高い迎角変化速度に対する翼の動特性^{*1}

Dynamic Characteristics of Aerofoil at High Speed Change of Pitch Angle

佐 野 学^{*2}・森 永 智 昭^{*2}

Manabu SANO, Tomoaki MORINAGA

松 島 秀 行^{*3}

and Hideyuki MATSUSHIMA

Key Words : Aerodynamics, Aerofoil, Aerodynamic Characteristics, Dynamic Stall**Abstract**

Dynamic forces on an aerofoil which changes pitch angle with constant speed in uniform air flow are measured. In our previous report, we could not measure these forces for high speed change of pitch angle because of resonance on the actuating and sensing systems. Pitching mechanism is improved: an actuator, which changes pitch angle speed, is exchanged from a pulse motor to a servomotor and a sensor is exchanged from an optical displacement meter to a load cell. Two dynamic characteristics are measured as follows: transient properties for quick increase of pitch angle and dynamic ones for triangular motion of an aerofoil (saw-toothwise change of pitch angle). We obtain the following results: For triangular pitching motion, clockwise hysteresis loops are formed in the lift and the drag curves. Then, the transition of those loops can be described. Maximum lift coefficient and dynamic stall angle of aerofoil tend to be saturated with increasing in the angular velocity of pitching motion.

1. は じ め に

翼の迎角を変化させた場合の揚抗力特性は静特性とは大きく異なることが知られている^{1~8)}。この時、翼は静的失速角以上の迎角まで失速を起こさず、最大揚力係数も静特性を上回ることが知られている。著者らの一人が先に報告した鉛直軸可変ピッチ風車は各回転角でのトルクが最大となるように翼の迎角を変化させるものである。このような風車または可変ピッチ高推力ロータなどを設計するためには高迎角変化速度にお

ける翼の動特性が明らかとなっていなければならない。しかし、これに関して発表された研究は非常に少なく、不十分であり、これらを用いて設計をおこなうことは困難である。

著者らはすでに翼の迎え角を一定速度で三角波状に増減する場合の揚抗力特性を計測し、その特性を表す実験式を求めた¹⁾。しかし、翼の駆動をパルスモータでおこなっていたため駆動系および測定系の共振周波数が低いことやトルク不足などの問題点があり、高い迎角変化速度での測定ができなかった。本研究では迎角変化に DC サーボモータを用いることにより駆動系の改善をおこない、より高い迎角変化速度に対応できるようにした。また、前報の装置では測定系の固有振動数が低いことが高い迎角変化速度での測定を困難にしている原因の一つであったので、板バネ式のロードセルを採用し板厚などを調整することで固有振動数を高める改善をおこなった。

本研究では、翼の迎角を急激に増す場合の過渡特性と翼の迎角を三角波状に変化させる場合の動特性の二通りの場合について測定をおこなった。具体的には一様流流速、迎角変化速度、迎角振幅を変えて測定をおこない、揚・抗力曲線を描き、無次元角速度と最大揚力係数、失速角、最大抗力係数の関係について検討した。

2. 実 験 装 置

本研究で使用した風洞は開放、吸い込み形で測定部断面は 400 mm×400 mm の正方形である。その他、詳細は前報で述べたので省略する。翼の仕様を第 1 表に示す。翼は翼弦線上、前縁から 33% 翼弦長の位置に回転軸 (φ5 mm) を取り付けて風洞内に設置する。第 1 図に示すように翼は風洞の底面に対して垂直に取

^{*1} 平成 3 年 8 月 29 日原稿受理^{*2} 金沢大学工学部^{*3} 日産自動車(株)

第1表 翼の仕様

Section	NACA0009
Material	Wood(Moabi)
Chord length	60 mm
Span	300 mm
Thickness	5.4 mm
Aspect ratio	5.0
Weight	103 g

- ① Wind tunnel ② Encoder
- ③ Servomotor ④ Universal joint
- ⑤ Balance weight ⑥ Airfoil
- ⑦ Load cell ⑧ Base

第1図 測定部の概要

り付けられており、回転軸の上端は④のこま形ユニバーサルジョイントを介して③のDCサーボモータに連結されている。下端はボールベアリングを介して、⑦のロードセルに連結されている。ロードセルは台座の部分で翼の回転軸を中心として回転できる構造となっており、これにより揚力と抗力を分けて測定することができる。図の実線は揚力測定時を示し、ロードセルは流れと平行に置かれ、翼に働く力の流れに垂直な方向の成分である揚力を検出する。破線のようにロードセルを回転させると、流れ方向の力の成分である抗力を検出できる。以上の装置は風洞と切り離されたフレームに取り付け、風洞の振動が直接揚力、抗力に影響しないようにしてある。

モータの制御方法は、あらかじめ定められた角速度になるように指令電圧を設定し、最大、および最小迎角に達した時点で指令電圧の正負を切り替える方法を採用した。迎角変化速度が高くなると、切り替え時に若干のオーバーシュート（最大1°程度）が存在するが種々の条件で測定した結果、このことによる測定データへの影響はほとんどないと考えてよい。また、直線

性も良好であり、一定角速度と見なしてよいと考えられる。

3. 測定方法

静特性の測定は長さ40 mm、幅20 mm、厚さ2 mmの鋼板製の梁からなるロードセルを用いておこなった。ひずみゲージとして半導体ひずみゲージを2枚用い、1枚はロードセルにもう1枚は温度補償用として別の鋼板に貼付する2ゲージ法とした。静特性は迎角0°～50°の範囲の測定をおこなった。2°間隔で測定し、各データは300点の平均値として求めた。

次いで、一様流中で静止している翼の迎角を急激に一定角速度で増す場合の揚力、抗力特性を測定した。動特性の測定は長さ40 mm、幅20 mm、厚さ5 mmの鋼板製の梁からなるロードセルを用いておこなった。静特性測定時よりも板厚を増してあるのは、梁のたわみ方向の固有振動数を高め、モータの角変化に伴う梁の共振を防ぐためである。梁の固有振動数が高くなった分、ひずみゲージから得られる信号は小さくなるので、梁の表裏に2枚ずつひずみゲージを貼る4ゲージ法とした。

過渡特性の測定は風速などの実験条件を設定後、数秒間定常状態を保った後、測定を開始する。エンコーダからの迎角変化信号とロードセルからの出力を同時にコンピュータに取り込んだ後、必要なデータ処理をおこなって測定値とした。

コンピュータに取り込まれたデータには、揚抗力信号以外の雑音が含まれている。これら雑音の影響を除去するため、測定データに対して以下の処理をおこなった。翼の迎角を急激に増した場合の測定では迎角変化信号が変化し始める点を基準点とし、その前データ200点、後データ520点について平滑化点数3点の積算平均化をおこなった。迎角変化が三角波の場合の測定ではサンプリング個数を4096点に固定し、1回の測定で迎角変化信号が10周期以上取り込めるようにサンプリング周波数を変化させた。取り込んだデータを迎角変化信号の極大値（三角波の頂点）を基準点として1周期ずつに分解し、平滑化点数10点の積算平均化をおこなった。しかし、これだけでは不規則な形の雑音はある程度除去できるが、翼の動的失速時に励起されるフラッタによる振動成分は除去できなかった。使用した翼のたわみによる固有振動数は、約36.5 Hz（翼厚方向にインパルス的な力を加えた時のロードセルからの出力から測定）であり、データの振動成分はこの周波数に一致している。したがって、この近傍の周波数の振動成分のみを除去すればよいと考えられる。このことから、三角波の周波数の10倍以

上のカットオフ周波数を持つ方形の理想フィルタ関数を用いて周波数領域法による雑音処理を同時におこなった。この結果、実験できる三角波の上限周波数は2.9 Hzとなった。

4. 測定結果

4.1 静特性 静特性の測定は一樣流流速 $U=4, 5, 6$ m/s の3通りについておこなった。第2図は約2°ごとの測定データに対しスプライン補間をおこなって求めた結果である。横軸は迎角 α (deg), 縦軸は揚力係数 C_L および抗力係数 C_D である。

なお、本研究で実験をおこなったレイノルズ数の範囲は翼弦長を代表長さとして $Re=1.7 \times 10^4 \sim 2.6 \times 10^4$ 程度である。このような狭いレイノルズ数範囲ではレイノルズ数の影響は小さく、明確な差異が現れないことから、レイノルズ数による影響についての検討は特におこなわなかった。

4.2 翼の迎角を急激に増す場合の過渡特性 測定条件を第2表に示す。最大迎角は $\alpha_a=10, 30, 50, 70$ (deg) の4通り、迎角変化速度は $\dot{\alpha}=2, 6, 10, 15, 20$ rad/s の5通りとしたが、 $\dot{\alpha}$ が大きくかつ小さな α_a の範囲は測定系の共振のため測定できず、表に示す14通りの場合とした。また、一樣流流速は $U=5, 6$ m/s の2通りとした。測定結果の一例を第3図に示す。図中、上から迎角変化 α , 揚力係数 C_L , 抗力係数 C_D を示している。横軸は一樣流流速 U と翼弦長 c を代表値とした無次元時間 Ut/c で示してある。また、パラメータ k は後述する無次元角速度 ($k=c\dot{\alpha}/U$) である。多くの測定結果から次のようなことがわかった。

C_L 値について：

(1) 静的失速角を越えて迎角を動的に変化させることにより、 C_L の最大値 C_{Lmax} は静的な値よりも大きくなり、最大値を示す時の迎角 α_s (動的失速角) は静的失速角よりも大きくなる。

(2) 無次元角速度 k が大きくなると C_{Lmax} , 失速角ともに大きくなる。 k の値が同じ場合は C_{Lmax} , 失

$U = 6 \text{ m/s}$

第2図 翼の静特性

速角ともに等しい。

(3) α が増加し始めてから C_L が増加し始めるまでに時間遅れが生じ、測定条件によっては翼が静止してから C_{Lmax} が生じる (失速する) 場合がある。

(4) k が大きい程時間的な揚力傾斜は大きくなる。また、失速後の C_L の減少割合も大きくなる。

(5) 実験条件によっては失速後大きな振動を生ずる。

C_D 値について：

(1) 動的失速角付近で C_D は急激に上昇し、上昇度は k が大きい程大きい。

(2) k が大きくなると C_D には明確なピークが現れ、ピーク値は k が大きい程大きい。

(3) 失速後の振動振幅は C_L の振動振幅より大きくなる場合がある。

4.3 迎角変化が三角波状の場合の動特性 測定条件を第3表に示す。最大迎角は $\alpha_a=10, 20, 30, 40, 50$ (deg) の5通り、迎角変化速度は $\dot{\alpha}=1, 2, 3, 4, 5, 6, 8, 10$ rad/s の8通りとした。このうち先に述べたように実験可能な三角波の周波数上限が2.9 Hzに抑えられているのでこれに該当する場合を測定対象とした。また、一樣流流速は $U=4, 5, 6$ m/s の3通りとした。測定結果の一例を第4図に示す。このような測定結果

第2表 動特性の測定条件 (静止翼が急激に迎角を増す場合) (rad/s)

$\dot{\alpha}$	2	6	10	15	20
α_a					
10°	○	○	—	—	—
30°	○	○	○	—	—
50°	○	○	○	○	—
70°	○	○	○	○	○

$U=5 \text{ m/s}$ $\alpha_a = 70^\circ$ $\dot{\alpha}=10 \text{ rad/s}$ $k=0.12$

第3図 静止翼が急激に迎角を増す場合の測定結果の一例

を揚抗力曲線の形で整理すると第5図に示すような時計回りのヒステリシスループが得られる。多くの測定結果から次のようなことがわかった。

C_L 値について：

(1) 静的失速角を越えて迎角を動的に変化させることにより、 C_L の最大値 C_{Lmax} は静的な値より大きくなり、この時の角度 α_s (動的失速角) は静的な失速角よりも大きくなる。

(2) 無次元角速度 k が大きくなると C_{Lmax} 、失速角ともに大きくなる。また、失速からの回復角は小さくなる。

第3表 動特性の測定条件 (迎角変化が三角波の場合)
(rad/s)

$\dot{\alpha}$	1	2	3	4	5	6	8	10
α_s								
10°	○	○	○	—	—	—	—	—
20°	○	○	○	○	—	—	—	—
30°	○	○	○	○	○	○	—	—
40°	○	○	○	○	○	○	○	—
50°	○	○	○	○	○	○	○	○

(3) k が大きくなると非失速時の揚力傾斜は非線形性を増す。

(4) ある k まではヒステリシスは増大するがそれ以上では減少する。

C_D 値について：

$U=6$ m/s $\alpha_a=40^\circ$ $\dot{\alpha}=6$ rad/s $k=0.06$

第4図 迎角変化が三角波の場合の測定結果の一例

$U=6$ m/s $\alpha_a=40^\circ$ $\dot{\alpha}=1$ rad/s $k=0.01$

$U=6$ m/s $\alpha_a=40^\circ$ $\dot{\alpha}=5$ rad/s $k=0.05$

$U=6$ m/s $\alpha_a=40^\circ$ $\dot{\alpha}=2$ rad/s $k=0.02$

$U=6$ m/s $\alpha_a=40^\circ$ $\dot{\alpha}=6$ rad/s $k=0.06$

$U=6$ m/s $\alpha_a=40^\circ$ $\dot{\alpha}=3$ rad/s $k=0.03$

$U=6$ m/s $\alpha_a=40^\circ$ $\dot{\alpha}=8$ rad/s $k=0.08$

第5図 迎角変化が三角波の場合の動特性

 第6図 揚抗曲線の $\dot{\alpha}$ による変化

 第7図 揚抗曲線の α_k による変化

(1) 動的失速角付近で C_D は急激に上昇し、上昇度は k が大きい程大きい。

(2) k が大きい程 C_{Dmax} も大きい。

(3) ある k まではヒステリシスは増大するが、それ以上では明確な差異は見られない。

$\dot{\alpha}$ の変化に対する揚抗力曲線の変化をまとめて第

6図に示す。図中の数字は $\dot{\alpha}$ を表す C_L は $\dot{\alpha}$ によって大きく変化している。 $\dot{\alpha}$ が大となるにしたがって C_{Lmax} 、動的失速角が増大しているのがわかる。また、 $\dot{\alpha} = 1 \sim 4 \text{ rad/s}$ までは非失速時の C_L の上昇は直線的で、勾配もほぼ同じであるが、 $\dot{\alpha} = 5 \text{ rad/s}$ 以上では $\dot{\alpha}$ が増大するにしたがって、非線形性を増し、

角度に対する遅れが顕著になってくる。また、失速角付近での C_D の増加や、 $\dot{\alpha}$ が大きい程 $C_{D\max}$ は大きくなっている。 C_L のヒステリシスは、ある $\dot{\alpha}$ までは増大するが、それ以上では逆に減少する。 C_D のヒステリシスもある $\dot{\alpha}$ までは増加するが、それ以上では明確な差異は見いだせなくなる。

第7図に α_a をパラメータとした場合の揚抗力曲線の変化を比較して示す。図中の数字は α_a を表す。 α_a を変えても $C_{L\max}$ 、動的失速角 α_s 、失速からの回復角、および失速角付近での C_D 曲線の勾配は変化しない。 C_L 、 C_D 曲線において $\alpha=0^\circ \sim$ 失速角 $\sim \alpha_a$ の間の変化はほとんど同じである。 α が減少し始めると C_L も減少して、その後は $\alpha_a=50^\circ$ の曲線と同様の経路をたどる。これは C_D のグラフでも同様である。

5. 考 察

急激に迎角変化をおこなう場合の揚力、失速角の大幅な増加現象は第8図のように $C_{L\max}$ および動的失速角 α_s と無次元角速度 $k(=c\dot{\alpha}/U, c$: 翼弦長, $\dot{\alpha}$: 迎角変化速度, U : 一様流流速) の関係を見ることによって説明することができる。すなわち、迎角を急激に増す場合では、 k の増加とともに $C_{L\max}$ 、 α_s ともに増加する。 $C_{L\max}$ では次第に増加率は小さくなっている。 α_s は $k \leq 0.08$ ではほぼ線形に増加するが、その後は $C_{L\max}$ と同様に増加率は鈍ってくる。

迎角変化が三角波の場合を第9図に示す。 $C_{L\max}$ は迎角を急激に増す場合とほとんど同様の傾向を示している。 k がさらに大きくなれば $\alpha_a=20^\circ$ の場合のように、どの α_a においても飽和するものと考えられる。 α_s は $k < 0.05$ では迎角を急激に増す場合とほぼ同様の曲線上(破線で示す)をたどるが、 $k \geq 0.05$ では若干上回っている。先に著者らの一人がおこなった迎角が変化する場合の翼周辺の流れの可視化結果²⁾によれば、本研究で取り扱っているような無次元角速度が極端に大きく無い場合、迎角が $\pm 15^\circ$ を超える範囲では流れが剥離するという定常特性での常識に反し、迎角変化速度が大きいほど $\pm 15^\circ$ の範囲をはるかに超える大きな迎角まで流れが剥離しないことが確かめられている。このことから、上記の定性的傾向は迎角が失速角以下のところでは非粘性ポテンシャル理論に基づいて翼の上下面の圧力分布と関係づけて説明することができる。すなわち、迎角変化のある時、翼上面での圧力は静的な場合と比較して相対的に低く(負で絶対値が大)となり、下面では相対的に高く(負で絶対値が小)なることから、全体として揚力が増加するようになる。この傾向は無次元角速度が大きいほど著しい。迎角が失速角以上のところでは、翼弦での流れの剥離

に伴って放出される失速渦の挙動を考慮しなければならず非常に複雑となる。また、 k が大きい時、大きな振幅を有する振動が見られた。本研究で使用した翼は翼厚が薄く、木製であることなどから、固有振動数が低く、ねじりやたわみ振動などが起こりやすいことがこの現象の原因であると考えられる。

迎角変化が三角波の場合、無次元角速度 k が大になると、揚力曲線の形が大きく変化する。第10図に k による揚力曲線の変化を模式的にまとめ示す。すなわち、揚力曲線の変化する過程は大きく以下の二つに分けることができる。

(I) $C_{L\max}$ 、 α_s が増加するが、これとともに失速からの回復角は小さくなっていく(第10図(a))。

(II) C_L が静特性の非失速域とほぼ同じ傾きで直線的に増加する領域が α の大きい方へ平行移動し、それとともに $C_{L\max}$ も大きくなる。迎角減少時の揚力曲線は揚力増加時に漸近していく((b), (c))。最終的には(d)のような揚抗力特性となる。

このような現象の起こる理由は、流れの剥離が発達するまでにある有限の大きさの時間を必要とすること、翼弦での流れの剥離に伴って放出される失速渦の

第8図 $C_{L\max}$ および α_s の k に対する変化 (迎角を急激に増す場合)

 第9図 C_{Lmax} および α_s の k に対する変化 (迎角変化が三角波の場合)

(a) 迎角を急激に増す場合

(b) 迎角変化が三角波の場合

 第11図 C_{Dmax} の k に対する変化

第10図 揚力曲線の変化

影響であると考えられるが、これらの詳しい発生機構を明らかにすることは今後の課題である。

抗力特性については、失速角付近で C_D の急増が見られ、また k の値が大きい程 C_{Dmax} も大きくなった。 C_{Dmax} の k に対する変化の様相を第11図に示す。上段は静止翼が急激に迎角を増す場合、下段は迎角変化が三角波の場合である。いずれの場合も同様の傾向を

示している。 k の増加に対し C_{Dmax} は直線的に増加する。

ただし、 $\alpha_a = 10^\circ$ の場合は失速に至らず、流れの剥離が生じないので、静特性の値と一致する。 C_{Dmax} についても C_{Lmax} と同様、 k が大きくなると共に増加する。失速角以下については翼上下面の圧力分布により C_{Lmax} と同様に説明でき、失速角以上では失速渦の挙動と関係づけて考えることが可能である。 C_{Dmax} についても C_{Lmax} と同様、飽和現象が存在すると考えられるが本研究で測定した範囲では明確には認められなかった。

6. 終わりに

(1) 急激に迎角を増す場合と迎角変化が三角波の場合について、従来データが不足していた高迎角変化速度領域まで系統的に測定をおこない、揚抗力特性の変化を明らかにした。

(2) 無次元角速度が大きくなるに伴う最大揚力係

数および失速角の変化は飽和傾向を示すことが明らかとなった。この飽和現象については翼周辺での剥離の進展および失速渦の挙動に関係するものと考えられる。

参考文献

- 1) 森永智昭, 佐野 学, 笹川英四郎: 翼の動特性の計測 (第1報), 機論B編, 56 (1990), pp. 757-764.
- 2) 森永智昭, 曾禰寛純, 田村佳弘: 鉛直軸可変ピッチ風車, 機論B編, 49 (1983), pp. 1410-1419.
- 3) McCroskey, W. J., Car, L. W. and McAlister, K. W., Dynamic Stall Experiments on Oscillating Airfoils, AIAA J., 14 (1976), pp. 57-63.
- 4) 相原康彦, 小山久夫: 大迎角をとる翼の過渡的空力特性, 日本航空宇宙学会誌, 33 (1985), pp. 355-360.
- 5) 大川宏久: ヘリコプタ・ブレードの失速フラッタについて, 日本航空宇宙学会誌, 33 (1985), pp. 332-339.
- 6) 吉田 稔, 小早川命, 岡崎修三: 大迎角における翼の突風応答に関する一実験, 日本航空宇宙学会誌, 27 (1979), pp. 464-471.
- 7) 宮崎嵩夫: 失速フラッタの解析, 日本航空宇宙学会誌, 23 (1975), pp. 169-177.
- 8) 時末裕充, 高田浩之: 動的失速時の翼周辺剥離流と非定常空気力に関する研究 (第2報) 数値解析—その2, 機論B編, 50 (1984), pp. 3133-3141.