

## コンプレッサ全周流れの数値シミュレーション

菊地一雄\*、松尾裕一\*、野崎 理\*  
松永康二\*\*、竹内久雄\*\*、平井健二\*\*

## Unsteady Flow Analysis of a Compressor Blade Row with Inlet Distortion

by

Kazuo KIKUCHI, Osamu NOZAKI, Yuichi MATSUO  
National Aerospace Laboratory  
Koji MATSUNAGA, Hisao TAKEUCHI, Kenji HIRAI  
Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd

## Abstract

Unsteady flow simulation has been conducted to a compressor rotor blade row with inlet distortion. As the distortion, lower total pressure is assumed in 1/3 of the circumference of the cascade. In the computation, Newton iteration is incorporated time accuracy. To deal with 30 blade passages at the same time, 30 processing elements of NWT are used and the flow field of each passage is computed in parallel. The solution was obtained stably, and its result agreed with experimental data qualitatively.

## はじめに

現在の翼列の三次元流れ解析は、ナビエ・ストークス方程式を時間進行法により解いて定常な解を求めることでは十分な精度を持っている。翼列設計においてもタービン翼列では定量的にも信頼できる数値シミュレーションが行われている。しかし、ファン、コンプレッサなどの減速翼列においては、定性的なシミュレートさえ出来ないことがある。その理由の一つとして、タービン等の翼列に比べ、流れが剥離し易く、その領域も大きく、時間的な変動も無視できないことがある。即ち、ファン等の流れは非定常現象として捉えることが解析の精度を向上させる一つの方法である。

著者らは上記の観点から非定常ナビエ・ストークス流れ数値シミュレーションの設計への応用をにらみながら、その一環として非定常流れ解析コードを中核とした翼列設計支援システム構築のための格子生成、流れ解析、結果処理、画像表示それぞれの熟成と、相互インターフェースの基礎的な資料を得るために研究を進めている<sup>1)</sup>。非定常流れ解析の検証は、コンプレッサ全周流れ及びタービン単段

流れの数値シミュレーションについて行っている。ここではインレットディストーションのあるコンプレッサの全周流れの検証について述べる。

多くのエンジン要素の数値シミュレーションは空気が一様に流入する条件で行われているが、これは例えば巡航状態の航空機エンジンを模擬していることになる。一方、機体の旋回、横滑りあるいは離着陸時に横風を受ける場合などには流入する流れの速度、流量が不均一となる。この状態がインレットディストーションである。ファンやコンプレッサに不均一な流れが流入すると旋回失速やサージなどの危険な非定常現象が起こり、エンジンの停止や翼列の破壊につながるなど、ディストーションは性能や安全性に大きな影響を及ぼす現象である。

今回の目的は、インレットディストーションのあるコンプレッサの非定常流れ解析を行うことにより実験値との比較を通してコードの実用化と構造強度から興味のある非定常な翼面荷重を含む空力性能の推定を行うことである。

## 1. 非定常流れ解析の特徴

数値解析上の問題として、ディストーションの無い流れにおいては多くの場合周期計算条件が成り立つので一翼間の流れの定常解を求めればよい。ディストーションのあ

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 石川島播磨重工業

る動翼列の場合には全周で非定常な計算となりシミュレーションする上で2つの問題点が出てくる。

第一は大容量、高速な計算機と時間精度の良い非定常流れ解析コードを必要とすることである。本研究では当所で開発した非定常三次元ナビエ・ストークスコードと数値風洞 (Numerical Wind Tunnel : NWT) を使用した。第二の問題は、大量な計算データの後処理である。これに対しては表示するデータ領域、表示方法を事前に吟味して必要なデータのみをワークステーションに転送するというあたりまえの方法が非常に有効であり、今回はこの方法により行った。

2. 計算コード

流れ解析に使用したコードは三次元非定常ナビエ・ストークス方程式を差分法により時間進行法を用いて解いている。又 Chakravarthy-Osher の TVD法を使い、乱流モデルとして Baldwin-Lomax モデル、非定常アルゴリズムには Newton 法を用いている<sup>2),3)</sup>。

3. 検証翼列

入口にインレットディストーションのある流れによる翼列実験は公表されているものが少ないが、ここではチップスピードが大きく、圧力比の高いコンプレッサの動翼列

を選んだ<sup>4),5)</sup>。その諸元を表に、又、実験装置の流路形状を図1に示した。

実験では空気取入口の周方向1/3、120度にスクリーンを取り付けてディストーションを発生させている。流れは一様流部分の平均で、マッハ数0.493、入口全圧9041 kg/m<sup>2</sup>、入口全温299.7 K、出口静圧16223.5 kg/m<sup>2</sup>である。

表 検証翼列諸元

翼枚数	30枚
回転数	11088 rpm
流量	84.8 kg/s
圧力比	2.0
周速度	487.6 m/s
相対マッハ数	1.6 <sup>*1</sup>
直径	0.8104 m <sup>*2</sup>
ボス比	0.5 <sup>*3</sup>
ソリディティ	1.3 <sup>*1</sup>
アスペクト比	1.66 <sup>*4</sup>

(\*<sup>1</sup> 翼端, \*<sup>2</sup> 翼後縁, \*<sup>3</sup> 翼前縁  
\*<sup>4</sup> 平均翼高/root chord)

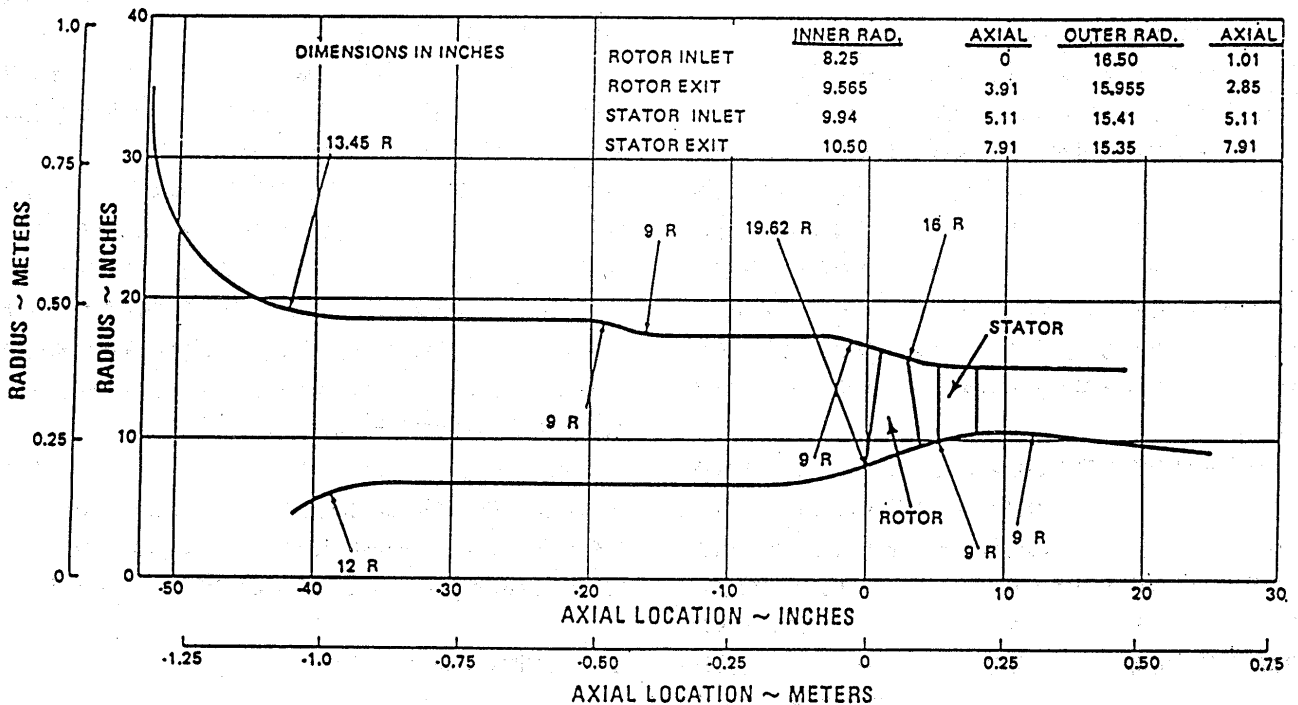


図1 流路形状

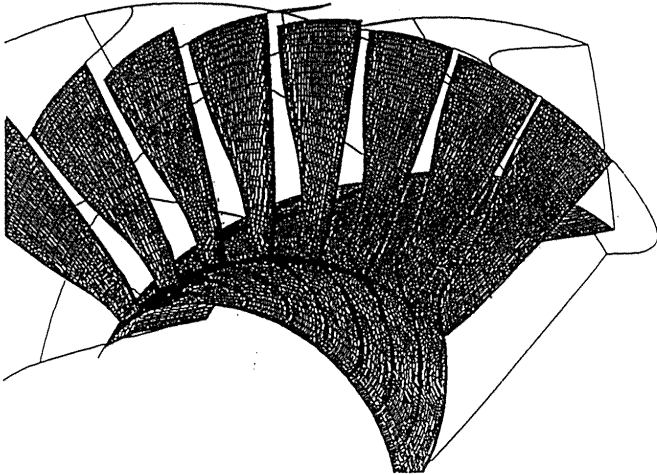


図2 翼配備及びハブ、翼面の計算格子

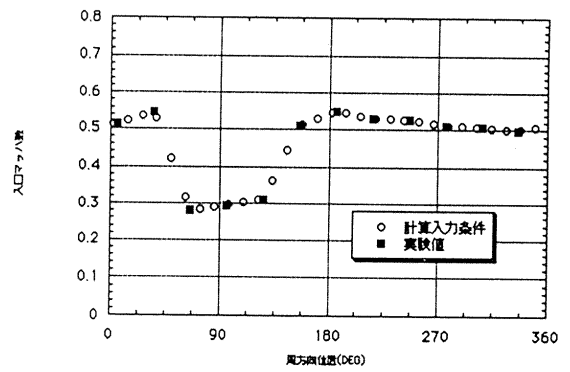


図3 入口でのマッハ数分布

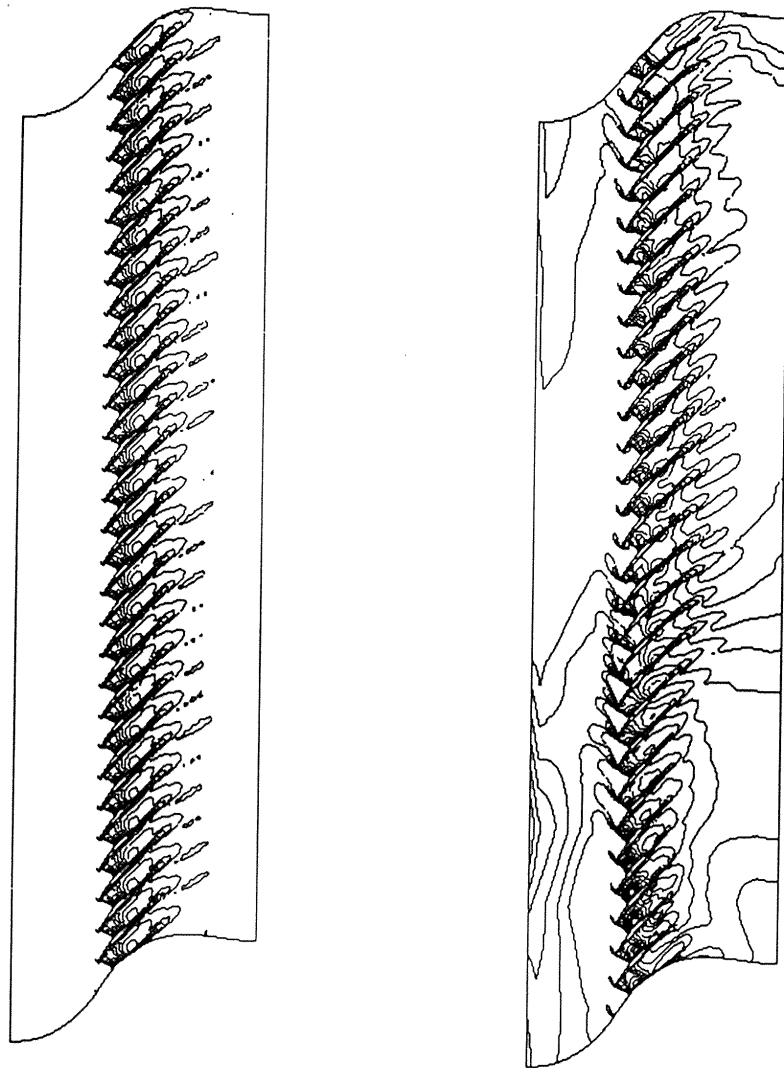


図4 マッハ数分布 (ミッドスパンでの展開表示)

4. 検証計算

計算は30枚の全周モデルについて行った。使用した翼列の翼配備及びハブ、翼面上の格子を図2に示した。境界条件は入口でマッハ数、流入角、全圧、全温を、出口で静圧をあたえた。それぞれの値は実験条件の値を用いた。実験では翼高さ方向5、10、15、30、50、70、85、90、95%位置で各物理量を計測している。計算ではこの値を補間して使用した。流入角分布の計測値もあたえられているが、入口の境界条件の反射を考え、前方に直管部を附加したので流入角は $0^\circ$ とした。ディストーションは図3のようにマッハ数の分布をあたえ全圧を下げることににより模擬した。図は縦軸がマッハ数で横軸は周方向位置を表わし ■ 印が実験値を ○ 印がそれを補間し境界条件に使用した値を示している。

計算格子はH型で1翼間あたりの格子点数は、流れ方向、翼間方向、翼高方向にそれぞれ $119 \times 51 \times 21$ である。翼枚数が30枚であるので総格子数は約380万点となった。シミュレーションはNWTにより行ったが、NWTについては本特別資料SPの他の論文あるいは既刊の航技験ニュース等で詳細に述べられているのでそちらを参照されたい。本シミュレーションは領域による並列化を行い1翼間を1計算機に割りあて、30計算機による並列計算を行った。

5. 計算結果

図4はマッハ数の等高線で翼列をミッドスパンで展開表示したものであり、(a)は一様流入、(b)はディストーションのある場合で下部の翼10枚分がディストーション部分である。図5は翼列の1/2コード下流での瞬間のマッハ数分布の全周表示であり、図6はミッドスパンの軸方向速度分布を表示した。

図7は出口断面での全圧及びマッハ数を表わしている。横軸は周方向位置を角度で示し、○印がマッハ数を × 印が全圧を、実線が計算値を破線が実験値を表わしている。計算値は翼間中央の値で平均操作は行なっていない。全圧、マッハ数共に計算値が大きく、又ディストーションの影響の表れている位置が $20^\circ \sim 30^\circ$ ずれている。

図8は翼間のマッハ数の等高線と $C_p$ 分布の時間変化を表わしている。(a)~(e)まで翼列1回転分の時間周期を5分割してある。グラフは横軸が翼コードを縦軸は $C_p$ を表わしている。(a)、(b)は動翼が全圧分布の高いディストーションのない部分を通過中で、(c)がディストーション部へ入った直後、(d)はディストーション部を抜ける直前、(e)はディストーション部分を抜けたところである。マッハ数等高線図によればディストーションに入ると入口全圧が下がるた



図5 マッハ数分布 (1/2コード下流)

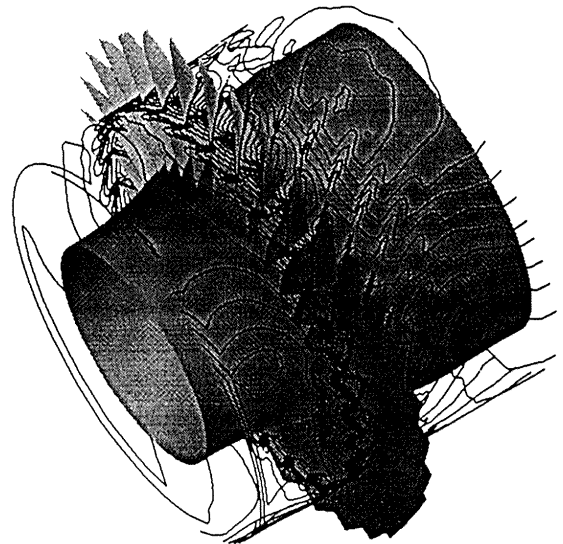


図6 ミッドスパン付近マッハ数分布

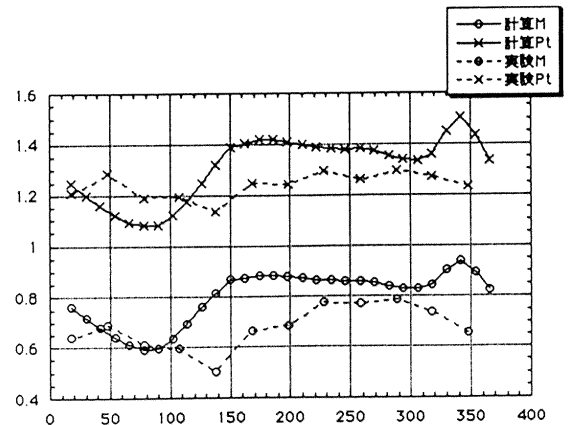
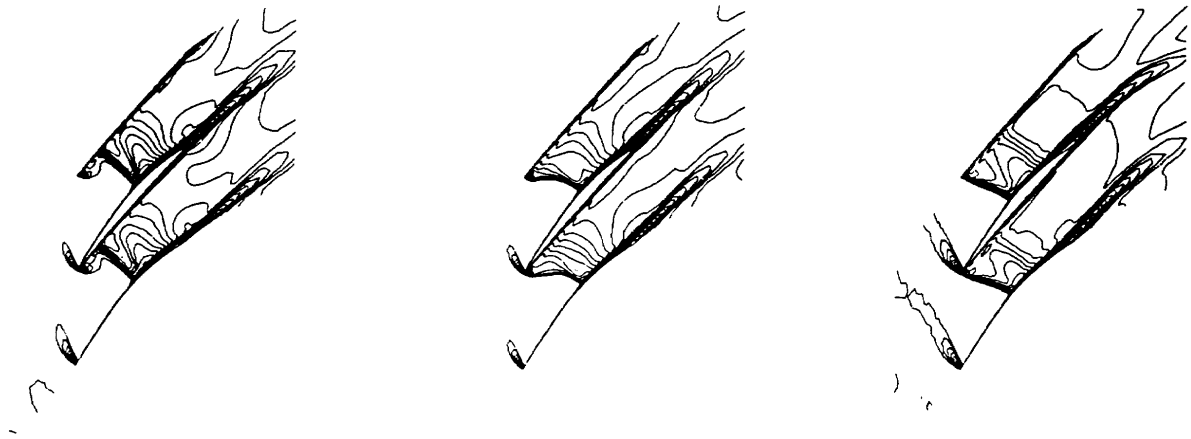
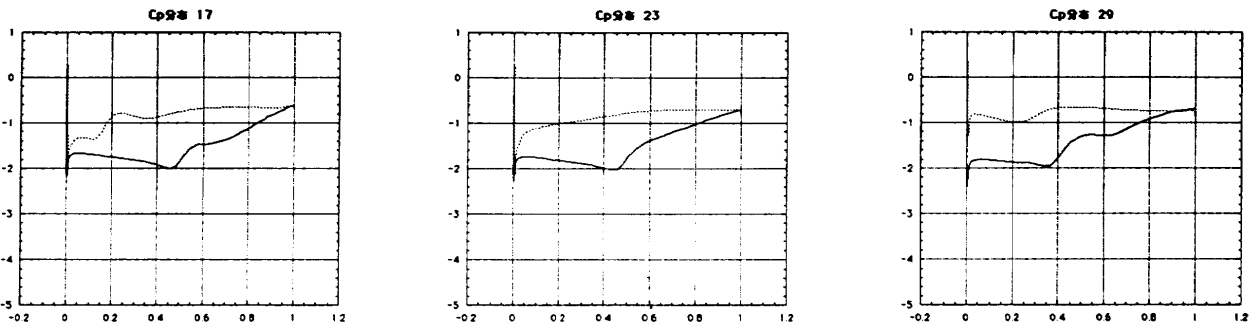


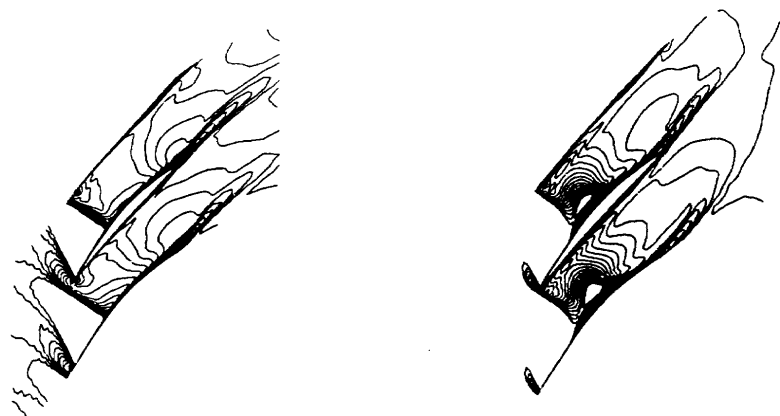
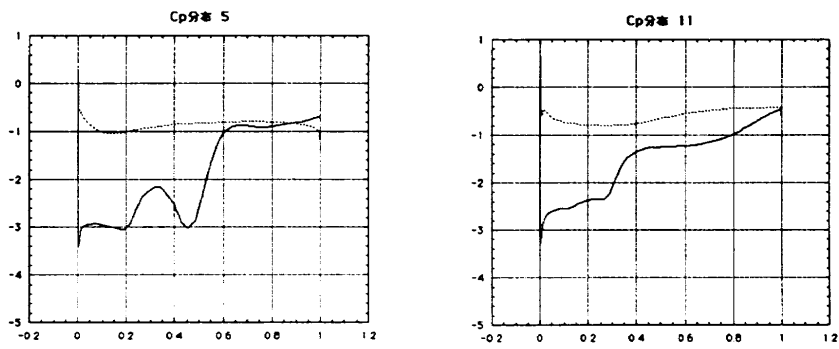
図7 出口断面での全圧及びマッハ数分布



(a)  $T=0$

(b)  $T=1/5$

(c)  $T=2/5$



(d)  $T=3/5$

(e)  $T=4/5$

図8 翼間マッハ数の等高線と  $C_p$  分布の時間変化

め流速が下がり、翼間のショックが前方へ移動してくる。

(d) ではバウショックと翼間のショックが一体化している。

(e) では背面のショックが下がりかけているのがわかる。又このことは  $C_p$  分布図によっても確認できる。

#### 結論

非定常ナビエ・ストークス方程式による流れ解析コードによりコンプレッサ動翼のシミュレーションを行なった結果以下の2点が解った。

(イ) 使用したコードがインレットディストーションによる非定常流れを安定に解析できる。

(ロ) マッハ数及び全圧の周方向分布が定性的な傾向をとらえていることが計算値と実験値の比較により確認できた。

今後の課題として

(イ) シミュレーションの信頼性を確認するために静翼を含めた段解析を行う。

(ロ) 出口全圧、マッハ数以外の実験値との比較を行い、さらに非定常な翼面荷重を含む空力性能の推定を行う。

この研究は航空宇宙技術研究所と石川島播磨重工業の共同研究として行われた。又、共同研究の全般について及び結果についての討論に参加された航空宇宙技術研究所 田村敦宏室長、西澤敏雄主任研究官、石川島播磨重工業 児玉秀和課長、計算の実行、データ処理を行っていただいた同じく石川島播磨重工業の福島淳一氏に感謝いたします。

#### 参考文献

1. 菊地一雄, 野崎 理, 松尾裕一, 児玉秀和, 松永康二, 竹内久雄, "インレットディストーションのあるファン翼列の非定常流れ解析", 航技研特別資料, SP-30, 1966.1
2. Matsuo, Y., "Computations of Three-Dimensional Viscous Flows in Turbomachinery Cascades", AIAA Paper 91-2237
3. Matsuo, Y., "An Efficient Numerical Method for Simulating Unsteady Viscous Flows through Counter Rotating Propeller", Proc. of 5th ISCFD Sendai, Vol. II, 1993
4. Monsarrat, N.T., et al., "Design Report Single-Stage Evaluation of Highly-Loaded High-Mach-Number Compressor Stages", NASA CR-72562
5. Sulan, D.H., et al., "Single-Stage Evaluation of Highly-Loaded High-Mach-Number Compressor Stage II . Data and Performance Multiple-Circular-Arc Rotor", NASA CR-72694