

## 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

菊地一雄\*、野崎 理\*、松尾裕一\*  
児玉秀和\*\*、松永康二\*\*、竹内久雄\*\*

Analysis of Unsteady Flow of Fan Blade Row with Inlet Distortion

by

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

### Abstract

The viscous flow through a fan with an inlet distortion was calculated. The inlet distortion was given as a total pressure defect in the 1/3 area of circumferential direction. The distortion is actually stationary, however, the phenomenon becomes unsteady since the distorted flow beats the rotor blade row periodically. Therefore an unsteady Navier-Stokes code was utilized. Computational result was extremely enormous and the validity of the computation has been qualitatively confirmed by means of the visualization technique using animation video images.

### 1. はじめに

現在の数値シミュレーションによる翼列の三次元流れ解析は、定常解を求めることでは、設計に用いる十分な精度を持っている。しかし、ファン、コンプレッサなどの減速翼列においては、はなはだしい場合には実験あるいは実機を定性的にもシミュレートすることができないことがある。この理由のひとつとして、ファン等においてはタービンに比べ、流れが剥離し易く、その領域も大きく、時間的な変動も激しいことが考えられる。即ち、ファン等の流れは非定常現象として捉えることが必要である。この研究では翼列の三次元非定常NSコードによりファン翼列の流れ解析を行った。又、格子生成から解析、結果処理、画像表示までを含めた非定常流れ解析システムを構築するための基礎資料を得た。

非定常な流れでは流入角、流量等が時間的に変化するために各翼間毎に異なった流れが通過する。そのため通常行なってきた1ピッチの計算では流れをシミュ

レートすることができず、基本的に全周計算をする必要がある。この場合計算格子点数が翼枚数倍になり、数十万点の計算が数百あるいは数千万点の計算に規模が拡大する。この計算にはまず高速な計算機が必要となる。これは並列化した解析コードを並列計算機上で走らせることで対応することができる。又、計算結果の処理についても従来よりも密度の濃い処理、表示法を確立しなければならない。一つの方法として各物理量の等高線、色の塗り分けによる面表示が使われている。さらに空間的、時間的な把握のための多層表示、又、ビデオ撮りなども有効である。

### 2. 非定常流れ解析

ナビエ・ストークス方程式に支配される流れを時間進行法により解き、定常解を求める方法は、剥離の無い流れや定常な剥離域を持つ問題には定量的な評価も可能で、設計にまで用いる方法として確立している。この手法は多くのタービン翼列の解析、設計等に用いられている。一方、ファン、コンプレッサなどの翼列においては実験結果との定性的な一致さえ難しく極端

\* 航空宇宙技術研究所

\*\* 石川島播磨重工業㈱

な場合には解が収束しないことさえある。この原因としてしばしば乱流モデルが上げられるが、実は境界条件にあると考えられる。平均値は与えられても分布が不明というのが現状である。又、解析しようとする問題が定常解を持ちえない境界条件の組み合わせであることも考えられる。ここでは主に後者の非定常な解析を必要とする流れの数値シミュレーションについて考えていく。

### 3. 流れ解析システム

非定常流れを解析するためには定常解を求めるのは異なったシミュレーション上の問題がある。その最大のもは膨大な出力データ数である。本計算での格子点数は流れ方向、翼高方向、翼間方向にそれぞれ  $119 \times 51 \times 67$  である。翼枚数 30 枚でファンの 1 回転の時間に必要なタイムステップ数が 3000 であることから、1 回転あたり格子点数に換算して約  $3.6 \times 10^{11} = 360$  ギガ点になる。この点と従来から指摘されている三次元格子生成の煩雑さを考え併せると、プリポスト処理、流れ解析それぞれの特徴、要求性能を考慮した計算機、ソフトウェアを選択し、流れ解析をシステムとして考えて行かなければならない。

流れ解析の手順を、①形状定義、②格子生成、③流れ解析、④結果の可視化とすれば、流れ解析ソフトを除いては市販ソフトが利用できる。本研究では形状定義、格子生成については Control data 社の “ICEM CFD/CAE” と NUMECA International 社の “IGG” を使用したがコントロールが不慣れなため二次元格子を作成し参考データとしたにとどまった。実際に計算に使用した格子は石川島播磨重工業所有のプログラムで作成した。結果の可視化については Intelligent Light 社の “FIELDVIEW” を使用した。後出の図 1～図 6 及びビデオ撮りした動画は同ソフトウェアによるものである。

### 4. 解析例

例として表 1 のファンの非定常流れ解析を行なった。使用したファンの翼配備及びハブ、翼面上の格子を図 1 に示した。まず格子間隔、境界条件等の確認を行なうため、ディストーションの無い場合の計算を行い、その結果を図 2 に示した。各翼のウエークがほとんど変わらず、計算が正常に行われたことを確認した。

実験で空気取入口の周方向  $1/3$ 、 $120$  度に網を取り付

けていることから、計算例では対応する位置で全圧を下げるによりインレットディストーションを模擬した。その計算結果を図 3 から図 6 に示した。図 3 はミッドスパンにおける Mach 数の等高線分布を表わしている。図 4 はミッドコード位置、図 5 は翼列後縁、図 6 は後縁より  $1/2$  コード下流での Mach 数分布を示した。図は相対座標系により表わしており、即ち同じ翼間に注目して、(a)  $1/6$  周期～(f)  $6/6$  周期までファンの 1 周を 6 分割で表わした。図 3 (a) でディストーション領域が上から四番目の翼間（第四翼間と呼ぶ）の前縁に達しているのが見える。又、最下端の翼の後流がディストーションの影響で他の翼の後流と異なっているのがわかる。又 (b) を見ると第一、二翼間では入口全圧の急激な降下により流速が遅くなりショックが消え、その後流も全圧の段差により流れが乱され、等高線が横を向いている。

このことは図 4 でも見ることができ、やはり (a) の第四翼間から Mach 数の分布が変化し始める。さらに図 4 (b) から (c) の第三翼間までがディストーション領域で、(c) の第四、第五翼間でディストーションから抜ける。その全圧変化の影響が (e) の第二翼間まで続き、第四翼間で分布が安定し、一回りして (a) の第三翼間までほぼ同じ分布となる。翼後縁位置で見た図 5 においてもまったく同様にディストーション部分が図 5 (a) の第四翼間から (c) の第三翼間まで、入口全圧のステップ状の上昇による影響が (e) の第二翼間まで、以後定常な状態が (f)、さらに (a) の第三翼間まで続く。

翼後縁から  $0.5$  コード下流で見たのが図 6 で、(b) の第三翼間あたりからディストーション即ち全圧降下の影響で急激に流れが遅くなり、ウエークが判別できなくなる。(d) の第二、第三翼間からディストーションを抜けた影響が見られ、(f) の第五翼間あたりから定常な状態に入っているようである。

### 5. 画像表示のためのデータ切り出し

図 3 から図 6 は動画化処理をしたデータによる静止画であるが、これらのデータは全空間データを各タイムステップごとにファイルに書き出すのではなく、あらかじめ流れ解析コードの中で二次元データとして切り出してファイルに出力している。他の断面の二次元データを切り出す場合には、保存してある過去のタイムステップの中間ファイルを入力として計算を再実行させている。このことにより画像化処理をする場合に三次元データを全て保存することを避けている。これ

はファイル出力を減らす代わりにCPUタイムを増加させることになり、当研究所が高速な並列処理計算機である数値風洞(NWT)を所有しているために実行可能なやり方で、他の研究機関、企業等では出力データを間引くなどして全体を出力し、ワーク・ステーション等で処理するのが妥当であろう。

6. まとめ

非定常NSコードによりインレットディストーションのあるファンの非定常流れの計算を行なった。計算結果を動画化し、VTRに収録し流れの妥当性の検討を行ない、定性的に良好な結果が得られたと考える。

今後の課題として定量的な検討のために実験結果との比較を行なうこと、さらに後処理として膨大なデータ量の処理に根本的な改良を行なうことが必要であると考え。前者については実験と流量を合わせるなど、実験と計算条件を一致させることを進めている。後者については実験計測の類推から、全圧管、ピトー管や熱線流速計を想定した計算進行状況の監視などを取り入れる予定である。

なお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の一環として実施した。

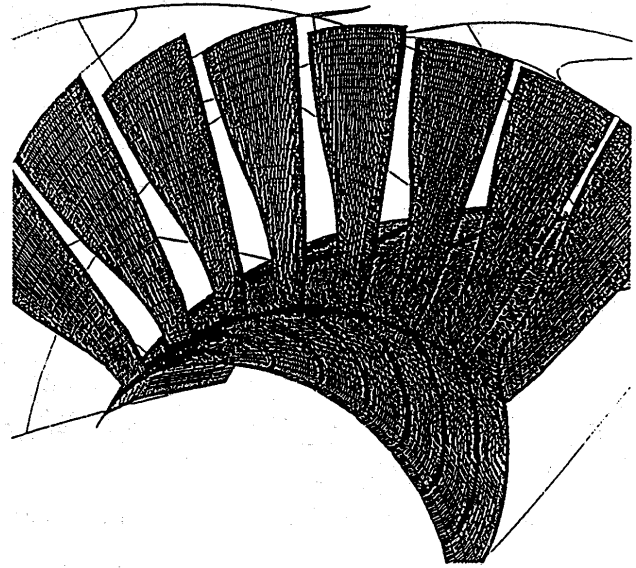


図1 ハブ及び翼面上の計算格子

表1 翼列諸元

翼枚数	30枚
回転数	11088rpm
周速度	487.6m/s
直径	0.8104m*
ボス比	0.5*

(\* 翼後縁)

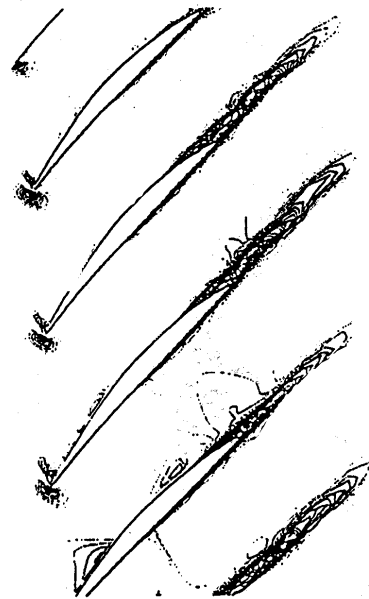


図2 ミッドスパンのマッハ数分布 (インレットディストーション無し)

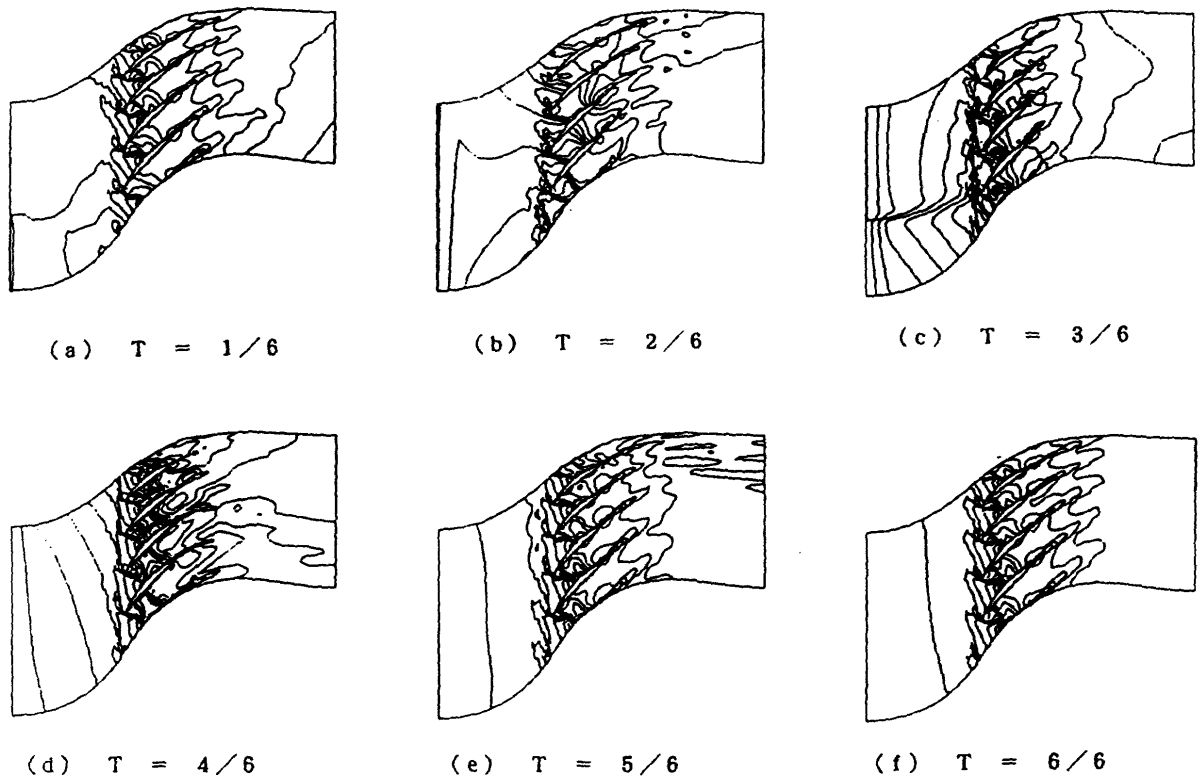


図3 ミッドスパンのマッハ数分布 (インレットディストーション有り)

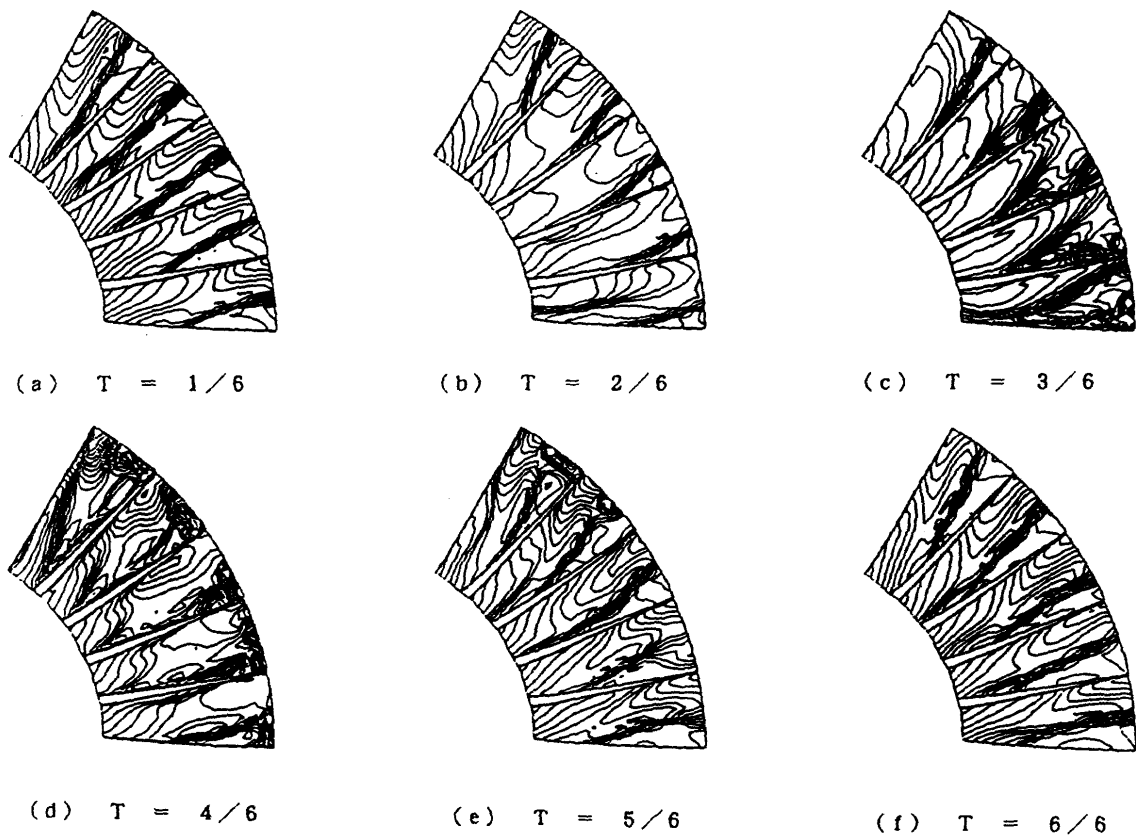


図4 ミッドコードのマッハ数分布 (インレットディストーション有り)

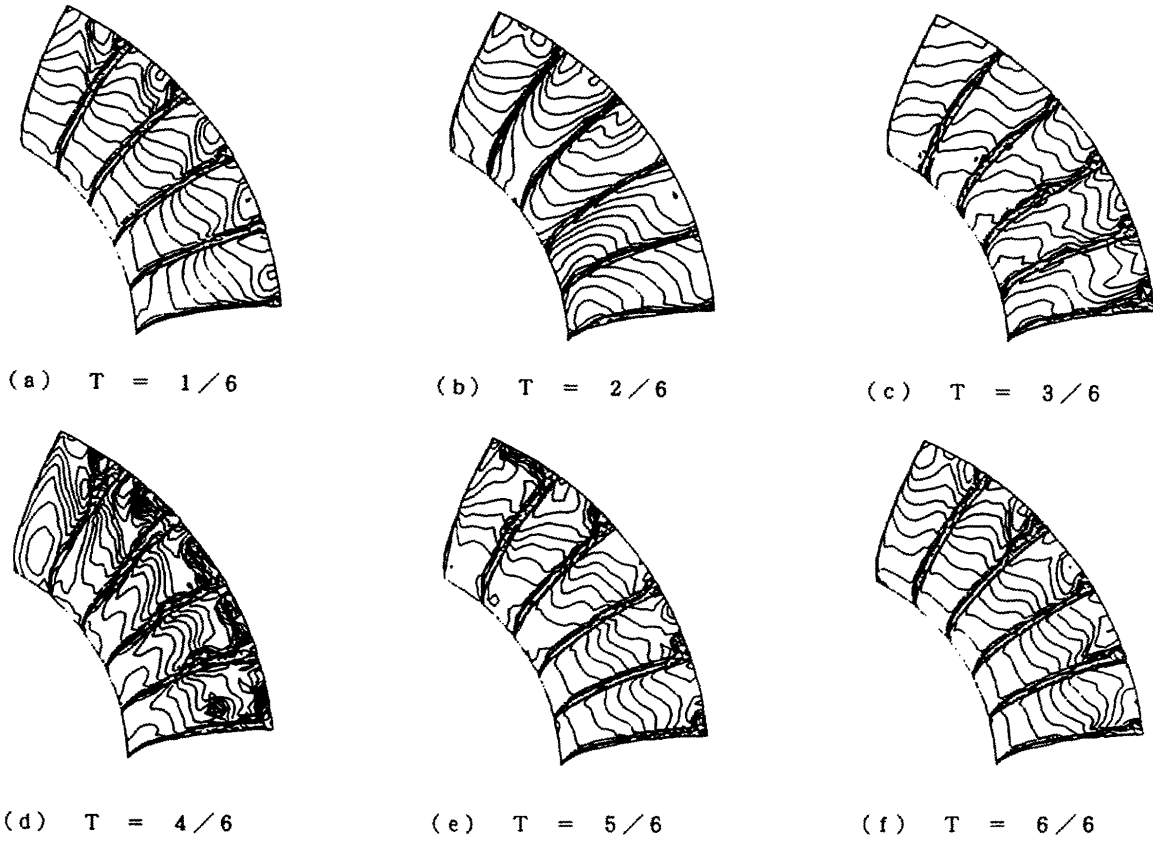


図5 翼列後縁でのマッハ数分布 (インレットディストーション有り)

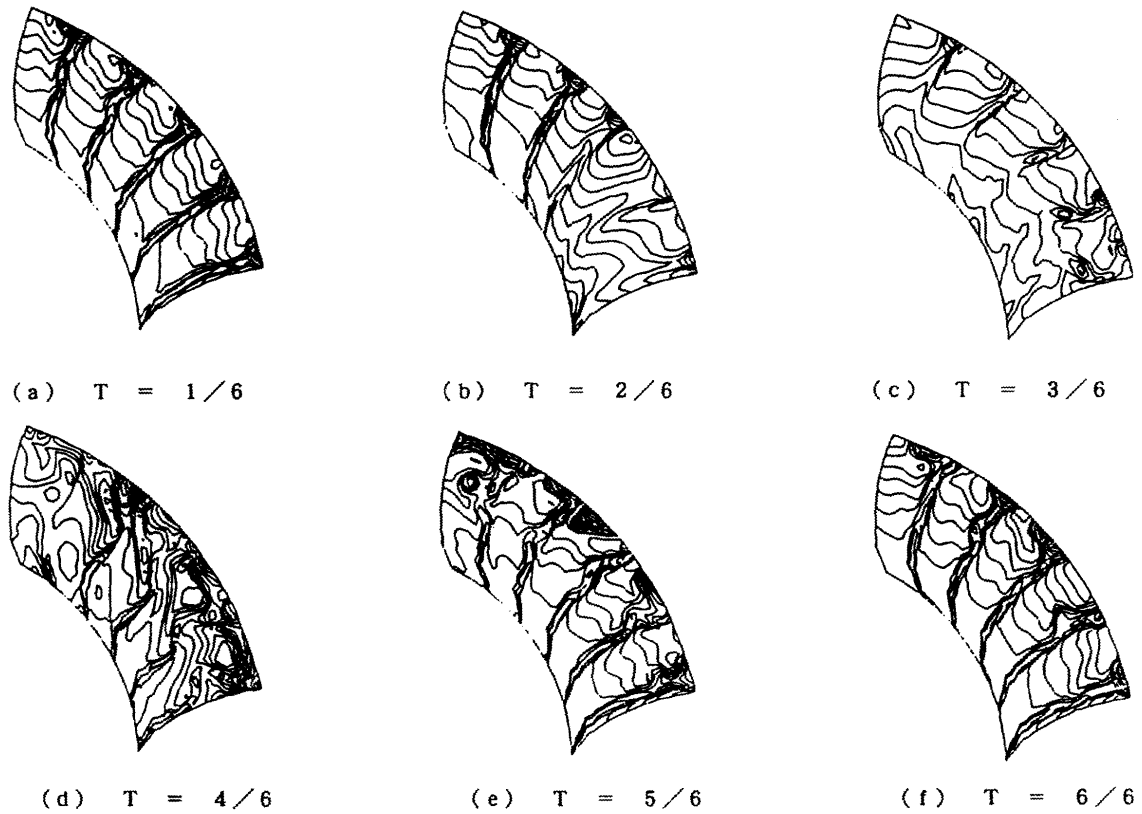


図6 翼列後縁から0.5コード下流のマッハ数分布 (インレットディストーション有り)