

# 遷音速圧縮機翼列内の流れの数値解析

内馬場 俊之 高田 裕正 赤坂 啓 辻田 星歩 水木 新平  
法政大学工学部機械工学科

軽量かつ低燃費の高性能ジェットエンジンの開発は現代航空機エンジンにとっての大きな目標である。それゆえ、高圧縮比の圧縮機翼列を持つ遷音速軸流圧縮機が必要となってくる。しかし、一般に圧縮機内の流れが遷音速状態になると衝撃波と境界層との干渉による境界層のはく離が発生し、その結果全圧損失を引き起こすことが知られている。このため、過去10数年に渡り、衝撃波と境界層との干渉現象について多くの実験的研究が行われてきた。近年では数値流体力学(CFD)を用いて実験だけでは捉えられない詳細な流れ場の解明が行われてきている。

## 1. 緒言

翼列の非定常流れの解析結果をCGなどの手法を用いて詳細に調べることにより定常解析では捉えることのできない現象が解明されており、翼列流れの非定常性が翼列特性を十分評価する際に重要であることがわかってきた。したがって非定常性に対応するコードを用いて非定常現象を引き起こす原因であるといわれている衝撃波と境界層の相互干渉、翼表面の剥離域や翼後流における渦の発生などのメカニズムを明らかにする必要性が生じている。

本研究ではV103-220コンプレッサー翼の実験データ[1]をもとにして数値解析を行う。その過程で上記計算コードを開発し、あわせて実験では得る事の困難な流れ場の現象を、より現実に近い流れ場を再現するために乱流モデルを用いて捉え検討する。

## 2. 数値解析法

流れの支配方程式として、無次元化・保存形表示された2次元一般座標系の圧縮性ナビエ-ス톡ス方程式を用いる。完全気体を仮定し、粘性係数に関してはストークスの仮定及びSutherlandの式を用いた。

解析において、Harten-Yeeらによって提案されたTVDSキームをCell-Centered法に基づく有限体積法に適用し、対流項の離散化を行い、粘性項を中心差分的に評価して空間離散化を施した。また時間進行法として3段階Runge-Kutta法を用いて時間項の離散化を施す。この際時間刻み幅は各計算セルで CFL 条件から決まる時間刻み幅の最小値を持って与えた。そして乱流モデルは、計算の容易さからBaldwin-Lomaxモデル[2]を用いた。

今回の解析に用いた計算格子の数は、流れ方向、ピッチ方向に各々290×81である。また、格子数の違いによる計算結果の比較を行うために180×60の粗い格子も用いた。

## 3. 解析結果および考察

### 3.1 翼表面等エントロピーマッハ数分布

図1に、流入マッハ数0.67と0.83の等エントロピーマッハ数分布を示す。流入マッハ数は、遷音速翼列流れにおいて支配的な役割をする。計算で得た翼表面マッハ数分布と実験値を比較すると、流入マッハ数0.67に

おける翼列内流れは、全域で亜音速流れであり実験値とほぼ等しいことがわかる。

一方、流入マッハ数0.83のマッハ数分布では、超音速領域が負圧面の約半分を占めるほど多く存在している。この領域では、マッハ数のピークや速度勾配に実験値と差があることがわかる。

また、流入マッハ数、0.67,0.83ともに亜音速領域であっても、実験値と少し異なる所がある。それは翼の後縁部であり、ここでは圧力面と負圧面の流れが合流し、渦などを伴う複雑な流れ場が形成されている為であると考えられる。

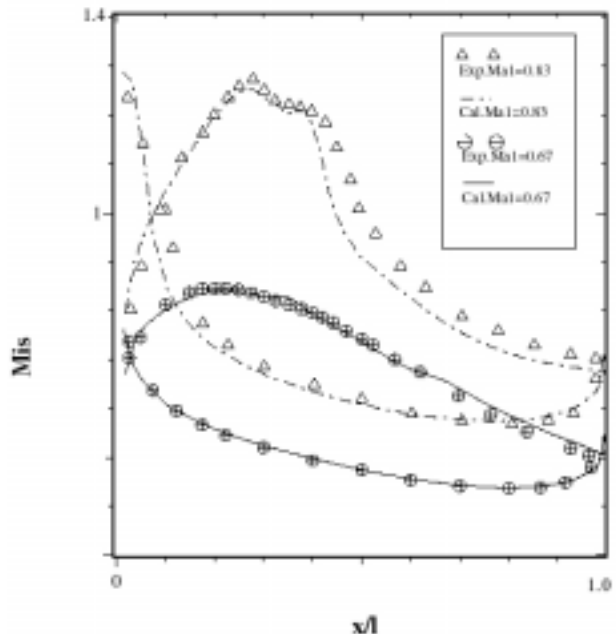


図1. 翼表面等エントロピーマッハ数分布

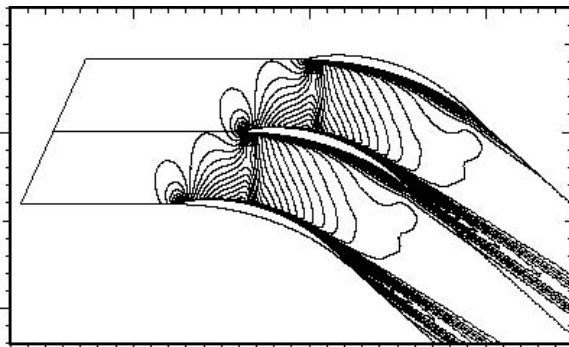
### 3.2 格子数の変化による影響

図2に、格子数の違いによる等マッハ線図の比較を示す。

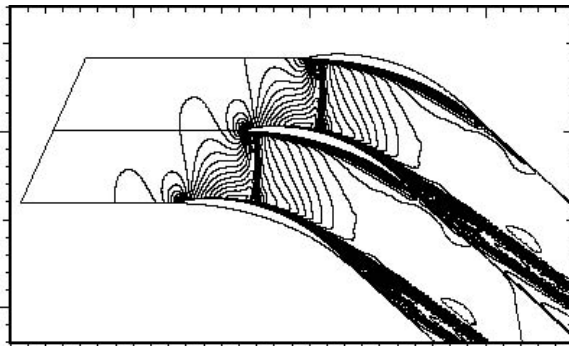
流入マッハ数0.67の場合、どちらの格子でも等マッ

八線図に大きな違いは現れなかった。しかし、流入マッハ数を 0.83 にすると、図 2 を見ても分かるように衝撃波の捉え方に大きな差が生じている。

衝撃波の発生する流入マッハ数の場合は、格子数をなるべく多くして計算を行ったほうが、より明確に衝撃波を捉えることが出来るので、細かい格子を使うことが望ましいと思われる。



Mach Number Contour (Ma1=0.83 180 × 60)



Mach Number Contour (Ma1=0.83 290 × 81)

図 2 . 格子数の違いによる等マッハ線図

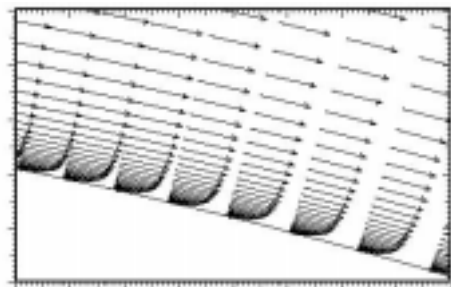
### 3.3 衝撃波が及ぼす境界層への影響

衝撃波が境界層に及ぼす影響を図 3 に示す。本解析では、乱流モデルを用いたことにより、流入マッハ数 0.67, 0.80, 0.83 のどのケースも図に示しているように、ほぼ正確な乱流境界層を捉えることが出来た。

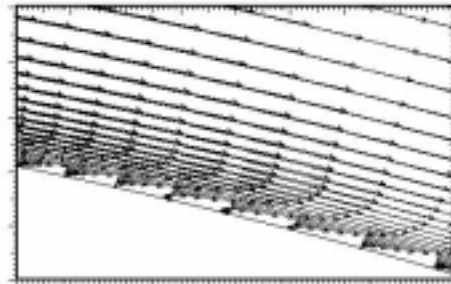
流入マッハ数 0.67 の図を見ると分かるように、全域亜音速状態であり、翼中央部で剥離することもなく乱流境界層が形成されていて、実験と同様の流れ場を捉えることが出来た。

流入マッハ数 0.8 及び 0.83 では、衝撃波の根元付近で剥離を確認することが出来る。これは、衝撃波の後方での急激な圧力上昇のため、逆圧力勾配となり、剥離していると考えらる。

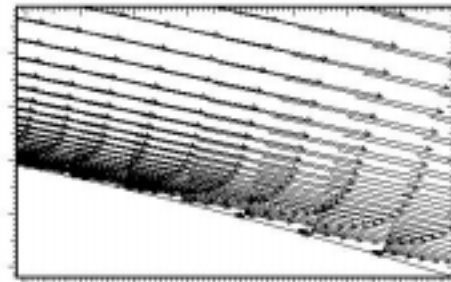
流入マッハ数 0.80 では、衝撃波によって剥離した境界層が実験と同様に再付着することを捉え、また、衝撃波が時間と共に変化することが確認できた。流入マッハ数 0.83 では、強い衝撃波が現われ実験と同様にチョーク状態となり、境界層は再付着することなく翼の後方へ放出しているのが分かる。



ベクトル図 Ma1=0.67 (290 × 81)



ベクトル図 Ma1=0.80 (290 × 81)



ベクトル図 Ma1=0.83 (290 × 81)

図 3 . 衝撃波が境界層に及ぼす影響

### 4. 結論

- 1) 衝撃波の境界層に及ぼす影響を、ほぼ実験と同様に捉え、剥離、再付着といった諸現象を確認することができた。
- 2) 本解析で捉えきれなかった詳細な流れ場を捉えるためには、本計算コードを 3 次元に拡張することや、より高度な乱流モデルを導入することが必要であると思われる。

### 参考文献

- [1] Ralf M.Bell and Leonhard Fottner ,  
ASME Paper 95-GT-84,1995
- [2] B.S.Baldwin and H.Lomax ,  
AIAA Paper 78-257,1978

キーワード.

数値流体力学、圧縮性流れ、ナビエストークス方程式、圧縮機、翼列

-----

Summary.

**Numerical Simulation of Transonic Flow in Compressor Cascades**

Toshiyuki Uchibaba   Yasumasa Takada   Kei Akasaka   Hoshio Tsujita   Shimpei Mizuki  
Department of Mechanical Engineering, Hosei University

A High performance with light weight and low fuel consumption is the challenge for modern aircraft engines. Thus, a transonic compressor system with a high pressure ratio is necessary. However, a total pressure loss induced by shock-wave/boundary-layer interaction occurs in the transonic flow in a highly loaded compressor. In addition, severe boundary-layer separations induced by the shock-wave/boundary-layer interaction cause also the blade buffeting and the unsteady flow. Therefore, many experiments for the shock-wave/boundary-layer interactions were carried out during the past decade. However, the shock-wave/boundary-layer interactions have never been accurately predicted, until now.

Thus, in this study the 2-dimensional compressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equations were solved to analyze the detailed flow and the structures on the shock-wave/boundary layer interaction in the transonic compressor cascades. The computed results were compared with the experimental data for the V103-220 compressor cascades which consists of NACA65 blades and the good agreement between them was obtained.

Keywords.

Computational Fluid Dynamics ,Compressible Flow ,Navier-Stokes Equations, Compressor ,Cascade