ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の静的ロール特性について^{*1}

Static Measurements of Rolling Delta Wings with Vortex Flaps

安部 浩子^{*2}・李家 賢一^{*3}・砂田 保人^{*3}

Hiroko ABE, Kenichi RINOIE and Yasuto SUNADA

Key Words : Delta Wing, Vortex Flap, Rolling Motion

Abstract : Static normal force and rolling moment measurements for 60° and 70° delta wings with vortex flaps have been done for different roll angles at a Reynolds number based on a centerline chord of 1.3×10^5 . Smoke visualization tests have also been done. Results show that the 60° delta wing is statically unstable in roll at the angle of attack of 35° when vortex flaps were deflected 30° downward. This is because the chordwise position where the vortex breakdown occurs is different for the left and right wings when in roll. The 70° delta wing with vortex flaps possesses static roll stability. Static rolling moment hysteresis has been observed for the 60° delta wing with a flap deflection angle of 30° at an angle of attack of 45°.

1. 序 論

航空機の高速化に伴い、大きな後退角を有する三角翼（デルタ翼）またはそれに類似した翼を使用した航空機が開発されてきた。これらの機体が大迎角を取ると、デルタ翼の前縁から剥離した流れが翼面上で巻き込まれ、一對の前縁剥離渦を形成する¹⁻⁴⁾。この前縁剥離渦のために、翼面に上向き垂直な方向に吸引力が誘起される（vortex lift）。このためデルタ翼の空力特性は、従来の翼に比べて揚力傾斜が小さいこと、および、その結果として最大揚力を得る迎角が従来の翼に比べて大きいという特徴を有することになる。したがって離着陸等の低速飛行時にデルタ翼機は大きな迎角を取る必要がでてくる。この低速、大迎角の状態デルタ翼はしばしば wing rock と呼ばれる運動を起こすことが知られている⁵⁻⁸⁾。wing rock は一定の振幅と周波数を持つ自励的なロール振動である。前縁剥離渦の強さ、およびロール角変化に伴う渦位置の変化が wing rock に大きな影響を及ぼすものと考えられている。

また、vortex lift によって翼に働く抗力は多大なものとなる。このため空力特性の代表的な指標である揚抗比はデルタ翼の場合、一般に低い値となる。この低速におけるデルタ翼の空力特性を改善するために考案された前縁デバイスの一つに vortex flap がある^{9,10)}。vortex flap とはデルタ翼前縁に取り付けられた下方へ折り曲げることでできるフラップのことである。vortex flap は、フラップ上に生ずる前縁剥離渦が生み出す吸引力を利用して、デルタ翼の揚抗比の改善を実現している（第1図参照）。

wing rock 現象が vortex flap の特性に及ぼす影響を調

べることは興味深いことである。そこで本研究では、まずボルテックス・フラップ付きデルタ翼が静的にロール角を有している時（自由振動はさせないで、模型のロール角が固定されている時）の空力特性を明らかにすることを目的として、実験を行った。そのために後退角が 60° と 70° の鋭い前縁を有するボルテックス・フラップ付きデルタ翼模型を用いて、ロール角を有している時の模型に働く空気力（ローリングモーメント等）を測定した。更に、翼まわりの流れの様子を知るために煙を使った可視化も行った。なお、ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の静的ロール特性に関しては他の報告は見られないが、vortex flap ではなく左右非対称に折り曲げるフラップ付きデルタ翼についての静的ロール特性の報告は文献 11) にある。

2. 実験装置および方法

2.1 実験装置 実験に使用した風洞は三次元フラッター風洞（東京大学工学部、押し込み型低速風洞）である。測定部は 0.6 m × 0.6 m の開放型でモーター上流側の吸込口直径は 1.4 m である。

実験に使用したデルタ翼模型の概略を第2図に示す。後退角は 60° と 70°、最大翼弦長 c は 200 mm、翼の先端から後縁のセミスパン 75% 位置にかけてフラップのヒンジ線が左右にある。フラップの折り曲げ角度 δ_f がそれぞれ 0° と 30° の四種類の模型を使用し、実験を行った。フラップ折り曲げ角度 δ_f はフラップヒンジ線に直交する面内で定義した（下向きを正）。肉厚 1 mm のアルミ板を使用し、前縁、後縁とも鋭い前縁を有するように、前縁と後縁の各辺に直角方向 5 mm 位置（図中 bevel line と表記）から各辺にかけて上下面ともに削ってある（上下面がなす角度は約 11° である）。模型を天秤に固定する支柱は直径 10 mm、肉厚 1 mm のジュラルミン製パイプを使用した。支柱は翼上面側のみ半円状に翼弦位置 $x/c=0.75$ まで延びている（ x は翼頂点から翼弦方向にとった座標）。なお、

^{*1} © 2001 日本航空宇宙学会
平成 12 年 10 月 2 日、第 32 回流体力学講演会にて講演。平成 12 年 10 月 24 日原稿受理

^{*2} 東京大学大学院

^{*3} 東京大学大学院工学系研究科航空宇宙工学専攻

第1図 ボルテックス・フラップ付きデルタ翼の概念図¹³⁾

第2図 ボルテックス・フラップ付きデルタ翼模型

筆者の一人が過去に行った実験^{10,13)}では、 $\delta_f = 30^\circ$ において後退角 60° 、 70° 共に vortex flap の効果が見られたため、本実験においても $\delta_f = 30^\circ$ の場合について実験を行うこととした。

2.2 実験方法および計測装置 模型に働く法線力係数 C_N とローリングモーメント係数 C_l を計測した。風洞風速は $U_\infty = 10 \text{ m/s}$ において測定し、最大翼弦長に基づくレイノルズ数は 1.3×10^5 である。ロール角 ϕ 、ローリングモーメント係数 C_l 等の定義図を第3図に示す。模型と天秤、ステッピングモーターが同軸になるように支持台に取り付けられている。模型は支柱を介して、文献12)で使用された天秤に固定されており、模型と天秤全体をステッピングモーターで機体軸まわりに回転させることができる。測定される力は回転する模型表面に対して常に法線方向の成分 N であり、モーメントは模型の中心軸に対するロール方向成分 M である。

模型の迎角は支持台によって $\alpha = 0^\circ$ から 45° まで連続的に変えられる。模型のロール角は、右翼が下がるようにロールする方向を正として $\phi = -30^\circ$ から 30° まで模型後方から見て時計周りに 2° おきに測定し、その後 30° から -30° まで反時計周りに 2° おきに測定した。この測定を、最低3回繰り返して、それらの平均を取った。一様流流速 U_∞ を 0 m/s にして(風洞を停止して)測定した値を、一様流流速 $U_\infty = 10 \text{ m/s}$ で測定した値から差し引くことにより、模型などに働く慣性力を削除し、空気力を得た。

なお風洞境界の影響、blockage 補正等の修正は行っていない。空力係数の無次元化に関しては、フラップ角 $\delta_f = 0^\circ$ のときの翼面積を $\delta_f = 30^\circ$ 模型に対しても用いて空力係数を求めた。

前縁剥離渦の状態変化を調べるために、煙を使った流れの可視化を行った。ある x/c 位置において、翼の左右から翼弦線に直交した方向の平面内をシート状の光で照らし、この断面での前縁剥離渦の様子を翼後方に配置したデ

第3図 ロール角、法線力、ローリングモーメントの定義

ジタルビデオカメラで撮影した。このとき、翼弦位置の違いによる前縁剥離渦の状態変化を調べるため、二つの翼弦位置 ($x/c = 0.33, 0.66$) において観測を行った。

可視化時の一様流速度は煙の密度を高めるため原則として $U_\infty = 6 \text{ m/s}$ としたが、後述するロール不安定やヒステリシスが発生している迎角では、力測定結果との、より良い比較を行うため $U_\infty = 10 \text{ m/s}$ とした。なお、通常は煙発生パイプを翼のすぐ上流側に設置して可視化を行ったが、ロール不安定やヒステリシスが発生する形態では、煙発生パイプが流れ場に極力影響を及ぼさないように、風洞ノズル上流部から煙を流入させた。

3. 実験結果と考察

3.1 ロール角 0° の場合 法線力係数 C_N について今回測定した後退角 70° 、フラップ角 $\delta_f = 0^\circ, 30^\circ$ の実験結果と文献13)の実験結果(フラップ角 $\delta_f = 30^\circ$)を比較した図を第4図に示す。文献13)に用いられた翼の平面形やフラップ平面形状は、今回の模型と相似である。ただし翼断

面形は異なる．また最大翼弦長に基づくレイノルズ数は 1×10^6 であり今回の実験に比べて一桁大きい．第4図によると迎角 20° 付近まで $\delta_f = 30^\circ$ の結果は両者で非常に良好な一致を示している．文献13)でも指摘されているように、鋭い前縁を有したデルタ翼の空力特性は、翼断面形状やレイノルズ数にあまり依存しないことがこの図からもわかる．なお迎角 20° 以上では今回の実験と文献13)の間でその失速特性などに違いが見られるが、これは風洞の違いによる渦の breakdown 位置の変化等のためである．

3.2 静的ロール特性 第5図と第6図にロール角を有するときの静的空気力測定結果を示す．第5図には縦軸に法線力係数 C_N 、横軸にロール角 ϕ を、第6図には縦軸にローリングモーメント係数 C_l 、横軸にロール角 ϕ をとり、それぞれ迎角 α をパラメータにとっている．各図共に図a)に $\Lambda = 60^\circ$ 、 $\delta_f = 0^\circ$ 、図b)に $\Lambda = 70^\circ$ 、 $\delta_f = 0^\circ$ 、図c)に $\Lambda = 60^\circ$ 、 $\delta_f = 30^\circ$ 、図d)に $\Lambda = 70^\circ$ 、 $\delta_f = 30^\circ$ における結果を示す．

第5図a)は後退角 60° 、フラップ折り曲げ角 $\delta_f = 0^\circ$ における C_N - ϕ 曲線である．迎角 α が 35° 以下ではロール角の絶対値 $|\phi|$ を増加させると法線力係数 C_N は単調に減少している．しかし、 $\alpha = 40^\circ$ ではロールするにつれて法線力係数 C_N は徐々に増大している．

第5図b)に後退角 70° 、フラップ折り曲げ角 $\delta_f = 0^\circ$ における測定結果を示す． $\alpha < 40^\circ$ ではロール角の絶対値 $|\phi|$ を増加させると法線力係数 C_N は単調に減少している．ロールによって C_N が減少する原因として、デルタ翼上面側の流れの変化だけではなく、下面側の受ける空気力変化の影響も考えられる． $\alpha \geq 40^\circ$ において、 $\phi = 0^\circ$ からロールし始めると法線力係数 C_N は増加していくが、更にロールすると逆に C_N は減少し始めている．なお、図a)、b)共に $\alpha = 40^\circ$ と 45° では C_N の分布形状が大きく変化している．これは、翼面上での前縁剥離渦の breakdown 発生の兼ね合いによって生じたのではないかと考えられる．第5図の変化の傾向は文献12)で報告された後退角 76° デルタ翼の C_N - ϕ 分布とほぼ同様である．

第5図c)に後退角 60° 、フラップ折り曲げ角 $\delta_f = 30^\circ$ における測定結果を示す． $\alpha \leq 40^\circ$ ではロール角の絶対値 $|\phi|$ を増加させると法線力係数 C_N は単調に減少している． α

$= 45^\circ$ では $|\phi|$ を増加させても最初 C_N はほぼ一定の値を示すが、 $\phi = -16^\circ \sim -24^\circ$ と $18^\circ \sim 28^\circ$ の範囲で C_N が急激に増加し、またロールさせる方向の違いにより、異なる C_N の値を示し、いわゆるヒステリシスを生じている．なお、測定にあたっては迎角一定の状態でロール角 0° から 2° おきに正の方向にロール角を変化させながら行い、かつ各測定ロール角において充分時間が経過した後に空気力の計測を行っている．またロール角が 30° に達したところで今度は負の方向に模型をロールさせてゆき、同様な計測を行っている．ヒステリシスは、この形態 ($\alpha = 45^\circ$) においてのみ見られた．これについては3.4節において詳しく検討する．

第5図d)に後退角 70° 、フラップ折り曲げ角 $\delta_f = 30^\circ$ における測定結果を示す． $\alpha < 40^\circ$ ではロール角の絶対値 $|\phi|$ を増加させると法線力係数 C_N は単調に減少している． $\alpha = 45^\circ$ では、第5図b)と同様に C_N はほぼ一定の値を示しており、 $|\phi| = 25^\circ$ から $|\phi|$ を増加させると C_N は減少している．

次にローリングモーメント C_l の測定結果を第6図に示す．計測にあたっては、 $\phi = 0^\circ$ において天秤の出力が $C_l = 0$ となるように調整した後に、模型のロール角を変化させている．ロール角 ϕ が正でローリングモーメント C_l が負であるとき、あるいは ϕ が負で C_l が正であるときには、デルタ翼にロール角を減少させる復元ローリングモーメントが働くことになり、この場合デルタ翼は、いわゆるロール安定の状態になっている．第6図a) ($\Lambda = 60^\circ$ 、 $\delta_f = 0^\circ$) によると $\alpha = 25^\circ, 30^\circ$ を除いてローリングモーメント係数 C_l のロール角に対する勾配は、同じ α では ϕ が変化してもほぼ一定で負の傾きを示しており、ロール角変化に対する復元モーメントが翼に働いていることがわかる．これに対して $\alpha = 30^\circ$ では $\phi = -12^\circ \sim 16^\circ$ の間でこの勾配は正負逆転し C_l の符号も逆転しており、ロール不安定になっていることがわかる．

第6図b) ($\Lambda = 70^\circ$ 、 $\delta_f = 0^\circ$) によると $\alpha \leq 30^\circ$ ではローリングモーメント係数の傾きは ϕ が変化しても同じ α ではほぼ一定でありロール安定になっている．一方 $\alpha \geq 35^\circ$ ではローリングモーメント係数の傾きの正負が逆転するところが存在する．ただし、第6図a)の場合と異なり、ロール不安定が起こるような C_l の符号の逆転は見られない．

第6図c) ($\Lambda = 60^\circ$ 、 $\delta_f = 30^\circ$) ではローリングモーメント係数の傾きは $\alpha = 30^\circ, 35^\circ, 45^\circ$ を除き ϕ が変化しても同じ α ではほぼ一定である． $\alpha = 35^\circ$ では $|\phi|$ が増加すると $\phi = \pm 4^\circ$ においてロール安定から不安定へ、さらに $|\phi|$ を増加させると $\phi = \pm 16^\circ$ においてロール安定へと移行している． $\alpha = 45^\circ$ では $\phi = -16^\circ \sim -24^\circ, 18^\circ \sim 28^\circ$ の範囲でロール角増大時と減少時共に、 C_N の場合と同様に (第5図c)) ヒステリシスを生じている．

第6図d) ($\Lambda = 70^\circ$ 、 $\delta_f = 30^\circ$) は全般的傾向は $\Lambda = 70^\circ$ 、 $\delta_f = 0^\circ$ (第6図b)) とほぼ同様である．

以上の力測定の結果を整理すると以下ようになる．後退角 $60^\circ, 70^\circ$ の場合共にボルテックス・フラップの有り無

第4図 ロール角 0° の場合の C_N - α 分布

 第5図 C_N - ϕ 曲線 (α 一定)

 第6図 C_l - ϕ 曲線 (α 一定)

しに関わらず、ほとんどの場合ロール角変化に対してロール安定である。ただし、後退角 60° では $\delta_f=0^\circ, 30^\circ$ 共に特定の迎角でロール不安定が観察された。なお他の文献によると静的ロール不安定は後退角 65° デルタ翼 (胴体付模型)¹⁴⁾ と後退角 45° デルタ翼 (丸い前縁)^{15,16)} で観測されているが、後退角約 70° 以上のデルタ翼 (後退角 69° ¹⁷⁾, 後退角 $76^\circ, 83^\circ$ ^{12,18)}) では観測されていない。また今回、後退角 $60^\circ, \delta_f=30^\circ, \alpha=45^\circ$ においてのみ C_N, C_l 共に ϕ 変化

に対するヒステリシスが観察された。このヒステリシス以外に vortex flap の有り無しで明確な空気力の違いは特には見られなかった。なお、文献 13) でも報告されているように、vortex flap はフラップ無しの場合に比べて、迎角を見かけ上小さくする特性がある (第4図参照)。このため 60° デルタ翼ではロール不安定が観測される迎角が $\delta_f=0^\circ$ では $\alpha=30^\circ$, $\delta_f=30^\circ$ では $\alpha=35^\circ$ と、 $\delta_f=30^\circ$ の場合の方が大きな迎角になっている。

3.3 流れの可視化 迎角を固定してロール角を変化させたときの翼弦長 33% と 66% 位置における断面の流れを可視化した結果を第 7 図に示す。第 7 図 a) は後退角 60° , $\delta_f=0^\circ$, $\alpha=30^\circ$, 図 b) は後退角 70° , $\delta_f=0^\circ$, $\alpha=35^\circ$, 図 c) は後退角 60° , $\delta_f=30^\circ$, $\alpha=35^\circ$, 図 d) は後退角 70° , $\delta_f=30^\circ$, $\alpha=35^\circ$ における結果である。図 a), c) の $\Lambda=60^\circ$ 翼では第 6 図に示したようにロール不安定が見られたため、力測定と同じ計測条件になるように風速 10 m/s で撮影した。なお 2.2 節で述べたように、残りのケースでは風速 6 m/s で可視化を行った。第 4 図でも議論したように鋭い前縁を有するデルタ翼まわりの流れは、レイノルズ数（風速）の変化に余り影響されない。そこで本実験では、煙の密度を高め、より良好な可視化結果が得られるように力測定の時よりも遅い風速 (6 m/s) を用いた。ただしロール不安定が観察された形態 (第 6 図 a), c)) のように、わずかな試験条件の違いが可視化結果に影響を及ぼす恐れがあると判断された場合は、力測定と同じ 10 m/s において可視化を行うこととした。

後退角 70° の結果 (第 7 図 b), d)) は 60° の結果 (図 a), c)) に比べてボルテックス・フラップ折り曲げ有り無し共に、breakdown していないときは非常にはっきりと渦の中心が見られ、剥離渦の強度が強いことがわかる。

なお上述のように、この 70° の結果は 60° の結果 (図 a), c)) と異なり風速 6 m/s で撮影されている。ただし風速 10 m/s においても確認のための可視化を行った。10 m/s においては 6 m/s のときよりも可視化の煙は拡散してしまっているが、 70° デルタ翼において剥離渦の中心は、6 m/s のときと同様にはっきりと観察された。

第 7 図 d) によると、ロールしていない状態からロール角を変化させていくと、風下側 (左翼) の前縁剥離渦の中心は次第に模型中心から遠ざかって翼面から離れていき、一方、風上側の翼上の前縁剥離渦に関しては、その断面積が拡大していくことがわかる。 $x/c=0.33$ 断面位置では $\phi=0^\circ$ において左右翼共に明確な渦の core が見えているが、ロールすると風上側 (右翼) で渦の core が見られなくなっている。逆に $x/c=0.66$ 断面位置では、ロールした方 ($\phi=20^\circ$) がロールしていない場合 ($\phi=0^\circ$) に比べて風下側 (左翼) で渦の core がはっきりと見えている。すなわち、風上側 (右翼) ではロール角の絶対値 $|\phi|$ が増加するほど breakdown の発生位置は翼頂点に向かって前進し、逆に風下側 (左翼) の渦では breakdown の発生位置が後退する傾向があることが確認できる。この傾向はロール不安定が観察された第 7 図 a), c) においても同様に見られる。以上の説明はロールによる有効後退角の変化によ

第 7 図 流れの可視化写真

っても説明することができる。風上側（右翼）ではロールによってデルタ翼の有効後退角が減少し、風下側では増大する⁷⁾。後退角が増大すると一般にデルタ翼上の渦はbreakdownの発生位置が後退する。この変化の傾向は上述の観察と一致する。すなわちロールに伴い、風下側では有効後退角の増大によりbreakdown位置は後方へ移動するとともに、強く小さい渦が翼面近くにでき、渦による翼への垂直力が強くなると考えられる。一方風上側では前縁剝離渦のbreakdown発生位置は翼前方へと移動していくため、翼に対する渦の強度が弱くなり、渦による翼への垂直力が弱くなる。これによって、風下側を更に上に上げようとする法線力が風上側の法線力に勝り、ロール不安定が起こる場合があるのではないかと考えられる。ただし、ロール角が更に増大すると、風下側の渦のbreakdown位置が翼後縁よりも後方に位置するようになるために、渦による翼への上向き法線力の増加率は少なくなる。一方風上側の渦の断面積は拡大しているので、渦が翼に影響を及ぼす面積が増え、breakdownしてはいるものの渦全体による翼への垂直力は増していく。この結果、風上側の法線力が風下側の法線力に勝り、ロール角を減少させる方向にローリングモーメントが働くため、再びロール安定になると考えられる。なお、以上考察したことは、文献19)の後退

角 65° 胴体付平板デルタ翼に関する考察とほぼ同様であるが、ボルテックス・フラップ付き 60° デルタ翼でも平板デルタ翼と同じような機構でロール不安定を生じていることがわかる。

第8図に $\Lambda=60^\circ, \delta_f=0^\circ$ において縦軸にローリングモーメント係数 C_l 、横軸に迎角 α をとり、ロール角をパラメータとして第6図のデータを用いて整理し直した図を示す。図によるとローリングモーメント係数 C_l が迎角 $20^\circ \sim 30^\circ$ 付近で急激に変化している。ロール角を一定にして迎角を変化させていくと、 C_l の絶対値が小さくなる状態があることがわかる。 $\Lambda=60^\circ, \delta_f=0^\circ$ においてロール不安定が観測されたのは $\alpha=30^\circ, \phi=10^\circ$ 付近の場合のみであり、第8図でもこのとき C_l は正負が逆転している。他の ϕ の値においても、特定の α と ϕ の組み合わせのときに C_l の値が負ではあるものの、その絶対値は小さくロール不安定に近づいていることがあることが第8図より読みとれる。例えば $\phi=20^\circ$ のときは、 $\alpha=25^\circ$ 付近でローリングモーメントは急増している ($C_l=0$ に近づいている)。この $\phi=20^\circ$ の場合は $\phi=10^\circ$ のときに比べて迎角が小さいときのローリングモーメントの絶対値自体が大きいのでロール不安定にまでは至らなかったとも解釈できる。なお、後退角 70° でロール不安定が見られなかったのは、剝離渦の

第7図 流れの可視化写真 (続き)

力が後退角 60° に比べて全般にかなり強いこと (第7図 b), d) 参照) が影響を及ぼしていると考えられる。

3.4 後退角 60° , フラップ折り曲げ角 30° におけるヒステリシス 第5図 c), 第6図 c) で見たように後退角 60° , フラップ折り曲げ角 30° において $\alpha=45^\circ$ では C_N, C_l 共にヒステリシスが観測された。そこでこの形態でのロール角 $\phi=18^\circ, 22^\circ, 26^\circ, 30^\circ$ における2つの断面内 ($x/c=0.33, 0.66$) の流れの可視化を行った結果を, $C_l-\phi$ 曲線と重ね合わせて第9図に示す。ヒステリシスが観測されない最大の ϕ において ($\phi=18^\circ$), ϕ を正方向に変化させたとき (これを「行き」と呼ぶ) の可視化写真を見ると (第9図中の写真 a)), $x/c=0.33, 0.66$ 共に左翼側, 右翼側にそれぞれほぼ同じ大きさの剥離渦を生じている。左右の渦の配置は $\phi=22^\circ$ (「行き」写真 b)) においてもほぼ同じであるが, $\phi=26^\circ$ (「行き」写真 c)) において風上側 (右翼) の渦が突然風下側 (左翼) の渦の下に入り込んでい

き, 風上側の渦が翼面に近づいていることがわかる。さらに ϕ を増やしてゆき, $\phi=30^\circ$ (写真 d)) からロール角を減らしていくと (これを「もどり」と呼ぶ), $\phi=22^\circ$ まで右翼上の渦が左翼上の渦の下にもぐり込む傾向が引き続いて見られ ($\phi=26^\circ, 22^\circ$, 写真 e), f)), $\phi=18^\circ$ (写真 g)) においてようやく最初の状態 (写真 a)) と同じ配置へと変化し始めている。(なお「もどり」の $\phi=18^\circ$ では両方のタイプの渦配置が $x/c=0.66$ において非定常的に観測された (写真 g) 参照)。 $\phi=16^\circ$ から ϕ を減少させていくと, 左右翼共にほぼ同じ大きさの剥離渦が存在する状態を保ったままだった。

ここで渦の配置が翼模型に働く空気力に及ぼす影響について考える。上述のように「行き」の $\phi=26^\circ$ において, 風上側 (右翼) の渦が風下側 (左翼) の渦の下に入り込むようになった。このため風上側の渦が翼面に与える影響が増大し, 翼面を持ち上げる方向に働く法線力が増すので, $\phi=26^\circ$ において急に復元モーメントが大きくなった ($C_l < 0, |C_l|$ が増大) と考えられる。これと同じ理由により, $C_l-\phi$ 曲線上で「行き」の $\phi=26^\circ \sim 30^\circ$, および「もどり」の $\phi=30^\circ \sim 18^\circ$ の範囲に関しても, 「行き」の $\phi=18^\circ \sim 26^\circ$ に比べて大きな復元モーメントが翼に働いて, $C_l-\phi$ 曲線にヒステリシスを生じたと説明できる。vortex flap を折り曲げると, 風洞主流方向に対してフラップがなす角度は, フラップを折り曲げない場合に比べてかなり小さくなる。またロールしているとき, この主流とフラップがなす角度は左右の翼で異なってくる。ロール角が大きくなるにつれて, この左右のフラップ面と風洞主流がなす角度が大きく異なってくることが, 左右の渦配置に違いを生じ, ひいてはヒステリシスの発生に関係しているのではないかと考

第8図 $C_l-\alpha$ 曲線 (ϕ 一定, $A=60^\circ$, $\delta_f=0^\circ$)

第9図 $A=60^\circ$, $\delta_f=30^\circ$, $\alpha=45^\circ$ における $C_l-\phi$ 曲線と可視化写真

えられる。

3.2節でも述べたように vortex flap はフラップを下方に折り曲げるため翼全体の有効迎角を低下させる働きを持つ。このため、もしフラップを折り曲げていない後退角 60° デルタ翼においてヒステリシスが発生するとしたならば、フラップを折り曲げた 60° デルタ翼でヒステリシスが観測された迎角 ($\alpha=45^\circ$) より小さな迎角でヒステリシスが発生するはずである。しかしながら今回の実験では迎角 45° 以下では第5図、第6図に示したようにヒステリシスは観測されなかった。すなわち、このヒステリシスの発生は、ボルテックス・フラップ付きデルタ翼に特有のものではないかと考えられる。

一方、後退角 70° , $\delta_f=30^\circ$ の模型を用いて $\alpha=45^\circ$ においてロール角を第5図の場合よりも広い範囲 ($\phi=-37.5^\circ\sim 37.5^\circ$) で変化させることを試みたが、ヒステリシスは全く観測されなかった。 $\Lambda=70^\circ$ 模型で vortex flap を折り曲げてもヒステリシスが発生しなかった原因は 70° の方が 60° に比べて剥離渦が強いことに起因しているかもしれないが、この点に関してはまだ検討が不十分である。更には、後退角 60° という特定のデルタ翼においてなぜヒステリシスが観測されたか、後退角を 60° より小さくした場合でも同様な現象が発生するか、また後退角一定のままフラップ折り曲げ角度 δ_f を変化させたとしても、特定の δ_f でヒステリシスが観測されるのか、以上挙げた点については今後の研究が必要である。なお、文献20)では、ロール角無しで横滑り角を取ると、平板デルタ翼に働くローリングモーメントにもヒステリシスが発生することが報告されている。

4. 結 論

後退角 60° および 70° のボルテックス・フラップ付きデルタ翼が静的にロール角を有しているときにデルタ翼に働く法線力とローリングモーメントを測定した。煙を用いた流れの可視化を行い前縁剥離渦の状態変化も詳細に観察した。その結果、以下の結論が得られた。

- ・後退角 60° デルタ翼では vortex flap を折り曲げない場合と同様に、vortex flap を折り曲げた場合もロール不安定を生ずる迎角が存在する。これはロールにより、前縁剥離渦の breakdown を生ずる翼弦長方向位置が、左右の翼で異なるようになるため、左右の翼に働く空気力に違いを生じて、不安定なローリングモーメントを発生する場合があるためである。
- ・後退角 70° デルタ翼では vortex flap 有り無し共にロール不安定が観測されなかった。これは、 60° デルタ翼に比べて前縁剥離渦が強いためであると考えられる。
- ・後退角 60° , vortex flap 折り曲げ角 30° , 迎角 45° の状態で法線力、ローリングモーメント共にヒステリシスが観測された。ロール角が小さいときには左右一対の渦がほぼ同じ大きさであったものが、あるロール角において突然風上側 (ロールにより下がっている翼側) の渦が風下側の渦の下に入り込み、風上側の渦が翼面に近づく現

象が起こるためである。ロール角を逆方向に小さくしていくと、もとの一対の渦の形に戻るが、このときのロール角は、渦の配置が急変したロール角よりも小さいために、空気力にヒステリシスが観測されたと説明できる。なお、このヒステリシスは vortex flap 無しのデルタ翼では観測されなかった。

今後は、後退角やフラップ折り曲げ角などを更に変化させて、ボルテックス・フラップ付きデルタ翼のロール特性について詳細に調べていく必要がある。

本研究を行うに当たり様々な助言をいただいた航空宇宙技術研究所 郭東潤氏に感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) Hummel, D. and Srinivasan, P.S.: Vortex Breakdown Effects on the Low-Speed Aerodynamic Characteristics of Slender Delta Wing in Symmetrical Flow, J. Royal Aero. Soc., **71** (1967), pp. 319-322.
- 2) 林 良生: デルタ翼前縁剥離渦と Breakdown, 日本航空宇宙学会誌, **20** (1972), pp. 623-629.
- 3) Polhamus, E. C.: Vortex Lift Research: Early Contributions and Some Current Challenges, NASA CP 2416, 1986, pp. 1-30.
- 4) Rom, J.: High Angle of Attack Aerodynamics, Subsonic, Transonic, and Supersonic Flow, Springer-Verlag, New York, 1992, pp. 8-61 (Chap. 2).
- 5) 吉永 崇, 橋 篤志: デルタ翼のローリング, 第20回流体力学講演会講演集, 1988, pp. 238-241.
- 6) 真保雄一, 佐藤淳造: 大迎角デルタ翼のロール非定常空気力, 日本航空宇宙学会誌, **37** (1989), pp. 476-484.
- 7) Pamadi, B. N.: Performance, Stability, Dynamics, and Control of Airplanes, AIAA, Virginia, 1998, pp. 673-752 (Chap. 8).
- 8) Katz, J.: Wing/Vortex Interactions and Wing Rock, Prog. Aero. Sci., **35** (1999), pp. 727-750.
- 9) Campbell, J. F. and Osborn, R. F.: Leading-Edge Vortex Research: Some Nonplanar Concepts and Current Challenges, NASA CP 2416, 1986, pp. 31-63.
- 10) 李家賢一: 航空機における渦とその利用—ボルテックス・フラップを例として—, 可視化情報, **13** (1993), pp. 222-227.
- 11) Ize, C. and Arena, A. S., Jr.: Effects of Asymmetric Leading-Edge Flap Deflection on Delta Wing in Roll, J. Aircraft, **35** (1998), pp. 968-971.
- 12) 郭 東潤, 砂田保人, 佐藤淳造: ロールするデルタ翼の非定常空気力に関する研究, 日本航空宇宙学会誌, **45** (1997), pp. 222-230.
- 13) Rinoie, K., Fujita, T., Iwasaki, A. and Fujieda, H.: Experimental Studies of a 70-Degree Delta Wing with Vortex Flaps, J. Aircraft, **34** (1997), pp. 600-605.
- 14) Job, C. E., Hsia, A. H., Jenkins, J. E. and Addington, G. A.: Critical States and Flow Structure on a 65-Deg Delta Wing, J. Aircraft, **33** (1996), pp. 347-352.
- 15) 松野 隆, 滝澤勇二, Hamid, H. E., 中村佳朗: ロールするデルタ翼面上の前縁剥離渦の可視化, 日本航空宇宙学会 30 周年記念講演会講演集, 1999, pp. 147-150.
- 16) 松野 隆, 中村佳朗: 後退角の小さいデルタ翼のロール自励振動, 第31回流体力学講演会講演集, 1999, pp. 341-344.
- 17) 柳 武: ロール振動する大迎角デルタ翼に関する実験 (翼半頂角が 21° と 7° の場合), 東京大学工学部航空学科学士論文, 1990.
- 18) 郭 東潤: ロールするデルタ翼の非定常空気力特性, 日本航空宇宙学会論文集, **47** (1999), pp. 165-173.
- 19) Ericsson, L. E.: Effect of Angle of Attack on Roll Characteristics of 65-Degree Delta Wing, J. Aircraft, **34** (1997), pp. 573-575.
- 20) Katz, J. and Levin, D.: Static Measurements of Slender Delta Wing Rolling Moment Hysteresis, J. Aircraft, **28** (1991), pp. 282-283.