

# 数値流体解析による蒸気タービン翼列の圧力損失把握

Visualization of Turbine Blade Pressure Loss Characteristics by 3D Unsteady Flow Analysis

横野 泰之

ビスワス デバシス

新関 良樹

■ YOKONO Yasuyuki

■ BISWAS Debasish

■ NIIZEKI Yoshiki

蒸気タービン翼列を対象として、高次精度LES (Large Eddy Simulation) による非定常流体解析により、圧力損失の検討を行った。

解析は非設計点を含む広い流入角度に対して実施され、流入角度が設計点から外れるに従い翼中央における圧力損失が増加するようすを再現し、実験結果とのよい一致を得ることができた。圧力損失の発生機構について、翼前縁で発生した馬蹄(ばてい)形渦が起点となり、翼背面での伸長と翼腹面からの混合によって形成される渦コアが圧力損失の主要因であることがわかった。従来対応できなかった非設計点での流れを再現できたことで、より広範囲な条件での設計に適用が期待できる。

Toshiba has performed numerical studies of three-dimensional (3D) incompressible viscous flow within a turbine cascade based on a high-order large eddy simulation (LES) approach, to visualize 3D unsteady flow for investigation of the pressure loss process.

Analysis was carried out for a wide range of inlet flow angles in the design and off-design conditions. The numerical simulation was able to reproduce and obtain good coincidence with the experimentally measured results of the occurrence of a sharp increase in pressure loss in the center of a turbine blade as the inlet flow angle shifted from the design flow angle. It was found that a leg of the horseshoe vortex produced in the leading-edge region was stretched toward the blade suction surface, and that the formation of a secondary vortex core in the trailing-edge wake region was the main cause of the pressure loss. By the reproduction of flows in off-design conditions, this numerical method is applicable to simulations of a wide range of design conditions.

## 1 まえがき

数値流体解析は様々な分野の開発設計に利用されており、高性能蒸気タービンの開発設計においてもその利用が行われている。翼型設計だけではなく、蒸気弁や蒸気流通部など多くの性能に影響を与える部位での活用が進められている<sup>(1)</sup>。ただし、現在の数値流体解析では、すべての流れ条件に対して満足する解析結果が保障されているわけではない。特に、流れのはく離や再付着を伴うような非定常の流れ場に関しては、まだ十分な精度が得られていないのが現状である。

ここでは、この非定常の流れ場を忠実に再現するモデルとして提案している高次精度LESを用いたオリジナルの解析コード<sup>(2)</sup>により、蒸気タービン翼列の数値流体解析を実施した。設計点だけではなく非設計点を含む広い流入角に対して解析を行い、従来は風洞試験に頼らざるをえなかった、流れのはく離や再付着現象が起こる領域での設計に適用することを目的としている。

## 2 蒸気タービン翼列の風洞実験

解析の対象とした風洞実験のようす<sup>(3)</sup>を図1に示す。翼列のテストセクションが風洞出口に設置されている。ここで用いた翼は2次元(2D)形状で、翼高さは翼コード長の2倍である。

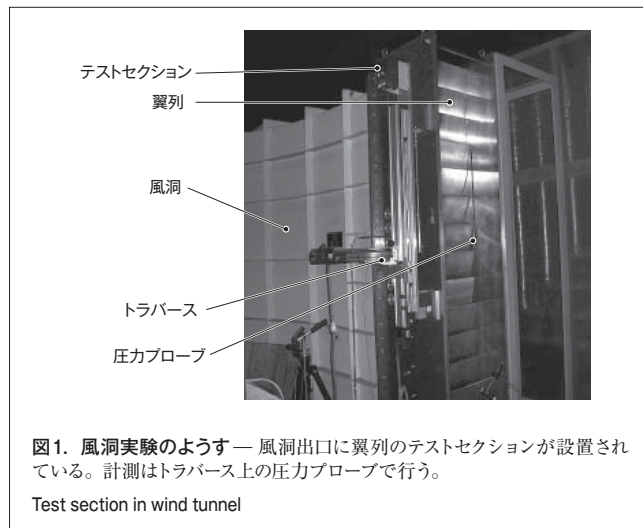


図1. 風洞実験のようす — 風洞出口に翼列のテストセクションが設置されている。計測はトラバース上の圧カプローブで行う。

Test section in wind tunnel

複数枚の翼をピッチ0.738(翼コード長で無次元化した値、以下同様)で重ね、翼列を構成している。流れの条件は、テストセクションへの流入流速と翼コード長を基準としたレイノルズ数で $3.4 \times 10^5$ である。このテストセクション全体を傾けることにより、流入角度を変えた。流入角度は、設計点における流入角度を基準とした反時計回りの角度と定義した。

圧力を3孔プローブで測定し、(1)式に示す圧力損失係数 $\zeta$

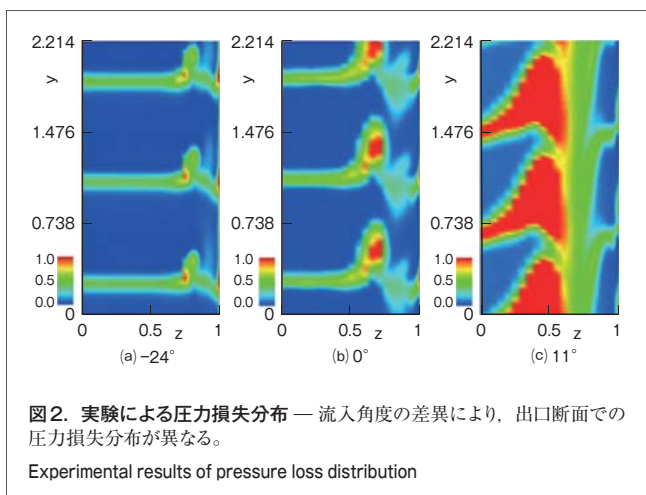
を算出した。

$$\zeta = \frac{Pt_{in} - Pt_{out}}{Pt_{out} - Ps_{out}} \quad (1)$$

ここで、 $Pt$  は全圧、 $Ps$  は静圧で、添え字のinとoutはそれぞれテストセクションの入口と出口を表す。全圧は静圧と動圧（単位体積当たりの運動エネルギー）の和であり、この係数は出口面での運動エネルギーの損失割合を示す指標である。出口の計測位置は翼後縁から0.16下流で、この値は次の翼とのすき間の1/2に相当する。

実験により得られた出口断面における圧力損失係数を図2に示す。ここでは、いずれの流入角度においても、流入角度 $0^\circ$ における最大値と最小値で正規化した値を示している。図の横軸は翼高さ方向の距離で、0は翼高さ中央に、1は翼端壁に位置する。縦軸はピッチ方向距離で、0.738が1ピッチである。したがって、それぞれの図では、z方向に翼高さの半分を、Y方向に3ピッチ分の領域を示している。

図2(a)の流入角度が $-24^\circ$ の場合、翼高さ方向に、翼中心から広い範囲で一定幅の圧力損失係数の低い領域がある。翼端壁から少し離れたところに高い圧力損失領域があり、翼端壁のごく近傍でも圧力損失が高い領域が見られる。図2(b)の流入角度が $0^\circ$ の場合、翼端壁から少し離れたところの圧力損失が高くなり、その領域も拡大している。図2(c)の流入角度が $11^\circ$ の場合、翼中心付近においても一定幅の圧力損失領域が見られず、翼端壁から離れた領域での圧力損失が高く、その領域も広範囲に及んでいる。



### 3 数値解析モデル

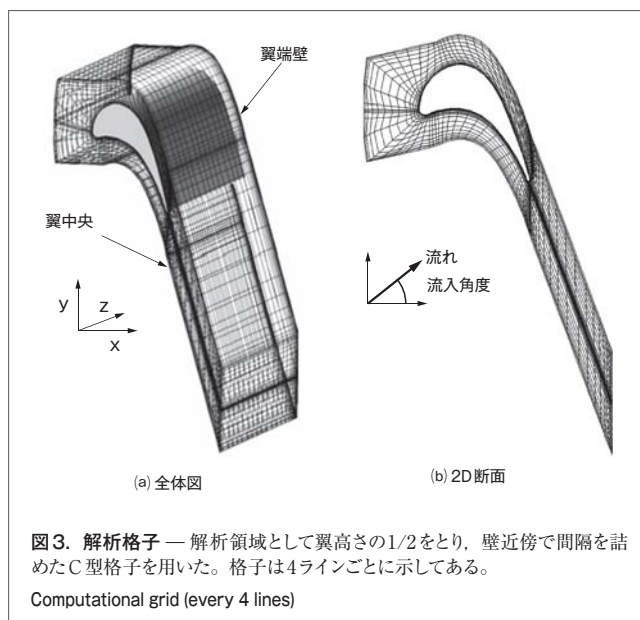
数値流体解析は、ナビエーストクス方程式と呼ばれる偏微分方程式を離散化して解くが、実際の流れを直接解法で解くことは計算時間や格子数の問題などから現実的ではなく、一般的には乱流モデルを使用する。RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes)

などの時間平均モデルを用いることが多いが、解析が容易な反面、はく離や再付着といった非定常の流れ場を正確には再現できない。これは、RANSでは対象とする流れの物理的な本質を得られないため、時間平均の値だけが必要な場合でも精度の高い解を得ることは期待できない。

一方、このような非定常の流れ場に対応した解析手法として、LESが注目されている。空間をフィルタ化して、あるサイズ以下の渦に関してだけモデル化し、それ以上の渦は直接計算するものである。近年、このLESに様々な改良モデルが提案され、非定常流れの解析が可能となりつつある<sup>(4), (5)</sup>。

この解析で使用したオリジナルコードでもLESを用いており、高次精度LESモデルを提案している<sup>(6)</sup>。数値粘性の低減のため、対流項に5次精度上流差分、時間項には2次精度陰解法を用い、LESモデルにおいて、ダイナミックSGS (Sub Grid Scale) 渦粘性係数と、壁近傍のマイクロスケールから発達した渦のラーズスケールまで対応するスケール則を組み合わせていることが特徴である。

この解析で用いた格子を図3に示す。C型格子で、x (流れ方向)y (ピッチ方向)断面で $601 \times 141$ 、z方向には翼高さの半分の領域をとり、翼端壁(z=1)近傍では格子間隔を詰めた201の格子を用いている。境界条件としては、翼表面と翼端壁では速度0とし、壁面に垂直方向の圧力こう配を0とした。流入口では速度一定で、出口では圧力を一定とし速度勾配を0とした。ピッチ方向には翼列を模擬するため、周期境界条件を課した。翼高さ中央では対称境界である。

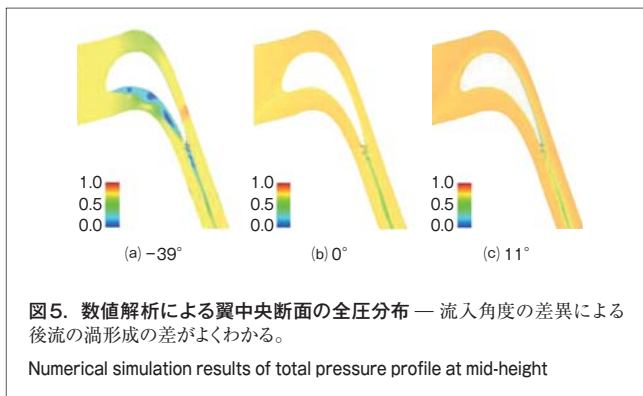
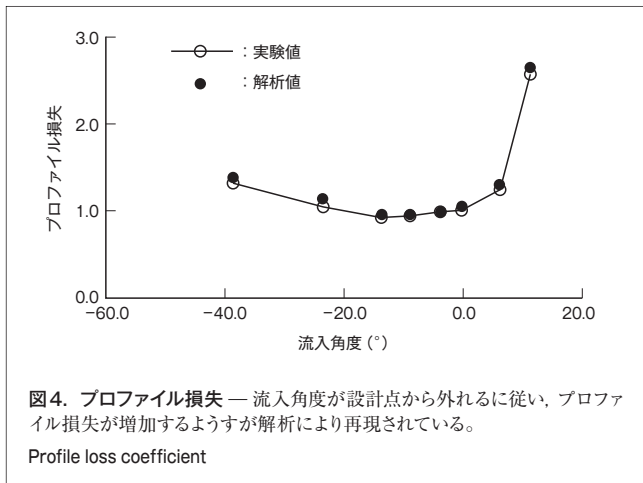


### 4 プロファイル損失

プロファイル損失は、翼端壁などの影響を除いて純粋に翼

形状によってだけ生じる圧力損失を意味し、翼高さ中央断面における圧力損失係数 $\zeta$ のピッチ方向平均値で定義した。流入角度が変化した場合のプロファイル損失について、実験値と解析値の比較を図4に示す。ここでの値は、設計点でのプロファイル損失により正規化している。プロファイル損失は流入角度が設計点付近で最小となり、設計点から外れるに従い増加し、特に、流入角度が正の方向では急激に上昇する。解析値は実験値とよい一致を見せ、プロファイル損失に及ぼす流入角度の影響はこの解析により算出できることがわかる。

翼高さ中央断面における全圧分布の解析結果を図5に示す。図5(a)の流入角度が $-39^\circ$ の場合、翼腹面に大規模なはく離渦が見られ、翼後縁で翼背面からの流れと混合し、翼下流の後流となる。図5(b)の流入角度が $0^\circ$ の場合、翼腹面や背面で目立ったはく離渦は観察されず、 $-39^\circ$ の場合と同様な翼後縁から伸びる後流が見られる。図5(c)の流入角度が $11^\circ$ の場合においても、目立ったはく離渦は観察されず、 $-39^\circ$ や $0^\circ$ の場合より幅広い後流が観察される。いずれの場合も翼列であるため、翼下流で渦が自由に発達していくようすは見られない。



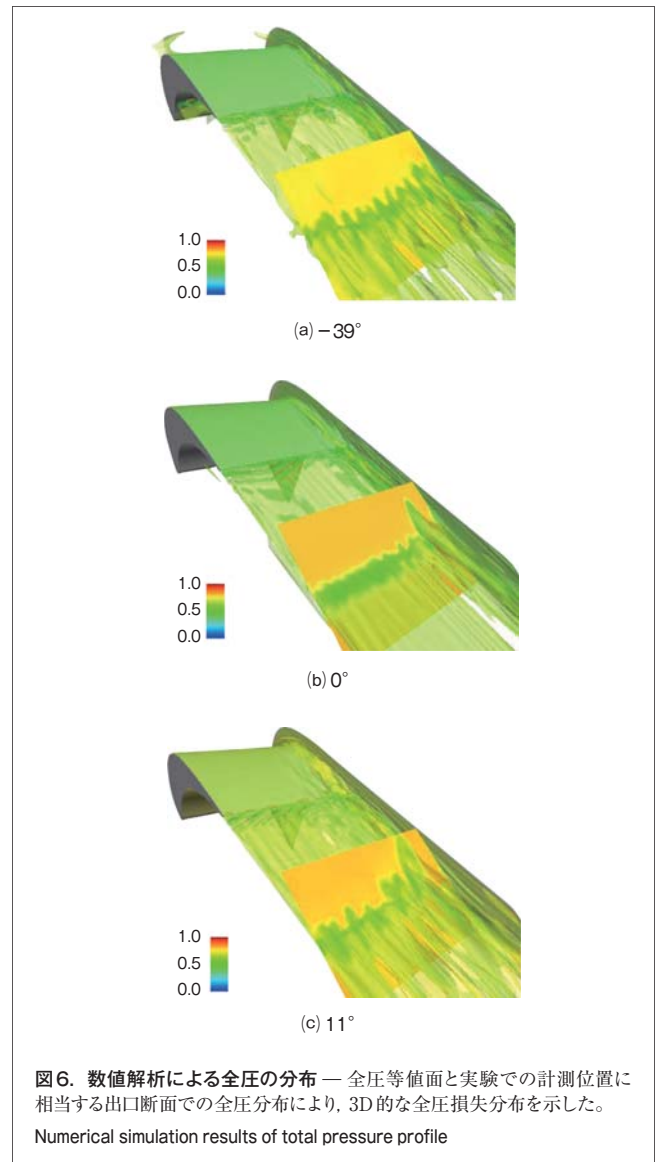
## 5 翼端壁の影響による3次元流れ

三次元 (3D) 的な流れ構造を把握するため、全圧の等値面

と翼下流で計測位置に相当する断面での全圧分布により、解析結果を可視化した (図6)。等値面は、全圧が0.3, 0.5, 0.8における三つの等値曲面を示したもので、運動エネルギーが低い領域を3D的に観察できる。

図6(b)に示す流入角度が $0^\circ$ の場合、翼下流断面での全圧分布から、全圧損失の厚さは翼高さ中央付近ではほぼ均一で、翼端壁から少し離れたところでピッチ方向に広がることからわかる。等値面の観察から、このピッチ方向に広がる全圧損失領域は、翼端壁近くの翼背面から伸びている2次流れ渦 (翼表面と壁面の境界層の干渉により生成される渦) の全圧損失によることがわかる。

図6(a)に示す流入角度が $-39^\circ$ の場合、翼腹面での3D的な大規模なはく離による全圧損失が現れ、翼の下流では複雑な後流が観察される。翼背面での2次流れ渦の全圧損失の領域は比較的細く、翼下流断面でこの2次流れ渦に起因する全圧



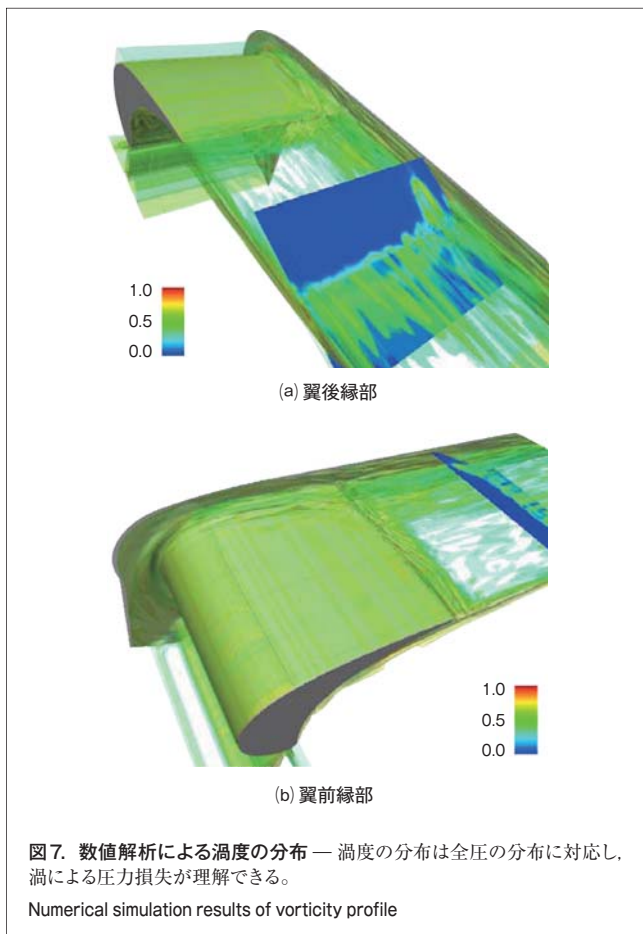


損失領域は目立たない。

図6(c)に示す流入角度が $11^\circ$ の場合、翼背面において、太い2次流れ渦による全圧損失が生じている領域が見られる。この2次流れ渦に伴って翼表面での斜めにはく離が広がるようすも観察できる。翼下流では、ピッチ方向に広い分布を持つ複雑な後流を示している。全圧損失の高い領域は、 $-39^\circ$ や $0^\circ$ の場合よりかなり広い。

このような全圧損失のようすは前述の実験結果と定性的により一致を見せ、実験で観察された断面での全圧損失分布を3D的な流れ構造から説明できた。実験結果と計算結果の定量的な比較には至っておらず、これには、解析では直角として取り扱っている翼端における壁面との交差角度や壁面の荒さなどのモデル化が必要となり、いっそうの検討を要する。

流入角度が $0^\circ$ における渦度の大きさを等値面として図7に示す。ここで、渦度の大きさは、xyz座標の各方向における渦度成分の二乗和であり、流れ場全体の渦構造を可視化するものである。図7(a)から、翼背面と腹面からの流れが混合する翼後縁で渦が発生すること、壁面近くの翼背面で細長い渦度の高い領域が現れることがわかる。この領域は翼後縁からの後流と干渉し、下流に伸びていく。図7(b)では、翼前縁で馬蹄形渦が発生していることを示し、この一端が翼背面に伸び、



前述の渦度の高い領域に成長していくことがわかる。このような渦構造は図6で示した全圧損失の様相に一致し、渦による圧力損失の発生機構が理解できる。

## 6 あとがき

非設計点を含む幅広い流入角度に対して、タービン翼列周りの非定常流体解析を実施した。

3D的な渦構造の可視化結果は、実験より得られた翼下流断面での圧力損失をよく説明できた。このように、従来の定常流体解析では対応できなかった非設計点におけるはく離流れを再現できたことで、より広範囲な条件での設計に適用が期待できる。

## 文献

- (1) 佐々木隆, ほか. 蒸気タービンの戦略的開発設計. 東芝レビュー. 60, 1, 2005, p.52-55.
- (2) Biswas, D., et al. "A High-Order LES Turbulent Model to Study Unsteady Flow Characteristics in a Low Pressure Turbine". Proc. of IGTC'07, TS-064. Tokyo, 2007-12. GTSJ. Japan, 2007.
- (3) Matsuda, H., et al. "Influence Of Surface Roughness On Turbine Nozzle Profile Loss And Secondary Loss". Proc of ASME Turbo Expo, GT2006-90828. Barcelona, 2006-05, ASME. USA, 2006.
- (4) Kato, C., et al. An Overset Finite-Element Large-Eddy Simulation Method With Application to Turbomachinery and Aeroacoustics. Trans. ASME, Journal of Applied Mechanics. 70, Issue1, 2003, p.32-43.
- (5) Tsubokura, M., et al. "High Performance Computation of Unsteady flow around a Formula Car Using Large-Scale Les on Earth Simulator". Proc. of 12th International Symposium on Flow Visualization. Germany, 2006-09, German Aerospace Center (DLR). Germany, 2006.
- (6) Biswas, D. Studies on Separation Control CFD Validation Test Case Based on High Order LES Model. AIAA Paper. 2006-2881, 2006.



横野 泰之 YOKONO Yasuyuki, D.Eng.

研究開発センター 機械・システムラボラトリー 主任研究員、  
工博。電子機器、エネルギー機器の研究開発に従事。日本  
機械学会、日本伝熱学会、可視化情報学会会員。  
Mechanical Systems Lab.



ビスワス デバシス BISWAS Debasish, D.Eng.

研究開発センター 機械・システムラボラトリー 主任研究員、  
工博。電子機器、エネルギー機器の研究開発に従事。日本  
機械学会、AIAA会員。  
Mechanical Systems Lab.



新関 良樹 NIIZEKI Yoshiki, D.Eng.

電力システム社 電力・社会システム技術開発センター 回転  
機器開発部グループ長、工博。ターボ機械の開発に従事。  
日本機械学会、可視化情報学会。技術士(機械部門)。  
Power and Industrial Systems Research and Development Center