

ISSN 0389-4010
UDC 533.6.013
533.6.072

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1169

菱形結合翼機（上翼付き）の低速風洞実験

岩崎昭人・藤田敏美・藤枝郭俊
滝澤直人

1992年7月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

菱形結合翼機（上翼付き）の低速風洞実験*

岩崎 昭人*¹ 藤田 敏美*¹ 藤枝 郭俊*¹
滝澤 直人*²

Low-speed Wind Tunnel Tests on a Joined-Wing Aircraft Model with Various Upper-Fin*

Akihito IWASAKI*¹, Toshimi FUJITA*¹,
Hirotoshi FUJIEDA*¹ and Naoto TAKIZAWA*¹

ABSTRACT

Low-speed wind tunnel tests were conducted on a joined-wing aircraft model with various upper-fin (small wing-like surface fitted on the wing or the horizontal tail). The upper-fin was used to enhance direct side-force control capability. In this case, the upper-fin was equipped with a plain flap as a rudder.

The effects of upper-fin on the aerodynamic characteristics of a joined-wing aircraft are described. The ratio of the rear to front wing span was selected 0.6 to be said best condition. Four different-shaped upper-fins were installed at the three locations on the each wing at 0.6 half span, but four cases were not used. Reynolds number based on the mean aerodynamic chord was $(6.5 \sim 6.7) \times 10^5$, the angle of attack was varied from 0° to 25° , and the side-slip angle from 0° to 15° .

The results indicated that the upper-fin acts like a "boundary layer fence" and protects wing tip stall when the upper-fin is installed on the wing. On the other hand, however, the upper-fin produced local flow separation over the wing, and this flow separation caused asymmetric lateral and directional characteristics with side-slip angle.

Keywords: Joined-wing aircraft, Upper-fin, Low-speed wind tunnel tests

概 要

主翼に後退角と上反角をつけ、水平尾翼に前進角と下反角をつけて両者を結合した菱形結合翼機は、その構造的な特徴から剛性が高い、誘導抵抗が小さい、直接揚力・横力制御が可能である、などの利点を有するといわれている。

菱形結合翼機は重心を主翼と水平尾翼の間におき、両者の舵面を適度に組み合わせることにより直接揚力・横力制御が可能であるが、各舵面の操舵余裕や操舵配分が懸念されることがわかった。このため、より大きな横力を発生させる目的で後縁舵面付き上翼（主翼上面に

* 平成4年6月2日受付 (received 2 June 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)

たてた小翼)を取り付けることにした。

しかし、この上翼は全機の空力特性にも影響を与えることが考えられるので、効率がよいといわれる主翼翼幅の60%位置で結合した菱型結合翼を用いて、形状の異なる4種類の上翼と3ヶ所の取り付け位置とを組み合わせさせた各形態(内4形態は省略)について6分力測定と流れの可視化試験を行ったので、その結果について報告する。

1. ま え が き

主翼に後退角と上反角をつけ、水平尾翼に前進角と下反角をつけて両者を結合した菱型結合翼機は、その構造的な特徴から剛性が高い、誘導抵抗が小さい、直接揚力・横力制御が可能である、などの利点を有するといわれている¹⁾。

我々は菱型結合翼機の基本的な空力特性や直接揚力・横力制御の可能性を調べるために低速風洞試験を行い、その結果はすでに報告した^{2),3)}。それによると、菱型結合翼機は重心を主翼と水平尾翼の間におき、両者の舵面を適度に組み合わせることにより直接揚力・横力制御が可能であるが、各舵面の操舵余裕や操舵配分が懸念されることがわかった³⁾。このため、より大きな横力を発生させる目的で後縁舵面付き上翼(主翼または水平尾翼上面にたてた小翼)を取り付けて直接横力制御力低速風洞試験を行った⁴⁾。

この上翼は全機の空力特性にも影響を与えることが考えられる。通常機において上翼を取り付けた場合の報告はみられる⁵⁾が、上翼付きの結合翼機に関する報告はない。結合翼機では、上翼の影響は主翼に結合された水平尾翼にも及ぶと考えられるので、上翼の利用にあたっては空力特性に与える影響を慎重に検討しておく必要がある。ここでは、効率がよい⁶⁾といわれ、かつ、上反角効果が安定であった²⁾主翼翼幅の60%位置で水平尾翼翼端を結合した菱型結合翼を用いて、形状の異なる4種類の上翼と3ヶ所の取り付け位置とを組み合わせさせた各形態(内4形態は省略)について6分力測定と気流系による流れの可視化試験を行ったので、その結果について報告する。

2. 記号および略号

A : アスペクト比

a	: 三次元翼の揚力傾斜 (1/rad.)
a_0	: 二次元翼の揚力傾斜 (1/rad.)
ac	: 空力中心
b_w	: 主翼翼幅
C_L	: 揚力係数
C_D	: 抗力係数
C_m	: 縦揺れモーメント係数
C_Y	: 横力係数
C_l	: 横揺れモーメント係数
C_n	: 偏揺れモーメント係数
c_w	: 主翼 MAC 長
C_r	: 上翼翼根弦長
C_t	: 上翼翼端弦長
$C_{L\alpha}$: 揚力傾斜 $\partial C_L / \partial \alpha$ (1/deg.)
$C_{m\alpha}$: 縦揺れモーメント傾斜 $\partial C_m / \partial \alpha$ (1/deg.)
$C_{Y\beta}$: 横力傾斜 $\partial C_Y / \partial \beta$ (1/deg.)
$C_{l\beta}$: 上反角効果 $\partial C_l / \partial \beta$ (1/deg.)
$C_{n\beta}$: 偏揺れモーメント傾斜 $\partial C_n / \partial \beta$ (1/deg.)
e	: 空力効率
h	: 上翼高さ (図1参照)
L/D	: 揚抗比 C_L / C_D
MAC	: 平均空力翼弦長
S_u	: 上翼2枚の面積
S_w	: 主翼面積
V_u	: 上翼容積比 $(x_u - x_w) \times S_u / (b_w \times S_w)$
x	: 模型の前後方向の座標 (主翼 MAC の前縁位置基準, 後方正)
x_{ac}	: 全機空力中心位置
x_u	: 上翼 MAC 25%位置
x_w	: 主翼 MAC 25%位置
x_l	: $x_l = x_u - x_w$
z	: 模型の上下方向の座標

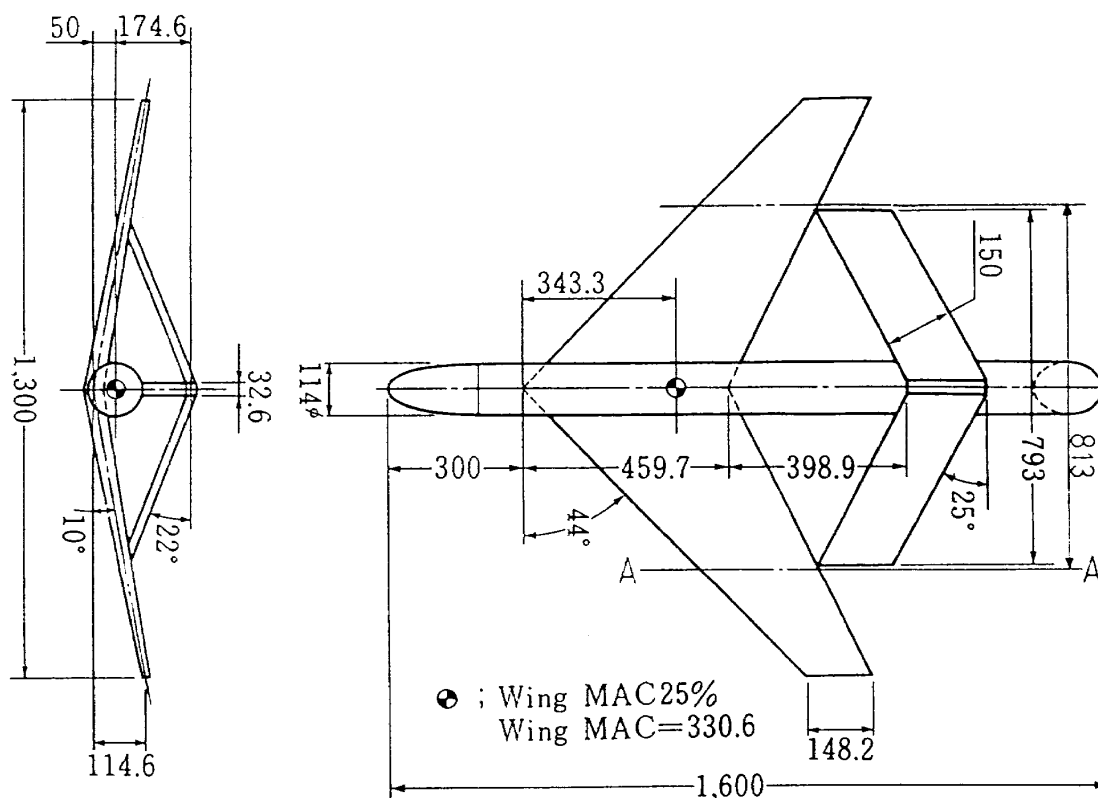
(主翼 MAC の前縁位置基準, 上方正)

- z_u : 上翼 MAC 25% 位置
- z_w : 主翼 MAC 25% 位置
- z_l : $z_l = z_u - z_w$
- α : 迎角 (頭上げ正) (deg.)
- β : 横滑り角 (右面風正) (deg.)
- Δ : 上翼取付けによる変化分
 Δ = 上翼付き - 上翼無し

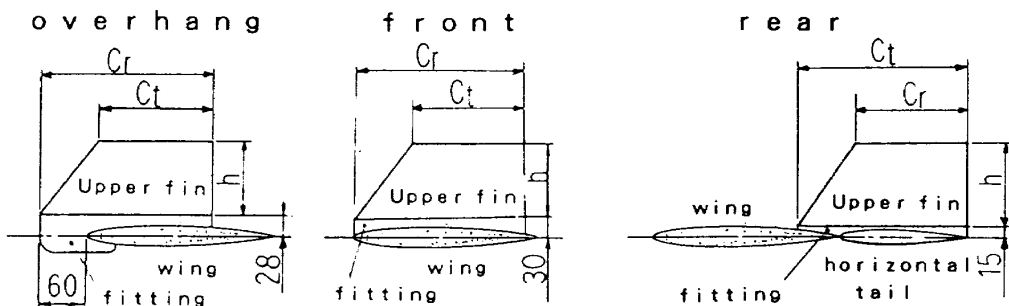
3. 模 型

実験に使用した模型を図 1 に示す。

上翼以外はすべて共通で、文献 2 の F60 形態と同じである。その主要諸元は次の通りである。主翼は翼幅 1.3m, 翼面積 0.3952m², 25% 翼弦線の後退角 40°, アスペクト比 4.28, 上反角 10°, ねじり下げ 0° であり、翼型には EC 系 10% 対称翼型⁷⁾,



section A-A



	Upper fin			
	A	B	C	D
Cr	224.9	224.9	150	150
Ct	148.2	148.2	105	105
h	100	180	120	180

図 1 上翼付結合翼機模型 (dimension : mm)

8) を使用している。主翼の前縁には円形断面の整形材を取り付けて失速特性の改善をはかった。胴体は直径0.114mの塩化ビニールパイプを切断して使用したが、頭部には楕円形の整形材を取付け、尾部は斜めに切断してふたを付けた。水平尾翼は翼弦長0.15m、NACA0012翼型、前進角25°、下反角22°、ねじり下げ0°で、翼幅は主翼翼幅の60%である。金属製の金具を用いて水平尾翼の前縁と主翼の後縁が結合部で一致するように、水平尾翼を主翼に固定した。垂直尾翼は翼弦長0.15m、NACA0012翼型である。

次に上翼について述べる。この上翼は直接横力制御力の能力向上をはかる目的で取り付けることにしたものであるが、全機の空力特性にも影響を与える。ここで、上翼はその形状だけでなく取り付け位置によっても空力特性に与える影響が異なってくる。まず、取り付け位置であるが、翼幅方向には主翼と水平尾翼の結合位置付近とすることにした。その理由は、実機を想定すると主翼と水平尾翼の結合位置には両者の固定のために桁が通ることになるので、上翼を取り付けるのに有利と考えられるからである。また、前後方向には図1に示す3つの位置(overhang, front, rear)とした。overhang位置では上翼翼根前縁が取り付け位置の主翼翼根前縁より0.06m前方に張り出し、front位置では両者が一致、rear位置では上翼翼根後縁

が水平尾翼翼端後縁と一致する。次に上翼形状については4種類(A, B, C, D)の上翼を2枚ずつ製作した。AとB, CとDはそれぞれ翼根弦長と翼端弦長が同じであるが高さが異なり、AよりB, CよりDの方が高い。翼型はAとBが主翼と同一のEC系10%翼型で、CとDは尾翼と同一のNACA0012翼型である。前述の位置に上翼2枚を左右対称に直立させたが、上翼が各位置で共通に使用できるように台座(fitting)も製作した。上翼は台座を介して主翼または水平尾翼に固定される。

前述の通り、取り付け位置は3ヶ所で上翼は4種類である。この組み合わせとしては12形態が考えられるが、そのすべてについて風洞試験を行うには多くの時間を要する。ここで、直接横力制御力についてはoverhang位置が最も有利と考えられるので⁴⁾、overhang位置には4種類の上翼をそれぞれ取り付けて上翼形状の影響を調べ、frontおよびrear位置には上翼AまたはCを取り付けて位置の影響を調べることにした。これにより、8形態の組み合わせについて試験を行うことにした。試験を行った8形態について上翼を垂直尾翼と考えたときの容積比 V_u を表1に示す。なお、上翼取り付けによる空力特性の変化を知るためには上翼を取り付けていない形態の実験値が必要であるが、これには文献2のF60形態の実験値を用いている。

表1 上翼の容積比, 等

上翼	翼断面	面積 S_u (m ²)	面積比 S_u/S_w	アスペクト比 (2h) ² / S_u	取付位置	距離 $X_u - X_w$ (m)	容積比 V_u	距離 $Z_u - Z_w$ (m)
A	EC1040	0.0374	0.0946	1.07	overhang	0.0783	0.00569	0.0963
					front	0.1383	0.01005	0.0982
					rear	0.3443	0.02502	0.0832
B	同上	0.0672	0.170	1.93	overhang	0.0783	0.01024	0.1335
C	NACA 0012	0.0306	0.0774	1.88	overhang	0.0487	0.00290	0.1062
					front	0.1087	0.00645	0.1082
					rear	0.3746	0.02232	0.0932
D	同上	0.0460	0.116	2.82	overhang	0.0487	0.00435	0.1344

4. 実 験

実験は航技研究風洞(固定壁カート)⁹⁾で行った。3本の支柱で模型を6分力天秤に取り付け、 α は $0^\circ \sim 25^\circ$ 間を 5° おきに、 β は $0^\circ \sim 15^\circ$ 間を 5° おきにとって6分力測定と気流系による流れの可視化を行った。風速はすべて 30m/s (主翼MAC基準のレイノルズ数は約 $6.5 \sim 6.7 \times 10^5$)とした。実験中の写真を図2に示す。

測定した6分力は主翼の翼面積・MAC・翼幅で無次元化し、胴体中心線上の主翼MAC 25%位置を基準点とした安定軸系でデータ整理を行った。なお、天秤支柱の上部が気流中に露出しているが、その部分の抵抗は模型のない状態で測定された値を差し引いて補正した¹⁰⁾。

また、実験に使用した模型は左右対称であるので、 $\beta=0^\circ$ の時は C_y 、 C_l 、 C_n ともに0となるはずであるが、模型各部の製作精度や組立精度の関係で実際には測定値が0とはならなかった。このため、 $\beta=0^\circ$ の測定値を差し引いて補正することにした。

5. 実験結果

以下、実験結果について述べる。なお、角度に関する空力係数の微係数である $C_{L\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ は $\alpha=0^\circ$ 、 5° 、 10° の実験値を、 $C_{Y\beta}$ 、 $C_{l\beta}$ 、 $C_{n\beta}$ は $\beta=0^\circ$ 、 5° 、 10° の実験値をそれぞれ直線近似して求めた値である。

5.1 基本形態(上翼無し)の空力特性

図3左にそれぞれ $\beta=0^\circ$ 、 5° 、 10° の場合の C_L 、 C_D 、 C_m と α の関係を、右に $\alpha=0^\circ$ 、 5° 、 10° の場合の C_y 、 C_l 、 C_n と β の関係を示す。この図は文献2のF60形態の実験値を転記したものである。その特徴を簡単に述べる。

C_L は $\alpha=15^\circ$ までは直線的に増加し、 β による差は小さい。しかし、 $\alpha=20^\circ \sim 25^\circ$ の C_L の変化は β によって異なり、 $\beta=0^\circ$ では減少、 $\beta=5^\circ$ ではほぼ同じ、 $\beta=10^\circ$ では増加する。

C_D は α とともに増加し、 $\alpha=15^\circ$ までは β による差は小さい。

C_m は $\alpha=15^\circ$ までは負側に直線的に増加する。

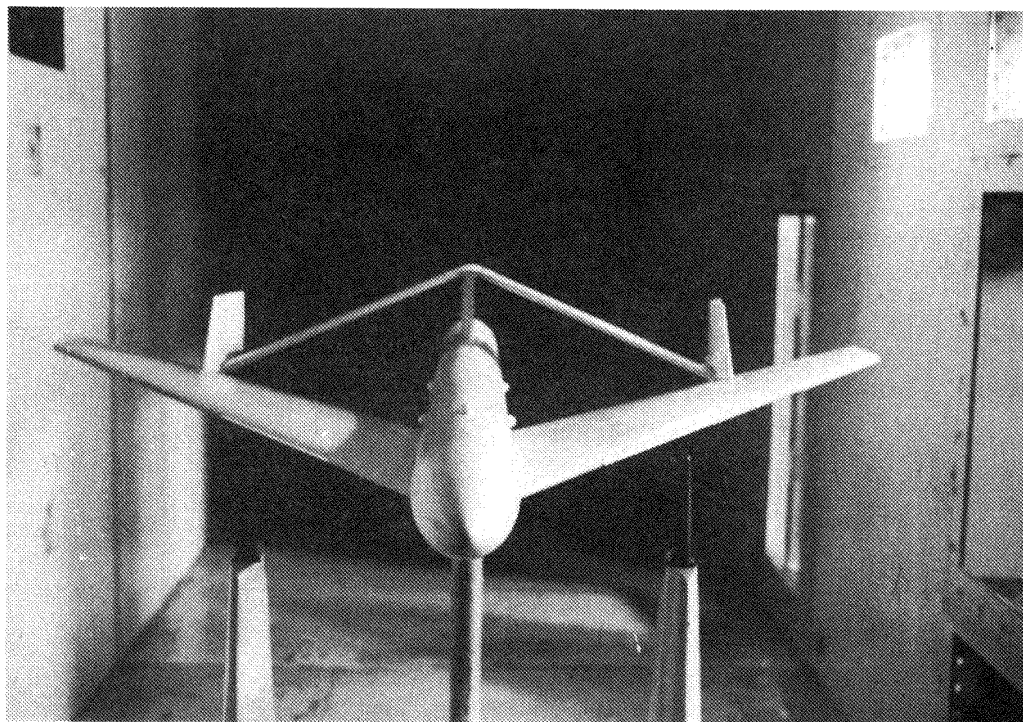


図2 実験中の写真

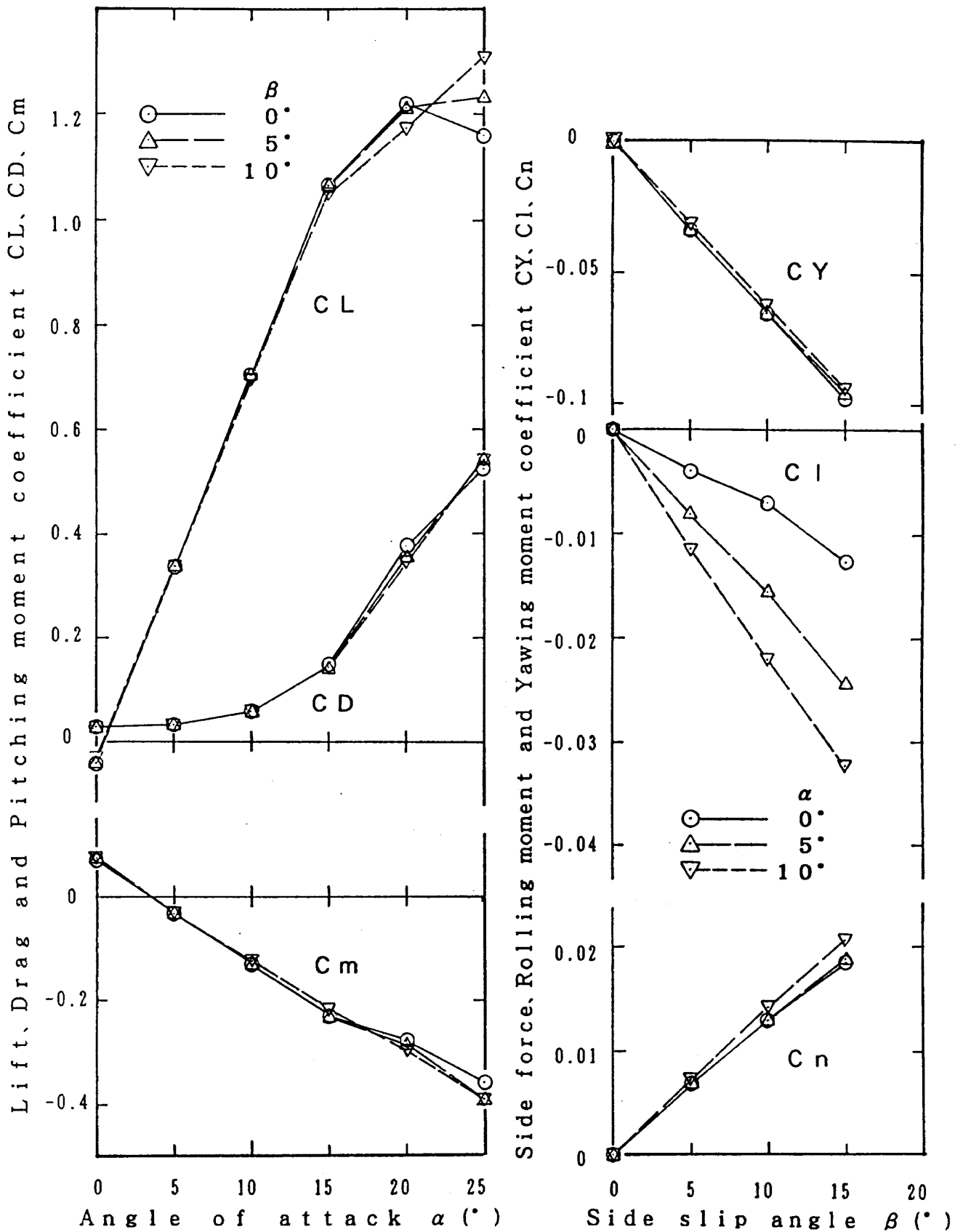


図3 F60模型(上翼無し)の基本特性

しかし、 $\alpha=20^\circ$ で一旦正側に变化している。これは後退翼に特有の翼端剥離によるものと考えられる。

C_Y は β とともに負側に直線的に増加し、 α による差は小さい。

C_l は β とともに負側に直線的に増加するが、 β に対する傾斜 $C_{l\beta}$ は α によって異なる。すなわち、上反角効果は α 大でより安定となる。

C_n は β とともに直線的に増加するが、 $\alpha=0^\circ$ と 5° に比べて $\alpha=10^\circ$ の C_n はやや大きい。

5.2 上翼取り付けによる空力係数の変化

上翼を取り付けた各形態の実験値から、5.1で述べた基本形態の実験値を差引き、これを上翼取り付けによる空力係数の変化分とした。これを図4(a)~4(f)に示し、それぞれについて述べる。

図4(a)は C_L の変化分 ΔC_L である。 $\alpha=0^\circ\sim 15^\circ$ ではどの形態でも ΔC_L が ± 0.02 以下であり、上翼取り付けによる C_L の変化は小さい。

図4(b)は ΔC_D である。 $\alpha=0^\circ\sim 15^\circ$ ではいずれの形態でも ΔC_D は正の値、すなわち抗力は増加しているが、overhangおよびrear位置の ΔC_D は小さい。しかし、overhang位置に上翼を取り付けると $\alpha=10^\circ$ と 15° では ΔC_D が大きくなり、上翼A, B, C, Dについてまとめると ΔC_D は約0.014~0.020である。overhang位置で ΔC_D が大きい理由については5.5で述べるように、上翼内側の主翼上面に剥離を生じるためと考えられる。

図4(c)は ΔC_m である。 α に対する ΔC_m の変化はoverhangとfront位置が類似し、rear位置がこれとは異なる。すなわち、overhangとfront位置では $\alpha=20^\circ$ までは ΔC_m が負側に増加し、上翼A, Cともにoverhang位置よりfront位置の方が ΔC_m はより負側である。上翼無しの基本形態では主翼の翼端剥離のために $\alpha=20^\circ$ で C_m が一旦正側へ変化することは5.1で述べた。上翼をoverhangまたはfront位置に取り付けると $\alpha=20^\circ$ で ΔC_m は負の値であるので、翼端剥離によるピッチアップを防いでいることがわかる。すなわち、上翼はいわゆる前縁境界層板と同じ働きをしていることがわかり、overhangよりfront位置の方がその効果

が大きい。これについても5.5で述べる。これに対してrear位置は $\alpha=15^\circ$ まではほぼ一定の値で負側にあるが、 $\alpha=20^\circ$ で正の値となる。rear位置では ΔC_L が $\alpha=15^\circ$ までは正の値であるので(図4(a))、上翼をrear位置に取り付けると水平尾翼翼端付近において揚力が増加し、それによって ΔC_m が負の値となっていることが推測できる。すなわち、正の迎角において、水平尾翼翼端の下面から上面に向かう流れを上翼が遮るので、水平尾翼翼端付近の流れが変化していると考えられる。定性的には以上の説明ができるが、 ΔC_L は小さい値であるので詳細については今後の検討が必要と思われる。

図4(d)は ΔC_Y である。 β は上翼に対しては幾何学的迎角に相当するので、いずれの形態でも β を増すと $-\Delta C_Y$ が増加する。上翼AとCで取り付け位置による効果を見ると、overhangまたはfront位置に比べてrear位置では $-\Delta C_Y$ が小さくなる。rear位置では上翼と水平尾翼が近い位置にあるので、 β をとると片方が陰に隠れて横力が減少することが考えられる。また、overhangとfront位置では $\alpha=0^\circ, 5^\circ$ に比べて $\alpha=10^\circ$ の $-\Delta C_Y$ は小さくなる。これは $\alpha=10^\circ$ になると上翼の剥離域が広がるためであり、5.5で後述する。rear位置では α による差は小さい。上翼形状と ΔC_Y の関係については5.3で後述するが、上翼面積と $-\Delta C_Y$ とを比較すると、上翼Aは他の上翼に比べて $-\Delta C_Y$ が面積に対して小さいことがわかる。例えば、上翼Aの面積は上翼Cより約22%大きい(表1)ものの、 $-\Delta C_Y$ は逆にやや小さい。上翼Aはアスペクトが他の上翼に比べて小さいためと考えられる。

図4(e)は ΔC_l である。上翼はすべて胴体中心線より上方に取り付けた(図1)。従って、 β 正の時は上翼の発生する $-\Delta C_Y$ によって ΔC_l は負となることが予想される。図4(e)でわかるように、rear位置では ΔC_l が負であるが、overhangおよびfront位置では $\alpha=10^\circ$ で ΔC_l が正の値となる形態がある。この理由についても5.5で後述するが、上翼取り付けによって右主翼の上翼内側と水平尾翼翼端に剥離域が生じる。これにより右翼の揚力が減少するので、上翼が発生する横力による ΔC_l

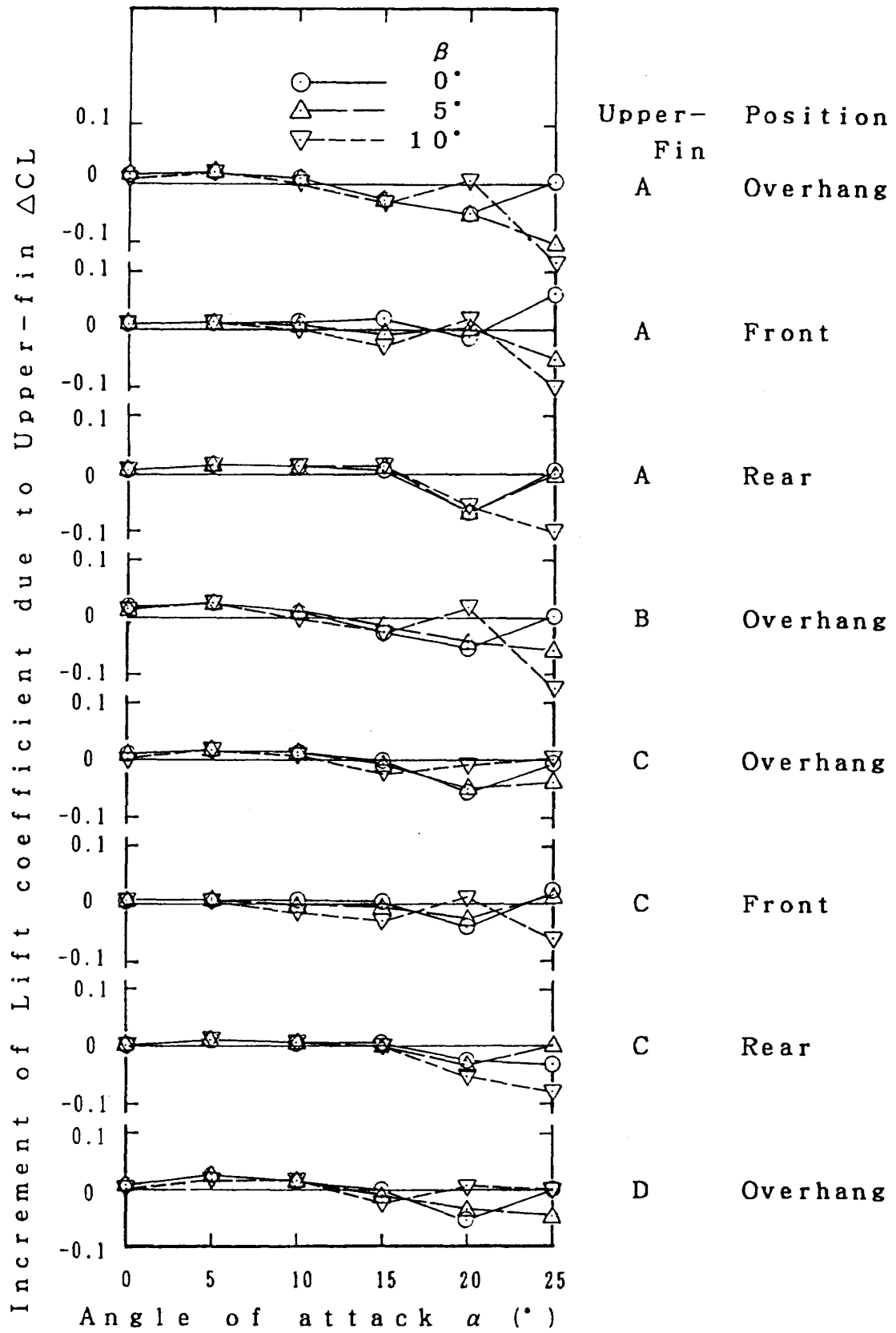


図 4(a) 上翼取付けによる C_L の増分

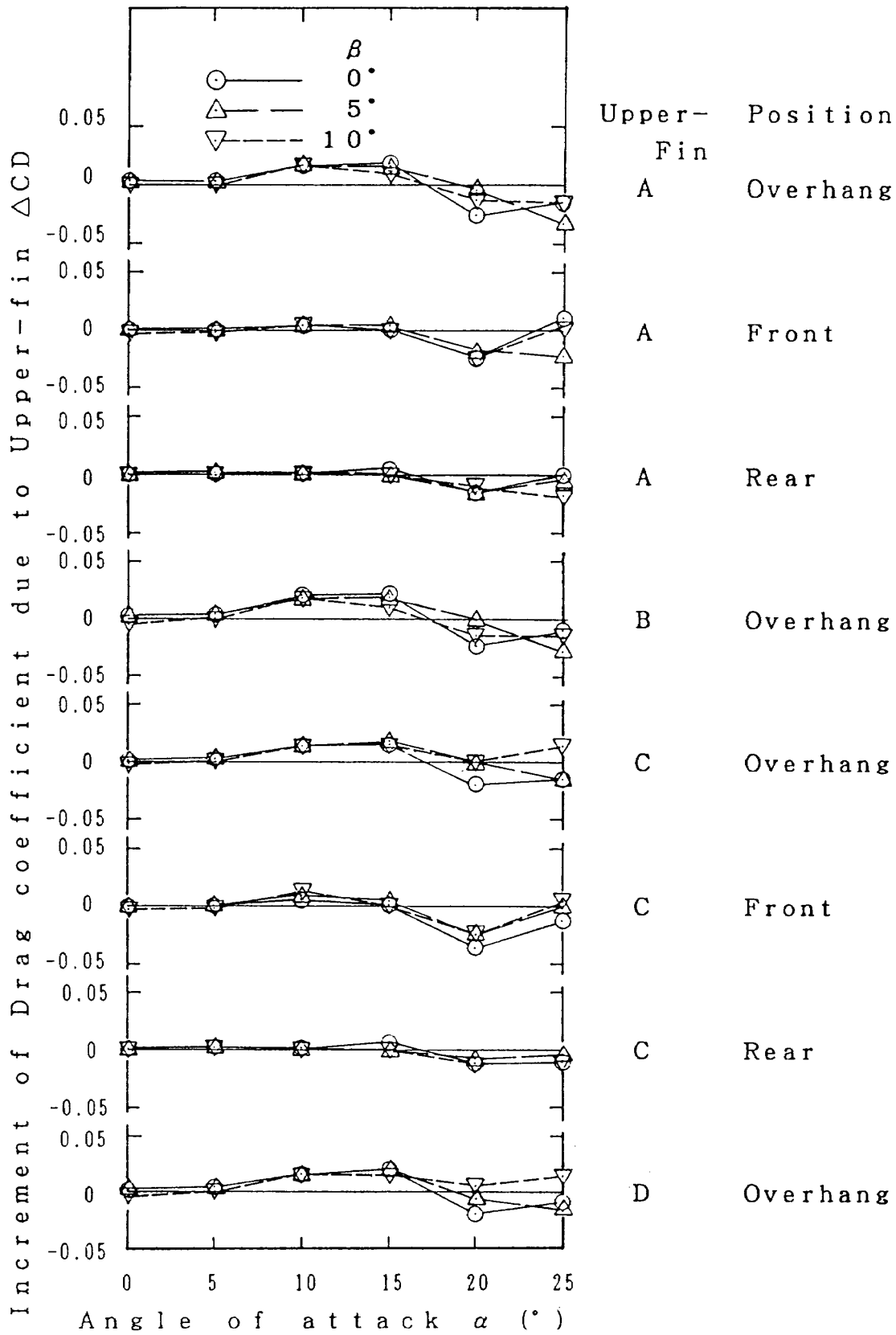


図 4(b) 上翼取付けによる C_D の増分

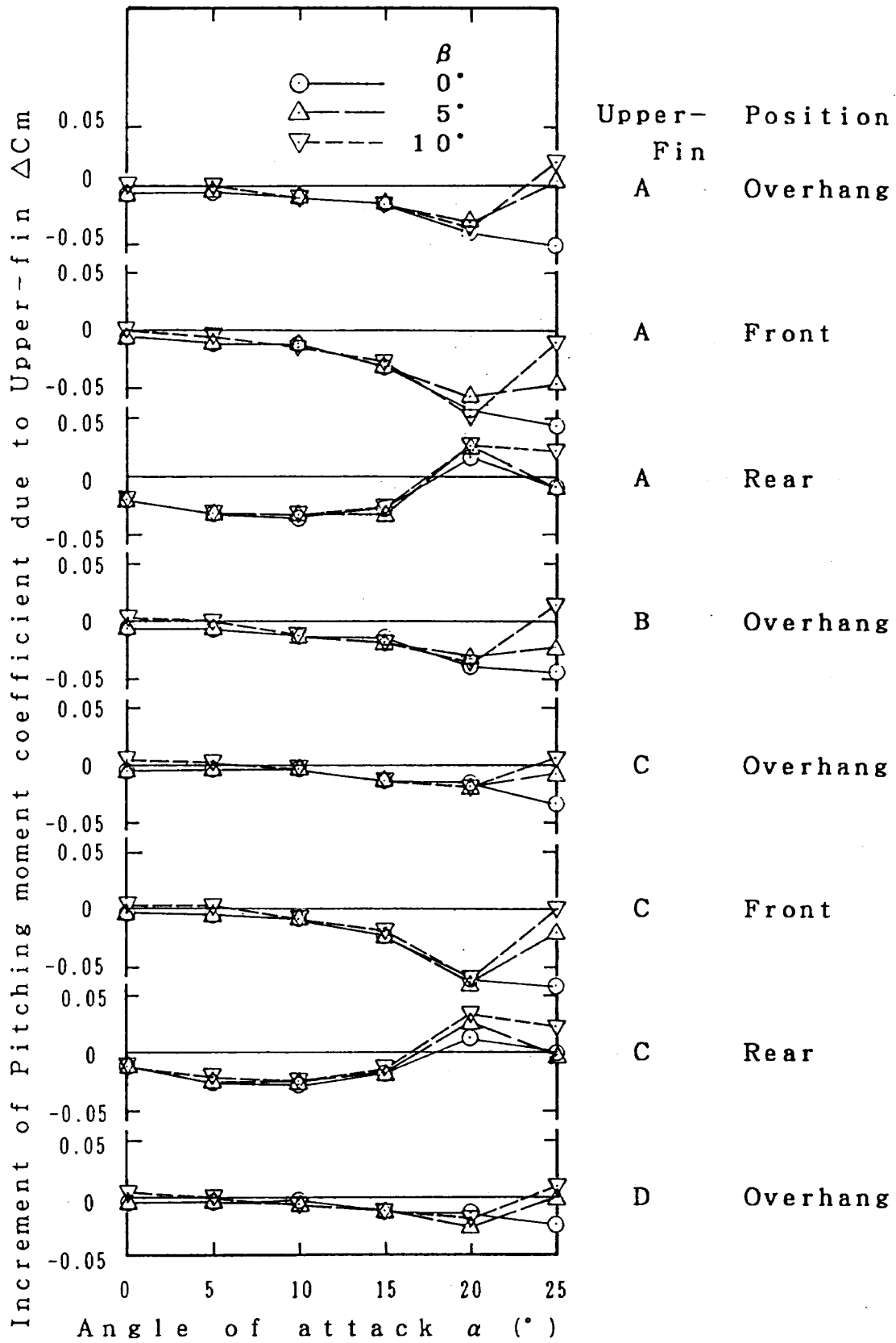


図 4(c) 上翼取付けによる C_m の増分

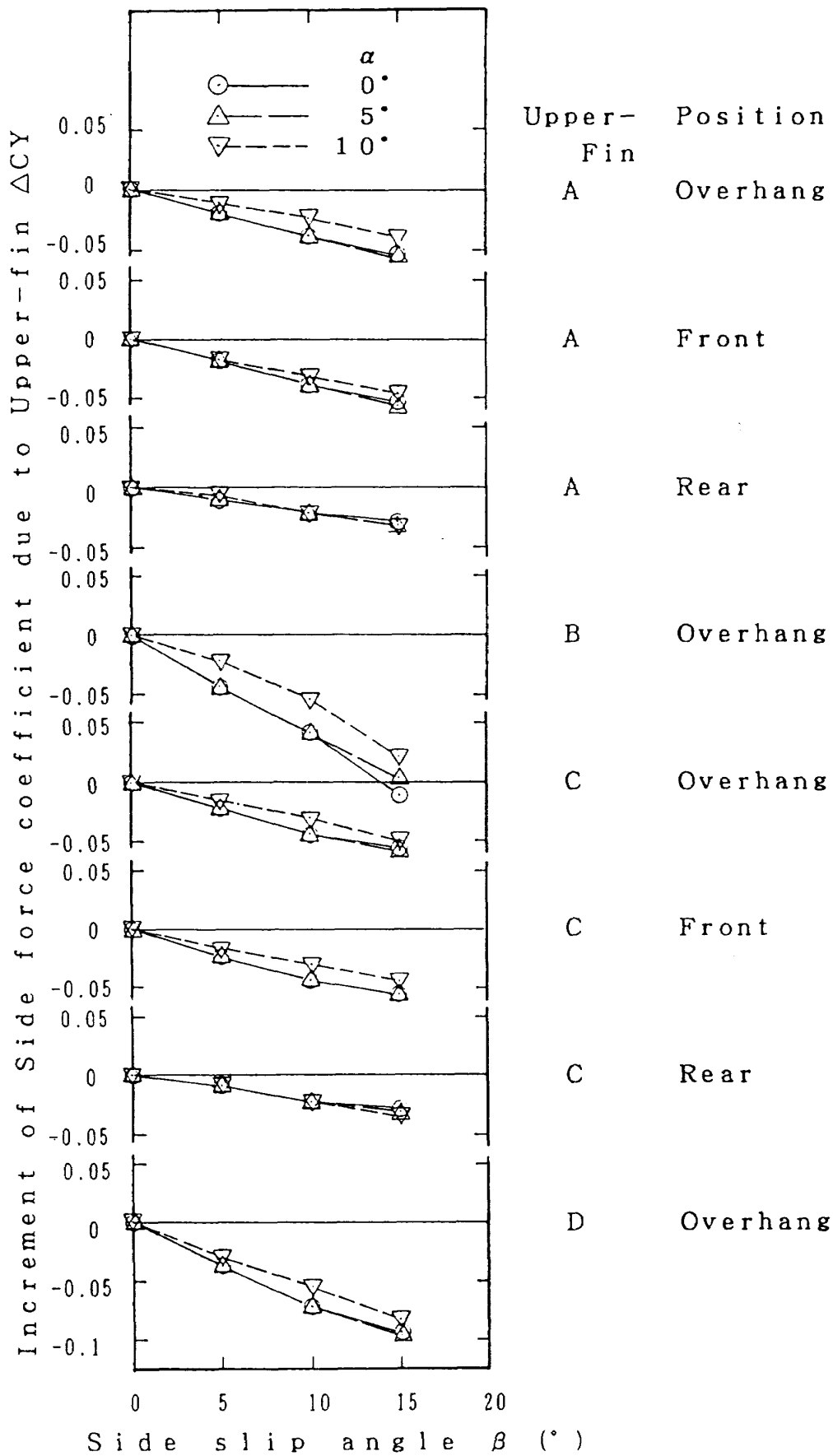


図4(d) 上翼取付けによる C_Y の増分

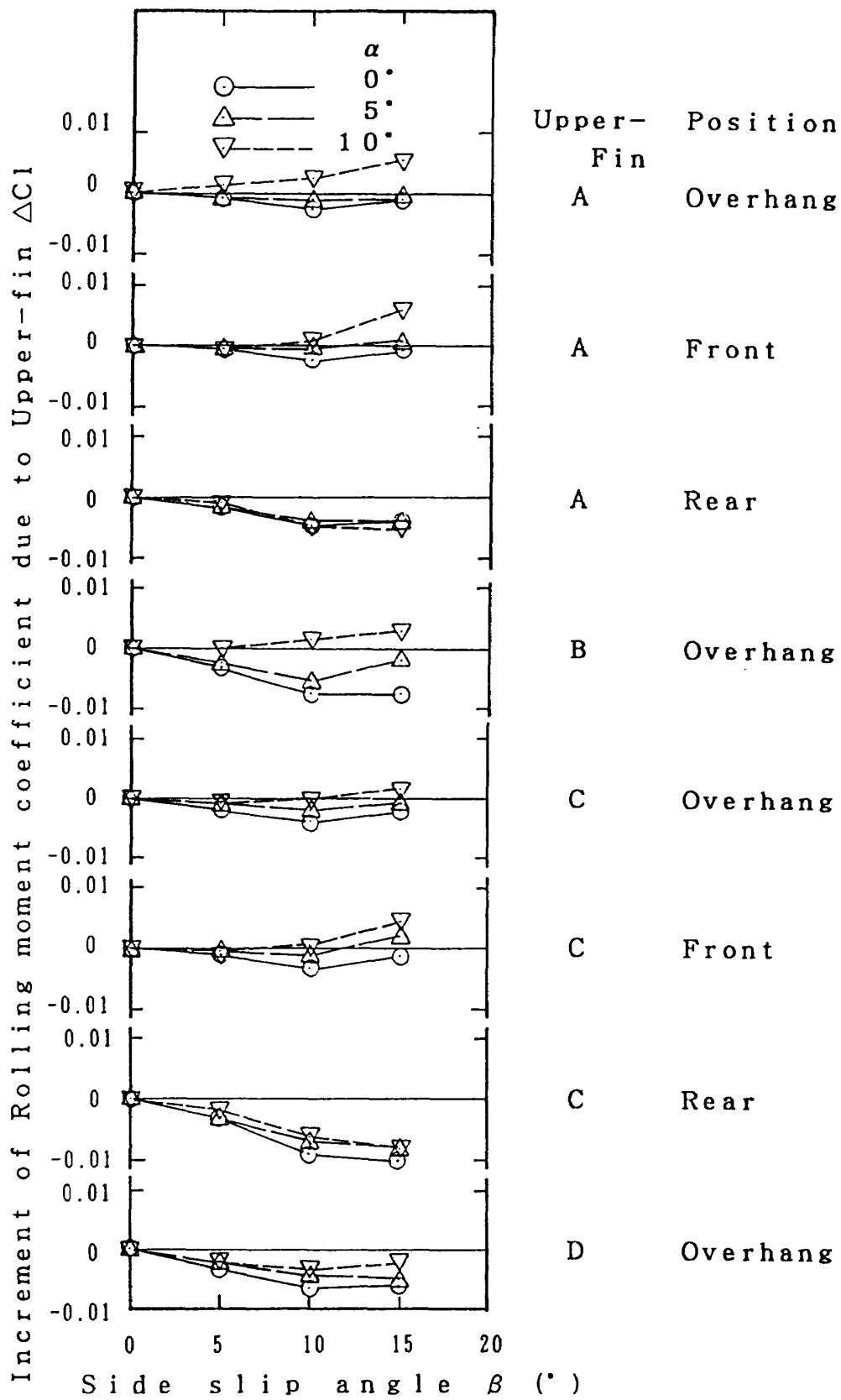


図 4(e) 上翼取付けによる C_l の増分

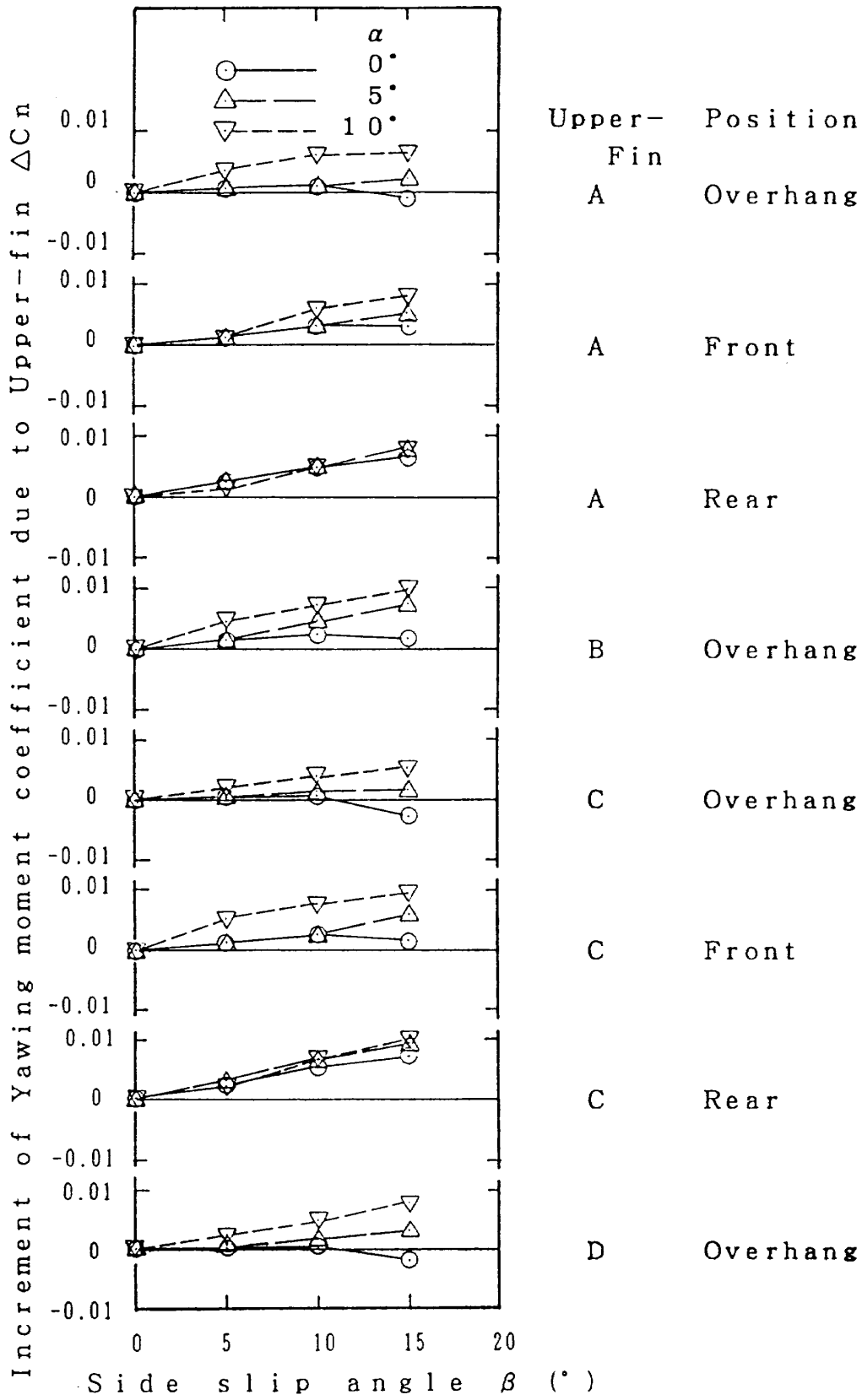


図 4(f) 上翼取付けによる C_n の増分

を打ち消して、全体の ΔC_l が正の値となっていると考えられる。overhang および front 位置では主翼の剝離に対する上翼の影響が大きいので $\alpha=10^\circ$ で ΔC_l が正の値となり、rear 位置ではこの影響がほとんどないので ΔC_l は負の値となり、かつ、 α による ΔC_l の差が小さくなる。

図 4(f) は ΔC_n である。表 1 に示すとおり、上翼 MAC 25% 位置は基準点とした主翼 MAC 25% 位置より後方にあるので、 β 正の時は上翼の発生する $-\Delta C_y$ によって ΔC_n は正となることが予想される。しかし、図 4(f) でわかるように上翼 A, C, D の overhang 位置では $\alpha=0^\circ$, $\beta=15^\circ$ で ΔC_n が負の

値となっている。さらに、図を見ると、rear 位置では β に対して ΔC_n がほぼ直線的に増加しているのに対して、overhang と front 位置では $\beta=10^\circ$ と 15° の間で ΔC_n が減少する。これにより、 ΔC_n が負の値となるのは上翼位置に関係していると考えられるが、その原因については今後の検討が必要である。また、overhang と front 位置ではどの上翼でも $\alpha=0^\circ$ と 5° に比べて $\alpha=10^\circ$ の $-\Delta C_y$ は小さい(図 4(d))にもかかわらず、 ΔC_n は大きい。これは ΔC_l と同様に、右主翼と水平尾翼の剝離によるものと考えられる。すなわち、剝離によって右

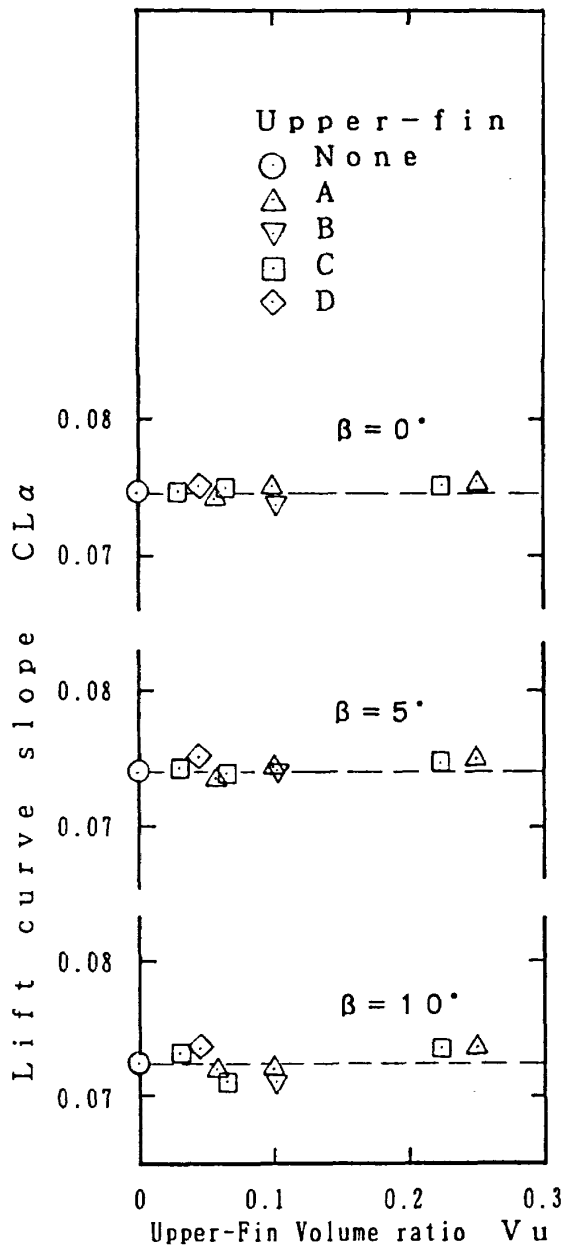


図 5(a) 上翼取付けによる $C_{L\alpha}$ の変化

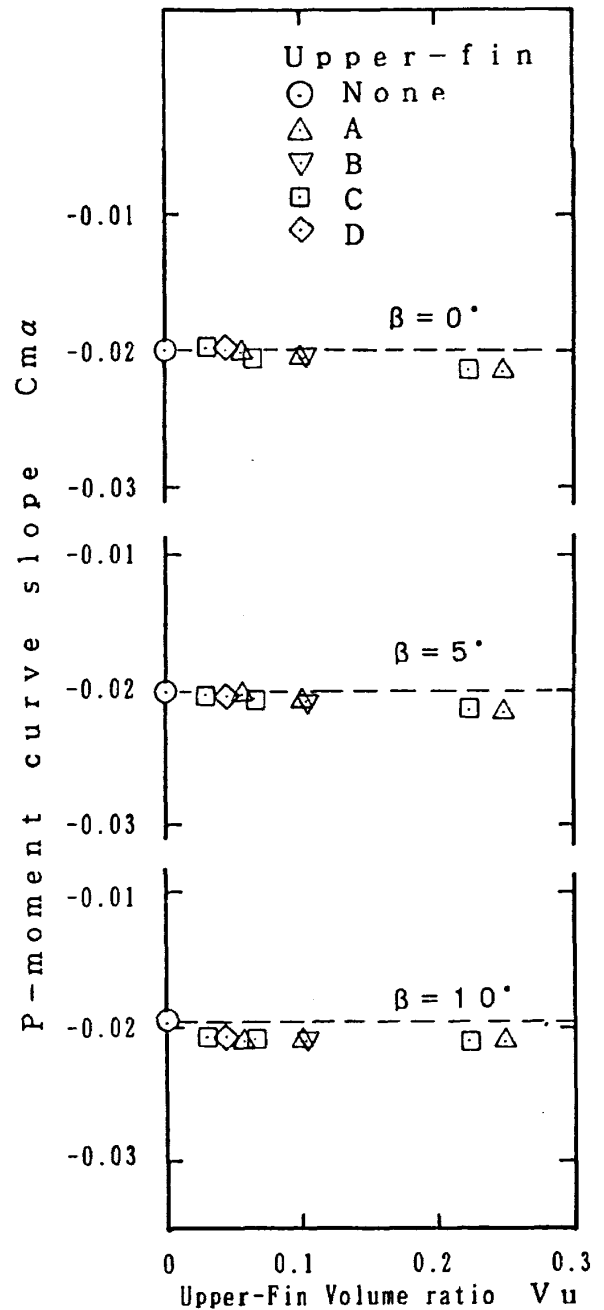


図 5(b) 上翼取付けによる $C_{m\alpha}$ の変化

側の抗力が増加し、これによる ΔC_n が $-\Delta C_Y$ による ΔC_n に加わるので $\alpha=10^\circ$ の ΔC_n が大きくなっていると考えられる。上翼面積と位置に対する ΔC_n の関係については 5.3 で後述する。

5.3 上翼取付による各微係数の変化

図 5(a)~(f) に各空力係数の微係数と各形態の関係を示す。ここで、上翼は横力を発生する目的で用いることにしたので、通常の垂直尾翼と同様に考えて、上翼 2 枚の垂直尾翼容積比 V_u (表 1) を用いて各形態の区別を行うこととした。ただし、横力については上翼面積やアスペクト比が影響するので、それらを用いて整理することにした。

図 5(a) と 5(b) はそれぞれ $C_{L\alpha}$ と $C_{m\alpha}$ を示すが、上翼取り付けによる影響は小さい。

図 5(c) は L/D を示す。 $\alpha=5^\circ$ では基本形態（上翼無し）の L/D は β とともに増加しているが、上翼取り付けによる L/D の変化を見ると、 $\beta=0^\circ$ 、

5° では基本形態とほぼ同じであるが、 $\beta=10^\circ$ では基本形態よりやや大きくなる形態がある。この試験では失速特性を得るために $\alpha=25^\circ$ までを測定した。突風風洞における 6 分力測定では測定レンジを固定して行うので、迎角が小さいほど測定精度は相対的に悪くなる。 $\beta=10^\circ$ でのこの差については測定精度からは明確ではない。 $\alpha=10^\circ, 15^\circ$ になると特に overhang 位置で基本形態に比べて L/D が悪くなる。5.2 で述べたように overhang 位置では $\alpha=10^\circ, 15^\circ$ で抗力増加が大きいためである。front 位置でも $\alpha=10^\circ$ で $\beta \neq 0^\circ$ の時は同様に L/D が悪くなる。これに対して、rear 位置では α や β にかかわらず L/D が基本形態とほぼ同じ値であり、この位置では上翼取付による L/D への影響が小さいことがわかる。

図 5(d) に $C_{Y\beta}$ を示す。ここで、上翼 A と B、C と D はそれぞれ同一翼型で翼根・翼端弦長もそれぞれ同一であるが、高さ（すなわち面積とアスペ

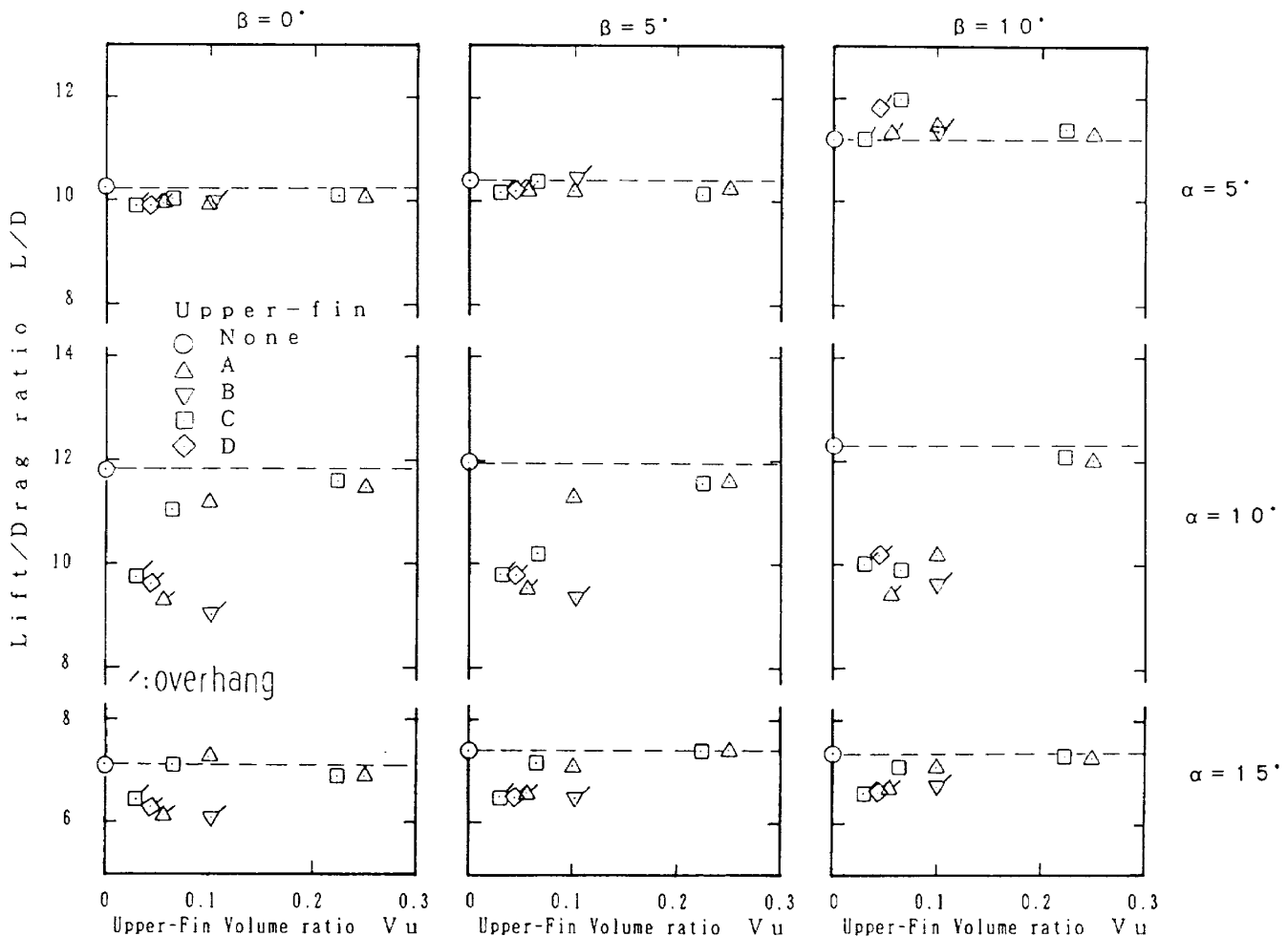


図 5(c) 上翼取付による L/D の変化

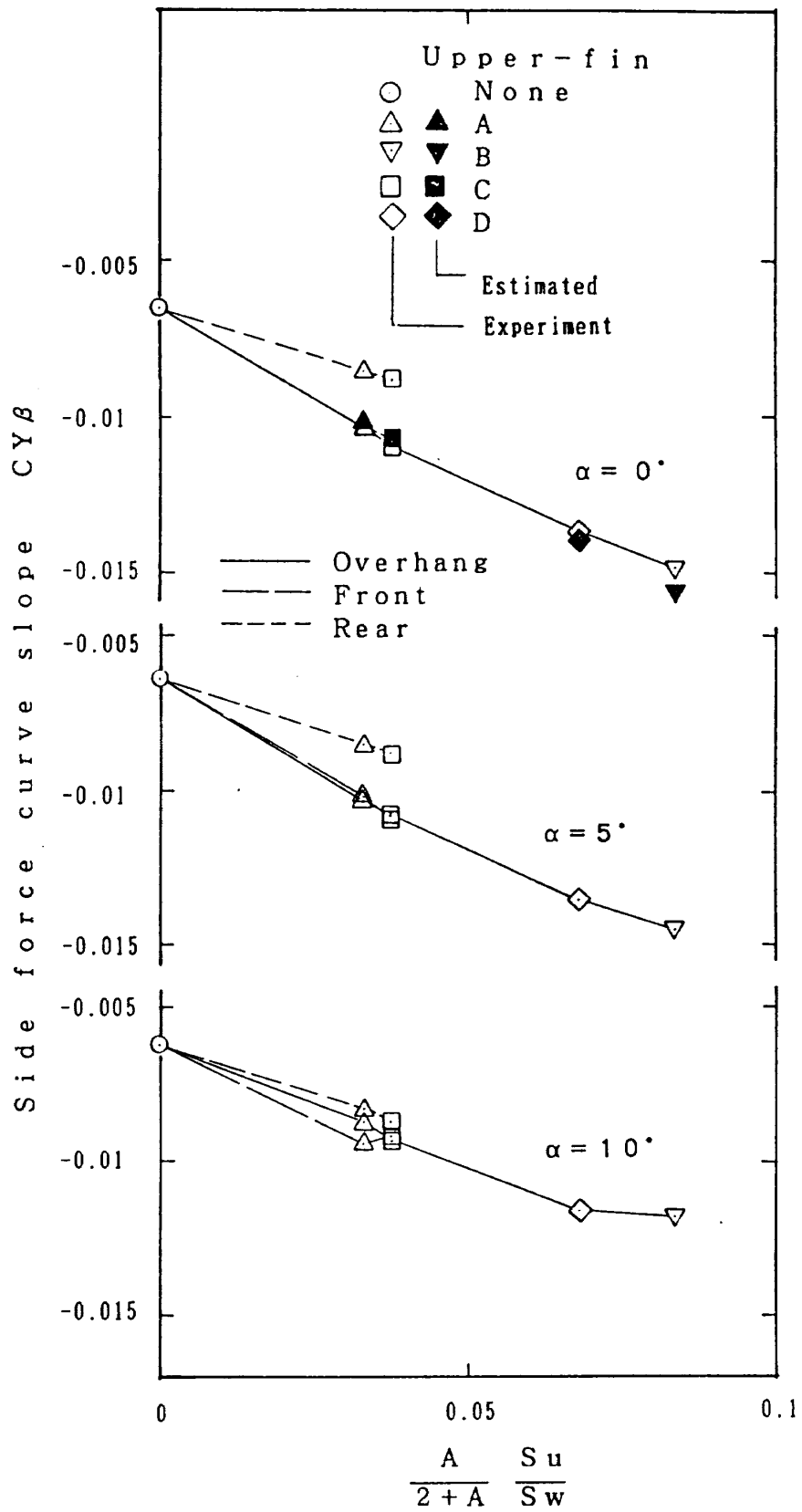


図 5(d) 上翼取付けによる $C_{Y\beta}$ の変化

クト比)が異なる。従って、 $C_{Y\beta}$ の整理には上翼面積だけでなくそのアスペクト比も考慮しなければならない。以上より図5(d)の横軸には $A/(2+A) \times S_u/S_w$ を用いることにした。その理由を以下に述べる。一般的に三次元翼の揚力傾斜は次式で表される。

$$a = a_0 / (1 + a_0 / (\pi A e)) \quad (1)$$

この式で $a_0 = 2\pi, e = 1$ と仮定すると

$$a = 2\pi \times A / (2 + A) \quad (2)$$

となる。ここで上翼2枚を1枚の三次元翼とし、その揚力傾斜が全機形態の横力傾斜の増加分 $-\Delta C_{Y\beta}$ であると考えると、

$$-\Delta C_{Y\beta} = 2\pi \times A / (2 + A) \times S_u / S_w \times \pi / 180 \quad (3)$$

これにより $A/(2+A) \times S_u/S_w$ を用いることによって $C_{Y\beta}$ が整理できると考えた。図には実験値と

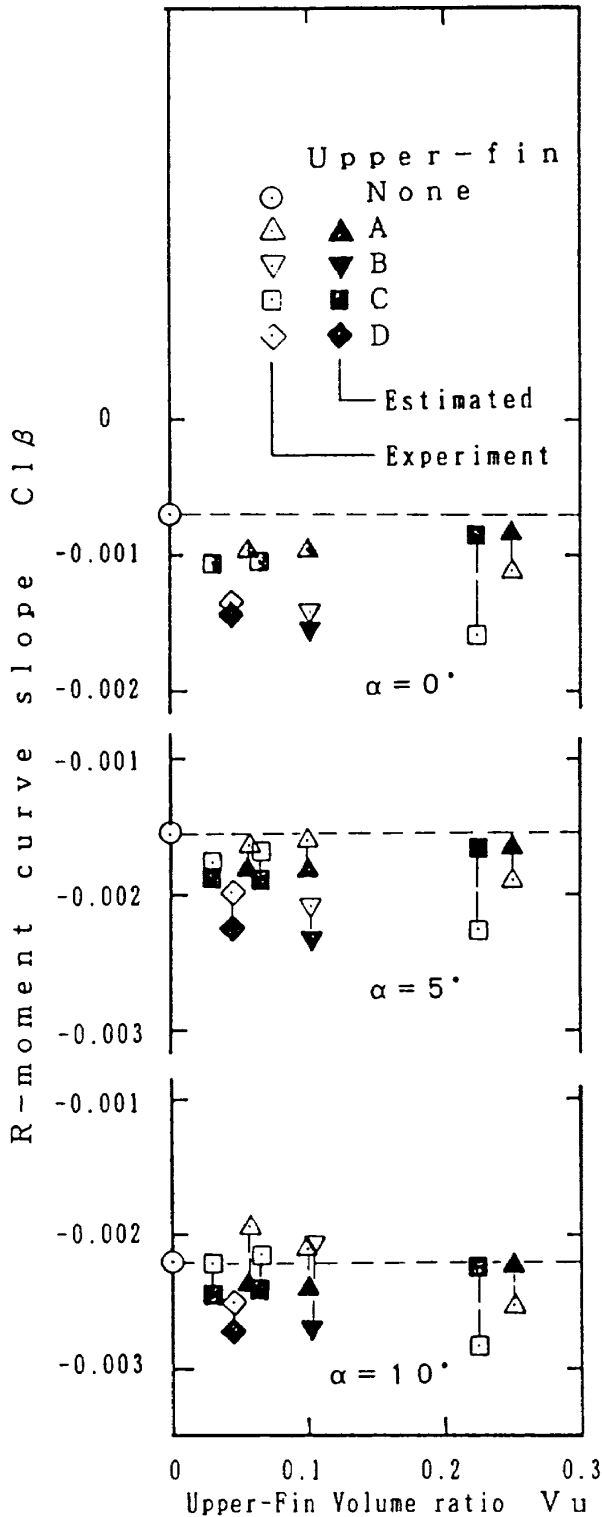


図5(e) 上翼取付けによる $C_{l\beta}$ の変化

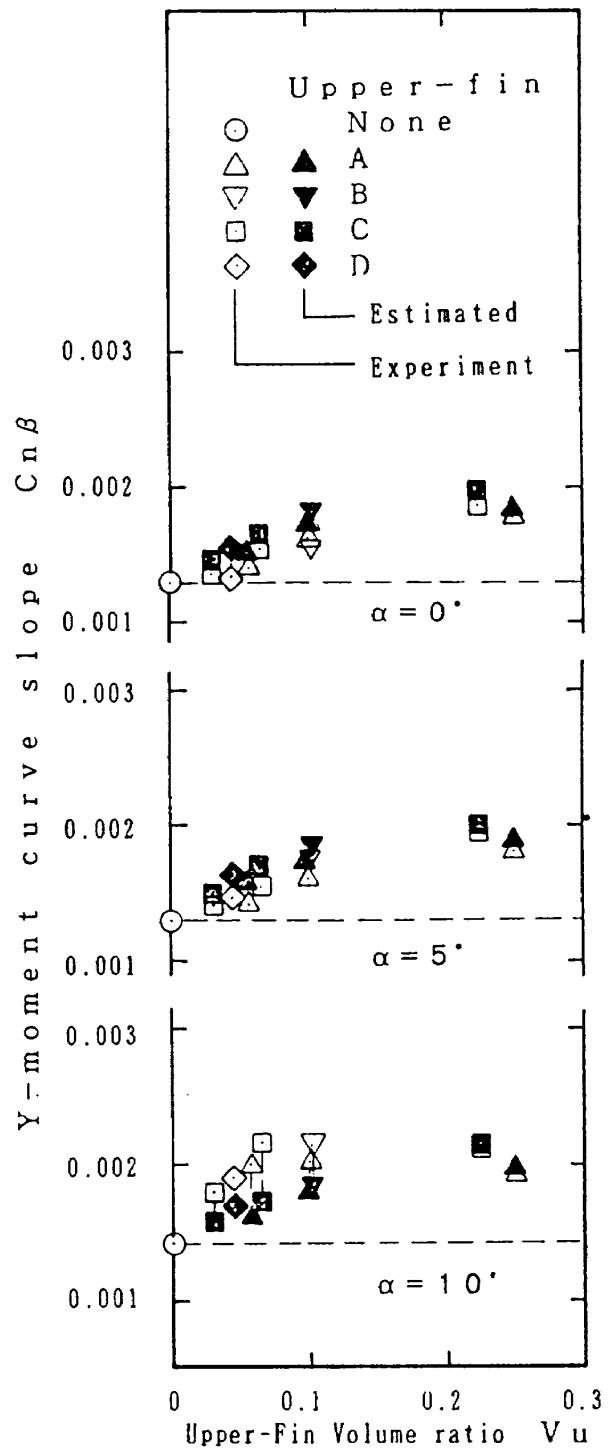


図5(f) 上翼取付けによる $C_{n\beta}$ の変化

もに推定値 (Estimated) も示した。この推定値は式(3)に上翼それぞれの面積とアスペクト比 (表1) を代入して得られた値である。実験値はほぼ直線的に負側に増加し $A/(2+A) \times S_u/S_w$ を用いて整理することの妥当性を示している。また、実験値と推定値はよく一致しているため、上翼取付による $\Delta C_{Y\beta}$ が(3)式では推定できると考えられる。次に、取付位置の効果を見ると overhang と front 位置では $-C_{Y\beta}$ がほぼ同じであるが、rear 位置では小さくなる。これは、rear 位置では上翼が水平尾翼の近くにくるので、その影響によって発生する横力が減少するためと考えられる。

図5(e)に $C_{l\beta}$ を示す。いずれの形態でも、 $\alpha=0^\circ$ 、 5° では上翼取付によって上反角効果はより安定となる。図には実験値とともに推定値 (Estimated) も示した。この推定値は、上翼取付による横力の増加分の実験値 $\Delta C_{Y\beta}$ はすべて上翼が発生し、かつ、上翼 MAC 25% 位置に作用していると仮定したときの値であり、次式で示される。

$$\Delta C_{l\beta} = \Delta C_{Y\beta} \times (z_l \times \cos \alpha - x_l \times \sin \alpha) / b_w \quad (4)$$

まず、 $\alpha=0^\circ$ 、 5° 、 10° とともに rear 位置 (右端の□と△) では実験値は推定値に比べて負側であり、上翼Cはその差が大きい。すなわち、rear 位置では上翼が発生する横力による C_l だけでなく、上翼取付によって水平尾翼に影響を与え、 $C_{l\beta}$ をさらに負の値にしていることが考えられる。また、overhang と front 位置では、 $\alpha=0^\circ$ で推定値と実験値がほぼ一致するものの、 $\alpha=5^\circ$ で両者にやや差を生じ、 $\alpha=10^\circ$ ではその差が大きくなる。これは上翼によって右主翼の上翼内側と水平尾翼翼端に剝離が生じ、右翼の揚力が減少するためである。

図5(f)に $C_{n\beta}$ を示す。この図の推定値は前述と同様の方法で求め、次式で示される。

$$\Delta C_{n\beta} = \Delta C_{Y\beta} \times (x_l \times \cos \alpha + z_l \times \sin \alpha) / b_w \quad (5)$$

$\alpha=0^\circ$ 、 5° では推定値と実験値がほぼ一致し、かつ、実験値は V_u に対してほぼ直線的に増加している。これにより、上翼がその面積と位置にほぼ見合った C_n を発生していることがわかる。ただし、前述(5.2)のように上翼Aはアスペクト比が小さいので発生する横力がその面積に比較して小さく、rear 位置 (右端の△) で $C_{n\beta}$ が他の形態に比べて

やや小さくなる。 $\alpha=10^\circ$ になると overhang と front 位置では実験値の方が $C_{n\beta}$ 大となる。これも上翼によって右主翼の上翼内側と水平尾翼の翼端に剝離が生じ、右翼の抗力が増加するためである。

5.4 基準点変更の効果

図4(a)~4(f)と図5(a)~5(f)は胴体中心線上の主翼 MAC 25% 位置をモーメントの基準点として整理したものであるが、これに対して実機では重心が他の位置となることが考えられる。そこで、モーメント基準点変更の効果を調べるために、もう一つの基準点として上翼形状と取り付け位置を組み合わせたそれぞれの各形態について ac 位置を胴体中心線上で求め、ac 位置を基準点としてモーメントの各微係数を再度求めた。なお、ac 位置には $\alpha=0^\circ$ 、 5° 、 10° で C_m がほぼ一定となる点を $\beta=0^\circ$ の実験値から求めた。

まず、図6(a)の黒塗記号は ac 位置を示す。上翼無しでは主翼 MAC の約 52% 位置近傍にあるが、上翼取り付けによってこの位置は主翼 MAC の約 51~53% とわずかに移動する。なお、ここで求めた ac 位置は直接横力制御の試験⁴⁾においてモー

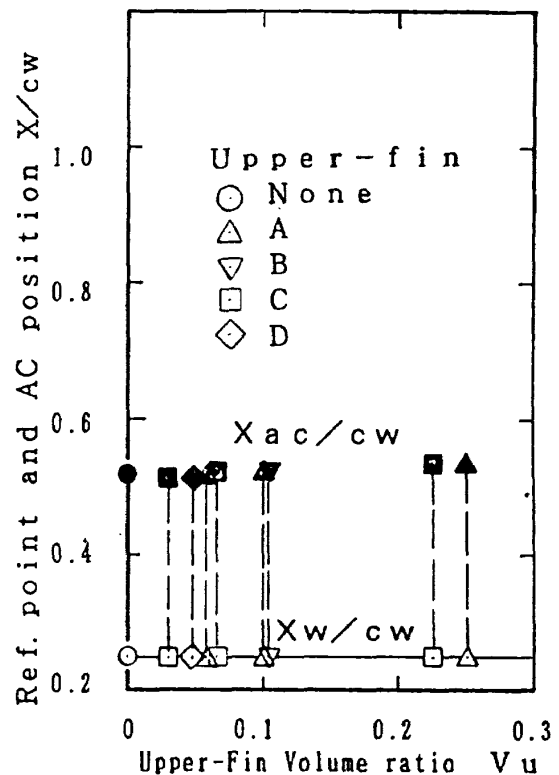


図6(a) モーメント基準点の位置

メントの基準点として使用されている。

モーメント基準点を変更した場合の $C_{m\alpha}$ の変化を図 6(b) に示す。空力中心なので $\beta=0^\circ$ の時 $C_{m\alpha}$ はほぼ 0 となる(同図の黒塗記号)。 $\beta=5^\circ, 10^\circ$ の時, overhang と front 位置の $C_{m\alpha}$ は負側に少しずれる。前述のように, $\beta=0^\circ$ の実験値から求めた ac 位置を基準としたので, $\beta=5^\circ, 10^\circ$ になると ac 位置がその位置よりやや前方にずれていることがわかる。

基準点変更による $C_{l\beta}$ の変化を図 6(c) に示す。 C_l は C_Y の大きさおよびその着力点の上下位置に関係する。ac, 主翼 MAC 25% 位置ともに胴体中心線上に求めたので, $\alpha=0^\circ$ の時, 両者の上下位置は同じになり C_Y 着力点との距離が等しいの

で $C_{l\beta}$ は同じ値を示す。これに対して, 正の α をとると, ac 位置は主翼 MAC 25% 位置より後方にあるので下方となり, C_Y 着力点との距離が長くなる。これにより ac 位置基準の $C_{l\beta}$ は主翼 MAC 25% 位置基準より負側にずれることになる。しかしそのずれ(図 6(c) 黒塗記号と中抜記号の差)は小さい。

基準点変更による $C_{n\beta}$ の変化を図 6(d) に示す。ac 位置は主翼 MAC 25% 位置より後方にあることはすでに述べた。従って, ac 位置基準とすると上翼および尾翼 MAC 25% 位置との距離が小さくなり, $C_{n\beta}$ はどの形態でも減少する。ac 位置基準の $C_{n\beta}$ は主翼 MAC 25% 位置基準に比べて約 31~71% の値である。次に ac 位置を基準として上

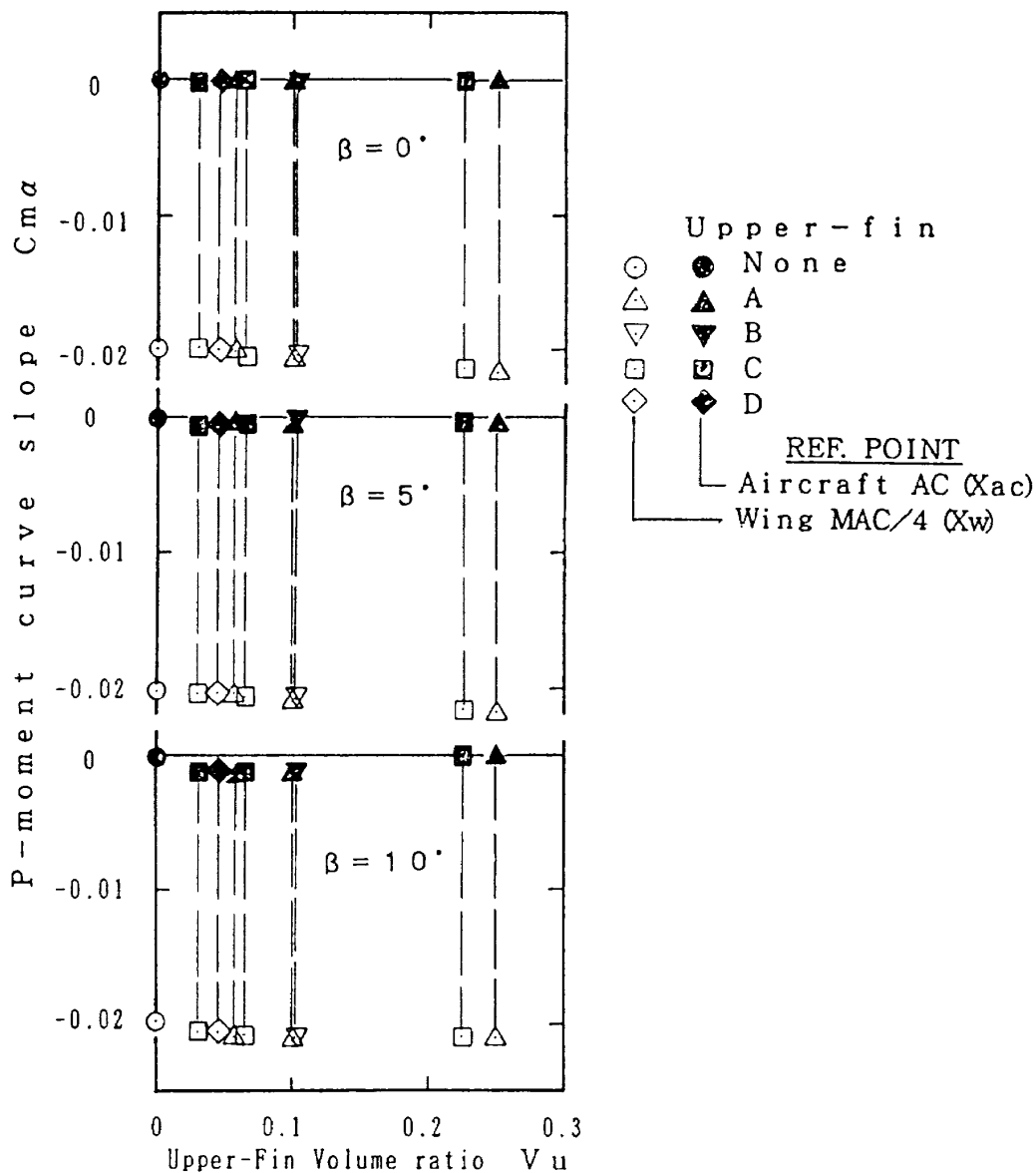


図 6(b) 基準点変更の効果 ($C_{m\alpha}$)

翼 MAC の 25% 位置を見ると, overhang 位置ではやや前方, front 位置ではやや後方, rear 位置では後方である。これにより, ac 位置基準の $C_{n\beta}$ (図の黒塗記号) は基本形態(上翼無し)に対して, overhang 位置では小さく, front 位置ではほぼ同じか大きく, rear 位置では大きくなることが予想されるが, 実験値はそれに一致している。ただし, $\alpha=10^\circ$ では右翼の剝離のためにこれとは異なる。

5.5 可視化試験

上翼取付による模型回りの流れの変化を知るために, 気流系による流れの可視化試験を行った。ここでは, 6 分力試験結果の説明の中で特徴的であった点について可視化試験の写真を基に説明を

行う。上翼は B で取り付け位置は overhang 位置である。

まず, 図 7(a) に $\beta=0^\circ$ の場合を示す。基本形態(図左)と上翼付き(図右)を比較すると, $\alpha=5^\circ$ (図上段) では両者の差は見られないが, 上翼付きでは $\alpha=10^\circ$ (図中段), 15° (図下段) とともに上翼内側の主翼に三角形形状の剝離域が, およびにその後方にある水平尾翼の翼端にも剝離域があることがわかる。5.2 で述べた ΔC_D の増加はこの剝離域の発生によるものと考えられる。試験に使用した模型では上翼を固定するための台座 (fitting) が主翼前縁より突き出しているので(図 1), 主翼下面から上面に向かう流れが fitting によって妨げられ, それによって剝離が生じていることが考えられる。この剝離は主翼と上翼の結合部の形

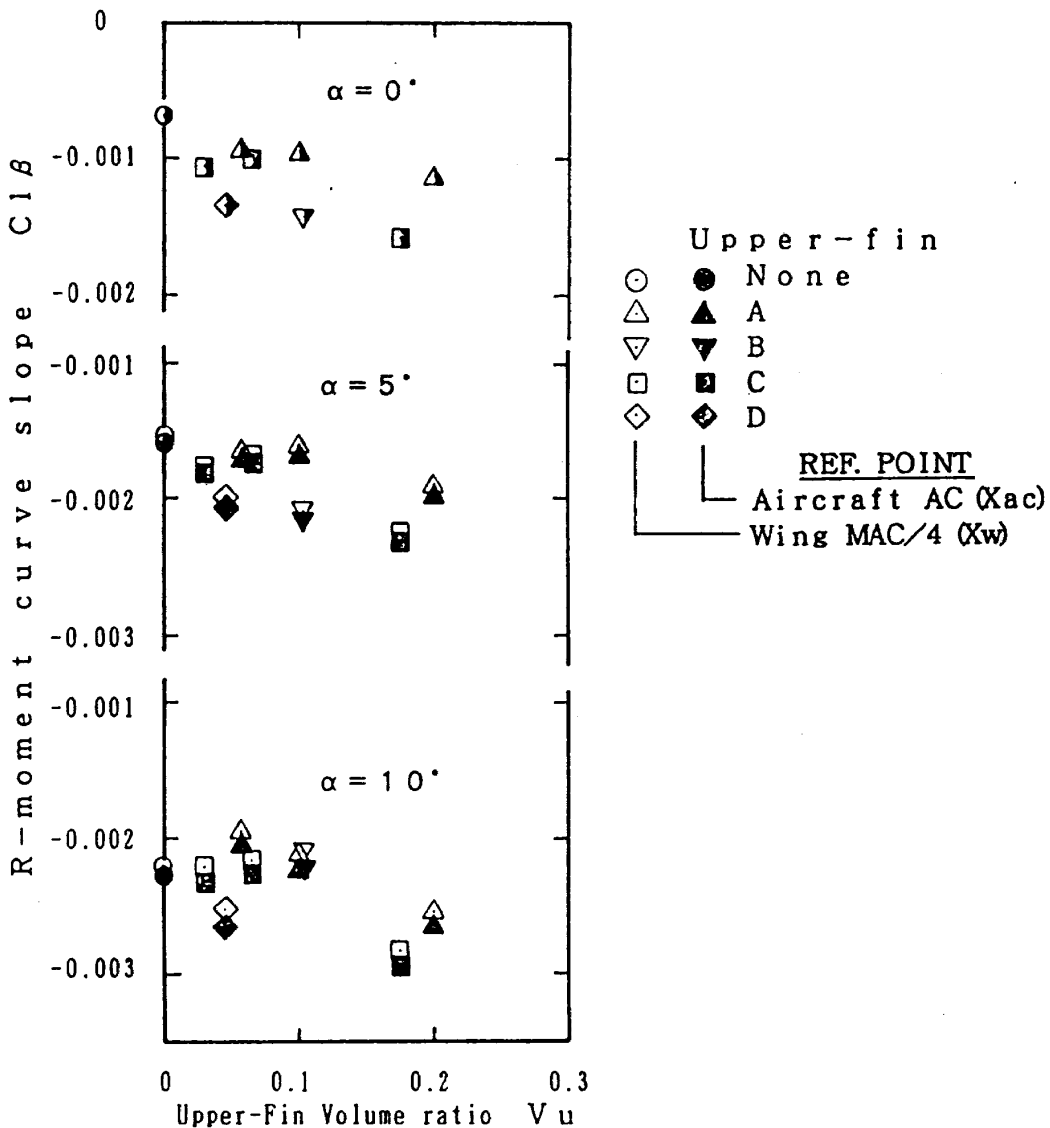


図 6(c) 基準点変更の効果 ($C_{l\beta}$)

状を工夫することによって緩和することが可能であると思われる。なお、試験レイノルズ数は $6.5 \sim 6.7 \times 10^5$ であったが、実機のレイノルズ数では剥離の様子がこれとは変わってくることが予想される。一方、 $\alpha = 15^\circ$ (図下段)を見ると、基本形態では主翼翼端は剥離しており後退翼特有の翼端失速であるが、上翼を取り付けると上翼より外側の流れが改善されていることがわかる。すなわち、上翼が主翼上面の外向き流れを遮るので、いわゆる前縁境界層板と同じ働きをしピッチアップを防いでいることがわかる。

続いて、横滑り角がある時の写真を図7(b)に示す。 $\alpha = 10^\circ$ で横滑り角をとると $\alpha = 0^\circ$ と 5° に比べて ΔC_l が正側で、かつ、 ΔC_n が大きくなることは

すでに述べた(図4(e), 4(f))。 $\alpha = 10^\circ$ で $\beta = 0^\circ$ の時、上翼内側の主翼とその後方の水平尾翼に剥離域が左右対称に生じるが(図7(a))、 β を大きくしていくとこの剥離域は右翼では拡大し、左翼では縮小して $\beta = 10^\circ$ で消滅する(図右)。 $\alpha = 0^\circ$ ではこの剥離は見られない(図左)。従って、 $\alpha = 10^\circ$ の時、右翼の揚力減少と抗力増加のため、 ΔC_l は正側となり、かつ、 ΔC_n 大となる。 $\alpha = 10^\circ$ で β をとると、主翼上の剥離域が左右非対称となるのは次の様に考えられる。上反角付きの翼が横滑り角をとると、風上側の翼では迎角が増加し、風下側では減少する。従って、 $\beta = 0^\circ$ では剥離域が左右対称であるが、 β を大きくすると右翼の実効迎角は大きくなるので剥離域は拡大し、左翼は

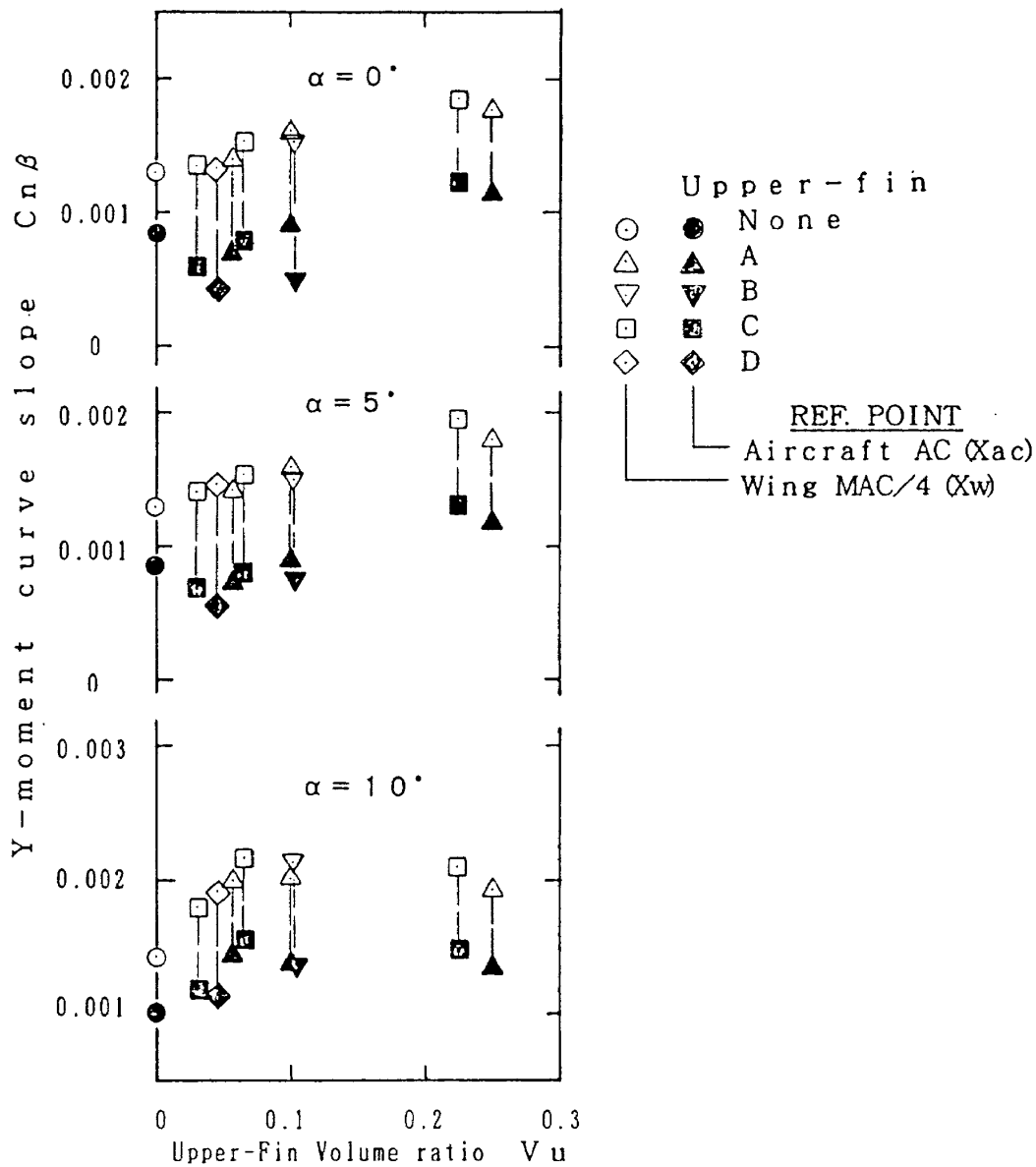
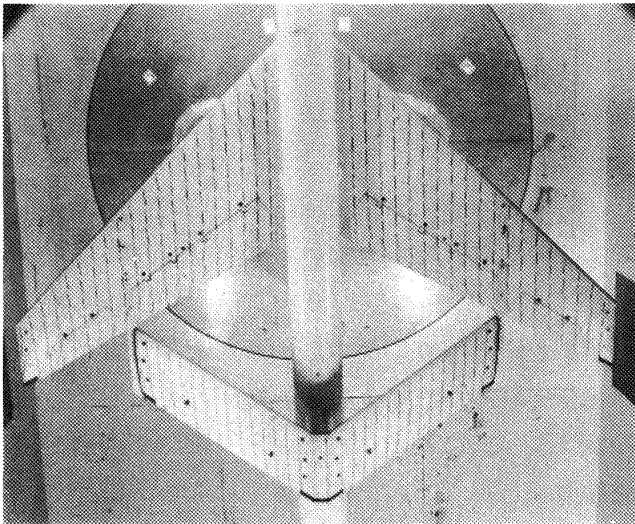
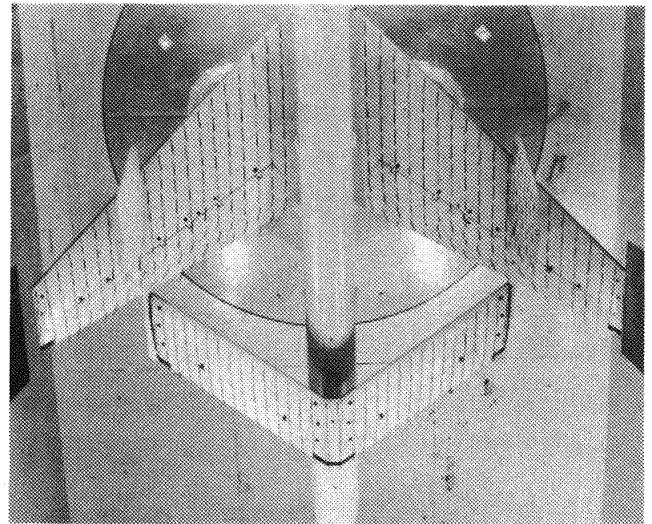


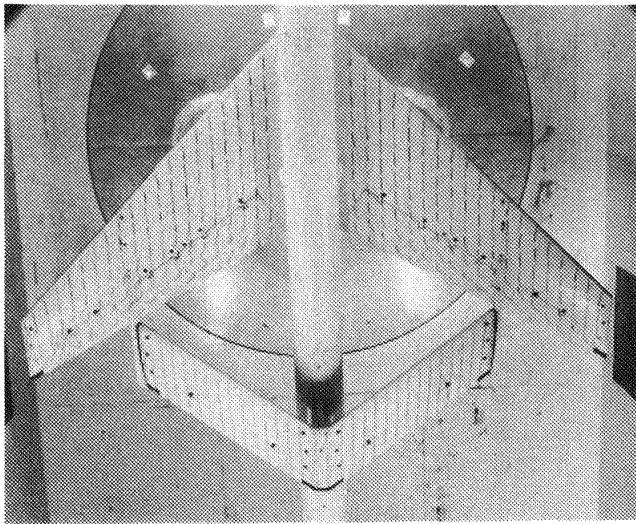
図6(d) 基準点変更の効果 ($C_{n\beta}$)



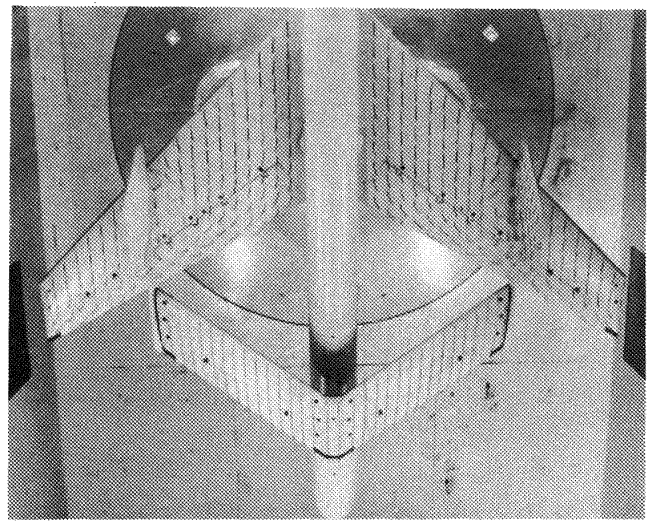
$\alpha = 5^\circ$



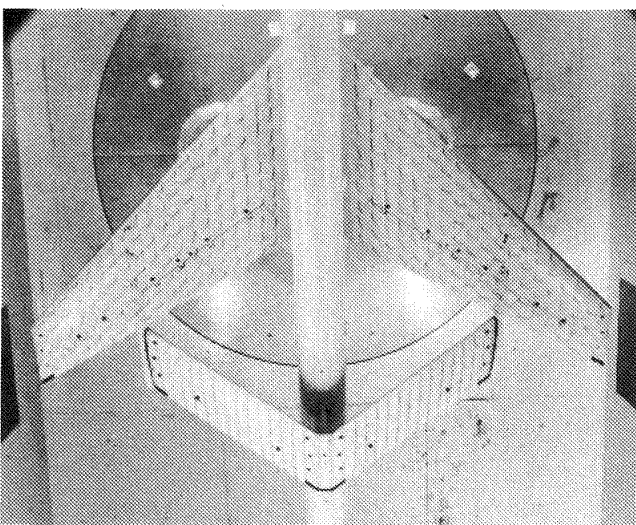
$\alpha = 5^\circ$



$\alpha = 10^\circ$

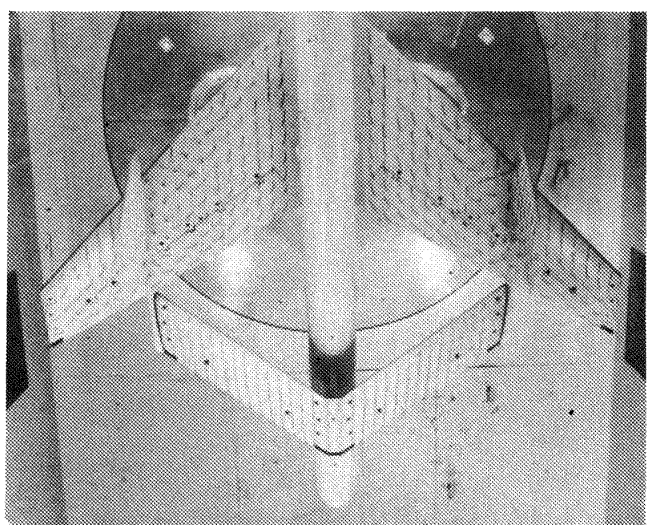


$\alpha = 10^\circ$



$\alpha = 15^\circ$

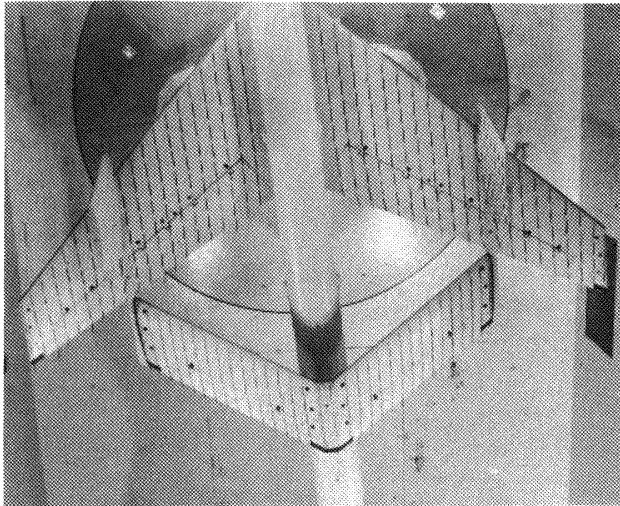
基本形態



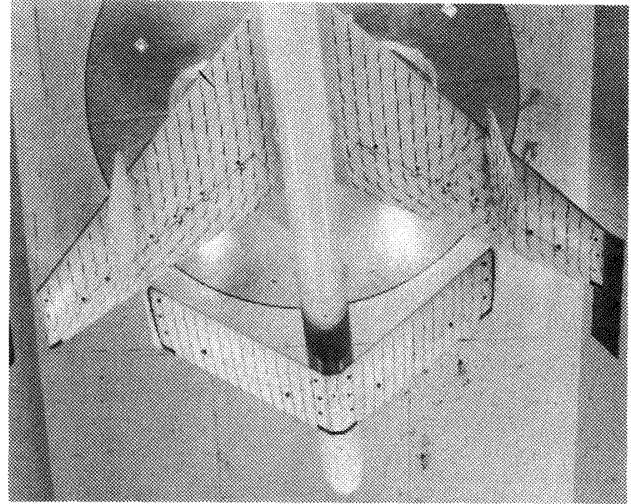
$\alpha = 15^\circ$

上翼B Overhang 位置

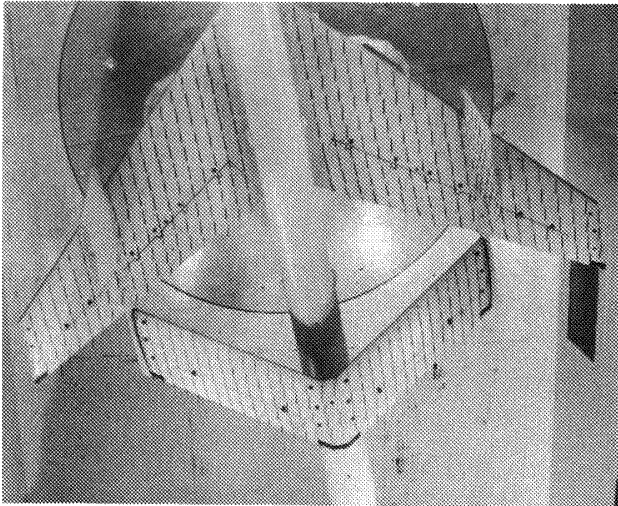
図 7(a) 可視化試験 ($\beta = 0^\circ$)



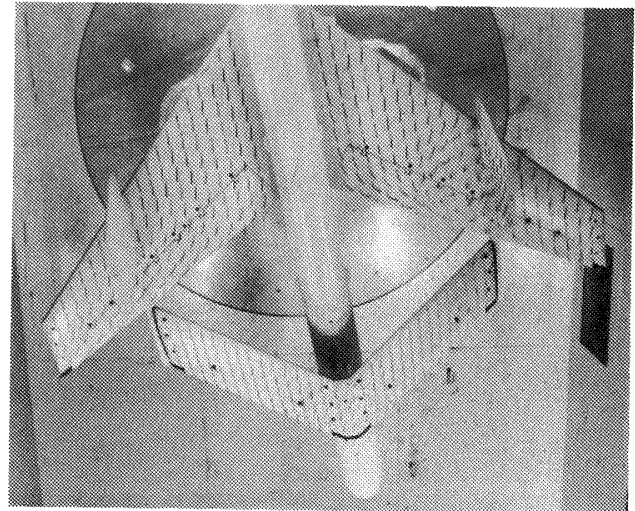
$\beta = 5^\circ$



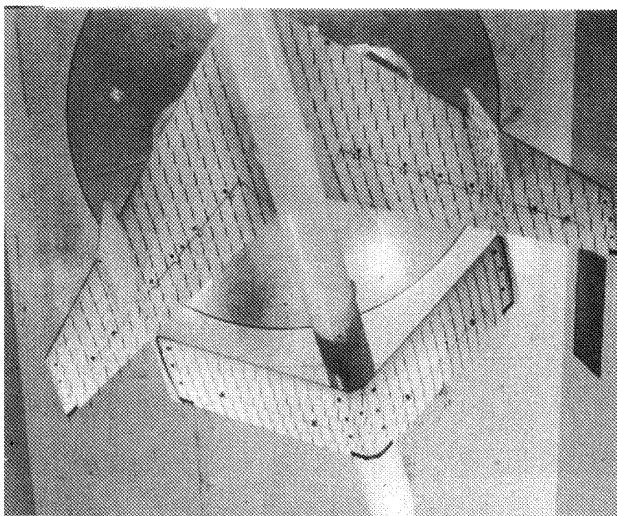
$\beta = 5^\circ$



$\beta = 10^\circ$

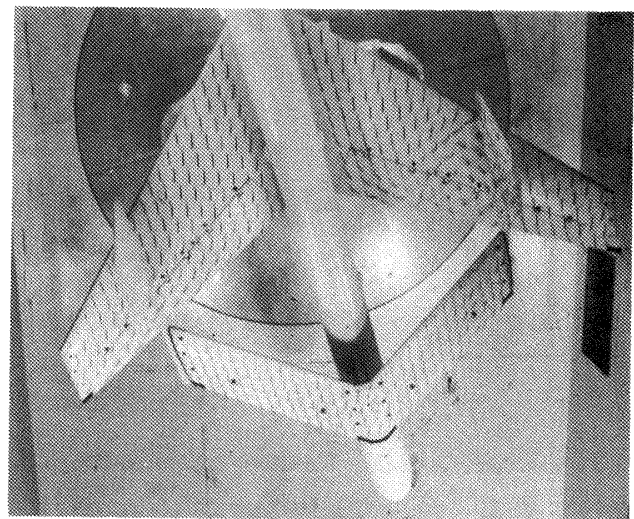


$\beta = 10^\circ$



$\beta = 15^\circ$

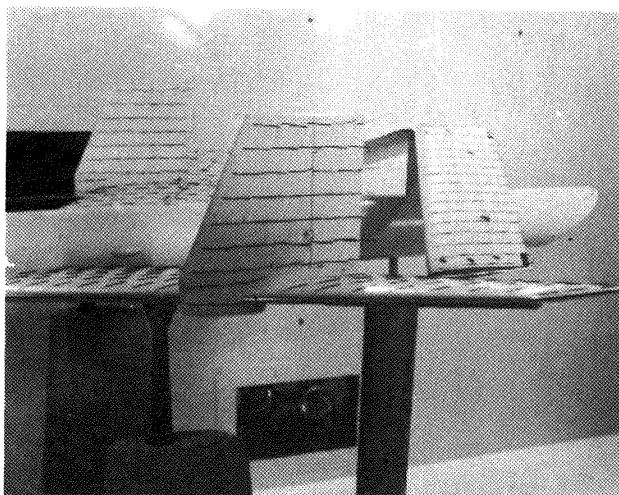
$\alpha = 0^\circ$



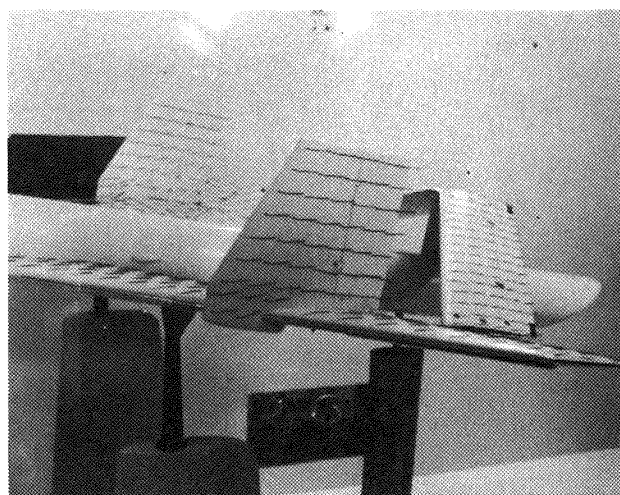
$\beta = 15^\circ$

$\alpha = 10^\circ$

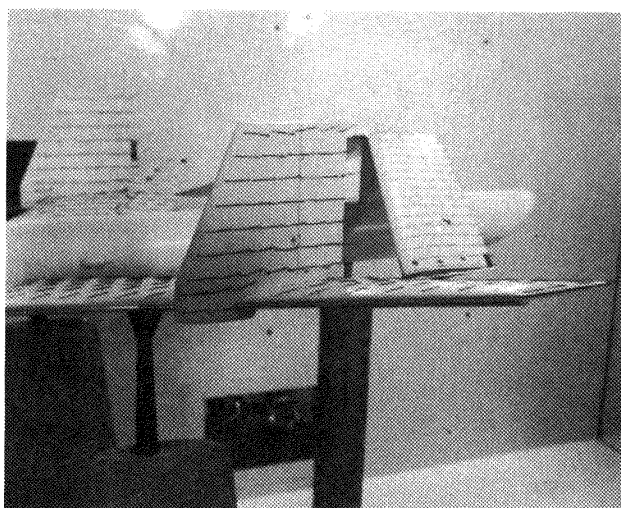
図 7 (b) 可視化試験（上翼 B Overhang 位置）



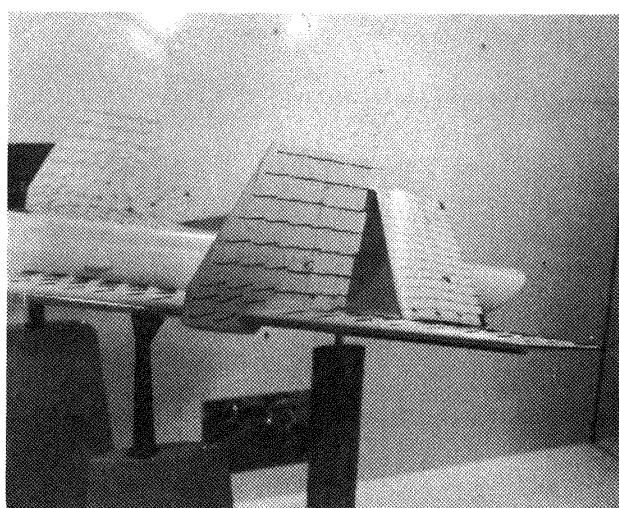
$\beta = 5^\circ$



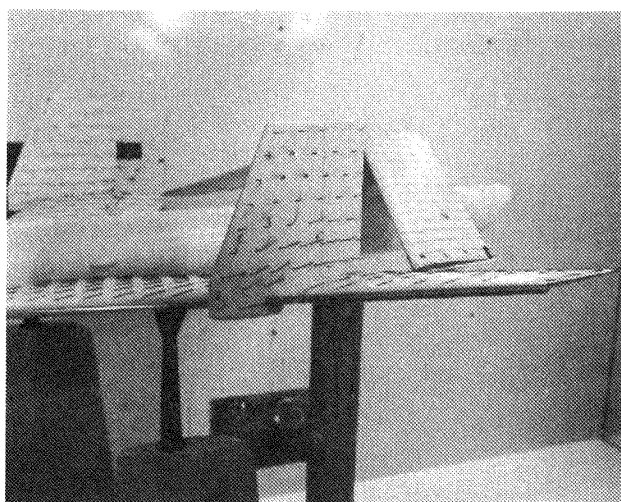
$\beta = 5^\circ$



$\beta = 10^\circ$

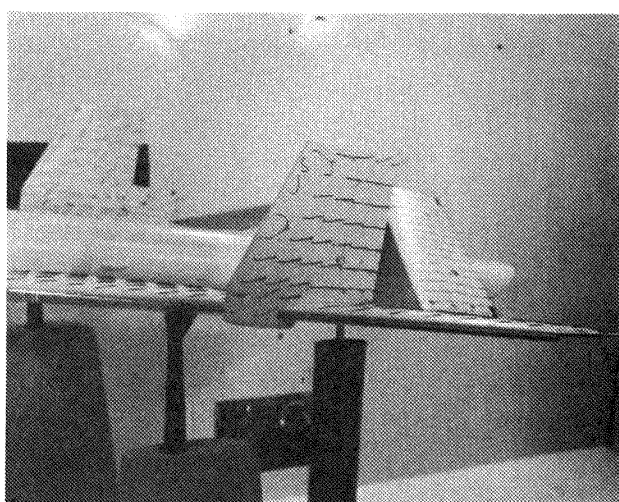


$\beta = 10^\circ$



$\beta = 15^\circ$

$\alpha = 0^\circ$



$\beta = 15^\circ$

$\alpha = 10^\circ$

図 7(c) 可視化試験 (上翼 B Overhang 位置)

反対に剥離域が小さくなる。

図7(c)に横滑り角がある時の上翼回りの写真を示す。 $\alpha=10^\circ$ の $-dC_Y$ は $\alpha=0^\circ$ と 5° に比べて小さいことはすでに述べた(図4(d))。図7(c)を見ると、上翼の流れは $\alpha=0^\circ$ と 10° で異なっていることがわかる。すなわち、 $\alpha=0^\circ$ (図左)では β の増加で上翼翼端が剥離するのに対して、 $\alpha=10^\circ$ (図右)では右上翼内面で翼根後縁が剥離し、 β の増加とともに剥離が上翼翼端に広がっていく。

図7(a)~7(c)でわかるように上翼を取り付けると、横滑り時に主翼と上翼との相互の影響が異なっており、それぞれの回りの流れが左右非対称に変化することがわかる。

6. ま と め

上翼取り付けによる菱形結合翼機の空力特性への影響を把握するために6分力測定と流れの可視化を行った。その結果次のことがわかった。

- 1) C_L に対する上翼の影響は小さい。
- 2) 上翼を主翼前縁から張り出して取り付けると、上翼内側の主翼上面に $\alpha=10^\circ$ で剥離域を生じ、 C_D を増加させ揚抗比が悪くなる。しかし同時に、上翼は前縁境界層板として働き、翼端失速によるピッチアップを防ぐ。
- 3) この剥離は横滑り角をとると左右非対称となるので、それによって $C_{l\beta}$ は正側へずれ、 $C_{n\beta}$ は大きくなる。
- 4) 上翼を水平尾翼翼端に取り付けると水平尾翼の影響で、主翼上に取り付けた場合に比べて $C_{Y\beta}$ が小さくなり、かつ、 $C_{l\beta}$ が負側にずれる。
- 5) $C_{n\beta}$ は上翼を垂直尾翼と考えたときの容積比に対してほぼ直線的に変化する。
- 6) 上翼取付によって上反角効果や $C_{n\beta}$ がより安定となることがわかった。しかし、動安定に対する影響については今後の検討が必要である。

参 考 文 献

- 1) J. Wolkovitch : The Joined wing ; An overview, Journal of aircraft march, 1986, pp.161-178.
- 2) 岩崎昭人, 他 : 菱形結合翼形態4形態の低速風洞実験, NAL-TR-1167, 1992年7月.
- 3) 藤田敏美, 他 : 菱形結合翼機の直接揚力・横力制御力低速風洞試験, NAL-TR-1142, 1992年3月.
- 4) 藤田敏美, 他 : 菱形結合翼機の上翼舵面による直接横力制御力の低速風洞試験, NAL-TM 645, 1992年3月.
- 5) 馬場 広, 他 : 可変特性研究機の飛行試験(第6報), 技術研究本部技報, 技-824(昭和56年3月).
- 6) Ilan Kroo and John Gallman : Aeodynamic and Structural Studies of Joined-wing Aircraft, Journal of aircraft January 1991 pp.74-81.
- 7) Joseph black : Pressure Distribution and Boundary Layer Investigations on 44 degree Swept-back tapered Wing, A. R. C. Technical Report C. P. No.137 (1953).
- 8) Joseph Black : Flow Studies of the Leading Edge Stall on a Swept-Back Wing at High Incidence, Journal of The Royal Aerodynamic Society Vol.60 pp.51-60 (1956 January).
- 9) 広末健一, 他 : 航空宇宙技術研究所突風風洞の計画と整備試験, NAL TR-335, 1973年9月.
- 10) 藤田敏美, 他 : 突風風洞データ処理装置(データ収集部)の改修, NAL TM-611.

航空宇宙技術研究所報告1169号

平成4年7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 株式会社三興印刷
東京都新宿区西早稲田2-1-18
