

# タービン段における非定常三次元流れ場の数値解析

○山田和豊（岩手大工），船崎健一（岩手大工），廣間和人（岩手大院）

堤雅徳（三菱重工），平野雄一郎（三菱重工）

## Numerical Simulation of Unsteady Three-Dimensional Flow Field in a Turbine Stage

Kazutoyo YAMADA, Ken-ichi FUNAZAKI, Kazuto HIROMA (Iwate University)

Masanori TSUTSUMI, Yuichiro HIRANO (MHI)

### Abstract

In present study, we investigated the unsteady effect of rotor-stator interaction on turbine stage performance. Unsteady RANS simulations were performed to clarify the unsteady three-dimensional flow field in a turbine stage. Concerning the flow field at midspan in the rotor, we confirmed so-called 'negative jet' due to the wake, which is similar to 2D calculation results. Simulation results also showed that inward radial flow was followed by the wake. The strong secondary flow was periodically generated by the wake passing through the rotor, and then the passage vortex near the endwall fluctuated in the radial direction. It was found that the total pressure loss coefficient in the unsteady calculation was almost 12% higher than that in the steady calculation.

### 1. 緒言

タービン段内の流れ場は極めて三次元性が強く、また非定常性を有する。上流側翼列からの後流や流路渦は、下流側翼列の境界層と干渉するだけでなく、強い二次流れの影響を受けながら翼列を通過する。これまでに、タービン段内部の流れ場を調査した実験的、数値的研究が多く報告され、その流れ場が明らかにされつつあるが、現在、設計段階において、非定常的な効果を定量的に評価するには至っていない。この要因は、タービン段における非定常流れ場の詳細がいまだ解明されていないことにある。計測の困難さや流れ場の複雑さから、タービン段の非定常流れ場の理解が遅れており、また二次元的な理解に止まっている。本研究では、非定常三次元数値シミュレーションを適用することにより、タービン段内の非定常流れ場を詳細に調査した。

### 2. 数値解析方法

#### 2. 1 数値計算手法

数値計算手法として、有限体積法を用いた緩和形陰的高解像度風上スキーム<sup>[1]</sup>を用いた。本スキームでは、時間方向には非粘性流束および粘性流束のすべてを陰的に離散化し、空間方向には六面体の計算セルを用いた cell-centered 法による有限体積法に基づいて離散化する。非粘性流束は Roe の近似リーマン解法を用いた MUSCL 形の高次精度 TVD 法により、粘性流束は中心差分的に評価された。線形化されて得られた連立一次方程式は、近似因子化法によらず、Gauss-Seidel 形の点緩和法により解かれた。その際、各時間ステップでニュートン反復（15 回）を実行し、線形化および点緩和に伴う誤差を除去して時間精度を二次に保つ

た。なお、乱流モデルとして、二方程式モデルである  $k-\omega$  乱流モデル<sup>[2]</sup>を採用した。また、無次元時間刻みを 0.0025 として非定常計算を行った。この無次元時間刻みでは、約 170 ステップが動翼が静翼に対し 1 ピッチだけ回転する時間に相当する。

#### 2. 2 計算格子

静翼列と動翼列の羽根枚数比を 1 対 2 として計算が実施された。このとき、静翼はスロート面積が変化しないように相似縮小された。図 1 に、本解析に使用した計算格子図を示す。静翼、動翼ともに H 形の構造格子を生成した。静翼では、同図に示すように、出口部での格子の歪みを回避するためにスロート部付近で格子を上流側と下流側に分割した。上流側では、流れ方向に 107 セル、ピッチ方向に 69 セル、下流側では、流れ方向に 48 セル、ピッチ方向に 138 セルを設定し、スパン方向にはともに 89 セルを設けた。動翼では、流れ方向、ピッチ方向、スパン方向にそれぞれ 160 セル、69 セル、89 セルを設定した。セル総数は、静翼で 1,246,623 セル、動翼（1 ピッチ）で 982,560 セル、静翼動翼を 1 : 2 で計算する場合、3,211,743 セルとなる。なお、滑りなしの断熱条件を適用して壁での粘性流束を評価するために、壁面上の最小格子幅は翼先端コード長の  $5 \times 10^{-5}$  ( $y^+ < 1$ ) とした。

#### 2. 3 解析方法

本研究では、タービン段の性能評価において以下のような方法で数値解析が実施された。

##### 2. 3. 1 定常解析

非定常解析との比較のために定常解析が実施された。静翼列および動翼列の内部流れ場がそれぞれ別々

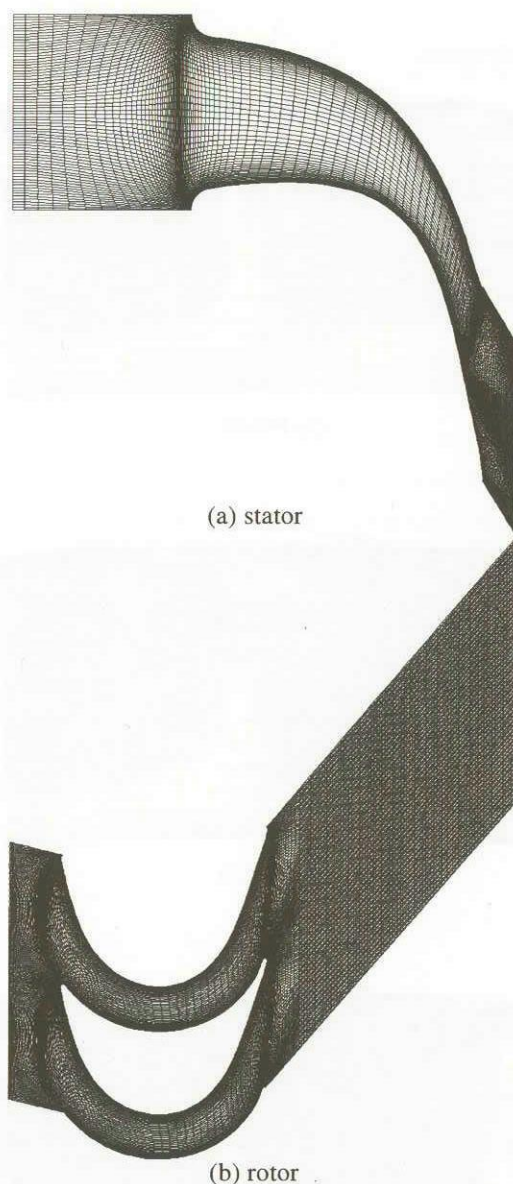


Fig. 1 Computational grid

に定常計算された。動翼列の定常計算では、入口境界として、静翼列の定常計算で得られた下流の物理量が与えられた。このとき、入口境界では、各物理量は周方向に平均化され、半径方向にのみ物理量の分布が与えられた。

### 2. 3. 2 簡易解析

簡易的にタービン段の非定常解析を行うために、動翼列のみで非定常計算を実施し、静翼列の影響を入口境界で与える物理量を周期的に変化させることで模擬した。定常解析と同様に、定常計算の結果得られた静翼列下流の物理量が動翼列入口の境界条件として与えられた。ただし、静翼後流の流入を考慮するため、各物理量について周方向の平均化は行われな。また、動翼列は相対系で解かれるため、入口境界で各物理量が相対的に周方向に移動させられた。このような方法による非定常解析を以後簡易解析と呼ぶことに

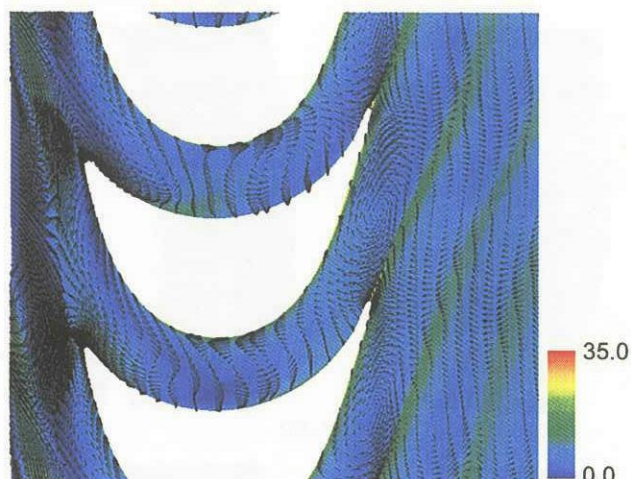


Fig. 2 Entropy distribution and velocity fluctuation vector at rotor midspan

する。この解析では、ポテンシャル干渉の効果が考慮に入れられていないことに注意を要する。

### 2. 3. 3 同時解析

静翼列1流路、動翼列2流路の比で非定常計算が実施された。このとき、静翼はスロート面積が変化しないように相似縮小された。静翼列は絶対系、動翼列は相対系で計算された。また、静翼列と動翼列の計算領域をつなぐインターフェイスでは、計算で設けられた仮想セルで補間により物理量が交換された。前述の解析と区別するために、この方法による解析をここでは同時解析と呼ぶことにする。

## 3. 解析結果

はじめに簡易解析結果について述べる。図2にミッドスパンにおけるある瞬時のエントロピー分布を示す。同図では、静翼列からの後流は高エントロピー領域として示されている。動翼前縁で分断された静翼後流は、動翼内で大きな変形を受けながら動翼列を通過していることがわかる。また、図中に示されているベクトルは、時間平均流れと瞬時流れの速度ベクトルの差を表している。動翼列上流をみると、後流中では主流に比べ速度が欠損しているため、ベクトルは逆流方向を示していることがわかる。後流が動翼によって分断され動翼列内に流入すると、後流内のベクトルは圧力面側から負圧面側に向かっている。この結果、負圧面側では噴流が衝突しているような速度ベクトルがみられる。また、後流を挟んで上流および下流側には、渦が形成されていることが確認できる。このような翼列干渉における後流の非定常性の効果は、しばしば negative jet として説明される。

図3および図4は、それぞれ動翼下流側からみた25%コードおよび120%コードにおける横断面上の流れ場を示している。同図には、動翼二流路分が表示されており、エントロピー分布および二次流れ速度ベクトルが示されている。二次流れ速度ベクトル



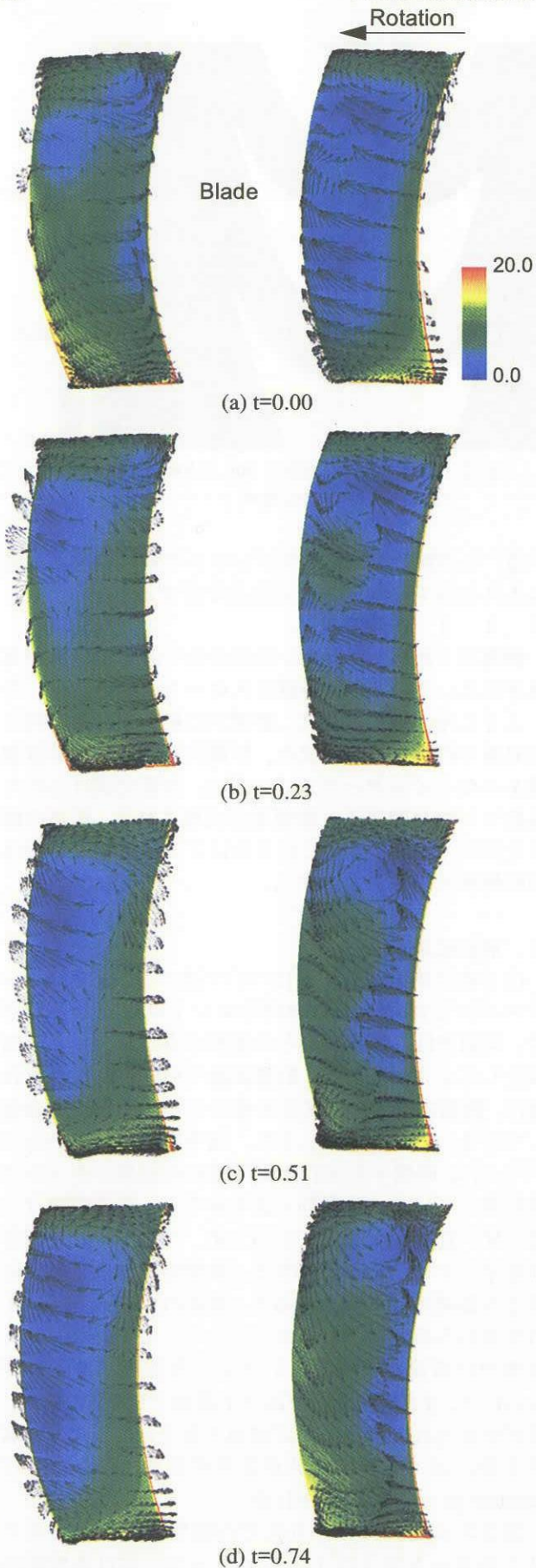


Fig. 3 Entropy distributions and secondary flow vectors on crossflow plane at 25% chord

は、時間平均流れと瞬時流れの速度ベクトルの差であ

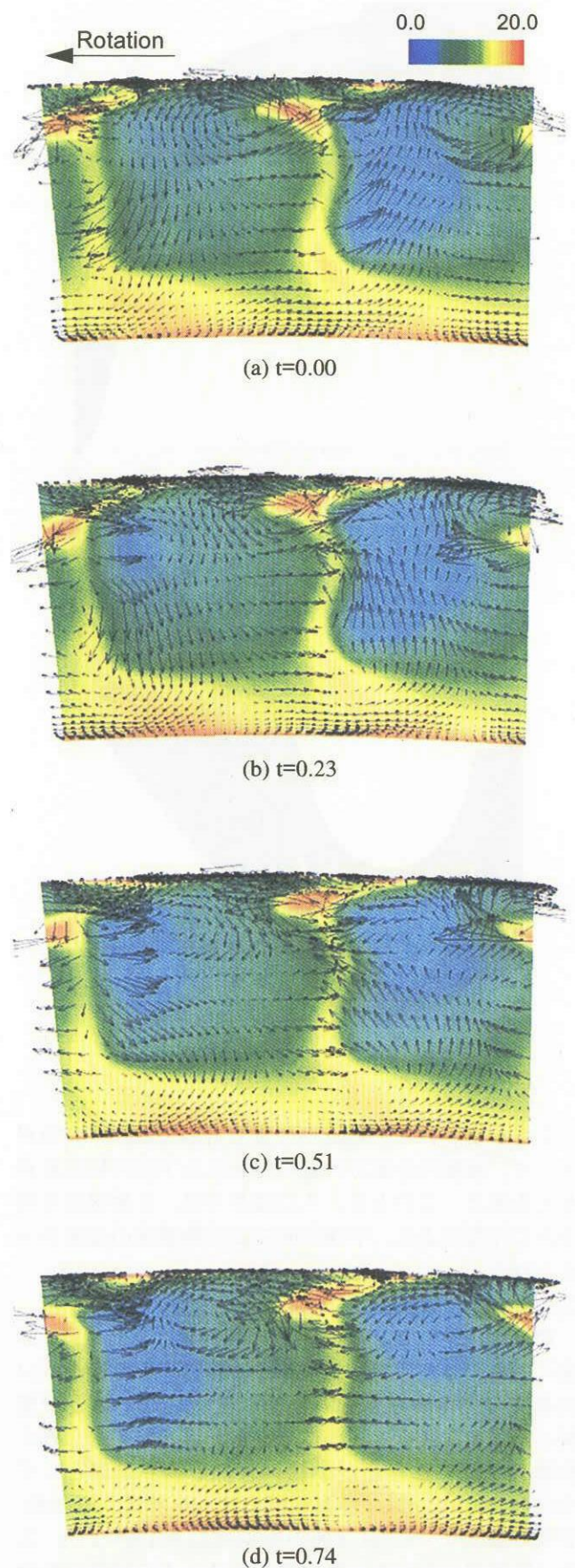


Fig. 4 Entropy distributions and secondary flow vectors on crossflow plane at 120% chord

り、横断面に投影されて示されている。図3からわか

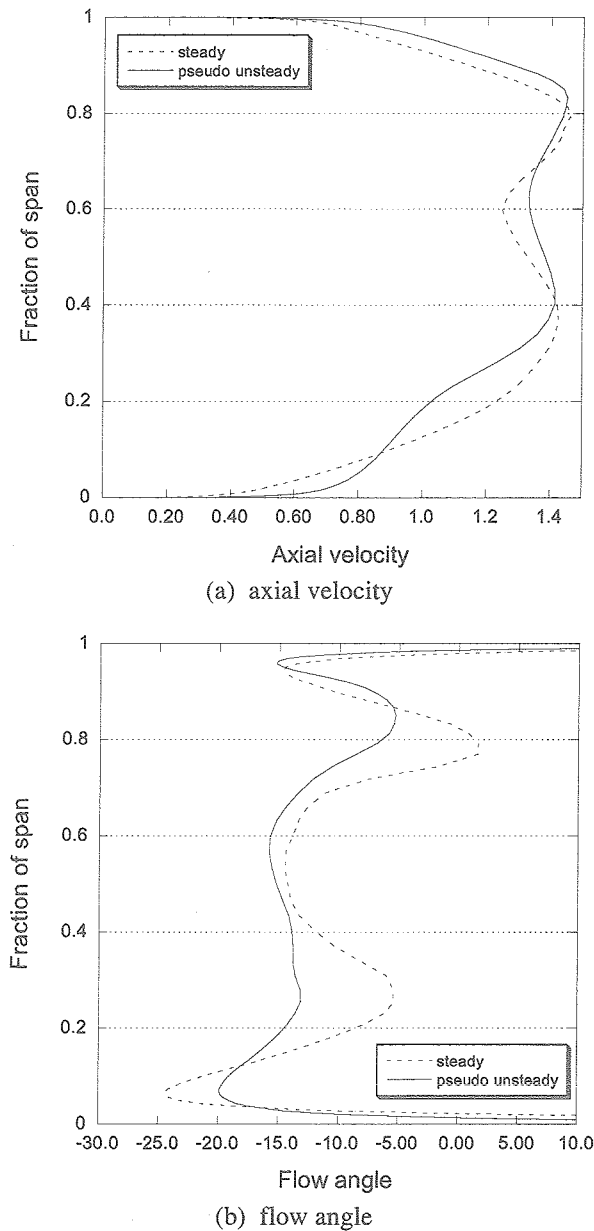


Fig. 5 Spanwise distributions of circumferentially averaged flow downstream of rotor

るように、25%コードの横断面では、静翼後流は先に圧力面側を通過し、その後負圧面側を通過している。また、後流内において、前述のような圧力面から負圧面へ向かう速度ベクトルと同時に、ハブ側に向かう速度ベクトルを確認できる。これは、旋回流に伴う半径方向の圧力勾配により、低エネルギー流体である後流に半径内向きの流れが誘起されたためだと考えられる。このように後流によって引き起こされる二次流れに伴って、端壁近傍で渦が形成されており、特にそれはケーシング側で顕著である。図4に示されるように、動翼列下流では、ハブ側およびケーシング側の流路渦がこの渦の変動に合わせて半径方向に変動している。

図5に、軸方向速度および流出角の半径方向分布を示す。同図において、定常解析の結果と簡易解析の結

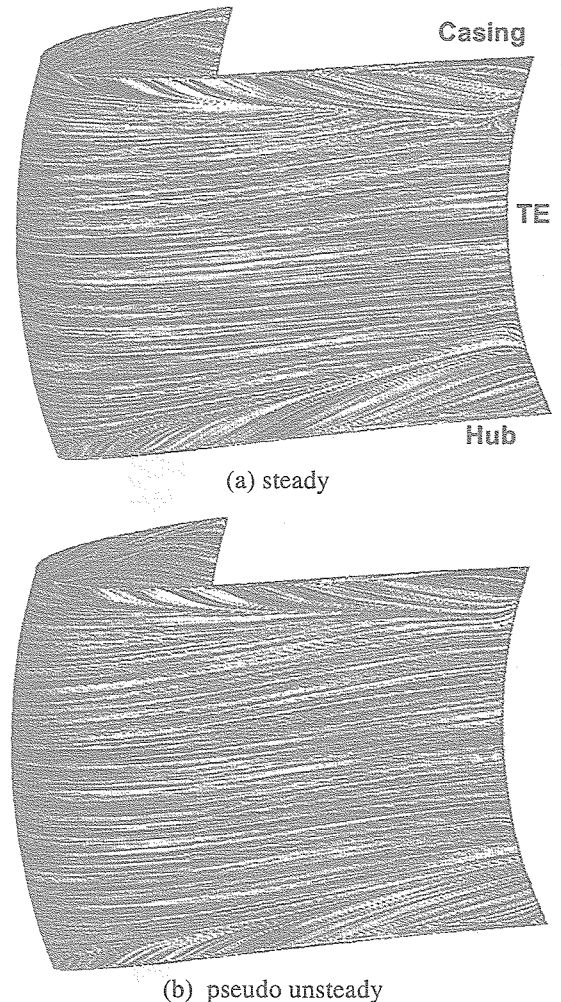


Fig. 6 Limiting streamlines on blade suction surface

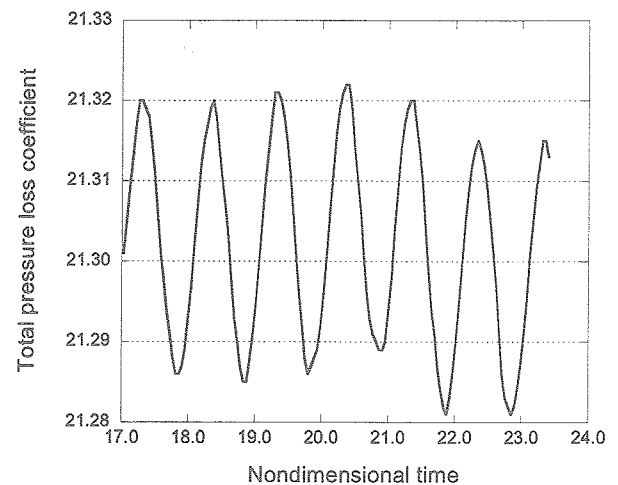


Fig. 7 Time history of total pressure loss coefficient

果が比較されている。簡易解析の結果は、時間平均の結果である。流出角の分布を見ると、簡易解析の結果は、定常解析の結果に比べならかな分布をしており、流出角の最大と最小の差が小さい。また、ケーシング側の流路渦がよりケーシング壁面に近づいていることがわかる。同様の傾向は、軸方向速度分布においても確認できる。前述したように、後流の周期的な



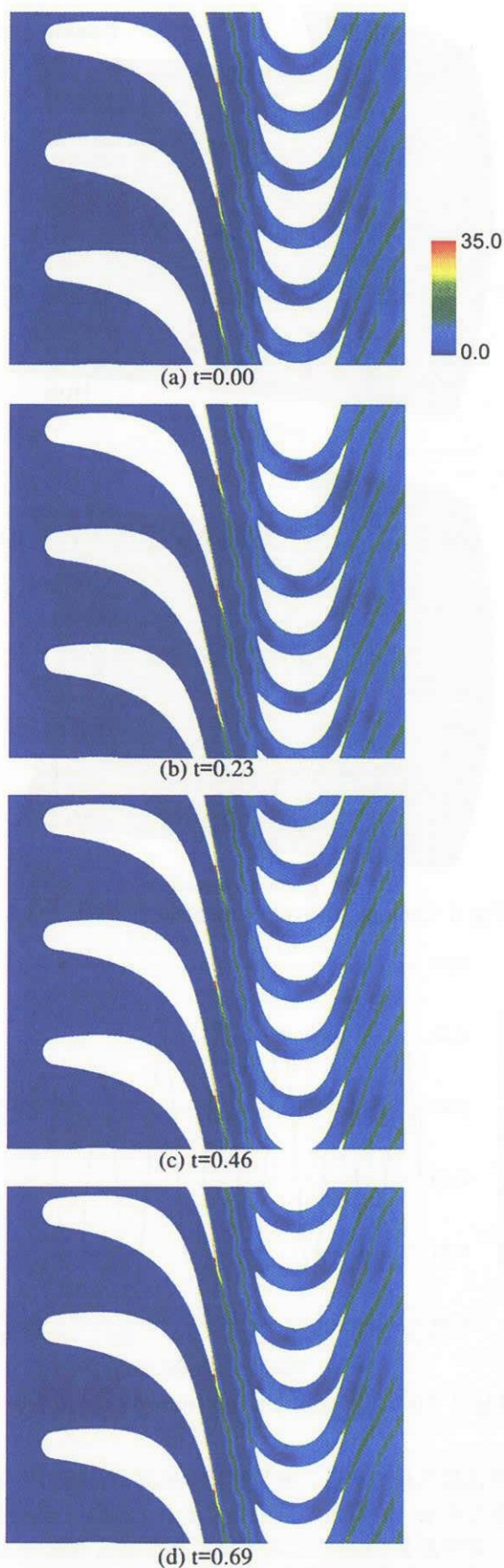


Fig. 8 Variation of entropy distribution at midspan

通過に伴って流路渦の位置が半径方向に変動しているため、定常解析に比べ流路渦の影響が小さく評価さ

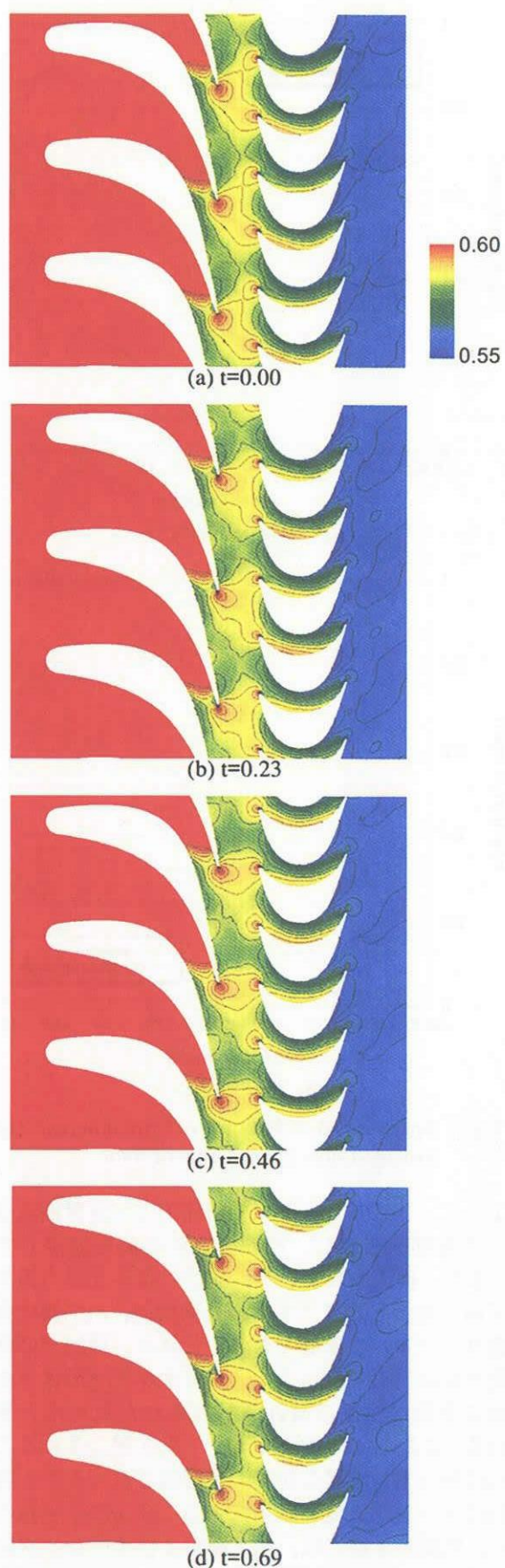


Fig. 9 Variation of pressure distribution at midspan

れたと考えられる。

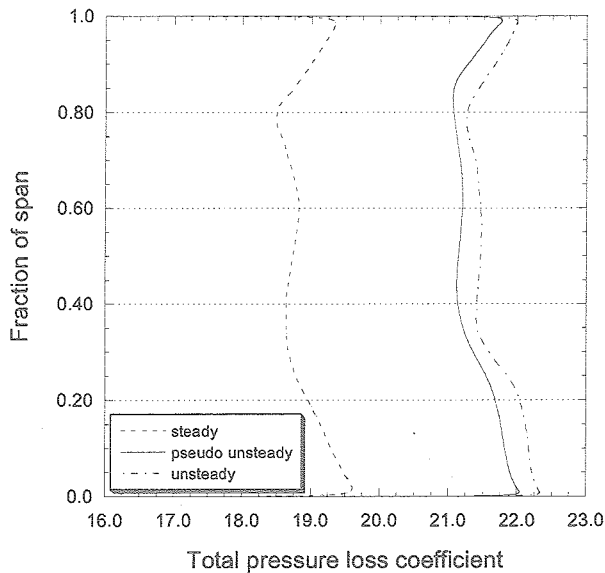


Fig.10 Spanwise distribution of circumferentially averaged total pressure loss coefficient downstream of rotor

図6に動翼負圧面上の限界流線を示す。同図はLIC (Line Integral Convolution) 法<sup>[3]</sup>を用いて可視化されている。前述した流路渦の差異は、同図からも確認できる。同図において、ハブ側およびケーシング側にみられる二次流れおよび剥離線から流路渦を確認できる。定常解析結果に比べ、簡易解析結果における流路渦が端壁側に近寄り、また小さくなっていることがわかる。

図7に、簡易解析の結果得られた動翼下流における全圧損失係数の時間変動を示す。全圧損失係数は、次のように定義される。

$$\zeta = \left( 1 - \frac{P_{t2}}{P_{t1}} \right) \cdot 100\% \quad (1)$$

ここで、 $P_{t1}$ は静翼列での上流全圧、 $P_{t2}$ は動翼列下流での全圧を表す。同図において、横軸の時間は、動翼が1ピッチだけ回転するのに要する時間で無次元化されている。無次元時間1の間に全圧損失係数の変動1周期分が含まれている。時間平均すると全圧損失係数は約21.3%であるが、変動幅はこの時間平均値の0.1ポイント以下と非常に小さい。一方、定常解析で得られた全圧損失係数は18.9%であった。簡易解析の結果、全圧損失係数が12%程度(2.4ポイント)増加している。これは、簡易解析の結果、静翼列後流の混合損失が含まれたためである。

次に、同時解析結果について述べる。図8および図9は、それぞれミッドスパンにおけるエントロピー分布および圧力分布の時間変化を示している。図8から、簡易解析結果(図2)と異なり、静翼後流が変動しながら、動翼列に流入していることがわかる。図9をみると、動翼列通過に伴い、静翼後縁の負圧面近傍の圧力が変動していることがわかる。このように同時

解析では、静翼列も合せて非定常計算されており、ポテンシャル干渉の効果も考慮されている。その結果、静翼後流が変動しながら動翼列へ流入する現象を捕らえることができています。したがって、同時解析では、静翼後流は簡易解析に比べ拡散的であるといえる。

図10は、全圧損失係数の半径方向分布をそれぞれの解析結果で比較したものである。定常解析に比べ、簡易解析および同時解析は、全体的に損失が大きく見積もられている。簡易解析と比較して同時解析で全圧損失が平均して0.5ポイント程度高いが、これは前述したように後流が拡散的であることが考えられる。

## 5. 結言

単段のタービン段に対して三次元Navier-Stokes解析を実施し、タービン段内の非定常流れ場を詳細に調べるとともに3つのアプローチによりタービン段の空力性能を評価した。その結果、以下の知見が得られた。

- (1) ミッドスパン断面において、後流に伴う negative jet がみられることを確認した。
- (2) 動翼列内では、後流に半径内向きの流れが誘起され、後流通過に伴って強い二次流れが周期的に形成される。
- (3) (2)の影響によって、動翼列下流では流路渦が半径方向に周期的に変動する。
- (4) 非定常解析では、定常解析に比べ全圧損失係数が1割程度増加する。
- (5) 同時解析では、ポテンシャル干渉の効果まで考慮に入れることができたが、全圧損失係数の比較においては簡易解析の結果と大差はなかった。

## 文献

- [1] Furukawa, M., Nakano, T., and Inoue, M., 1992, "Unsteady Navier-Stokes Simulation of Transonic Cascade Flow Using an Unfactored Implicit Upwind Relaxation Scheme With Inner Iteration," Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 114, No.3, pp. 599-606.
- [2] Wilcox, D. C., 1988, "Reassessment of the Scale-Determining Equation of Advanced Turbulence Models," AIAA Journal, Vol. 26, No. 11, pp. 1299-1310.
- [3] Cabral, B., and Leedom, C., 1993, "Imaging Vector Fields Using Line Integral Convolution," Computer Graphics Proc. '93, ASM SIGGRAPH, pp. 263-270.
- [4] Hodson, H. P., and Daws, W. N., 1998, "On the Interpretation of Measured Profile Losses in Unsteady Wake-Turbine Blade Interaction Studies," Trans. ASME, Journal of Turbomachinery, Vol. 120, pp. 276-284.
- [5] Mocoza, M., Lavante, E., and Parvizinia, M., 2003, "Numerical Investigation of Losses Due to Unsteady Effects in Axial Turbines," ASME Paper GT2003-38838.
- [6] 船崎, 手塚, 田沼, 1999, "タービン翼列の空力特性に関する後流干渉効果," 日本ガスタービン学会誌, Vol.27.