論 文

CONTRIBUTED PAPERS

大迎角デルタ翼のロール非定常空気力*1 Unsteady Aerodynamic Forces on Rolling Delta Wings at High Angle of Attack

真 保 雄 一*2・佐 藤 淳 造*3
Yuichi SHINBO and Junzo SATO

Key Words : Delta Wing, Forced Roll Motion, High Angle of Attack, Leading-Edge Separation Vortex, Vortex Breakdown

Abstract

Normal force and rolling moment acting on a delta wing in forced sinusoidal rolling oscillation are measured in low speed wind tunnels. Flow visualization revealed details of the separated vortices. With increasing the rolling frequency, the normal force and the rolling moment show, within a cycle of motion, large hysteresis which due to time lag in leading edge separated vortices to follow the moving wing surface. The amplitude of hysteresis increases with angle of attack, up to the angle at which the vortex breakdown reaches the trailing edge of the wing. Beyond this angle nonlinearities are introduced by the vortex breakdown. The effect of breakdown is studied using a mathematical model. The result shows that the time lag in vortex movement ends in positive energy supply from free streams and the one in asymmetric vortex breakdown suppresses this.

1. は じ め に

ロール振動するデルタ翼の非定常特性を調べるために、デルタ翼の模型にロールの強制振動を与え、振動中の模型に作用する法線力およびローリングモーメントの測定を行うとともに、流れの可視化を行った。

デルタ翼機は離着陸などの低速大迎角の状態でウィングロックと呼ばれる自励的なロールの定常振動を起こすことが知られており、この現象に関してはこれまでもいくつかの実験的な研究が行われている¹⁻³⁾。本実験では、周期的なロール強制振動を模型に与えて

いるのが特徴である。

記 号

- C : 比例定数 ($C < 0$)
- C_N : 法線力係数 ($= N/qS$)
- $C_{N\max}$: 法線力係数の最大値
- $C_{N\min}$: 法線力係数の最小値
- C_{ROLL} : ローリングモーメント係数
($= M_{\text{ROLL}}/qSb$)
- L : 模型最大コード長
- M_{ROLL} : ローリングモーメント (機体軸)
- N : 法線力
- S : 翼面積
- T : 振動周期
- U : 前縁剥離渦の輸送速度
- V : 風速
- X_{bl} : 頂点から翼左半面上の流れが乱れ始める位置までの距離
- X_{br} : 頂点から翼右半面上の流れが乱れ始める位置までの距離
- Y_0 : 頂点を通る流線の翼後縁における中心からのずれ
- b : 模型最大スパン
- f : 加振周波数 ($= 1/T$)
- h : 翼面上の点の頂点からの距離
- q : 動圧
- t : 時間
- Ω : 無次元振動数 ($= fL/V$)
- α_0 : 模型機体軸の迎角
- α_{eff} : effective な迎角
- β : 横すべり角
- θ_A : 翼半頂角

*1 平成元年 1 月 13 日, 回収型宇宙飛行体の低速空気力学・AOTV の気体力学・衝撃波現象の解明と応用シンポジウムにて発表。平成元年 3 月 25 日原稿受理

*2 東京大学大学院

*3 東京大学工学部航空学科

θ_{Aeff} : effective な翼半頂角

ϕ : ロール角

ϕ_A : ロール運動の加振振幅

$(\Delta t/T)$: モデルにおける時間遅れ

$(\Delta t/T)_N$: 法線力に関する時間遅れ

$(\Delta t/T)_{\text{ROLL}}$: ローリングモーメントに関する時間遅れ

$(\Delta t/T)_t$: 前縁剝離渦の輸送に関する時間遅れ

2. 実験装置・模型

第1図は実験装置の全体図をあらわしている。模型と天秤は同軸になっており、モーターを駆動源として、アーム、ロッド、クランクからなる機構によって模型を機体軸まわりに角振動させる。加振振幅はアームの長さを変えることによって、また加振周波数はモーターの回転数を変えることによって変化させる。迎角は 0° から 45° まで連続的に変化させることができるようになっている。

天秤は模型に作用する法線力と機体軸回りのローリングモーメントを測定する2分力天秤を製作し、使用した。また翼面上の流れの可視化には日本刺繍用絹糸を気流糸とした表面タフト法を、後流の可視化にはタフトグリッド法⁴⁾を利用した。

空気力の測定には東京大学航空学科の三次元フラッター風洞を使用した。この風洞は吹出し式で、吹口の断面は $60\text{ cm} \times 60\text{ cm}$ の正方形をしている。また可視化試験には宇宙科学研究所の2 m 低速風洞を使用し

第1図 実験装置全体図

第2図 模型平面形

た。

今回の実験に使用した模型は第2図の平面形をした $\theta_A = 14^\circ$ のデルタ翼で、前縁は鋭いエッジ角に切っている。空気力測定用模型は厚さ 0.8 mm の航空用ベニア板製で $L = 188\text{ mm}$ 、可視化試験用のものは厚さ 1.5 mm のベニア板製で $L = 297\text{ mm}$ である。

3. デルタ翼面上の前縁剝離渦

デルタ翼の空力特性に大きな影響を及ぼす前縁剝離渦の強さと位置は迎角と翼半頂角で定まり、Polhamusは流れが定常対称な場合について、2本の前縁剝離渦の片方が翼面から遊離して渦が非対称になる vortex asymmetry の境界と、前縁剝離渦が翼面上で breakdown を起こすようになる vortex breakdown の境界を第3図のように定めている⁵⁾。今回の実験に使用した模型の $\theta_A = 14^\circ$ はこの二つの境界線の交点近くに相当している。このデルタ翼がロール角 ϕ をもつ場合に

$$\alpha_{\text{eff}} = \tan^{-1}(\tan \alpha_0 \cos \phi)$$

$$\theta_{\text{Aeff}} = \theta_A \pm \tan^{-1}(\tan \alpha_0 \sin \phi)$$

で定義される effective な迎角 α_{eff} と翼半頂角 θ_{Aeff} に対応する定常対称状態と同じ前縁剝離渦が準定常的に翼の右半面、左半面にそれぞれ生ずるものと仮定し、このデルタ翼の迎角、ロール角の変化に対応する翼の右半面上の前縁剝離渦の状態変化を Polhamus の示

第3図 翼右半面上の前縁剝離渦の状態

した境界に重ねて描くと第3図のようになる。この図ではたとえば、 $\alpha_0=15^\circ$ 、 $\phi=30^\circ$ の場合、翼の右半面上の前縁剝離渦の状態は図中の点Aに対応し、反対側の左半面上の前縁剝離渦の状態は点Aと $\theta_A=14^\circ$ の直線について対称な点Bに対応する。この迎角で振幅 30° のロール振動をすると、左右の前縁剝離渦の状態は曲線AB上を変化することになる。この図からロール振動をするとき、迎角が小さいあいだは前縁剝離渦が正常な状態にある領域の中で変化していたものが、迎角が大きくなると vortex asymmetry や vortex breakdown の領域に入りこむようになる。さらに迎角を増すと渦が安定なロール角の範囲がより狭くなり、小さなロール振動でこれらの境界を超えるようになる。

4. 静的試験

強制振動試験に先立ち、模型の静的な空力特性を知るためにまず模型にロール軸回りの運動を与えずに測定を行ったところ第4図のような結果が得られた。

第4図(a)は対称状態での法線力と迎角の関係をあらわしたもので、迎角が 10° から 35° までの間はほぼ

第4図 静的試験

(a) 法線力係数と迎角の関係、(b) ローリングモーメント係数とロール角の関係

直線的に増加していた C_N が迎角 40° を超えると頭打ちになっている、また第4図(b)は各迎角でのローリングモーメントとロール角の関係をあらわしており、ここでは迎角が大きくなるにつれて増加していたグラフの傾き(絶対値)が迎角 40° になると逆に小さくなっていることがわかる。このように迎角が 40° といった大きな値になるとデルタ翼の空力特性は大きく変化するようになるが、これは主に前縁剝離渦が翼面上で breakdown を起こし、空気力の損失が起きているためであると考えられる。

5. 加振試験

強制振動中の空気力測定はまず初めに加振周波数 f 、迎角 α_0 、ロール運動の加振振幅 ϕ_A を設定し、風速ゼロの状態で天秤の出力を記録する。次に同じ条件のもとで風を吹かせた状態で出力を記録し、この二つの場合の差を取ることによって慣性力を除去し、空気力を取り出した。

実験は

$$\Omega = fL/V$$

で定義される無次元振動数が

$$\Omega = 0.01 \quad (f = 0.56 \text{ Hz}, V = 10.5 \text{ m/s})$$

$$\Omega = 0.03 \quad (f = 1.67 \text{ Hz}, V = 10.5 \text{ m/s})$$

$$\Omega = 0.06 \quad (f = 3.33 \text{ Hz}, V = 10.5 \text{ m/s})$$

$$\Omega = 0.09 \quad (f = 2.86 \text{ Hz}, V = 6.0 \text{ m/s})$$

のそれぞれについて、加振振幅を 30° とし、迎角を $20^\circ \sim 45^\circ$ まで 5° おきに变化させて行った。

また可視化試験は1周期中の任意のフェーズで流れ場の撮影ができるように照明装置を工夫し、1枚の写真についてシャッターを開放したまま同一のフェーズにおいてストロボを5回ずつ発光させた。測定は

$$\Omega = 0.03 \quad (f = 1.01 \text{ Hz}, V = 10.0 \text{ m/s})$$

$$\Omega = 0.06 \quad (f = 2.02 \text{ Hz}, V = 10.0 \text{ m/s})$$

$$\Omega = 0.09 \quad (f = 3.03 \text{ Hz}, V = 10.0 \text{ m/s})$$

について、表面タフト法による翼面上の流れの可視化は $\alpha_0 = 35^\circ, 40^\circ$ について、タフトグリッドによる後流の可視化は $\alpha_0 = 20^\circ$ について行った。

6. 結果例

空気力測定結果の一例として $\Omega = 0.03$ 、 $\alpha_0 = 30^\circ$ の場合について、振動中のロール角 ϕ と法線力係数 C_N 、ローリングモーメント係数 C_{ROLL} の1周期中の変化をあらわすと第5図のようになる。図(a)で横軸は無次元経過時間である。この結果より法線力はロール角の2倍の振動数で振動し、ローリングモーメントはロール角と同じ周期で振動していることがわかる。これはロール角の符号の変化によってローリングモー

第5図 空気力測定結果例
(a)諸量の時間変化, (b)時刻をパラメーターとするヒステリシス表示

メントは符号が変化するのに対して, 法線力は同符号のままであるからである。

静的な場合には $\phi=0^\circ$ で C_N の最大値が記録され, さらに $C_{ROLL}=0$ となる。しかし, 翼が振動する場合, $\phi=0^\circ$ となる時刻と振動中に C_N の最大値が記録される時刻との間には時間遅れ $(\Delta t/T)_N$ があり, 同様に静的な場合に $C_{ROLL}=0$ となる時刻 ($\phi=0^\circ$) と振動中に $C_{ROLL}=0$ となる時刻との間には時間遅れ $(\Delta t/T)_{ROLL}$ が見られる。これらはおもに頂点で生じた前縁剥離渦が翼面上を下流へと輸送されていく間にも時々刻々と模型の姿勢が変化してしまい, 模型の姿勢変化と, 翼の頂点より h の距離にある翼面上の点の前縁剥離渦による圧力の変化との間に, 渦の輸送に関する時間遅れ

$$(\Delta t/T)_t = (h/U)/T$$

があるために生ずるものと考えられる。

また図(a)の経時変化のグラフをもとに図(b)上のような法線力に関するリサージュ図形と図(b)下のようなローリングモーメントに関するリサージュ図形を描くことができる。このリサージュ図形中の矢印は時間経過に伴う変化の方向を, □印は静的試験結果をあ

第6図 振動中の前縁剥離渦の中心位置の変化

らわしている。

第6図は $\Omega=0.03$, $\alpha_0=20^\circ$ の場合について, 翼後縁から10%コード長後方における1周期中に, 左右の前縁剥離渦の中心位置がどのように変化するかをタフトグリッド面に固定した座標であらわしたもので,

点線は事前に行った静的試験の結果をあらわしている。この図から、振動中にも静的な場合と同様に前縁剥離渦の位置は模型のロール角の変化に対応して上下左右に変化していることがわかる。

7. 時間遅れ

空気力測定の結果にあらわれる時間遅れの無次元振動数 Ω と迎角による変化をあらわすと第7図のよう

第7図 時間遅れの迎角変化
(a) 法線力に関する時間遅れ, (b) ローリングモーメントに関する時間遅れ

第8図 翼面上の流れ場
(a) 表面タフト法結果例 ($\Omega=0.03$, $\alpha_0=35^\circ$, $\phi=14^\circ$), (b) 翼面上の流れ場のモデル

になる。(a)は法線力に関する時間遅れ $(\Delta t/T)_N$ で、 Ω が一定であれば 20° , 25° といった比較的小さい迎角ではほぼ一定の値をとり、さらに迎角を増していくと一度急激に増加してその後減少する傾向があることがわかる。また迎角が大きくなって急増したときの $(\Delta t/T)_N$ は Ω が大きいほど大きくなっている。一方 (b)はローリングモーメントに関する時間遅れ $(\Delta t/T)_{ROLL}$ で、これは Ω が一定であれば迎角の変化によらずほぼ一定の値をとっている。

20° , 25° といった低迎角では前縁剥離渦の状態が vortex breakdown の領域に入りこまず、前縁剥離渦

第9図 振動中の翼面上の流れ場の変化
(a) 結果例 ($\Omega=0.03$, $\alpha_0=40^\circ$), (b) 無次元振動数一定 ($\Omega=0.03$) で迎角を変化させた場合, (c) 迎角一定 ($\alpha_0=40^\circ$) で無次元振動数を変化させた場合

の breakdown が翼面上では起こらないため、時間遅れは $(\Delta t/T)_N$, $(\Delta t/T)_{\text{ROLL}}$ とともに主として渦の輸送に関する時間遅れ

$$(\Delta t/T)_t = (h/U)/T = \Omega(V/U)(h/L)$$

によって決まり、 Ω が一定であれば迎角にはよらずにほぼ一定の値をとるものと考えられる。

迎角が 35° , 40° といった大きな値になると、前縁剥離渦の breakdown が翼面上で起こるようになり、その影響があらわれてくるようになる。第 8 図(a)の写真は $\Omega=0.03$, $\alpha_0=35^\circ$ で振動中に $\phi=14^\circ$ となった瞬間の表面タフト法による翼面上の流れの可視化の結果をあらわしたものである。この写真から、頂点を通る流線を境として翼の右側には右向き、左側には左向きの流れがあることがわかり、これは左右の前縁剥離渦の影響圏がこの線を境として分かれていることをあらわしている。また、頂点付近では 5 回の重ね撮りでも気流糸が 1 本に見えていたものが、後縁近くでは何本にも見えており、これは後縁近くでは翼面上の流れが乱れていることをあらわしている。

翼面上の流れ場の変化を整理するために、第 8 図(a)の写真をも(b)のようにモデル化し、頂点を通る流線の翼後縁における中心からのずれを Y_0 とあらわし、頂点から翼の左右の流れが乱れ始めるまでの X 方向距離をそれぞれ X_{bl} , X_{br} とあらわすこととする。

第 9 図(a)の中央のグラフは 1 周期中のロール角の時間変化に対応して翼面上の流れが乱れ始める位置を $\Omega=0.03$, $\alpha_0=40^\circ$ の場合についてあらわしたものである。ここで X_{bl} , X_{br} はそれぞれ左、右翼上で流れが乱れ始める位置を示し、翼の最大コード長 L で無次元化してある。この値が 1.0 ということは翼面上の流れが乱れていないことをあらわしている。また第 9 図(a)下側のグラフは頂点を通る流線の位置の変化をあらわしており、 Y_0 は翼の最大セミスパン $b/2$ で無次元化してある。この値が左側に偏る(L 側の値をとる)ということは翼の右側の前縁剥離渦の影響が翼の半分以上を覆っていることを意味する。また、下側の図は代表的ないくつかの点における翼面上の流れ場の様子をあらわしている。

第 9 図(a)中央のグラフと ϕ の変化を比較すると、翼の左側が下がっているときには左側の、右側が下がっているときには右側の翼面上で流れが乱れ始める位置が前進している。また、ロール角の符号が変わる直前になるとそれまでは翼面上の流れが乱れていなかった上がっている側の翼でも突然に流れが乱れるようになり、その後しばらくの間は翼の上がっている側と下がっている側が同じように変化していることがわか

る。ここで下がっている側の翼面上の流れが乱れるのは前縁剥離渦の状態が vortex breakdown の領域に入っていることから前縁剥離渦が翼面上で breakdown をおこしているためであると考えられる。また上がっている側の翼面上の流れが乱れるのは、頂点を通る流線が翼の中央付近を通っていることから、ロール角の減少に伴って上がっている側の前縁剥離渦は強さが増しながら翼の中央付近に位置するようになり、前縁剥離渦の breakdown によって乱れた下がっている側の流れを巻き込むようになるためであると考えられる。

また、ロール角 ϕ の極値(点 A, A')と翼面上の流れが乱れ始める位置 X_{bl} , X_{br} の極値(点 B, B')との間の時間遅れは前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れによるものであると考えることとし、 ϕ の極値と頂点を通る流線位置 Y_0 の極値(点 C, C')との間の時間遅れは前縁剥離渦の輸送に関する時間遅れによるものであると考えることとすると、前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れのほうが渦の輸送に関する時間遅れよりもかなり大きいことになる。

翼面上の流れが乱れている領域では空気力の損失が起こっているものと考えられるので、(a)の場合、翼面上で流れが乱れている領域が極小になるところ(図中で $C_{N\max}$ と示した 2 点)で法線力係数が最大値をとるものと考えられる。このようにして前縁剥離渦の breakdown が翼面上で起こるようになると法線力に関する時間遅れ $(\Delta t/T)_N$ には前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れの影響が入ってくるようになる。そしてこの前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れは低迎角の場合の前縁剥離渦の輸送に関する時間遅れよりも大きいため、一定無次元振動数で迎角を増していくと前縁剥離渦の breakdown が翼面上で起こり始めたところで $(\Delta t/T)_N$ が急激に大きくなるものと考えられる。

一方ローリングモーメントに関しては、ロール角 0° 付近では頂点を通る流線が翼の中央付近を通り、また左右の翼面上の流れが乱れ始める位置がほぼ等しいことから、翼の両半面における空気力の損失量がバランスし、ローリングモーメントに関する時間遅れ $(\Delta t/T)_{\text{ROLL}}$ では前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れの影響が左右の翼で打ち消されるために、前縁剥離渦の breakdown が翼面上で起こるようになっても $(\Delta t/T)_{\text{ROLL}}$ は低迎角の場合と同じような値をとるものと考えられる。

次に、迎角変化の影響を調べるため Ω を 0.03 に保ち、迎角を 35° , 40° とした場合の結果を比較したところ第 9 図(b)のような結果が得られた。この図から翼の左右どちらについても下がっている側の翼面上で

流れが乱れ始める位置が前進し始めるのは迎角 40° の場合のほうが早く、これに伴って法線力係数の最大値が記録されるのが早くなっていることがわかる。迎角が大きいほど小さなロール角から前縁剥離渦が翼面上で breakdown を起こすようになり、このため breakdown が翼面上で起こるようになってから一定無次元振動数でロール振動をさせながら迎角を増していくと、breakdown の発生のためにひとたび増大した法線力に関する時間遅れ $(\Delta t/T)_N$ は再び急激に減少していくものと考えられる。

さらに無次元振動数 Ω の変化の影響を調べるために迎角を 40° に保ち、 Ω を 0.03, 0.06, 0.09 とした場合を比較すると第9図(c)のようになった。この図からは模型のロール角の変化と翼面上の流れが乱れ始める位置の変化の間の時間遅れ、すなわち前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れは無次元振動数 Ω が大きいほど大きく、そのため法線力係数の最大値が記録されるのが遅くなっている。この傾向は第7図(a)にも不完全ながらあらわれている。

またこの図からは Ω が大きいほど翼面上の流れが乱れ始める位置が後退していることもわかるが、これも前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れが無次元振動数が大きいほど大きくなるためであると考えられる。このように無次元振動数が大きくなると翼面上の流れが乱れ始める位置が後退するために、無次元振動数が小さいあいだは翼面上で流れが乱れて法線力に関する時間遅れ $(\Delta t/T)_N$ が急増するような迎角になっても 0.06, 0.09 といった大きな無次元振動数では翼面上の流れは乱れず、前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れの影響が入らない。そのために第7図(a)のようにより大きな迎角まで $(\Delta t/T)_N$ の急増が起こらなくなるものと考えられる。

8. 振動中の法線力係数の最大値と最小値

振動中に記録される法線力係数の最大値 C_{Nmax} と最小値 C_{Nmin} の迎角変化を静的な場合と比較したところ第10図のような結果が得られた。この図から振動中の最大値は迎角が 35° を超えると、また、最小値は迎角が 30° を超えると静的な場合の値を上回るようになり、とくに最小値のほうは無次元振動数が大きくなるほど振動中の値が大きくなっていることがわかる。このように前縁剥離渦の breakdown が翼面上で起こるような大迎角では振動中のほうが静的な場合よりも平均してより大きな値の法線力係数をとっている。これは可視化の結果にあったように振動中には前縁剥離渦の breakdown に関する時間遅れのために空気力の損失が起こる領域が小さくなり、しかも無次元振動数

第10図 振動中の法線力係数の最大値と最小値

が大きいほどその傾向が強くなるためであると考えられる。

9. ローリングモーメントに関するリサージュ図形

第11図(a)~(e)にローリングモーメントの測定結果を示す。それぞれについて左側の図の破線が1周期中のロール角の時間変化を、実線がそれに対応するローリングモーメント係数の符号を反転した値の変化をあらわしている。右側の図はそのときのローリングモーメントを時刻をパラメーターとしてロール角に対して描いたリサージュ図形である。

$\Omega=0.03$ の場合、ローリングモーメントは(a)の $\alpha_0=30^\circ$ ではなめらかな曲線を描いて変化するが、(b)の $\alpha_0=35^\circ$ 、(c)の $\alpha_0=40^\circ$ では極値をとった後突然直線的に変化するようになる。これは前縁剥離渦の breakdown が翼面上で起こるようになり、ローリングモーメントの損失が起こっているためであると考えられる。一方リサージュ図形は、(a)では1周期中時計回りをする閉曲線を描くが、(b)ではロール角の絶対値が小さい中央付近では時計回り、ロール角の絶対値が大きい両端では反時計回りをする閉曲線を描くようになり、(c)では全体の傾向は(b)と変わらないものの両端の反時計回りの部分が大きくなっている。

Ω を 0.06 に上げた場合、(d)の $\alpha_0=30^\circ$ ではリサージュ図形は(a)と同様1周期中時計回りをする閉曲線を描くが、曲線の囲む面積は(a)の場合よりも大きくなり、また(e)の $\alpha_0=40^\circ$ でもリサージュ図形は(c)とは異なり、1周期中時計回りを保っている。

また(b)、(c)のローリングモーメントの損失が起こっている場合でも、ロール角の絶対値が大きいとこ

第11図 ローリングモーメントに関するリサージュ図形

ろで振動中は静的な場合よりもローリングモーメントの絶対値は大きくなっており、法線力の場合と同様にローリングモーメントに関しても振動中のほうが静的な場合よりも前縁剝離渦の breakdown による損失量が小さいことがわかる。

この実験結果をモデルを用いてあらわしたのが第11図の(f)~(j)である。ローリングモーメントの損失が起こっていない場合、実験結果にあわせてローリングモーメントがロール角の変化に一定の時間遅れ Δt をもって追従するというモデルを考えて、ロール角およびローリングモーメント係数は

$$\phi = \phi_A \sin 2\pi f t$$

$$C_{ROLL} = C \sin 2\pi f (t - \Delta t) \quad (C < 0)$$

という形であらわされるものとする。(f)は時間遅れ $(\Delta t/T) = 0.03$ 、(i)は $(\Delta t/T) = 0.05$ の場合で、どちらもリサージュ図形は1周期中時計回りをする閉曲線を描くが、時間遅れが大きいほうが曲線の囲む面積は大きくなっている。これは先の実験結果では迎角を 30° に保ったまま無次元振動数 Ω を 0.03 から 0.06 とした場合((a), (d))を模擬しており、 Ω が大きいほうがロール角とローリングモーメントの間の時間遅れが大きくなることの効果をあらわしている。

ローリングモーメントの損失が起こっている場合についても、その間のローリングモーメントの変化を実験結果にあわせて、(g)のように直線であらわすこととすると、ローリングモーメントの極値がロール角の

極値に先だって生ずるようになるため、時間遅れは一定でもリサージュ図形は中央で時計回り、両端で反時計回りをするようになる。時間遅れとローリングモーメントの損失をあらわす直線の傾きを一定に保ったまま直線部を平行移動させてローリングモーメントの損失量を大きくするとリサージュ図形は(h)のように両端の反時計回りの部分が大きくなる。これは先の実験結果では Ω を0.03に保ち、迎角を 35° , 40° と変化させた場合((b), (c))を模擬しており、迎角が大きくなるとローリングモーメントの損失量が大きくなることの効果をあらわしているが、これは迎角が大きくなるほど小さなロール角から翼面上に前縁剝離渦のbreakdownが見られるようになるからであると考えられる。

さらにローリングモーメントの損失の起こり具合を(h)と同じに保ったまま、時間遅れ($\Delta t/T$)を0.03から0.11に増し、ローリングモーメントの極値がロール角の極値の後に生ずるようにすると、リサージュ図形は(j)のように1周期中時計回りの変化をする閉曲線を描くようになる。このようにローリングモーメントの損失が起こっていても時間遅れが大きければリサージュ図形に両端の反時計回り部分はあらわれず、無次元振動数が大きいためにローリングモーメントの損失量が小さくなっていることと相まって、(e)の $\Omega=0.06$, $\alpha=40^\circ$ の実験結果でリサージュ図形は1周期中時計回りの変化をするものと考えられる。

ローリングモーメントに関するリサージュ図形が時計回りの閉曲線を描くということは、曲線の囲む面積に対応するエネルギーが流体から系の振動に供与されたことをあらわし、逆に反時計回りの閉曲線を描くということは、曲線の囲む面積に対応するエネルギー(斜線部)が系の振動から流体へ散逸したことをあらわす²⁾。したがって、今回の実験に使用した $\theta_a=14^\circ$ のデルタ翼がロール振動する場合には、ロール角の変化とローリングモーメントの変化の間に時間遅れがあるために流体から系の振動にエネルギーの供与が起こり、無次元振動数が小さければ前縁剝離渦が翼面上でbreakdownを起こすようになるとエネルギーが散逸するようになると考えられる。これをこのデルタ翼が一定の小さな無次元振動数、一定の迎角でロールの自由振動をする場合に当てはめて考えてみると、振幅が

小さく前縁剝離渦のbreakdownが翼面上に生じない間は流体から系の振動にエネルギーの供与が起こるために振動が助長されて振幅が大きくなる。振幅が大きくなってbreakdownが翼面上で起こるようになるとエネルギーの散逸が起こってそれ以上の振幅の増大が抑制され、ついには流入するエネルギーと散逸するエネルギーとが等しくなるような振幅で定常振動をするようになり、ウィングロック現象を呈するものと考えられる。また無次元振動数が大きい場合には振幅が小さいとエネルギーの散逸が起こらないために、無次元振動数が小さい場合よりも大きな振幅で定常振動をするようになるか、振動が発散して別の現象を引き起こすようになるものと想像される。

10. 結 論

以上の結果から以下の結論を得た。

今回の実験に使用した翼半頂角 14° のデルタ翼については

- ・ロール振動中の非定常特性に大きな影響を及ぼすのは前縁剝離渦の輸送に関する時間遅れと、前縁剝離渦が翼面上でbreakdownを起こすことによる空気力の損失およびその時間遅れである。
- ・ロール振動中は静的な場合に比べて、前縁剝離渦がbreakdownを起こすことによる空気力の損失が小さく、無次元振動数が大きいほどその傾向が強い。

今後は翼半頂角が 14° よりもかなり小さい場合と、かなり大きい場合についても実験を行い、今回の実験結果との比較を行う必要がある。

参 考 文 献

- 1) Levin, D. and Katz, J.: Dynamic Load Measurements with Delta Wings Undergoing Self-Induced Roll Oscillations, J. Aircraft, 21(1984), pp.30-36.
- 2) Katz, J. and Levin, D.: Self-Induced Roll Oscillations Measured on a Delta Wing/Canard Configuration, J. Aircraft, 23(1986), pp.814-819.
- 3) 吉永 崇, 橋 篤史: デルタ翼のローリング, 第20回流体力学講演会, 1988.
- 4) 浅沼 強(編): 流れの可視化ハンドブック, 朝倉書店, 東京, 1977.
- 5) Polhamus, E.C.: Predictions of Vortex-Lift Characteristics by a Leading-Edge Suction Analogy, J. Aircraft, 8(1971), pp.193-199.