1 枚の翼で構成された尾翼の操舵特性^{*1}

Aerodynamic Characteristics of a Single Wing Tail System

上 野 真^{*2}
Makoto UENO

Key Words: Aircraft, Aerodynamic Characteristics, Stability and Control

Abstract: Aerodynamic characteristics of a tail system which consists of a single wing was examined experimentally. Although many conventional airplanes are equipped with one or more vertical tail(s) and a pair of horizontal tail for longitudinal and directional control, respectively, a wind tunnel experiment revealed that an appropriately configured single wing can control pitch and yaw of an airplane. The windtunnel test was performed on a model which consists of a main wing and a single wing tail. Aerodynamic forces were measured by a force balance and oil-flow visualization was performed as well. In the windtunnel test, two different steering methods of a single wing tail system were examined and both of them were shown to work compatibly.

1. 記 号

b : 翼幅, m
 C_D : 抗力係数
 C_L : 揚力係数
 C_l : ローリングモーメント係数
 $C_{l\phi_2}$: C_l に対する ϕ_2 操舵効果, $\partial C_l / \partial \phi_2$, 1/rad
 C_m : ピッチングモーメント係数
 $C_{m\theta_1}$: C_m に対する θ_1 操舵効果, $\partial C_m / \partial \theta_1$, 1/rad
 $C_{m\phi_1}$: C_m に対する ϕ_1 操舵効果, $\partial C_m / \partial \phi_1$, 1/rad
 $C_{m\phi_2}$: C_m に対する ϕ_2 操舵効果, $\partial C_m / \partial \phi_2$, 1/rad
 C_n : ヨーイングモーメント係数, $N/(qSs)$
 $C_{n\phi_1}$: C_n に対する ϕ_1 操舵効果, $\partial C_n / \partial \phi_1$, 1/rad
 $C_{n\phi_2}$: C_n に対する ϕ_2 操舵効果, $\partial C_n / \partial \phi_2$, 1/rad
 $\bar{c}$: 平均空力翼弦長, m
 q : 動圧, Pa
 S : 翼面積, m^2
 α : 迎角, deg
 β : 横滑り角, deg
 θ_1, ϕ_1, ϕ_2 : 尾翼舵角, deg
 Θ, Ψ, Φ : 機体軸座標系を基準としたオイラー角, deg

添え字

w: 主翼
 t: 尾翼

2. は じ め に

現在運用されている飛行機の多くは主翼と尾翼を持ち、

尾翼は 1 枚以上の垂直尾翼と左右 1 対の水平尾翼からなる。垂直尾翼は方向安定性を担い、水平尾翼は縦の安定性を担う。また、垂直尾翼の後縁についた方向舵を操舵して方向制御を行い、水平尾翼の全部または後縁についた昇降舵を操舵して縦の制御を行う^{1, 2)}。従って、尾翼は従来型の飛行機が安定に飛行するために不可欠なものであるが、同時に主翼面積の数分の 1 と大きな面積を必要とすることから、大きな抵抗発生源と重量増の原因となっていることは確かである。特に、垂直尾翼を無くすることができれば、格納庫高さの低減、メンテナンス性の向上、レーダー断面積の減少などが期待できる。

1970 年代中盤から、Fly-By-Wire 技術の登場が垂直尾翼の無い飛行機の飛行を可能にした³⁾ が、実際に運用されている飛行機は Northrop B-2⁴⁾ のみである。この機体は翼端に取り付けたデバイスで一方の翼の抵抗を増加させることでヨーイングモーメントを発生させており、Colgren⁵⁾ は B-2 のようにアスペクト比が大きい飛行機以外では、現在の一般的な飛行機から単純に垂直尾翼を取り除いて安定に飛行させるためには、少なくとも中立な方向静安定性と Yaw Thrust Vectoring などの方向制御用機器が必要であると指摘している。

本論文では方向制御用機器として 1 枚の可動な翼を胴体の尾部に取り付けて縦安定および方向安定の両方を同時に担うことができる尾翼を取り扱う。このように 1 枚の翼だけで尾翼を構成することができれば、垂直尾翼を省くことができるので大幅な抵抗の低減が期待できる上に、方向制御用機器を追加する必要も無いので重量増加を避けることができる。Theis⁶⁾ が過去にこの種の尾翼を採用した垂直尾翼無しのコピー機を製作し、実際に飛行したことが Cox⁷⁾ によって報告されているが、Cox の報告では具体的な操舵方法には触れられておらず、Theis が試行錯誤で操舵方法を

^{*1} © 2008 日本航空宇宙学会
平成 19 年 3 月 29 日原稿受理
^{*2} 宇宙航空研究開発機構

習得しようとしていることが記述されている．そこで，本論文では 1 枚の翼のみで尾翼を構成した場合の操舵方法とその操舵特性について風洞実験で検討した結果を報告する．

3. 1 枚の翼で構成された尾翼

3.1 舵角定義 尾部に装備した 1 枚の翼で尾翼としての機能を発揮するためには，同時にピッチングモーメントとヨーイングモーメントを発生させることが必要であり，また，必要な発生モーメントに対して舵角が一意に定まる必要がある．

ここでは，尾翼はその先端が胴体尾部に 1 点の回転中心を介して取り付けられているとし，この尾翼は第 1 図に定義された軸 (θ_1, ϕ_1, ϕ_2) 周りに尾翼全体が可動であるものとする．すなわち， θ_1 は尾翼中心軸が機体に対してピッチ角を取る舵角であり， ϕ_1 は尾翼全体が機体に対してロールする舵角， ϕ_2 は尾翼翼面が尾翼中心軸に対してロールする舵角である．

飛行機の機体軸座標系を基準としたオイラー角⁸⁾で θ_1 および ϕ_1 操舵時の尾翼の機体に対する姿勢を定義すると以下ようになる．

$$\Theta = \sin^{-1}(\cos \phi_1 \sin \theta_1) \quad (1)$$

$$\Psi = \tan^{-1}(\sin \phi_1 \tan \theta_1) \quad (2)$$

$$\Phi = \tan^{-1}\left(\frac{\tan \phi_1}{\cos \theta_1}\right) \quad (3)$$

また， θ_1 と ϕ_2 の操舵をしたときの尾翼の機体に対する姿勢をオイラー角で定義すると以下ようになる．

$$\Theta = \theta_1 \quad (4)$$

$$\Psi = 0 \quad (5)$$

$$\Phi = \phi_2 \quad (6)$$

このような尾翼を仮定した場合の操舵方法を以下のように定義する．まず， θ_1 単独で操舵した場合は従来の全動式水平尾翼の機能から類推できるようにピッチングモーメントを発生させることができる．

また， $\theta_1 > 0$ の操舵をした状態で $\phi_1 > 0$ の操舵をすれば，第 2 図に示した後方視図のようになる．ここで簡単な

第 1 図 尾翼の舵角定義

ために，機体が迎角を取らず，主翼による吹き下ろしも無視できるならば， ϕ_1 を操舵しても尾翼の対気姿勢は変わらず尾翼に働く揚力は機体に対して垂直成分と横向きの成分を持つことになる．

次に， $\theta_1 > 0$ の操舵をした状態で $\phi_2 > 0$ の操舵をした場合は第 3 図に示した後方視図のようになるが，この場合，機体について ϕ_1 の操舵のときと同様の仮定を置くと尾翼は迎角 α_t と横滑り角 β_t を取った状態になり，やはり尾翼に働く揚力によって機体に対して垂直成分と横向きの成分を発生することが期待される．しかし，この場合は気流に対して尾翼が横滑り角 β_t を持っているため尾翼の左右に働く空気力にアンバランスが発生し，尾翼自体にも横力，ローリングモーメント，ヨーイングモーメントが発生する．

$\alpha = 0 \text{ deg}$ のとき， θ_1, ϕ_2 操舵を行うと，尾翼の迎角 α_t および横滑り角 β_t は以下ようになる．

$$\alpha_t = \tan^{-1}(\tan \theta_1 \cos \phi_2) \quad (7)$$

$$\beta_t = \sin^{-1}(\sin \theta_1 \sin \phi_2) \quad (8)$$

上記から類推できるように，本論文で扱う尾翼は $\theta_1 < 0 \text{ deg}$ でも ϕ_1 または ϕ_2 を操舵すればヨーイングモーメントを発生させられるが， θ_1 の舵角によって舵効きが逆転することが予想される．主翼の吹き降ろしの効果もあるため，厳密に θ_1 の符号に対応するとは限らないが， θ_1 の舵角による ϕ_1 効果の変化は概ね第 4 図のようになると予想される．

3.2 高迎角飛行における操舵効果 さらに，本論文で扱う尾翼の形式では高迎角時の尾翼性能が向上する．通常

第 2 図 θ_1 と ϕ_1 の操舵 (後方視)

第 3 図 θ_1 と ϕ_2 の操舵 (後方視)

第 4 図 θ_1 の符号による ϕ_1 効果の反転

の垂直尾翼は高迎角時には方向舵の実効偏角が小さくなってしまいうため、有効に機能できなくなる。また、水平尾翼が失速するような迎角（スピン状態など）では剥離した水平尾翼後流の中に垂直尾翼が入ってしまうことがある。しかし、1 枚の翼で構成された尾翼ならばいずれの状態でも尾翼全体を主流の中に保つことができる。従って、高迎角でも低迎角のときと同様の操舵能力を期待できるため、飛行安全の向上にも役立つと考えられる。

4. 風 洞 実 験

4.1 風洞実験模型 本研究では低速風洞実験で模型の尾翼を操舵して模型に働く空気力を計測し、尾翼の効果を検証した。

風洞実験模型は第 5 図に示すように、デルタ翼形状の主翼の後方に主翼と平面形状が相似な尾翼を配置した形態である。主翼と尾翼の諸元を第 1 表に示す。主翼は後退角 70 deg の平板からなるデルタ翼で、翼弦長は 0.5 m、厚みは 0.015 m である。主翼前縁および後縁は頂角それぞれ 12.8 deg、8.6 deg で切り落として鋭くしてある。尾翼の平面形状は主翼と相似で、厚みは 0.005 m、前縁を鋭くするために前縁下面を 45 deg で切り落としてある。

尾翼は主翼尾部に取り付けられた金具で主翼に固定され、舵角の変更は金具を交換して尾翼全体の主翼に対する角度を変更することによって行われた。舵角は主翼の中心軸を後方に 0.05 m 延長した位置をピボットとし、尾翼の先端を回転中心として変更した。取りうる尾翼の角度を第 2 表に示すが、これらの角度の任意の組み合わせで尾翼を主翼に取り付けることができる。

模型基準位置は主翼の面積中心とし、基準面積は主翼面積 S_w 、縦の基準長は主翼平均空力翼弦長 $\bar{c}_w$ 、横の基準長は主翼翼幅 b_w とした。

4.2 風洞 風洞実験には宇宙航空研究開発機構の 2 m × 2 m 低速風洞を使用した。風洞の概要を第 3 表に示す。

第 5 図 風洞実験模型

模型の支持にはロボット型模型支持装置を使用した。この支持装置は測定部の後方に配置した産業用ロボットを応用した支持装置によって模型を支持し、6 自由度の姿勢変化を可能とするものである。模型を取り付けた状態の風洞測定部の写真を第 6 図に示す。

模型の支持は模型基準位置から垂直上方に支持金具を伸ばし、0.2025 m 上方でロボット型模型支持装置から伸びたスティング先端のスティング式 6 分力天秤に取り付けた。この天秤は本来、模型に内挿して使用するものであるが、本実験ではエレメント部に風防を取り付けて外挿天秤として使用した。この天秤の精度は非直線性・ヒステリシスともに $\pm 0.2\%$ F.S. である。

第 1 表 風洞実験模型の諸元

模型全長 l	0.720 m
主翼翼弦長 c_r	0.500 m
主翼翼幅 b_w	0.364 m
主翼翼厚 t_w	0.015 m
主翼後退角 Λ_w	70.0 deg
主翼平均空力翼弦長 (基準長) $\bar{c}_w$	0.333 m
主翼面積 (基準面積) S_w	0.091 m ²
尾翼翼弦長 c_t	0.170 m
尾翼翼幅 b_t	0.124 m
尾翼翼厚 t_t	0.005 m
尾翼後退角 Λ_t	70.0 deg
尾翼先端位置 x_t	主翼後縁後方 0.050 m

第 2 表 主翼に対して取りうる尾翼の角度

舵角種類	取りうる角度 (deg)
θ_1	-30, -15, 0, 5, 10
ϕ_1	-20, -10, 0, 10, 20
ϕ_2	-20, -10, 0, 10, 20

第 3 表 宇宙航空研究開発機構 2 m × 2 m 低速風洞の概要

形式	連続循環式
測定部寸法	2 m × 2 m 正方形断面、長さ 4 m
送風機動力	250 kW
主流流速	常用 3 ~ 60 m/s (連続), 最高 67 m/s
主流乱れ	0.06%
ロボット型模型支持装置	動作 6 自由度 可搬重量 1470.0 N 位置精度 ± 0.5 mm

第 6 図 模型取り付け状態

4.3 実験条件 すべての通風は一樣流流速 30 m で行った。主翼平均空力翼弦長に対するレイノルズ数は 6.7×10^5 である。主翼迎角 α は $0 \sim 40 \text{ deg}$, 横滑り角 β は $-5, 0, 5 \text{ deg}$ について 6 分力を計測した。また, $\theta_1 = 10, -30 \text{ deg}$, $\phi_1 = \phi_2 = 0 \text{ deg}$ のケースについては $\alpha = 10, 22, 32, 38 \text{ deg}$ でオイルフローによる流れの可視化を行った。

5. 実験結果

5.1 縦基本特性 $\theta_1 = \phi_1 = \phi_2 = 0 \text{ deg}$ の状態での縦 3 分力特性を第 7 図に示す。 C_L の特性から $\alpha = 30 \text{ deg}$ 程度で失速することが分かるが、主翼・尾翼ともにデルタ翼であるため、失速後も急激に揚力が失われることはない。

5.2 θ_1 単独操舵による効果 θ_1 単独で操舵した場合には通常の昇降舵を操舵したときと何ら変わらないので、 C_m の発生が期待される。

第 8 図に $\beta = 0 \text{ deg}$ で、 θ_1 のみを操舵したときの $C_{m\theta_1}$ 特性を示す。 $C_{m\theta_1}$ は以下のように近似した。

$$C_{m\theta_1} = \frac{\partial C_m}{\partial \theta_1} \approx \frac{C_m|_{\theta_1=\Delta\theta_1} - C_m|_{\theta_1=0}}{\Delta\theta_1} \quad (9)$$

以下の文中に登場する微係数はすべて同様の計算式で計算された。

図中、正の舵角と負の舵角で若干特性が異なるが、符号

第 7 図 舵角 0 deg での縦 3 分力特性

第 8 図 θ_1 単独操舵による C_m の発生 ($\beta = 0 \text{ deg}$)

の反転などは無く、同じ符号の舵角操舵では舵角に対する線形性も良好であることが分かる。 $\theta_1 > 0 \text{ deg}$ の高迎角で見られる非線形性は尾翼の有効迎角が失速迎角を超えることによる効果と考えられる。

5.3 ϕ_1 操舵による効果 本節では θ_1 と ϕ_1 を同時に操舵した場合の効果について述べる。この操舵に対しては、ピッチングモーメントを発生しつつヨーイングモーメントを発生できることが求められる。そこで、 θ_1 と ϕ_1 を同時に操舵したときのヨーイングモーメントの特性と、ピッチングモーメントに対する ϕ_1 操舵の影響を確認する。

まず、 $\beta = 0 \text{ deg}$ の場合の $C_{n\phi_1}$ 特性を θ_1 ごとにプロットした図を第 9 図に示す。図より、 ϕ_1 が 10 deg でも 20 deg でも $C_{n\phi_1}$ は舵角にかかわらず一定の値を示している。 θ_1 に対する線形性も良好である。従って、 $C_{n\phi_1}$ は迎角に応じて負方向に傾きを持ちつつも、 $\alpha = 0 \text{ deg}$ から失速後まで良好な特性を持っていることが分かる。ただし、3.1 節で指摘したように、 θ_1 によって $C_{n\phi_1}$ の符号が反転する。従って、これを避けるためには θ_1 の設定範囲を制限する必要がある。

同様に、 $\beta = 5 \text{ deg}$ の場合の $C_{n\phi_1}$ 特性を第 10 図に示すが、 $\beta = 0 \text{ deg}$ の場合と違って、舵角による線形性は保持されるものの主翼が失速に近づく $\alpha = 22 \text{ deg}$ 以上の迎

第 9 図 ϕ_1 操舵による $C_{n\phi_1}$ の特性 ($\beta = 0 \text{ deg}$)

第 10 図 ϕ_1 操舵による $C_{n\phi_1}$ の特性 ($\beta = 5 \text{ deg}$)

第 11 図 ϕ_1 操舵による $C_{n\phi_1}$ の特性 ($\beta = -5 \text{ deg}$) 第 13 図 ϕ_2 操舵による $C_{n\phi_2}$ の特性 ($\beta = 0 \text{ deg}$) 第 12 図 ϕ_1 操舵による $C_{m\phi_1}$ の発生 ($\beta = 0 \text{ deg}$) 第 14 図 ϕ_2 操舵による $C_{n\phi_2}$ の特性 ($\beta = 5 \text{ deg}$)

角では舵効きの減少が観測された。特に、 $\theta_1 < 0 \text{ deg}$ では、 $\theta_1 = -30 \text{ deg}$ まで舵を切っても失速後の舵効きがほぼ 0 になった。通常、横滑り角のある状態では横滑り角を打ち消す方向に舵が作用する必要があるため、このような特性は好ましくない。一方、 $\beta = -5 \text{ deg}$ のとき (第 11 図) は $\beta = 5 \text{ deg}$ で見られた $\theta_1 < 0$ での $C_{n\phi_1}$ の強い非線形性は $\theta_1 = -30 \text{ deg}$ を除いて見られなくなった。 $\theta_1 > 0 \text{ deg}$ の状態では低迎角から高迎角まで強い非線形性もなく、 β を打ち消す方向の舵効きを確認することができた。すなわち、 $\theta_1 > 0$ ならば、失速後も方向制御が可能であることが示された。

また、 ϕ_1 操舵によって変化する C_m の量は θ_1 による変化量の 5~6 分の 1 であり、 θ_1 の調整で十分にピッチトリムを確保できる (第 12 図)。ただし、 $C_{n\phi_1}$ と違って $C_{m\phi_1}$ は θ_1 に対する感度が線形ではない。

5.4 ϕ_2 操舵による効果 次に、 θ_1 と ϕ_2 を同時に操舵した場合の効果について述べる。 $\beta = 0, 5 \text{ deg}$ の $C_{n\phi_2}$ をそれぞれ第 13, 14 図に示すが、ここで特徴的なのは、 ϕ_2 の特性が ϕ_1 の特性に極めて似通っていることである。 $\beta = -5 \text{ deg}$ についても ϕ_1 とほぼ同様の特性を示した。また、 ϕ_2 操舵では尾翼横滑り角 β_t の発生によって予測されたローリングモーメントの発生量がヨーイングモーメント

第 15 図 ϕ_2 操舵による Cl_{ϕ_2} の特性 ($\beta = 0 \text{ deg}$)

に比して極めて小さいことが観測された (第 15 図)。従って、 ϕ_2 操舵でも発生するのはピッチングモーメントとヨーイングモーメントであり、 ϕ_2 は ϕ_1 の代替として使用できる。また、 ϕ_2 操舵においても C_m への影響は ϕ_1 操舵と同程度であるが、こちらは θ_1 に対して、より線形な感度を示した (第 16 図)。従って、操舵特性としてはこちらの方が好ましい。

本節の結果を見て分かるように ϕ_1 操舵と ϕ_2 操舵の効

第16図 ϕ_2 操舵による $C_{m\phi_2}$ の発生 ($\beta = 0 \text{ deg}$)

果には高い互換性がある。尾翼単体で考えた場合には第2図のように θ_1 と ϕ_1 を操舵するのが自然な発想であるが、第3図のように θ_2 と ϕ_2 の操舵でも同等の効果をえられるので、尾翼の機構設計に選択肢を与えることができる。

ここまでの結果から1枚の翼で構成された尾翼でもピッチとヨーの制御が可能であることが判明した。ただし、垂直安定板のような強い風見安定は期待できないので、突風による横滑り角の変化時にも積極的にヨーの制御を行う必要があると考えられる。従って、実機への適用にはアクチュエータの応答速度など、システム全体の制御余裕を考慮する必要がある。

6. 横滑り角 β による舵効きの減少

5節で、横滑り角 $\beta = 5 \text{ deg}$ のときは $\alpha = 22 \text{ deg}$ 付近から $\theta_1 < 0$ の領域で ϕ_1, ϕ_2 の舵効きが悪くなる現象があることを指摘した。舵効きの悪化の度合いが θ_1 に依存することから、これは主翼ではなく、尾翼に働く空気力の減少が主要因の現象である。

そこで、オイルフローによる可視化の結果を元に考察を行う。第17～19図に、尾翼のオイルフロー写真を示す。舵角は舵効きの低下が顕著な $\theta_1 = 30 \text{ deg}$ 、迎角は失速後の $\alpha = 32 \text{ deg}$ である。 ϕ_1, ϕ_2 操舵したケースのオイルフロー写真は無いが、ここでは、 $\phi_1 = \phi_2 = 0 \text{ deg}$ の写真を用いて考察を試みる。これらの写真はオイルの流跡が際立つように画像処理を行い、不要な背景を消去した後に尾翼などの輪郭を書き加えたものである。

まず、尾翼下面の流れは尾翼に付着しており（第17図）、 β を変化させても流れ構造の大きな変化は見られなかった。尾翼上面の流れは $\beta = 0 \text{ deg}$ のときは主翼の前縁剥離渦が尾翼上面に衝突しているような流れになっているが、流れは翼面上に付着している（第18図）。ところが、 $\beta = 5 \text{ deg}$ では流れの構造が大きく変わり、尾翼の左上面下流部にオイルが流れない領域が見られる（図中、オイルの流れが見られない領域をグレーで強調した）。また、 $\beta = 0 \text{ deg}$ のときと異なり、オイルが流れない領域のすぐ上流を境目として尾翼の左右に分かれるような流れになっている（ただし、

第17図 尾翼下面オイルフロー ($\theta_1 = -30 \text{ deg}$, $\alpha = 32 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$) 第18図 尾翼上面オイルフロー ($\theta_1 = -30 \text{ deg}$, $\alpha = 32 \text{ deg}$, $\beta = 0 \text{ deg}$) 第19図 尾翼上面オイルフロー ($\theta_1 = -30 \text{ deg}$, $\alpha = 32 \text{ deg}$, $\beta = 5 \text{ deg}$)

分かれ目が左翼前縁に極めて近いので、オイルフローの写真では実質的に右側に向かう流れしか見えない。)このような β による流れ構造の変化が失速後の舵効き低下を起こしている可能性がある。

しかし、主翼の迎角 $\alpha_w = 32 \text{ deg}$ のとき、 $\theta_1 = -30 \text{ deg}$ では尾翼の主流に対する迎角 α_t は 2 deg であり、尾翼単体ではこのような翼上面の特徴的な流れが生じるとは考えられない。ただし、この迎角では主翼は失速を開始していることから、主翼の後流が尾翼の特性に影響を与えていると推測できる。すなわち、デルタ翼は前縁剥離渦の発達により大きな後流構造を形成するが、特に主翼の失速開始後は後流領域が非常に大きなものになり尾翼周りの流れが大きな影響を受けてしまうのである。

また、この模型では Tail Support が尾翼に対して相対的に大きい（第18図）ため、これが尾翼上面の流れに影響

第 20 図 渦崩壊の影響の β の符号による違い

を与える可能性があるが、尾翼上面周りの流れは尾翼上面に吹き降ろす形であると推測されることから、尾翼の翼端に生じているこの現象に対する影響は少ないと考えられる。

Kohlman ら⁹⁾によると、デルタ翼の前縁剥離渦の渦崩壊位置は前縁後退角に依存して変化する。本模型の主翼と尾翼の後退角 70 deg では迎角 29 deg 程度で渦崩壊が翼後縁に達する。しかし、横滑り角は実質的な前縁後退角の変化をもたらす。ここでは $\beta = 5 \text{ deg}$ の場合を考えているので、後退角が 65 deg, 75 deg のときの渦崩壊について考えると、後退角 65 deg では迎角 $\alpha = 19 \text{ deg}$ 程度で後縁に達してしまい、逆に後退角 75 deg では迎角 $\alpha = 37 \text{ deg}$ 程度まで渦崩壊が翼後縁に到達しない。翼面上で渦崩壊が起きると前縁剥離渦がもたらす翼上面の負圧は弱まるので揚力は減少する。

$\theta_1 < 0 \text{ deg}$ のとき、尾翼は機体軸よりも上側に跳ね上げられているので、主翼後流の影響を受けやすい。従って、この場合、実効前縁後退角の変化に伴う渦崩壊の影響が直接的に尾翼の舵効きに作用してしまっていると考えられる。第 20 図に示すように、 $\beta > 0$ のときは ϕ_1 操舵された尾翼の上面は崩壊した渦にさらされるため上面に働く負圧は減少し、舵効きが減少する。従って主翼がデルタ翼のように大規模な後流構造を持つ翼である場合に、3.2 節で述べた失速後の舵効きを期待する場合には主翼後流の影響を考慮する必要がある。

7. ま と め

本研究により得られた主な結果を以下に述べる。

1 枚の翼のみで構成される尾翼の成立性を風洞実験で検証したところ以下の結果が得られた。

1. θ_1 操舵によりピッチングモーメントを得ることができ、舵角に対する線形性も良好である。
2. θ_1 を操舵した状態で ϕ_1 または ϕ_2 を操舵することによってヨーイングモーメントを得ることができる。この場合も、主翼の失速前であれば線形な舵効きを得られた。
3. ϕ_1 と ϕ_2 の効果は似通っており、極端に大きな舵角のときを除いて両者は相互に互換と考えられる。
4. 主翼が失速するような高迎角では操舵特性に β による非線形性が見られるが、これは主に主翼の後流の影響と考えられる。従って、高迎角での運用には設計上の配慮が必要である。

本研究を進めるにあたり、李家賢一東京大学大学院教授には実験に不可欠なご協力をいただきました。ここに感謝の意を表します。

参 考 文 献

- 1) Nelson, R. C.: Flight Stability and Automatic Control, Second Edition, McGraw-Hill, New York, 1998, p. 62.
- 2) Raymer, D. P.: Aircraft Design: A Conceptual Approach, Third Edition, AIAA Education Series, Reston, Virginia, 1999, pp. 76–83.
- 3) Brinker, J. S. and Wise, K. A.: Reconfigurable Flight Control for a Tailless Advanced Fighter Aircraft, AIAA Paper 98-4107, 1998.
- 4) Grellmann, H. W.: B-2 Aerodynamic Design, AIAA Paper 90-1802, 1990.
- 5) Colgren, R. and Loschke, R.: To Tail or Two Tails?— The Effective Design and Modeling of Yaw Control Devices, AIAA Paper 2002-4609, 2002.
- 6) Nighthawk by Jim Theis, <http://www.twitt.org/nhawk.htm>, TWITT, 1999.
- 7) Cox, J.: Jim Theis' Nighthawk, Sport Aviation, **28** (1979), pp. 38–41.
- 8) 日本航空宇宙学会編：航空宇宙工学便覧，第 3 版，丸善，東京，2005，p. 389.
- 9) Kohlman, D. L. and Wentz, W. H., Jr.: Wind Tunnel Tests of Vortex Breakdown on Sharp Edged Delta Wings, NASA-CR-98737, NASA, 1968.