

## タービン静翼の3次元粘性流解析

菊地 一雄\* 野崎 理\* 田村 敦宏\*  
永山 猛彦\*\* 三宅 慶明\*\*

### Navier-Stokes Computations of Three-Dimensional Turbine Cascade Flows

by

Kazuo KIKUCHI, Osamu NOZAKI and Atsuhiko TAMURA  
*National Aerospace Laboratory*  
Takehiko NAGAYAMA and Yoshiaki MIYAKE  
*Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.*

#### ABSTRACT

In the present paper, the Navier-Stokes code was used to compute the three-dimensional turbine stator flows. The computational results were compared with three experimental results about the linear cascade, the turbine bowed stator and the high-work turbine stator. The results show that the Navier-Stokes code has the significant potential to investigate the complicated viscous flow mechanism. In order to get more quantitative results, it is considered that the use of more rapid super-computer and the development of the turbulence model are needed.

#### 1. はじめに

スーパーコンピュータの普及に伴って、ナビエ・ストークス計算が日常的に行われるようになってきた。著者らは先に2次元計算においてタービン翼列流れを検討し、計算結果は流動パターンをはじめ、損失、流れ角等定量値にいたるまで、実験結果と良く対応する事を確かめた<sup>1)</sup>。

今回、基本的にはこれを3次元に拡張した粘性流解析コード<sup>2)</sup>がどのようなポテンシャルを有しているか検討すべく、タービン静翼を対象として風洞実験、及び環状翼列試験結果と比較した。

#### 2. 数値解法

薄層近似した圧縮性レイノルズ平均ナビエ・ス

トークス方程式をLU-ADI法を用いて解く<sup>2)</sup>。乱流モデルにはBaldwin-Lomax代数モデルを用いた。

計算格子として物体適合格子を用いて3次元翼列を表現する。FDM-FEM領域分割法を用いたが、計算効率の観点から、3次元コードでは翼間面領域にC型格子系のみを用いた(図1, 2)。

境界条件としては、翼面、内壁、外壁ではノンスリップ及び断熱条件を与え、上流境界では全温、全圧と流れの方向を、又下流境界では静圧を固定する。尚、周方向境界は隣合う計算領域が重なっている為、反対側の周方向境界の内側の点の値から内挿して与える(図2)。

#### 3. 直線翼列による検証

2次元直線翼列であっても、風洞実験においては翼と風洞壁との干渉から、3次元流れ、いわゆ

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 三菱重工業株式会社

る2次流れ現象が生じる。本翼列の計算格子(151×30×50)を図1, 2に示す。

図3にEnd Wall面のオイルフローパターンを示す。実験, 計算共に, 馬蹄渦の特徴として, End Wall面での流れの分岐点, 即ちサドル点が翼前縁より離れた点にあり, そこから流れが大きく分流するパターンや翼腹面から背面へのクロスフロー等, 明瞭にとらえられている。又, 計算と実験が極めて良く対応している事も分かる。

図4に計算による後流面速度ベクトル図を示す。

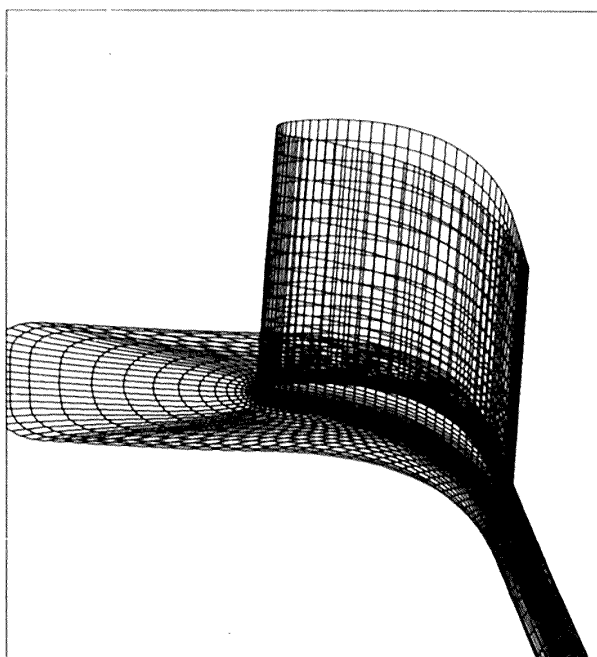


図1 直線翼列格子図

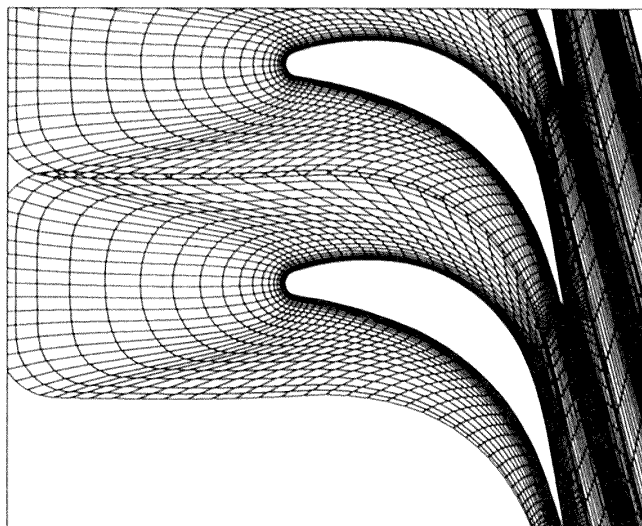


図2 直線翼列翼間面格子図

同図に示す渦Aは, 馬蹄渦がクロスフローにより助長されて隣接翼背面に発達した passage vortex であり, 又渦Bは馬蹄渦の翼背面側に沿って成長する counter vortex である。

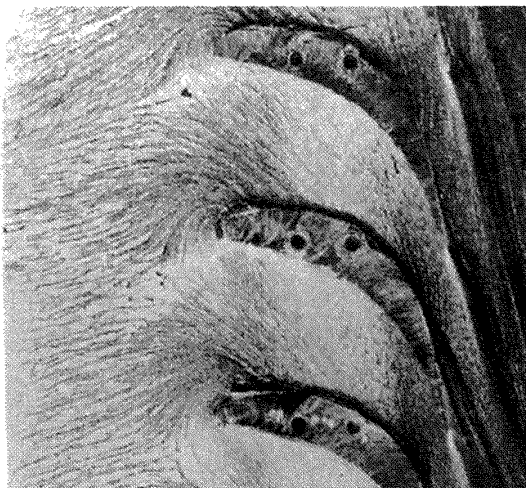
以上の様に, 計算は翼列3次元流動パターンを明瞭にとらえる事が出来る。

#### 4. 環状翼列による検証

次に, 2種の環状翼列を対象とした検討結果を示す。

##### 4.1 3次元翼

3次元計算の実用化に伴って, 翼背面側がボス及びケーシング壁と鈍角となるべくスタッキング



(a) 実験



(b) 計算

図3 End Wall面のオイルフローパターン

された3次元翼が性能向上の一手段になり得るとして提案されている。ここでは、翼間面のプロファイルは同一で、スタッキングのみ異なる2種の翼列、即ち従来のストレートスタッキング翼とカーブドスタッキング翼(3次元翼)について、計算とタービン試験結果<sup>3)</sup>とを比較した。

図5, 6に、実験及び計算より得られた後流面全

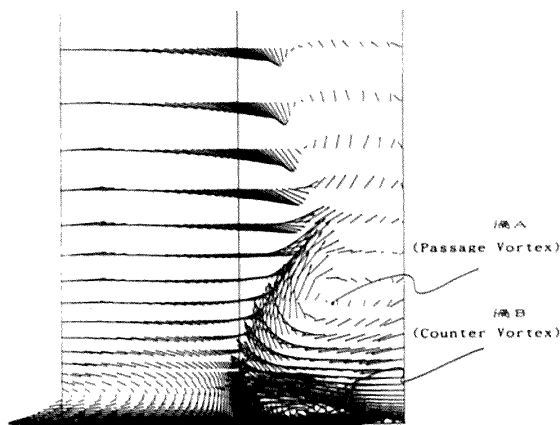


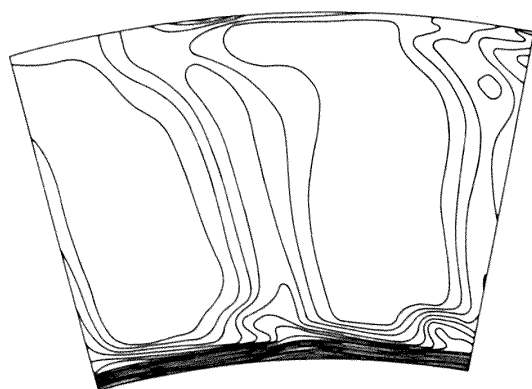
図4 計算による後流面速度ベクトル図

圧分布を示す。同図より、ストレート型では翼高さ方向の強い圧力勾配の為に、低エネルギーの流体がボス側に集まり全圧値の急激な低下が認められる。一方、カーブドスタッキング型では翼高さ中央部に低エネルギーの流体が集まり、ボス及びチップ側では全圧の低下量が少い事が分かる。又、計算と実験の対応は比較的良好である。

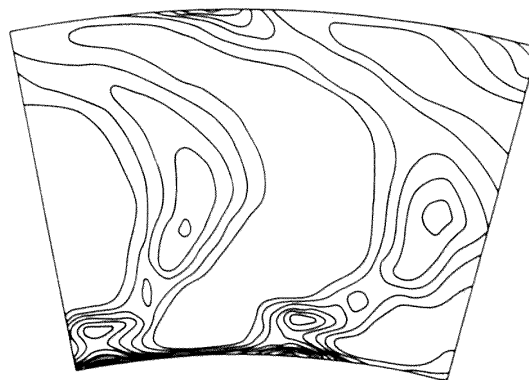
図7に、これを積分して得られた翼高さ方向局所損失分布を示す。図5, 6に対応して、ストレート型ではボス側に、カーブドスタッキング型では翼高さ中央部において損失値が大きい。この傾向は計算及び実験共に同様ではあるが、カーブドスタッキング型では計算値は実験値より大きい。一方、ストレート型では計算値は実験値と非常に良く対応している。

#### 4.2 高負荷翼

航空用ガスタービンでは、重量低減、性能向上の観点から、カーブドスタッキング、エンドウオ

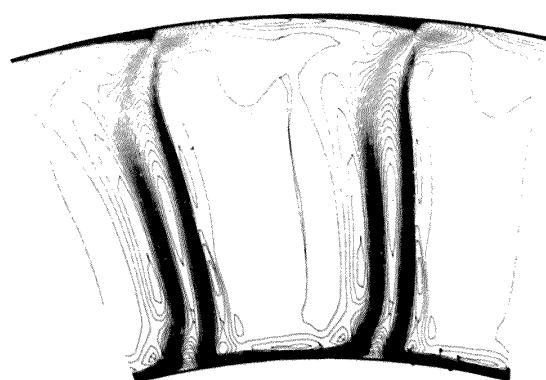


(a) ストレートスタッキング翼

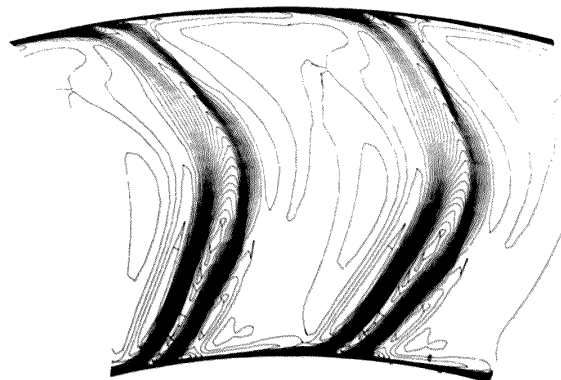


(b) カーブドスタッキング翼

図5 後流面全圧分布：実験結果

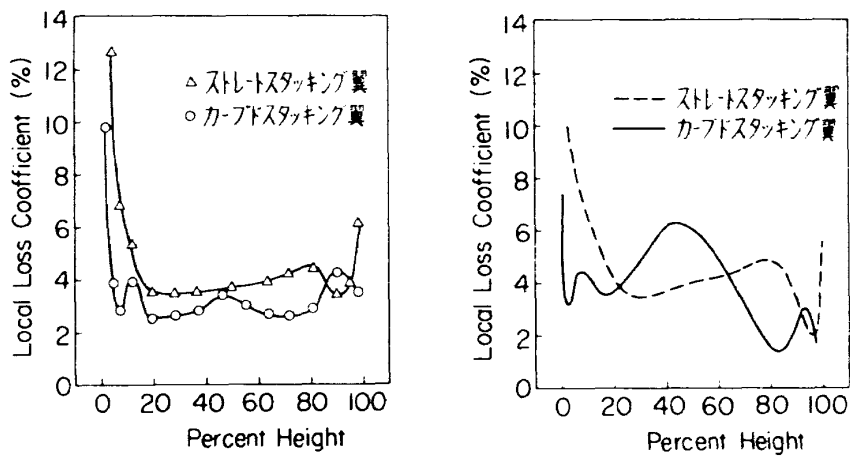


(a) ストレートスタッキング翼



(b) カーブドスタッキング翼

図6 後流面全圧分布：計算結果



(a) 実験 (b) 計算

図7 翼高さ方向局所損失分布

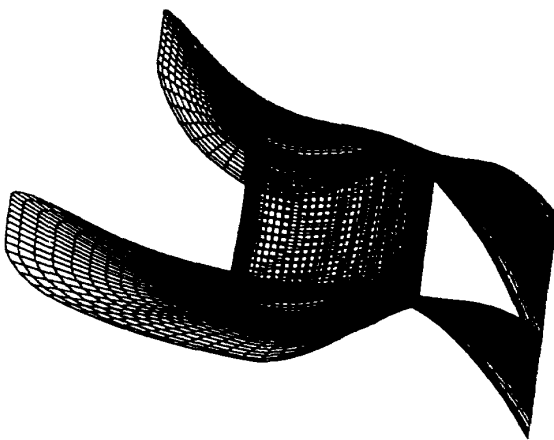


図8 高負荷翼列格子図

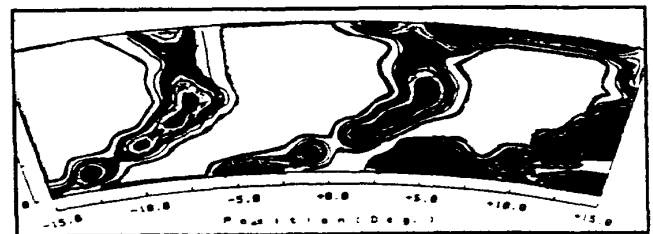
ールコンタリングを採用した高負荷翼が用いられる事が多い。図8に、ここで検討した3次元性の強い高負荷翼の格子図(151×50×30)を示す。

図9は、翼後縁より約15%翼幅後流位置において計測された全圧損失値と、同位置における計算値を等高線で表現したものである。損失のピーク位置や、チップ側では深く谷が切れ込んでいる様子など、計算によるパターンは実験と良好な対応を示している。

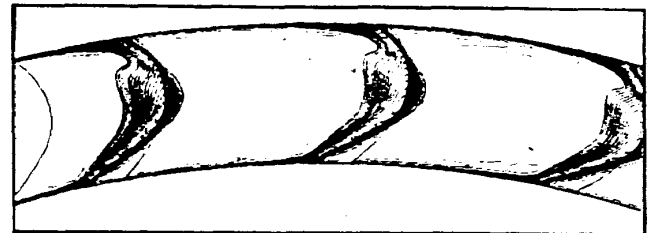
### 5. まとめ

3次元粘性流解析コードのポテンシャルを検討すべく実施した計算結果と実験結果の比較により、以下の知見を得た。

- (1) 本コードは、これまでの非粘性解析では得る事の出来なかった3次元タービン静翼粘性流れの特徴を良く捉えており、その流動機構解明に極めて有効である。



(a) 実験



(b) 計算

図9 高負荷翼後流面全圧損失分布

- (2) 一方、メッシュ分割数が粗い事もあり、定量的検討には課題が残されている。今後、使用コンピューターの高速化、容量増大化、及び乱流モデルを含めた解法の進展が望まれる。

### 参考文献

- 1) 中橋, 菊地, 永山, 稲室, 殿村, 三宅: FDM-FEM 領域分割法を用いた二次元翼列粘性流計算の検証, 機講論(B), 54巻506号, 1988.
- 2) 野崎, 中橋, 田村: ナビエ・ストークス方程式による3次元翼列流れ解析, 航技研 SP-8, 1987.
- 3) 永山, 増沢, 坂田, 木村: タービン静翼における三次元スタッキング効果の数値解析と実験, 機講論(B), 54巻501号, 1988.