解析結果を考察する。

4.1 フローパターンの検証 子午面内速度分布の比較を図 4 (a), (b), (c) に示す。(a) はピットトラス実測結果、(b) は準三次元解析結果で、これらは周方向に平均化した値であるが、(c) に示す三次元解析結果は周方向に異なる翼間流れを代表して翼ピッチ間中央流面内の速度ベクトルを示した。図 4 (c) に示す本解析結果は、低負荷運転時フローパターンの特徴である動翼根元側に発生する逆流および翼先端側への著しい偏流を的確に捉えており、準三次元解析結果や実測結果とも定性的に一致している。低負荷運転におけるこの逆流の発生原因は、最終翼を通過する体積流量が減少するため動翼の入口と出口との圧力差が著しく小さくなること、また過大な遠心力により半径方向流れが誘起されることなどによる。また、図 4 (c) では外壁近くに低流速域が存在するが、その理由として、粘性の影響により特に動翼入口や動翼出口近傍の外壁形状が急激に変化する個所では局所的な急激な離れが発生することなどが推定され、図 4 (b) に示す準三次元解析結果では把握できないフローパターンが得られてい

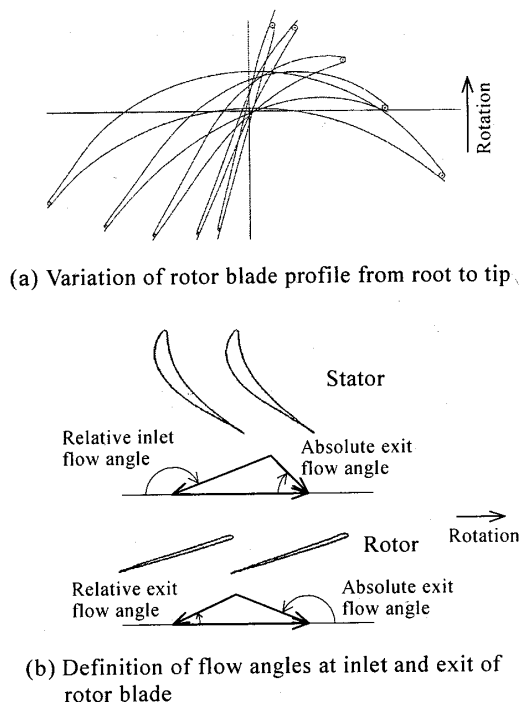


Fig.2 Last stage rotor blade profile and flow angle

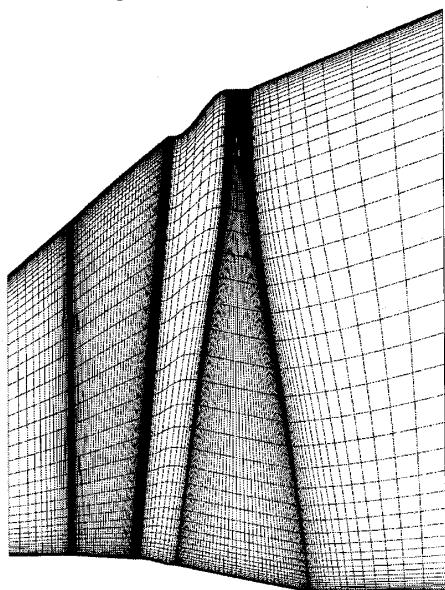
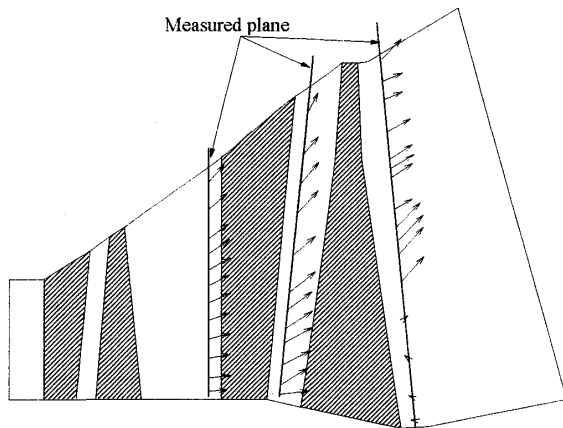
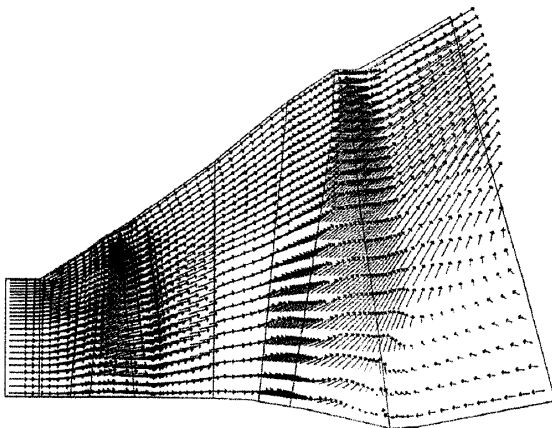


Fig.3 Computational grid for last stage rotor

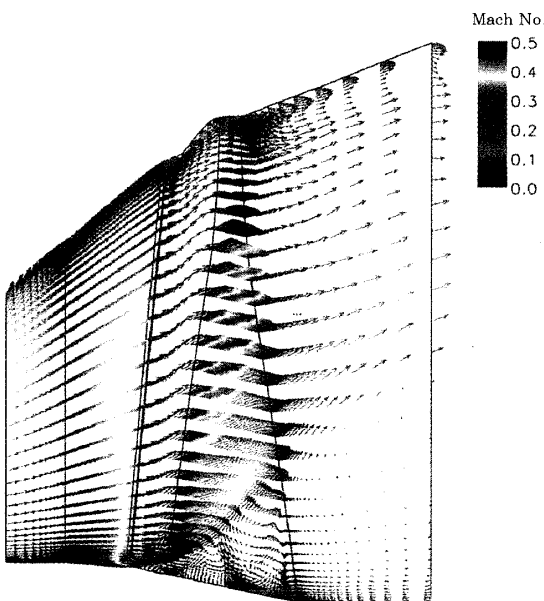
る。なお、静翼出口直後の静翼出口と動翼入口を接続する重複領域では、計算コード上の制約から計算格子



(a) Measured result



(b) Quasi 3D analysis



(c) Completely 3D analysis

Fig.4 Meridional velocity distribution

の半径を一定にする要求があり、傾斜角ゼロの直線壁としている。その後は動翼入口まで滑らかな曲線壁としており、やむを得ず実際の外壁形状とは異なっている。この外壁形状の相違の影響は静翼出口直後の極めて翼先端部に限定されるので、本解析結果の本質的な結論には影響しないものと考えている。

図5および図6は、動翼出口において周方向に平均化した、局所質量流量および相対流出角の翼高さ方向分布をそれぞれ示す。図中の実線は三次元解析結果、破線は準三次元解析結果、○印は実測値、図6の太実線は幾何学的翼出口角をそれぞれ示す。図5において、負の質量流量で示される逆流域は、三者でほぼ一致しており、三次元解析結果によれば翼根元から約23%翼高さの間に逆流域が存在する。逆流域の外側の翼高さ約23%～約50%の領域では局所質量流量が急激に増加し極大値に達することが本解析結果によって示され、実測値とも良く一致している。また、図6によれば、翼高さの約50%以上の領域では、本解析結果は

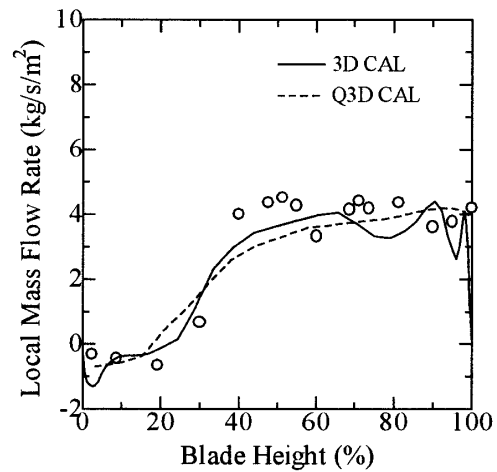


Fig.5 Local mass flow rate at rotor exit

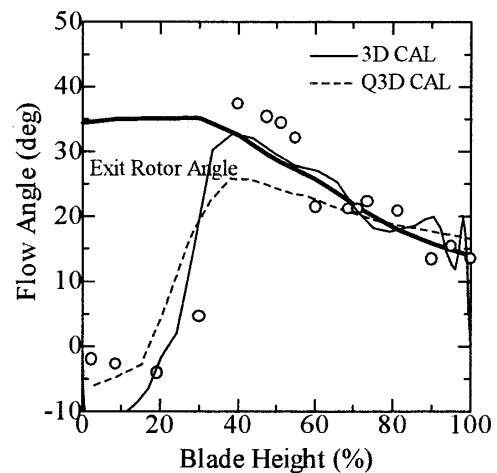


Fig.6 Relative flow angle at rotor exit

相対流出角が幾何学的翼出口角とほぼ一致することを示しており、準三次元解析結果および実測値ともほぼ一致している。翼列内の流れが翼の平均反り面に一致すると仮定した準三次元解析においても、三次元解析に近い解析結果が得られており、その仮定の妥当性が明らかになった。なお、三次元解析結果について、図5, 6のそれぞれ約76%, 96%翼高さ領域に極小値が存在する。これは後述するように、この領域は前縁はく離によって誘起された渦が動翼出口から放出される半径位置に相当しており、この渦が動翼出口に局所的に存在することにより流れを阻害するために質量流量の欠損が生じ、かつ流れの方向が翼背面側に偏向し、その結果として流出角が小さくなっている。このような結果は必ずしも実測値と十分な精度では一致していないが、逆流域を除いた全域にわたって、三次元解析結果は準三次元解析結果よりも実測値に近い。なお、翼根元側の逆流域においては、三次元解析結果は実測結果と一致していないが、この領域は実現象として局所的に乱れや非定常性の影響が強く現われる領域であり、解析精度および実測精度とも十分ではないと推察している。

図7は動翼入口での相対流入角分布を示す。図において三次元粘性流れ解析結果は、周方向に平均化した

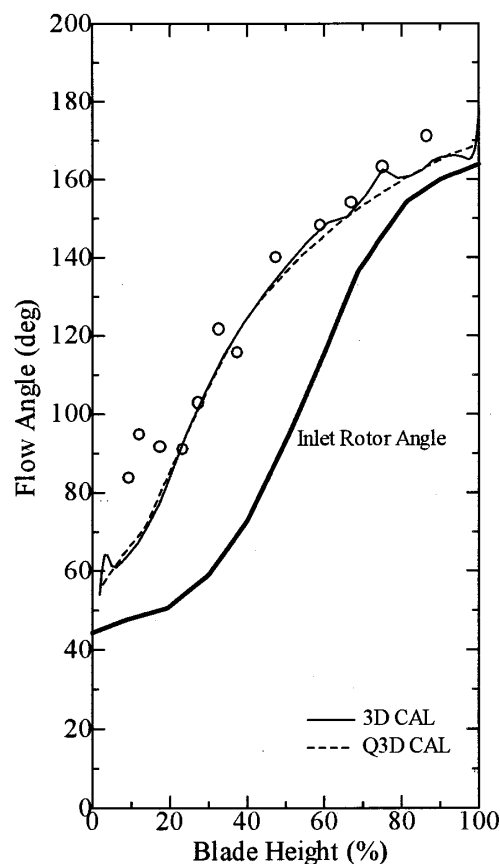


Fig.7 Relative flow angle at rotor inlet

相対流入角で示し、幾何学的翼入口角は太実線で示す。本解析結果は実測値および準三次元解析結果とも良好な一致を示しており、本解析法の妥当性を示すものである。同時に、簡易な準三次元解析法についてもその精度および実用性を確認することができた。

4.2 逆流域の渦の挙動 図8は翼根元側断面 ($H/H_b=0.03$, H : 翼根元からの高さ, H_b : 翼高さ) における流速ベクトル図を示す。まず、動翼出口における流れについて説明する。動翼下流に配備された排気室側から動翼出口に向かう逆流は、かなり大きな入射角をもって幾何学的な翼出口のど部から後縁にかけての翼背面に衝突した後、翼背面に沿いながら隣接する翼の腹面に向かって流れ、ほぼ翼列中央で動翼入口から入ってきた流れと衝突する。この翼列中央まで侵入してきた逆流に伴って翼出口側に渦が誘起されている。次に、動翼入口における流れについて説明する。ここでは動翼流入境界条件として、周方向に平均化した一様な速度分布を与えているにもかかわらず、転向角の大きな動翼が抵抗として作用するため、動翼入口のすぐ上流では半径方向および周方向に流量が再配分され、動翼入口の速度分布は腹面側に近い位置にピークを有する噴流様相を示している。このような局所的な噴流は翼腹面側前縁付近にはく離域を形成し、翼列出口から侵入してきた逆流と衝突する。

図9は動翼内の幾つかの場所に置いた流体粒子群の流跡を描いたものである。まず、動翼上流に置いた粒子群Aは滑らかに動翼下流に流出しているが、この粒子群の流跡より翼根元側は逆流域になっている。

翼根元出口側に置いた粒子群Bの流跡解析結果によれば、動翼出口近傍に旋渦が存在し、半径方向に移動しつつ約23%翼高さ相当の動翼出口から流出していく様子が明確に捉えられている。さらに粒子群Bより上流に置いた粒子群Cは翼背面側に吸い寄せられた後、ほぼ翼列中央まで運ばれながら隣接翼の腹面側に

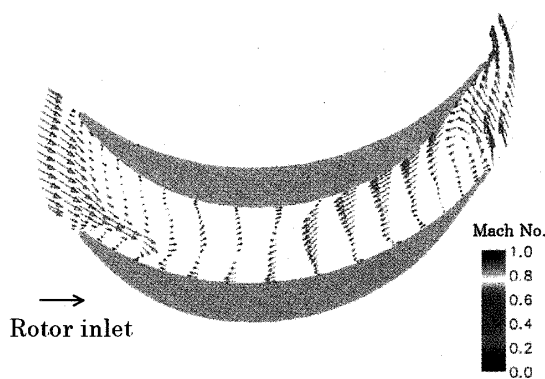


Fig.8 Blade-to-blade velocity distribution at rotor root

向かって横断する過程で、半径方向に移動しつつ入口に向かって進み、その後反転して動翼出口から流出することが分った。このように翼根元側から約 23% 翼高さ領域までの逆流域内には、翼出口側のら旋渦および単純に反転する流れの 2 種類の流れが存在することが明らかとなった。

この動翼根元側の逆流および渦の挙動を支配する因子は、排気室側から動翼出口に向かって逆流入する流体が有する角運動量の大きさであると考えられる。すなわち、逆流域に隣接する高い半径方向位置の動翼出口から流出する流体が逆流域へ再循環するのであるから、本解析結果によれば約 23%～約 40% 翼高さにおける質量流量分布や流出角分布が逆流する流体の角運動量を決定することになる。換言すれば、この領域における節弦比、のど部以降の翼背面形状、幾何学的翼出口角などの翼列特性が逆流および渦の挙動に大きな影響を与えるものと考えられる。

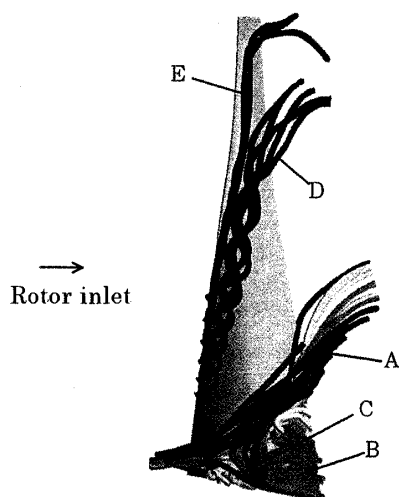


Fig.9 Particle traces inside rotor

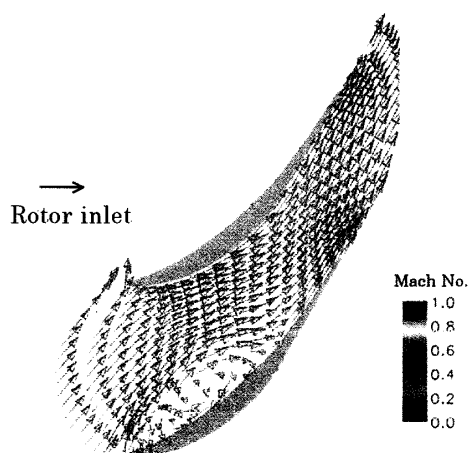


Fig.10 Blade-to-blade velocity distribution at rotor mid-span

4.3 前縁はく離渦の挙動 図 10 は翼高さ中央断面($H/H_b = 0.5$)における速度ベクトル図を示す。図 7 に示した相対流入角分布から判断すると、流れは設計点から大きく逸脱した入射角 44° をもって背面側から流入するため、図 10 に示されるように、前縁腹面側に大きなはく離域を生じている。しかしながら、すぐ下流で再付着して翼列出口では幾何学的翼出口角にほぼ一致して流出している。図 9 に示す動翼入口腹面側に置いた粒子群 D の流跡解析結果によれば、この前縁はく離渦は強い半径方向偏流に乗って翼根元側から約 76% 翼高さまで運ばれて動翼出口から流出していることが分かる。これは前述したように、図 5 の局所質量流量分布や図 6 の流出角分布の極小領域に相当する。また、粒子群 D よりさらに翼腹面近くに置いた粒子群 E の流跡解析結果によると、粒子群 D に比較して顕著な渦とはみなされないが、約 96% 翼高さに低流速域が局所的に存在していることが分かった。顕著なはく離渦が見られない理由は、図 7 の相対流入角分布からも分かるように、入射角が小さくなって顕著な前縁はく離が生じないこと、あるいは生じて半径方向偏流の影響を受けて拡散するために明確な渦に成長しなかったものと考えられる。

このことを説明するため図 11 および 12 に、翼先端側($H/H_b = 0.96$)における速度ベクトル図および等マッハ数分布をそれぞれ示す。相対流入マッハ数は $M_1 = 0.72$ 、流入角は 166° であり、入射角は 3° である。また、相対流出マッハ数は $M_2 = 0.78$ 、相対流出角は 12° であり幾何学的翼出口角にほぼ一致している。この場合の特徴は、翼高さ中央断面におけるような顕著な前縁はく離域は存在せず、低流速域が前縁から後縁まで腹面側全体に広がっている点にある。図 12 において、等マッハ数線が腹面側の狭い領域にほぼ翼弦長に沿って稠密になっている低流速域があり、この領域は顕著なはく離には至っていないが、前縁から後縁側に向かってつれて拡大し、後縁部では翼列通路の約 25% を占めるまでに成長している。大流入角、小転向角、大節弦比で特徴づけられる先端側翼列では、入射角の大きさによっては前縁はく離が生じることが知られているが、本解析結果のように翼先端部分において顕著な前縁はく離が生じなかったことは、翼列としての流力設計が良好であったことを示唆している。

以上のように、本三次元解析結果は準三次元解析結果やタービン試験結果と良く一致することが示され、さらに、これまで事実上把握が不可能であった動翼内部の複雑な三次元流れの構造を明らかにすることができ、また準三次元解析法の妥当性も検証された。

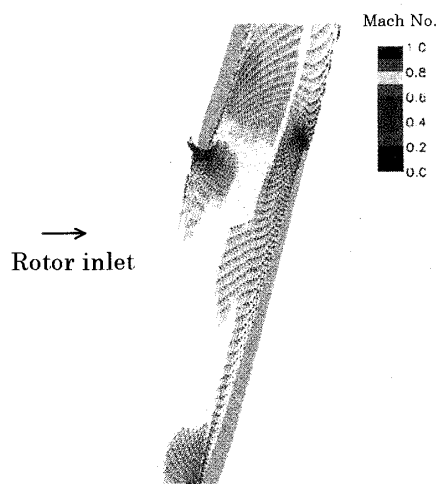


Fig. 11 Blade-to-blade velocity distribution at rotor tip

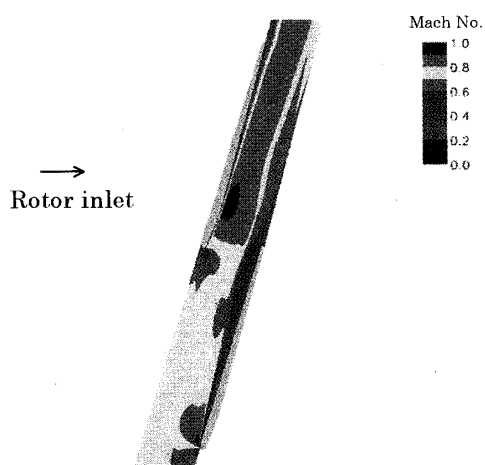


Fig. 12 Mach number contours at rotor tip

前報⁽³⁾の極低負荷運転結果 ($M_a=0.07$) も考慮すると、最終翼がさらに極低負荷運転される場合、逆流域の拡大に伴って逆流域内の渦や前縁はく離渦の強さも増大し、かつその影響範囲も拡大することが予想される。また、このような流動状況の不安定要因は静翼も含めた最終翼の流力設計の良否にも大きく依存するので、今後ともその解明に努める必要がある。

5. 結 言

蒸気タービン低圧最終翼の低負荷運転における逆流

現象を段落三次元流れ解析により詳細に調べ、以下の知見を得た。

- (1) タービン試験結果と比較することによって、本解析法の妥当性が検証され、また、準三次元流れ解析法の精度および実用性が示された。
- (2) 本解析法により、動翼出口の根元側において渦が発生すること、動翼前縁からはく離することなど、準三次元解析やタービン試験では捉えることができなかった流動をほぼ予測することができた。
- (3) 本解析法は、逆流域の高さ、局所質量流量、流入角や流出角分布などタービン試験結果との比較において整合性が見られ、最終翼の流力設計に有用である。

以上、従来の準三次元流れ解析やタービン試験では捉えることが難しかった動翼内部の逆流やはく離を伴う複雑な流動現象を本解析法により明らかにできたことは、失速フラッタなど低負荷運転特有の翼振動現象解明のための有力な手がかりを得たことになり、低圧タービンの信頼性向上に非常に有益であると考えられる。

文 献

- (1) 岩永清・ほか3名, 火力原子力発電, 36-9(1985), 905-918
- (2) 鈴木登志雄, ターボ機械, 28-4(2000), 218-224
- (3) 増沢近統・ほか3名, 機論, 66-649, B(2000), 2282-2289
- (4) Matsunaga, K. ほか7名, AIAA 90-2129(1990), 1-9
- (5) 鹿野芳雄・ほか3名, 機論, 53-496, B(1987), 3622-3628
- (6) Dawes, W. N., ASME Paper No.90-GT-18 (1990)
- (7) 表洪志・ほか2名, 機論, 64-625, B(1998), 2757-2764
- (8) 土屋直木・ほか1名, 機論, 65-635, B(1999), 2341-2348