ターボ機械の翼フラッタ解析*

(第1報, 強制振動時における二次元解析と三次元解析の相違)

横 野 泰 之*¹Numerical Analysis of Airfoil Flutter in Turbomachinery
(1st Report, 2D and 3D Analysis of Flow
Around Airfoil Subjected Forced Oscillation)

Yasuyuki YOKONO

This paper describes extensive computer-based analytical studies on the details of unsteady flow behavior around oscillating airfoils in turbomachinery. To consider the time-dependent motions of airfoil, a complete Navier-Stokes solver incorporating a moving mesh was applied, and the drag and lift coefficients for the cases of stationary airfoils and airfoils subjected to forced oscillation were examined. In the present study, a comparison was made between the two- and three-dimensional analyses for NACA0012 airfoils, and the separation vortex structure was examined in detail. From the numerical results, it was found that the separation vortex consisted of large-scale rolls with axes in the span direction, and rib substructures with axes in the stream direction. The three-dimensional analysis could simulate these rolls and ribs, but the two-dimensional analysis was inadequate to realize this vortex structure. This is the main difference between the two- and three-dimensional analyses. In addition, the formation of ribs was found to be affected by the forced oscillation, and the transformation or rolls increased and the vortex structure became fine as the oscillation frequency increased.

Key Words: Flow Induced Vibration, Numerical Simulation, Fluid Dynamics, Turbomachinery, Airfoil, Visualization

1. はじめに

コンバインドサイクルの効率向上や機器容量の増大の必要性から、圧縮機初段翼やタービン最終翼は長翼、薄肉化傾向にある。これらの翼では、流れによる翼の振動(フラッタ)が生じる恐れがある。大きな翼の振動は機器に致命的なダメージを与えるため、信頼性の確保にはフラッタ現象の予測技術が必要となる⁽¹⁾。

このような流れと構造物の連成振動は風による橋やビルなどの建築物の振動、航空機翼のフラッターリング、あるいは原子力機器等の分野で研究が盛んで、従来振動関係の実験研究が数多く行われてきている。一方、流体力学的な立場から、数値解析を利用した計算力学的なアプローチも最近では多く試みられるようになってきた^{(2)~(6)}。

そこで、振動を伴う流体解析の解析手法を確立し、フラッタ現象の予測を行うため、格子作成法と一般座標流体解析を組合せ、移動境界適合座標系での解析を行う。特に、翼のフラッターリング現象の解明には変動力の周期が重要であり、正確に揚力、抗力の時間変化

を明らかにする必要がある。従来二次元翼周りの解析は二次元流体解析により行われているが、本質的に渦構造は三次元の構造をしており、二次元解析では正確な渦構造をとらえられないと考えられる。ここでは、強制振動する NACA 0012 翼周りについて二次元解析と三次元解析の比較を行い、三次元はく離渦の構造について検討を加える。

2. 解析モデル

ここで使用したのは、著者らが開発した一般座標系非圧縮流体解析コード⁽⁷⁾で、その基礎式は流入速度と翼コード長により無次元化し以下のようなになる。連続の式

$$\frac{\partial u_i}{\partial x_i} = 0 \quad \dots\dots\dots (1)$$

運動量保存式

$$\frac{\partial u_i}{\partial t} + \frac{\partial u_j u_i}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{1}{Re} \frac{\partial^2 u_i}{\partial x_j \partial x_j} \quad \dots\dots\dots (2)$$

これらの基礎式は、差分法により離散化した。時間精度は一次の後退差分とし、空間的には、対流項には三次の上流差分を、その他の項には二次の中心差分を用いた。代数方程式の解法にはSORを用いた。境界が時刻とともに移動することを考慮するため、各時刻ご

* 原稿受付 1997年9月12日。

¹ 正員, (株)東芝研究開発センター(☎210-8582 川崎市幸区小向東芝町1)。

Table 1 Numerical condition

Airfoil Shape :	NACA0012
Reynolds Number :	1.0×10^5
Attack Angle :	15deg
Spanwise Length :	same as chord length
Grid Number :	323x61x1(2D), 40(3D) 19,703(2D), 788,120(3D)
Calculation time step :	0.005

Fig. 1 Numerical model

とに境界に適合した計算格子を作成する移動境界適合座標系とした。

解析は NACA 0012 の翼周りの流れとした。二次元解析, 三次元解析ともに, 翼断面では図 1 に示すような翼表面で, メッシュ間隔を詰めた 323×61 の C 形格子を用いた。流入速度と翼コード長を基準としたレイノルズ数 Re は 10^5 である。三次元解析では翼の-span 方向に翼長と同一の長さを取り, 40 分割の格子とした。境界条件は, 迎え角 10° での一様流入境界, 出口での自由流出, 翼表面での滑りなし条件とした。三次元解析では翼-span 方向にフリースリップ境界条件を用いた。ここでは, 細かな時間刻みで, 乱流モデルを用いない非定常解析を行った。解析の概略は以下のとおりである。なお, 強制振動を加えた場合の解析は静止時のタイムステップ 10 000 (流入速度と翼コード長に基づく無次元時間 $Time=50.0$) の結果を初期値としてリスタートさせた。強制振動の変位 Δy は以下のとおりである。

$$\Delta y = \sin(2\pi f \Delta t) \dots\dots\dots (3)$$

ここで, f は強制振動周波数である。

3. 解析結果

3.1 抗力係数, 揚力係数の時間変化

3.1.1 静止時の場合 図 2 には二次元解析と三次元解析における抗力係数と揚力係数の時間変化を示

Fig. 2 Drag and lift coefficient in case of stationary

す。二次元解析では揚力係数が規則正しい周期運動を示し, これに伴う周期での抗力係数の周期運動が明確に表れている。一方, 三次元解析の結果では, 揚力は長周期の変動に二次元解析で見られるような周期変動が乗ったような挙動を示す。また, 揚力の平均値は二次元解析に比べ小さい。抗力には揚力の変動周期に対応した変動が観察されるが, その変動幅は二次元解析の結果に比べかなり小さい。三次元解析で得られた結果が二次元結果と異なり, 翼先端で離した渦が翼-span 方向に一樣でない等, 現象が二次元的ではないことがわかる。

図 3, 4 には抗力と揚力のパワースペクトラムを示す。二次元解析では抗力, 揚力とも明確な鋭いピークをもち, その 2 倍の周期のピークも観察される。スペクトルの最大値を示すのは抗力, 揚力ともに流入速度と翼コード長に基づく無次元周波数で 0.61 である。三次元解析では無次元周波数 0.71 で抗力, 揚力の最大スペクトルをもち, そのピークは二次元解析ほど鋭くない。また, 三次元解析ではパワースペクトルのレベルも二次元解析に比べ数オーダ低い。このように, 翼に作用する力の絶対値のみではなく変動の周波数も二次元解析と三次元解析で異なることがわかる。

3.1.2 周波数 0.5 での強制振動 図 5 には無次元周波数 0.5 で強制振動させた場合の抗力係数, 揚力係数を示す。二次元解析, 三次元解析ともに静止時と大きな差はない。つまり, 静止時の抗力, 揚力変動のピーク周波数が $0.61 \sim 0.71$ であるのに対して, これより低い周波数 0.5 で強制振動を与えても抗力, 揚力変動には大きな影響を及ぼさなかった。

この場合のパワースペクトラムを図 6, 7 に示す。強制振動に対応する周波数 0.5 とその整数倍の周波数にピークがわずかに観察されるものの, 二次元解析, 三次元解析ともに静止時と大きな変化はなく, スペクト

Fig. 3 Two-dimensional simulation results in case of stationary

Fig. 4 Three-dimensional simulation results in case of stationary

Fig. 5 Drag and lift coefficient in case of forced oscillation at $f=0.5$

ルの観察によっても抗力, 揚力には大きな影響を及ぼさないことがわかる。

3・1・3 周波数 2.0 での強制振動 図 8 には周波数 2.0 で強制振動させた場合の抗力, 揚力係数を示した。二次元解析では静止時と比べ, 基本的には変化しないが, わずかに高周波数の変動が乗ったような様子を示す。三次元解析では, 静止時の変動に高周波数の変動が強く乗り, 静止時とはかなり異なった変動の様子を示す。周波数 2.0 の強制振動では二次元解析と三次元解析の差として変動の平均値, 振幅のみではなく

変動周波数にも違いが現れていることがわかる。

この場合のパワースペクトルを図 9, 10 に示す。二次元解析では抗力, 揚力ともに静止時にはピークが見られなかった強制振動周波数の整数倍である 2, 4, 6, 8 といった周波数に鋭いピークをもつようになる。一方, 三次元解析では, 周波数 2, 4, 6, 8 といったところはかなり広い範囲でピークをもつようになり, そのピーク値の値もかなり大きい。抗力ではスペクトルがピークを示す位置が 0.71 から 2 へと移動し, 揚力でも周波数 6 あたりの変動がピーク値 0.71 に匹敵する大きさになり, スペクトルは静止時と形態が大きく異なる。

3・2 圧力分布の観察 図 11~13 には翼の等圧力面を示す。これらは非定常解析結果をアニメーションによって観察したもの 1 こまでである。図 11 は静止時の場合で, 二次元解析で見られるような離れによる翼スパン方向に軸をもつ大規模渦に加え, 流れ方向に軸をもつ縦渦が観察される。また, この縦渦が大規模渦に干渉し, 大規模渦がスパン方向に分布をもった複雑な三次元分布を示している。図 12 は周波数 0.5 で強制振動させた場合で, 静止時と同様に, 二次元的な大規模渦が変形している様子, 縦渦の存在などがよく

Fig. 6 Two-dimensional simulation results in case of forced oscillation at $f=0.5$ Fig. 7 Three-dimensional simulation results in case of forced oscillation of $f=0.5$ Fig. 8 Drag and lift coefficient in case of forced oscillation at $f=2.0$

わかる。図 13 は周波数 2.0 で強制振動させた場合で、翼面からはく離れた大規模渦はスパン方向に一様になる場合が極めて少なく、静止時に比べ縦渦がどの時刻歴においても多く観察され、大規模渦が大きく変形している様子がわかる。

この縦渦発生のメカニズムは以下のように考えられる。翼からはく離する渦は翼スパン方向に軸をもつ二次元的大規模渦となる。これは Roll と呼ばれ、放出が周期的に行われるため、ある時刻に放出された Roll と次の時刻に放出された Roll のあん点間では引き延

ばされる方向に力が作用し、縦渦(Rib と呼ばれる)が発生する⁽⁹⁾⁻⁽¹¹⁾。この Rib により、Roll も変形あるいは分断されることが考えられる。

周波数 2.0 で強制振動を与えている場合では、与えている振動周波数が静止時での揚力変動のピーク値(これが Roll に対応する)より高いため、この引き延ばされる方向の力に強制振動が作用し、縦渦(Rib)の形成を促進していると考えられる。したがって、Rib による Roll の変形も促進され、高周波成分の振動が増加するものと考えられる。

3.3 翼面圧力変動の相互相関 スパン方向における圧力の相関を検討した。翼面圧力変動 p' の相互相関係数は以下のように表せる。測定位置は翼長の 0.95 倍翼先端から下流側である。

$$R(z, \tau) = \frac{\overline{p'(z_0, t)p'(z, t+\tau)}}{\sqrt{\overline{p'(z_0, t)^2}}\sqrt{\overline{p'(z, t)^2}}} \dots\dots\dots (4)$$

ここで、 z は翼スパン方向の距離、 τ は隔たり時間(ラグ)を表す。

図 14 に示す静止時では、 $\tau=1.4$ とその整数倍のラグでいずれのスパン方向距離についても強い相関を示している。 $\tau=1.4$ は周波数換算すると 0.7 であり、これは揚力のピーク周波数であり、スパン方向に軸を

Fig. 9 Two-dimensional simulation results in case of forced oscillation at $f=2.0$ Fig. 10 Three-dimensional simulation results in case of forced oscillation at $f=2.0$

Fig. 11 Pressure isosurface in case of stationary

Fig. 13 Pressure isosurface in case of forced oscillation at $f=2.0$ Fig. 12 Pressure isosurface in case of forced oscillation at $f=0.5$

もつ大規模渦(Roll)に対応する。したがって、スパン方向にほぼ一様に大規模渦が下流に流れていくことがよくわかる。図 15 は周波数 2.0 での強制振動時である。Roll に対応する相関は観察できるが、静止時に比べると相関が弱く、空間的にも分布があり、Roll の変形が大きくなっている様子がわかる。

4. お わ り に

大きな迎え角をもつ NACA 0012 翼周りの流れにつ

Fig. 14 Cross correlation of surface pressure fluctuation in case of stationary

Fig. 15 Cross correlation of surface pressure fluctuation in case of forced oscillation at $f=2.0$

いて二次元解析と三次元解析の比較を行った。この結果、静止時において、三次元解析では翼端からのはく離渦が翼スパン方向に圧力分布をもち、抗力係数の平均値には大きな差は見られないが、揚力係数については三次元解析が二次元解析に比べ小さな値を示し、抗力係数、揚力係数ともにピークを示す周波数は三次元解析が大きな値を示すなどの違いが明らかになった。

振動周波数 0.5 と抗力、揚力のスペクトルがピークを示す周波数より低い周波数で強制振動させた場合には、二次元解析、三次元解析とも静止時と大きな変化は観察できなかった。振動周波数 2.0 とピークより高い周波数で強制振動させた場合には、二次元解析では強制振動周波数の整数倍に鋭いピークが表れる変化であったのに対し、三次元解析ではその近傍にも幅広く値の高いスペクトルが表れ、変動の様子がかなり異なった。

圧力分布の観察から、はく離渦の構造が翼スパン方向に軸をもつ二次元的大規模渦と流れ方向に軸をもつ縦渦といった Roll と Rib から構成されており、三次元解析ではこの構造を再現できるのに対し、二次元解析では大規模渦しかとらえられない点が二次元解析と三次元解析の相違であることが明らかになった。さら

に、抗力、揚力のピーク周波数より高い周波数で強制振動させた場合には、Rib の成長に強制振動が作用し、Roll, Rib とともに静止時に比べて変形が増大し、高周波数の振動が増加した。

文 献

- (1) 日本機械学会, 翼列における非定常問題に関する調査研究分科会成果報告書, (1988).
- (2) 石原国彦・ほか 2 名, 機論, **56**-528, B(1990), 2390-2402.
- (3) 鹿野芳雄・名村清, 機論, **58**-545, B(1992), 139-144.
- (4) Eguchi, T. and Wiedermann, A., *Unsteady Aerodynamics and Aeroelasticity of Turbomachines*, (1995), 237-253.
- (5) 横野泰之, 第 9 回計算力学講演会講演論文集, (1996), 59-60.
- (6) 横野泰之, 第 10 回計算力学講演会講演論文集, (1997), 189-190.
- (7) 横野泰之, 第 9 回熱工学シンポジウム講演論文集, (1996), 87-88.
- (8) Brown, G. L. and Roshko, A., *J. Fluid Mech.*, **64**(1974), 775-816.
- (9) Bernal, L. P. and Roshko, A., *J. Fluid Mech.*, **170**(1986), 775-816.
- (10) Metcalfe, R. W., ほか 2 名, *J. Fluid Mech.*, **184**(1987), 207-243.
- (11) Hussain, A. K. M. F., *J. Fluid Mech.*, **173**(1986), 303-356.