動的失速時の翼周辺はく離流と非定常空気力に関する研究*

(第4報, 考察)

時 末 裕 充^{*1}, 高 田 浩 之^{*2}

A Study on the Behavior of Separated Flow around Elliptic Airfoils and the Unsteady Aerodynamic Forces under Dynamic Stall (4th Report, Discussion)

Hiromitsu TOKISUE and Hiroyuki TAKATA

The unsteady stall phenomenon of 15% thickness elliptic airfoils in incompressible two-dimensional flow at moderately large Reynolds numbers are examined in detail by analyzing the numerical and experimental results which are presented in the 1st, the 2nd and the 3rd report of present research. Discussions are focused on the behavior of stall vortices which are shed from the leading edge region subsequent to the leading edge separation, and its effect on the unsteady aerodynamic characteristics of the unsteady stall airfoils. The following results are obtained as a conclusion: 1) The stall vortex shedding phenomenon shows oscillatory behavior with a particular period. 2) The stall vortex shedding phenomenon and its periodic nature of oscillating airfoils appears almost in the same manner regardless of the value of mean angle of attack or oscillation frequency. 3) The full-time-stall flutter can be caused by a synchronization-like phenomenon when the airfoil oscillates near at the frequency of the stall vortex shedding phenomenon.

Key Words: Unsteady Flow, Separated Flow, Dynamic Stall, Stall Flutter, Oscillating Airfoil, Unsteady Aerodynamic Force

1. 緒 言

本研究は、旋回失速にさらされる翼や高速前進飛行中のヘリコプタのロータ翼など周期的に失速、非失速を繰返す翼における空力問題、および失速フラッタの発生機構にかかわる振動翼のまわりの空力問題を基礎的に解明することを目的として、一樣流中で半翼弦点まわりに角振動する翼厚比15%のだ円翼を例にとりて、新たに開発した数値解析法を用いて翼のまわりの二次元、非圧縮、高レイノルズ(Re)数の乱流流れを直接数値計算するとともに、吸込風洞を用いて種々のパラメータに対する広範囲の実験を行って、翼周辺のはく離流の挙動とそれが翼の非定常空力特性に与える影響を明らかにすることを試みたものである。本研究の結果は、数値解析については第1, 2報⁽¹⁾⁽²⁾に、また実験については第3報⁽³⁾に報告した。すなわち数値解析では、非定常に失速した翼のまわりの流れを特徴づける現象として失速渦放出の現象が顕著であることを示すとともに、失速渦放出現象の基本的性質としてそれ

が固有な時間スケールを持つとともに周期的現象として現れ得るものであることなどを明らかにした。そして実験では、数値解析によって示された失速渦放出現象の流れ場の様相とその性質を確認するとともに、翼に働く空気力やモーメントの時間的変化は翼背面における負圧のピークの移動という現象を通して失速渦の挙動と直接的に関連していることを明らかにした。本報ではこれらの結果を総括して検討し、失速渦放出現象とその性質、それが非定常失速翼の空力特性に与える影響についていっそうの考察を加えることを試みる。

以下まず失速渦放出現象自身に注目し、この現象の性質の基礎としてその周期的性質を取り上げ、考察する。次にこの失速渦放出現象とその基本的性質が角振動して失速状態に大きく出入りする翼の空力特性に与える影響について考察する。このとき、翼が前縁はく離する迎え角と翼運動との関係についても述べる。その後、翼の非定常失速の他の重要な問題として失速フラッタの問題を取り上げ、これに関連して行った片振幅1°の場合の実験に基づき、失速を伴って微小振幅で角振動する翼の空力特性に対する失速渦放出現象の影響について、それまでに明らかにされた現象の性質との関連に注目して考察する。そして最後に、第1~4報

* 昭和63年10月18日 第66期全国大会講演会において講演、原稿受付 昭和63年5月10日。

^{*1} 正員、(株)日立製作所機械研究所(〒300 土浦市神立町502)。

^{*2} 正員、東京大学工学部(〒113 東京都文京区本郷7-3-1)。

を通じて得られた本研究の結論を述べる。

2. 考 察

2.1 失速渦放出現象の周期的性質について 第2報の数値解析より、翼が失速するような大きな一定迎え角に保持されたときの starting-flow の場合において、失速渦放出現象が周期的に繰返されるという現象が存在することを明らかにした。一定迎え角の翼において失速渦放出現象が固有の周期をもって繰返されるということは、翼の運動とは別に流れ自身が現象の性質、例えば変動の周期などを基本的に決定しているということであって、このことが持つ意味は大きい。失速渦放出現象が有する性質のまたその基礎となる基本的な性質として、まずここで取り上げることにする。

2.1.1 静止翼についての実験 数値解析によって予測された一定迎え角の翼における周期的失速渦放出現象の検証を目的として、実験を行った。その結果を図1に示す。図1は第3報で述べた吸込風洞中でだ円翼を迎え角 $\alpha=12^\circ$ に設定し、翼弦中央点の上方 60 mm において測定した熱線風速計による速度変動を基準として、その速度変動と翼背面上の翼弦方向各点で計測した圧力変動との相互相関をとった結果を示したものである。ここで X/c は翼弦方向の位置座標であり、 $X/c=0$ が前縁、 $X/c=1$ が後縁を表す。また横軸、時間差 τ は一様流速 U と半翼弦長 b で無次元化されている。図1より、翼背面を失速渦が流されていくのに対応して、翼前縁から後縁に向けて負圧のピーク(図1の下向きのピーク)が移動していく様子や、圧力変動が2~3サイクル程度にわたって周期的に繰返さ

れている様子を読み取ることができる。

これより、失速渦放出現象の周期的性質は実験によっても確認されたとして良いであろう。

2.1.2 離散渦法による数値計算 第2報の数値解析の結果では、一定迎え角の starting-flow の場合、迎え角が小さくなるにしたがって現象の周期性は不明りようになり、 $\alpha=15^\circ$ においてはもはや周期的変動は過渡的にしか生じない。これと比較して実験では、2.1.1項に示したようにまだ周期性は明りようである。この違いが生ずる原因としては、数値解析において翼の迎え角が静的失速角をわずかに越えた範囲にあるとき、乱流モデルによる渦粘性係数の値が過大となり、この迎え角範囲において失速渦の形成、成長が不十分となっているからと考えている。このように周期的な失速渦放出現象に対する流れの粘性の影響は大きく、例えば基本的に周期的性質を有していても過大な粘性によりそれが現象として表に現れない場合もあり得る。

そこで粘性の影響を取り除いて現象を眺めてみるという意味で、基本的に非粘性の流れの計算法である離散渦法(DVM)を用いてだ円翼まわりの流れの計算を行った。図2に一定迎え角 $\alpha=15^\circ, 20^\circ$ の starting-flow における翼に働く垂直力 N の係数 C_N 、半翼弦点まわりの頭上げを正としたモーメント M の係数 C_M の時間的変化を示す。計算は永野⁽⁴⁾の方法に第1報で述べた境界層計算を組合せたものを用いた。図2より、 C_N, C_M の周期的変動は非常に明りようであり、変動の大きさは時間的に全く減衰していない。またこの結果を第2報の数値解析の結果と比較してみると、変動の大きさは第2報の結果の1.5~2.0倍程度となっている。しかし時間的経過について見れば、例えば第1周期めの C_N のピークが生じる時刻など $\alpha=15^\circ, 20^\circ$ の場合ともに、それぞれ一致している。またここでは

図1 静止翼の背面における圧力変動の相関分布 ($\alpha=12^\circ$)

図2 離散渦法(DVM)による一定迎え角の starting-flow における C_N, C_M の時間的変化

示さないが、流れ場の様相についても両方で良く一致している。すなわち、粘性の効果によって失速渦放出現象の周期性は不明りょうとなる方向に動くが、それによつては流れの挙動の基本的な様相は変化せず、実際には減衰が大きく過渡的にしか周期性が現れない場合であっても、周期性を示し得るという性質は基本的に存在すると考えられる。

2・1・3 周期的失速渦放出現象の振動数 以上の実験、離散渦法による結果、そして第2報の数値解析の結果に基づいて周期的失速渦放出現象の無次元振動数 k_{sv} ($k = \omega b/U$, ω : 角振動数) を求めた結果を図3に示す。図3中、丸印が実験結果、四角印が第2報の計算結果、三角印が離散渦法による結果である。ここで実験結果が $\alpha \leq 15^\circ$ の範囲でしか求まっていないのは、 15° より大きい迎え角範囲ではカルマン渦放出現象が支配的となることによる。また第2報の計算結果による k_{sv} が $\alpha \geq 25^\circ$ の範囲でしか求まっていないのは、これ以下の迎え角範囲では前述のように減衰が大き過ぎて過渡的にしか周期的変動が生じないことによる。離散渦法によるものはすべての迎え角範囲で求まっている。図3より、迎え角 α の増加に従って k_{sv} は増加してゆき、 $\alpha \geq 20^\circ$ の範囲ではその増加の割合は小さくなってほぼ一定値となっていく様子を見ることが出来る。ここで実験におけるカルマン渦放出現象の無次元振動数を示すと、 $\alpha = 15^\circ$ のとき 1.80, $\alpha = 20^\circ$ のとき 1.75, $\alpha = 30^\circ$ のとき 1.20 であり、カルマン渦放出現象の振動数と比較して、特に小さい迎え角範囲では k_{sv} はカルマン渦放出のその数分の一と小さいものであることがわかる。

以上より失速渦放出現象の周期的性質は数値計算および実験の両方から確認できたと言える。このことは、たとえ静止翼の場合に周期現象が出現しないにしても、振動翼の場合にその周期的性質が流れの挙動に大

きな影響を与える可能性があるという意味でも重要である。以下、この失速渦放出現象が翼の動的失速や失速フラッタに及ぼす影響について考察する。

2・2 大振幅 $\alpha_1 = 5^\circ$ で角振動して失速状態に大きく出入りする翼に対する失速渦放出現象の影響 第2報において、角振動翼における平均迎え角 α_0 や無次元振動数 k の違い、さらに振動翼、静止翼の違いにもかかわらず、前縁はく離の後の(一定迎え角の starting-flow の場合には流れが動き出した後の) C_N の変化の様子や前縁はく離から C_N が最大となるまでの時間などがほぼ同じであることを述べた。また第2の失速渦放出による第2の C_N のピークが見られる場合について、一定迎え角の場合も含めて第1のピークから第2のピークまでの C_N の変化の様子や時間などがほぼ同様であり、角振動する翼において見られる第2の失速渦放出現象は、一定迎え角の starting-flow の場合において見られる過渡的ではあるが周期的な失速渦放出現象と同一の現象であることを明らかにした。以下本節では、この、はく離流れの挙動が α_0 や k にあまり依存しないという点に注目し、このことをより詳細に検討することを試みる。

2・2・1 失速渦放出現象の時間的経過 失速渦放出現象に対する α_0, k の影響の有無、程度を知るために、前縁はく離、 C_N, C_M の第1のピーク、さらに C_N, C_M の第2のピークが生じる時刻に注目して現象の時間的経過を調べた。

まず第1の失速渦放出について、図4に計算結果における前縁はく離する時刻 t_{les}^* ($t^* = Ut/b$) から第1の C_N のピークが生じる時刻 t_{n1}^* までの無次元時間 ($t_{n1}^* - t_{les}^*$) を α_0 をパラメータとして k に対して示す。これまで述べてきたように ($t_{n1}^* - t_{les}^*$) は第一義的には α_0 や k によらず一定であると言える。ただしより詳細には、 k の増加に対してわずかに減少する傾向が認められる。また図4中左側に示した実線および破線は、それぞれ一定迎え角 $\alpha = 15^\circ$ および 20° の starting-flow の計算結果における、流れが動き出してから C_N が最大となるまでの時間を示したものである。ここで考える程度の範囲内で、($t_{n1}^* - t_{les}^*$) は一定迎え角 $\alpha = 15^\circ$ の場合と一致していると言える。

同様に、より広範な α_0 や k について測定を行った実験の結果について、前縁はく離から C_N, C_M の第1のピークまでの時間 ($t_{n1}^* - t_{les}^*$), ($t_{m1}^* - t_{les}^*$) を k に対して整理した結果を図5に示す。($t_{n1}^* - t_{les}^*$), ($t_{m1}^* - t_{les}^*$) は計算結果の場合と同様に k の増加に対して減少する傾向を示しているが、 k が 0.15 以上では α_0 や k によらずほぼ一定となっている。

図3 周期的失速渦放出現象の振動数

図4 計算結果における前縁はく離から第1の C_N のピークまでの時間

図5 実験結果における前縁はく離から第1の C_N , C_M のピークまでの時間

図6 実験結果における第1の C_N , C_M のピークから第2の C_N , C_M のピークまでの時間

ただし C_N について, $k=0.2$ の場合の $\alpha_0=8^\circ, 10^\circ, 12^\circ$ の3例については $(t_{N1}^* - t_{LES}^*)$ は小さめとなっている。 $k=0.2$, $\alpha_0=8^\circ, 10^\circ$ の場合には翼の迎え角が最大迎え角を越えた後に失速渦放出が生じており, これは翼の頭下げ運動によって失速渦が強制的に放出されることによるものであることが示唆される。

次に第2の失速渦放出について, 図6に実験結果における第1の C_N , C_M のピークが生じる時刻 t_{N1}^* , t_{M1}^* から第2の C_N , C_M のピークが生じる時刻 t_{N2}^* , t_{M2}^* までの時間 $(t_{N2}^* - t_{N1}^*)$, $(t_{M2}^* - t_{M1}^*)$ を示す。第2の失速渦放出は珍しいものではなく, 本実験では平均迎え角が静的失速角にほぼ等しい $\alpha_0=12^\circ$ 以上の測定例のうち, $\alpha_0=12^\circ$, $k=0.2$ の場合を除くすべての場合にそれが見られた。図6より, 第1の失速渦放出の場合と同様, $(t_{N2}^* - t_{N1}^*)$, $(t_{M2}^* - t_{M1}^*)$ は k の増加に対して減少し, $k \geq 0.15$ では α_0 や k によらずほぼ同程度の値となることがわかる。

さて前述のように, 第2の失速渦放出は失速渦放出現象が持つ周期的性質に基づくものである。したがって $(t_{N2}^* - t_{N1}^*)$, $(t_{M2}^* - t_{M1}^*)$ はその周期に相当するわけであり, これより2・1節で静止翼に対して求めたように, 角振動する場合について周期的失速渦放出現象の振動数 k_{SV} を求めることができる。 k_{SV} は2・1節の図3に示すように迎え角 α の関数だと考えているので, 求めた k_{SV} を時刻 t_{N1}^* から t_{N2}^* の間, あるいは t_{M1}^* から t_{M2}^* の間の時間平均迎え角 $\bar{\alpha}$

$$\bar{\alpha} = \frac{1}{t_2^* - t_1^*} \int_{t_1^*}^{t_2^*} \alpha dt$$

に対して整理すると図7のようになる。図7中黒丸印, 黒三角印はそれぞれ C_N , C_M の変化から求めた結果で

図7 角振動する翼における周期的失速渦放出現象の振動数

あり, 図7には比較のために図3に示したのと同じの静止翼の場合の結果も示してある。角振動する場合における k_{SV} は $\bar{\alpha}$ の関数として静止翼の場合の $k_{SV}-\alpha$ の曲線の上に概略乗っているのを確認することができる。これより角振動する翼において(第1の失速渦放出の場合も含めて)失速渦放出現象の時間経過が詳細には k の影響を受けるのは, 翼運動に基づく流れの非定常性の影響によるのではなく, k の違いによって失速渦放出現象が生じる迎え角範囲が変化し, 図3に表される静的な特性を通して現象の時間的経過が定まることによると理解することができる。そして逆に失速渦放出現象が第一義的には α_0 や k の影響を受けないのは, 今の場合の k の範囲, $k \leq 0.2$ においては α_0 や k にかかわらず前縁はく離に続くはく離流れの過程が生じる迎え角範囲はおおむね静的失速角をわずかに越えた領域に集中してしまうこと, そして上記のように

この程度の振動数範囲では翼運動に基づく流れの非定常性の影響は小さいことによる。

2・2・2 C_N, C_M についての実験結果間の比較
最後に本節のまとめとして、図8、図9に実験結果における C_N, C_M の翼振動の1周期中の時間的変化を時間軸をそろえて示す。図8は $\alpha_0=12^\circ$ において k を $k=0.05, 0.10, 0.15$ と変えた場合の結果であり、図9は $k=0.1$ において α_0 を $\alpha_0=8^\circ, 10^\circ, 14^\circ, 16^\circ$ と変えた場合の結果である。図9中 LES と表示された破線は翼が前縁はく離する時刻を表している。以上までに述べたように、角振動して失速状態に大きく出入りする翼においては、前縁はく離の後のはく離流れの現象、すなわち失速渦放出現象は、翼振動の平均迎え角や振動数にあまり依存しないで、第2の渦放出も含めてほぼ同じに現れるということがわかる。そしてこのとき、前縁はく離の後の流れの変化の様子は翼の迎え角に対してではなく、ここに示したように、時間的経過として眺めることが現象を理解するうえで重要であると言える。失速渦放出現象の時間スケールと翼振動の時間スケールとの相対関係で、翼の非定常空力特性に種々の特徴ある様相が現れることになるからである。

2・3 前縁はく離する迎え角 α_{LES} と翼運動の関係について
本だ円翼のように前縁失速型の翼の場合、静的には翼が前縁はく離する迎え角と C_N, C_M が最大となる迎え角は同一であって、それが静的失速角とな

る。しかし翼が有限の角速度をもって迎え角を増加させる場合には静的失速角を越えてより大きい迎え角で前縁はく離が生じ、またさらに遅れて、そして異なる時点で C_N と C_M のピークが生じる。すなわち翼の非定常失速の問題は、非定常の前縁はく離の問題とこれまでに述べてきた前縁はく離の後の失速渦放出現象の問題の二つの問題から成っている。また前縁はく離はそれに続く失速渦放出現象の開始点を定める現象でもあり、重要な問題として本節で取り上げる。

迎え角を増加させる翼において静的失速角を越えて前縁はく離が生じるのは、境界層外側の流れの非定常性と境界層自身の非定常性によって、翼背面境界層のはく離が時間的に遅れることによる。そしてこれらの非定常性は非失速の状態にある翼の運動によって生ずる。このような考えを基にして実験結果および計算結果について、前縁はく離する迎え角 α_{LES} をそのときの翼の頭上げ角速度 $\dot{\alpha}_{LES}$ に対して整理したものが図10(a), (b)である。ここで白ぬきの印は角加速度 $\ddot{\alpha}_{LES} \geq 0$ の場合、黒い印は $\ddot{\alpha}_{LES} < 0$ を表している。角加速度 $\ddot{\alpha}_{LES}$ は、非定常の前縁はく離の問題における過去依存性の程度を知るためのパラメータとして選んだものである。

これより、実験結果、計算結果ともに $\dot{\alpha}_{LES}$ によらず、 α_{LES} は $\dot{\alpha}_{LES}$ の増加に対して線形的に増加することがわかる。 $\dot{\alpha}_{LES}$ の増加とともに α_{LES} が増加するの

図8 C_N, C_M の実験結果における無次元振動数 k の影響 ($\alpha_0=12^\circ, Re=3 \times 10^5$)

図9 C_N, C_M の実験結果における平均迎え角 α_0 の影響 ($k=0.10, Re=3 \times 10^5$)

は、翼の頭上げ時、境界層外側の流れの非定常性の効果は翼前縁付近の境界層外側の圧力分布を定常の場合より緩和する方向に働く⁽⁵⁾ことがまず一つある。また境界層自身の非定常性の効果を境界層の積分運動量方程式〔第1報、式(31)〕より調べてみると、境界層がはく離に近づくとき排除厚さ δ^* の時間的変化は $\partial\delta^*/\partial t > 0$ であるので、これより境界層自身の非定常性もはく離を遅らせる方向に働くことがわかる。また $\ddot{\alpha}_{LES}$ によらず α_{LES} が $\dot{\alpha}_{LES}$ に対して線形的に変化することについては、次のように解釈することができる。すなわち、正弦的に角振動する翼の場合には $\alpha^{(n)*} = (b^n/U^n)(d^n\alpha/dt^n) \sim \text{order}(k^{n-1}\dot{\alpha}^*)$ とオーダ比較することができる。本研究の k の範囲 $k \leq 0.2$ においては $\dot{\alpha}^*$ 以上の高階微分項は $\dot{\alpha}^*$ に対して十分に小さいので、 $\dot{\alpha}^*$ 以上の高階微分項が現象に与える影響は小さい。そして非定常性を表す唯一残されたパラメータである $\dot{\alpha}^*$ も十分に小さいので、 $\dot{\alpha}^{*2}$ 以上の高次の項が現象に与える影響は微小なものになる。すなわちこれより現象は $\dot{\alpha}^*$ に対して線形的に変化することになる。

(a)

(b)

図10 前縁はく離する迎え角と翼運動との関係

以上の α_{LES} の $\dot{\alpha}_{LES}$ に対する変化の様子は定性的には実験結果と計算結果とで一致していると言える。しかし定量的に比較すると、 α_{LES} の $\dot{\alpha}_{LES}$ に対する変化のこう配は計算結果のほうが小さい値となっている。この原因の一つとして、数値解析で用いた境界層計算法が準定常的なものであったことが考えられる。

2.4 失速を伴って微小振幅で角振動する翼に対する失速渦放出現象の影響 緒言で述べたように、本研究では失速フラッタに関連して、はく離流の挙動とそれが翼の非定常空力特性に与える影響について大振幅 $\alpha_1 = 5^\circ$ の場合と同じ観点から論ずることができる局面が存在するので、微小振幅で角振動する場合として片振幅 $\alpha_1 = 1^\circ$ の実験も行った。ただしその詳細は別の論文に報告している⁽⁶⁾。それによれば微小振幅で角振動するだ円翼において、“平均迎え角が静的失速角付近の場合” ($\alpha_0 = 10^\circ, 11^\circ, 12^\circ$) には、翼は失速状態に出入りして失速渦放出現象が生じ、翼に大きな励振モーメントが働く。この場合の現象は2.2節で述べた大振幅で角振動する翼の動的失速と同一の現象であり、その失速フラッタの機構についてはすでに明らかになったと言って良いであろう。本研究ではこの場合の失速フラッタを動的失速型と呼んでいる。これに対し本節では、“平均迎え角が静的失速角をわずかに越えた場合” ($\alpha_0 = 13^\circ, 14^\circ$) の失速フラッタ、すなわち翼が翼振動の1周期中常に失速した状態にあるにもかかわらず失速状態に出入りする場合と同様な失速渦放出現象が生ずる状態において発生する失速フラッタを取り上げ、考察する。この場合のフラッタについては、文献(6)において現象の様相については明らかにしたが、その機構にまで立ち入った議論はできなかった。以下、特に2.1節で明らかにした失速渦放出現象の周期的性質との関連に注目して、現象を見直してみることとする。

まず図11に平均迎え角 $\alpha_0 = 13^\circ$ の場合の翼に働く励振モーメント $\text{Im}(\tilde{C}_M)^{(6)}$ を示す。 $\text{Im}(\tilde{C}_M) > 0$ が負減衰、励振である。図11では $k = 0.2$ で非常に大きなフラッタ励振が行われることが示されている。図12はこの場合の翼背面上各点での圧力の時間的変化 ($\omega t = 0, 2\pi$ で翼の迎え角は最小、 $\omega t = \pi$ で最大) を示したものであるが、 $k = 0.2$ の場合には比較的明りょうに翼前縁から後縁に向かって負圧のピークが流されていく様子を見ることができる。すなわち文献(6)に述べたように、このフラッタも失速渦放出現象に起因したものであることは明らかである。

図13は同じ $\alpha_0 = 13^\circ$ の場合における C_N, C_M の変化を迎え角 α に対して示したものである。 C_M のループ

は $k=0.1$ においてはほぼ準定常的であるが、 k が大きくなるに従って C_M の変化が α の変化に対して遅れていき、 $k=0.4$ ではほぼ 180° の位相遅れとなっている。そしてこの間、 $k=0.2$ においてループの囲む面積が最大となっている様子を見ることができる。

図3に示した結果によれば、 $\alpha_0=13^\circ$ における周期的失速渦放出現象の無次元振動数 k_{SV} は実験結果では $k_{SV}=0.22$ 、離散渦法の結果では (内挿して) $k_{SV}=0.31$ である。すなわち $k=0.2$ の付近で特に大きなフラッタ励振が行われるのは、翼振動と周期的失速渦放出現象との共振のような現象によるものと見ることができ

る。

第2報の数値解析の結果においては、一定迎え角の starting-flow の場合、周期的失速渦放出現象はただちに減衰し、過渡的にしかその周期性を示さないのであるが、周期性を示し得るという性質は、このようにいけば共振現象として重要な役割を果たし得ると言える。

以上より、前縁失速型の特性を有するだ円翼においては、“平均迎え角が静的失速角付近の場合”とともにこの場合、すなわち“平均迎え角が静的失速角をわずかに越えた場合”においても、翼の非定常空力特性を支配する因子として失速渦放出現象とその性質が重要な役割を果たしていることは明らかである。

3. 結 論

本論文は、旋回失速や失速フラッタの現象の基礎的解明を目的として、高 Re 数のはく離乱流を数値解析する有効な計算法を示すとともに、失速を伴って角振動するだ円翼に関する数値解析、実験の両面からの検討により、非定常に失速した翼のまわりのはく離流の

図 11 $\alpha_0=13^\circ, \alpha_1=1^\circ$ の場合の翼に働く励振モーメント

図 12 $\alpha_0=13^\circ, \alpha_1=1^\circ$ の場合の翼背面上各点での圧力の時間的变化 ($Re=2 \times 10^5$)

図 13 $\alpha_0=13^\circ, \alpha_1=1^\circ$ の場合の C_N, C_M の迎え角 α に対する変化 ($Re=2 \times 10^5$)

挙動とそれが翼の非定常空気力特性に与える影響を明らかにしたものである。これらの結果については、第1, 2報に数値解析の結果、第3報に実験の結果を示し、本報第4報ではそれらを総括して検討し、考察を加えた。以下に第1~4報を通じての結論を要約する。

(1) 失速渦放出現象について

(i) 翼が非定常に前縁はく離に至った後、次のようなはく離流れの現象、本研究で言う失速渦放出現象が生じる。すなわち、翼前縁から放出される渦度によって前縁付近に小さな渦が形成され、その渦は前縁からの渦度の放出が続くにしたがって次第に強さと大きさを増しつつ下流へ移動してゆき（この渦を失速渦と呼ぶ）、それと並行して C_N が増加を続ける。そして翼背面逆流領域の先端が後縁に達し、また失速渦の中心が60%翼弦点付近に来たとき C_N は最大となる。その時点から失速渦は翼を離れ始め、 C_N は急激に減少してゆき、失速渦の中心が後縁に達するとき C_M が極小値をとる。また失速渦が翼面を離れ始めると同時に翼後縁腹面側のはく離点から失速渦と反符号の渦度の放出が始まり、その渦度が翼背面に回り込んで翼後縁背面側に強い渦が形成され、それによって第2の C_M の極小が生じる。その翼腹面側からの渦は失速渦が完全に翼を離れるまで翼後縁付近に留められ、その後、翼を離れ、失速渦の放出によって失われた翼の循環が回復してゆく。

(ii) 失速渦放出現象は周期的現象として現れ得る。

(2) 大振幅 $\alpha_1=5^\circ$ で角振動して失速状態に大きく出入りする翼に対する失速渦放出現象の影響

(i) 前縁はく離の後はく離流れの現象、すなわち失速渦放出現象は、(少なくとも本研究の範囲 $0.05 \leq k \leq 0.20$ においては) 翼が振動している場合にも、第一義的には翼振動の平均迎え角や振動数にあまり依存しないで、ほぼ同様に現れる。そしてそれはまた、静止翼の場合とほぼ一致する。

(ii) ただし、より詳細には現象の時間的経過はわずかではあるが振動数の影響を受け、また翼の頭下げ運動による強制的渦放出という局面も存在する。

(iii) 前縁はく離の後の第2の失速渦放出は、失速渦放出現象が有する周期的性質に基づくものである。

(3) 失速を伴って微小振幅 $\alpha_1=1^\circ$ で角振動する翼に対する失速渦放出現象の影響

(i) 前縁失速型の失速形態を有するだ円翼においては、静的失速角をわずかに越えた迎え角範囲を平均迎え角として角振動し、1周期中常に翼が失速状態にあるような場合、周期的失速渦放出現象の振動数付近で角振動する翼のまわりの流れに大きな変動が生じ、失速状態に出入りする場合の失速渦放出現象と類似の様相を呈する現象が生じる。このとき、半翼弦点まわりに角振動する翼に働く励振モーメントはこの振動数付近で最大となる。すなわち、翼振動と周期的失速渦放出現象との共振のような現象によって、1周期中常に失速状態にあるような失速フラッタが発生し得る。

(4) 本研究の流れの数値解析方法について

(i) 数値計算によって得られた翼に働く空気力、モーメントは実験結果と一致しており、また迎え角 30° の starting-flow の流れ場の様相は可視化実験の結果と良く一致していることより、本論文に示した二次元、非圧縮、高レイノルズ数の乱流流れの数値解析方法の妥当性を確認した。本数値解析方法は、大きくはく離した翼周辺の非定常乱流の計算法として有用である。

文 献

- (1) 時末・高田, 機論, 50-460, B (昭59), 3124.
- (2) 時末・高田, 機論, 50-460, B (昭59), 3133.
- (3) 時末・高田, 本論文集 321 ページ.
- (4) 永野・ほか2名, 機論, 47-413, B (昭56), 32.
- (5) Carta, F. O., *J. Aircr.*, 8-10 (1971), 839.
- (6) 時末・町田・高田, 本論文集 337 ページ.