

## 2次元圧縮機翼列の非定常流れ解析

福田正大\* 菊地一雄\* 田村敦宏\*  
橋本啓介\*\* 松岡右典\*\*

### Unsteady Flow Analysis in Two-Dimensional Compressor Cascade

by

Masahiro FUKUDA, Kazuo KIKUCHI and Atsuhiko TAMURA  
*National Aerospace Laboratory*  
Keisuke HASHIMOTO and Akinori MATSUOKA  
*Kawasaki Heavy Industries, Ltd.*

#### ABSTRACT

The unsteady flowfield with large separation in highly loaded transonic compressor cascade is numerically analyzed by the implicit time marching method solving two-dimensional Navier-Stokes equations.

It is effective for the aerodynamic design of improved compressor cascade to make possible accurate prediction of the aerodynamic performances such as total pressure loss or exit flow angle, even with large boundary layer separation.

In this study, several computational trials including the unsteady simulation without using thin layer approximation nor any turbulence models are investigated.

#### 1. はじめに

ターボ機械の圧縮機翼列では、軽量化低燃費化の要請から、年々高負荷高効率化が進んでいる。これらの空力性能向上の背景には、言うまでもなく内部流れの数値解析の発展があり、今後とも翼列の空力設計において数値解析は益々重要な位置を占めていくであろう。

計算機の発達と数値シミュレーション技術の進歩により、現在では、翼列内部の粘性流計算も比較的手軽に行えるようになった。とくに圧縮機翼列の空力解析では、対象が大きな圧力勾配をもつ減速流であるため、境界層が発達し易く、その複雑な内部流れを高精度に推定するためには、粘性流計算の有効性が高い。

しかしながら、現在の粘性流計算の信頼性は素直な流れに対しては比較的高いが、対象が高負荷の遷音速翼列で、強い衝撃波や大きな剥離を伴うような場合に対しては、圧力損失や流出角などの定量的予測はまだまだ困難なのが現状である。このような、剥離の影響が支配的な翼列流れ解析での検討課題としては、薄層近似や乱流モデルの妥当性、格子依存性、境界条件の影響等が挙げられる。

そこで本報では、大きな剥離を伴う2次元圧縮機翼列の内部流についても、設計実用上十分な精度で空力性能予測が可能な手法を探る目的で、各種の検討を行った。流入流出境界の設定位置や与え方の妥当性を調べた例を示し、また細かい格子を用いて薄層近似や乱流モデルを一切使用しない解析を実施し、従来解法との比較および実験との検証を行い、その有効性を検討したので紹介する。

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 川崎重工業株式会社

## 2. 計算対象

今回計算対象に採り上げるのは、2次元遷音速圧縮機翼列の流れである。対象翼列の諸元を表1に示すが、高負荷で転向角が大きいのが特徴で、設計点にあたる入口マッハ数0.8、流入角52度の流入条件のもとで、負圧面側に激しい剥離を伴う作動状態にある。

以前のFDM-FEM領域分割型翼間流れ解析コード<sup>1)</sup>による数値計算の結果<sup>2)</sup>は、実験結果との間に比較的大きな差異を生じた。すなわち計算では剥離域を過小評価する傾向にあり、そのために圧力損失や流出角が小さく見積もられ、定量的評価は十分とはいえなかった。

## 3. 計算方法

### 3.1 計算格子

計算格子は、検討内容に応じて各種の格子点数、計算領域をもつ格子を用意したが、いずれも幾何学的手法<sup>3)</sup>により1ピッチ間に対するH型格子を生成した。

### 3.2 解析コード

計算に用いた翼間流れ解析コードについて、要点のみを記す。

基礎方程式は、一般座標系で表された理想気体の2次元圧縮性Navier-Stokes方程式である。数値解法としては、基礎式を時間に関して陰的に離散化し、Beam-Warmingの近似因子分解<sup>4,5)</sup>を行った後に対角化<sup>6)</sup>を施したスキームを適用した。このとき、計算を安定に進めるためのJameson型の人工散逸項<sup>7)</sup>を用いている。

表1 2次元圧縮機翼列諸元

Type		M.C.A.
Pitch chord ratio	s/c	0.591
Stagger	$\xi$	26.8°
Metal angle	$\alpha_{1k}$	49.2°
	$\alpha_{2k}$	-12.5°
Inlet mach number	$M_1$	0.80
Inlet flow angle	$\alpha_1$	52.0°

境界条件としては、流入境界で全温、全圧、流入角を、また流出境界で静圧を、それぞれ与えて固定する。さらに翼面上でnon-slip条件を、周期境界上では1ピッチ毎の周期条件を課す。

## 4. 計算結果

### 4.1 流入流出境界の検討

はじめに、流入流出境界の影響を検討する。

流入流出境界を翼列から十分遠方にとられるのが理想的であるが、実用上は翼列上下流側に数コード長の範囲を計算領域とするのが一般的である。ここでは、翼列上下流の計算領域の大きさを変えて、流入流出境界の設定位置が解に与える影響を検討した。

計算格子を2種用意する。ひとつは、翼列上下流側にそれぞれ標準的な1コード長、3コード長を計算領域とする格子で、点数は流れ方向201点、翼間方向71点である（以下201×71 meshと表現する）。他方は、極端に境界を遠方に置いた格子で、201×71 meshを基に上下流側に延長した281×71 meshであり、延長領域を除いては両格子は共通である。図1に2つの計算格子を示す。

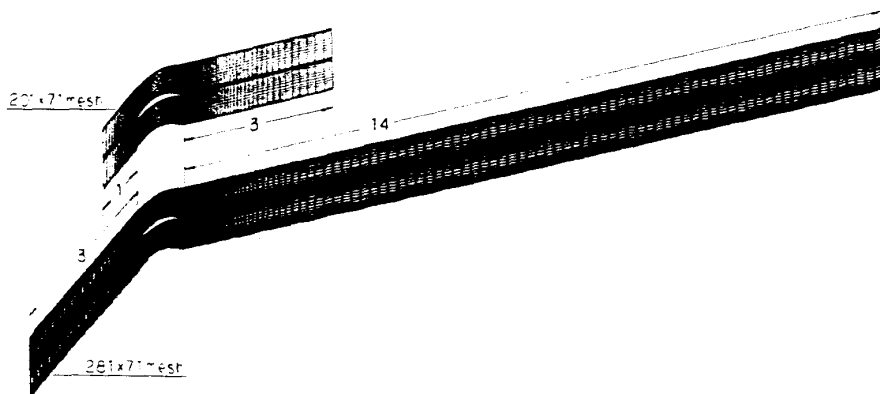


図1 計算格子 (201×71 mesh vs 281×71 mesh)

計算結果の例として、両者の翼面静圧分布の比較を図2に示すが、両者ほぼ完全に一致することがわかる。そこで、以下  $201 \times 71$  meshを標準として検討を進めることとする。

境界位置に続き、流出境界条件についても検討した例を次に示す。一般に翼列流れ解析では流出境界条件に、出口静圧をピッチ方向一様として与えているが、ここでは出口圧力にピッチ方向分布をつけて解への影響を調べた。

図3に計算結果として、圧力等高線図を示す。対象は激しい剥離流ではあるが、圧力は翼列を通過後 1.5 コード程の位置でピッチ方向に均一化され、また出口圧力の影響は流出境界付近のごく狭

い範囲に限られており、翼周りの流れはほとんど影響を受けない様子がわかる。往出境条件として静圧を一様として与えることは、十分合理的であることが確認された。

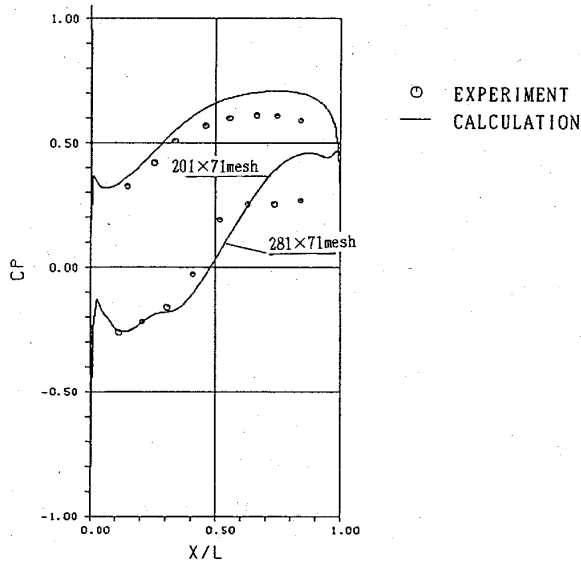
#### 4.2 薄層近似と乱流モデルの影響

つづいて薄層近似や乱流モデルの問題についての検討例を示す。

これまで我々は翼列内部の遷音速流れ解析には、薄層近似と Baldwin & Lomax の乱流モデル<sup>8)</sup>を主に適用して、対象がほとんど剥離を伴わない状況では、よい精度で流出角や圧力損失の値を評価できたが、剥離の支配的な流れには不十分であった。この問題は、最近しばしば指摘されているように<sup>9)</sup>、現状の乱流モデルの剥離流に対する限界が大きな要因と考えられた。

そこで、ここではより細密な格子を用いて層近似や乱流モデルをいっさい使わない計算を実施し、大剥離を伴う内部流の高精度解析の可能性を探った。

先の標準格子  $201 \times 71$  mesh に対して、より高密度の  $801 \times 201$  mesh を用意した。今回のようなレイノルズ数が  $10^6$  程の流れを乱流モデルを用いず直接的に計算する場合、乱流のマイクロなスケールの渦を捕らえるためには、 $10^{-4}$  程度の格子間隔で計算領域を覆う必要があると考えられるが、計算時間とメモリーを考慮して、 $801 \times 201$  点とし、翼周辺に格子点が比較的集中するように圧力面、負圧



Pressure coefficient distribution

図2 流入・流出境界位置の影響

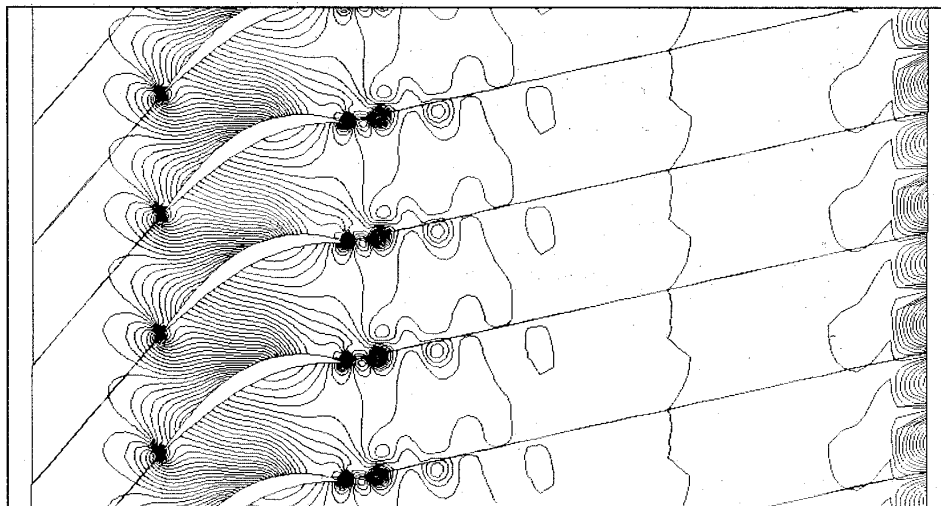


図3 出口静圧分布の影響

面に各 301 点を配している。

薄層近似および乱流モデルの有無による影響を比較するため、表 2 に示す 3 ケースの条件で計算を行った。

時間変動の一例として図 4 に case I, case III の無次元時間に対する翼力の変化を示す。今回の作動状況では非定常性が強く、渦の発生放出に伴い

表 2 計算条件

	case I	case II	case III
格子 (点数)	標準 201×71	細密 801×201	
解法	Beam & Warming + 対角化		
粘性項	薄層近似		完全
乱流モデル	Baldwin & Lomax		用いず

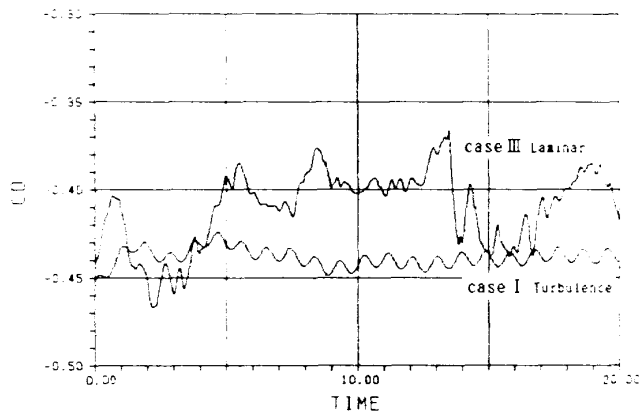
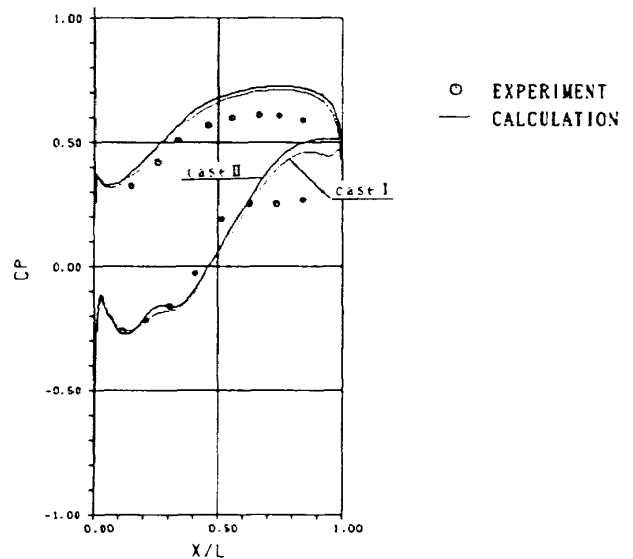


図 4 翼力の時間変動の比較

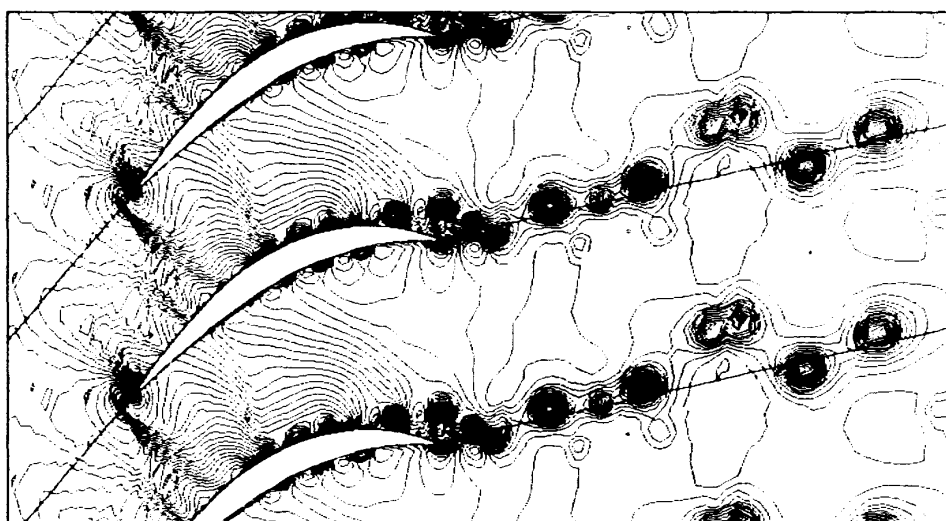
解が時間変動する様子が示されている。case I が周期的変動を示すのに対して case III は不規則で細かい変動が観察される。

格子点数の影響をみるため case I と II の解を時間平均した翼面静圧分布を図 5 に比較した。両者はほぼ一致することから、乱流モデルを用いる場合、201×71 mesh でほぼ十分な解析が可能といえる。しかしながら、case II の方が格子が細かいので、解が散逸的にならず全圧損失も小さな値を示



Pressure coefficient distribution

図 5 格子点数の影響



DENSITY  
case III  
Laminar  
801×201 mesh  
TIME=36.0

図 6 乱流モデル無しの流れ場の例

す。そのため、翼面静圧分布にも剥離域で多少差が生じていると思われる。

case III の計算結果の例として、ある無次元時刻での密度等高線を図6に示す。乱流モデルを用いないcase III では細かい渦が不規則に発生、下流に放出されており、流れは非常に複雑である。しかしながら、解を時間平均して比較すればcase II とよく似た結果となった。

図7には翼列下流位置における損失、流出角、翼面静圧分布についてcase II, III を比較した結果を示す。

損失についてはcase III の方が解が散逸的でwakeの幅が比較的広いため、圧力損失の値もそれだけ大きい結果となった。また、翼面静圧分布については負圧面での減速域が軸方向にいくらかシフト

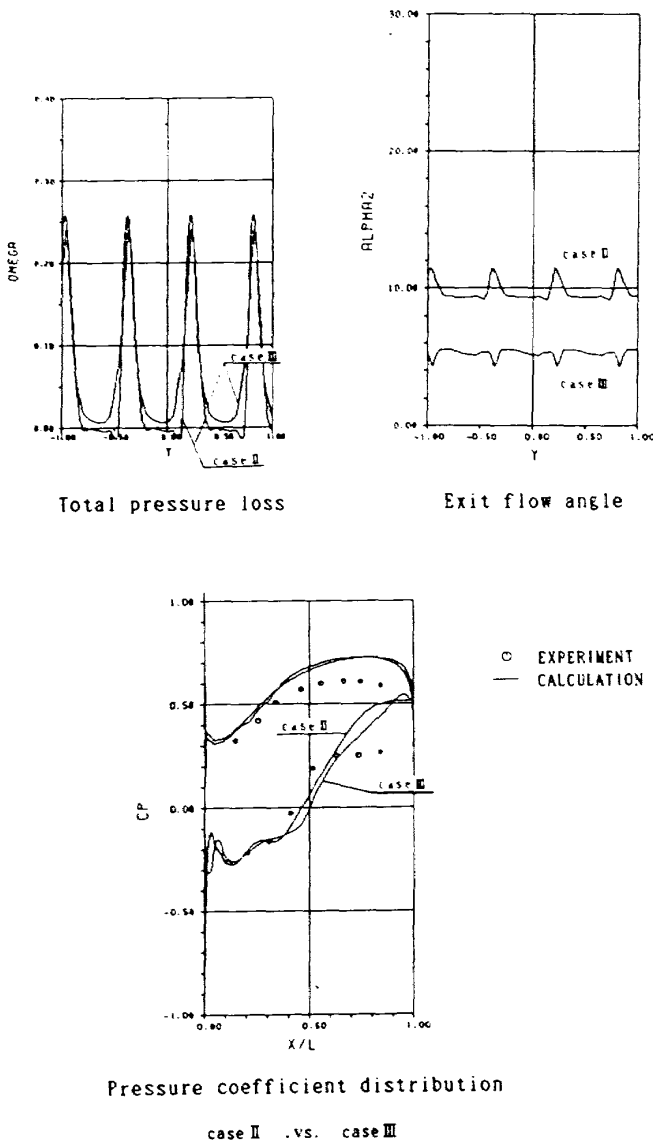


図7 乱流モデルの有無の影響

しているが、全体的にはどちらも剥離域付近で定性的にも実験との差が著しく、よく似た傾向にある。また、流出角は約4度case IIIの方が小さな値を示した。

図8にマッハ数に対して整理した流出角と損失の傾向を示す。図中のcase Iについては、より広範囲の流入マッハ数に対する計算を実施した結果を記した。各ケースとも剥離域が小さく実験値に比して損失や流出角が小さく計算される傾向は変わらず、乱流モデルを用いない直接的な計算によって、剥離域の特性には期待されたほどの変化はみられなかった。

計算に要した時間の比較を表3に示すが、case IIではcase Iに対して、格子点数が多いこと、タイムステップが大きく採れないことから約55倍の

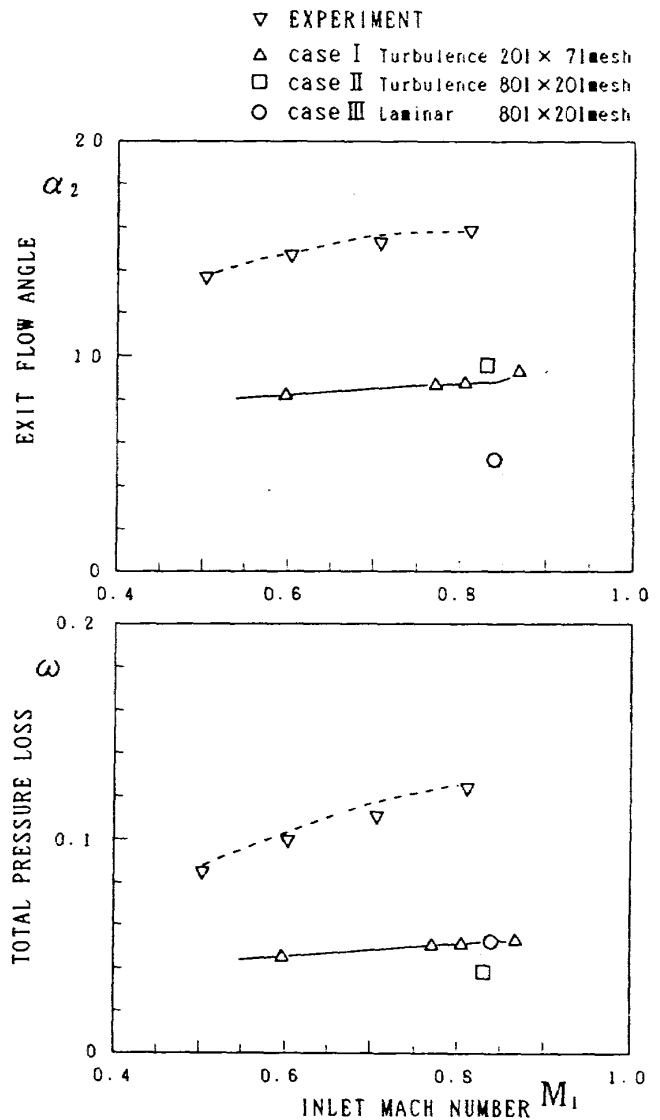


図8 全圧損失、流出角の比較

表3 計算時間

	case I	case II	case III
格子点数	201×71 1.0	801×201 11.3	801×201 11.3
タイムステップ	0.005	0.001	0.001
イタレーション	9000	36000	36000
計算時間	1.0	55.3	33.3

計算時間を要した。case IIIでは乱流モデルを用いないだけcase IIより短縮されている。この種の大規模解析は計算機能力に大きく依存しているといえる。

### 5. おわりに

高負荷で剥離を伴う遷音速圧縮機翼列を対象に、細密な格子を用いて乱流モデルを適用しない解析を試みたが、その解を時間平均すれば、むしろ実験結果よりも乱流モデルを用いた場合に近い結果であった。無論、厳密に非定常流れを扱うには今回の手法は精度や解法の点で不十分な点も多く、乱流モデルをはじめとしてさらに詳細な検討を行う必要がある。しかしながら、粘性流解析を設計レベルで活かそうとする場合、境界条件設定や計算格子等の十分な考慮といった応用技術も軽視で

きないと思われ、特に周期境界条件の見直しや、翼列風洞固有の3次元効果の検討も行っていく必要がある。

なお、本研究は航空宇宙技術研究所と川崎重工業が実施している数値シミュレーションによる空力設計技術に関する共同研究の成果の一部である。

### 参考文献

- 1) K. Nakahashi & S. Obayashi, NAL TR-925T, 1987.
- 2) 福田, 菊地, 田村, 橋本, 松岡, 29回航空原動機に関する講演会講演集, 1989.
- 3) 児玉, NAL SP-9, 1988.
- 4) R.M. Berm & R.F. Warming, J. Comp. Phys. Vol. 22, 1976.
- 5) J.L. Steger, AIAA 'J. Vol. 16, 1978.
- 6) Pulliam, T. H. & D. S. Chausee, J. Comp. Phys. Vol. 39, 1981.
- 7) T.H. Pulliam, AIAA Paper 85-438, 1985.
- 8) B.S. Baldwin & H. Lomax, AIAA Paper 78-257, 1987.
- 9) 日本機学会第3回CFDワークショップ成果報告書, 1990 (刊行予定)