

## ITBL 上での空力／構造解析を組み合わせた翼振動応答予測

浜辺正昭<sup>\*1</sup>、大庭芳則<sup>\*1</sup>、児玉秀和<sup>\*1</sup>、吉田正廣<sup>\*2</sup>、山本一臣<sup>\*2</sup>

## Prediction of Blade Forced Response

## by Use of a Combination of Aerodynamic and Structural Analysis on ITBL Network

by

Msaaki Hamabe<sup>\*1</sup>, Yoshinori Ooba<sup>\*1</sup>, Hidekazu Kodama<sup>\*1</sup>,  
Masahiro Yoshida<sup>\*2</sup>, Kazuomi Yamamoto<sup>\*2</sup>

## ABSTRACT

A numerical analysis system has been developed for predicting forced vibration levels of compressor blades of a given blade row subjected to either wakes from an upstream blade row or potential flow disturbances from an upstream/downstream blade row. The system consists of an unsteady aerodynamic analysis and a structural analysis. The unsteady aerodynamic analysis based on an unsteady three-dimensional multi-blade row Reynolds-averaged Navier-Stokes analysis is performed to predict the unsteady aerodynamic load in a multi-blade row environment. The structural analysis using a finite element model is performed to get the mode shape and frequency of the blade. In this paper, the system is established on ITBL (IT-Based Laboratory) network, and applied to a rotor blade of High-Pressure Compressor. As a result, it is found that the pressure perturbation on a rotor blade is to be three-dimensional distribution and vary from blade to blade.

## 1. はじめに

## 1.1. 圧縮機翼列内の励振源

ガスタービンの構成要素である圧縮機やタービンなどの翼列内部では翼の励振源となりうる圧力変動が多数存在する。その主なものとしては、上流・下流翼列間の周方向相対位置が変化することによる下流翼列のポテンシャル場の干渉や上流翼列後縁から発生する wake（後流）による wake 干渉がある。図 1 に示すように、一般に高圧圧縮機翼列は翼厚が小さく、また、翼列どうしの軸間距離も小さい。そのような流れ場では、相対的にポテンシャル干渉よりも wake の影響の方が大きくなる。

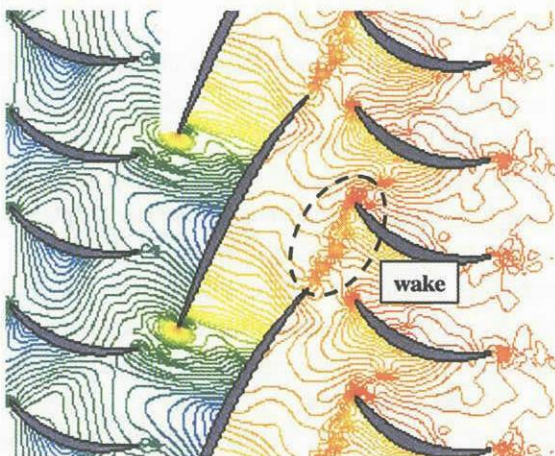


図 1. 圧縮機翼列内の流れ場（静圧）

## 1.2. 近年の圧縮機翼の特徴

一方、近年の圧縮機翼では、性能向上を目指して低アスペクト比（ワイドコード）化や薄肉化あるいは 3 次元設計が積極的に行なわれている。ところが、これらの翼形状の変化によって、図 2 に示すような従来の翼では見られなかった高次のパネルモードなど複雑な振動モードがエンジンの作動範囲内に現れるようになってきた。ここで、パネルモードとは低アスペクト比によく見られる振動モードであり、翼高さ（スパン）方向に縦縞状に節が入ることから、ストライプモードとも言われる。図 2 において、1-3S モードでは 3 本、1-4S モードでは 4 本の節が入っているのが分かる。このモードでは翼部のみが振動するため構造減衰が効かず壊れやすいと言われており、特に注意を要する。図 3 は高圧圧縮機動翼の振動データの一例である。横軸は動翼（エンジン）の回転数を設計点（100% 回転）に対する比を示しており、縦軸は周波数（振動数）の静止状態における 1F（1 次曲げ）モードの振動数に対する比で示したものである。エンジンの回転数が増えるにつれ、回転数に起因する励振源の周波数は線形的に増加する（図 3 において右肩上がり直線）。一方、翼の固有振動数は回転数に依存するものの線形的には変化しないため、励振源の直線と交差する（共振）点が存在する。したがって、構造設計においては翼の破損につながるような危険な共振点がエンジンの作動範囲内に入らないようにする。図 3 では、1-3S や 1-4S といったパネルモードがエンジンの作動範囲である 60%～100% 回転数の中で上流翼の励振次数と共振して振動が大きくなっている様子を示している。

<sup>\*1</sup> 石川島播磨重工業（株）<sup>\*2</sup> 宇宙航空研究開発機構

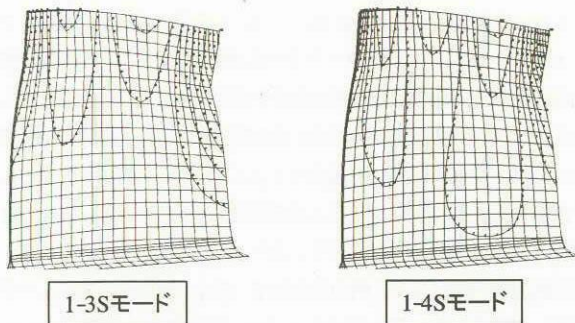


図2. 圧縮機動翼のパネルモード

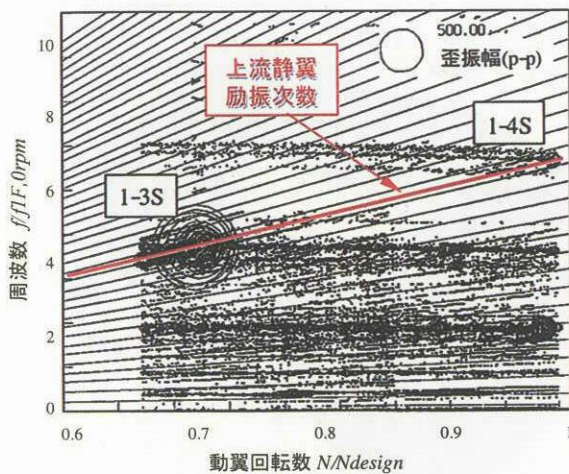


図3. 動翼振動データ (試験キャンベル線図)

### 1.3. 従来の翼振動予測システム

上述のように励振源(圧力変動)と翼の固有振動数が一致すると共振を引き起こすが、共振による翼振動レベルが構造的な限界を超えると、翼が破損する危険性がある。こういった共振を回避するため、従来の設計法では、翼形状変更などによる翼の固有振動数を制御する方法や、翼枚数を変更することにより励振源を制御する方法などが取られてきた。しかしながら、これらの変更は空力的な性能を低下させてしまうことになり、最近の圧縮機では空力性能を落とさずにエンジンの作動範囲内で発生する全ての共振点を避けることが困難となっている。このことから、最近では、共振時の振動応答量を低減させるための耐振設計が行なわれており、翼振動レベルを高精度に予測する技術が必要となる。

翼振動応答を予測する方法としては、従来では実験的な方法が主に提案されてきた。翼振動応答を予測する際には、まず、目的とする翼に働く空力励振力を見積もる必要がある。従来は上流翼からの wake を励振源と仮定し、試験結果ある

いは単翼列解析結果<sup>1)</sup>から得られた wake 分布を用いて、空力励振力を評価していた。しかしながら、多翼列環境下にある実際の圧縮機翼列では、複雑なポテンシャル場が形成されており、これが上流翼列からの wake の挙動にも無視できない程度の影響を与えていることが十分考えられる。そこで、加藤ら<sup>2)</sup>は図4に示すような多翼列環境下での空力励振力の予測に2次元の非定常多翼列解析を活用した翼振動予測法を開発した。この方法を高圧圧縮機の静翼列に挟まれた動翼列に適用した結果(したがって、合計では3翼列)、従来の単翼列レベルの予測法に比べ予測精度の改善が見られることを確認した。また、クロッキング(上下流に位置する静翼列どうしの周方向位置を相対的にシフト)や上流静翼列の不等間隔ピッチ化によって、上流静翼 wake が動翼に及ぼす空力励振力が変化するという結果となっており、このことから多翼列環境下でのポテンシャル場の影響が大きいことが分かる。

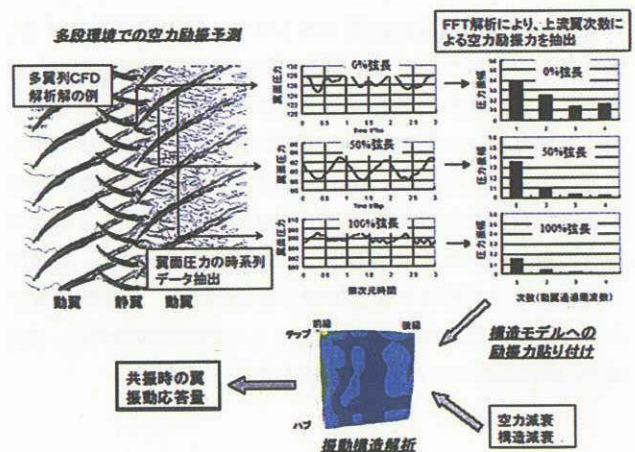


図4. 2次元多翼列CFDを用いた翼振動予測法

### 1.4. 本研究の目的

先に述べたように近年の圧縮機翼は低アスペクト比の3次元形状であるため、翼端渦や2次流れといった流れの3次元性が強くなり、wake やポテンシャルによる圧力変動も3次元的な分布になっている。したがって、スパン方向に節を持つ高次の複雑な振動モードと共振する場合には、この3次元的な圧力変動の分布を精度良く捉えることが欠かせない。そこで、本研究では、上記の翼振動予測システムに対して、空力励振力の予測に3次元の非定常多翼列解析を用いる方法を新たに開発し、翼振動応答の予測精度を向上することを目的とする。以下では、今回新たに開発した予測システムについて、解析方法を中心に述べる。また、本システムをITBL (IT Based Laboratory) ネットワーク上に構築し、高圧圧縮機2段動翼の翼振動応答予測に適応した例を紹介する。

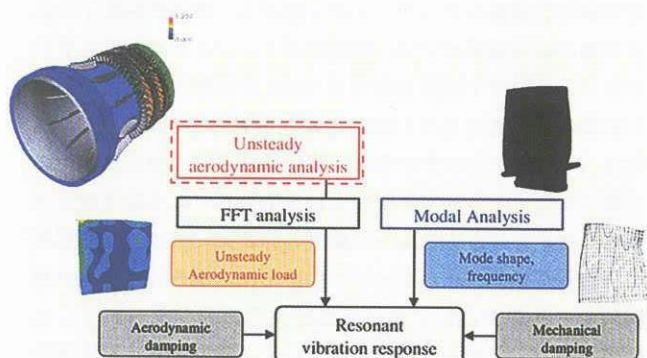


図5. 3次元多翼列CFDを用いた翼振動応答予測システム

## 2. 解析方法

### 2.1. 翼振動応答予測システム

まず、今回の翼振動応答予測システムについて説明する。図5はそのフローを示している。非定常空気力解析では、対象となる翼列を含む多翼列非定常解析を行う。解析から得られる対象翼面での非定常圧力時系列データをFFT解析することによって、上流あるいは下流翼列の翼通過周波数に対応する空力励振力が求まる。一方、FEM解析によって対象翼の固有振動モードのモード形状と固有振動数を求める。最後に、この振動モード形状と前述の空力励振力から、共振時の翼にかかる振動応答量が求まる。なお、ここでは簡単のために、空力減衰と構造減衰については経験値を与えた。

### 2.2. ITBL ネットワークの利用

次に、上記の予測システムを構築するにあたり、今回はITBLネットワークを利用したが、ITBLについて簡単に述べる。ITBLプロジェクト<sup>3)</sup>は、「ネットワーク上の広域に分散している研究資源の共有化を図り、優れた仮想研究環境を実現する。」ことを理念とし、平成12年度から文部科学省主催で研究が始まった。航空宇宙分野においては、将来的に多分野統合シミュレーションを実用化することを目指しており、現在システムの最適化に向けたシミュレーション環境の整備・試行が行なわれている<sup>4)</sup>。今回はその一環として、上記の翼振動予測システム内の各解析をITBL上の各コンピュータに分散して実施した。図6はそのイメージであるが、詳細については後述する。

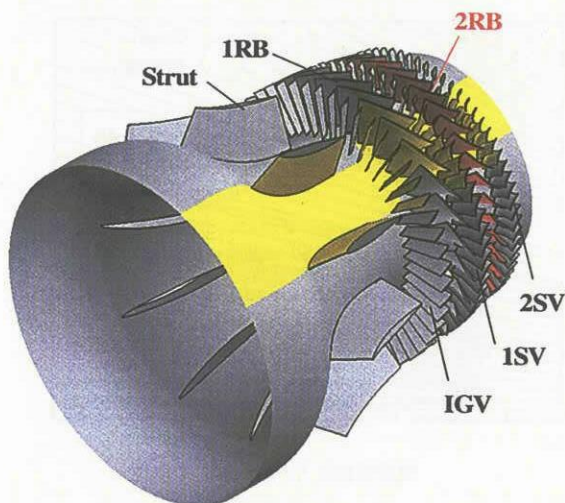


図7. 解析対象(高圧圧縮機前段部分)

### 2.3. 解析対象

つづいて、解析対象について説明する。図7は今回解析対象とした高圧圧縮機の前段部分の概観である。今回は2段動翼(2RB)の共振を対象とするため、図8上段に示すように解析領域は上流の構造部材であるストラットから2段静翼(2SV)までの6翼列とした。解析領域をこのような範囲にとることで、隣接翼列以外の、例えば入口案内翼(IGV)やストラットの後流が2段動翼に及ぼす影響も考慮することができる。

一方、一般に非定常多翼列解析においては、各翼列の翼枚数の最大公約数分を計算領域とする必要がある。しかしながら、実形状では共振を避けるために隣り合う翼列どうしの翼枚数が互いに倍数になっていることはほとんどない。したがって、これを模擬するためには半周あるいは全周を計算領域とする必要が出てくるため、非常に負荷の高い計算になってしまう。そこで、実用的な計算を行なうために、翼枚数を修正してより少ない周方向領域で計算を行なう方法を採用した。その際、翼弦(コード)長を翼枚数の修正前後で翼列の



図6. ITBLを利用した翼振動応答解析イメージ

ソリディティ（コード長/ピッチ）が同じなるように修正し、翼列性能への影響がなるべく出ないようにした。今回の解析では、周方向には1/10（36°）の領域とし、その境界面で周期境界条件を与えている。ただし、主に2段静翼の後流が2段動翼の振動に与える影響を調べることを目的としているので、2段静翼の翼枚数については変更していない。

なお、非定常多翼列解析の実施に当たっては、ITBLに接続されたJAXAのコンピュータ上で並列計算を行い、空力励振力の算出までを実施した。また、振動モード解析については、ITBLに接続された別のコンピュータ上で、図8下段に示す構造FEMモデルに対して構造解析ソフトANSYSを用いて実施した。それら2つの解析の計算状況等はITBLに接続された社内（IHI）の端末からリモートでモニタリングした。また、最終的な翼振動応答量の評価などについても社内のコンピュータを用いて実施した。（図6参照）



図8. 解析モデル（上段：CFD，下段：FEM）

#### 2.4. 非定常多翼列解析

最後に、翼面の非定常空力の算出に用いている非定常多翼列解析について簡単に説明する。基礎方程式はレイノルズ平均3次元Navier-Stokes方程式を用い、有限差分法で計算した。その際、乱流粘性の評価にはBaldwin-Lomaxの代数モデルを採用した。対流項についてはChakravarty-OsherのTVDスキームにより離散化し、粘性項については2次精度中心差分によって離散化している。時間積分についてはEuler陰解法を用いているが、ニュートン反復法によって時間精度を保っている。時間刻み幅については、35,000ステップで動翼が1回転進むように設定した。これは、該当する圧力変動を十分解像できるような時間刻みとなっている。

解析格子にはマルチブロック構造格子法を採用している。図8上段に示すように、翼間毎に領域を分割して1ブロックとし、それぞれについてH型格子を生成している。解析領域全体は26ブロックから構成され、総格子点数は約2,300万点である。比較的大規模な計算であることから、計算の実行には並列処理を行なうことで高速化を図っている。今回は1CPUに1ブロックの計算領域を与え、合計26CPUを用いたプロセス並列処理を行なった。ブロック間の通信については、MPI（Message Passing Interface）を採用した。

境界条件としては、流入面では全圧、全温および流れ角を与え、流出面では静圧を与えた。翼面やハブ、ケーシングといった壁面はすべて断熱で滑りなしの条件を与えた。翼列間の接続境界では、隣り合う格子間で半径方向の格子線を一致させ、格子線上で情報のやりとりを行い、線形補間によって境界での値を決めている。なお、解析精度を保つために軸方向には1格子分重ね合わせている。動翼の翼端隙間については、クリアランス内部に格子を生成することはせずに、周期境界としてモデル化することで簡易的に翼端流れを模擬している。



図9. 50%半径位置での瞬時エントロピー分布

### 3. 解析結果

#### 3.1. 空力励振力

本予測システムを高圧圧縮機の2段動翼の振動予測に適用した結果を紹介する。はじめに、空力励振力を求めるにあたり実施した非定常多翼列解析の結果を示す。図9は、50%半径位置における瞬時のエントロピー分布を示したものであり、図中の破線で囲まれた部分が翼振動応答を評価する2段動翼列である。図から上流翼列からのwakeが下流の翼列に衝突しながら下流に流されている様子が捉えられている。このように、非定常多翼列解析では、より上流にある流れの影響や多翼列環境のポテンシャル場など、励振源となるいろいろな圧力変動場を実形状に近い形で考慮することが可能である。

次に、上記の非定常流れ場から2段動翼面にかかる非定常空力励振力を抽出した結果を示す。まず、上記の非定常多翼列解析によって2段動翼面上に発生する圧力の時間変動データを蓄積する。これをFFT解析し、1段静翼通過周波数に対応する非定常圧力変動成分のみを抽出し、その絶対値を示したものが図10である。ここで、上段が翼の正圧面、下段が負圧面の分布を示している。また、4枚の翼が並んでいるが、これは今回の1/10解析モデルでは2段動翼は4枚からなっており（したがって、全周では40枚）、それを並べたものである。図から圧力がコード方向にもスパン方向にもまるで節を持つように変化しており、3次元的な分布となっていることが分かる。このような3次元的な圧力分布は、先述した高次のパネルモードなど複雑な振動モードに対しては大きな影響があると考えられ、今回の3次元非定常多翼列解析を用いた方法は、2次元の方法に対し予測精度の向上が期待できる。

また、図10において注目すべきは、圧力変動の分布に翼の周方向位置による違いが見られている点である。直上流の2段静翼までを計算領域とした場合、周方向のどの翼でも基本的には同じ圧力変動になるはずである。しかしながら、今回の解析では、計算領域に入口ストラットまでの上流の翼列を考慮したことで、1段静翼より上流の影響が出ている可能性が大きい。原因の1つとして、2段静翼を挟んだ1段動翼との相対位置の影響が考えられる。1段動翼は2段動翼とは翼枚数が異なるため、動翼列どうしの相対位置が周方向に変化する。このような翼列どうしの周方向相対位置の変化が翼列性能に影響を与えることは知られており、翼の励振力に影響を与えていると考えても不思議ではない。詳しい現象の調査は今後の課題であるが、多数の翼列環境で解析することで初めて得られた知見である。

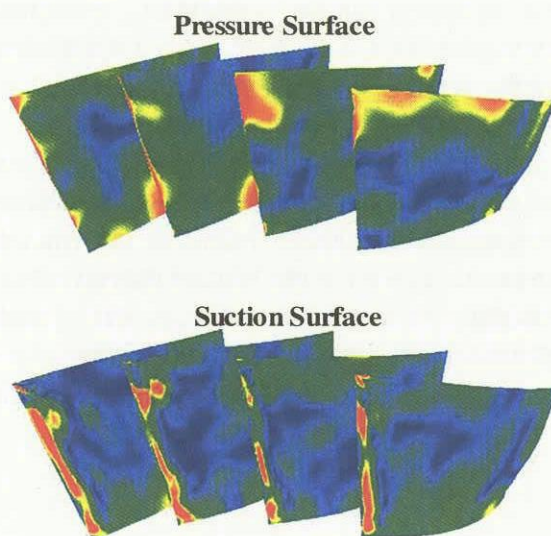


図10. 2段動翼面圧力変動分布（上段：正圧面，下段：負圧面）

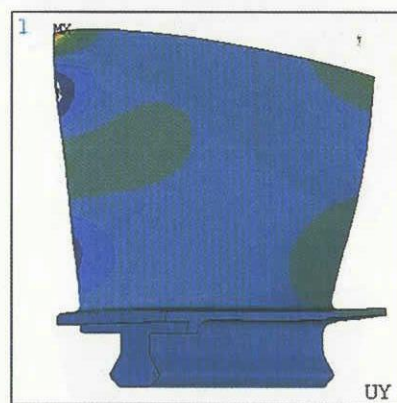


図11. 2段動翼振動モード

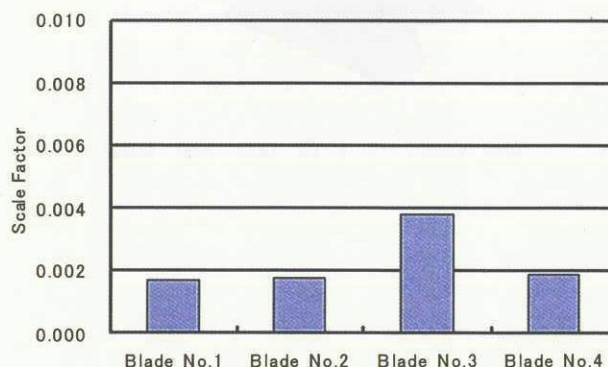


図12. 2段動翼にかかる無次元モーダル力

### 3.2. 翼振動応答

最後に、上述の空力励振力と翼振動モードから得られるモーダル力を示す。翼振動モードについては、図8下段の解析モデルに対して構造FEM解析を実施し、1段静翼通過周波数に近い固有振動数に対応する振動モードとして、図11に示すようなモード形状が得られる。この振動モード形状と3.1で求めた空力励振力(圧力変動分布)を掛け合わせることで、そのモードにおける翼にかかる力(モーダル力)が求まる。これを無次元化したものを図12に示す。ここで、翼番号No.1は図10における一番右の翼に対応し、No.4は一番左の翼に対応している。前述した翼の周方向位置による圧力変動の違いがモーダル力に換算すると約2倍もの差となって表れていることが分かる。

### 4. まとめ

多翼列環境下における空力励振力の予測に非定常3次元多翼列解析を用いた翼振動応答量予測システムをITBLネットワーク上に構築し、高圧圧縮機の2段動翼に適用した。その結果、2段動翼面上の圧力変動として3次元的な分布が得られ、複雑な振動モードに対する本手法の有効性が示された。また、翼の周方向位置による圧力変動の違いも見られることが分かり、新たな知見が得られた。

以上から本システムの従来手法に対する有意性は十分予想できるが、試験結果との比較を行い、定量的な予測精度の検証を行なうことが今後の課題である。

### 参考文献

- 1) Chiang, H.D. and Kielb, R.E., "An Analysis System for Blade Forced Response", ASME 92-GT-172, 1992
- 2) 加藤大, 今成邦之, "多翼列 CFD を活用した高圧圧縮機の翼振動低減方法の検討", 第31回 ガスタービン定期講演会 講演論文集, 2003
- 3) 福田正大, "ITBL で目指す実現すべきもの", 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2002 論文集, 2003
- 4) 岩宮敏幸, 山本一臣, "航空宇宙統合シミュレーションシステムの構築に向けて", 航空宇宙数値シミュレーション技術シンポジウム2002 論文集, 2003