

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プ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。^[1]

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 α , γ 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°

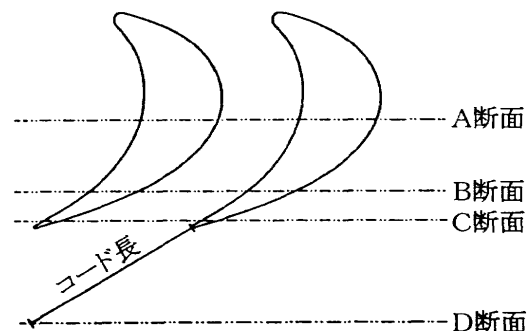


図1 計測断面

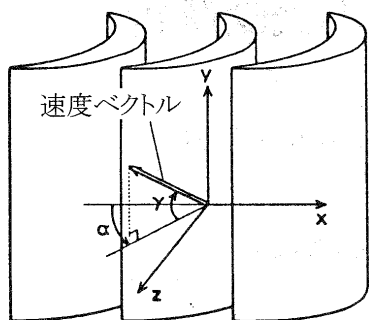
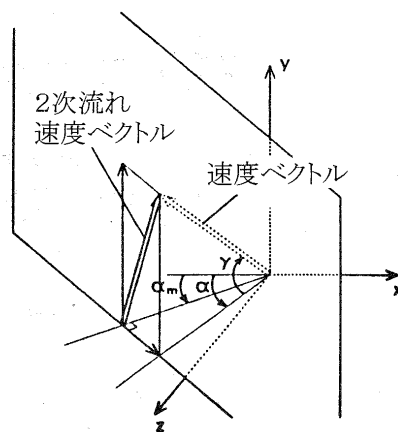
図2 流れ角 α, γ の定義

図3 2次流れ速度ベクトル

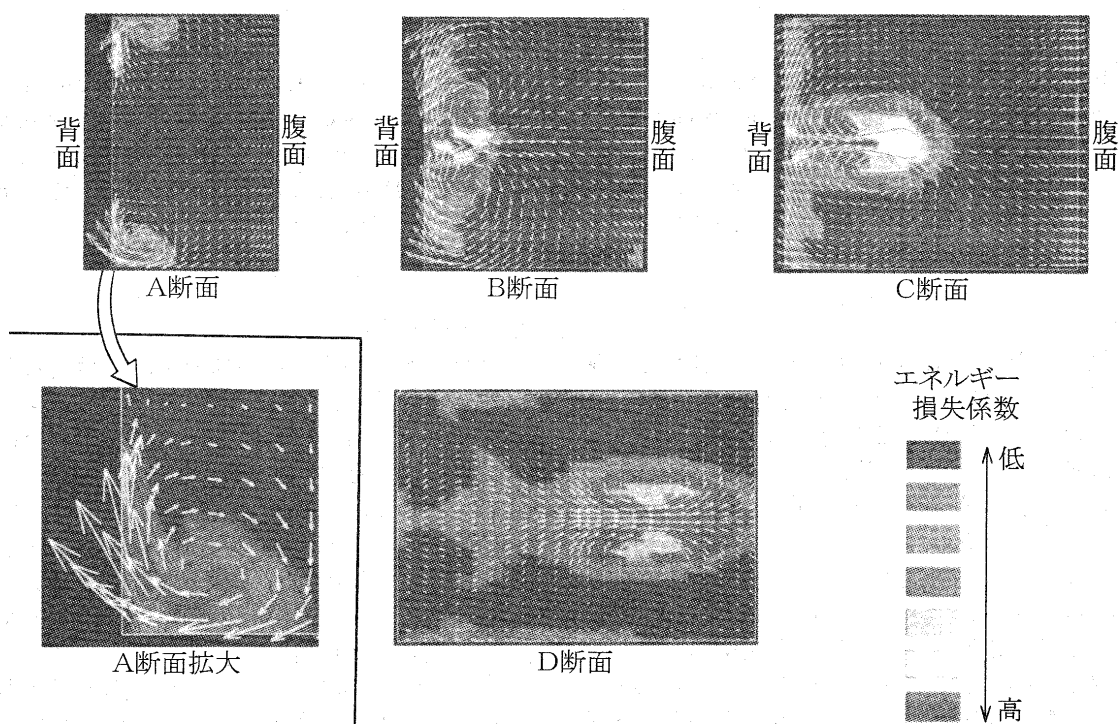


図4 翼列内部損失分布及び2次流れパターン (実験)

- ・ 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。^[2] 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

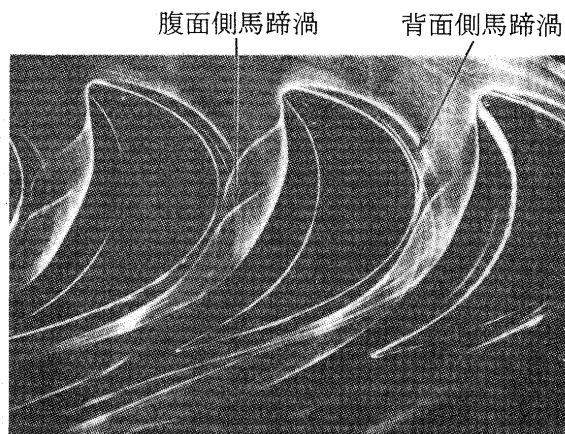


図5 翼端壁近傍の2次流れ可視化

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。

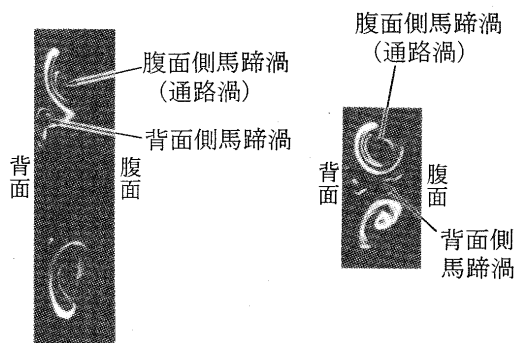
3. 数値解析

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^[3]
- ・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) = $97 \times 50 \times 50$ 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

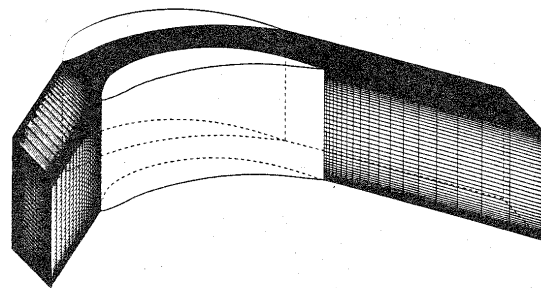


図7 計算格子

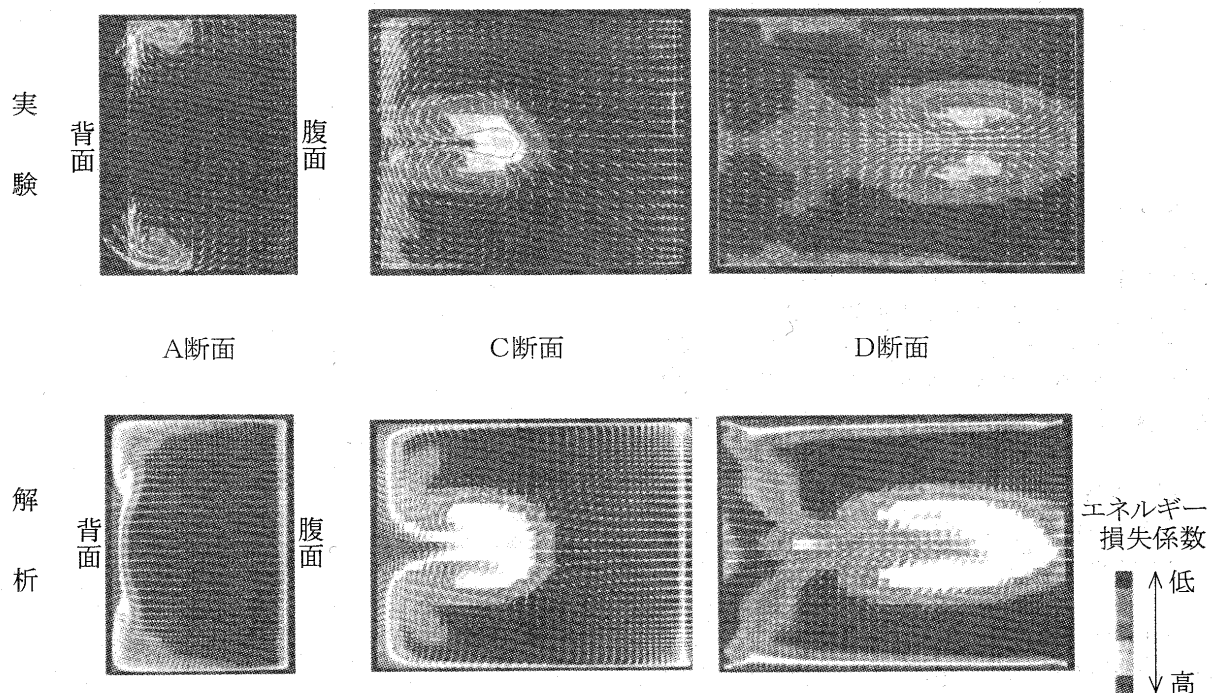


図8 翼列内部損失分布及び2次流れパターン (解析と実験の比較)

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。

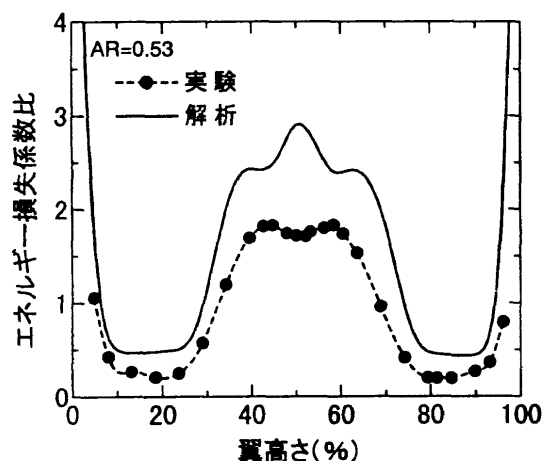


図9 翼高さ方向損失分布

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.