

## 航空機エンジン内の3次元非定常流れ解析

平井健二<sup>\*1</sup>、児玉秀和<sup>\*1</sup>、野崎理<sup>\*2</sup>、菊地一雄<sup>\*2</sup>、西澤敏雄<sup>\*2</sup>、田村敦宏<sup>\*2</sup>、松尾裕一<sup>\*2</sup>

## Three Dimensional Unsteady Flow Analysis in Turbomachinery

by

Kenji Hirai<sup>\*1</sup>, Hidekazu Kodama<sup>\*1</sup>, Osamu Nozaki<sup>\*2</sup>, Kazuo Kikuchi<sup>\*2</sup>, Toshio Nishizawa<sup>\*2</sup>, Atsuhiko Tamura<sup>\*2</sup>, Yuichi Matsuo<sup>\*2</sup>

## ABSTRACT

A three-dimensional time-accurate Reynolds-averaged Navier-Stokes code has been extended for use in a parallel supercomputer called Numerical Wind Tunnel(NWT) developed by the Japanese National Aerospace Laboratory. The power of parallel supercomputer enables us to perform a more accurate computation of the unsteady flowfield within a multipassage configuration. The first step was to validate the CFD results using the experimental measurements of the stator-rotor configuration of a high pressure turbine. The CFD results also explained the flow mechanism appeared at the exit of the rotor. The second step was to investigate the flowfield with hot streak inflow of the high pressure turbine. Introduction of hot streaks in the analysis showed the effects of the relative circumferential positions on the hot streak distributions through the turbine stage, and also showed some features of temperature fluctuations on the rotor blade surface.

## 1. 概要

航空機エンジン内の圧縮機・タービン翼列周りの流れは、動静翼干渉、ディストーションの流入などの非定常現象を含んでおり、非常に複雑な流れになっている。それに対してこれまでの設計では、ある程度の成功を収めているものの、計算機の能力の制約のため、定常流を仮定した単翼での数値解析が主流であった。しかし、より高度な翼列設計のためには、エンジン構成要素間の干渉などの非定常現象の影響を評価し、最適化する必要がある。これに対して、動静翼干渉を扱う段解析などの非定常流の数値解析の研究は、これまでもいろいろと行われてきた。しかし、やはり計算機能力の制約のために、その多くは2次元解析や非粘性解析であり、また3次元粘性解析である場合も、翼枚数を大幅に変更して解析を行うなど、何らかの簡略化を行っている ( Rao ら, 1992、S.Fan ら, 1995、D.J.Dorney ら, 1995、 )。

航空宇宙技術研究所で開発された数値風洞 (NWT) は、従来の計算機に比べて高速な演算処理能力、大容量のメモリーを持ち、3次元粘性非定常解析による現実的な流れを解析することを可能とした。著者らは、数値風洞を活用する非定常3次元粘性流れ解析用並列化コードを開発してきたが、今回は高圧タービンの単段解析を実施し、試験値と定量的に比較してその性能を確認した。また、その解析から、動静翼干渉のある非定常流れ場に関する知見を得た。さらに、燃焼器か

らのホットストリークを模擬した解析を実施し、実際のエンジン内で起きていると考えられる非定常現象に関する知見を得たので報告する。

## 2. 数値解法

## a. 計算スキーム

基礎方程式にレイノルズ平均した非定常3次元ナビエ・ストークス方程式を用い、乱流モデルとしては、Baldwin-Lomax の代数モデル ( Baldwin ら, 1978) を使用した。解法は差分法を基礎とし、近似因子分解を用いて陰的に解いている。対流項は Chakravarthy and Osher の TVD スキーム ( Chakravarthy ら, 1985) で評価し、粘性項は中心差分で評価した (松尾, 1991)。時間方向には Newton 反復によって精度を維持した。これまでの経験から、本論文での計算では全て4回の Newton 反復をとした。並列アルゴリズムとしては、各翼間に対して1計算機を割り当てた並列化を行った。

## b. 境界条件

上流境界で全温、全圧、流入角分布を与え、下流境界では静圧分布のみを与えている。翼面、ハブおよびケーシングなどの壁面ではノンスリップ条件および断熱壁を仮定している。静翼と動翼の段間では、軸方向に1格子重ねあわせており、また2次元の補間を避けるために、

<sup>\*1</sup> 石川島播磨重工業株式会社<sup>\*2</sup> 航空宇宙技術研究所

半径方向に格子線を一致させて周方向のみの線形補間を行っており、計算効率を上げている。この方法は保存性については十分でない可能性があるが、計算結果と試験結果の比較により、精度への影響を考慮することとする。

### 3. 計算結果

#### (1) 一様流入の高圧タービン単段解析

##### a. 試験

解析対象はHYPRプロジェクトで開発された単段高圧タービンとした。本高圧タービンの設計目標値を表1に示す(真家ら、1995)。また、試験装置図を図1に示す。図から分かるようにハブ径およびチップ径は一定である。また翼枚数は静翼28枚、動翼57枚となっている。計測については、まず静翼上流で固定計器による全温および全圧計測を行った。また、動翼下流で周方向および半径方向のトラバース計測により、全温、全圧、流れ角分布を得た。この動翼下流での周方向の分布が静翼の流れ場の影響を表わしていることになる。

##### b. 解析

解析では計算機の負荷を減らすために、動翼の枚数を56枚と仮定し、静翼と動翼の枚数比を1:2とした。その結果、静翼1枚と動翼2枚を3PE(要素計算機)によって並列計算することとした。この仮定によるピッチコード比やアスペクト比に対する影響は小さいものとして無視できる。格子形状は図2に示すとおりH型格子で、数値的な反射を避けるために、上流および下流に大きく伸ばした格子とした。格子点数は静翼・動翼ともに $119 \times 51 \times 61$ (流れ方向×周方向×半径方向)であり、3翼間合わせた総格子点数は約110万点になる。また、動翼のチップクリアランス部は単一格子型により簡便に考慮しており、半径方向に5点配置している。格子依存性については、上記の格子に対してピッチ方向に2倍の格子、スパン方向に1.5倍の格子について解析し、同様の結果が得られることを確認した。動翼後流での時間平均量を評価するには、上記の格子点数で十分であると考えらる。

時間刻み幅については、動翼が静翼1翼間を通過するのに400イタレーションかける程度にしており、これは実時間に直すと $7.57 \times 10^{-7}$ となる。これ以上粗い時間ステップでは発散し、またこの1/2倍程度の時間ステップでも解に大きな変動は無かった。解の周期性を残差

の収束履歴により確認すると(図3)、約3000イタレーション計算したところから残差に周期性が出始めており、6000イタレーション付近の1周期分の結果を用いて評価を行った。

動翼内の静翼ウェイクの輸送を見るために、ミッドスパンでの絶対全温分布の瞬時値を図4に示す。試験結果との直接の比較を行うために、エントロピではなく全温で表示した。静翼のウェイクが動翼の前縁でカットされ、動翼流路内で動翼の負圧面側に集まり、周期的に動翼後流に放出されている様子が分かる。この静翼ウェイクの塊が通過する場所が、全温の高い領域を形成する。

動翼後流の計測位置において、時間平均した絶対全温度分布を図5に示す。試験結果と計算結果は、静翼のウェイクの現れている位置や、高温領域、低温領域の位置が、定性的によく一致していることが分かる。試験結果で現れているハブ付近の低い全温領域および80%スパン付近の高い全温領域などが計算結果にも現れている。静翼のウェイクについては、動翼の後流で全温の高い領域としてはっきりと現れている。静翼のウェイクの中では主流と比較してスワール成分が小さく、動翼で吸収される仕事小さいため、静翼のウェイクは動翼の後流では全温の高い領域として現れる。

定量的な評価のために、動翼後流ミッドスパン位置での全温、全圧およびスワール角の周方向分布を図6に示す。試験結果と計算結果は全温、全圧およびスワール角とも良く一致しており、全温の場合を例にとると、その予測誤差は最大で0.5%程度である。静翼ウェイクと動翼の非定常な干渉の結果として現れるこの周方向の起伏のある分布を計算は良く再現しているが、静翼のウェイクによる全温および全圧のピークが試験値よりも鋭く出ており、Baldwin-Lomax乱流モデルを用いていることによって、ウェイクの散逸がやや過少評価されている可能性がある。さらに今後の課題として、非定常データ自体を用いた本コードの検証が必要である。

また、同じく動翼後流の計測位置において、時間平均および周方向算術平均した全温、全圧、スワール角のスパン方向分布を図7に示す。試験値と計算値は、チップ付近にやや差がみられるものの、定量的に良い一致を示している。前述の周方向分布と合わせて、半径方向分布も試験結果と良い一致を示していることで、本解析コードが設計に有効な情報を与えることのできる解析精度を持つと評価できる。ただし、チップ付近の予測誤差については、チップクリアランス流れの予測精度の影響が考えられ、チップクリアランス部の格子を複合格子

型にするなどして、その原因をつきとめていく必要がある。

## (2) ホットストリークの流入する高圧タービン単段解析

エンジン形態では高圧タービンには燃焼器からのホットストリークが流入し、タービン性能に影響を及ぼす。例えばタービン翼の冷却設計には、ホットストリークの影響を考慮した翼面温度分布などが有用な情報となる。また、ホットストリークによる温度ディストーションの高圧タービン内での減衰なども、後段の低圧タービンの設計には必要な情報となる。Baldwin-Lomax 乱流モデルでは、正確にディストーションの減衰を議論するのは難しいかもしれないが、前項で述べたように動翼内を通過する静翼ウェイクの予測結果から、ある程度の予測は可能であると考えられる。本エンジンではインジェクター、静翼および動翼の枚数比が約4 : 7 : 14となるため、静翼7枚と動翼14枚に対して、流入境界条件としてインジェクターの影響を考えた全温分布を与えて解析を実施した。具体的には、インジェクターから流入するホットストリークは、主流に比べて約15%のピークを持つ円形の高温領域で、またその中心がミッドスパンになるように流入境界面上に配置した。したがって21PEの並列計算となった。

解析格子は一樣流入条件の計算で用いたものと同じ格子を用い、21翼間の総格子点数は約760万点となった。時間刻み幅についても、一樣流入条件のときと同じにした。

ミッドスパン位置におけるある瞬間の等全温線図を図8に示す。ホットストリークと静翼の相対位置は場所によって変化している。図中の一番右のホットストリークは静翼正圧面に当たり、その隣のホットストリークは静翼負圧面に当たっており、残りの2つは静翼翼間に流入するようになっている。図9に静翼入口、静翼後縁、動翼出口での時間平均した絶対全温分布を示す。わかりやすくするために、静翼の前縁の位置をハブからケーシングへの直線で表し、ミッドスパンの位置を点線で表している。静翼後縁でみると、静翼の正圧面に当たったホットストリークは、静翼の2次流れによってミッドスパンからハブの方へ移送されていることが分かる。一方、その他のホットストリークはあまり半径方向に移送されていない。また、ホットストリークの形状は、静翼入口と静翼後縁であまり変化が見られないことが分かる。温度ディストーションの強さについては、静翼流路内でもピーク値は下がるが、温度分布の変化は全体的に少ない。動翼流路内では、非定常現象の影響により、温度ディストーションのピークが若干残る

程度まで一気に拡散されている。

図10にミッドスパンにおける動翼翼面上の時間平均した静温分布について、一樣流入条件の場合とホットストリーク流入条件の場合の比較を示す。ここで、静温は動翼入口の相対全温で無次元化されている。ミッドスパン付近にホットストリークが流入しているため、翼面温度は一樣流入に比べて平均的に高くなるが、負圧面では一樣に温度が高いのに対し、正圧面では翼の前半部のみで温度が高くなる傾向がある。

動翼翼面静温の非定常的な挙動を図11に示す。この図から、非定常性については、負圧面側の方が正圧面側よりも大きいことが分かる。また、負圧面側の温度変動は、ホットストリーク通過による周波数の影響が支配的であり、正圧面側の温度変動は静翼ウェイクの通過による周波数の影響が支配的であることが分かる。

## 4. まとめ

非定常3次元粘性流れ解析用並列化コードを高圧タービン単段解析により検証し、その性能を確認した。また、ホットストリークの流入する解析を実施し、非定常現象に関する知見を得た。

## 参考文献

- Baldwin, B.S., and Lomax, H., 1978, "Thin-Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows", AIAA-78-257, 1978
- Chakravathy, S.R. and Osher, S., "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws," AIAA 85-0363, 1985
- Dorney, D.J., and Schwab, J.R., "Unsteady Numerical Simulations of Radial Temperature Profile Redistribution in a Single-Stage Turbine", ASME 95-GT-178, 1995
- Fan, S., Lakshminarayana, B., "Time Accurate Euler Simulation of Interaction of Nozzle Wake and Secondary Flow with Rotor Blade in an Axial Turbine Stage using Nonreflecting Boundary Conditions", ASME 95-GT-230, 1995
- Matsuo, Y., "Computations of Three-Dimensional Viscous Flows in Turbomachinery Cascades", AIAA-91-2237, 1991
- Maya, T., Yamawaki, S., Yasuda, M., Chiba, K., Kobayashi, K., Kawakubo, T., "Test results of High Performance Turbo Components", Second International Symposium on Japanese National Project for Super/Hypersonic Transport Propulsion System, 1995
- Rao, K.Y., Delaney, R.A., and Dunn, M.G. "Vane-Blade Interaction in a Transonic Turbine Part I - Aerodynamics", AIAA 92-3323, 1992
- Rao, K.Y., Delaney, R.A., and Dunn, M.G. "Vane-Blade Interaction in a Transonic Turbine Part II - Heat Transfer", AIAA 92-3324, 1992
- Takahashi, R.K., Ni, R.H., Sharma, O.P., Staubach, J.B., "Effects of Hot streak Indexing In a 1-1/2 Stage Turbine.", AIAA 96-2796, 1996

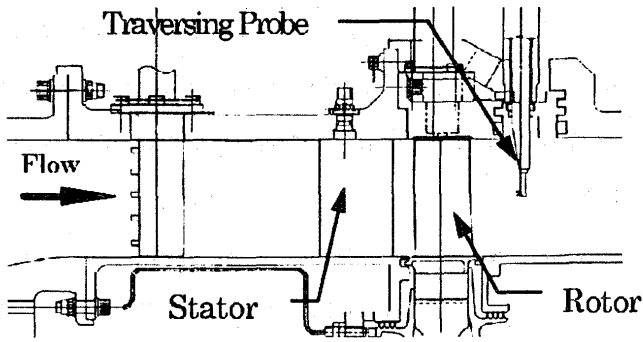


図1 単段HPタービン試験装置図

表1 Target Design Value of HP Turbine

Parameter	Design Value
Mass Flow Rate kg/s	194.5
Inlet Total Pressure kPa	1000.3
Inlet Total Temperature °C	1700 Level
Pressure Ratio	2.7
Adiabatic Efficiency %	90

- Based on report by T.Maya et al.(1995)

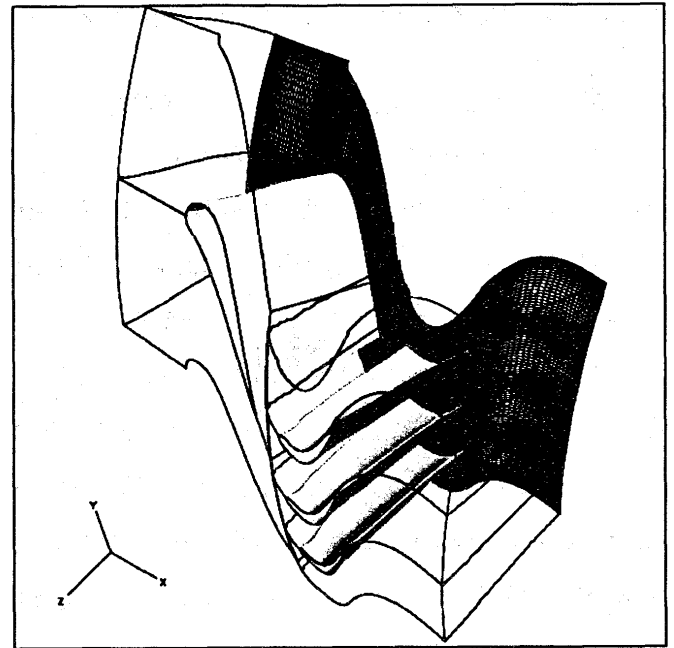


図2 単段HPタービン解析格子図

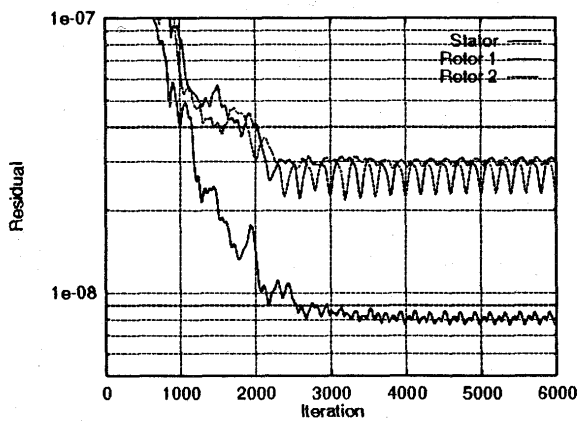


図3 残差収束履歴

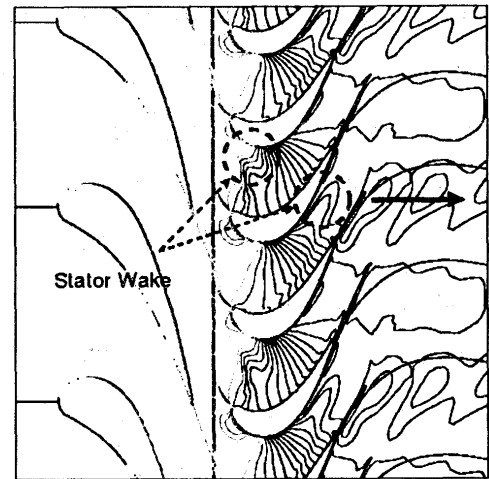
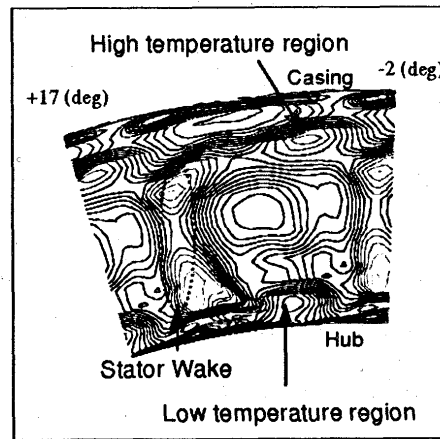
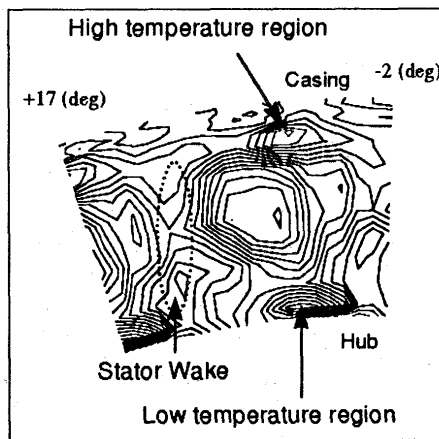


図4 ミッドスパンでの絶対全温コンター図(瞬時値)



(a) 試験値

(b) 計算値

図5 動翼後流で時間平均した絶対全温コンター図の比較

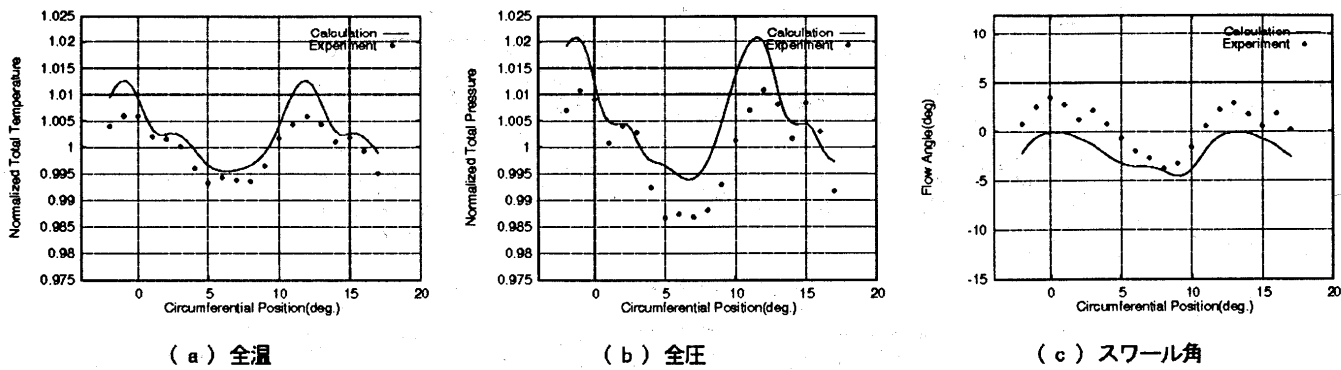


図6 動翼後流ミッドスパン位置で時間平均した各物理量の比較

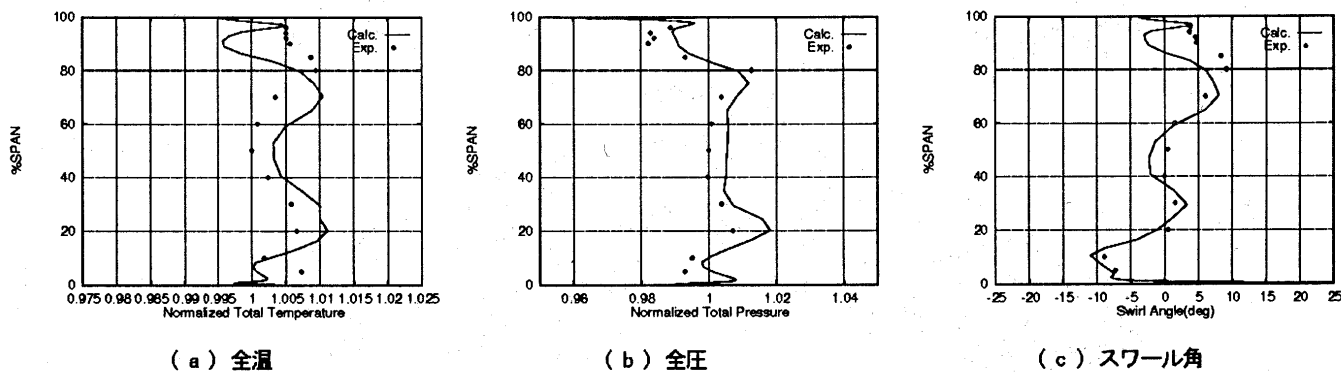


図7 動翼後流で時間平均および周方向平均した各物理量のスパン方向分布の比較

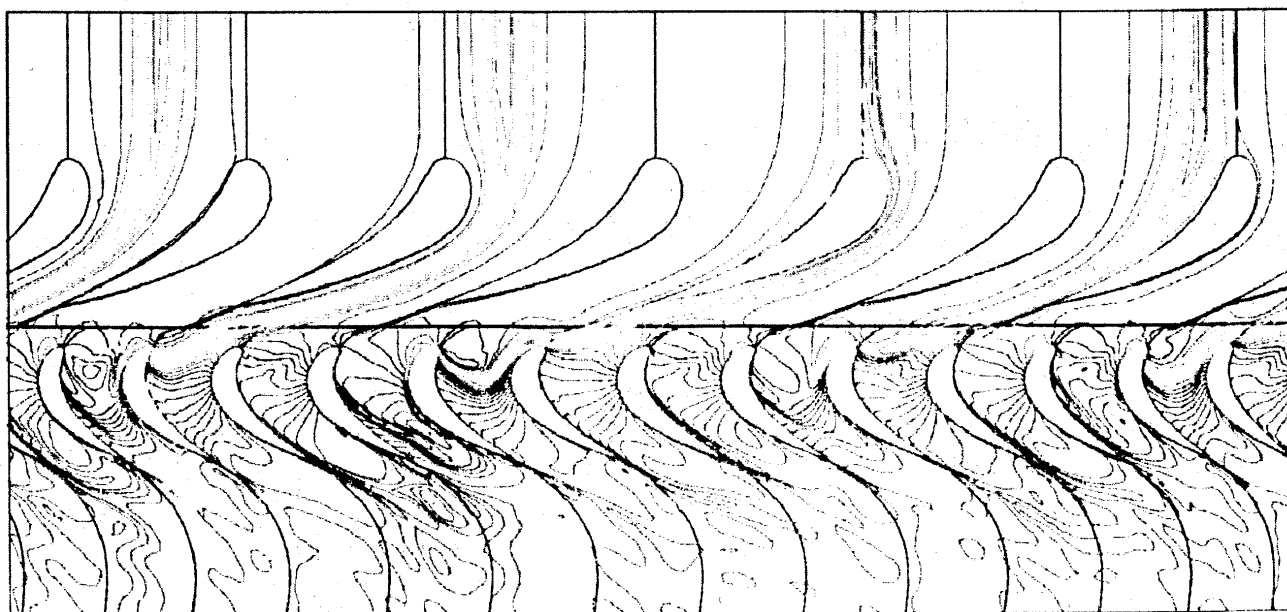


図8 ホットストリーク流入時のミッドスパンでの絶対全温コンター図 (瞬時値)

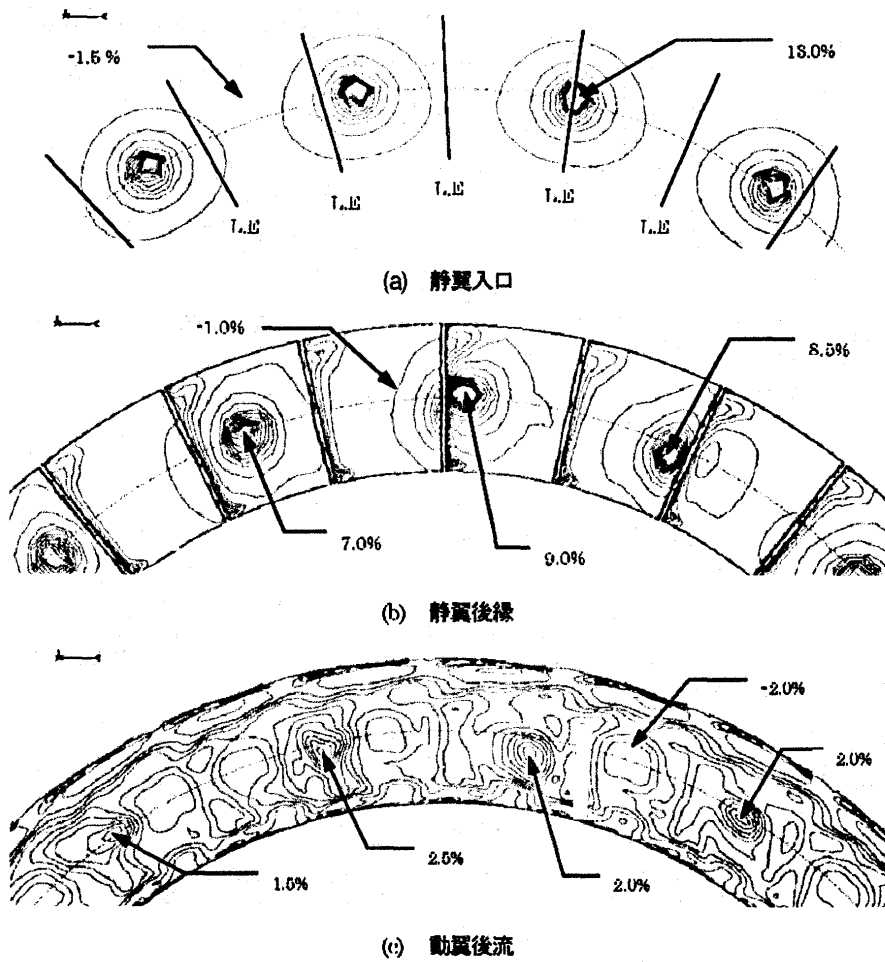


図9 ホットストリーク流入時の時間平均した絶対全温コンター図 (後視)

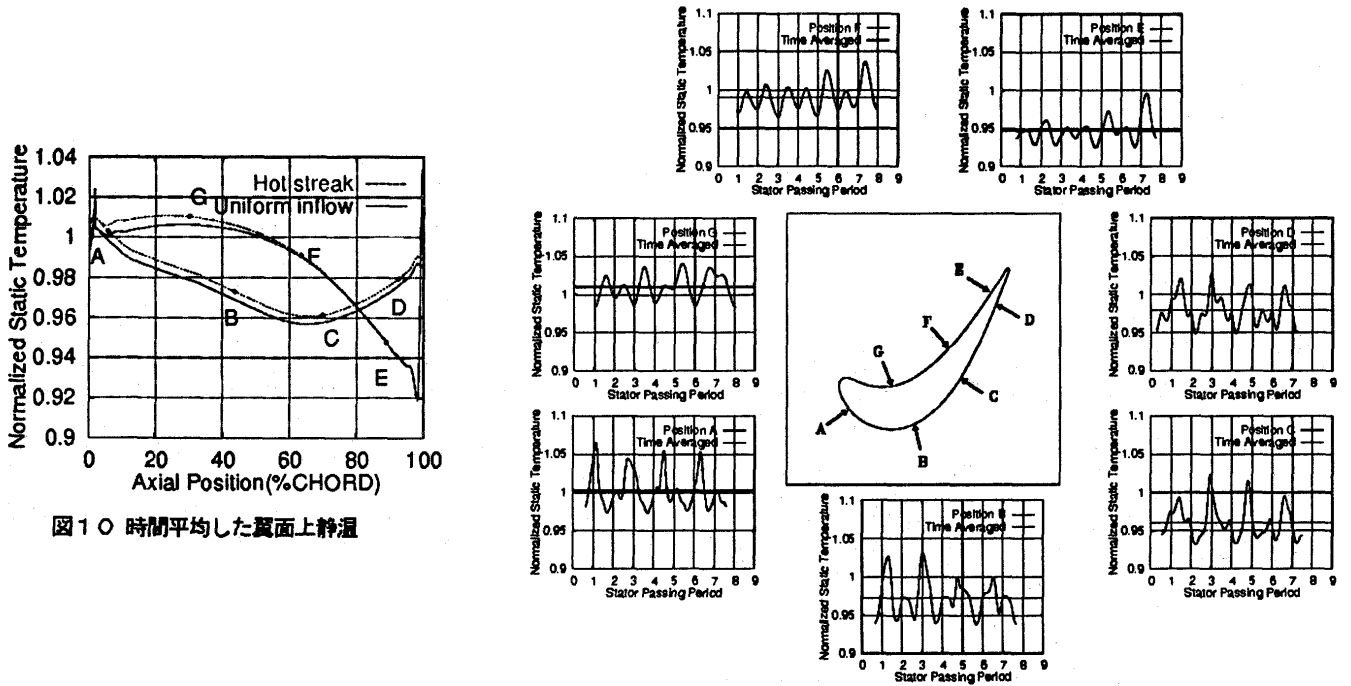


図10 時間平均した翼面上静温

図11 動翼翼面上の静温の時間変化

# 低アスペクト比翼列内部流動解析

堤 雅徳 平野 雄一郎 (三菱重工)  
田村 敦宏 菊地 一雄 野崎 理 西澤 敏雄 (航技研)

Flow Analysis in a Low Aspect Ratio Cascade

by

Masanori Tsutsumi, Yuichiro Hirano (MHI)  
Atsuhiko Tamura, Kazuo Kikuchi, Osamu Nozaki, Toshio Nishizawa (NAL)

## ABSTRACT

Flow in the low aspect ratio turbine cascade is highly three-dimensional, and considerable amount of total pressure loss is produced because of strong interaction between two secondary flow vortices at the midspan. In this study, the secondary flow in a high pressure steam turbine blade row is numerically analyzed by a 3-D compressible Navier-Stokes code using high accuracy upwind TVD scheme (CAS3DM). The calculation results are compared with experimental data measured using five-hole Pitot tube.

### 1. はじめに

蒸気タービン高圧部に用いられる翼列は、高温・高圧という材料・強度的に非常に厳しい条件下において高負荷作動を要求されることから、翼幅に対する翼高さの比（アスペクト比）が小さい。このような低アスペクト比翼列では、ハブ側・シュラウド側の両翼端壁において発生する2次流れ渦が相互に干渉し、複雑な三次元流れ場が形成されることが知られている。

本研究では低アスペクト比翼列流動解析コードの開発を目的として、蒸気タービン段落中最も上流側の高温・高圧部に位置する高負荷段落（調速段）の動翼を対象に粘性流動解析を実施し、翼列試験による内部流動計測結果との比較を行った。

### 2. 実験結果

#### 2.1 5孔ピトー管による計測

##### (1) 計測装置

計測は75PSフロアを空気源とする吹き出し式低速風洞で行い、大気解放となっている風洞出口部に供試翼列を設置して、翼列に対して60 m/sの一樣流を与えた。

計測に使用した5孔ピトー管は先端径が1.2mmと極めて細いことから、高い空間分解能を持ち、翼列内部の詳細な流動計測が可能である。<sup>[1]</sup>

図1に供試翼列と計測断面を示す。計測対象は、調速段と呼ばれる蒸気タービン最上段の動翼として用いられる高負荷翼列であり、翼列内部・後流の計4断面について計測を実施した。

##### (2) 計測結果

計測データから各点の局所全圧、静圧及び図2に示す流れ角 $\alpha$ ,  $\gamma$ を算出し、図3に示すように定義される二次流れ速度ベクトルの分布及び損失分布を求めた。結果を図4に示す。

- ・A断面では、翼端壁と翼背面とのコーナ部に、一般に「通路渦」と呼ばれる縦渦が存在する。通路渦とは翼端壁面上に発達する境界層が翼前縁に衝突する際に発生する馬蹄渦が翼腹側へのび、翼端壁面付近のクロスフローによって隣接翼背面側へ運ばれつつ成長したものである。また、通路渦に掃き出されるように、小さな損失域がみられる。

翼高さ	48 mm
翼幅	89 mm
流入角	28°
流出角	20°

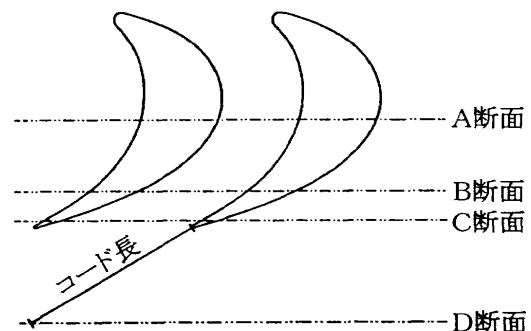


図1 計測断面

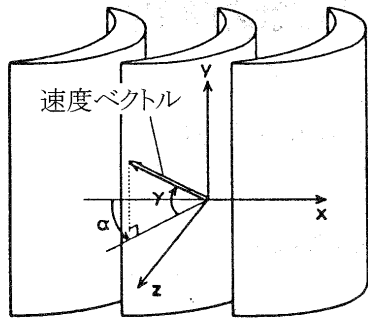


図2 流れ角  $\alpha, \gamma$  の定義

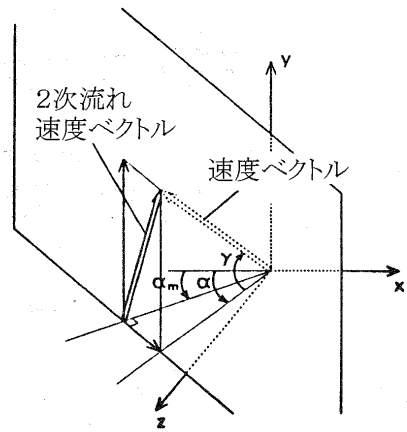


図3 2次流れ速度ベクトル

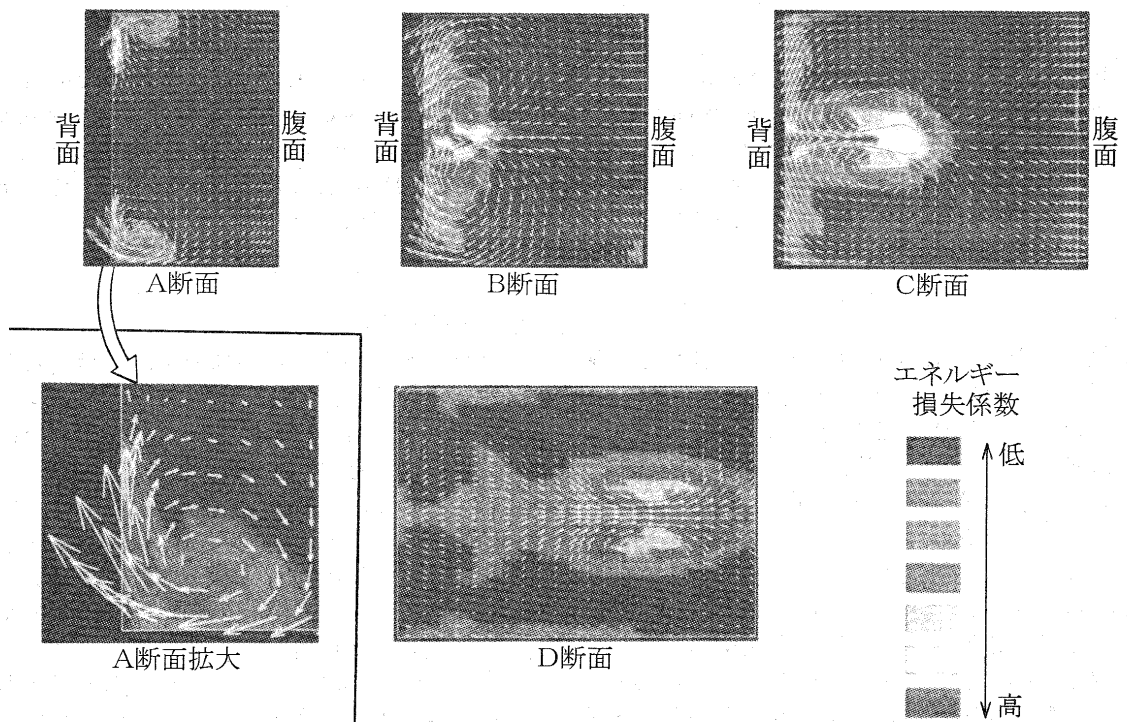


図4 翼列内部損失分布及び2次流れパターン (実験)

- B断面では、両翼端の通路渦同士が互いに接近して中央翼高さ付近で干渉し、高損失域を形成している。
- C断面～D断面では、干渉した通路渦が対になって翼列ピッチ方向へと移動している。この結果、流路内に主流部分はほとんどなくなり、干渉によって発生した損失域は、流路全体に拡散していく。

2.2 スモークワイヤ法による可視化

図5に翼列上方からの撮影結果を示す。<sup>[2]</sup> 翼前縁部に衝突した翼端壁近傍の流れは翼端壁側へ巻き込まれ、翼背面・腹面の両側に馬蹄渦を形成している。腹面側の馬蹄渦は翼端壁付近のクロスフローによって隣接翼背面側へと流され、通路渦に

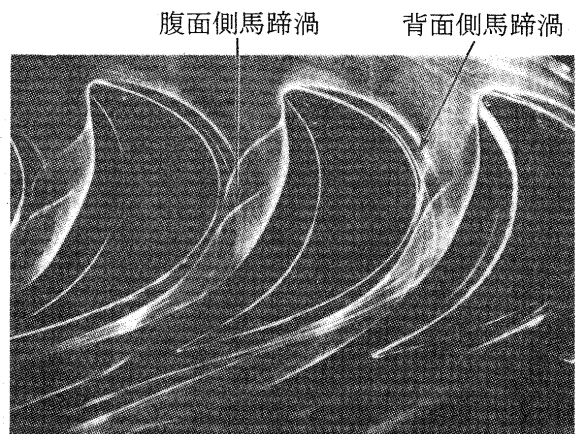


図5 翼端壁近傍の2次流れ可視化



成長している。翼背面の馬蹄渦は、通路渦の発達に伴って中央翼高さ方向へと押し出されている。

図6に翼列内部の2次流れ渦の断面を可視化した例を示す。アスペクト比が大きい場合には、背面側馬蹄渦と腹面側馬蹄渦はお互いに隣接し一対の渦となり上下壁では離れている。一方、アスペクト比が小さい場合には背面側馬蹄渦は上下壁からの通路渦同士に挟まれ変形しており強く干渉していることが分る。

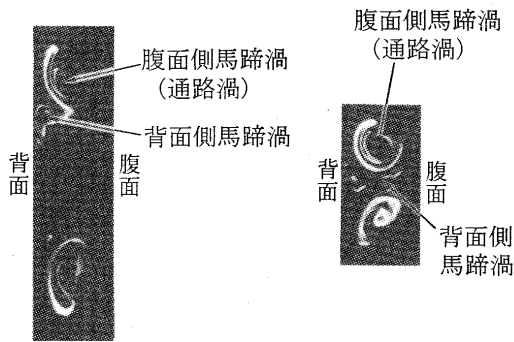
3. 数値解析

3.1 解析法

解析には翼列内部流解析コード CAS3DM を使用した。CAS3DM の特徴は以下の通り。

- ・離散化 Chakravarthy-Osher 型 TVD 法<sup>[3]</sup>
- ・時間積分 ADI 法
- ・乱流モデル Baldwin-Lomax 代数モデル

尚、CAS3DM では段落解析も可能であるが、今回は動翼翼列のみの解析とした。



高アスペクト比 低アスペクト比  
図6 翼通路内部の2次流れ渦可視化

3.2 解析格子

解析対象とした翼列は図1の調速段であり解析格子を図7に示す。今回は静止翼列試験結果との比較を行う目的から作動流体は空気とし、回転数を0とした解析を行った。格子は代数的に作成したH型格子を翼高さ方向にスタックしたもので、格子点数は(流れ方向) × (ピッチ方向) × (翼高さ方向) = 97 × 50 × 50 である。また解析対象はシュラウド付動翼であり、チップクリアランスは与えていない。

また境界条件として流入境界で全圧・全温・流入角を、流出境界では静圧を固定した。この際翼列上流で発達する前流境界層を模擬するため、翼端壁面上に翼高さの5%程度の全圧欠損域を与えた。

3.3 解析結果及び考察

図8に翼列内部のエネルギー損失分布及び2次流れパターンの解析結果を実験と比較して示す。解析結果より上流側のA断面では上下壁の2次流れ渦は離れており下流にゆくに従い渦が大きく発達

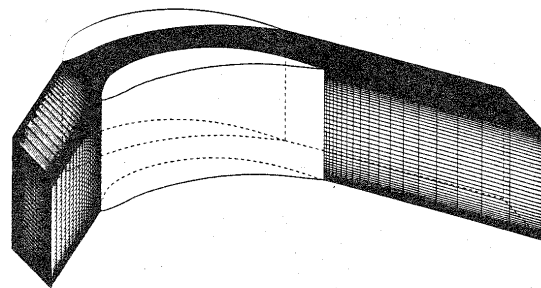


図7 計算格子

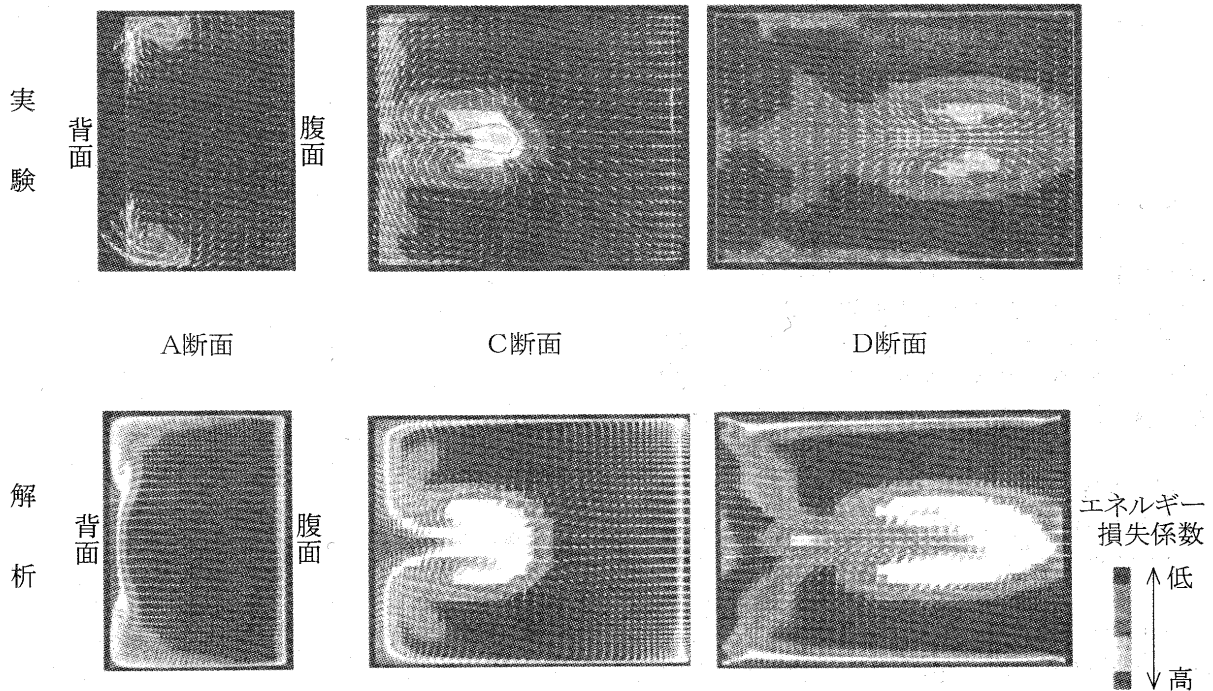


図8 翼列内部損失分布及び2次流れパターン (解析と実験の比較)

し、翼通路中央近傍で互いに干渉している様子が明確に捕えられており、損失分布の傾向や2次流れフローパターンは実験結果とかなり良く一致している。

ただし、とくに翼背面近傍において損失の絶対値が解析では大きく計算されており、全体的にも実験結果に比べレベルが高い。

図9に翼列後流における翼高さ方向損失分布の実験結果との比較を示す。損失の定量的不一致は翼高さ中央部で特に大きくなっている。

本解析で使用した Baldwin-Lomax 乱流モデルは2次元乱流境界層の速度分布に基づいたもので、今回対象とした流れの強い3次元性が損失の定量的不一致の一因と考えられる。

また、本解析では翼通路中央部で渦が干渉するような流れ場を捕える目的から流路中央付近でもかなりの格子点数をとっており、相対的に翼面・翼端壁面近傍の格子は若干粗くなっている。そのため、壁面における格子粘性によって発生した損失が渦によって翼高さ中央に運ばれ損失レベルを高くしていることも考えられる。

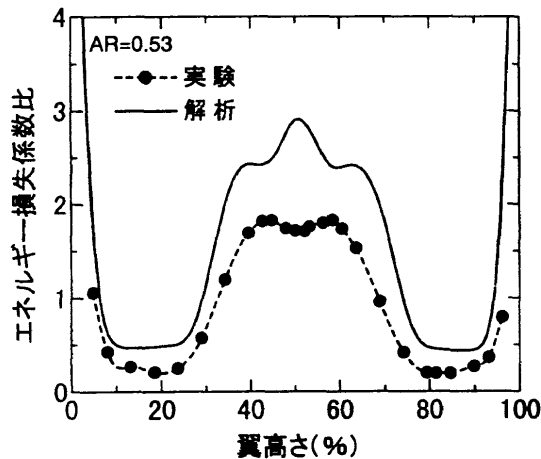


図9 翼高さ方向損失分布

#### 4. まとめ

蒸気タービン調速段動翼を対象に三次元粘性流動解析を行い、実験結果との比較を行った。翼高さ中央部での2次流れの干渉を含むフローパターンはかなりよく実験結果と一致しており、設計ツールとしての有用性を確認した。今後の課題として、損失絶対値の予測精度向上が挙げられる。

#### 5. 参考文献

- [1] A. Yamamoto, "Production and Development of Secondary Flows and Losses in Two Types of Straight Turbine Cascades", *Journal of Turbomachinery*, Vol. 109, 1987.
- [2] C. H. Sieverding, "The use of coloured smoke to visualize secondary flows in a turbine-blade cascade", *J. Fluid Mech.*, Vol. 134, 1983.

- [3] S. R. Chakravarthy and S. Osher, "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws", *AIAA Paper 85-0363*, 1985.