

## N S 解析による単段圧縮機翼列流れの検証

松岡 右典\*    橋本 啓介\*  
 野崎 理\*\*    菊地 一雄\*\*  
 福田 正大\*\*    田村 敦宏\*\*

### Verification of a Three-Dimensional Viscous Flow Analysis for a Single Stage Compressor

by

Akinori MATSUOKA and Keisuke HASHIMOTO

*Kawasaki Heavy Industries, Ltd.*

Osamu NOZAKI, Kazuo KIKUCHI, Masahiro FUKUDA and Atsuhiko TAMURA

*National Aerospace Laboratory*

#### ABSTRACT

A transonic flowfield around rotor blades of a highly loaded single stage axial compressor was numerically analyzed by a three-dimensional compressible Navier-Stokes equations code using Chakravarthy-Osher type TVD scheme. A stage analysis which calculates both flowfields around IGV (Inlet Guide Vane) and rotor blades simultaneously was carried out.

Comparing with design values and experimental data, computed results gave slight difference quantitatively. But the results of numerical calculation simulated well pressure rise characteristics of compressor and its flow pattern including strong shock surface.

#### 1. はじめに

ジェットエンジンの圧縮機翼列の高負荷、高効率化を進める上で、CFD技術にかかる期待は大きい。現在の遷音速圧縮機翼列の空力性能をより一層向上させるためには、特に翼先端での強い衝撃波の発生やそれに伴う剥離の発生、ハブ付近でのコーナーボルテックスの影響等を精度良く評価する必要がある。このような要求に対しては、乱流の扱いに問題はあるものの、現在ではTVDスキームを中心とする高精度かつ安定な数値解法によって、ある程度応えることも可能である。

しかしながら、CFDを実際のエンジン空力要素開発の過程で有効なツールとして活用していくためには、数多くの検証を通じて解析コードの信頼性の向上を図り、利用者にとって使い勝手の良いコードに熟成していかなければならない。

このような観点から、我々は実際の遷音速軸流圧縮機を対象に、TVDスキームを用いた翼間流れ解析コードCAS3DMの計算検証を進めている。本報では、現在までに得られている結果として、圧縮機動翼の解析結果の設計値や試験結果との比較を報告する。また、動翼と入口案内翼を一体で解析する段解析の計算例をあわせて示す。

\*川崎重工業株式会社  
 \*\*航空宇宙技術研究所

## 2. 計算対象

計算対象は、高負荷高効率を狙った単段軸流圧縮機の遷音速翼列である。圧縮機子午面断面形状を図1に示すが、本圧縮機は入口案内翼(IGV)動翼、静翼の各翼列要素から構成されている。圧縮機主要諸元を表1に示す。空力的観点からは、動翼入口においてミッドスパンからチップまでの広い範囲にかけて超音速流入状態にあるのが特徴で動翼先端における相対流入マッハ数は約1.3に達する。

表-1 圧縮機主要諸元

動翼枚数	24
回転数	12250 rpm
空気流量	40.6 kg/sec
圧力比	1.7

## 3. 解析コード

計算に使用した翼間流れ解析コードCAS3DM<sup>1)</sup>について、その概略を述べる。

CAS3DMの解析手法としては、一般座標系で表わした3次元圧縮性ナビエ・ストークス方程式を基礎方程式とし、これをLU-ADI法<sup>2)</sup>による陰的時間進行法を用いて定常解を求める。また

空間差分にはChakravarthy-OsherタイプのTVDスキーム<sup>3)</sup>を適用し、遷音速域での高い計算精度と安定性を狙っている。

境界条件は、流入境界で全温、全圧、流れ角の半径方向分布を与える。流出境界では静圧の代表値を与え、半径方向圧力平衡式から求めた半径方向圧力分布を境界条件として用いる。なお、計算に使用した流入流出条件の値はフローパターン設計計算値に基づき定めている。また物体表面ではNon-slip条件を用いるが、動翼解析の場合には、チップ側ケーシング面は静止しており、ハブ側壁面および翼面は一定の角速度で軸回りに回転している。

動翼と静翼周りの流れを同時に解く段解析の手法としては、各翼列周りに計算領域を設け、タイムステップ毎に計算領域接続面で物理量の周方向平均値を求め、これを次ステップの境界条件として使用することで、段一体での解析を行っている。すなわち下流側領域の流入境界では上流側領域出口の密度、流速の周方向平均値を流入境界条件とし、上流側領域流出境界は下流側領域流入境界の静圧を境界条件としている。このような段解析では、各翼列間の流れの状態を特別に仮定することなく内部流れを求めることができ、実際の多段翼列設計に適用する上で有効な方法と考えられる。

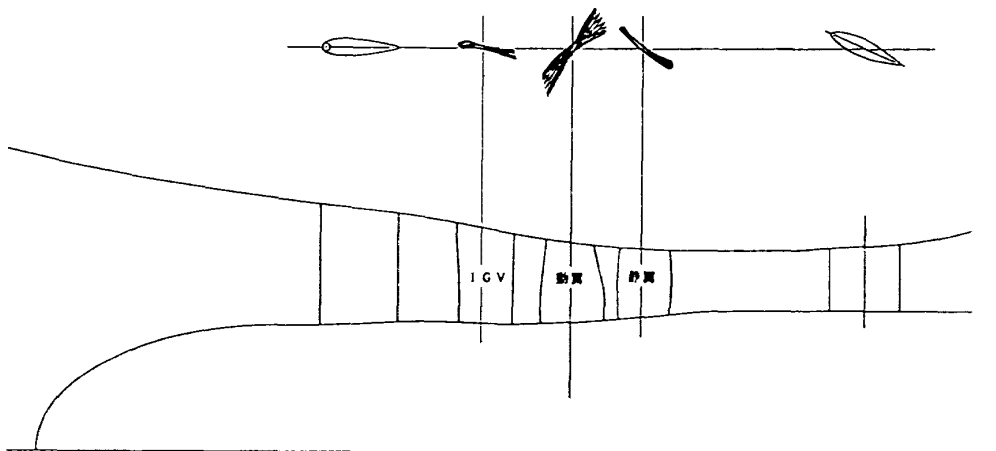


図-1 単段軸流圧縮機子午面形状

## 4. 動翼解析

### 4-1. 計算条件

動翼解析に使用した計算格子を図2に示す。格子点数は流れ方向81点、翼間方向41点、半径方向41点とし、代数的手法で生成している。また、格子点数に対する解の依存性を確認するため、設計点状態についてのみ格子点数を161×81×81点としたより細密な計算格子でも解析を行っている。

CAS3DMではBaldwin-Lomaxの乱流モデルを利用可能であるが、今回は検証の第1段階であり、また試算を行った範囲では乱流モデルの影響は少なかった、以下の計算では乱流モデルを用いずすべて層流として解析を行っている。

計算条件としては、設計点状態を基準に、出口静圧のみを変更して作動条件の異なるケースの解析を行っている。各ケースの計算条件を表2に示す。

表-2 出口静圧設定

	出口静圧設定値
CASE1	$P_{design} \times 0.80$
CASE2	$P_{design} \times 0.90$
CASE3	$P_{design}$ (設計点出口静圧)
CASE4	$P_{design} \times 1.05$
CASE5	$P_{design} \times 1.10$

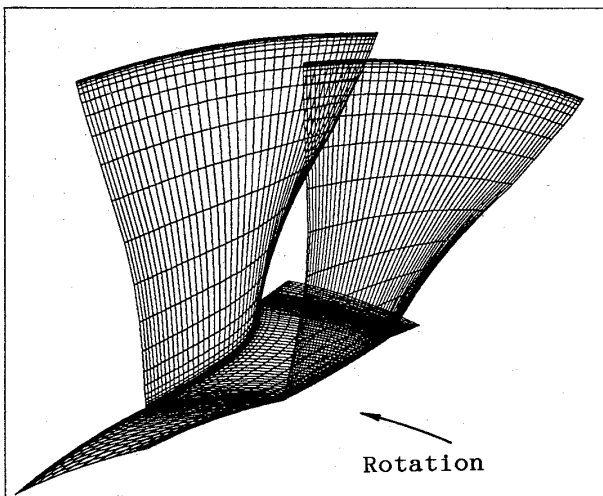


図-2 動翼計算格子

### 4-2. 計算結果

動翼解析結果の流れ場を表わす代表的な例として、設計点状態のハブ、ミッドスパン、チップ断面における相対マッハ数分布を図3に示す。高い流入マッハ数で作動しているため、ハブからチップの翼高さ方向全体にかけて前縁付近に比較的強い衝撃波が発生している様子が捉えられている。また翼先端付近では、この衝撃波が前縁から少し

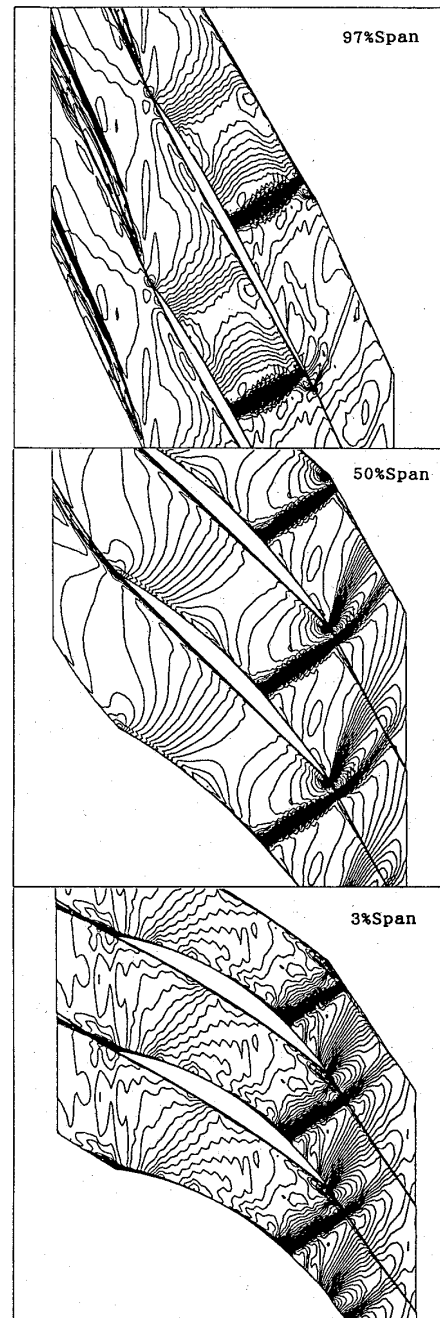


図-3 各スパン断面相対マッハ数分布

下流側の翼間に位置する垂直衝撃波となっている様子がわかる。

また、出口静圧を変化させた場合の、翼面およびケーシング表面の圧力分布の変化を図4に示す。これら一連の解析では、流入条件や動翼回転数は設計点状態に固定されており、出口静圧のみ変化させているもので、圧縮機作動状態としては、回転数一定で流量をチョーク側からサージ側へ増加させた状態に相当する。

CASE 1は最も出口静圧が低くチョーク状態にあり、翼後縁近くに衝撃波が発生している。CASE 2についても流れ場の様子はCASE 1とほぼ同様である。CASE 3は設計点に相当する状態で、前縁付近に衝撃波があり非常に安定した流れ場の様子を示す。設計点より5%出口静圧を上昇させたCASE 4では、空気流量の減少に伴い相対流れ角が増大し、翼の迎角が大きくなるために衝撃波面が上流側へ移動し、翼背側のミッドスパン付近では衝撃波下流で剥離が発生している。さらに出口静圧を高めたCASE 5においては、翼先端でも翼間にあった衝撃波が前縁より上流に移動して大きな剥離を伴う作動状況となっており、圧縮機としてはサージ状態の不安定な作動状態になっている。

解析結果の定量的な妥当性を検証するため、フローパターン設計計算値との比較を行った。比較の結果として、動翼出口断面における絶対流れ角および圧力比のスパン方向分布を図5に示す。流れ角については比較的よい一致がみられるものの、圧力比の解析結果はかなり高い値を示す。また、解析結果と試験結果の比較として、設計回転数における圧縮機作動マップ（空気流量に対する圧力比の変化）を図6に示す。ただし、試験結果は動翼単独ではなく、動翼前後のIGV、静翼を含めた圧縮機全体の性能を表わしている点に注意して比較する必要がある。比較の結果から、前述の出口静圧を変化させた場合の流れ場の様子ともあわせて考えると、チョークからサージまでの作動状態の変化は解析計算によってよくシミュレートされているといえるが、定量的評価については実験値に対して損失が小さく圧力比が高い傾向にある。

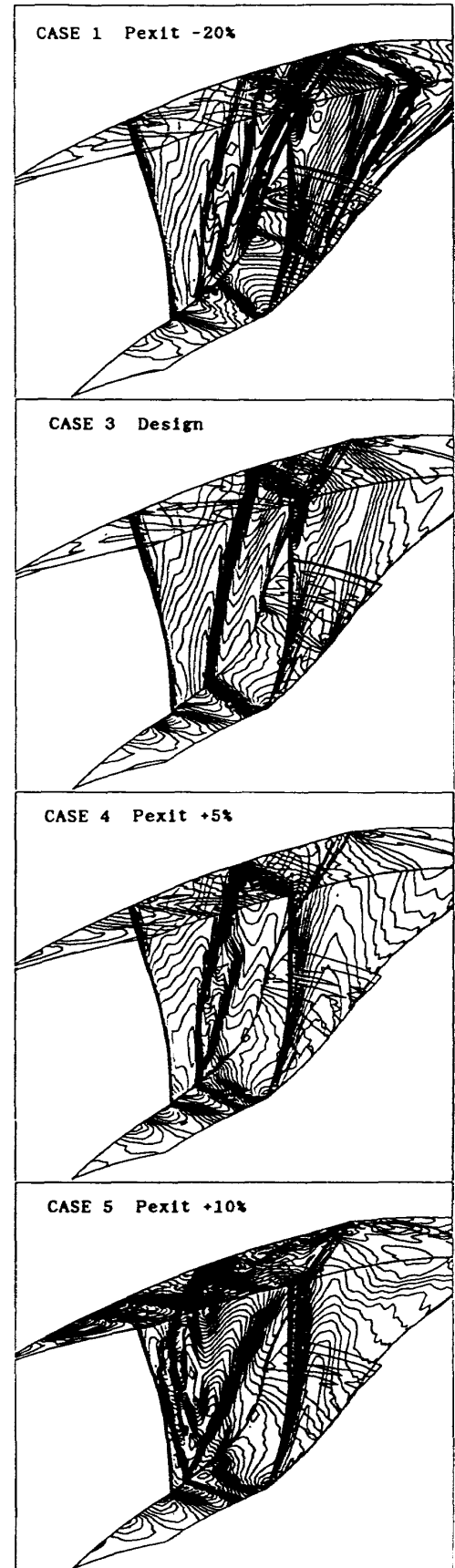


図-4 翼面およびケーシング面圧力分布

### 5. 段解析

段解析についてはその第1段階としてIGVと動翼の一体解析を行っている。解析に使用した計算格子の子午面形状を図7に示す。IGVの計算領域と動翼の計算領域の接続面では、格子点の軸方向および径方向位置が一致するようにし、物理

量の受渡しが容易になるようにしてある。

解析結果の一例として、ミッドスパン断面での圧力分布を図8に示す。図からは判別し難いが、IGV上流の流入境界から動翼出口境界にかけて連続的に圧力が変化しており、計算領域の接続面で滑らかに圧力が伝達されている。また動翼の前縁付近には衝撃波が発生しており、前項の動翼単体の解析結果と類似の結果を得た。

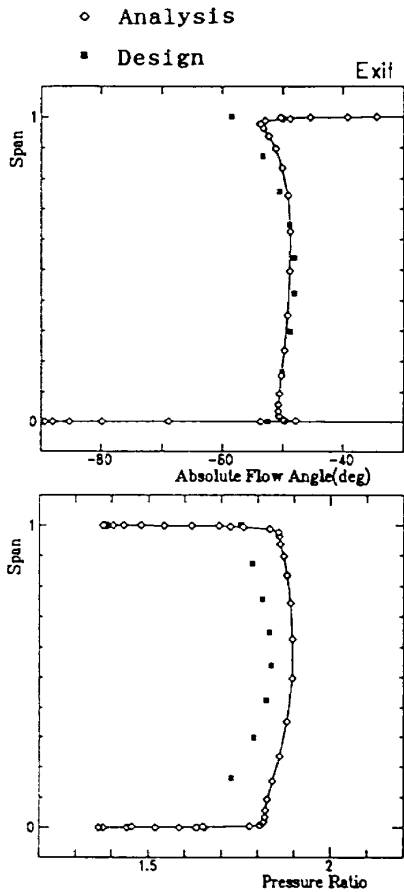


図-5 動翼出口スパン方向分布の比較

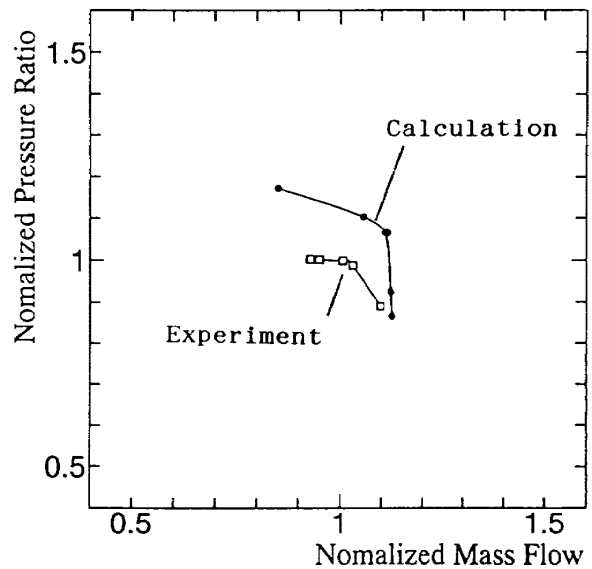


図-6 圧縮機特性の比較

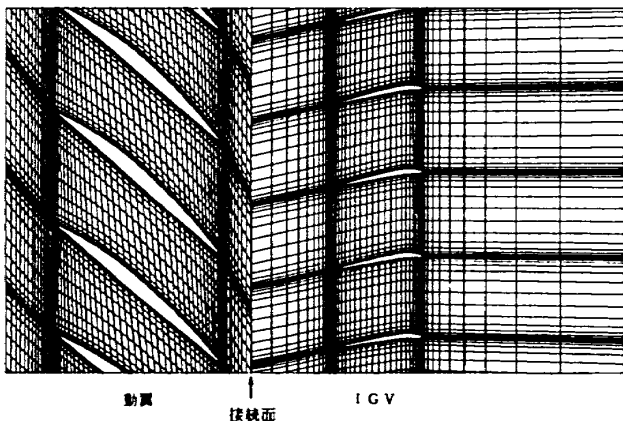


図-7 段解析計算格子

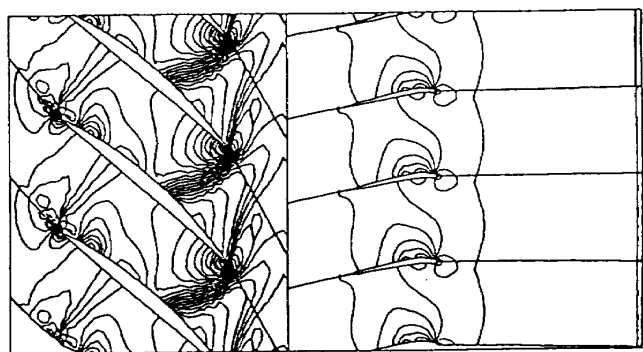


図-8 段解析計算例 (ミッドスパン断面圧力分布)

## 6. まとめ

遷音速域で作動する軸流圧縮機の翼列流れについて、TVDスキームを適用した翼間流れ解析コードCAS3DMを用い解析計算を実施した。計算対象とした圧縮機は、解析計算と平行して回転翼列試験を実施しており、より詳細な試験結果との比較を行っていく予定である。さらに段解析については下流側静翼まで含めた解析を行い、本解析コードの信頼性を検証していきたい。

なお、本研究は通産省工業技術院の大型プロジェクト「超音速輸送機用推進システムの研究開発」の一環として行っており、川崎重工業（株）の研究については、新エネルギー・産業技術総合開発機構からの委託に基づき実施した。

## 7. 参考文献

- 1) Y. Matsuo, "Computation of Three-Dimensional Viscous Flows in Turbo-machinery Cascades", AIAA Paper 91-2237, 1991
- 2) K. Fujii and S. Obayashi, "Practical Applications of New LU-ADI Scheme for the Three-Dimensional Navier-Stokes Computations of Transonic Flows", AIAA Paper 86-0513, 1986
- 3) S. R. Chakravarthy and S. Osher, "A New Class of High Accuracy TVD Schemes for Hyperbolic Conservation Laws", AIAA Paper 78-257, 1978