B219 振動翼まわりの流れ場の可視化実験

九大 工 麻生 茂○

九大 院 金平徳之

日産自動車 坂本篤弘

Flow Visualization of Separated Flows around Oscillating Airfoil

Shigeru ASO*, Noriyuki KANEHIRA*, Atsuhiko SAKAMOTO**

Dynamic stall phenomena have been investigated numerically by solving incompressible Navier-Stokes equations by a third-order upwind scheme in order to reveal the flow structure and mechanism of dynamic stall. Separated flows around oscillating airfoil in pitch are calculated by using moving mesh system. The calculated separated region is small in pitching-up process and it becomes large in a pitching-down process. Quite different characteristics of flow patterns between in a pitching-up and pitching-down processes are obtained. Hysteresis curves of C_L and C_M are simulated.

Also the separated flow fields around pitching airfoil are visualized experimentally. The results show the flow patterns and extent of separated region in pitching-up and pitching-down processes are quite different and significant characteristics of dynamic stall is obtained.

1. 序論

静的な失速迎角を越える最大迎角で振動する翼の揚力、抵抗、モーメントは、迎角増加時と減少時とは全く違う挙動を示す。このような現象はダイナミックストールと呼ばれている^{1,2)}。この現象は、突風を受けたときの航空機の翼やヘリコプターのローターブレード、ジェットエンジンのコンプレッサーブレード、または昆虫の羽ばたき運動に関してさえも、興味深くかつ、重要な問題の一つである。

ダイナミックストールの諸特性を理解しようとする研究は古くから行われ、またそれを理論的に予測しようとする研究も多い¹⁻⁴⁾。しかしながら、問題が非線形の領域に属し、翼面上の剥離の度合いが大きくなるにつれて現象の取扱が急速に困難になることなどのために、いまだに実験的にも理論的にもよく解明されていない部分が多い。

今回の研究に於いては、2次元振動翼まわりの剥離流を数値的に解くことを試みた。具体的には、2次元非圧縮Navier-Stokes方程式を直接、圧力 p 、速度 (u, v) について差分化し、高レイノルズ数($Re=70000$)においてピッチング方向に振動する翼型まわりの剥離を伴う流れについて、数値解析を行った。また、このような流れ場の特徴をとらえる目的で可視化実験を行っているので、その結果について報告する。

2. 振動翼まわりの流れの数値計算

計算は2次元非圧縮性Navier-Stokes方程式を直接解いて求めた。なお計算にあたっては3次の風上差分を用いた³⁾。また、Oグリッドで構成し、時間変数を含めた一般座標変換の導入により、各time stepで迎角の変化に伴い移動する物体表面に適合したMoving gridで計算をおこなった。本研究で開発した計算法の詳細とそのチェックとして円柱まわりの剥離域及びレイノルズ数300における翼まわりの流れについて実験結果と計算結果との比較を文献4に示す。

ピッチ方向に振動する翼型まわりの流れの数値計算を行った。振動の中心軸は25%コード位置とし、翼型はNACA0012とした。なお、計算条件は $Re=70000$ 、無次元角周波数 $k(=\omega c/2U)=0.2$ で行い、迎角は正弦波的に振動させた。ここで、 c はコード長、 U は一様流の速度である。

図1に迎角 $\alpha=12^\circ+4^\circ \sin \omega t$ における十分安定した周期的変動になった場合の、迎角が平均迎角から増加し、最大迎角に達した後平均迎角まで減少するまでを瞬間流線とスモークワイヤ法を計算によりシミュレートしたものを示す。図は左右に同迎角でのフローパターンを配置し、ストロークによる違いがわかるようにした。迎角の上昇時は翼背面の剥離域は小さいが、迎角減少時は大きくなっており流れ場の履歴現象がよく現れていることがわかる。また、アップストローク時は翼上面の渦は小さく、翼面に沿って下流に流されるような形が見られるが、ダウンストローク時は翼上面に大きな渦が出現している。最大迎角近辺で大きく剥がれた境界層は、ダウンストローク時に再び付着している。

* Dept. Aeronautical Eng., Kyushu University, Hakozaki, Fukuoka 812.

** Nissan Motor Corporation, Co. Ltd., Tokyo.

Fig. 1 Flow patterns at $\alpha = 12^\circ + 4^\circ \sin \omega t$ ($k = 0.2$) (NACA0012, $Re = 70000$)

Fig. 2 Hysteresis of C_L and C_M Fig. 3 Flow patterns at $\alpha = 20^\circ + 4^\circ \sin \omega t$ ($k = 0.2$) (NACA0012, $Re = 70000$)

図2に2周期分の揚力係数 C_L と振動中心軸回りのピッチングモーメント係数 C_M を示す。両者共にアップストローク時、ダウンストローク時で値は大きく異なり、ダイナミックストール特有の履歴現象（ヒステリシス）を描いている。揚力は静的失速迎角（NACA0012の場合約 15° ）を越えてもすぐには下がらず、ダウンストローク時に急激に減少する。また、ピッチングモーメントはアップストローク時の最大迎角近辺で、揚力の増加に伴い急に下降していることがわかる。

図3に迎角 $\alpha = 20^\circ + 4^\circ \sin \omega t$ における十分安定した周期的変動になった場合の、迎角が平均迎角から増加し、最大迎角に達した後平均迎角まで減少するまでを瞬間流線を示す。この場合、平均迎角が大きいために翼は迎角上昇時から剥離しており、図2とは異なっているが後縁からの渦放出の様子が図1の場合と顕著に異なっていることがわかる。

3. 振動翼まわりの流れの可視化

著者らは前章で述べた計算とともに、振動翼まわりの流れ場の可視化を試みている。実験には、吹き出し口の直径が2mのゲッチンゲン型風洞を用い、模型は、翼弦長250mm、翼幅1250mm、翼型はNACA0012の二次元対称翼である。翼は1/4翼弦長の位置を振動の中心軸として振動させている。流れの二次元性を保つために翼の両端にアクリル製の側板を設けた。モーターの回転運動を滑らかな縦振動に変換し、この縦振動を翼の軸に直結したアームに伝えるリンク機構により、翼の迎角を $\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin \omega t$ の正弦振動となるようにしている。

その一例を図3に示す。実験条件は、流速約2m/s、翼のコード長に基づくレイノルズ数 3.7×10^4 である。迎角変化は $\alpha = 16^\circ + 4^\circ \sin \omega t$ （ここで無次元振動数 $k = \omega c / 2U = 0.2$ ）である。図にはほぼ最低迎角近傍の迎角上昇時と迎角減少時のフローパターンを示している。ダイナミックストールではこのように迎角上昇時と減少時で剥離域の大きさが顕著に異なる様子がとらえられている。

4. 結論

2次元非圧縮性Navier-Stokes方程式を圧力、速度について差分化し直接計算することによって、ピッチ振動する翼型まわりの流れ場をシミュレートした。得られた計算結果はフローパターン、揚力履歴などダイナミックストールの特徴をよく表わしている。また、スモークワイヤ法などの可視化実験を数値的にシミュレートし、実験結果と比較する上でこのような手法がたいへん有効であることがわかった。

さらに、振動翼まわりの流れについての可視化を行い、ダイナミックストールの現象においては、ほぼ同じ迎角でも迎角上昇時と減少時には翼面背後の剥離域の大きさが顕著に異なることが捉えられた。

なお、本研究にあたって当研究室の吉田勝彦技官の協力を得ました。ここに記して深甚なる謝意を表します。

参考文献

- 1) McCroskey, W. J. and Pucci, S. L.: AIAA paper 81-0051 (1981).
- 2) Carr, L. W.: J. Aircraft, 25 (1988), pp. 6-17.
- 3) Kawamura, T. and Kuwahara, K.: AIAA paper 84-0340 (1984).
- 4) Aso, S. and Sakamoto, A.: 九大工学集報, 64 (1991), pp. 249-255.

Fig. 4 Flow patterns at $\alpha = 16^\circ + 4^\circ \sin \omega t$ ($k = 0.2$) (NACA0012, $Re = 37000$)