スモークワイヤ法による振動翼の ダイナミックストール現象の研究*

— 第一報 平均迎角の影響 —

麻生 茂**, 隈本 雄一**

A Study on Dynamic Stall Phenomena of an Oscillating Airfoil with Smoke-Wire Method I. Effect of mean Angle of Attack

Sigeru Aso and Yuichi KUMAMOTO

ABSTRACT

In the present study experimental efforts have been conducted in order to reveal the detailed flow structure of the dynamic stall in low speed flows. In the present experiments, a low speed wind tunnel, whose diameter is 2m, is used. A special device for oscillating the airfoil in pitch sinusoidally is developed by using a special mechanical link system. The flow fields are visualized by smoke-wire method and smoke lines (streak line) are recorded with a conventional camera and a video camera. The mean angle of attack of the airfoil is changed variously and the effect of mean angle of attack on the characteristics of the dynamic stall are investigated carefully. The results show that the dynamic stall characteristics in low speed flow are significantly influenced by the mean angle of attack.

Key words: Dynamic stall, Smoke-wire method, Oscillating airfoil

1. 序 論

ダイナミックストール現象はヘリコプターブレードやタービンブレードにおいて、効率低下の原因となる流体の剥離現象として知られており、また、航空機においても機体の急激な運動や、特に離着陸における比較的速度の遅い（レイノルズ数が小さい）場合の翼または機体まわりの動的な剥離現象の解明は安全な飛行のためだけでなく、航空機の機動性を高めるためにも必要であるため、これらの航空機の設計をする上で剥離流れの詳細な研究は不可欠である。

自然界でも鳥や昆虫はこの現象を有効に利用して揚力の向上に役立てていることや、ダイナミックストール渦が発生することで高迎角で高い揚力が発生するということは広く知られている^{1)~4)}。またこれらのことから、剥離を防ぐだけでなく剥離を積極的に制御することで高迎角で高い揚力を得ることが出来るということが考えられる。

この様なダイナミックストール現象を明らかにするた

めに、著者らは風洞を用い、低速流中でピッチ方向に正弦振動する2次元対称翼まわりの流れ場に関する研究を行ってきた^{5,6)}。本論文では、特に可視化実験によるダイナミックストール現象の流れ場構造の解析を行った。可視化はスモークワイヤ法を用い、流れ場は瞬間写真とビデオ装置で捉えた。また様々な条件下における流れ場の構造の変化を捉えるために、風速を一定にし平均迎角を変化させる実験を行った。また、可視化によって得られたデータにより平均迎角の変化が翼まわりの流れの構造にどのような影響を及ぼすかを検討するために流れ場の変化を特徴的な構造ごとに区分し、分析した。

2. 実験装置と方法

ダイナミックストール現象を捉えるために、風洞を用いたピッチング振動する二次元翼まわりの可視化実験を行った。可視化にはスモークワイヤ法を用い、スチルカメラによって瞬間的な流れを捉えた。また、流れの時間的な変化を調べるために、ビデオカメラによる撮影も行った。

* 原稿受付 1996年6月4日

** 九州大学工学部航空工学科

2.1 実験装置

2.1.1 風洞

風洞は九州大学工学部航空工学科所有のゲッチンゲン型風洞を使用した(Fig.1)。測定部開放型でノズル出口は直径2mの円形である。送風ファン直後の整流フィンに網を設けて風速2m/secを得た。

2.1.2 実験模型と周辺機構

実験に使用する翼型はNACA 0012で寸法はコード長は250mmでスパンは1,250mmである(Fig.2)。

Fig.3に実験装置の概略を示す。2次元流れを実現するために測定部の翼の両側に2枚のアクリル板を平行に位置するように備え付け、翼型の両側面がアクリル板と出来るだけ隙間が出来ないように配置した。

ピッチ方向に振動させるための振動駆動装置は風路の外部に設置してあり翼とは振動中心(対称軸上の25%コード)で接続されている。

翼の振動装置をFig.4に示す。これはスコッチヨーク機構の応用である。この構造の利点として、1)軸合わせが必要ない、2)機械的なガタが少ない、3)ピッチ軸まわりの高精度の正弦振動が得られる。を挙げることができる。回転盤が ωt で回転する場合、翼に接続してあるアームの角度は

$\theta = \sin^{-1} \cdot (R/L \sin \omega t)$ で変化する。 $R/L \ll 1$ である時、この角度変化は $\theta = R/L \sin \omega t$ と近似すること

が出来るので、翼の迎角変化、 $\alpha = \alpha_0 + \theta$ は $\alpha = \alpha_0 + a_1 \sin \omega t$ と表すことが出来る。振動振幅は図中のRを調節することにより変化させることができる。実験に使用した装置では $5.0^\circ \sim 20.0^\circ$ の範囲で振幅の変化が可能である。

また振動中の迎角変化を測定するために振動軸にはポテンシオメーターが接続されており迎角変化を電圧変化として出力しパーソナルコンピュータに取り込み記録できる。

振動の駆動力はパルスモーターから得る。パルスモーターはPPMDを介してパーソナルコンピュータで制御することが出来、振動数を1/1000 Hzの単位で変化させる

Fig.3 Outline of a visualization system

Fig.1 Gottingen wind tunnel

Fig.2 Model of airfoil

Fig.4 Mechanism of equipment for oscillating airfoil

ことが可能である。

2.1.3 可視化システム

可視化はスモークワイヤ法を用いる。スモークワイヤ用の電熱線は翼型の直前 (2-5 mm 前方) に張ってある。電熱線に電流を流すことにより電熱線上に塗られた流動パラフィンを加熱し煙を発生させ、その筋をある瞬間に撮影することで可視化した。流れを妨げない様に直径 0.2 mm の比較的細いニクロム線を使用しているの
で煙の維持時間は 2-5 秒と短い。

流れ場は翼側面の振動軸上のほぼ延長上にカメラを設置して撮影する (Fig.4)。フラッシュ制御用トリガはスモークワイヤの電源スイッチと遅延回路で接続しており、スモークワイヤからの煙が翼下流まで到達してからフラッシュが点灯するように調整してある。迎角検出用ポテンショメータの電圧変化とフラッシュ制御用のトリガを同時に記録することにより撮影時の角度を知ることが可能となる。

瞬間的に捕えた写真だけでは、それぞれの流れ構造の関連性が明確でないのでビデオカメラによる流れ場の撮影も行った。この場合の光源として風洞測定部の吹き出し口の下にスライドプロジェクターを設置し、瞬間写真と同様に翼正面の振動軸の延長上にビデオカメラを設置した。

2.2 実験条件

実験は流速を 2 m/sec に保ち、振動条件のみを変化させた。振動は、 $\alpha = \alpha_0 + \alpha_1 \sin \omega t$ で表される正弦振動である。ここで、 α は迎角、 α_0 は平均迎角、 α_1 は振幅、 ω は角振動数である。

平均迎角が、ダイナミックストール現象にどのように影響するかを明らかにするために、振幅 $\alpha_1 = 5.0^\circ$ 、無次元角振動周波数 $k (= \omega c / 2U) = 0.2$ に固定し、可変パラメータとして、平均迎角 α_0 を設定し、 $\alpha_0 = 5.0^\circ \sim 20.0^\circ$ の範囲で変化させた実験を行った。振幅を $\alpha_1 = 5.0^\circ$ に設定したのは、ヘリコプターのローターブレードが一回転する間のピッチ角変化の振幅がこの程度だからである。ここで、 U は自由流速度、 c はコード長である。

一連の実験を通して翼弦長を基準としたレイノルズ数は 3.5×10^4 である。

3. 可視化実験の結果と考察

3.1 ダイナミックストールの発生過程

まず、ダイナミックストール現象の典型的な例として、 $\alpha = 10.0^\circ + 5.0^\circ \sin \omega t$ 、 $k = 0.2$ の場合の最少迎角からピッチアップし、最大迎角を過ぎピッチダウンする過程の可視化結果を Fig.5 に示す。その結果をビデオ撮影によって得られた時間変化のデータとあわせて、ダイナミックストールの発生過程について考察した。

この条件では、最少迎角は 5.0° である。よって最少迎角付近ではまだ翼前縁で剥離が見られる迎角ではないので流れは翼に沿っている。 $\alpha = 6.7^\circ \uparrow$ (以下 $\uparrow$ はピッチ

(a) $\alpha = 6.7^\circ \uparrow$

(b) $\alpha = 10.5^\circ \uparrow$

(c) $\alpha = 13.3^\circ \uparrow$

(d) $\alpha = 15.0^\circ \text{ max}$

(e) $\alpha = 13.2^\circ \downarrow$

(f) $\alpha = 9.8^\circ \downarrow$

Fig.5 Time history of flow patterns
($Re = 34,000$, $\alpha = 10.0^\circ + 5.0^\circ \sin \omega t$, $k = 0.2$)

アップ過程, ↓はピッチダウン過程を示す)では, まだ剥離は見られず流れは翼上面を表面に沿っている。また後流には大きな渦は存在しない。迎角が増加すると翼前縁から流れが剥離する。 $\alpha = 10.5^\circ \uparrow$ には剥離した流れが翼の約30%コード長で表面に再付着しているのが捉えられている。 $\alpha = 13.3^\circ \uparrow$ では剥離域がやや大きくなる位であり変化が見られないが, さらに迎角が増加していくとそれまで表面に再付着して流れが, 翼前縁部の剥離域に巻き込まれはじめ, 翼表面上の流れが逆流し始める兆しが観察される。この角度(13.3°)を越えたあたりからダイナミックストール渦が形成されている。

$\alpha = 15.0^\circ$ (最大迎角)では, ダイナミックストール渦が発達し翼上前面を覆うようになっている。このダイナミックストール渦が後縁からの巻き上り渦を誘起する。その誘起された渦に渦領域は押し上げられ, 自由流に押し流されてしまい($\alpha = 13.2^\circ \downarrow$), さらに迎角が減少した $\alpha = 9.8^\circ \downarrow$ では翼上面には流れが遅い剥離域が残るだけだが, 前縁付近では剥離した流れが再び翼面に付着しようとしているのが捉えられている。付着した流れは最小迎角付近になると完全に翼上面に沿った流れとなり剥離域は消失する。

以上の流れ場の様子をもとにダイナミックストール渦の発生過程をまとめ, 各過程の流れ場の特徴を模式化したものを Fig.6 に示す。

最少迎角が, 迎角が固定の翼において翼上面で剥離が起きる始める迎角より小さい場合を考える。最少迎角を始点とすると, まず流れは翼面に添って流れる (Fig.6 (A))。次に流れは前縁から剥離し翼上面で再付着する (Fig.6 (B))。剥離した流れは翼上面で巻き込む (Fig.6 (C))。放出渦が翼上面に蓄積される (Fig.6 (D))。その状態がしばらく続いた後に渦領域は翼後縁まで広がり, 翼上面における強い逆流域を生じるために, 翼後縁から巻き上り渦を誘起する (Fig.6 (E))。その巻き上り渦にダイナミックストール渦が押し上げられ下流に放出される。後縁から発生した渦も下流に流され翼上面には淀んだ剥離域が見られる。 (Fig.6 (F))

これらの図から, 一連の過程における各流れ場の局所的な特徴として見ると, 前縁からの剥離の有無, 剥離流れの再付着の有無, 翼上面の広範囲な渦領域の有無, 後縁からの渦の有無, に注目するとよいことが分かる。

この事を考慮すると, C と D, および E と F はそれぞれ同じグループを形成し, 上記の A—F の流れ場は Fig.6 の領域 I, II, III, IV に区分することができる。この領域の用いて平均迎角の変化に対する流れ場の構造の移り変わりを考察する。

3.2 平均迎角に対する流れ場の構造変化への影響

平均迎角を変えた場合に翼の振動運動が流れ場の構造の移り変わりにどのような影響を与えているかを, 振幅 $\alpha = 5.0^\circ$, 無次元角振動周波数 $k = 0.2$ に固定し平均迎角を $\alpha_0 = 5.0^\circ \sim 20.0^\circ$ の範囲で変化させた。

I Attached flow (Flow with no separation) (A)

II Flow with small separated region (Flow with separation and reattachment) (B)

III Flow with dynamic stall vortex (C) (D)

IV Roll-up of dynamic stall vortex and its shedding (Flow with separation and no reattachment) (E) (F)

Fig.6 Model of separated flows

Fig.6 の記号を用いて流れ場の変化をグラフにまとめると Fig.7 の様になる。各平均迎角での流れ場の変化がピッチアップ過程は左側にピッチダウン過程は右側に示してある。この図は時計回り方向が時間に対する角度変化に対応している。また, 翼背面に成長したダイナミックストール渦によって後縁からの巻き上がり渦の発生する瞬間を Fig.7 中の○に示す。

本研究では $\alpha_0 = 10.0^\circ$, $k = 0.2$ において全てのパターンが見られるのでこれを比較の基準としこの条件から考察を始める。

Fig.5 を見ると, $\alpha_0 = 10.0^\circ$, $k = 0.2$ は Fig.5 の流れ場構造をすべて含んでいるのが分かる。ピッチアップ時は最少迎角から付近では, 流れは翼表面に沿って流れており (I), 迎角が増加すると前縁から剥離が起こるが流れは翼上面に再付着する (II)。剥離剪断層が発達し翼上面にダイナミックストール渦が成長する (III)。最大迎角付近からピッチダウンするあたりで, 渦領域は翼上面から離れ, 上面には淀んだ剥離域が残る (IV)。その後最低迎角付近で I へと変化し, これが振動の一周期である。

次に, 平均迎角 $\alpha_0 = 10.0^\circ$ 以上の場合について考察する。平均迎角が増加するに従い I の状態が現れる期間は短くなり $\alpha_0 = 15.0^\circ$ を越えると I の領域は無くなる。 $\alpha_0 = 17.5^\circ$ (Fig.8) では同じ傾向であるが, IV 領域は平均迎

Fig.7. Change of flow patterns for different mean angle of attack at same amplitude and reduced frequency ($k = 0.2, \alpha_1 = 5.0^\circ, \alpha_0 = 5.0^\circ \sim 20.0^\circ$)

角が増すに従い一周期に占める割合が大きくなり $\alpha_0 = 20.0^\circ$ になると II, III 領域は消え, IV しか現れなくなる。後縁からの巻き上り渦の発生は Fig.5 中の領域 III, IV の間で発生する (図中白丸)。 $\alpha_0 = 10.0^\circ$ では渦の発生するのはピッチダウンの過程であるが, これは $\alpha_0 = 15.0^\circ$ まで変わらず, $\alpha_0 = 17.5^\circ$ ではピッチアップ過程で発生する。 $\alpha_0 = 20.0^\circ$ ではディープストール状態となり, ダイナミックストール渦の発生は見られず, そのために後縁からの巻き上り渦も発生しない。

このように平均迎角が $\alpha_0 = 20.0^\circ$ と非常に大きな迎角になるとディープストールの領域に入ってしまう翼背後で大きく剝離した流れの遅い領域が形成される状態が続く。このことから最少迎角が失速角より大きな場合, 翼のピッチ運動による剝離の遅延やそれに伴うダイナミックリフトの発生は期待できないと考えられる。

さらに平均迎角が $\alpha_0 = 10.0^\circ$ より小さい場合について考察する。 $\alpha_0 = 7.5^\circ$ では I から IV までの構造を持つが $\alpha_0 = 5.0^\circ$ では翼上面で渦領域が発達することもなく全振動過程を通じて流れは翼上面から完全に剝離することはない (Fig.9)。また, $\alpha_0 = 5.0^\circ$ ではダイナミックストール渦自体発生していない。これは, 固定迎角の翼では迎角が $\alpha = 8.0^\circ$ を越えると翼前縁部から剝離するのに対し, 振動する翼では流れが翼の動きに追従できず, 全ての迎角において流れが大きく剝離しないことによるものと考え

られる。

以上の考察により, 流れ場の構造は平均迎角に大きく依存しており, Fig.5 に示されているように $\alpha_0 = 5.0^\circ \sim 20.0^\circ$ の範囲で I $\rightarrow$ II $\rightarrow$ III $\rightarrow$ IV と分布しており, その I $\sim$ IV までの領域の占める割合が平均迎角 α_0 により顕著に変化することが明らかとなった。次に, ダイナミックストール渦が発生し, そのダイナミックストール渦が後縁からの巻き上がり渦により押し上げられ, 下流に流されるという一連の過程は, 平均迎角によりかなり異なることが明らかとなった。またこのような現象は, $\alpha_1 = 5.0^\circ$ の制約条件のもとでは平均迎角が $7.5^\circ \sim 17.5^\circ$ においてのみ観察されることから, 一定振幅の振動翼のダイナミックストール現象が出現する平均迎角には上限および下限が存在することが明らかとなった。

また, ダイナミックストール渦によって翼後縁からの巻き上がり渦が誘起され, ダイナミックストール渦が翼上面から持ち上がることが明らかとなったが, この後縁からの巻き上がり渦が発生する迎角は, それぞれの平均迎角からの位相で見ると α_0 の増加に従い位相進みになることが明らかとなった。

4. 結 論

ピッチ方向に正弦振動する翼まわりの流れ場について, $\alpha_1 = 5.0^\circ$ の制約条件のもとで平均迎角を変化させて調べ,

$k=0.2, \alpha=17.5^\circ + 5.0^\circ \sin \omega t, \alpha=12.8^\circ \uparrow$

Fig.8 Typical separated flow
($\alpha = 17.5^\circ + 5.0^\circ \sin \omega t, k = 0.2, \alpha = 12.8^\circ \uparrow$)

$\alpha = 5.2^\circ \uparrow$

$\alpha = 10.0^\circ \text{ max}$

Fig.9 Flow patterns at low mean angle of attack
($\alpha = 5.0^\circ + 5.0^\circ \sin \omega t, k = 0.2$)
(up: $\alpha = 5.2^\circ$, down: $\alpha = 10.0^\circ \text{ max}$)

以下の結論を得た。

1) 振動する翼まわりの一連の流れ場構造を (I) 剥離の無い流れ, (II) 前縁から剥離し再付着する流れ, (III) 翼背後に渦領域が存在する流れ, (IV) 翼背後に遅い剥離域が存在する流れの 4 つの領域に区分することにより,

平均迎角の変化と流れ場構造の変化の関連性を明確にすることが出来た。

2) 平均迎角 α_0 が異なると領域 I ~ IV の存在する迎角や一つの周期に占めるその割合が顕著に異なる事が明らかとなった。

3) (III) (IV) の領域で, 翼の前縁からのダイナミックストール渦が翼上面で発達し, その渦領域が後縁に達することにより, 後縁からの巻き上がり渦が誘起されるというダイナミックストール渦の発生から放出までの一連の過程が明らかとなった。

4) ダイナミックストール渦が翼上面から持ち上がる迎角は α_0 の増加に伴い位相進みになることが明らかとなった。

5) ダイナミックストール現象の発生する平均迎角の範囲に上限と下限があることが明らかとなった。これは, 平均迎角が大きすぎる場合には翼まわりの流れがディープストールの領域に入るためであり, 平均迎角が小さすぎる場合には翼の振動運動に流れが追従できず流れが大きく剥離しないためである。

参考文献

- 1) McCrosky, W. J. and Pucci, S. L.: "Viscous-Inviscid Interaction on Oscillating Airfoils", AIAA paper 81-0051, 1981
- 2) McCrosky, W. J.: "The Phenomenon of Dynamic Stall", NASA TM 81264, 1981
- 3) Aihara, Y. and Koyama, H. and Murashige, A.: "Transient Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Airfoil During Incidence Variation", J. Aircraft, Vol.22, No.8, August 1985, pp.661-668.
- 4) Carr, L. W.: "Progress in Analysis and Prediction of Dynamic Stall", J. Aircraft, Vol.25, No.1, January 1988, pp.6-16.
- 5) Aso, S. and Kumamoto, Y.: "Experimental and Computational Studies on Separated Flows around Oscillating Airfoil," UNSTEADY AERODYNAMICS AND AEROELASTICITY OF TURBOMACHINES, Elsevier, Amsterdam 1995, pp.321-331
- 6) 麻生茂, 隈本雄一: "低速流中でピッチング振動する 2 次元翼まわりのダイナミックストール現象の実験的研究", 九州大学工学集報, 第 68 巻, 第 2 号, pp.129-136, March 1995