

ISSN 0389-4010
UDC 533. 6. 071
533. 6. 013
533. 693. 6

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1142

菱形結合翼機の直接揚力・横力制御力の
低速風洞試験

藤田敏美・岩崎昭人・藤枝郭俊
滝澤直人

1992年3月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

目 次

1. まえがき	2
2. 記号および略号	2
3. 直接揚力・横力制御の原理	3
4. 模 型	4
5. 風洞および計測・データ処理	5
6. 風洞試験内容	7
6.1 単独舵面操舵試験方法	7
6.2 直接揚力制御試験方法	9
6.3 直接横力制御試験方法	9
7. 単独舵面操舵試験（予備試験）の結果と検討	9
7.1 主翼舵面操舵の結果	9
7.2 水平尾翼舵面操舵の結果	13
7.3 直接揚力・横力制御試験のための舵角設定の検討	17
7.3.1 直接揚力制御試験の場合	17
7.3.2 直接横力制御試験の場合	18
8. 直接揚力・横力制御試験の結果	18
8.1 直接揚力制御の空力特性	18
8.2 直接横力制御の空力特性	19
9. 方向舵による偏揺れモーメント相殺の検討	25
10. 直接揚力・横力制御試験値と舵面単体操舵試験からの推算値との比較	27
11. ま と め	29
12. 参考文献	29

菱形結合翼機の直接揚力・横力制御力の 低速風洞試験*

藤田 敏美*¹ 岩崎 昭人*¹ 藤枝 郭俊*¹
滝澤 直人*²

Low-Speed Wind Tunnel Study of the Direct Lift and Direct Side-Force Characteristics of a Joined-Wing Airplane

Toshimi FUJITA*¹, Akihito IWASAKI*¹
Hiroto FUJIEDA*¹ and Naoto TAKIZAWA*²

ABSTRACT

Low-speed wind tunnel tests were conducted to obtain aerodynamic data for evaluating direct lift and direct side-force characteristics of four joined-wing airplane models employing a front and rear wing which form diamond shapes in the plan and front view.

Three models had a joint configuration in which the front and rear wings do not overlap each other in the plan view, having a rear wing span ratio (rear/front wing) of 0.40, 0.60, and 1.00.

The fourth had a joint configuration where both wings overlap with a rear wing span ratio of 1.00.

Models possessed the same geometric parameters with the exception of their vertical tail height and body.

Resultant direct lift and direct side-force characteristics are presented with respect to the wing area ratios (rear/front wing), and include the effect of different control surface area ratios and the angle of the control surface.

Keywords: Low-speed wind tunnel, Joined-wing airplane, Direct Lift, Side-force

概 要

平面と正面図が菱形をなすように配置された前方翼と後方翼を持つ結合翼機は、本来直接揚力・横力制御に適した形態である。しかしこれらの能力については、いまだ明らかでなく、検討に必要な資料も現在発表されていない。そこで、直接揚力・横力制御に関する空力データの取得と評価のために、四つの菱形結合翼機模型を用いて低速風洞試験を実施した。その

* 平成4年1月6日受付 (received 6 January 1992)

*1 新型航空機研究グループ (Advanced Aircraft Research Group)

*2 元航空宇宙技術研究所 (Formerly member of NAL)

中の三つの模型は、平面形において主翼と水平尾翼が重なり合うことがない結合形態で、他の一つは重なり合う形態のものである。前者は後方翼の翼幅比（後方翼 / 前方翼）が、それぞれ0.40, 0.60および1.00であり、後者は1.00のみである。これらの模型は、その垂直尾翼の高さ、および垂直尾翼と胴体の結合位置を除いては全て同じ形状である。

本報告では低速風洞試験の結果を基として、各結合翼機の直接制御揚力・横力特性を舵面の面積比（舵面面積 / 主翼面積）や舵面舵角に対して述べる。

1. まえがき

横風がある時の航空機の着陸は、飛行方向に制限があるので困難な飛行環境である。この場合の着陸進入法には、横滑りなし（ウィング・ロー飛行）と横滑りを持ったままの進入（クラブ飛行）およびこの二つを組み合わせた方法がある。

これらの方法は、着陸後の滑走路において、機体の前後軸を滑走路中心線に一致させる操縦等が必要となり、高度な操縦技術が要求される。

後退角、上反角を持った前方翼（便宜上主翼と称す）と前進角、下反角を持った後方翼（便宜上水平尾翼と称す）を結合した菱形結合翼機（正面図と平面図がダイヤモンド形状を示す）には、空力的、構造的および飛行性等において、それぞれいくつかの特長を有することが知られている¹⁾。我々は、それらの特長の中から、図1に示すように主翼舵面と水平尾翼舵面の操舵を組合せること

により、揚力と横力の直接制御が可能であることに着目した。この制御方法は、航空機の飛行性の改善に有効と考えられる。特に突風や横風等がある場合の航空機の低速着陸にこの制御方法が適用できるならば、安全性を大幅に向上させることができる。

しかし、結合翼機の直接揚力・横力制御能力について詳述した論文は勿論、その検討を行うための基礎的な空力データも現在のところ見あたらない。

そこで、菱形結合翼機における直接揚力・横力制御の可能性を探るために、水平尾翼幅が主翼幅のそれぞれ40, 60, 100%の結合翼機について直接揚力・横力制御に関する低速風洞試験を実施した。

本報告では直接制御揚力・横力に対する舵面面積や水平尾翼面積の効果、影響について述べる。

2. 記号および略号

- A : 直接横力制御試験における主翼舵角に対する水平尾翼の舵角設定のための係数
- C_L : 揚力係数
- C_D : 抗力係数
- C_m : a・c 回りの縦揺れモーメント係数
- C_Y : 横力係数
- C_l : a・c 回りの横揺れモーメント係数
- C_n : a・c 回りの偏揺れモーメント係数
- C_{mac} : 主翼舵面舵角 = 0° のときの C_m
- $C_{L\delta w}$: 主翼舵面単位舵角に対する C_L の変化
- $C_{m\delta w}$: 主翼舵面単位舵角に対する C_m の変化
- $C_{Y\delta w}$: 主翼舵面単位舵角に対する C_Y の変化
- $C_{l\delta w}$: 主翼舵面単位舵角に対する C_l の変化
- $C_{n\delta w}$: 主翼舵面単位舵角に対する C_n の変化
- $C_{L\delta \tau}$: 水平尾翼舵面単位舵角に対する C_L の変

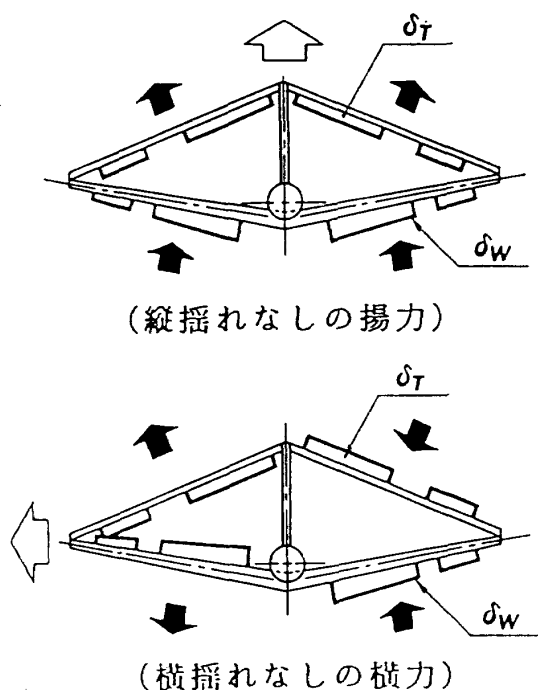


図1 直接揚力・横力制御の舵面操舵方法

- 化
- $C_{m\delta_T}$: 水平尾翼舵面単位舵角に対する C_m の変化
- $C_{Y\delta_T}$: 水平尾翼舵面単位舵角に対する C_Y の変化
- $C_{l\delta_T}$: 水平尾翼舵面単位舵角に対する C_l の変化
- $C_{n\delta_T}$: 水平尾翼舵面単位舵角に対する C_n の変化
- F : 直接揚力制御試験における主翼舵角に対する水平尾翼の舵角設定のための係数
- F_Y : 舵面操舵によって生じる左右方向の力
- F_Z : 舵面操舵によって生じる上下方向の力
- M_X : 舵面操舵によって生じる横揺れモーメント
- M_Y : 舵面操舵によって生じる縦揺れモーメント
- M_Z : 舵面操舵によって生じる偏揺れモーメント
- S : 主翼面積
- SW : 主翼舵面面積
- ST : 水平尾翼舵面面積
- SR : 垂直尾翼舵面面積
- T : 水平尾翼面積
- VH : 水平尾翼容積比
- Va : 補助翼容積比
- Vf : フラップ容積比
- α : 迎角 (deg)
- β : 横滑り角 (deg)
- Δ : 同一の迎角において舵角 0° を基準とした変化分
- δW : 主翼舵面舵角
- δT : 水平尾翼舵面舵角
- δr : 垂直尾翼方向舵舵角
- $\delta T0$: 初期トリム舵角。 C_{mac} を相殺するための水平尾翼の舵面舵角 ($\delta T0 = C_{mac} / C_{m\delta_T}$ で与えられる)。
- δW^* : 直接揚力・横力制御における主翼と水平尾翼舵面を組合せて操舵した場合の主翼舵面舵角
- δW_α^* : 直接揚力制御において、全機形態で $\alpha =$

1° の変化相当の C_L を増減させるのに必要な主翼舵面舵角 ($C_m = 0$ となるように水平尾翼舵面も同時操舵)。

δW_β^* : 直接横力制御において、全機形態で $\beta = 1^\circ$ の変化相当の C_Y を生じさせるのに必要な主翼舵面舵角 ($C_l = 0$ となるように水平尾翼舵面も同時操舵)。

θ_T : 水平尾翼の下反角

θ_w : 主翼の上反角

略号

a.c : 全機空力中心 (aerodynamic center)

MAC : 空力平均翼弦 (mean aerodynamic chord)

3. 直接揚力・横力制御の原理

主翼(後退翼, 上反角付)と水平尾翼(前進翼, 下反角付)を結合した菱形結合翼機は, 主翼舵面と水平尾翼舵面の操舵を組合せることにより, 揚力と横力の直接制御が可能である。

主翼および水平尾翼の各舵面の操舵によって生じる力の変化分とモーメントは図2を参考に, 以下のように表現される。

但し抵抗の変化は無視するものとする。

○ Z (上下) 方向の力 F_Z

$$F_Z = (\Delta L_{WL} + \Delta L_{WR}) \cos \theta_w + (\Delta L_{TL} + \Delta L_{TR}) \cos \theta_T \quad (1)$$

○ Y (左右) 方向の力 F_Y

$$F_Y = (\Delta L_{WL} - \Delta L_{WR}) \sin \theta_w + (-\Delta L_{TL} + \Delta L_{TR}) \sin \theta_T \quad (2)$$

○ 縦揺れモーメント M_Y

$$M_Y = (\Delta L_{WL} + \Delta L_{WR}) \cos \theta_w \cdot X_w - (\Delta L_{TL} + \Delta L_{TR}) \cos \theta_T \cdot X_T \quad (3)$$

○ 横揺れモーメント M_X

$$M_X = (\Delta L_{WL} - \Delta L_{WR}) \cos \theta_w \cdot Y_w + (\Delta L_{TL} - \Delta L_{TR}) \cos \theta_T \cdot Y_T + (\Delta L_{WL} - \Delta L_{WR}) \sin \theta_w \cdot Z_w + (-\Delta L_{TL} + \Delta L_{TR}) \sin \theta_T \cdot Z_T \quad (4)$$

○ 偏揺れモーメント M_Z

$$M_Z = (\Delta L_{WL} - \Delta L_{WR}) \sin \theta_w \cdot X_w - (-\Delta L_{TL} + \Delta L_{TR}) \sin \theta_T \cdot X_T \quad (5)$$

ここに

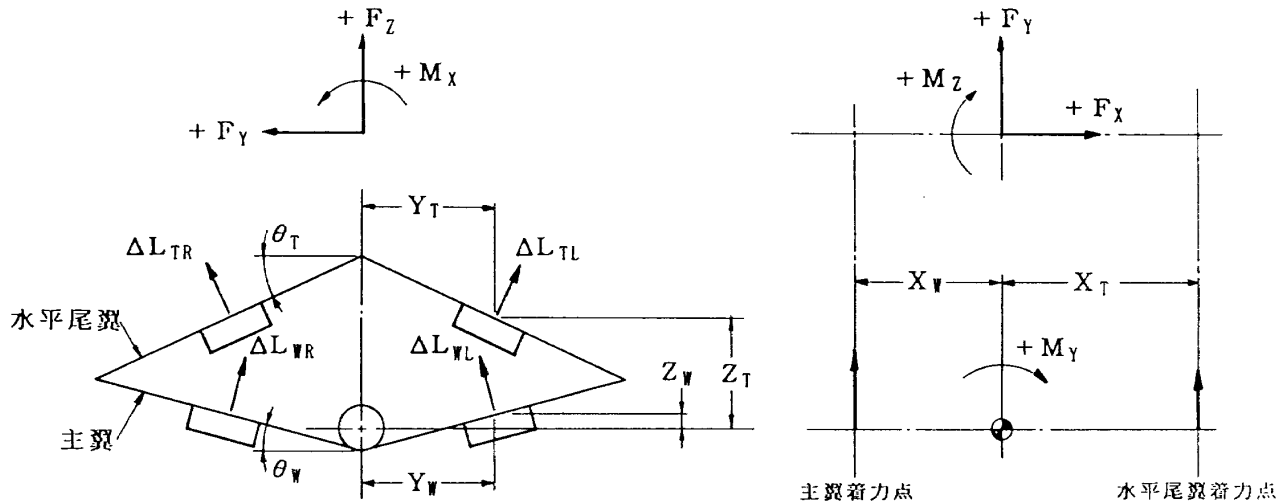


図2 直接制御時の力の変化分とモーメント（前方視）

ΔL_{WL} , ΔL_{WR} : 左右の主翼舵面を下げに取ったときに、左右の翼面に垂直に働く力

ΔL_{TL} , ΔL_{TR} : 左右の水平尾翼舵面を下げに取ったときに、左右の翼面に垂直に働く力

X_W , Y_W , Z_W : モーメント基準点から主翼に働く力の着点までの各方向の距離

X_T , Y_T , Z_T : モーメント基準点から水平尾翼に働く力の着点までの各方向の距離

左側舵面を下げ（正側）、水平尾翼左舵面を上げ（負側）に取るとき、主翼と水平尾翼の左右の変化分は

$$-(\Delta L_{WL}) = \Delta L_{WR}$$

$$\Delta L_{TL} = -(\Delta L_{TR})$$

となるので、力とモーメントの関係式において $F_z = 0$, $M_y = 0$ となる。

よって、この直接横力制御操舵では、式(4)、(5)から横揺れおよび偏揺れモーメントを同時に相殺するように主翼舵面と水平尾翼舵面の舵角を適切に組み合わせることにより、横力のみを得ることができる。

とする。

1) 直接揚力制御方法は、主翼、水平尾翼とも左右の舵面を同じ方向に操舵する。一例として、主翼舵面を下げ（正側）に取り、水平尾翼舵面を下げ（正側）に取る場合を考えると、主翼と水平尾翼の左右の変化分は

$$\Delta L_{WL} = \Delta L_{WR}$$

$$\Delta L_{TL} = \Delta L_{TR}$$

となるので、式(2)、(4)、(5)より $F_y = 0$, $M_x = 0$, $M_z = 0$ となる。

また、縦揺れモーメントは、主翼と水平尾翼に働く揚力の着点位置が、それぞれ a.c の前後にあるので、式(3)から両者の揚力を適切にすることにより相殺し、揚力のみを得ることができる。

2) 直接横力制御方法は主翼、水平尾翼とも左右の舵面を差動的に操舵する。一例として、主翼

4. 模 型

試験に使用した菱形結合翼機模型 4 形態の外形と主要諸元を図 3 に示す。主翼の諸元は翼面積 0.395m^2 、翼幅 1.3m 、縦横比 4.28 、 25% 翼弦線後退角 40° 、上反角 10° 、EC 系²⁾³⁾ 10% 翼形であり、失速特性改善のために、翼端から $3/4$ 翼幅までの前縁に整形材⁴⁾ を取り付けられた。胴体は全長 1.6m 、直径 0.114m 、頭部楕円、尾部斜め裁断である。水平尾翼は、4 形態とも翼弦長 0.15m 、NACA 0012 翼形、前進角 25° 、下反角 22° 、であるが、尾翼幅は各形態により異なる。

垂直尾翼は、直線翼で翼弦長 0.15m 、NACA 0012 翼形で、その高さや前後位置は各形態の水平尾翼付け根に合わせた。

模型形態は、水平尾翼幅の主翼幅に対する比率

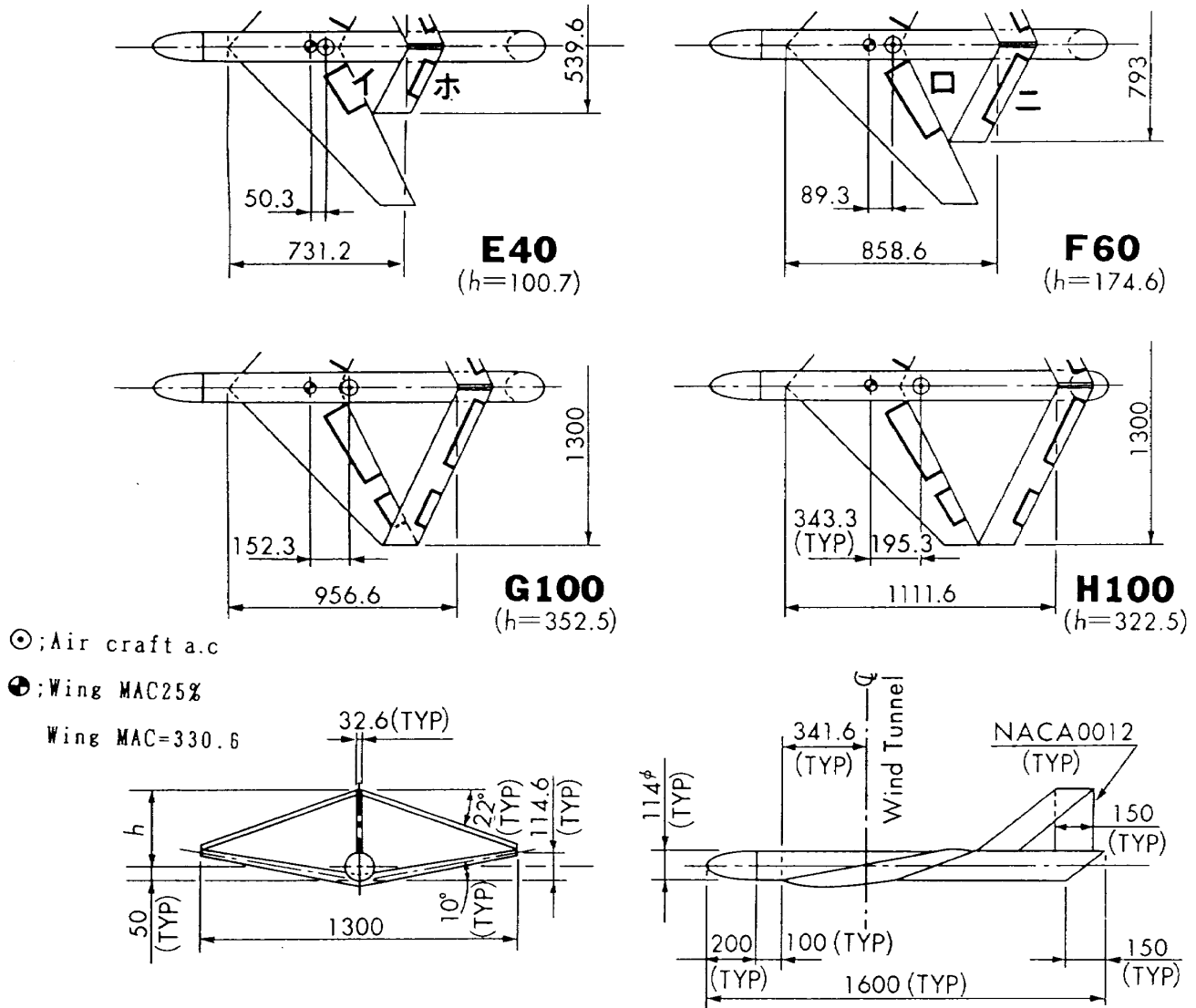


図3 菱形結合翼機模型

で表し、水平尾翼幅が主翼幅の40%であるものをE40と称し、同じく60%をF60、100%をG100およびH100と称することにした。

G100形態と他の両形態との相違は、図3に示すように、G100形態のみが水平尾翼翼端と主翼翼端が重なり合い、他の形態では、翼端が重なり合わない点である。

各形態の主翼および水平尾翼の舵面配置と舵面面積および主翼面積に対する舵面面積比等を図4に示す。主翼の3種類の舵面は、舵面ヒンジ線を主翼の70%翼弦線にとり、それぞれの舵面幅は主翼幅に対して24.2%(イ)、44%(ロ)、20%(ハ)である。また、水平尾翼の2種類の舵面は、舵面ヒンジ線を水平尾翼後縁より0.05mとし、それぞれの舵面幅は水平尾翼幅に対して39.7%(ニ)、19.9%

(ホ)である。

主翼舵面と水平尾翼舵面は、水平尾翼翼幅内の舵面のみを用いることとした。即ち各形態毎の操舵舵面は、E40形態が主翼舵面(イ)と水平尾翼舵面(ホ)、F60形態が(ロ)と(ニ)、G100形態およびH100形態が(ロ)、(ハ)と(ニ)、(ホ)である。

垂直尾翼の方向舵は、F60およびH100の両形態のみが有し、F60形態では、舵面面積 $SR=0.0048\text{ m}^2$ 、主翼面積に対する面積比 $SR/S=0.012$ であり、H100形態では、舵面面積 $SR=0.0125\text{ m}^2$ 、主翼面積に対する面積比 $SR/S=0.0316$ である。

5. 風洞および計測・データ処理

風洞試験は航空宇宙技術研究所の突風風洞⁵⁾で行い、測定部は固定壁カート(2m×2m断面)を

主翼面積	S = 0. 395 m ²			
模型形態	E 4 0	F 6 0	G 1 0 0	H 1 0 0
主翼舵面	イ	ロ	ロ, ハ	
主翼舵面面積 (両翼)	0.03653 m ²	0.06088 m ²	0.07837 m ²	
舵面面積 S	0.0925	0.1541	0.1984	
舵面を含む 主翼部面積	0.1076 m ²	0.1794 m ²	0.2308 m ²	
上記面積 S	0.2724	0.4542	0.5843	
水平尾翼舵面	ホ	ニ	ニ, ホ	
水平尾翼面積 (両翼)	0.0893 m ²	0.1312 m ²	0.2152 m ²	
尾翼面積 S	0.2261	0.3322	0.5448	
尾翼舵面面積 (両翼)	0.01389 m ²	0.02778 m ²	0.04167 m ²	
尾翼舵面面積 S	0.0352	0.0703	0.1055	
舵面を含む 水平尾翼面積	0.0417 m ²	0.0834 m ²	0.1251 m ²	
水平尾翼面積 S	0.1056	0.2111	0.3167	
75.7°容積比 V _f	0.0332	0.0537	0.0668	0.0668
補助翼容積比 V _a	0.0325	0.0772	0.1396	0.1396
尾翼容積比 V _{II}	0.2182	0.3774	0.5714	0.7559

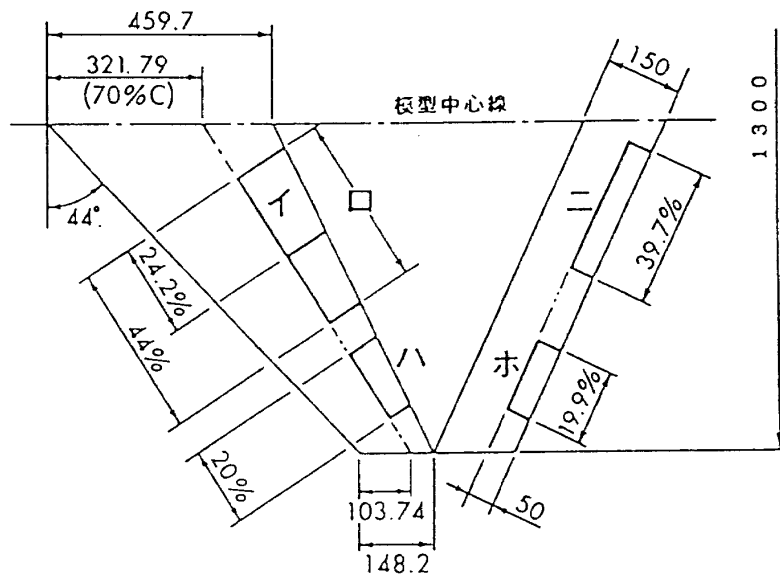


図4 主翼・水平尾翼舵面配置

使用した。また試験の6分力測定にはピラミッド型6分力天秤(島津6CB-IE型)を用い、処理は突風風洞のデータ処理装置⁶⁾⁷⁾を使用した。

データ整理は全て安定軸基準で行い、基準面積は主翼面積、基準長は主翼の平均空力翼弦長を使用し、モーメント基準点は別途報告される菱形結合翼機の全機空力特性試験結果⁸⁾⁹⁾を基に求めた各形態毎の全機空力中心(aerodynamic center; 以後a.cと称す)で行った。

直接揚力・横力制御試験では機体重心位置をa.cとした。

6. 風洞試験内容

本試験の目的は、菱形結合翼機の主翼と水平尾翼の各舵面を組み合わせた操舵による直接揚力・横力の可能性を調べると共に、水平尾翼幅が異なる菱形結合翼機について、その直接揚力・横力制御に関する空力特性を把握することにある。

模型は風洞内に3本の天秤支柱を介して模型胴体の基準線が風洞中心より50mm上方、主翼平均空力翼弦の25%が17mm後方となる位置に取り付けた。図5はF60形態の菱形結合翼機の風洞内設置状況を示す。

試験風速は、全て30m/s、レイノルズ数は主翼平均空力翼弦基準で約 6.2×10^5 である。

この試験に先立ち、菱形結合翼機の各形態における全機空力特性試験を行った⁸⁾。その結果の詳細については別途報告⁹⁾する。ここでは直接揚力・横力制御における舵面の舵角効果を検討するために必要な全機形態の縦、横方向に関する空力特性を図6-1、図6-2に示す。

実施した試験は大別すると、舵面単独操舵試験と直接揚力制御試験および直接横力制御試験である。

舵面単独操舵試験は、直接揚力・横力制御試験の主翼および水平尾翼の舵面舵角の組合せを求めするための予備試験である。

以下に各試験の内容とその方法について述べる。

6.1 単独舵面操舵試験方法

菱形結合翼機の直接揚力および横力制御を行う場合には、主翼と水平尾翼の各舵面をフラップまたは補助翼として適切に操舵しなければならない。その場合の主翼と水平尾翼の各舵面操舵量を定めるため予備試験として、各形態の菱形結合翼機の主翼(水平尾翼幅内)と水平尾翼の左側の舵面を単独で操舵した場合の空力効果について把握する。

各形態の試験設定舵角は、 $\alpha=0^\circ$ 、 5° および 10° ($\beta=0^\circ$)において、主翼舵面の場合は $\delta W=-10^\circ \sim -15^\circ$ の範囲で 5° 間隔、水平尾翼舵面の場合では

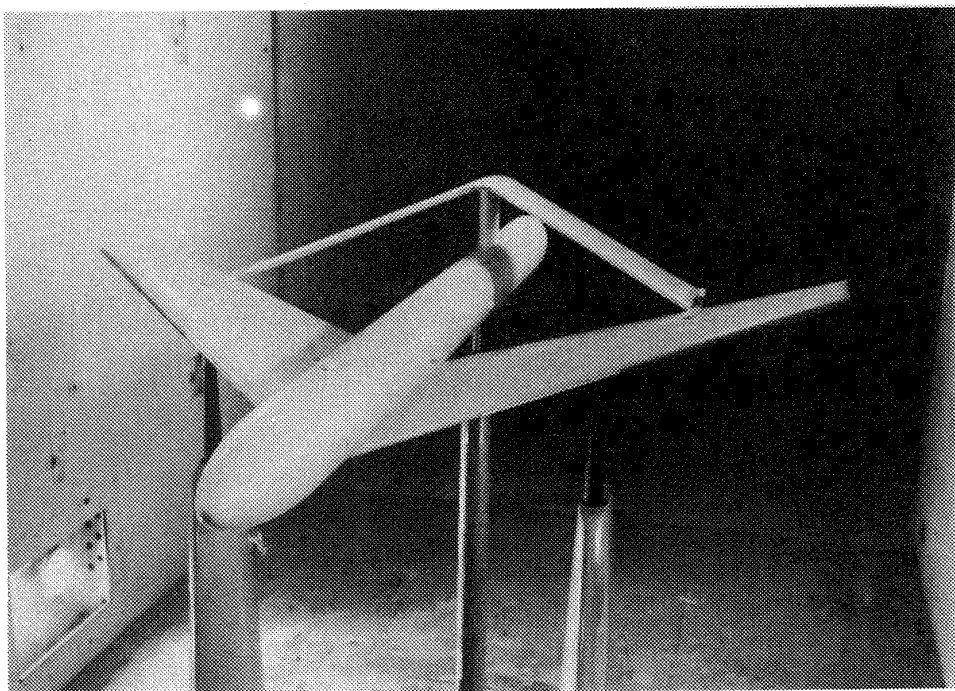


図5 低速風洞試験

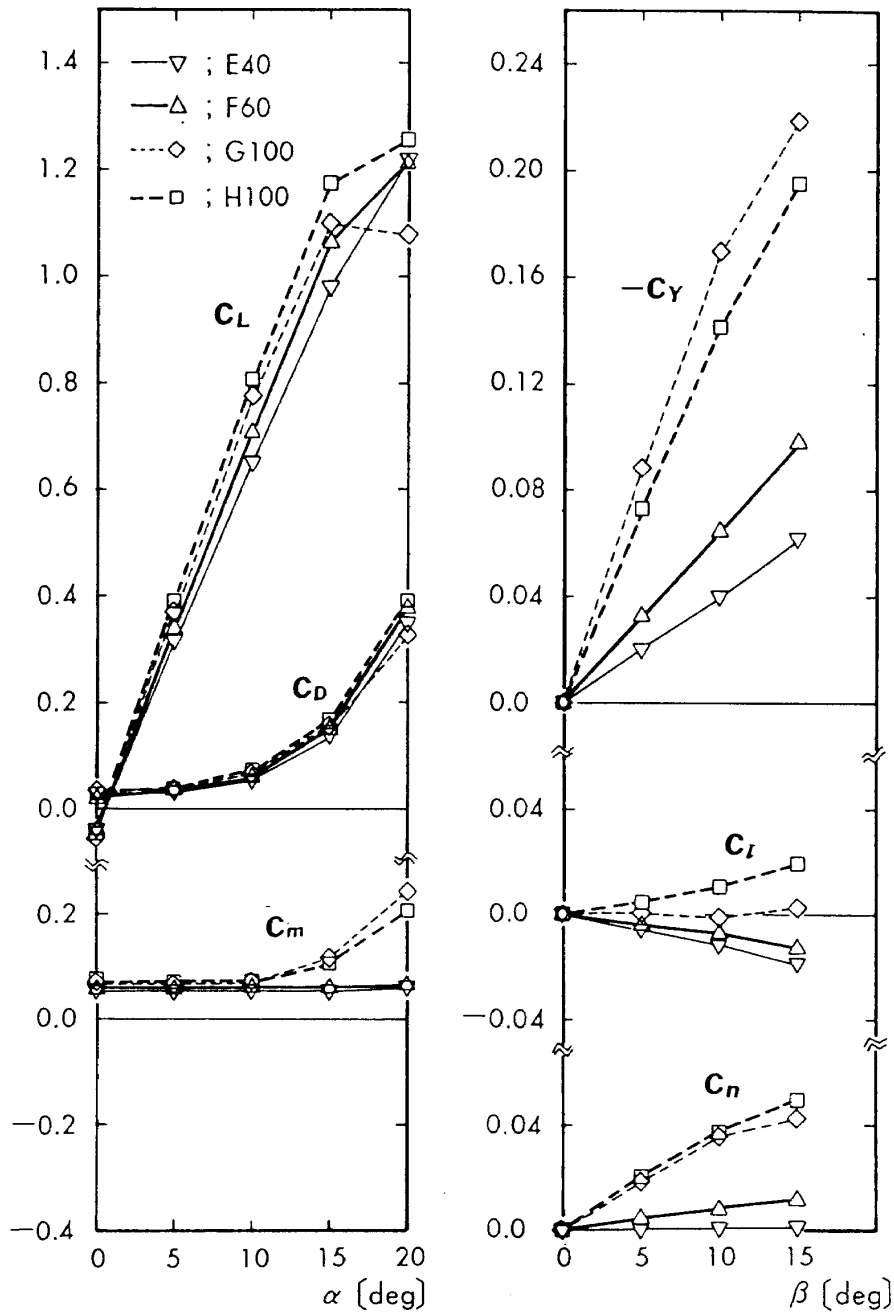


図 6-1 全機空力特性

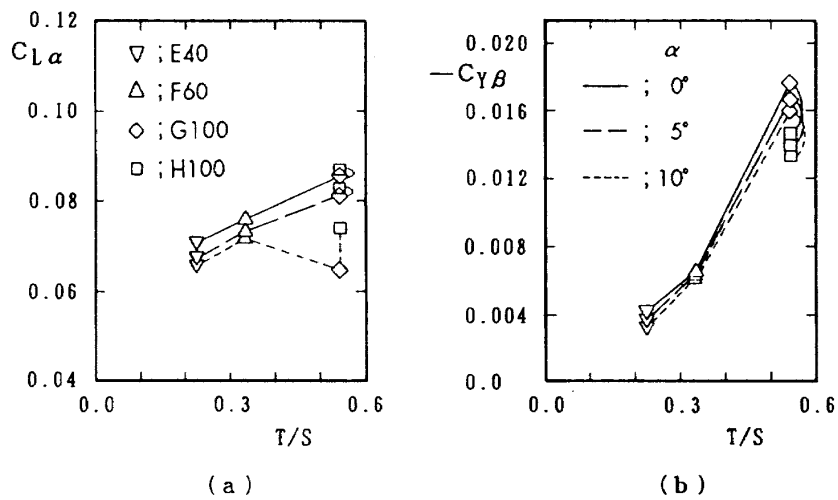


図 6-2 全機形態の揚力, 横力傾斜

$\delta T = -15^\circ \sim 15^\circ$ の範囲で 5° 間隔で変化させた。

6.2 直接揚力制御試験方法

第2章に述べた原理より、主翼と水平尾翼の舵面を適切に組合せ、操舵することにより縦揺れモーメントを相殺し揚力のみを増減、即ち制御する試験である。

従って、この試験では単独舵面操作試験の結果を基に、縦揺れモーメントをトリムするように主翼と水平尾翼の舵面舵角を設定し、6分力測定を行う。

6.3 直接横力制御試験方法

前節と同様で、この直接横力制御操舵では、横揺れおよび偏揺れモーメントを相殺し、横力のみを制御する試験である。しかし、この両モーメントを同時に相殺できるのは第2章の式(4)、(5)から、舵面操舵で生じる力の着力点と a.c との距離等がある一定の関係にある場合のみである。このため、二つのモーメントを同時に相殺することは、困難である。

従って、本試験では単独舵面操舵試験を基に、横揺れモーメントのみをトリムすることを条件として、主翼と水平尾翼の操舵角を設定し、6分力測定を実施した。また、残る偏揺れモーメントは垂直尾翼の方向舵を用いることによってトリムが可能であり、このトリムの影響は方向舵の特性を考慮することにより推定可能である。詳しくは第9章で述べる。

7. 単独舵面操舵試験（予備試験）の結果と検討

7.1 主翼舵面操舵の結果

1) 主翼左舵面単体操舵の空力効果

図7-1～図7-4は、結合翼機の各形態における主翼の左翼側舵面のみを操舵した場合の6分力の変化分を表したものである。図には、各形態の機体迎角 α が 0° 、 5° および 10° における値が示されているが、それらは各迎角において舵角が 0° の値をそれぞれ基準として、各舵角による変化分のみを示している。

各形態とも C_L は、 δW に応じてほぼ直線的に増減し、その $\Delta C_{L\delta W}$ は舵面面積の大きいほど大きい。

また α を 5° 、 10° と増加したとき、 α に対する C_L の増減の割合は、F60形態の舵角負（舵面上げ）の場合を除き、各形態とも小さくなる。この傾向は、舵面面積の大きい形態ほど明確に表われている。

モーメントは、その基準点を各形態ともそれぞれの a.c として求められているので、 $\delta W = 0^\circ$ での α による変化はほぼ無いものと見て差し支えない。

C_m は C_L と C_D に関係するが、 C_L の作用点が a.c より前方にあり、 C_L にほぼ比例した変化を示している。 C_D はその力の大きさのオーダが C_L より約1桁小さいことから、 C_m は主として C_L に依存していると考えられる。

C_Y は、主翼が上反角を有しているため、左翼舵面の δW を正側（下げ）に操舵すると正の C_Y （右向き）を、負側（上げ）操舵により負の C_Y （左向き）を発生する。各形態とも δW と C_Y の関係は揚力特性に比べ線形性が悪く、その大きさは α の増加により減少している。この傾向は舵面面積の大きい G100 および H100 形態と E40 および F60 形態の δW の正側で著しく、これは水平尾翼の干渉による影響が大きいと思われる。

同じ舵面面積の G100 と H100 形態との比較では、同じ $|\delta W|$ に対する $|\Delta C_Y|$ の値は G100 形態が大きい。

C_l は、左舵面操舵によって発生する C_L 、 C_Y の大きさ、およびそれらの着力点とモーメント基準点の距離が影響する。この場合、 C_Y の大きさのオーダが小さいので、 C_l 値の変化はほぼ C_L 値に比例して変化している。

C_n は C_D 、 C_Y の大きさ、およびそれらの着力点とモーメント基準点の距離が影響する。E40 および F60 形態では δW 、 α に拘らず C_n の値は非常に小さい。舵面面積の大きい G100 および H100 形態では、 C_Y の方向に対応する C_n が生じているが、その変化は C_Y に比例していない。従って C_Y 、 C_D 両者が同程度に寄与することが解る。

2) 直接揚力制御時の主翼舵効果

直接揚力制御における主翼側舵面は、左右とも

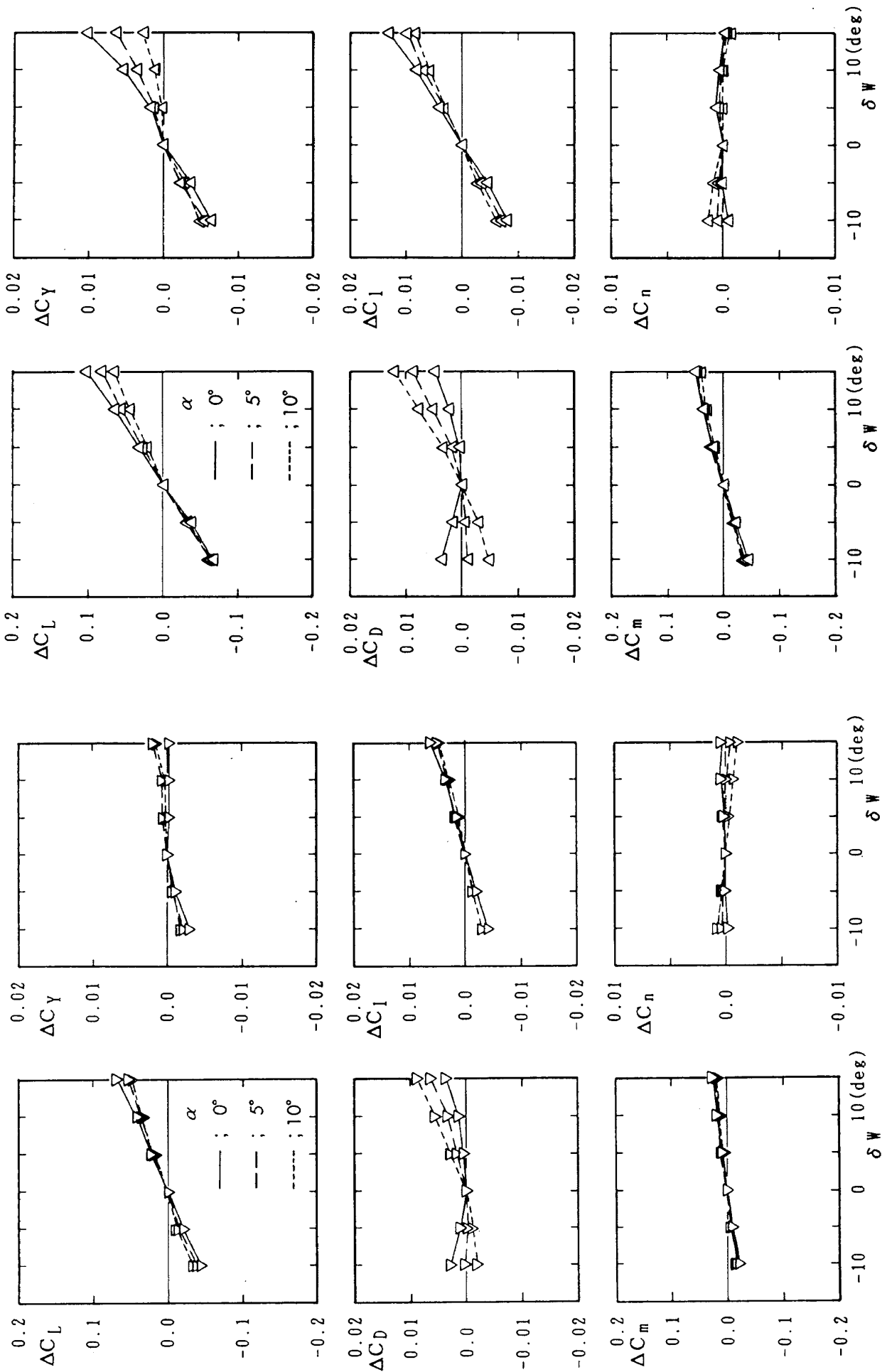


図7-2 主翼舵面の空力効果 (F60形態)

図7-1 主翼舵面の空力効果 (E40形態)

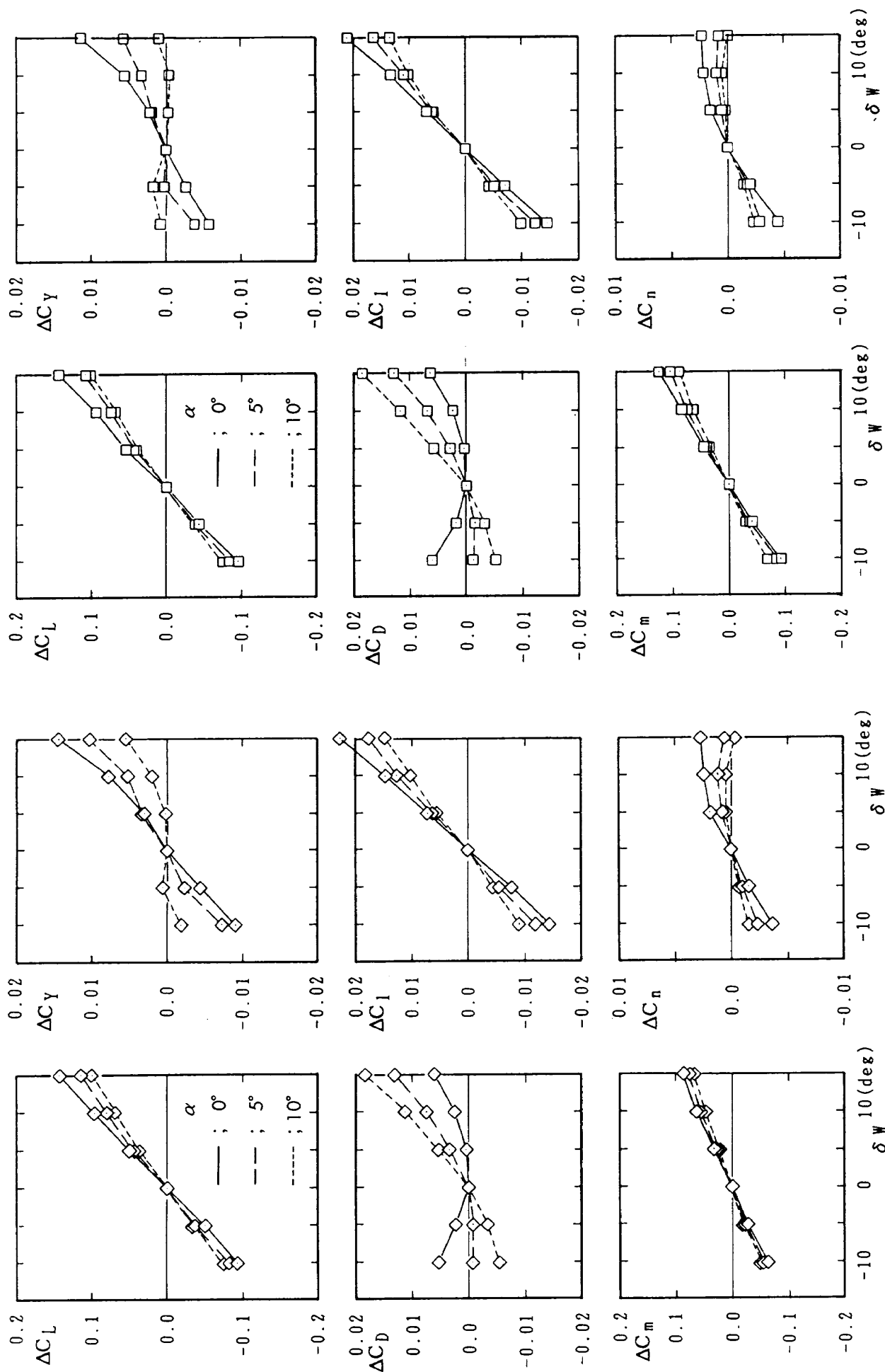


図 7-4 主翼舵面の空力効果 (H100形態)

図 7-3 主翼舵面の空力効果 (G100形態)

同じ方向に操舵する。 C_Y , C_l および C_n は左右の舵面効果により相殺され、 C_L , C_m および C_D のみに変化を生じる。発生する C_L , C_m および C_D は片翼舵面操舵時の2倍の値をとる。それらを基に各形態の縦の空力特性に関する主翼舵面の効きを示したのが図8(a), (b)である。

同図(a)は、各形態の単位舵角に対する C_L の変化であり、同図(b)は単位舵角に対する C_m の変化である。それらを各形態の舵面面積比 (SW/S)、フラップ容積比 V_f に対して示している。

揚力に対する効きは(図(a))、舵面面積と共に大きくなり、同じ舵面面積のG100形態とH100形

態では、若干の差が見られる。これは、両形態の主翼と水平尾翼の結合方法が異なるため、水平尾翼の干渉による影響と思われる。

縦揺れモーメントに対する効きは(図(b))、 V_f と共に大きくなり、同じ V_f のG100形態とH100形態では、H100形態がより大きい。この理由は、H100形態の a.c がG100形態より後方にあるため(図3参照)、主翼の同じ揚力変化によって生じる C_m の変化が大きく表れるためである。

3) 直接横力制御時の主翼舵効き

直接横力制御試験では、主翼の左右の舵面を差動的に操舵する。 C_l と C_m は左右の舵面効果で相

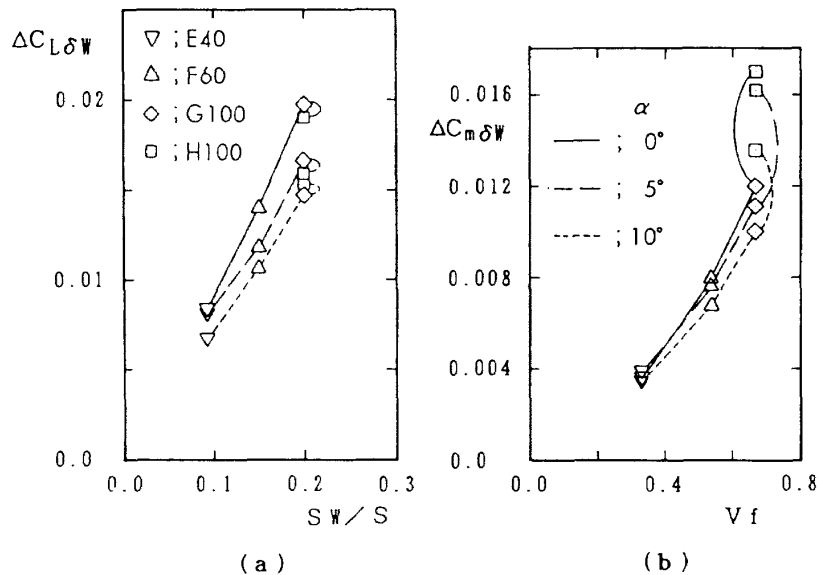


図8 直接揚力制御時の縦方向の主翼舵面効果

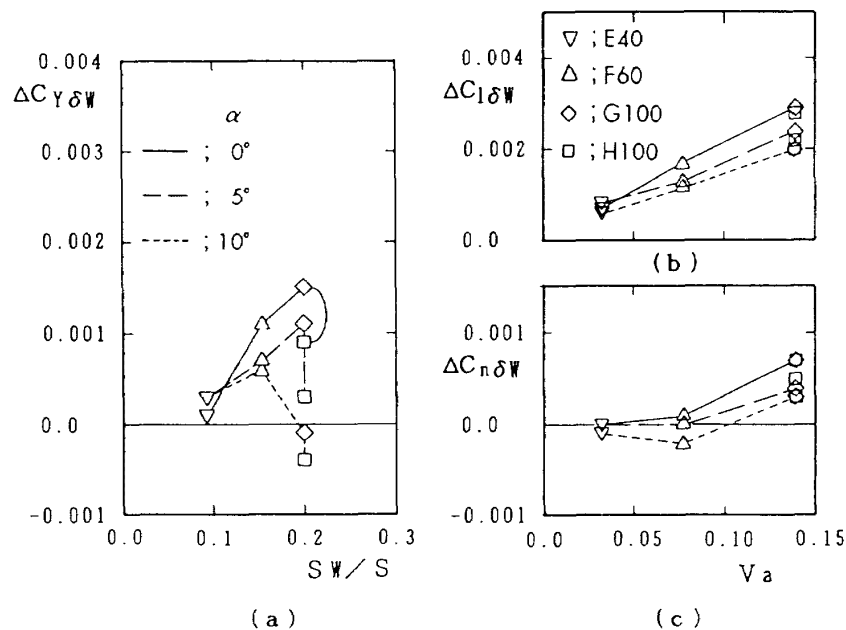


図9 直接横力制御時の横方向の主翼舵面効果

殺され、 C_Y 、 C_l および C_n のみが発生する。発生する C_Y 、 C_l および C_n は、片翼舵面操舵時における正負の δW による絶対値を加算した値を取る。それらを基に各形態の横の空力特性に関する主翼舵面の効きを示したのが図9(a)~(c)である。同図(a)は舵面の横力に対する効きを、同図(b)、(c)は横揺れおよび偏揺れモーメントに対する効きを表し、それらを力に関しては各形態の舵面面積比(SW/S)、モーメントに関しては補助翼容積比 V_a に対して示している。

横力に対する効きは(図(a))、E40、F60の両形態ではほぼ舵面面積に応じた値を示しているが、G100、H100の両形態ではG100形態の $\alpha=0^\circ$ の場合を除き、舵面面積増加の効果が表れていない。この傾向は全般的に α の大きいほど著しい。

これは主翼舵面の操舵による水平尾翼および胴体等との干渉による影響であると考えられ、舵面面積の大きい、即ち水平尾翼幅の大きい形態ほど、それが顕著に表れている。

横揺れモーメントに対する効きは(図(b))、 V_a と共に大きくなり、同じ V_a のG100形態とH100形態では、ほぼ同じ値を示す。 α に対しては、 V_a の増加に伴い、 α の増加と共に減少している。

偏揺れモーメントに対する効きは(図(c))、 V_a の大きいG100およびH100形態で、 $\Delta C_{n\delta W}=0.0005$ 前後の値を示し、図では差が見られるがその値は非常に小さく、形態による差は顕著ではない。

7.2 水平尾翼舵面操舵の結果

1) 水平尾翼左舵面単体操舵による空力効果

図10-1~図10-4は、各形態における水平尾翼の左翼側舵面のみを操舵した場合の6分力の変化分を表したものである。各データの整理方法は、主翼舵面の場合と同じである。

C_L は、各形態とも δT の正負に応じてほぼ直線的に増減し、その増減割合は舵面面積の大きいほど大きい。また、 α に対する C_L の増減は、E40では α にかかわらずほぼ同じ値を示し、他の形態では $\alpha=10^\circ$ で δT が正のとき α が 0° 、 5° の場合に比較してやや小さい。

しかし、水平尾翼の場合、翼面積および舵面面

積が主翼のほぼ1/2以下であるにもかかわらず(図4参照)、 ΔC_L は同じ舵角に対して主翼の場合の8割に近い値を示し、主翼舵面より効果的な効きを示す。

C_m は、舵面操舵によって生じる C_L と C_D に関係するが、各々の着力点はモーメント基準点の後方および上方にあり、 C_L と C_D によるモーメントは、それらの力が共に増($C_L, C_D > 0$)および減($C_L, C_D < 0$)のとき互いに打ち消すように働く。

しかし、主翼舵面の場合と同様 C_D の影響は小さく、各形態とも C_m の変化は、主に C_L の変化に比例している。

水平尾翼の場合では、大きな下反角を有しているので δT を正側にとると負の C_Y が、 δT を負側にとると正の C_Y が発生する。 δT に対する C_Y の方向は主翼舵面の場合と逆向きである。

各形態とも発生する C_Y の大きさは、 δT の変化に応じてほぼ直線的に増大する。 δT の舵角効果は、 α の増加に伴いやや減少している。しかし、主翼舵面と比較し、舵角に対して発生する C_Y は大きい。これは主翼の上反角より水平尾翼の下反角が大きく、 C_Y 発生に寄与する実効面積で水平尾翼が大きいためと考えられる。

また、主翼舵面の場合と比較すると、水平尾翼の舵角効果は線形性も良く、 α の影響も小さい。

C_l は、 C_L と C_Y がともに関係する。 C_Y は C_L により生じる C_l を打ち消すように働くが、その影響は小さく、主として C_L に依存する。 C_l の値は δT の正負にほぼ比例し、 α による影響も小さい。

C_n は、主翼と同様に C_D と C_Y の影響を受ける。 C_n の向きは主に C_Y の方向によって定まっている。即ち、 $\delta T > 0$ では負の C_Y が生じるが、その作用点がa-c後方に位置するので正の C_n を発生し、 $\delta T < 0$ では正の C_Y により負の C_n を発生する。

これに対し、 C_D はその作用点がモーメント基準点の左方にあるので正の C_D によって負の C_n を、負の C_D により正の C_n を発生する。従って、 C_D の影響は δT が正側では、 α に拘らず常に C_D が正なので、 C_Y による C_n の変化を打ち消すように働く。一方、 δT が負側では α によって生じる C_D の正負により、 C_Y による C_n を増減している。

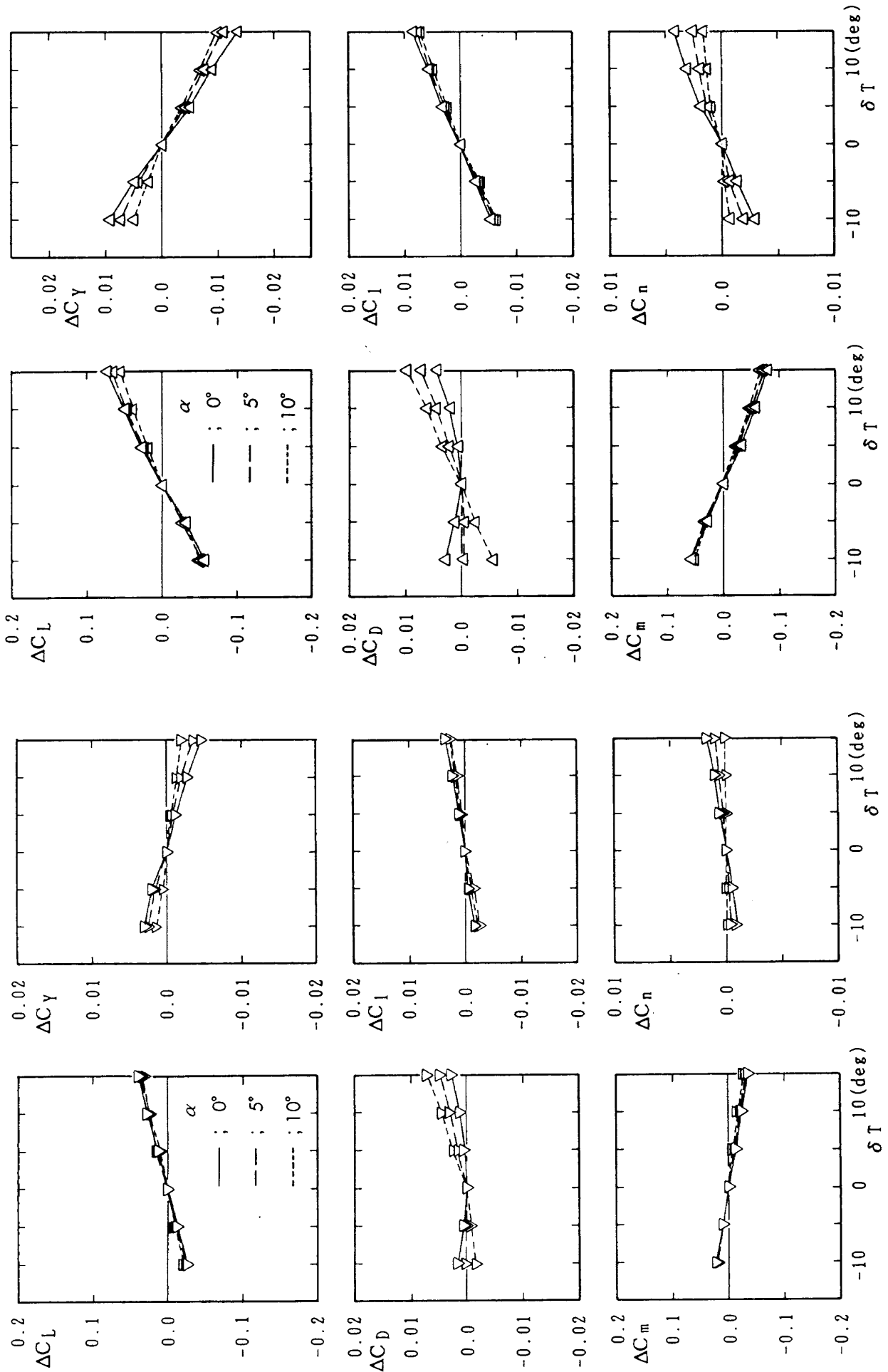


図10-2 水平尾翼舵面の空力効果 (F60形態)

図10-1 水平尾翼舵面の空力効果 (E40形態)

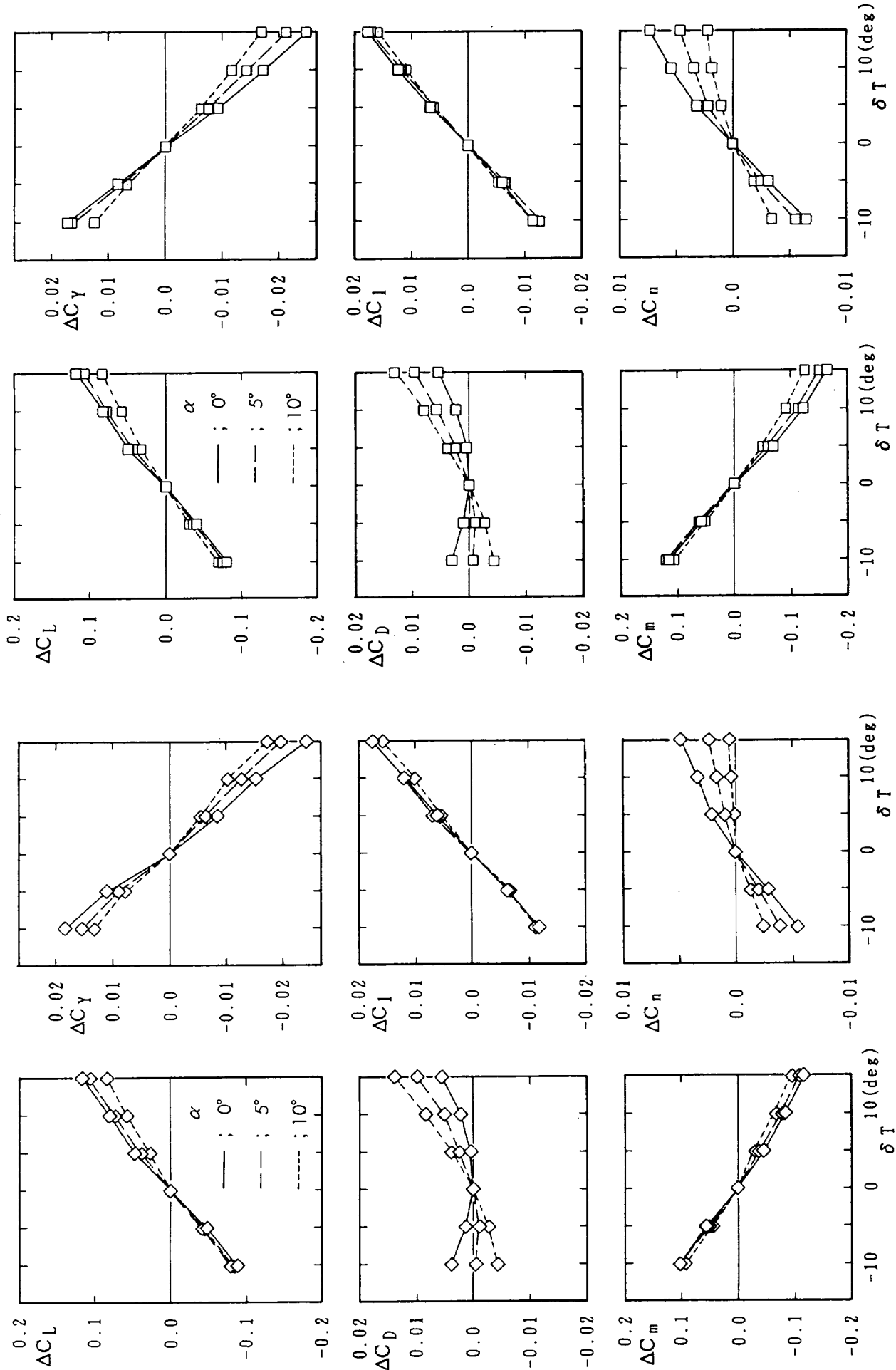


図10-4 水平尾翼舵面の空力効果 (H100形態)

図10-3 水平尾翼舵面の空力効果 (G100形態)

2) 直接揚力制御時の水平尾翼舵効き

直接揚力制御操舵では、主翼側と同様に水平尾翼舵面は左右とも同方向に操舵する。従って、主翼の場合と同様に C_Y 、 C_l および C_n は相殺され、 C_L 、 C_m および C_D のみに変化を生じる。

水平尾翼舵面操舵では、 C_L は主翼側と同じ方向に発生するが、 C_m は主翼側と反対方向に発生する。それらの値は、主翼の場合と同様に水平尾翼の片翼舵面操舵時の2倍の値を取る。それらを基に各形態の縦の空力特性に関する水平尾翼舵面の効きを示したのが図11(a)、(b)である。

同図(a)は、各形態の水平尾翼舵面の揚力に対する効きを、同図(b)は縦揺れモーメントに対する効きを表しており、それらを各形態の水平尾翼舵面積比 (ST/S) と水平尾翼容積比 VH に対して示している。

揚力に対する効きは(図(a))は、舵面面積と共に大きくなり、主翼の場合と同様の傾向を示している。

縦揺れモーメントに対する効きは(図(b))、 VH と共に大きくなり、 α の増加に伴って減少している。

3) 直接横力制御時の水平尾翼舵効き

直接横力制御試験における水平尾翼舵面操舵も主翼の場合と同様に左右の舵面を差動的に操舵するため、 C_L と C_m は相殺し C_Y 、 C_l および C_n のみ

が発生する。それらの値は、主翼と同様に片翼舵面操舵時の正負の δT による絶対値を加算したものととなる。

水平尾翼の場合、主翼と同方向に操舵したとき発生する C_Y と C_n は、主翼の場合と反対方向になる。従って、直接横力制御試験では、水平尾翼の舵面は主翼側舵面とは逆方向の操舵を行う。

図12(a)~(c)は、各形態の横の空力特性に関する水平尾翼舵面の効きを示したものである。同図(a)は、単位舵角に対する C_Y の変化であり、同図(b)、(c)は単位舵角に対する C_l および C_n の変化であり、それらを力に関しては各形態の舵面面積比 (ST/S)、モーメントに関しては尾翼容積比 VH に対して示している。

横力に対する効きは(図(a))、主翼の場合と異なり舵面面積に応じた値を示し、各 α と同様の傾向を示している。これは水平尾翼が機体後方および上方に位置するので、水平尾翼舵面を操舵した場合の他の翼や胴体等との干渉が少ないためと考えられる。

横揺れモーメントに対する効きは(図(b))、 VH と共に大きくなり、 α による差は見られない。舵面面積の同じ G100 と H100 形態は同等の値を示している。

偏揺れモーメントに対する効きは(図(c))、 VH と共に大きくなり、 α の増加と共に減少している。

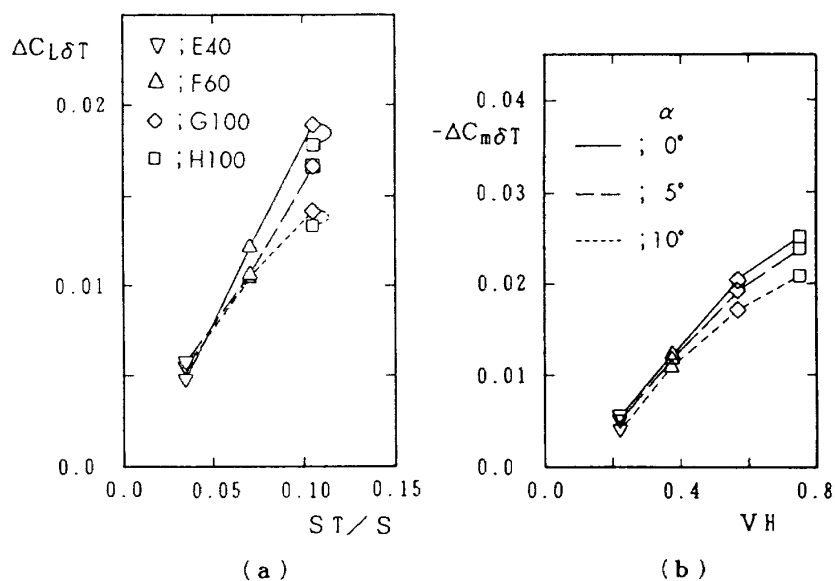


図11 直接揚力制御時の縦方向の水平尾翼舵面効果

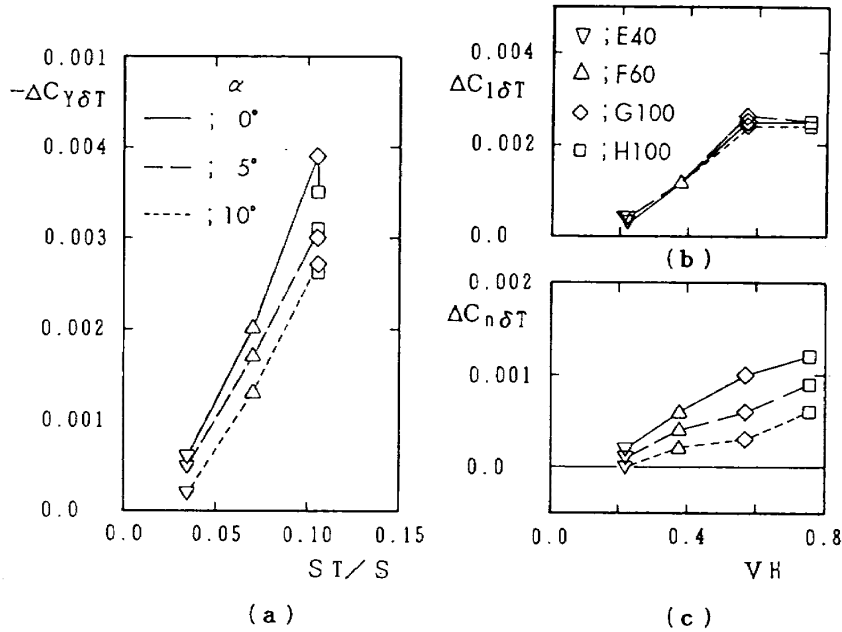


図12 直接横力制御時の横方向の水平尾翼舵面効果

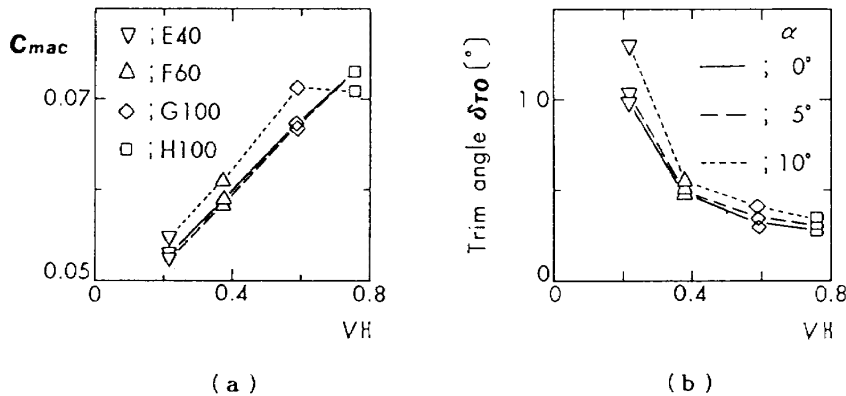


図13 $\delta W=0^\circ$ における C_{mac} と初期トリム舵角

7.3 直接揚力・横力制御試験のための舵角設定の検討

7.3.1 直接揚力制御試験の場合

直接揚力制御試験では、主翼と水平尾翼の舵面舵角による C_m は互いに逆方向のモーメントを発生する。各々の舵角に対する C_m の変化は図8(b)と図11(b)に示されており、

$$\Delta C_{m\delta W} \cdot \delta W + \Delta C_{m\delta T} \cdot \delta T = 0$$

となるように主翼舵面舵角 δW と水平尾翼舵面舵角 δT を決める。

また、主翼舵角 $\delta W=0^\circ$ 、水平尾翼舵角 $\delta T=0^\circ$ において、各形態は a.c 回りの C_m (C_{mac} と称す) を持っており、それらは図13(a)に示すように何れも正(頭上げ)である。故に、この C_{mac} を水平

尾翼側の舵面で初期トリムしておく必要がある。各形態の水平尾翼舵面の初期トリム舵角 (δT_0) を示したのが図13(b)である。

従って、これらの結果より主翼と水平尾翼の舵面舵角を $\delta T = \delta T_0 + F \cdot \delta W$ と設定することによって、縦揺れモーメントが相殺できる。ここで係数 F は、図8(b)と図11(b)から

$$F = -(\Delta C_{m\delta W} / \Delta C_{m\delta T}) \tag{6}$$

として求めることができる。各形態の係数 F の値を表1に示す。係数 F は α に対し若干変化するが、舵角設定に使用した係数 F は一定値とした。この値は、 $\alpha=0^\circ, 5^\circ$ および 10° での各値と舵角ゲージの精度等を考慮して決定した。

以上の結果、直接揚力制御試験における主翼と

表 1 直接揚力・横力制御における水平尾翼舵角設定係数

模型形態		E 4 0	F 6 0	G 1 0 0	H 1 0 0
計 算 値	$\alpha = 0^\circ$	0.67	0.65	0.59	0.68
	$\alpha = 5^\circ$	0.75	0.64	0.61	0.68
	$\alpha = 10^\circ$	0.85	0.61	0.60	0.65
係数 F		0.8	0.6	0.6	0.8
計 算 値	$\alpha = 0^\circ$	2.3	1.41	1.16	1.12
	$\alpha = 5^\circ$	2.0	1.08	0.92	0.88
	$\alpha = 10^\circ$	1.5	1.0	0.83	0.83
係数 A		1.8	1.4	1.0	1.0

水平尾翼の舵面舵角設定値は表 2 のように設定した。

7.3.2 直接横力制御試験の場合

直接横力制御試験においては、横舵れモーメントのみを相殺するように主翼と水平尾翼の舵面舵角の比を求める。尚、直接揚力試験の場合のように初期トリムの必要はない。

主翼と水平尾翼の舵面操舵により発生する C_l は、既に図 9(b) と図 12(b) に示した。

主翼と水平尾翼の舵角操舵を $\delta T = -A \cdot \delta W$ として求めると、係数 A は、図 9(b) と図 12(b) から

$$A = \Delta C_{l\delta W} / \Delta C_{l\delta T} \tag{7}$$

として求めることができる。各形態の係数 A の値を表 1 に示す。舵角設定に使用した係数 A は、直接揚力制御の場合と同じ要領で決定した。各形態毎の舵角設定値を表 3 に示す。

8. 直接揚力・横力制御試験の結果

8.1 直接揚力制御の空力特性

各形態に関して、直接制御試験で得られた主翼舵面舵角に対する C_L 、 C_D および C_m の変化を図 14-1 ~ 図 14-4 に示す。

直接揚力制御時の C_D に関しては、全機形態における抵抗に対しどの程度の変化を生じるかを見るために、 δW に対する C_D の変化のみを示した。

C_L は各形態とも δW^* に比例して増減し、 C_m は H100 形態を除き δW^* に拘らずほぼ $C_m = 0$ である。この結果から、H100 形態以外では直接揚力制御がほぼ達成されているといえる。

表 2 直接揚力制御時の主翼と水平尾翼舵角の組合せ

設定舵面 模型形態	主翼舵角 δW	水平尾翼舵角 δT
E 4 0	- 1 0 °	- 3 °
	- 5 °	- 7 °
	0 °	1 1 °
	5 °	1 5 °
	1 0 °	1 9 °
	1 5 °	2 3 °
F 6 0	- 1 0 °	- 1 °
	- 5 °	- 2 °
	0 °	5 °
	5 °	8 °
	1 0 °	1 1 °
	1 5 °	1 4 °
G 1 0 0	- 1 0 °	- 2 °
	- 5 °	- 1 °
	0 °	4 °
	5 °	7 °
	1 0 °	1 0 °
	1 5 °	1 3 °
H 1 0 0	- 1 0 °	- 5 °
	- 5 °	- 1 °
	0 °	3 °
	5 °	7 °
	1 0 °	1 1 °
	1 5 °	1 5 °

表3 直接横力制御時の主翼と水平尾翼舵角の組合せ

設定舵面 機型形態	主翼舵角 δW	水平尾翼舵角 δT
E40	-10°	18°
	-5°	9°
	0°	0°
	5°	-9°
	10°	-18°
F60	-10°	14°
	-5°	7°
	0°	0°
	5°	-7°
	10°	-14°
G100	-10°	10°
	-5°	5°
	0°	0°
	5°	-5°
	10°	-10°
H100	-10°	10°
	-5°	5°
	0°	0°
	5°	-5°
	10°	-10°

H100形態では、 δW^* に応じて C_m が変化し、 δW^* に対する変化 $C_{m\delta W^*}$ は負を示しており、主翼側で発生する C_m を相殺するための水平尾翼側の C_m が強すぎることを表している。これはH100形態の場合、 δW と δT の舵角比、即ち係数 F の値を大きくとりすぎたということである。

さらに、これらの結果を基に、舵角効果を表す指標として、主翼舵面の単位舵角に対する直接制御揚力の変化 $C_{L\delta W^*}$ を、各形態の水平尾翼面積と主翼面積との比 T/S に対して表したものを図15(a)、(b)に示す。同図(a)は、 T/S が大きくなると共に単位舵角に対する $C_{L\delta W^*}$ が増大することを示す。

同じ水平尾翼面積比のG100とH100形態では、H100形態の方の $C_{L\delta W^*}$ が大きい。この理由は次

のように推察できる。主翼側の δW による揚力 ΔC_L に対し、発生する C_m を相殺するのに必要な水平尾翼側の揚力を $\Delta C_L'$ とすると、直接揚力制御で得られる揚力は $\Delta C_L + \Delta C_L'$ である。舵面単独操舵試験の結果では、G100およびH100形態の場合操舵舵角が同じであれば主翼側、水平尾翼側とも各々同じ C_L の増減を生じている。

従って、両形態の δW 、即ち ΔC_L が同じであれば、両者の揚力の差は $C_m=0$ にするための水平尾翼側の $\Delta C_L'$ を発生させる δT の違いによるものである。これは、揚力の着力点と空力中心、即ちモーメント基準点のとり方によって異なるものである。

δW に対する δT の値は、係数 F によって求められ、その値はH100形態の δT の方が大きく、それに伴い $\Delta C_L'$ もG100形態より大きくなっていると考えられる。

図15(b)の δW_α^* は、全機形態の $C_{L\alpha}$ と同図(a)の $C_{L\delta W^*}$ の比

$$\delta W_\alpha^* = C_{L\alpha} / C_{L\delta W^*} \tag{8}$$

として求めたものである。

この値は、機体に対する一様流の迎角が1°(単位迎角)変化したときに生じる揚力の増減に相当する揚力変化を、直接揚力制御で得る場合に必要な δW を示したものであり、直接揚力制御における舵面の効果を表す重要な指標の一つである。

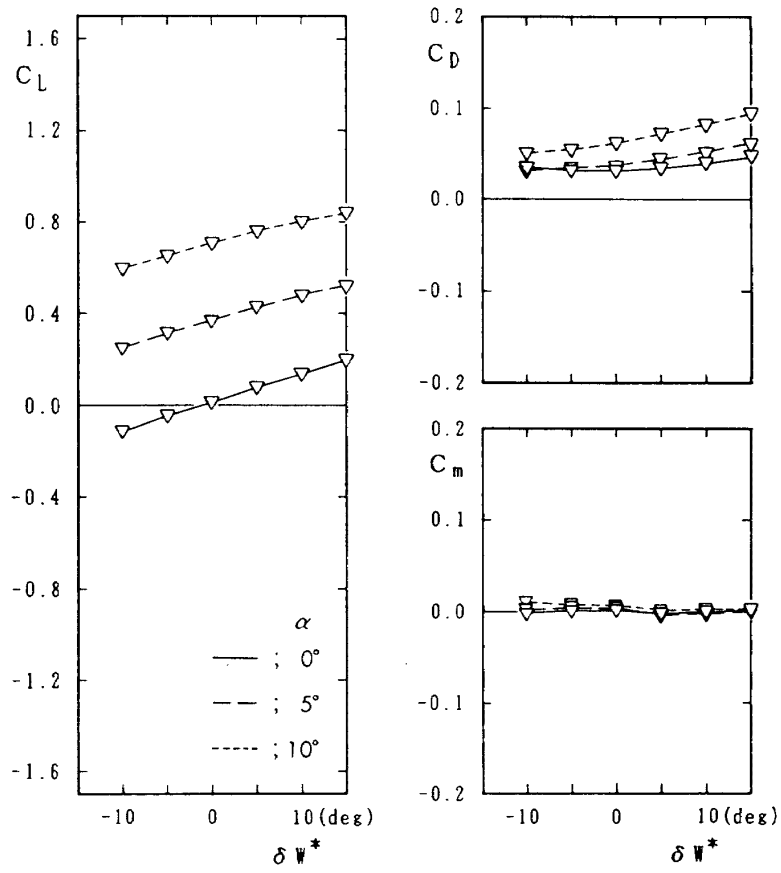
図15(b)の δW_α^* は、 T/S が大きいほど小さく、舵角効果が良くなる事を示している。

8.2 直接横力制御の空力特性

各形態の直接横力制御試験における C_y 、 C_l および C_n の変化を図16-1～図16-4に示す。

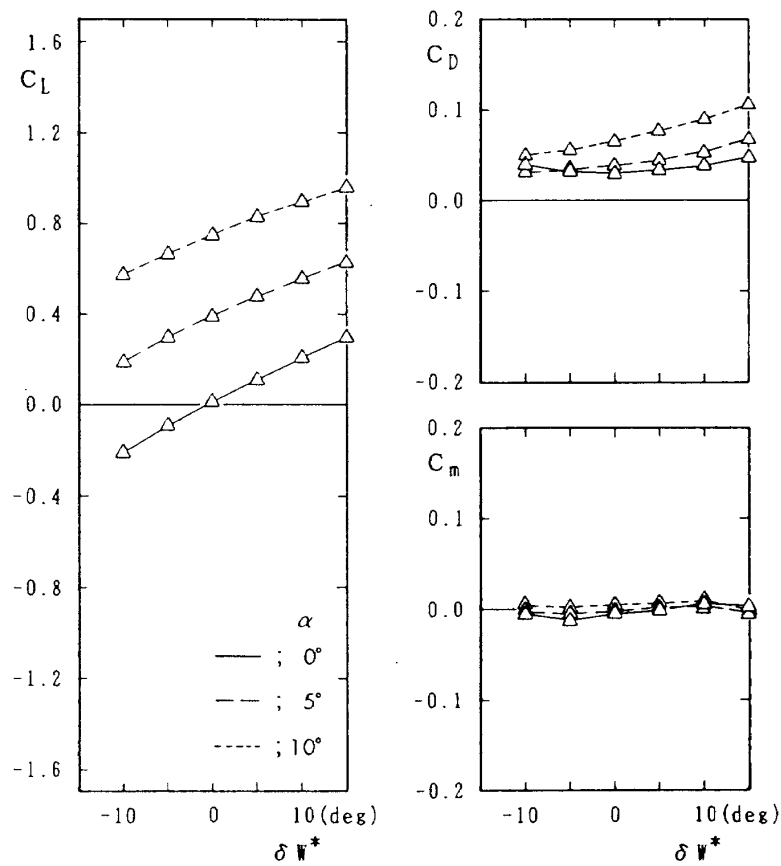
C_y は各形態とも δW^* に比例して増減し、 C_l はE40形態以外では十分に相殺されているとは言い難い。この原因は、次の様に考えられる。

主翼側で発生する C_l を水平尾翼側の C_l で相殺させるときに必要な舵角は、 $\delta T = -A \cdot \delta W$ として求められるが、この場合の係数 A の値は同一形態であっても α によって多少異なる。今回の試験では、 α に拘らず同じ値の係数 A を用いたため、 α によって主翼側、または水平尾翼側の C_l の一方が強



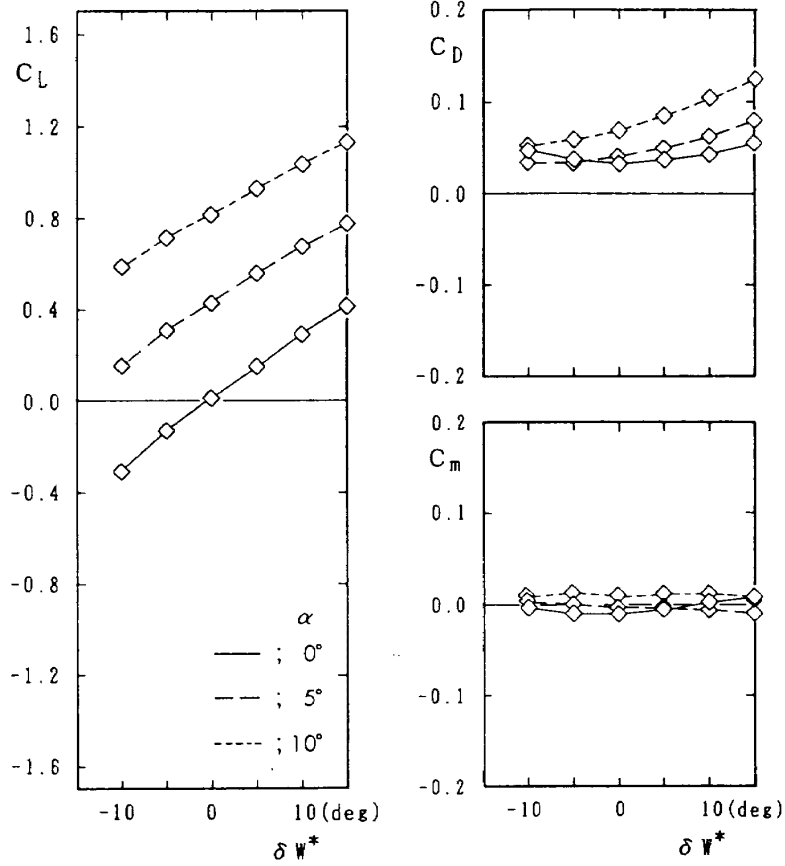
($C_m=0$ となるように水平尾翼舵面を同時操舵)

図14-1 直接揚力制御の空力特性 (E40形態)



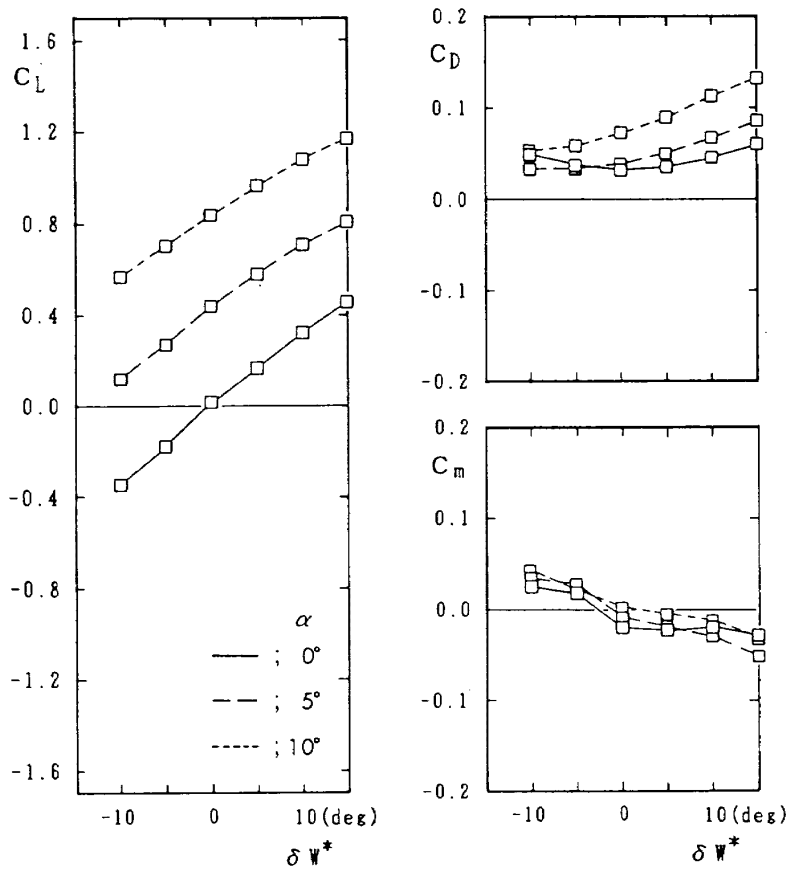
($C_m=0$ となるように水平尾翼舵面を同時操舵)

図14-2 直接揚力制御の空力特性 (F60形態)



($C_m=0$ となるように水平尾翼舵面を同時操舵)

図14-3 直接揚力制御の空力特性 (G100形態)



($C_m=0$ となるように水平尾翼舵面を同時操舵)

図14-4 直接揚力制御の空力特性 (H100形態)

い場合が生じたことによると考えられる。

直接横力制御時の C_n は、特にトリムすることを考慮しなかった。ここではどの程度の C_n が生じているかを見るために、 δW^* に対する C_n の変化を示した。

各形態とも $C_{n\delta W^*}$ は負であり、これは水平尾翼舵面操舵で生じる C_n が主翼舵面操舵で生じる C_n より大きいことを示す。

この C_n を方向舵でトリムすると、直接制御横力を減少させるように働く。この問題については、第9章で述べる。

さらに、これらの試験結果を基に舵角効果として、主翼舵面の単位舵角に対する直接制御横力の変化 $C_{Y\delta W^*}$ の値を各形態の水平尾翼面積と主翼面積との比 (T/S) に対して表したものを図17(a)に示す。同図では T/S が大きくなると共に単位舵角に

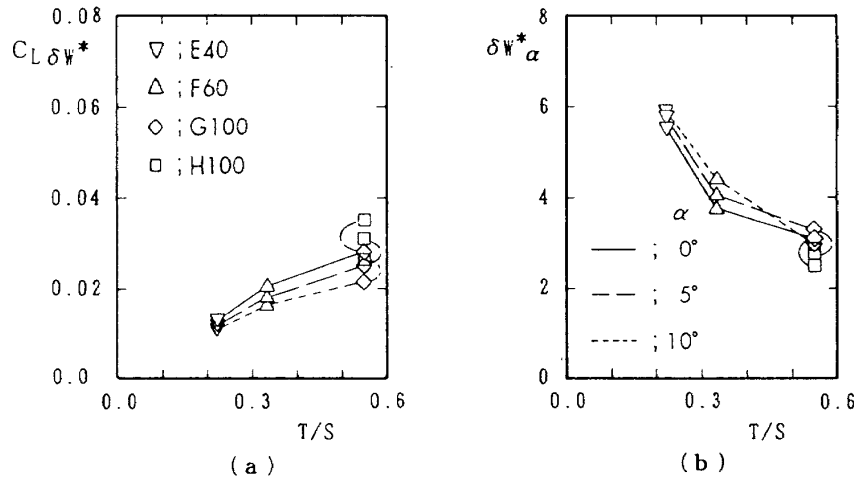
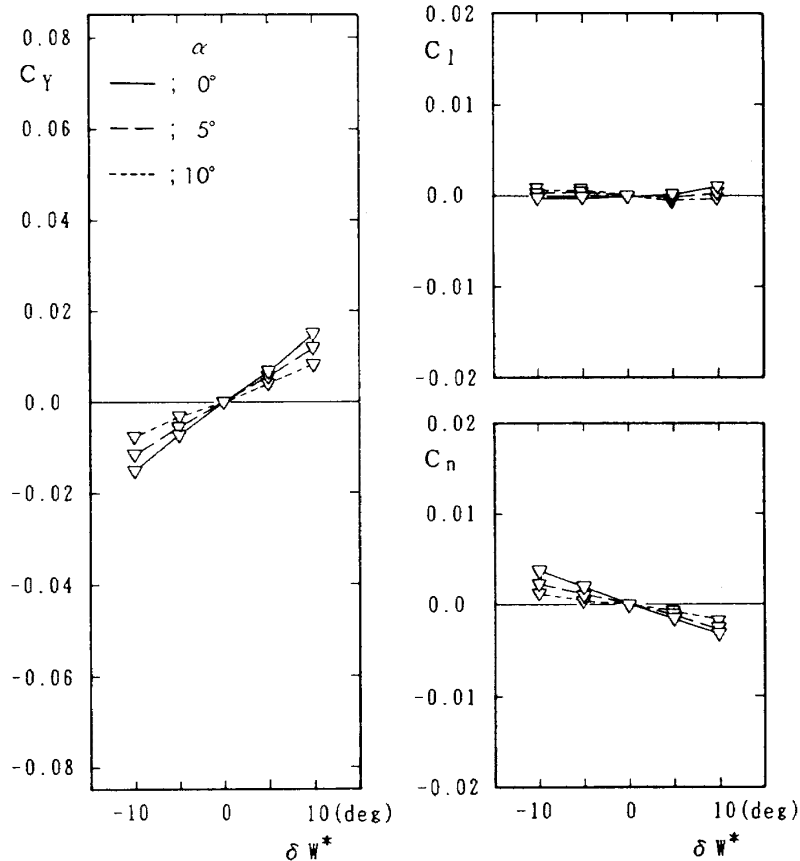
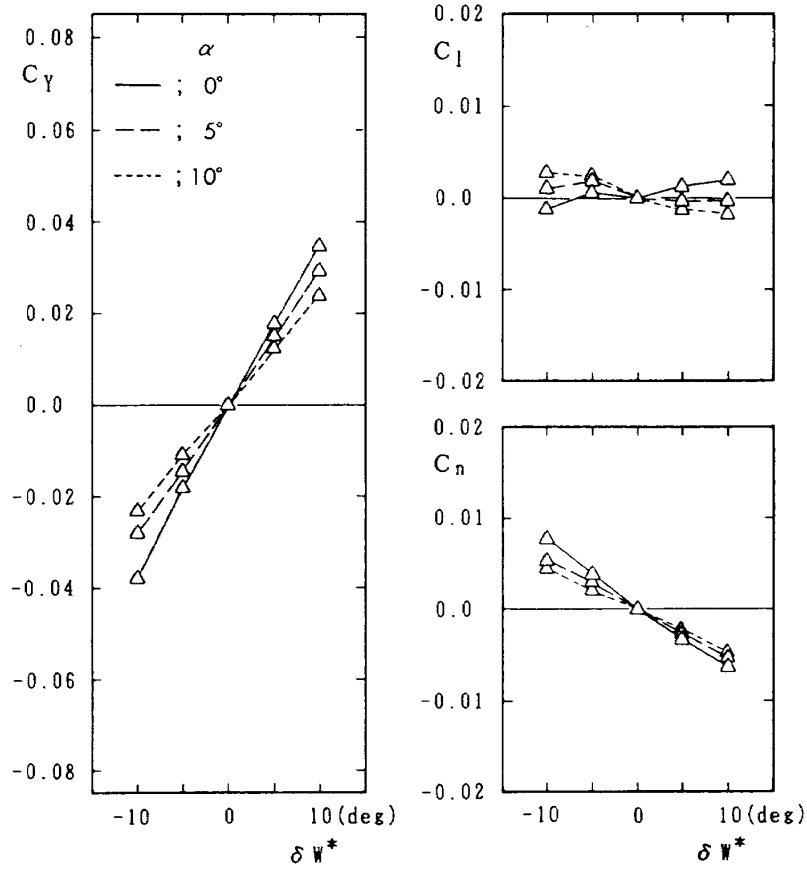


図15 直接揚力制御時の舵角効果



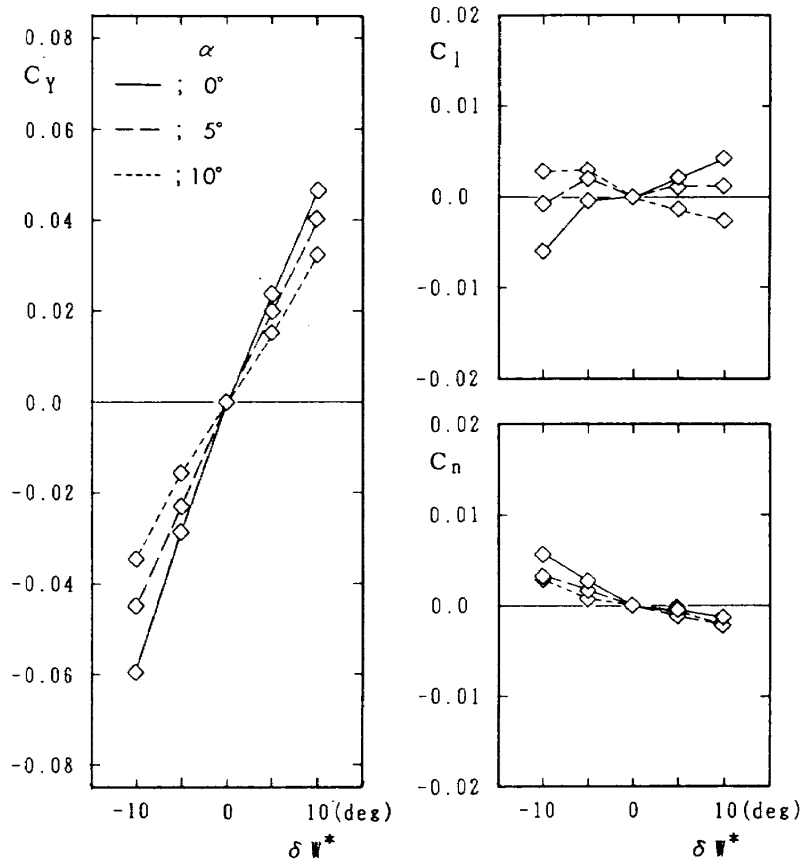
($C_l=0$ となるように水平尾翼舵面を同時操舵)

図16-1 直接横力制御の空力特性 (E40形態)



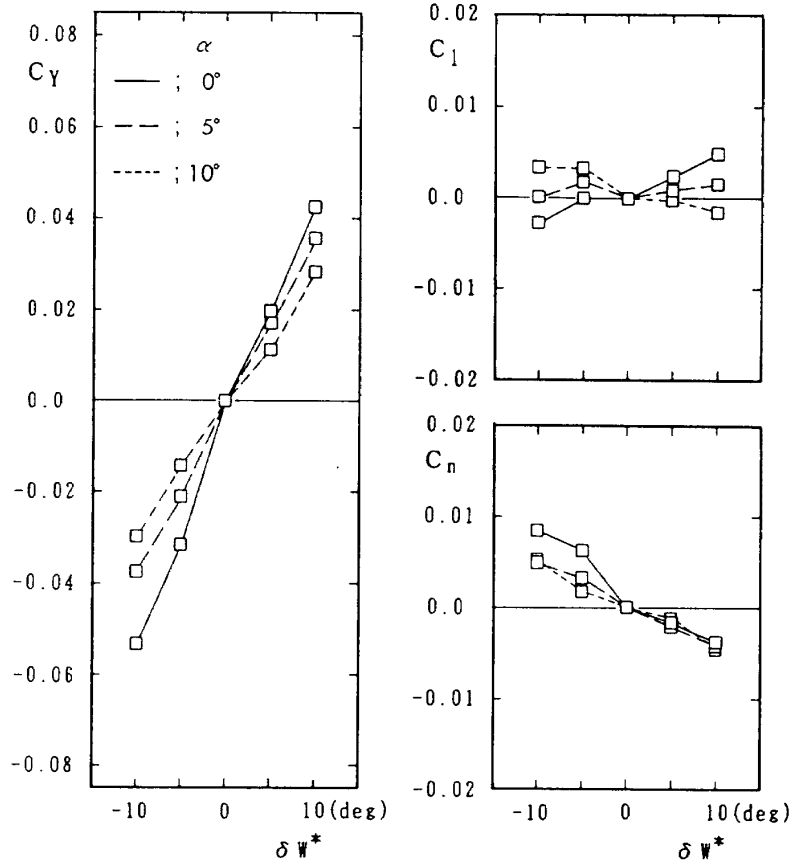
($C_l=0$ となるように水平尾翼舵面を同時操舵)

図16-2 直接横力制御の空力特性 (F60形態)



($C_l=0$ となるように水平尾翼舵面を同時操舵)

図16-3 直接横力制御の空力特性 (G100形態)



($C_l=0$ となるように水平尾翼舵面を同時操舵)

図16-4 直接横力制御の空力特性 (H100形態)

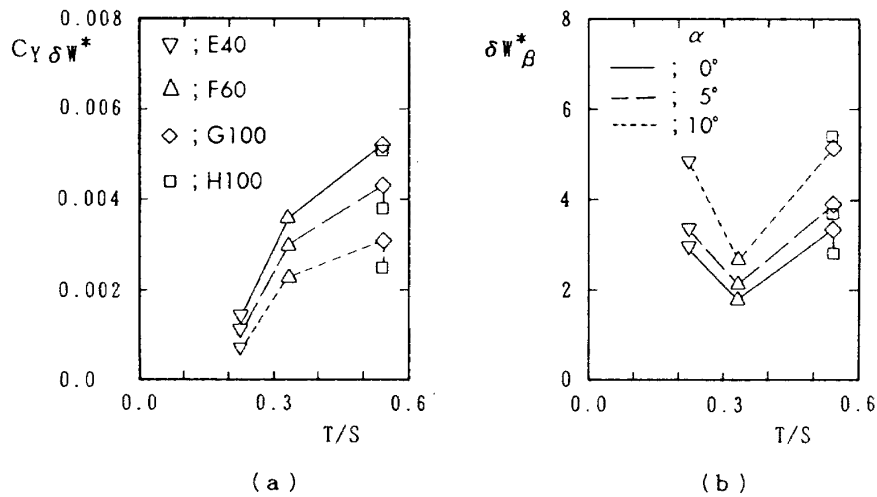


図17 直接横力制御時の舵角効果

対する $C_{Y\delta W^*}$ が増大する。

同じ水平尾翼面積比のG100とH100形態では、表3に示すように、主翼と水平尾翼の舵面舵角の組合せは同じであるが、G100形態の方の $C_{Y\delta W^*}$ がやや大きい。これは、両形態の主翼および水平尾翼の単独舵面操舵による C_Y 特性の差によるもの

であると考えられる。

図17(b)の δW_β^* は、直接制御横力における舵面の効果を表す重要な指標の一つである。この値は全機形態の $C_{Y\beta}$ と同図(a)の $C_{Y\delta W^*}$ の比

$$\delta W_\beta^* = C_{Y\beta} / C_{Y\delta W^*} \tag{9}$$

として求めたものであり、機体の単位横滑り角で

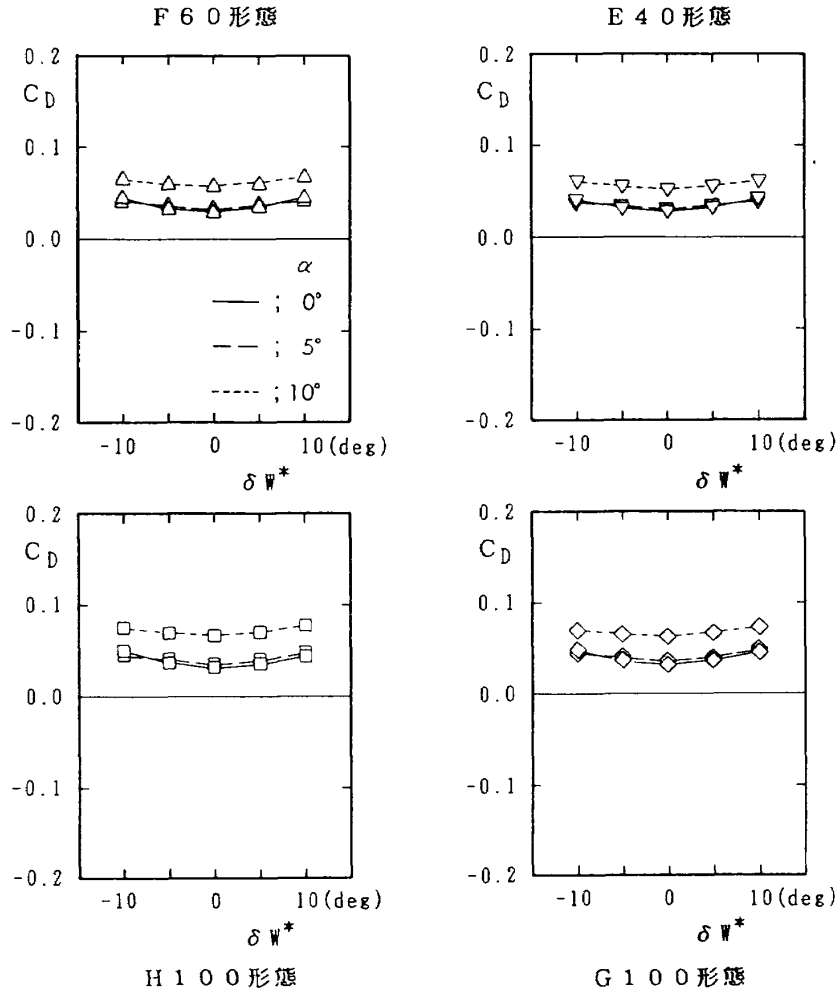


図18 直接横力制御時の C_D

発生する横力の増減に相当する横力変化を、直接横力制御で得る場合に必要となる δW^* を示したものである。図17(b)では、F60形態の δW_β^* が最小値を示し、舵面の横力効果が4形態の中で最も効果的である事を表している。この効果は全般的に α が小さい方が良い。

また、各形態の直接横力制御時における δW^* に対する全機形態の C_D の変化を図18に示す。

各形態とも C_D は、 $\delta W^* = 0^\circ$ の時に最小値を示し、 $|\delta W^*|$ の増加に応じて C_D が増大している。また、 $\alpha = 0^\circ, 5^\circ$ の C_D は差がほとんど無いが、 $\alpha = 10^\circ$ では C_D の値が $0.02 \sim 0.025$ 程度増大している。

9. 方向舵による偏揺れモーメント相殺の検討

前節で述べた直接横力制御試験では、偏揺れモーメントのトリムは考えなかった。そこで垂直尾翼の方向舵によって偏揺れモーメントの相殺を検

討するため、結合翼機 F60 および H100 の両形態を用いて、方向舵効果試験を実施した。試験は $\alpha = 0^\circ, 5^\circ$ および 10° において方向舵舵面の舵角を $\delta r = -15^\circ \sim 15^\circ$ (5° 間隔) とした。

1) 方向舵舵面操舵の空力効果

図19は、F60 および H100 の両形態における垂直尾翼の方向舵操舵による空力特性を示す。

両形態とも方向舵舵角に対する C_Y は、 δr が $\pm 10^\circ$ 間ではほぼ直線的に増減し、 α による変化は小さい。

C_l の値は、垂直尾翼の高い H100 形態の方が F60 形態より大きく、 δr が $\pm 10^\circ$ 間ではほぼ直線的に増減し、 α の増加と共にその勾配が減少している。F60 形態の C_l はほぼ零である。

C_n は、 C_Y の大きさと a.c からの距離が影響する。両形態を比較すると、 C_Y の大きさおよび a.c からの距離の大きい H100 形態が大きな値を示している。また、 α による差は、両形態とも小さ

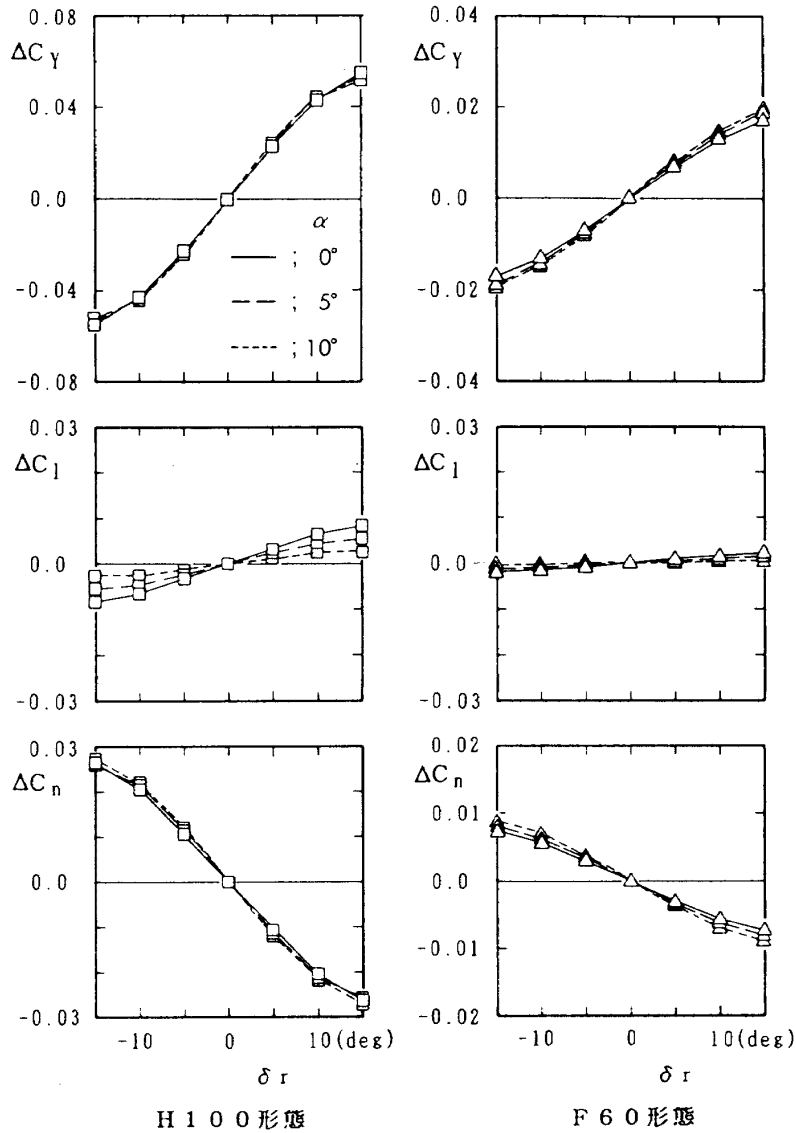


図19 垂直尾翼の方向舵による空力特性

い。

2) 方向舵のトリム操舵による直接制御横力に及ぼす影響

上記結果を基に、方向舵によるトリム操舵を行った場合の、 C_Y への影響について検討する。

主翼、水平尾翼および方向舵の舵面舵角をそれぞれ δW , δT , δr としたときの C_l , C_n は下式で表される。

$$C_l = \left(\frac{\partial C_{lW}}{\partial \delta W}\right)\delta W + \left(\frac{\partial C_{lT}}{\partial \delta T}\right)K1\delta W + \left(\frac{\partial C_{lr}}{\partial \delta r}\right)K2\delta W \quad (10)$$

$$C_n = \left(\frac{\partial C_{nW}}{\partial \delta W}\right)\delta W + \left(\frac{\partial C_{nT}}{\partial \delta T}\right)K1\delta W$$

$$+ \left(\frac{\partial C_{nr}}{\partial \delta r}\right)K2\delta W \quad (11)$$

このときの C_Y は下式より求まる。

$$C_Y = \left(\frac{\partial C_{YW}}{\partial \delta W}\right)\delta W + \left(\frac{\partial C_{YT}}{\partial \delta T}\right)K1\delta W + \left(\frac{\partial C_{Yr}}{\partial \delta r}\right)K2\delta W \quad (12)$$

$$K1 = (\delta T/\delta W), \quad K2 = (\delta r/\delta W) \quad (13)$$

直接横力制御では $C_l=0$, $C_n=0$ になるように、各舵面を操舵しなければならない。

ここで、

$$A = \left(\frac{\partial C_{lT}}{\partial \delta T}\right) / \left(\frac{\partial C_{lW}}{\partial \delta W}\right)$$

$$B = \left(\frac{\partial C_{lr}}{\partial \delta r} \right) / \left(\frac{\partial C_{lw}}{\partial \delta W} \right) \quad (14)$$

$$C = \left(\frac{\partial C_{nT}}{\partial \delta T} \right) / \left(\frac{\partial C_{nw}}{\partial \delta W} \right)$$

$$D = \left(\frac{\partial C_{nr}}{\partial \delta r} \right) / \left(\frac{\partial C_{nw}}{\partial \delta W} \right)$$

として K1, K2 を求めると,

$$K1 = \frac{B-D}{AD-CB}, \quad K2 = \frac{A-C}{BC-AD} \quad (15)$$

となる。

従って、このときの C_Y は式(12)より得られ、主翼単位舵角に対する横力は

$$\frac{\Delta C_Y}{\delta W} = \left(\frac{\partial C_{Yw}}{\partial \delta W} \right) + \left(\frac{\partial C_{YT}}{\partial \delta T} \right) K1 + \left(\frac{\partial C_{Yr}}{\partial \delta r} \right) K2 \quad (16)$$

となる。

F60, H100の両形態の $\alpha=0$ における各空力特性を基に K1 と K2 の値を計算した結果を表 4-1,

表 4-2 に示す。

直接横力制御時の $\delta W=10^\circ$ における C_Y は、 $C_Y=0.0224$ (F60), $C_Y=0.0296$ (H100) となる。これに対し、方向舵操舵のない場合の試験値は $C_Y=0.0346$ (F60), $C_Y=0.0423$ (H100) である。これより、方向舵で偏揺れモーメントのトリム操舵を行うと直接制御横力 C_Y の値が約 30~35% 程度減少することが判った。

10. 直接揚力、横力制御試験値と舵面単体操舵試験からの推算値との比較

図 20(a), (b) は、直接揚力・横力制御時の C_L, C_Y と主翼および水平尾翼の単独舵角操舵試験結果から推定して求めた値との比較結果である。

C_L の場合は、全形態とも α に拘らず試験値と合成値が良く一致し、舵面の複合操舵による干渉が小さいことが解る。これにより 7.3 節で行ったように単独舵角操作の結果から直接制御揚力を推

表 4-1 方向舵による偏揺れモーメント相殺の検討 (F60 形態)

模型形態 F60	
$\frac{\partial C_{lw}}{\partial \delta W} = 0.0017$	$A = \left(\frac{\partial C_{lT}}{\partial \delta T} \right) / \left(\frac{\partial C_{lw}}{\partial \delta W} \right) = -0.705$
$\frac{\partial C_{lT}}{\partial \delta T} = -0.0012$	$B = \left(\frac{\partial C_{lr}}{\partial \delta r} \right) / \left(\frac{\partial C_{lw}}{\partial \delta W} \right) = 0.059$
$\frac{\partial C_{lr}}{\partial \delta r} = 0.0001$	$C = \left(\frac{\partial C_{nT}}{\partial \delta T} \right) / \left(\frac{\partial C_{nw}}{\partial \delta W} \right) = -6.0$
$\frac{\partial C_{nw}}{\partial \delta W} = 0.0001$	$D = \left(\frac{\partial C_{nr}}{\partial \delta r} \right) / \left(\frac{\partial C_{nw}}{\partial \delta W} \right) = -6.0$
$\frac{\partial C_{nT}}{\partial \delta T} = -0.0006$	$K1 = \frac{B-D}{AD-CB} = 1.322$
$\frac{\partial C_{nr}}{\partial \delta r} = -0.0006$	$K2 = \frac{A-C}{BC-AD} = -1.155$
$\frac{\partial C_{Yw}}{\partial \delta W} = 0.0011$	$\frac{\Delta C_Y}{\delta W} = \left(\frac{\partial C_{Yw}}{\partial \delta W} \right) + \left(\frac{\partial C_{YT}}{\partial \delta T} \right) K1 + \left(\frac{\partial C_{Yr}}{\partial \delta r} \right) K2$ $= 0.00224$
$\frac{\partial C_{YT}}{\partial \delta T} = 0.0020$	
$\frac{\partial C_{Yr}}{\partial \delta r} = 0.0013$	

表 4-2 方向舵による偏揺れモーメント相殺の検討 (H100形態)

模型形態 H100	
$\frac{\partial C_{lW}}{\partial \delta W} = 0.0028$	$A = \left(\frac{\partial C_{lT}}{\partial \delta T} \right) / \left(\frac{\partial C_{lW}}{\partial \delta W} \right) = -0.893$
$\frac{\partial C_{lT}}{\partial \delta T} = -0.0025$	$B = \left(\frac{\partial C_{lr}}{\partial \delta r} \right) / \left(\frac{\partial C_{lW}}{\partial \delta W} \right) = 0.2142$
$\frac{\partial C_{lr}}{\partial \delta r} = 0.0006$	$C = \left(\frac{\partial C_{nT}}{\partial \delta T} \right) / \left(\frac{\partial C_{nW}}{\partial \delta W} \right) = -1.714$
$\frac{\partial C_{nW}}{\partial \delta W} = 0.0007$	$D = \left(\frac{\partial C_{nr}}{\partial \delta r} \right) / \left(\frac{\partial C_{nW}}{\partial \delta W} \right) = -2.857$
$\frac{\partial C_{nT}}{\partial \delta T} = -0.0012$	$K1 = \frac{B - D}{AD - CB} = 1.322$
$\frac{\partial C_{nr}}{\partial \delta r} = -0.002$	$K2 = \frac{A - C}{BC - AD} = -1.155$
$\frac{\partial C_{YW}}{\partial \delta W} = 0.0009$	$\frac{\Delta C_Y}{\delta W} = \left(\frac{\partial C_{YW}}{\partial \delta W} \right) + \left(\frac{\partial C_{YT}}{\partial \delta T} \right) K1 + \left(\frac{\partial C_{Yr}}{\partial \delta r} \right) K2$ $= 0.00296$
$\frac{\partial C_{YT}}{\partial \delta T} = 0.0035$	
$\frac{\partial C_{Yr}}{\partial \delta r} = 0.0043$	

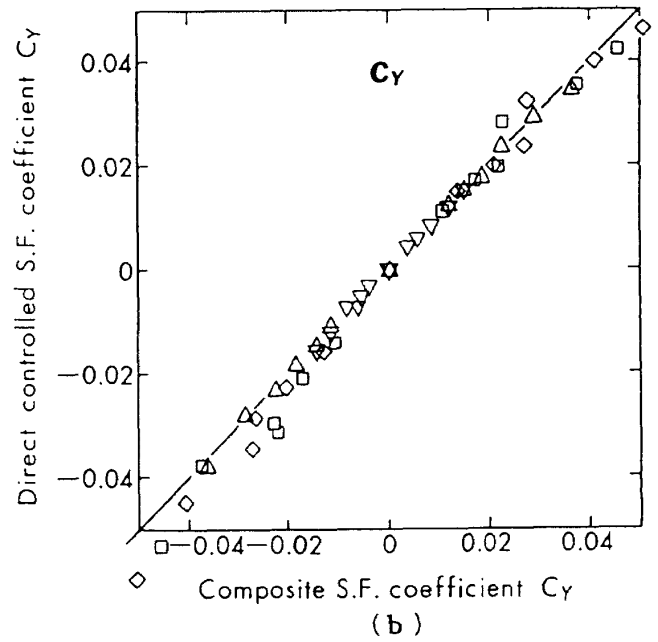
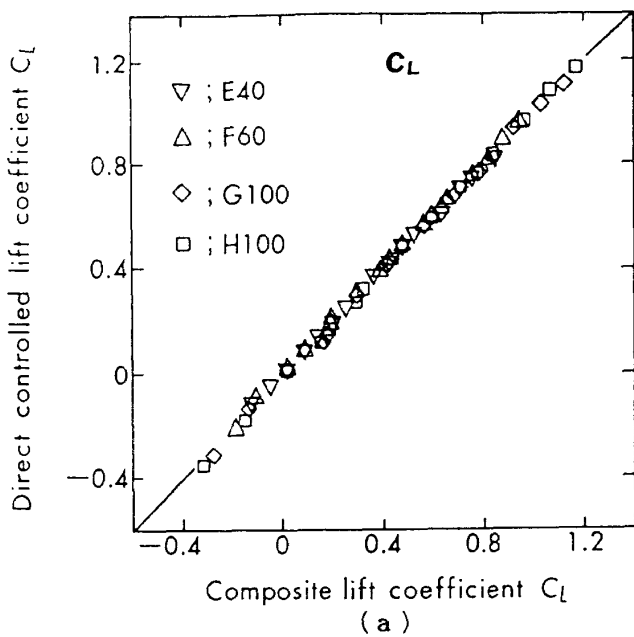


図20 揚力・横力直接制御試験値と舵面単体操舵試験からの推算値との比較

定しても問題ないことが解る。

C_Y の場合も力の大きさのオーダーが一桁小さいことを考慮するとほぼ一致している。

11. ま と め

主翼と水平尾翼を結合した菱形結合翼機の異なる四つの形態の模型を用いて、揚力と横力の直接制御に関する風洞試験を行った。得られた成果の概要は次の通りである。

1) モーメント基準点(重心位置)を全機空力中心に置いた場合、主翼と水平尾翼の各舵面を適切に操舵することにより、直接揚力・横力制御が可能であることが試験の結果確認された。

2) 今回の直接揚力・横力制御試験では、モーメント基準点を全機空力中心にとった場合、主翼舵面単位舵角当りの揚力変化値 $C_{L\delta W^*} = 0.01 \sim 0.035$, 横力変化値 $C_{Y\delta W^*} = 0.001 \sim 0.005$ が得られた。

しかし、横力変化値は、今回の試験では偏揺れモーメントが相殺されておらず、このモーメントを方向舵で相殺すると、上記の値は30~35%減少することが判った。

3) 主翼および水平尾翼の単独舵角操舵した時の特性から推定した直接揚力値と全舵面同時操舵の場合の値はほぼ一致している。また、直接制御横力値も力の大きさのオーダーが一桁小さいことを考慮すると、ほぼ一致している。

4) 今回の試験で用いられた菱形結合翼機のうち、直接揚力制御では舵面面積の大きいG100とH100形態が、また直接横力制御ではF60形態がそれぞれ最も舵角効果が良好であった。

菱形結合翼機では、フラップ、複助翼、昇降舵としての機能も考慮すると、直接揚力または横力の必要舵角が大きくなり、各機能の操舵角配分や制御が難しくなることが考えられる。従って、菱形結合翼機の直接揚力または横力制御については、制御の単純化と操舵余裕をとるために、より効果的な制御力を得る手段の検討が今後の課題である。

参 考 文 献

- 1) J. Wolkovitch ; The Joined Wing : An Overview AIAA-85-0274 Jan., 1985.
- 2) Joseph Black ; Flow Studies of the Leading Edge Stall on a Swept-Back Wing at High Incidence, Journal of the Royal Aeronautical Society, Vol.60 (1956/1), pp. 51~60.
- 3) Joseph Black ; Pressure Distribution and Boundary Layer Investigation on 44 degree Swept-Back Tapered Wing, A.R.C.C.P.137 (1953/8).
- 4) 藤枝郭俊, 滝澤直人, 藤田敏美, 岩崎昭人 ; 後退・前進翼型結合翼機における主翼前縁下面単純整形の効果, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 2D10, 1989年10月.
- 5) 廣末健一, 北村清美, 村上義隆, 進藤重美 ; 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験, 航技研報告 TR-335, 1973年9月.
- 6) 藤田敏美, 岩崎昭人, 藤枝郭俊 ; 突風風洞データ処理装置(データ収集部)の改修, 計測システムのオンライン化, 航技研資料 TM-611, 1987年7月.
- 7) 岩崎昭人, 藤田敏美, 藤枝郭俊 ; 突風風洞データ処理装置(処理部)の更新について, 航技研資料 TM-635, 1991年5月.
- 8) 岩崎昭人, 藤枝郭俊, 滝澤直人, 藤田敏美 ; 菱形結合翼機4形態の低速風洞実験, 第27回飛行機シンポジウム講演集, 2D11, 1989年10月.
- 9) 岩崎昭人, 藤田敏美, 藤枝郭俊, 滝澤直人 ; 菱形結合翼機4形態の低速風洞実験, 航技研資料 TM 予定.

航空宇宙技術研究所報告1142号

平成4年3月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7丁目44番地1
電話三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社 東京プレス
東京都板橋区桜川2-27-12
