

## タービン翼列内部流れの計算

佐藤友彦\* 青木素直\*

## Numerical Flow Analysis for Axial Flow Turbine

Tomohiko SATO, Sunao AOKI

## ABSTRACT

Some numerical flow analysis methods adopted in the gas turbine interactive design system, TDSYS, are described.

Recently, computer aided design systems which enable designers to achieve better design in a shorter period have been introduced into the field of turbomachinery design. Numerical flow analysis programs have been incorporated into the aerodynamic part of the system and have greatly facilitated sophisticated aerodynamic design methods.

In the TDSYS, a streamline curvature program for axisymmetric flows, quasi 3-D and fully 3-D time marching programs are used respectively for blade to blade flows and annular cascade flows. The streamline curvature method has some advantages in that it can include the effect of coolant mixing and choking flow conditions. Comparison of the experimental results with calculated results shows that the overall accuracy is determined more by the empirical correlations used for loss and deviation than by the numerical scheme. The time marching methods are the best choice for the analysis of turbine cascade flows because they can handle mixed subsonic-supersonic flows with automatic inclusion of shock waves in a single calculation. Some experimental results show that a time marching method can predict the airfoil surface Mach number distribution more accurately than a finite difference method.

One weakpoint of the time marching methods is a long computer time; they usually require several times as much CPU time as other methods. But reductions in computer costs and improvements in numerical methods have made the quasi 3-D and fully 3-D time marching methods usable as design tools, and they are now used in TDSYS.

## 1. まえがき

最近、ターボ機械の設計にCADシステムが導入され始めた。CADシステムは設計作業で使用されるプログラムをシステム化し、作業の効率化、省力化を図ったもので、試行錯誤的な色合いの濃いター

ボ機械の設計作業に大きな威力を発揮している。内部流れ計算はこの新しい設計ツールの主要な部分を構成するとともに空力設計技術と密接に関連している。

内部流れ計算は1950年代前半の $W_u$ <sup>1)</sup>の理論に始まるが、設計への適用は電算機が普及した、60年代中ごろからである。その後、電算機の飛躍的進歩に支えられ急速に発展し、流れのより正確な予測を

---

\* 三菱重工業株式会社高砂研究所

可能にするとともに、より高度で信頼性の高い空力設計技術をもたらした。今日、内部流れ計算はターボ機械の全体性能予測から詳細な翼列設計にいたるまで広く用いられており、ターボ機械の高性能化に果たす役割は極めて大きいものがある。

本論文では、種々の計算法のうち、ガスタービン流れ解析に適したものとして、ガスタービンCADシステム(TDSYS)<sup>2)</sup>に採用されている手法を取上げ、合せて実験による検証例を示す。

### 2. 流れモデル

三次元内部流れは一般に定常、非粘性として取扱われる。そして計算モデルは $W_u$ による準三次元モデルと完全三次元モデルに分けられる。 $W_u$ のモデルでは定常、非粘性の三次元流れを二つの互に交差する二つの流れ面、 $S_1$ 面、 $S_2$ 面に分け、それぞれの流れを二次元問題に置き換え、両流れ面の解が収束するまで反復計算が行われる。ここで、 $S_1$ 面の計算は翼間流れ計算、 $S_2$ 面の計算は子午面流れ(通過流れ)計算と呼ばれている。

実設計では $W_u$ のモデルがそのまま用いられることは少なく、更に単純化が行なわれる。すなわち、 $S_1$ 面は流れ面のねじれが小さいとして回転面とみ

なされ一方 $S_2$ 面は、平均流れ面( $S_{2,m}$ 面)のみを取扱うか又は軸対称流れとして取扱われる。これらは二次元問題として互に独立して計算が行なわれる(図1)。この考え方に基づく設計手法は準三次元設計法と呼ばれ、ターボ機械メーカーで一般的に用いられている。

### 3. CADシステムと内部流れ計算

軸流ガスタービンの設計手順とCADシステム(TDSYS)の構成を図2に示す。このうち、内部流れ計算が関係する部分はタービン流路設計と翼形空力設計で、対応するプログラムは、

- AXFLOW…… 子午面流れ計算
- BLFLOW…… 翼間流れ計算
- ANFLOW…… 環状翼列流れ計算

である。

AXFLOWは多段軸流タービンを対象とした軸対称子午面流れ計算プログラムで、タービン寸法、入口条件のほか、各翼列出口位置で角運動量、損失の半径分布を与えて翼形設計に必要な流線ごとの翼列出入口流れ角、マッハ数などが得られる。BLFLOWは流面上で設計された翼回りの非粘性圧縮性速度分布を求める翼間流れ計算プログラムである。

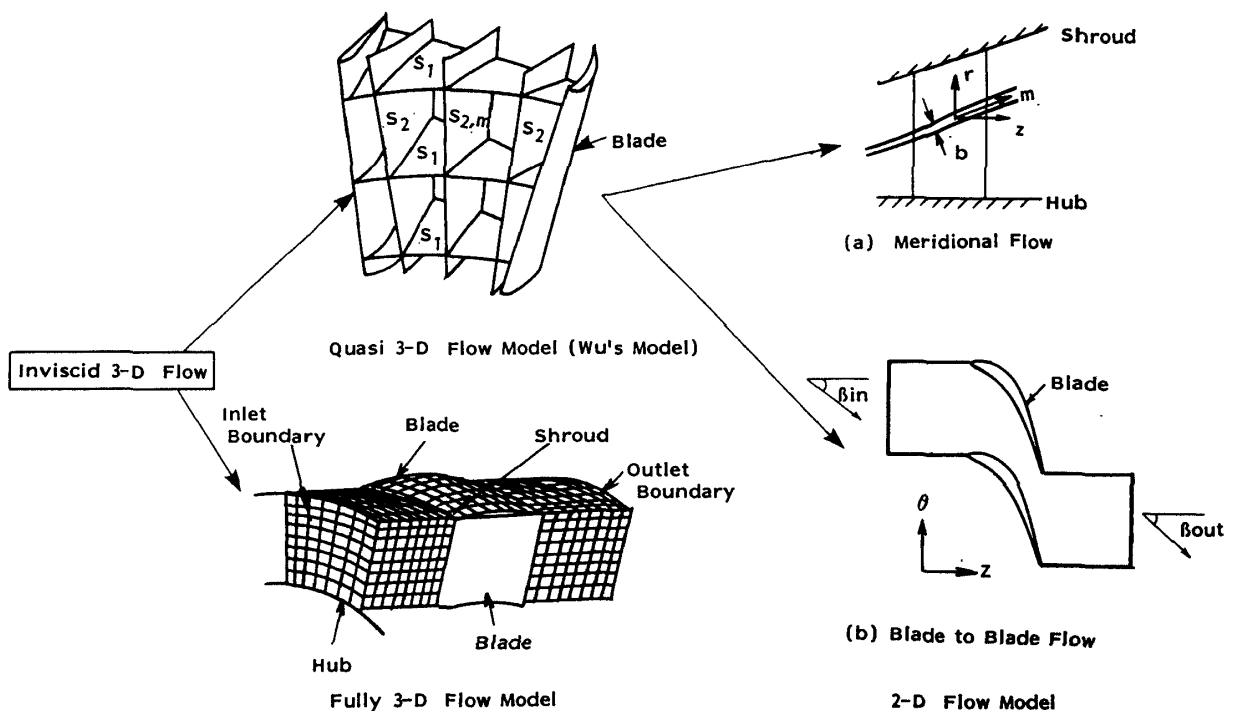


図1 流れモデル

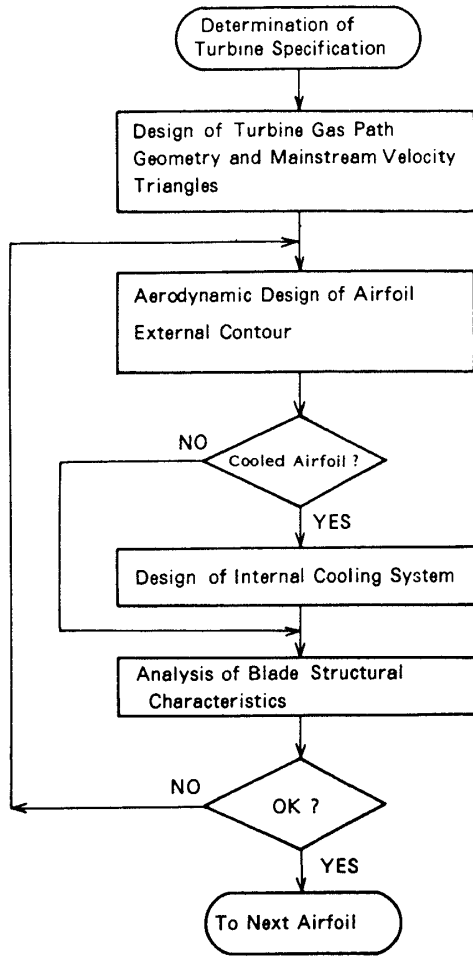


図2(a) ガスタービン設計フローチャート

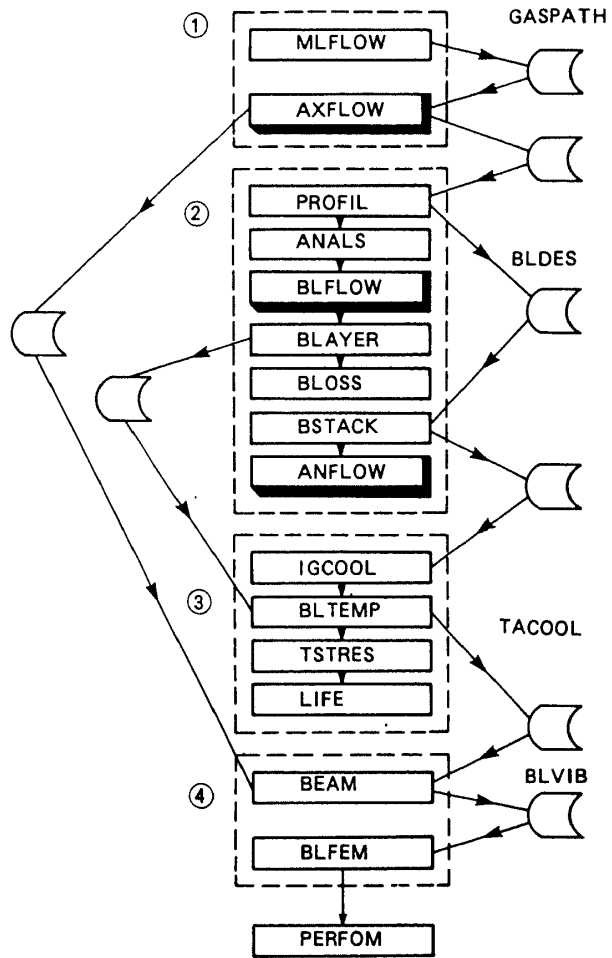


図2(b) CADシステム(TDSYS)の構成

ANFLOWは非粘性圧縮性完全三次元流れ計算プログラムで、二次元的計算では得られない流れ現象（例えば、流れ面のねじれ、通路渦の強さなど）、翼面速度のスパン方向分布の評価に用いられる。

これらの各プログラムには、ガスタービン内部流れの解析に適した計算法の選択が必要である。又、実設計に使用されるためには、それらの精度が実験により十分検証されていることが前提条件である。

### 3.1 子午面流れ計算法

現在ターボ機械の設計に一般的に用いられているものは、流線曲率法と差分法である。また、近年、有限要素法によるものも発表されている。いずれの方法も、定常、非粘性流を仮定し、流路平均された運動量式、連続式、エネルギー式を連立して反復計算により解く。これらの手法のうち、TDSYSに用いられているものは流線曲率法<sup>3)</sup>である。これはガ

スタービン流れに特有な、チョーク流れ、冷却空気的主流への混入などの現象が他の手法と比べて取扱い易いことによる。

設計問題では、翼列出口で角運動量、損失の半径分布を、解析問題では、各翼列の流出角、損失の半径分布を与えて計算が行なわれる。計算結果は流出角、損失などのデータ更に、ガスタービン特有のタービン入口全温の半径分布により大きく左右される。図3に単段テストタービンの内部流動に関し、実験値と計算値の比較<sup>4)</sup>を示す。この例は、スパン方向損失分布が解析結果に与える影響を示している。スパン方向一様に分布された損失では、ハブ、チップ付近に見られる流況の変化を予測しえないことが明らかである。この比較で判るようにタービン内部流動の精度良い解析には、損失、流出角などの半径変化を正確に与えることが重要である。

子午面流れ計算は、タービン設計の根幹をなすも

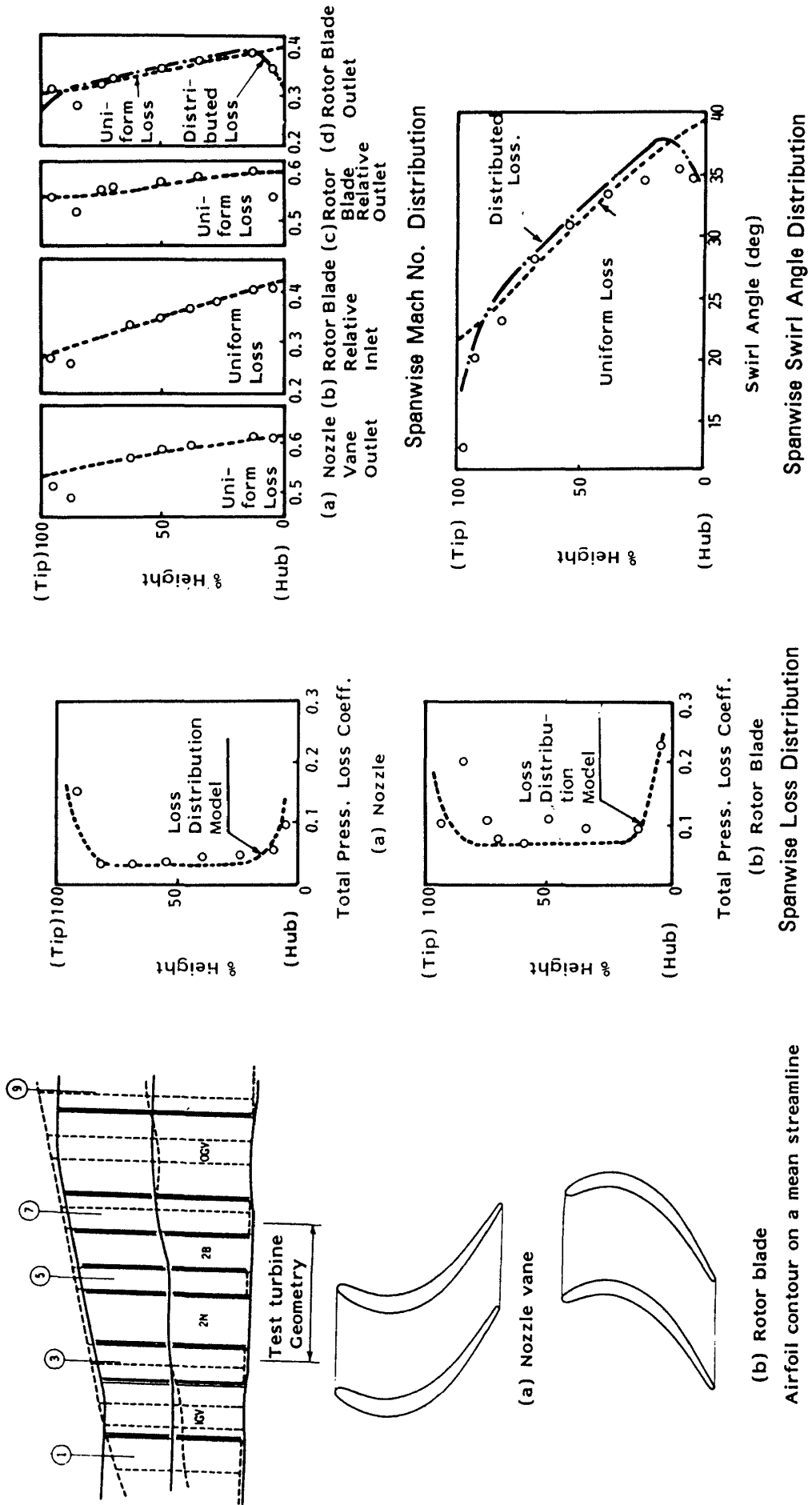


図 3 テストタービンによる実験値と計算値の比較

のである。計算手法として、これ以上大きな発展は望めないが、より汎用性の高い流出角及び損失予測法の開発、乱流混合モデルの付加により、流況予測精度の向上は可能である。

最近のタービン設計では、反動度の半径分布を最適化するため、フローパターンとしてコントロールドボルテックスが用いられているが、これは子午面流れ計算が実用化されて始めて可能となったものである。

### 3.2. 翼間流れ計算法

非粘性翼間流れ計算法のうち、設計に実用されているものとして、流線曲率法、差分法、タイムマーチング法がある。近年、これらに加え有限要素法、部分放物形計算法によるものが発表されている。これらのうち高亜音速～低超音速域で作動するガスタービン翼列の流れ解析に最適な手法は、タイムマーチング法である。これは、以下の理由による。

- 亜音速、超音速域の混在した流れを取扱えれる。
- 衝撃波を含む流れを取扱えれる。
- 境界条件として下流静圧を与えるためチョーク流量が自動的に得られる。

タイムマーチング法が実用化される以前にも、ファン、タービンを始めとして遷音速条件で作動するターボ機械は設計、製作されていたが、この計算法の発達により信頼性の高い設計が可能になったと言える。代表的手法として、差分法を用いた MacCormack 法、有限体積法を用いた Denton<sup>5)</sup> 法がある。このうち、後者はタイムマーチング法の中では、計算時間が短く実用的な手法であることから TDSYS に採用されている。タイムマーチング法の最大の欠点は計算時間の長いことであるが、計算時間短縮のため精力的な研究がなされていることと電算機の高速度により実用上全く問題のないレベルに達している。また、計算の安定化のために用いられる平滑化 (Smoothing) により解の精度が影響を受けることも欠点の一つで、計算の安定化と解の精度について最適化が必要である。

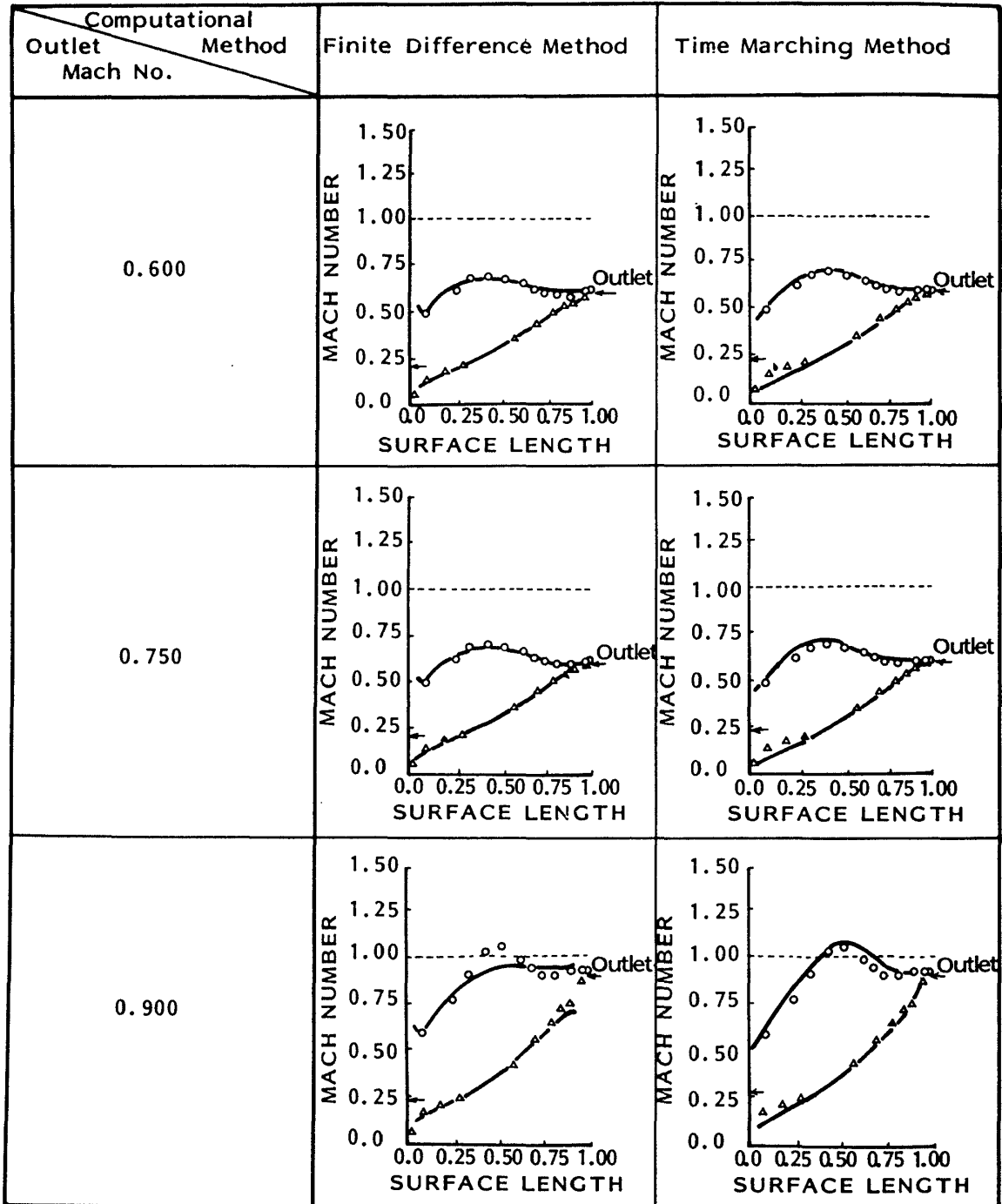
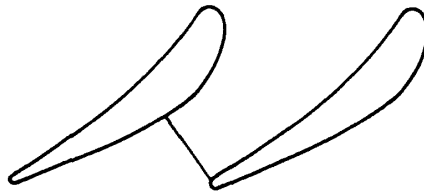
図4にガスタービン翼列翼面マッハ数分布について差分法、タイムマーチング法 (Denton 法) による

計算値と二次元高速翼列試験結果を比較したものを示す。これらの例は、いずれも格子点数は (10×40) 点、計算時間は IBM3081 で 10～20 sec である。図 4.1 は典型的な空冷ガスタービン静翼の比較例である。翼回りの流れが全域亜音速である流出マッハ数が 0.6, 0.75 では、差分法、タイムマーチング法とも実験値と良い一致をしている。しかし、流出マッハ数が 0.9 になると翼面に局所超音速域が生じており、この領域で差分法による計算値は実験値との一致が悪い。一方、タイムマーチング法による計算値は翼面上全域にわたって良い一致をしており、この計算法の優位性が明らかである。図 4.2 は低ボス比動翼ハブ断面翼列の比較例を示している。この例では両計算法とも一致が良くない。その理由として、この翼列は低反動度であるため、翼列試験において十分な二次元流れ状態が確保されていないこと、計算に考慮されていない翼面境界層が流れ場に大きな影響を与えていることなどがあげられる。図 4.3 は動翼チップ断面翼列の比較例を示している。図 4.1 の例と同じく翼面上に局所超音速域の生じる高流出マッハ数においてタイムマーチング法の優位性が示されている。

タービン翼列の設計において適切な翼面速度分布を与えることはディフュージョンコントロールと呼ばれ高性能翼形設計法の根幹をなすものである。したがって流れ場の特性に制限のないタイムマーチング法はタービン翼列計算に最適と言える。

### 3.3. 三次元流れ計算法

三次元流れ計算法は  $W_u$  の理論に基づき、 $S_1$  面、 $S_2$  面の流れを二次元的に解いて、両流れ面の解を結合する準三次元流れ計算法と、直接、三次元流れを解く完全三次元流れ計算法に大別される。タービン流れ解析では、一般に  $S_1$  面を回転面とみなす前者よりも後者の方が適している。完全三次元流れ計算法は電算機の高速度大容量化により急速に発展している。複雑な三次元境界を精度良く取扱うことが重要で、有限要素法、有限体積法が良く用いられる。差分法の場合は Body-fitted mesh が適用される。これらのうち、Denton による有限体積法を用いたタイムマーチング法<sup>6)</sup> は、翼間流れ計算法で述べた



— Prediction  
 ○ △ Experiment

図 4.1 ガスタービン静翼翼面マッハ数分布

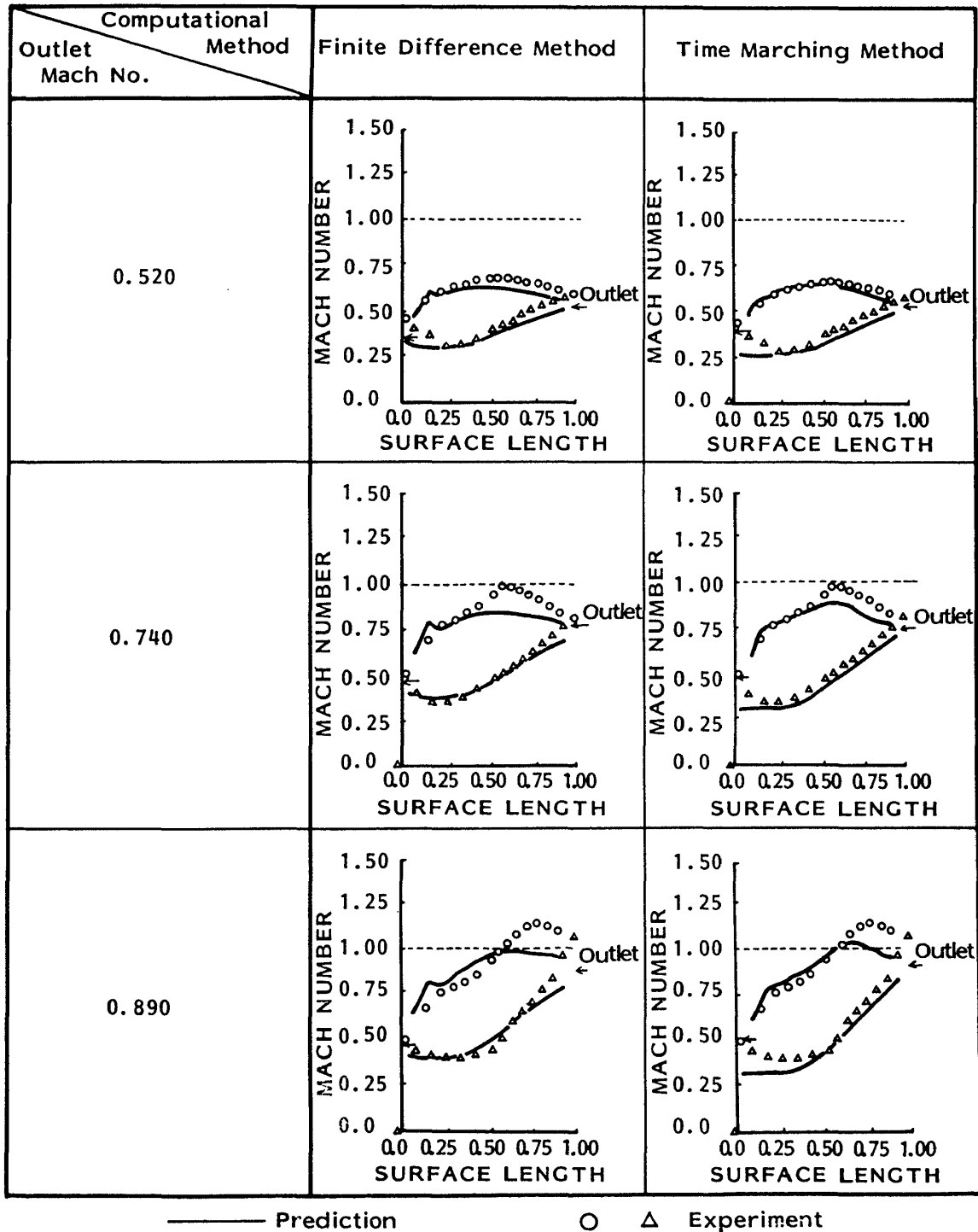
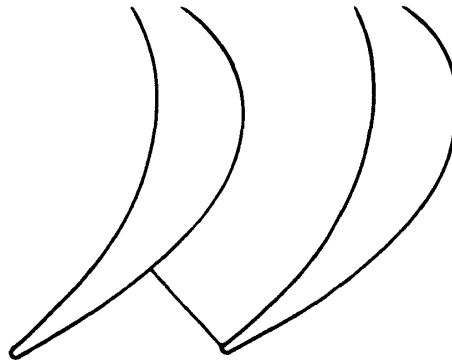
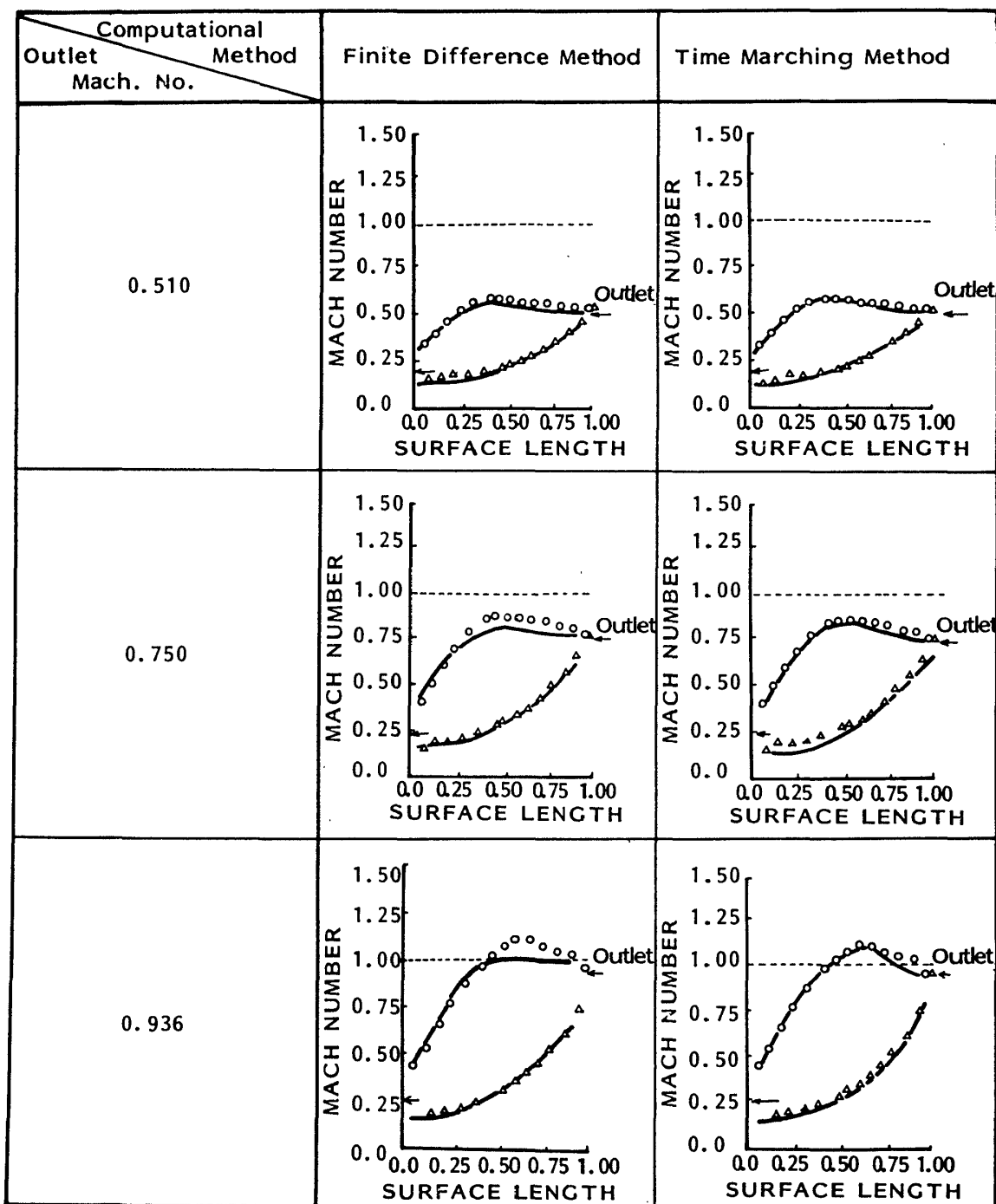
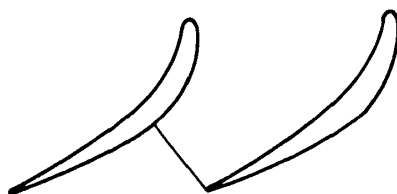


図4.2 ガスタービン動翼ハブ断面翼面マッハ数分布



— Prediction  
 ○ △ Experiment

図 4.3 ガスタービン動翼チップ断面翼面マッハ数分布



手法を三次元流れに拡張したもので遷音速流れの計算が可能で、しかも、計算時間が最も短いものである。このためTDSYSにはこの手法が採用されている。図5にEndwall Profilingを行なったガスタービン空冷静翼の翼面マッハ数分布について環状翼列試験結果とDenton法による完全三次元流れ計算値の比較を示す。この例は、静翼流出マッハ数が平均径位置で0.801のものである。格子点数は(10×10×49)点、計算時間はIBM3081で約8分である。各

断面位置で実験値と計算値はEndwall Profilingの効果 を適確に表わしており興味深い。

完全三次元流れ計算により翼スパン方向の圧力分布を最適化し、二次流れ損失を最小化することはスパンワイズディフュージョンコントロールと呼ばれる最新の空力設計技術であるが、信頼性の高い設計法とするには環状翼列試験、模型タービン試験など実機条件に近い実験によりデータを十分に蓄積することが必要である。

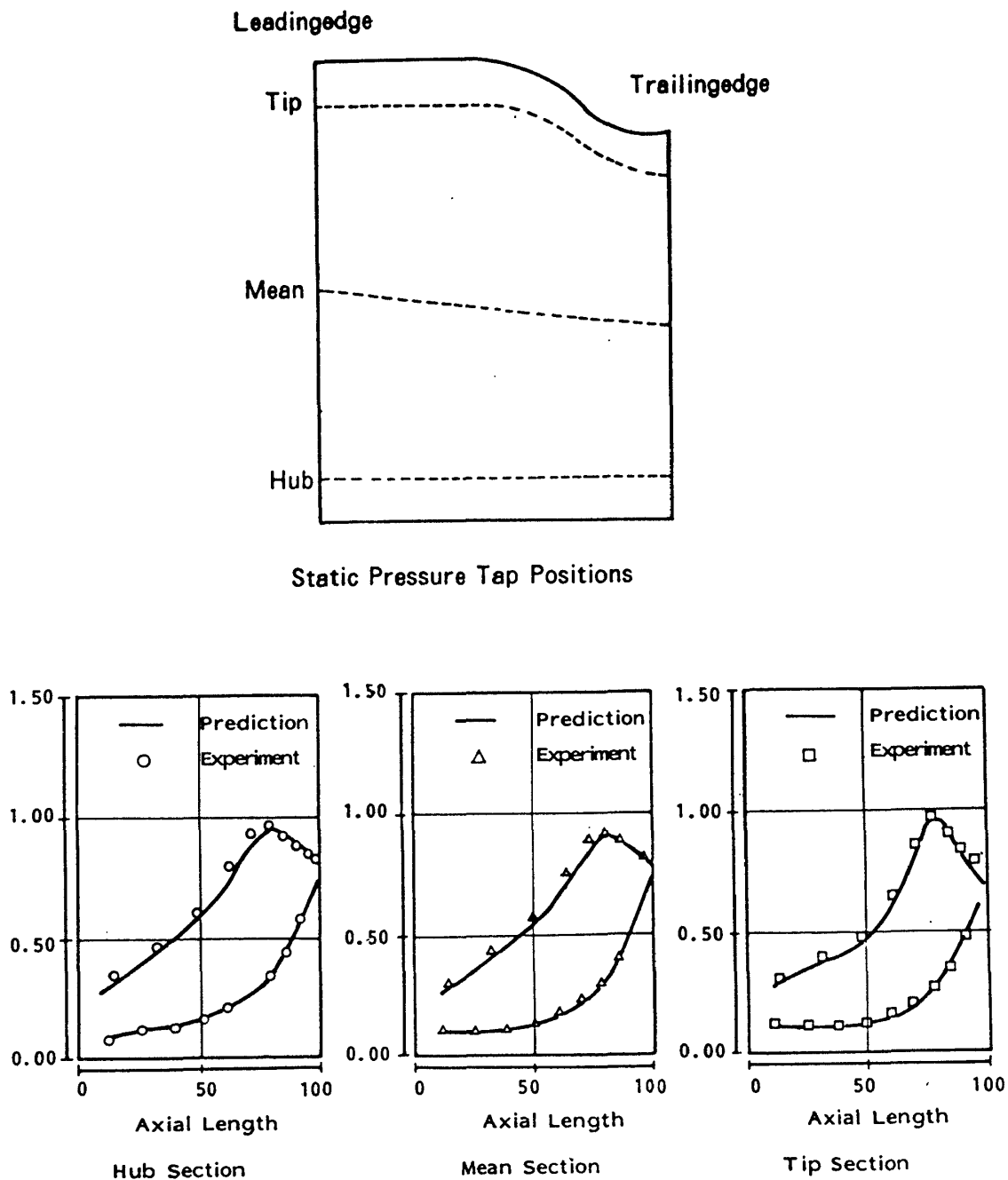


図5 Endwall Profiling 静翼スパン方向翼面マッハ数分布

#### 4. あとがき

ガスタービン流れの解析に適した計算手法を中心に計算値と実験値の比較を示した。電算機の高速化により、ターボ機械の設計には計算制限のより少ない計算法が採用されていくが、これにともない計算精度を裏付けるためのテストもより複雑で大掛りなものになると思われる。数値計算に携わる技術者も常日頃から実験技術に関心を持つことが必要となろう。

#### 参 考 文 献

- 1) Wu, C.H., NACA TN 2604 (1952).
- 2) 青木ほか2名, 三菱重工技報, 18-1(昭56), 26.
- 3) Novak, R.A., Trans. ASME, Ser. A, 89-4 (1967), 478.
- 4) Sato, T., et al., Trans. of Japan Society for Aeronautical and Space Science Vol. 25, No. 68 (1982).
- 5) Denton, J.D., ASME Paper 82-GT-239 (1982).
- 6) Denton, J.D., ARC R & M, 3775 (1975).