

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-1167

菱形結合翼機4形態の低速風洞実験

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 4 形態の低速風洞実験\*

岩崎 昭人\*<sup>1</sup> 藤田 敏美\*<sup>1</sup> 藤枝 郭俊\*<sup>1</sup>  
滝澤 直人\*<sup>2</sup>

## Low-speed Wind Tunnel Tests on Four Types of Joined-Wing Aircraft Models\*

Akihito IWASAKI\*<sup>1</sup>, Toshimi FUJITA\*<sup>1</sup>,  
Hiroto FUJIEDA\*<sup>1</sup> and Naoto TAKIZAWA\*<sup>1</sup>

### ABSTRACT

Low-speed wind tunnel tests were conducted on four types of joined-wing aircraft models. Various ratios of horizontal tail to wing span were employed (40%, 60% and 100%), and the leading-edge at the tip of horizontal tail was joined to the trailing-edge of the wing for three configurations. In addition, in one configuration the tips of the horizontal tail and the wing were overlapped using the 100% ratio. The horizontal tail has  $-22^\circ$  dihedral and  $-25^\circ$  sweep angles (25% chord line). And the main wing has respectively corresponding angles of  $10^\circ$  and  $40^\circ$ .

The results indicated that the area and location of horizontal tail significantly effect the aerodynamic characteristics of the joined-wing aircraft.

**Keywords:** Joined-wing aircraft, 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新しいタイプの航空機として風洞試験や数値解析が行われている。我々は菱形結合翼機の基本的な空力特性を得ることを目的として、水平尾翼の翼幅および主翼との結合位置を変化させた4形態の菱形結合翼機について低速風洞試験を行った。

その結果、結合翼機では主翼の吹下ろしと剥離が全機空力特性に大きな影響を与えること、ならびに、主翼と水平尾翼の翼端を重ねた形態では揚力低下や早期失速を招くことがわかった。

### 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、両者を結合した菱形結合翼

機は新しいタイプの航空機として風洞試験や数値解析が行われている<sup>1)-3)</sup>。この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

\* 平成4年4月21日受付 (received 21 April 1992)

\*<sup>1</sup> 新型航空機研究グループ (Advanced aircraft research group)

\*<sup>2</sup> 元航空宇宙技術研究所 (Formerly member of NAL)

利点を有するといわれている<sup>1)</sup>。

我々は結合翼機の空力特性を得るための予備試験として、主翼に上反角がない模型を用いて低速風洞試験を行いその結果を報告した<sup>4)</sup>。この予備試験の結果から、結合翼機では水平尾翼の翼幅が大きいと上反角効果が不安定となること、主翼と水平尾翼の結合方法が重要であることがわかった。それに続いて、主翼に上反角がついた菱形結合翼機模型を用いて低速風洞試験を行うことにした。

菱形結合翼機では主翼と水平尾翼の相互干渉や、通常の機体と違って水平尾翼が下反角と前進角を有するので横滑り時に発生する主翼と水平尾翼の相反する上反角効果が問題となる。これらには水平尾翼の面積や主翼との結合位置が影響を与えることが予想される。しかし、水平尾翼の面積やその位置を変えて行われた風洞試験の報告は見あたらないのが現状である。そこで、水平尾翼の翼幅および主翼との結合位置を変化させた4形態の菱形結合翼機についてその基本的な空力特性を得ることを目的として低速風洞試験を行い6分力を測定したので、その結果について報告する。

なお、菱形結合翼機の直接揚力・横力制御力の可能性に注目した低速風洞試験も行われたが、それについては別途報告した<sup>5)</sup>。

## 2. 記号および略号

$ac$	: 空力中心
$b_w$	: 主翼翼幅
$C_L$	: 揚力係数 (基準面積 $S_w$ )
$C_L'$	: 揚力係数 (基準面積 $S_w + S_{hh}$ )
$C_D$	: 抗力係数 (基準面積 $S_w$ )
$C_D'$	: 抗力係数 (基準面積 $S_w + S_{hh}$ )
$C_m$	: 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
$C_{L\alpha}$	: 揚力傾斜 $\partial C_L / \partial \alpha$ (1/deg.)
$C_{L\alpha}'$	: 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.)
$L/D$	: 揚抗比 $C_L / C_D$
MAC	: 平均空力翼弦長
$S_{hh}$	: 水平尾翼の水平面への投影面積
$S_{hv}$	: 水平尾翼の垂直面への投影面積
$S_v$	: 垂直尾翼面積
$S_w$	: 主翼面積
$V_H$	: 水平尾翼容積比 $(x_h - x_w) \times S_{hh} / (c_w \times S_w)$
$V_v$	: 垂直尾翼容積比 $\{(x_h - x_w) \times S_{hv} + (x_v - x_w) \times S_v\} / (b_w \times S_w)$
$x$	: 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
$x_h$	: 水平尾翼 MAC 25% 位置
$x_v$	: 垂直尾翼 MAC 25% 位置
$x_w$	: 主翼 MAC 25% 位置
$\alpha$	: 迎角 (頭上げ正) (deg.)
$\beta$	: 横滑り角 (右面風正) (deg.)

## 3. 模 型

実験に使用した模型(4形態)を図1に示す。

主翼と胴体は4形態に共通である。主翼の主な諸元は翼幅1.3m, 翼面積0.3952m<sup>2</sup>, 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% 対称翼型を使用している。この主翼は木製で上反角のない既存の模型<sup>6)</sup>を改造し, 後述する前縁整形材を取り付けて使用した。次に, 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4形態ともに翼弦長0.15m, NACA 0012翼型, 前進角25°, 下反角22°, ねじり下げ0°として, 翼幅のみを変化させた。すなわち, 水平尾翼翼幅は主翼翼幅の40%, 60%, 100%とし, それぞれの模型名称を E40, F60, G100 と H100 と

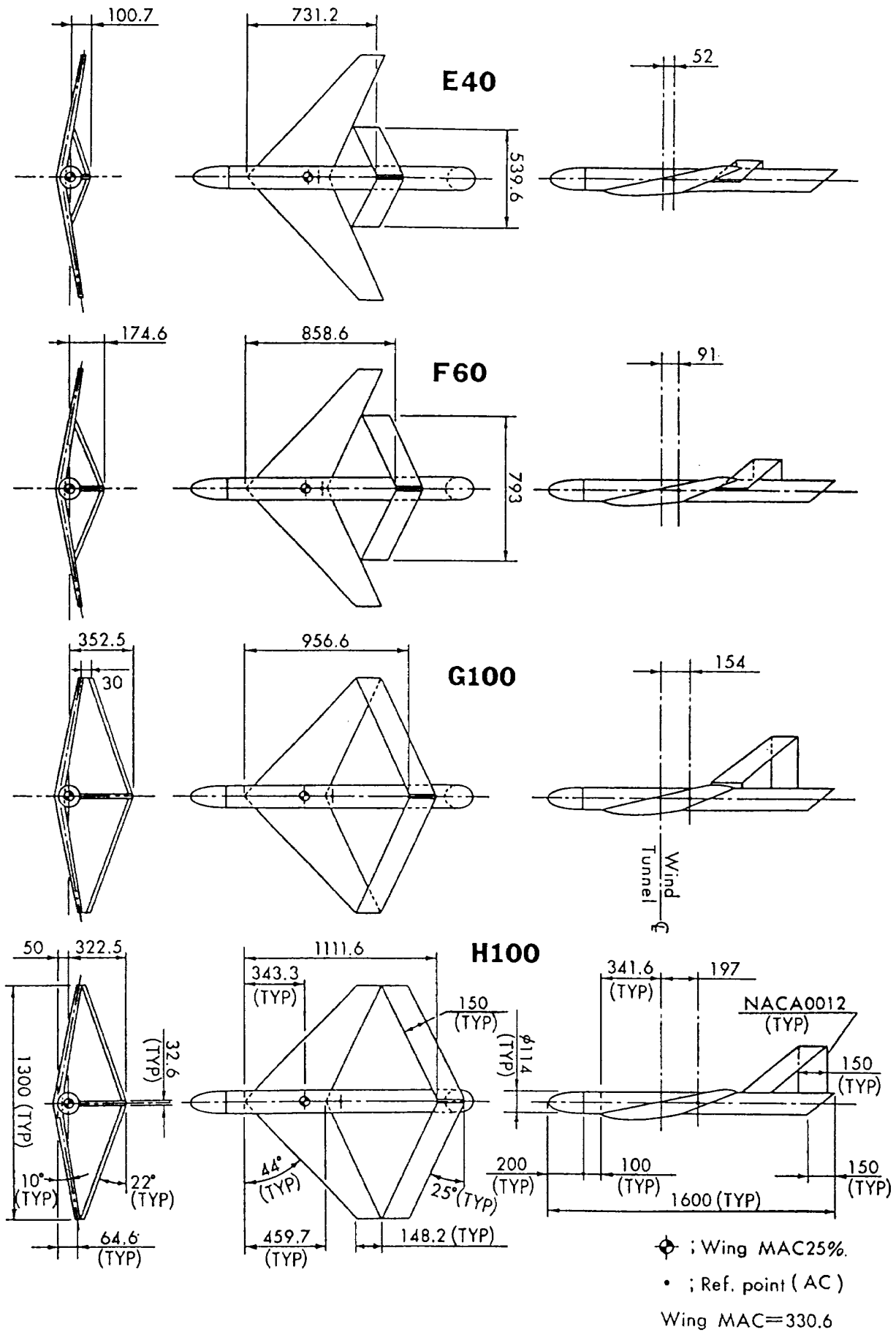


図1 結合翼機Ⅱ型模型 (dimension : mm)

称する。翼幅のみを変化させたのは、基本的な空力特性を得ることを目的としたためである。E40, F60, H100では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、金属製の金具を用いて水平尾翼を主翼に固定した。一方、G100はH100と水平尾翼翼幅は同一であるが、結合位置を変えた。つまり、G100では翼端において水平尾翼と主翼の前縁が一致し、水平尾翼の翼型の中心線が主翼のそれより30mm高い位置となるように金属製の金具を用いて固定した。G100のように主翼と水平尾翼の翼端が重なる場合、両者の間隔を大きくすればそれぞれの空力干渉を減らすことができると考えられるが、必然的に固定用の金具も大きくなるので、金具が発生する空気力を無視できなくなる。このため、この試験では間隔を30mmとすることにした。水平尾翼は木製である。

垂直尾翼は翼弦長0.15m, NACA0012翼型であるが、高さや前後位置は主翼と水平尾翼の結合に

合わせて変えることにした。これにより、高さや前後位置は4形態で異なることになった。垂直尾翼の高さはE40, F60, H100, G100の順に大きく(翼弦長が同一であるので面積もこの順に大きい)、E40, F60, G100, H100の順で後方にある。垂直尾翼も木製である。

続いて、前縁整形材<sup>7)</sup>について述べる。結合翼機では主翼の失速特性が水平尾翼の特性に影響を与えることが考えられる。振り下げをつけることおよび前縁半径を大きくすることによる失速特性の改善をねらって、翼端から3/4翼幅までの主翼前縁に図2に示す円形断面の整形材を取り付けた。この整形材を改造前の上反角がない模型に取り付けた場合には、低迎角時に抗力係数をやや増加させるものの、 $\alpha=10^\circ$ 以上でL/Dを良好にし、失速角を増加させることがわかっている<sup>7)</sup>。

模型の写真(4形態)を図3に示す。

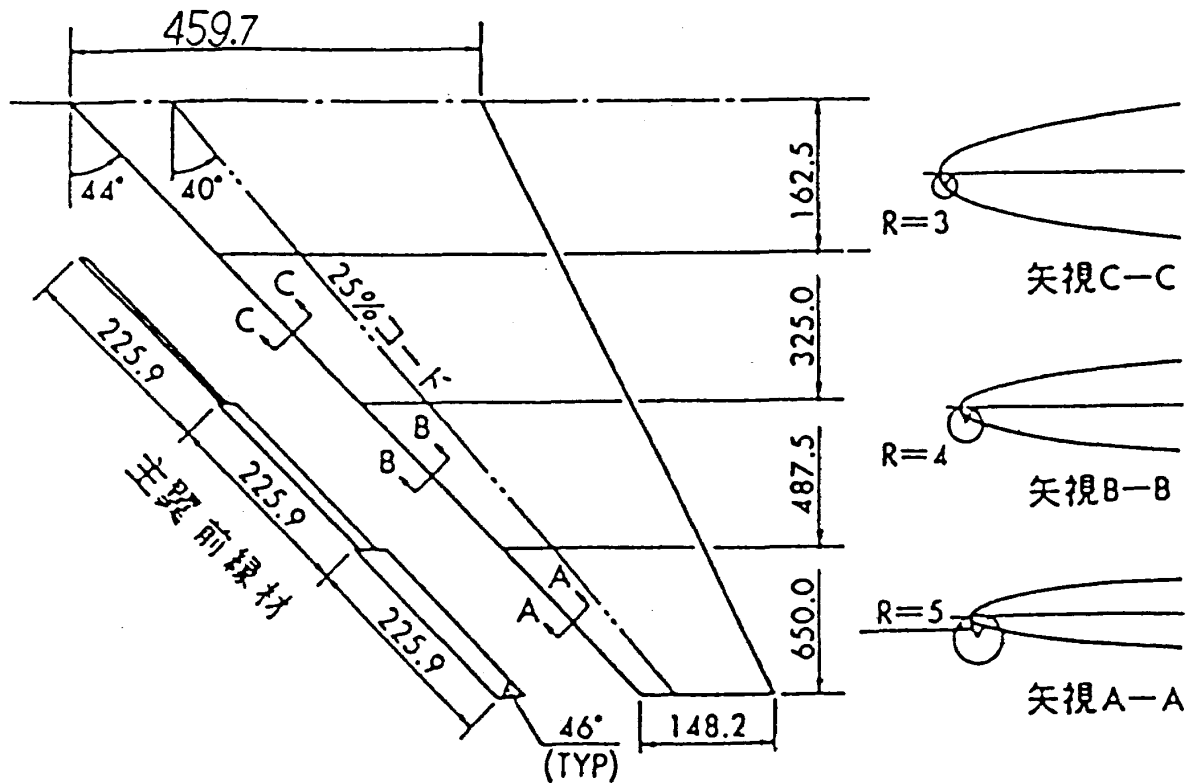
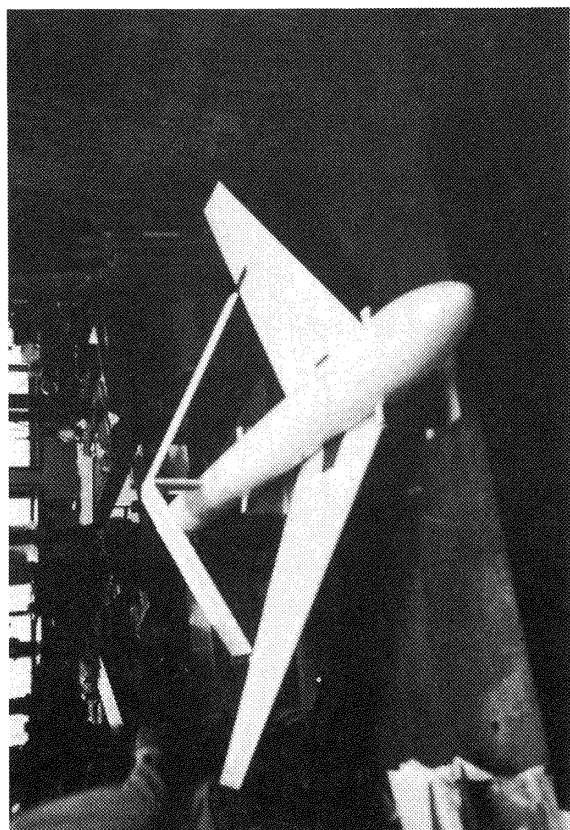
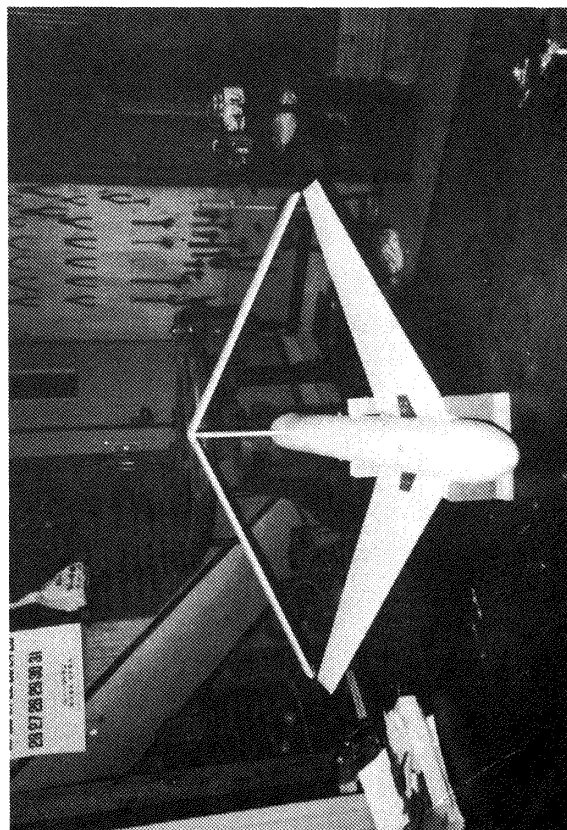


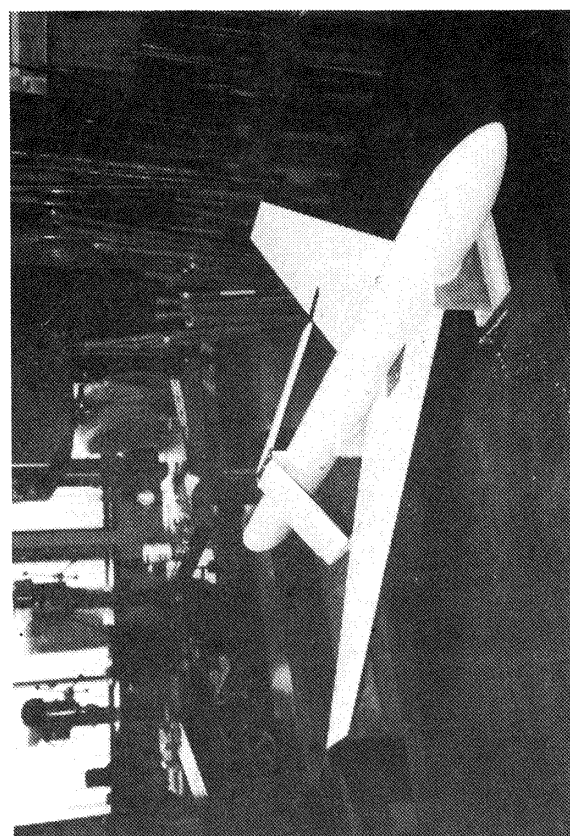
図2 前縁整形材 (dimension : mm)



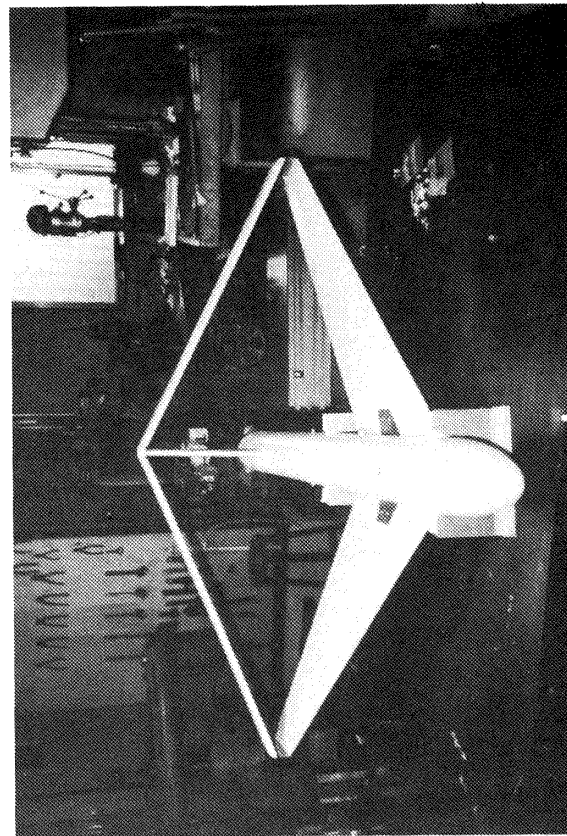
F60



H100



E40



G100

図 3 模型の写真

## 4. 実 験

実験は航技研究風洞（固定壁カート）<sup>8)</sup>で行った。3本の支柱で模型を6分力天秤に取り付け、 $\alpha$ は $0^\circ \sim 25^\circ$ 間を $5^\circ$ おきに、 $\beta$ は $0^\circ \sim 15^\circ$ 間を $5^\circ$ おきにとって6分力を測定した。風速は $30\text{m/s}$ （主翼 MAC 基準のレイノルズ数は約 $6.7 \times 10^5$ ）とした。実験中の写真を図4に示す。

測定した6分力は一様流動圧、主翼面積、主翼 MAC、主翼翼幅で無次元化し、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が、その他の面積を基準としたデータ整理も必要に応じて行った。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<sup>9)</sup>。

実験は前述の尾付き4形態（E40, F60, G100, H100）について行ったが、それらと比較するために主翼と胴体だけの形態（以後、尾無しまたは No Tail と略す）についても行った。

## 5. 実験結果

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

### 5.1 縦の特性（主翼面積基準）

図5(a), (b), (c)の左にそれぞれ  $\beta = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  の場合の  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  と  $\alpha$  の関係を、右に各形態の  $L/D$ ,  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{m\alpha}$  を示す。

まず、基本となる  $\beta = 0^\circ$  の場合（図5(a)）について述べる。

$C_L$  はどの形態でも  $\alpha = 15^\circ$  までは直線的に増加する。水平尾翼面積が同一の G100 と H100 では、G100 が H100 より  $C_L$  がやや小さく、主翼と水平尾翼の翼端を重ねたことによって、干渉のために  $C_L$  が減少していることを示している。 $\alpha = 15^\circ$  を超えると、G100 では  $C_L$  が減少し、他の形態は増加率が鈍化する。G100 は尾無し、E40, F60, H100 より低い迎角で剥離が起きていることがわかる。

$C_D$  はどの形態でも  $\alpha$  とともに増加する。尾無し形態からの  $C_D$  の増加分を4形態についてみると、 $\alpha = 0^\circ \sim 15^\circ$  では水平尾翼の面積にほぼ比例して  $C_D$  は増加している。しかし、 $\alpha = 20^\circ, 25^\circ$  では水平尾翼面積と  $C_D$  増加との関係がこれとは異なる。それについては5.2で述べる。

$C_m$  はどの形態でも  $\alpha = 15^\circ$  までは負側に直線的に変化する。 $\alpha$  に対する  $C_m$  の傾斜は水平尾翼の面積が大きい形態ほど、また位置が後方の形態ほど大きい。尾無しでは  $\alpha$  に対する  $C_m$  の変化は小さく、空力中心が主翼 MAC 25% の近傍にあることを示している。尾無しの  $C_m$  は  $\alpha = 15^\circ$  までは負

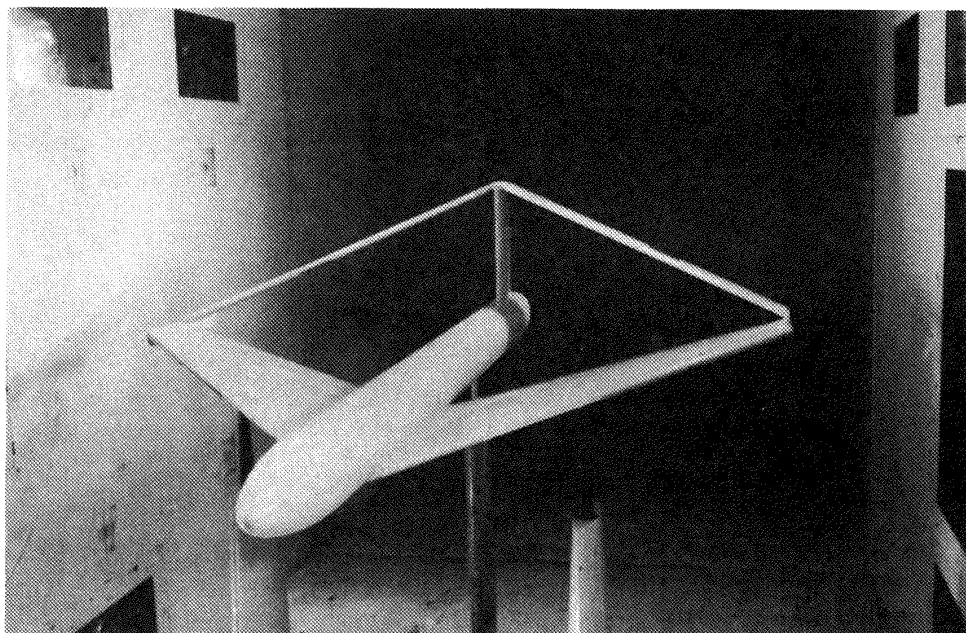


図4 実験中の写真

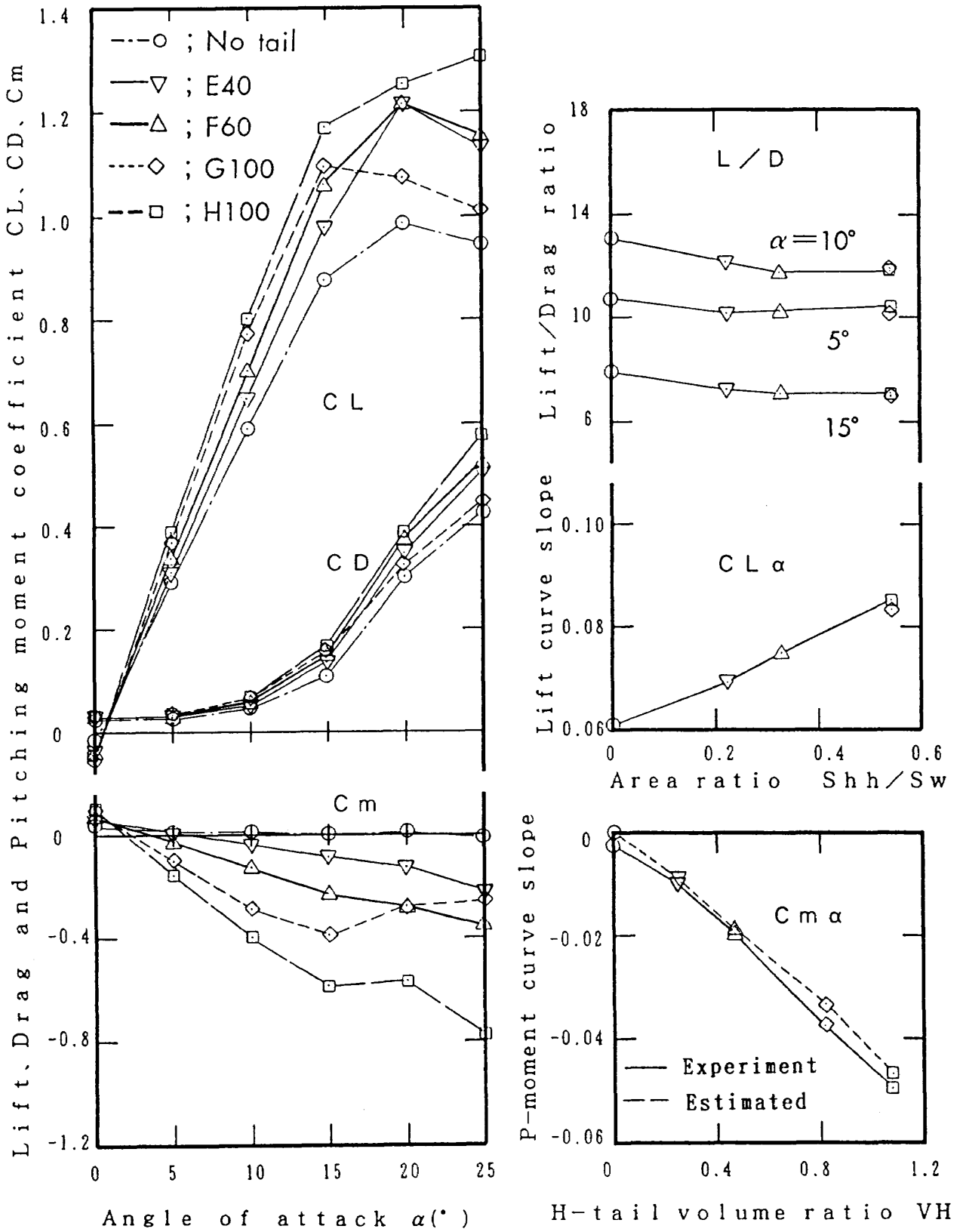


図 5(a) 縦の全機空力特性 ( $\beta=0^\circ$ )



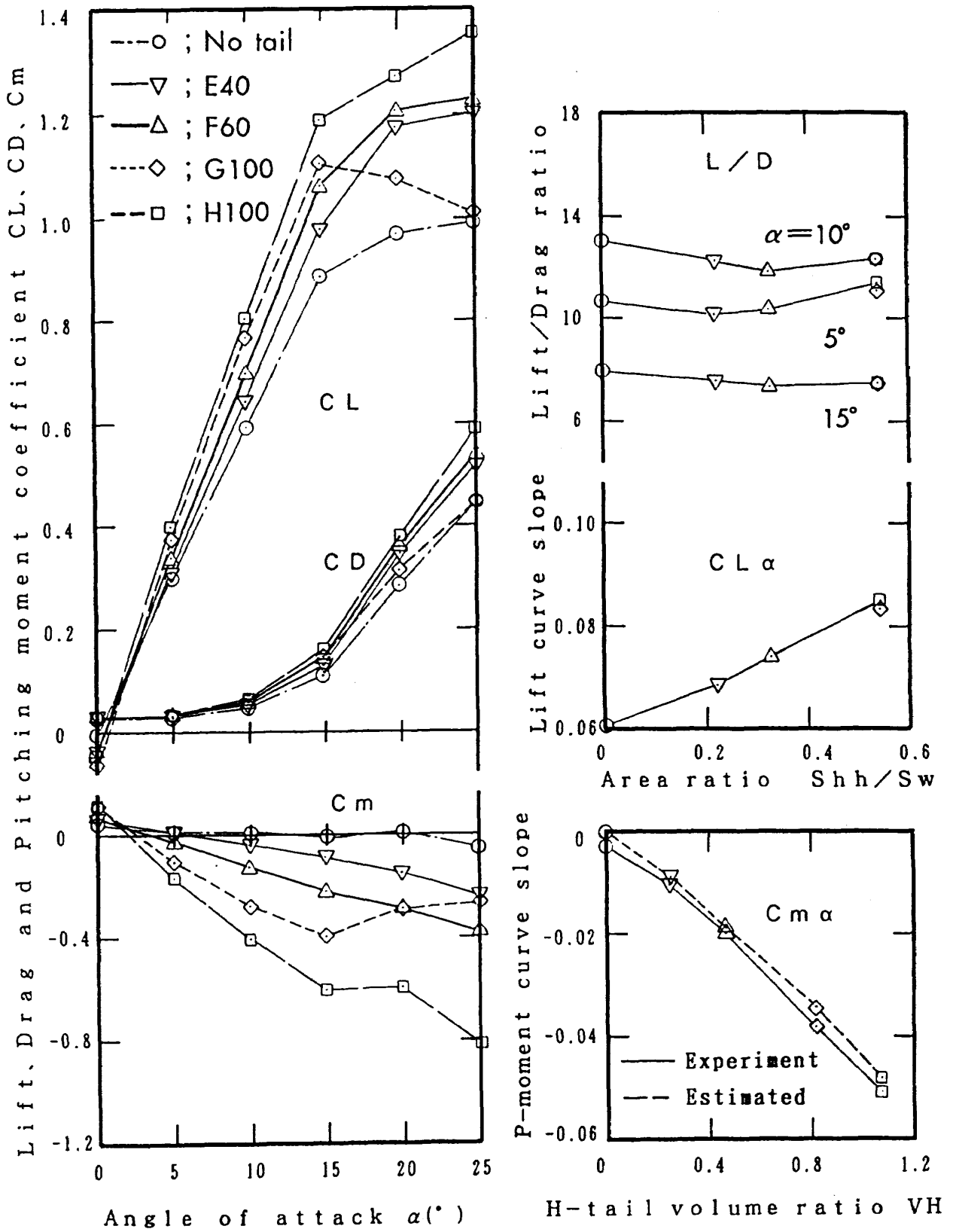


図5(b) 縦の全機空力特性 ( $\beta=5^{\circ}$ )

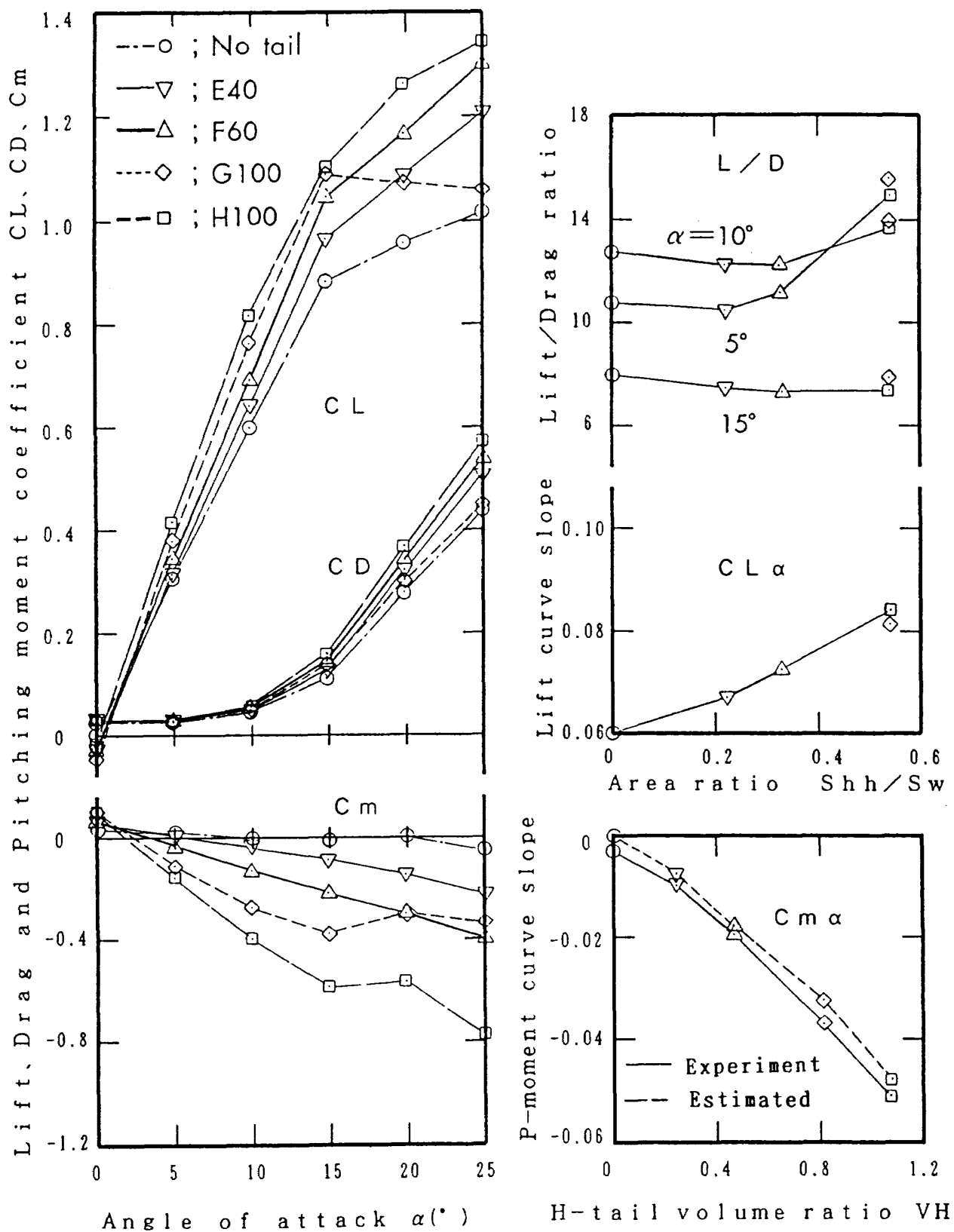


図 5(c) 縦の全機空力特性 ( $\beta=10^\circ$ )

側に、 $\alpha=15^\circ$ と $20^\circ$ の間でわずかに正側へ変化する。この結果から主翼に翼端剝離が起こっていることが考えられる。一方、E40とF60では $\alpha=15^\circ$ を超えても $C_m$ はほぼ直線的に変化する。E40とF60は水平尾翼が主翼の内弦側にあるので、主翼翼端の剝離した流れの影響を受けにくいと考えられる。それに対してG100とH100は水平尾翼の翼幅が主翼と等しいので、主翼翼端の剝離した流れの影響で水平尾翼の翼端も剝離する。 $\alpha=15^\circ$ を超えるとG100の $C_m$ は正側へ、H100はやや正側へ変化し、さらに $\alpha=20^\circ$ を超えるとG100の $C_m$ は正側へ、H100は負側へ変化する。H100の水平尾翼はG100に比べて下方および後方にある。G100とH100の $C_m$ の違いから、水平尾翼位置によって主翼の剝離した流れの影響が異なることがわかる。

$\alpha=0^\circ$ の時、E40、F60、G100、H100の4形態ともに尾無しに比べて $C_L$ は負側で $C_m$ は正側である。この結果から水平尾翼が下向きの揚力を発生していることが予想される。実験に使用した模型は主翼、尾翼ともに対称翼型であるが、前述の通り主翼前縁に円形断面の整形材を取り付けたので、 $\alpha=0^\circ$ で水平尾翼に吹き下ろしの流れがあたっていることが考えられる。実験値から吹き下ろし角を求めると約 $1^\circ\sim 3^\circ$ であるが、この値が妥当かどうかは他の試験によらなければならない。

図5(a)右に上記3分力から求めた揚抗比および各空力係数の微係数と各形態の関係を示す。ここで、水平尾翼面積が大きくなれば全機の $C_L$ 、 $C_D$ も大きくなるので、 $L/D$ と $C_{L\alpha}$ については水平尾翼の水平面への投影面積 $S_{hh}$ と主翼面積 $S_w$ との比 $S_{hh}/S_w$ を用いて整理を行った。また、 $C_{m\alpha}$ については水平尾翼の面積だけでなくその前後位置も関係し、一般的に水平尾翼容積比 $V_H$ が用いられるので、 $V_H$ で整理することにした。

$L/D$ は $\alpha=10^\circ$ が最大である。 $\alpha=5^\circ$ では尾無しの10.8に対してE40、F60、G100、H100でそれぞれ10.2、10.3、10.2、10.5と水平尾翼取り付けによる $L/D$ の変化は小さいが、 $\alpha=10^\circ$ では尾無しの13.1に対してそれぞれ12.2、11.8、11.9、11.8と水平尾翼取り付けによって $L/D$ がやや悪くなる。

結合翼機は通常の航空機に比べて水平尾翼が主翼に近い位置にくる。従って、主翼後流の影響が大きくなり、 $\alpha$ が正の時は主翼の吹き下ろしが水平尾翼にあたるので水平尾翼の実効迎角は幾何学的迎角より小さくなる。これによって水平尾翼の発生する揚力が小さくなり全機の $L/D$ がやや低下していると考えられる。

$C_{L\alpha}$ は $S_{hh}$ に対してほぼ直線的に増加し、水平尾翼がその面積増加に見合った $C_L$ を発生していることがわかる。尾無し形態からの $C_{L\alpha}$ の増加分をすべて水平尾翼が発生していると仮定し、これをそれぞれの水平尾翼の面積で整理しなおすと、水平尾翼の $C_{L\alpha}$ はE40、F60、G100、H100の順に約0.036、0.041、0.041、0.044である。ここで水平尾翼のアスペクト比はそれぞれ3.3、4.8、7.9、7.9である。一方、水平尾翼の翼型はNACA0012で、二次元翼の $C_{L\alpha}$ を文献10から読みとると約0.113である。各水平尾翼のアスペクト比から $C_{L\alpha}$ を換算するとE40、F60、G100、H100の順に約0.0691、0.0788、0.0895、0.0895となる。水平尾翼は前進角と下反角を有するので単純な比較はできないが、前述の実験値は4形態ともにこの値の約半分であり、水平尾翼に対する主翼吹き下ろしの影響が大きいことを示している。

$C_{m\alpha}$ の実線は実験値である。実験値は $V_H$ に比例して負側にほぼ直線的な増加であり、結合翼機の $C_{m\alpha}$ は $V_H$ を用いて整理できることを示している。尾無し形態からの $C_L$ の増加分をすべて水平尾翼が発生し、その着点位置が水平尾翼MAC25%位置にあると仮定した場合の $C_{m\alpha}$ の推算値を図に点線で示す。推算値(点線)は実験値(実線)とほぼ一致しているので、水平尾翼の発生する $C_L$ の作用点はMAC25%近くにあることがわかる。

$\beta=5^\circ$ 、 $10^\circ$ の時の縦の空力特性をそれぞれ図5(b)、(c)に示す。

$\beta=0^\circ$ (図5(a))の場合と比較すると、高迎角時の $C_L$ を除けば、 $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$ の $\alpha$ に対する変化と各形態間の差はほぼ同じである。高迎角時の $C_L$ についてみると、 $\beta=5^\circ$ 、 $10^\circ$ ともに、尾無し、E40、F60、H100では $\alpha=20^\circ$ を超えても $C_L$ は増加している。試験は6分力測定のみで、気流系観

察等を行っているので、この理由については明かでないが、 $\beta$ をとると主翼、水平尾翼の高迎角での剝離状況が $\beta=0^\circ$ とは異なっていることが推測され、これと類似した状況は他の模型を用いた風洞試験結果<sup>3)</sup>でも報告されている。

以上をまとめると次の通りである。結合翼機の縦の空力特性では主翼の吹き下ろしによる水平尾翼の実効迎角の減少があり、水平尾翼の面積増加やその位置にはぼ見合って $C_L$ 、 $C_D$ 、 $C_m$ が増加する。しかし、水平尾翼と主翼の翼端を重ねると干渉によって $C_L$ がやや減少し、かつ低い迎角で失速する。

### 5.2 縦の特性 (主翼と水平尾翼の面積基準)

5.1では主翼面積を基準として整理した結果について述べた。図5から、水平尾翼面積の大きい形態ほど $C_L$ 、 $C_D$ が大きいことは明かであるが、水平尾翼面積との関係を知るために主翼面積と各形態の水平尾翼面積の水平面への投影面積( $S_w + S_{hh}$ )でデータ整理を行い、 $C'_L$ 、 $C'_D$ を求めた。

図6(a), (b), (c)の左にそれぞれ $\beta=0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ の場合の $C'_L$ 、 $C'_D$ と $\alpha$ の関係を、右に各形態の $C'_L \alpha'$ を示す。

まず、基本となる $\beta=0^\circ$ の場合(図6(a))につ

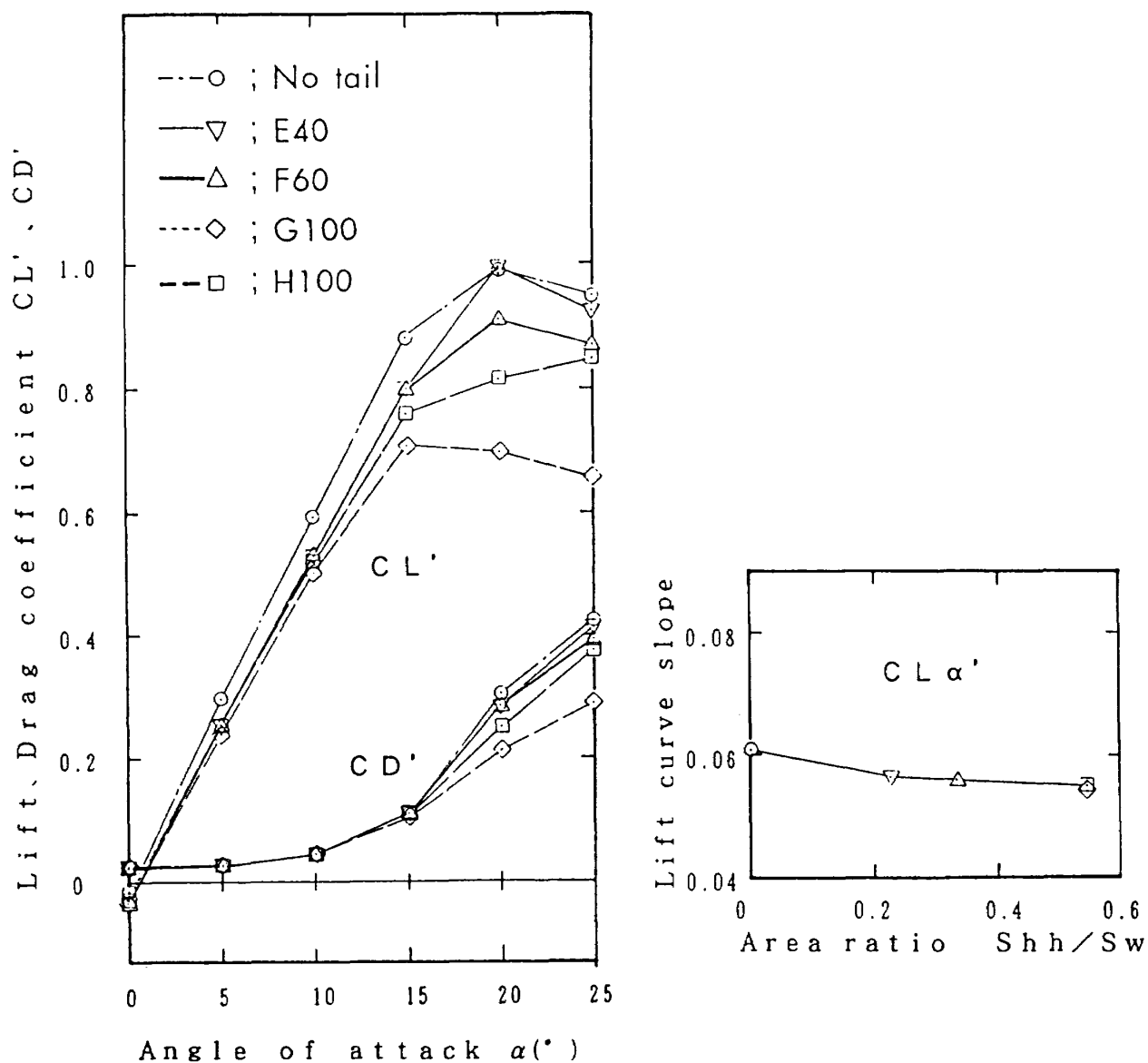


図6(a) 縦の全機空力特性 ( $\beta=0^\circ$ )  
基準面積 (主翼+水平尾翼)

いて述べる。

$C_L'$ はE40, F60, G100, H100の4形態ともに尾無し形態より小さく, 前述の主翼吹き下ろしの影響が大きいことがわかる。一方, 4形態の  $C_L'$  は  $\alpha=0^\circ\sim 10^\circ$  ではほぼ等しく,  $\alpha=15^\circ$ 以上で違いが現れる。主翼に上反角のない予備試験の結果から<sup>4)</sup>,  $\alpha=20^\circ$ では主翼に翼端剥離が起こっていると考えられるが, 水平尾翼翼幅の小さい形態ほど主翼剥離流の影響が小さくなるので, その面積に見合った揚力を発生し  $C_L'$  が大きくなる。

$C_D'$ は  $\alpha=15^\circ$ までは形態による差は小さく, 水

平尾翼の発生する抗力はその面積にはほぼ比例していることを示している。しかし,  $\alpha=20^\circ, 25^\circ$ になると水平尾翼翼幅の大きい形態ほど  $C_D'$  が小さくなる。結合翼機では主翼の剥離によって水平尾翼も翼端から剥離を始め, 迎角の増加とともに翼根側へ剥離域が広がっていく<sup>4)</sup>が, 主翼の剥離の進行による水平尾翼回りの流れの変化についての検討によって高迎角時に  $C_D'$  に差を生ずる原因が明らかになると考えられ, 今後の検討が必要である。ここで, この実験で使用した主翼模型は文献11で報告されている主翼模型にならって製作されたも

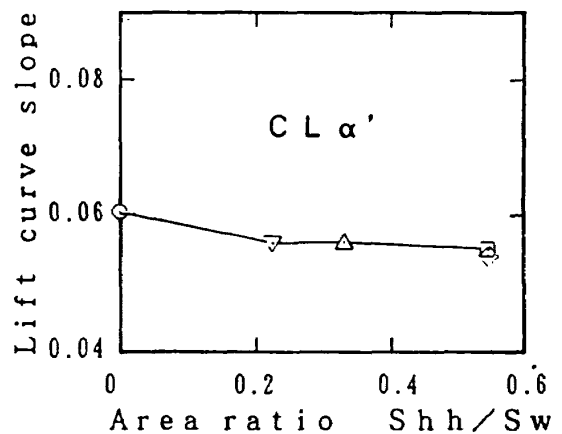
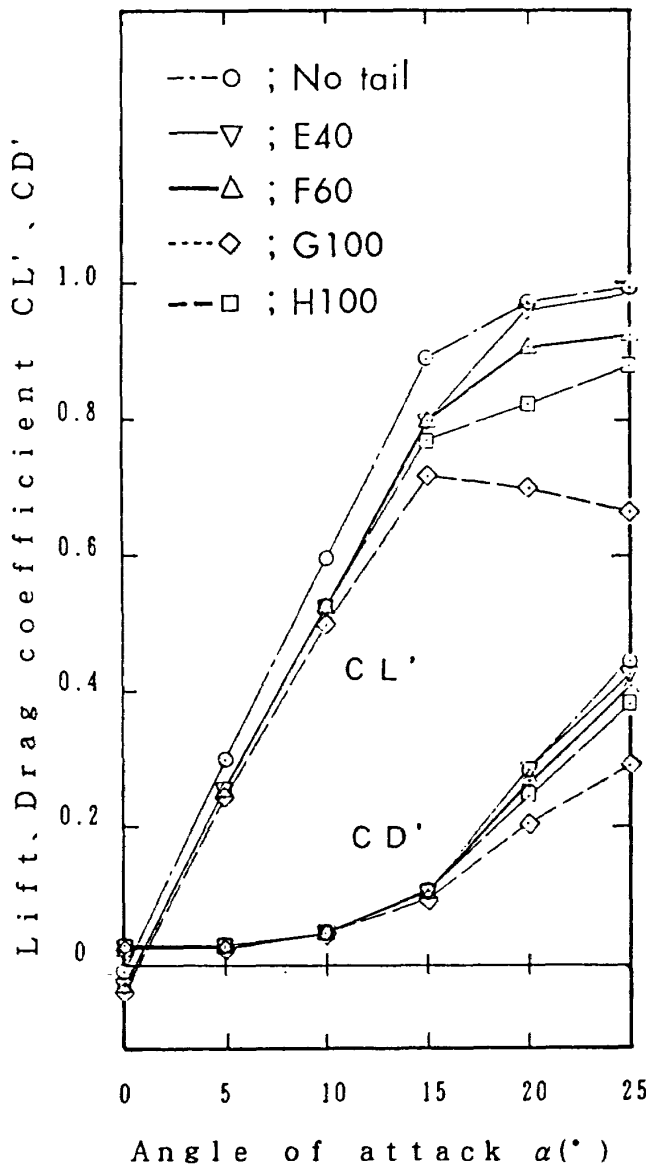


図6(b) 縦の全機空力特性 ( $\beta=5^\circ$ )  
基準面積 (主翼+水平尾翼)

のである<sup>6)</sup>。文献11では翼端が剥離している場合の主翼回りの流れ場測定の結果が報告されており、その中には主翼後流をヨーメーターで測定した結果も含まれている。その結果から高迎角時の主翼後流の様子を知ることができるが、測定の範囲がやや狭く、結合翼機の特徴を知るためには水平尾翼全体を含む広い範囲にわたって詳細な流れ場測定を行う必要があると思われる。

$\beta=5^\circ, 10^\circ$ の時の縦の空力特性をそれぞれ図6(b), (c)に示す。5.1と同様に、高迎角時の $C_L$ を除けば、 $\beta=0^\circ$ (図6(a))の場合とほぼ同じである。

る。

### 5.3 横, 方向の特性

図7(a), (b), (c)の左にそれぞれ $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ の場合の $-C_Y, C_L, C_n$ と $\beta$ の関係を、右に各形態の $-C_{Y\beta}, C_{L\beta}, C_{n\beta}$ を示す。

ここで、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

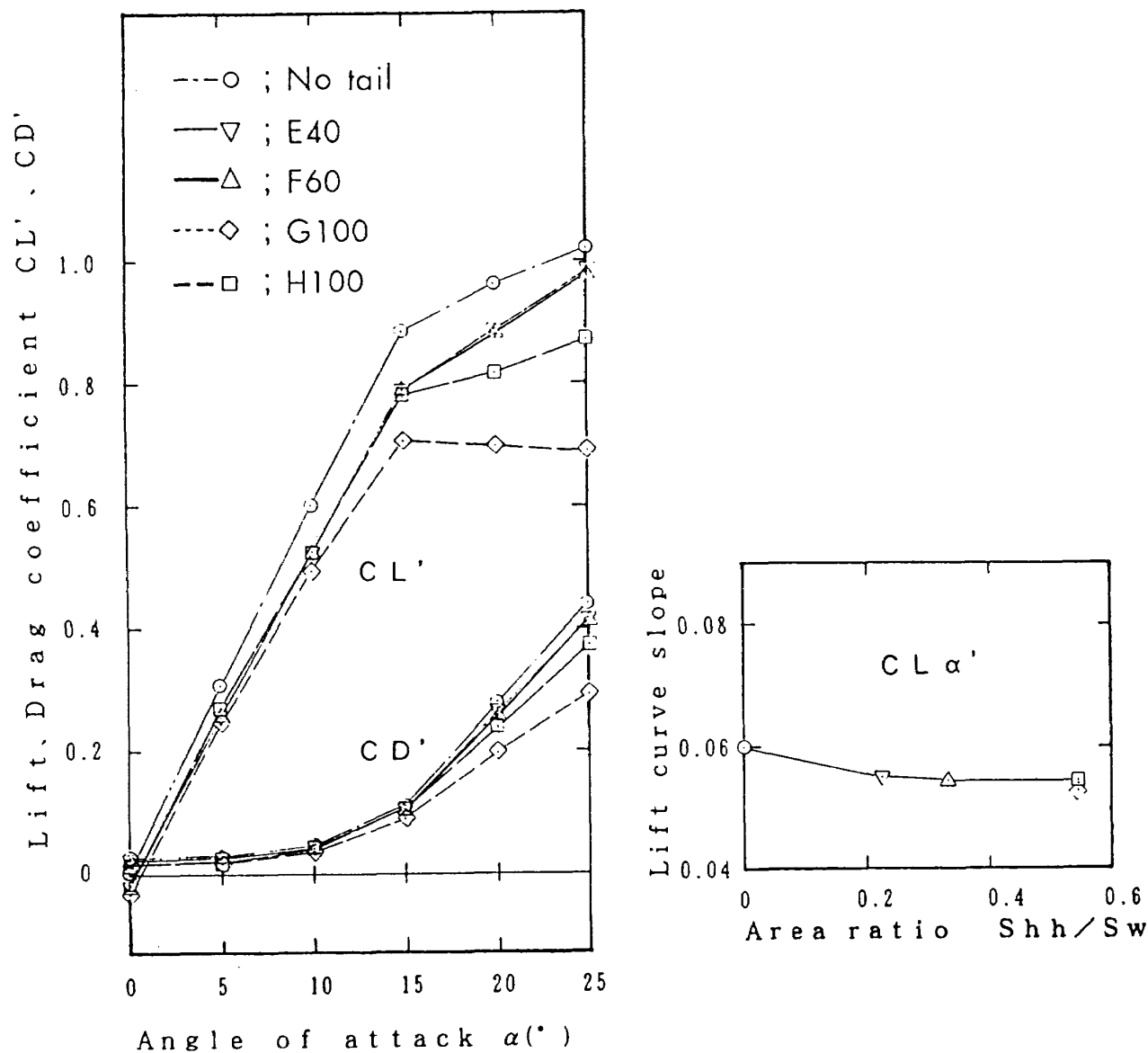


図6(c) 縦の全機空力特性 ( $\beta=10^\circ$ )  
基準面積(主翼+水平尾翼)

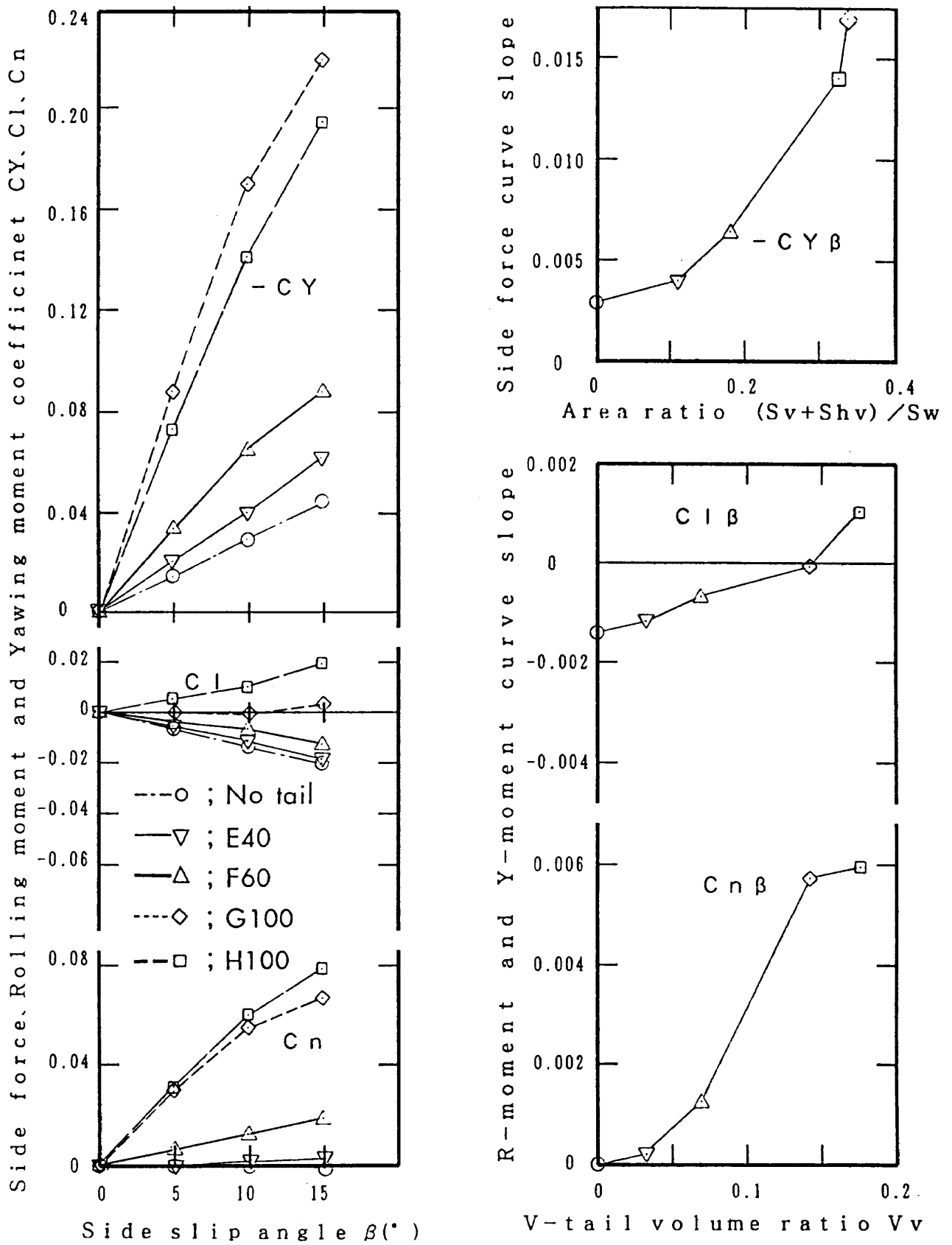


図7(a) 横・方向の空力特性 ( $\alpha=0^\circ$ )

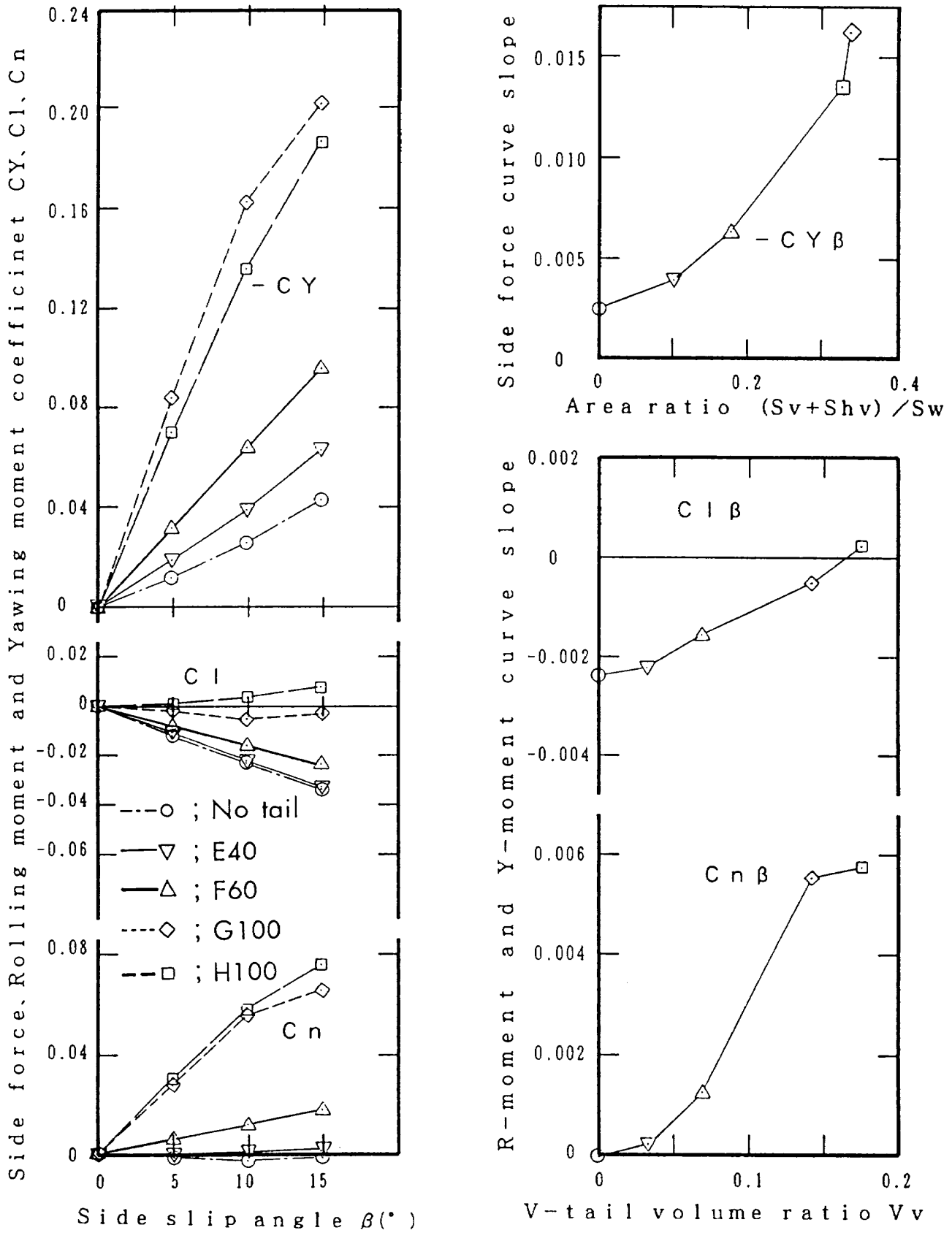


図 7(b) 横・方向の空力特性 ( $\alpha = 5^\circ$ )



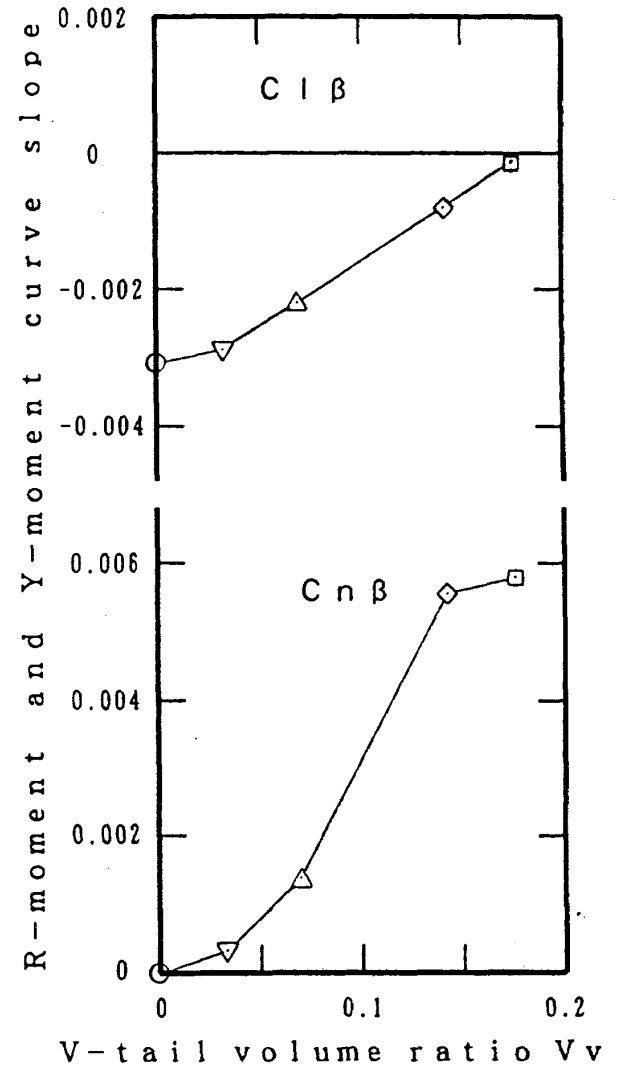
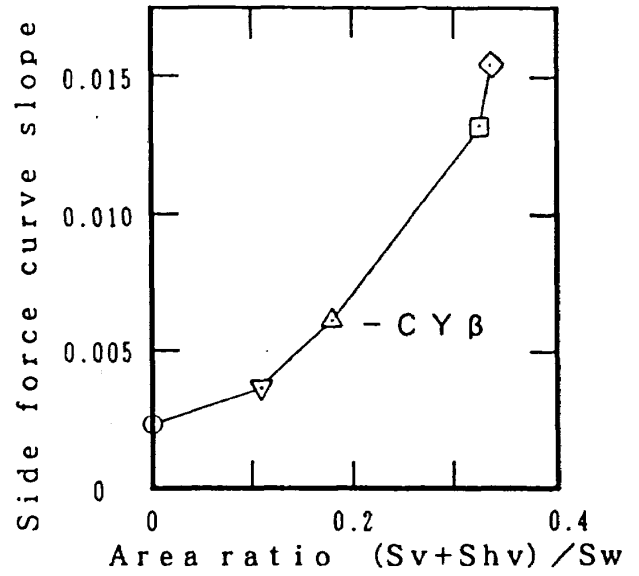
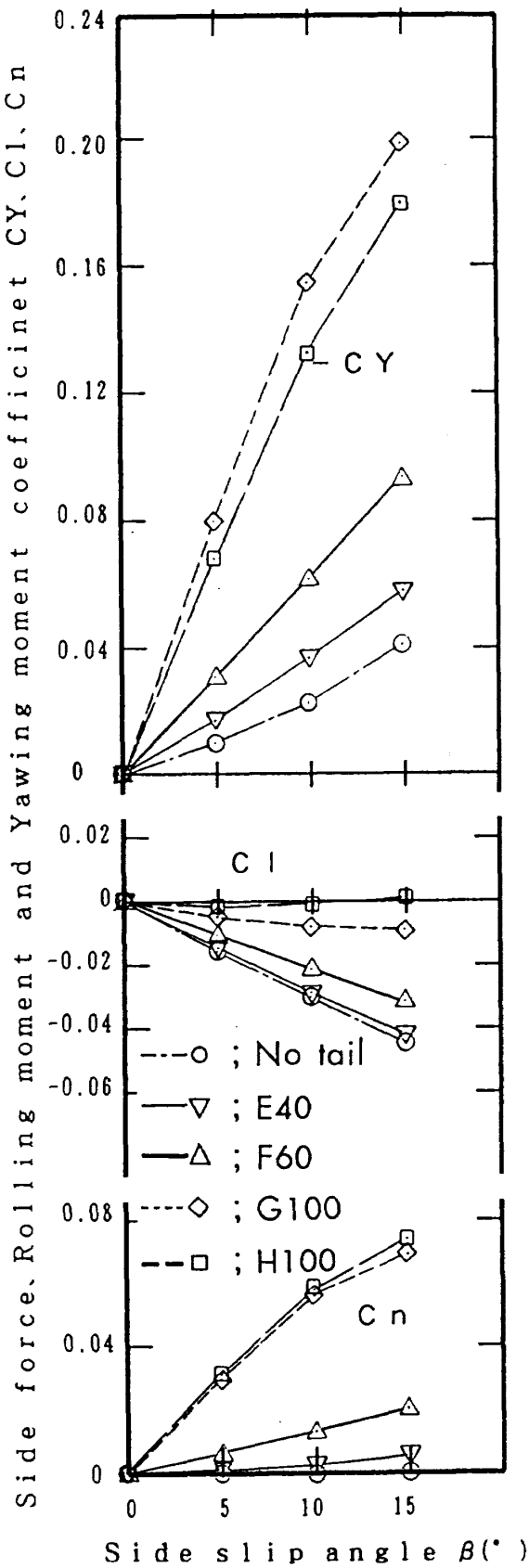


図7(c) 横・方向の空力特性 ( $\alpha=10^\circ$ )

ととした。図 7(a), (b), (c)は補正後の値である。

まず、基本となる  $\alpha=0^\circ$  の場合 (図 7(a)) について述べる。

$-C_Y$ はどの形態でも  $\beta$  に対してほぼ直線的に増加する。尾無しでは主翼と胴体が  $C_Y$  を発生し、全機形態では垂直尾翼と水平尾翼によるものがそれに加わるので、尾無し、E40, F60, H100, G100 の順に側面積の大きい形態ほど  $\beta$  に対する傾斜が大きくなるが、側面積と  $C_Y$  の関係については後で述べる。ここで、尾無しを基準にした  $-C_Y$  の増加分を見ると G100 は H100 より約 20% 大きい。一方、図 1 に示すように G100 の垂直尾翼は H100 より 30mm 高い。これを尾翼の側面積 (水平尾翼と垂直尾翼の垂直面への投影面積) に換算すると、G100 の尾翼の側面積は H100 より約 4% 大きい。G100 と H100 の違いはこの垂直尾翼高さの他には水平尾翼の位置が異なり、G100 の水平尾翼は H100 に比べて上方かつ前方にある。尾翼側面積の増加分が 4% であるのに  $-C_Y$  の増加分は 20% である。この原因としては水平尾翼の位置に関するもの、たとえば主翼の影響や水平・垂直尾翼相互の影響などが予想されるが、これについては今後の検討が必要である。

$C_l$  はどの形態でも  $\beta$  に対して直線的な変化であるが、 $\beta$  を増すと尾無し、E40, F60 の  $C_l$  は負側に、G100 は 0 近傍で、そして H100 は正側に变化する。 $C_l$  は左右の  $C_L$  の差、 $C_Y$  の大きさおよびその着力点の上下位置に関する。 $\beta$  が正の時の  $C_l$  は、尾無しでは主翼が後退角と上反角を有するので負の値であり、全機形態にすると垂直尾翼によって負の  $C_l$  がこれに加わるものの、水平尾翼が前進角と下反角を有するために水平尾翼面積が大きい形態ほど  $C_l$  が正の方向に増加している。尾無しからの  $C_l$  の増加分を G100 と H100 で比較すると、G100 の方が小さい。この理由としては、G100 は主翼と水平尾翼の翼端が重なっているので、横滑り角をとると翼端付近の流れが悪くなり、翼幅方向の  $C_L$  分布が H100 とは異なっている、例えば風下側翼端付近における  $C_L$  減少などが予想される。

$C_n$  は左右の  $C_D$  の差、 $C_Y$  の大きさとその着力点

の前後位置に関する。尾無しでは  $C_Y$  が 0 でないのに  $C_n$  がほぼ 0 であり、着力点が主翼 MAC 25% 近傍にあることを示している。全機形態にすると尾翼は基準点とした主翼 MAC 25% 位置より後方にあるので、尾翼の発生する  $-C_Y$  によって  $C_n$  が増加し、尾翼面積の大きい形態ほど  $C_n$  の増加が大きい。 $-C_Y$  は G100 より H100 が大であるのに両者の  $C_n$  がほぼ等しいのは、尾翼の前後位置によるものと考えられる。すなわち、G100 より H100 の方が尾翼が後方にあるので  $C_n$  がほぼ等しくなっていると考えられる。

図 7(a) 右に上記 3 分力から求めた各空力係数の微係数と各形態の関係を示す。ここで、尾翼の側面積が大きくなれば  $C_Y$  も増加するので  $C_{Y\beta}$  は垂直尾翼面積  $S_v$  と水平尾翼の垂直面への投影面積  $S_{hv}$  の合計と主翼面積  $S_w$  との比  $(S_v + S_{hv})/S_w$  を用いて整理した。一方、 $C_{l\beta}$  と  $C_{n\beta}$  は尾翼の面積だけでなく位置 (前者は上下、後者は前後位置) も関係する。 $C_{n\beta}$  については垂直尾翼容積比  $V_v$  で一般的に整理されるが、E40, F60, H100 形態の尾翼はその位置が後方の形態ほど上方にあるので、 $C_{l\beta}$  についても  $V_v$  を用いて整理できると考えられた。

まず、基本となる  $\alpha=0^\circ$  の場合 (図 7(a)) について述べる。

$-C_{Y\beta}$  は尾翼の側面積増で大きくなるが、面積比に比例した増加とはなっていない。この理由としては、E40 と F60 では垂直尾翼のアスペクト比がそれぞれ 0.29, 0.78 と小さいために、発生する  $-C_Y$  が小さいことが考えられる。ならびに、垂直尾翼の前方には下反角と前進角のついた水平尾翼が存在するので、横滑り角をとると垂直尾翼回りの流れが複雑になり、水平尾翼翼幅の小さい形態ほどこの影響が大きいことが予想される。G100 と H100 は前述のように垂直尾翼の面積が異なり、G100 が大きい。しかし、面積比で比べても G100 と H100 の  $-C_{Y\beta}$  には差があり、この原因については今のところわかっていない。

$C_{l\beta}$  は  $V_v$  の増加、すなわち尾翼位置が上方になるにつれて負から正の値へ変化する。尾無しでは  $C_{l\beta}$  が約 -0.0015 と上反角効果は安定であるが、

G100で  $C_{l\beta} = 0$  となり, H100では 0.001と不安定になる。

$C_{n\beta}$ は  $V_v$ の増加に伴い大きくなる。特にF60とG100との間で  $V_v$ が約1.2倍になるのに対して  $C_{n\beta}$ は約4.3倍に急増する。 $C_{n\beta}$ が  $V_v$ に対して直線的な変化でないのは、 $-C_{Y\beta}$ と同じ理由、すなわち垂直尾翼のアスペクト比が小さいことや水平尾翼の影響によって、垂直尾翼が発生する  $C_Y$ がその面積と比例関係にないことが考えられる。

$\alpha = 5^\circ, 10^\circ$ の時の横・方向の空力特性をそれぞれ図7(b), (c)に示す。

$\alpha = 0^\circ$ の場合(図7(a))と比較すると、 $C_l$ または  $C_{l\beta}$ が全体的に負側の値になっていることがわかる。これは迎角をとると主翼の上反角効果が安定側にずれることによる。 $\alpha = 5^\circ$ の  $C_{l\beta}$ (図6(b))は  $\alpha = 0^\circ$ に比べて尾無し, E40, F60, G100, H100の順にそれぞれ約0.0009, 0.0010, 0.0009, 0.0004, 0.0008負側にずれるが、H100では正のままである。 $\alpha = 10^\circ$ になると(図7(c))  $\alpha = 5^\circ$ に比べてそれぞれ0.0007, 0.0007, 0.0007, 0.0003, 0.0004さらに負側にずれ、各形態ともに  $C_{l\beta}$ が負となる。しかし、H100の  $C_{l\beta}$ は0に近い。

$C_Y, C_n$ については、 $\alpha = 0^\circ$ に比べてその値はやや小さくなるが、 $\beta$ に対する変化の傾向や形態間の違いは  $\alpha = 0^\circ$ の時とほぼ同じである。

以上をまとめると次の通りである。 $-C_{Y\beta}$ と  $C_{n\beta}$ はそれぞれ尾翼の側面積と容積比が大きい形態ほど大きくなるが、直線的な変化ではない。一方、 $C_{l\beta}$ は水平尾翼面積増加で不安定側へ変化し、H100では  $\alpha = 0^\circ, 5^\circ$ ともに上反角効果が不安定であり、 $\alpha = 10^\circ$ でもほぼ0に近い。上反角効果については、主翼の後退角や上反角、水平尾翼の前進角や下反角およびその位置と面積などが影響を与える。実験に使用した模型では、水平尾翼の位置と面積のみを変化させたが、安定な上反角効果という点からみるとこの模型では水平尾翼の翼幅は主翼の60%程度が適当と考えられる。

### 5.4 基準点変更の効果

図5(a)~(c)と図7(a)~(c)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調べるために、もう一つの基準点としてE40, F60, G100, H100の4形態それぞれに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  $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ 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8の黒塗記号はac位置を示す。尾無しでは主翼のMAC 25%位置近傍にあるが、 $V_H$ が増加すると後方に移動する。その値はE40, F60, G100, H100の順にそれぞれ主翼MACの約40, 52, 71, 84%位置である。このac位置を図1に、ref. pointとして示した。なお、ここで求めたac位置は直接揚力・横力制御力の試験<sup>4)</sup>においてモー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

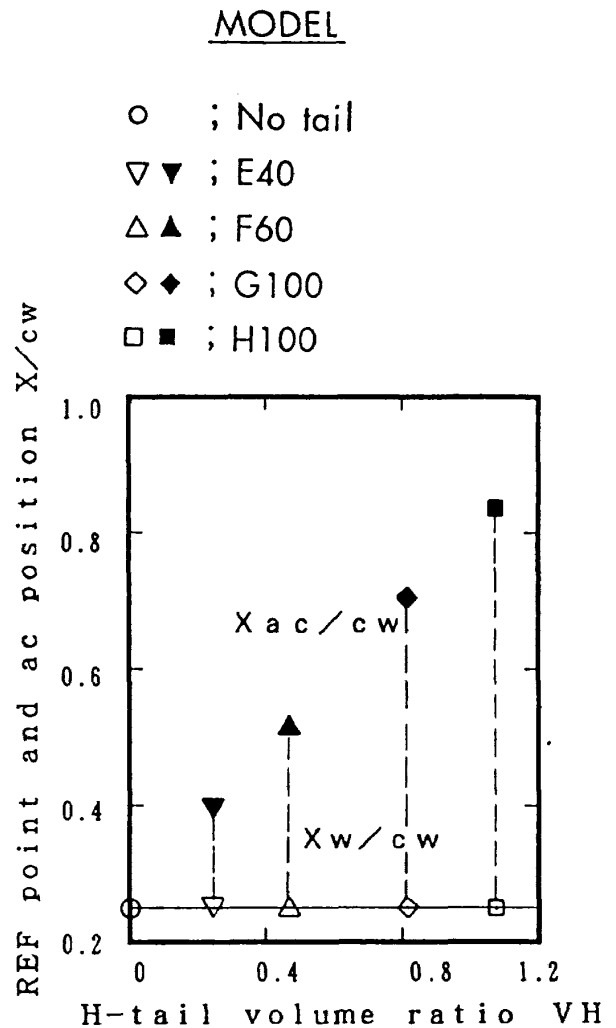


図8 モーメント基準点の位置

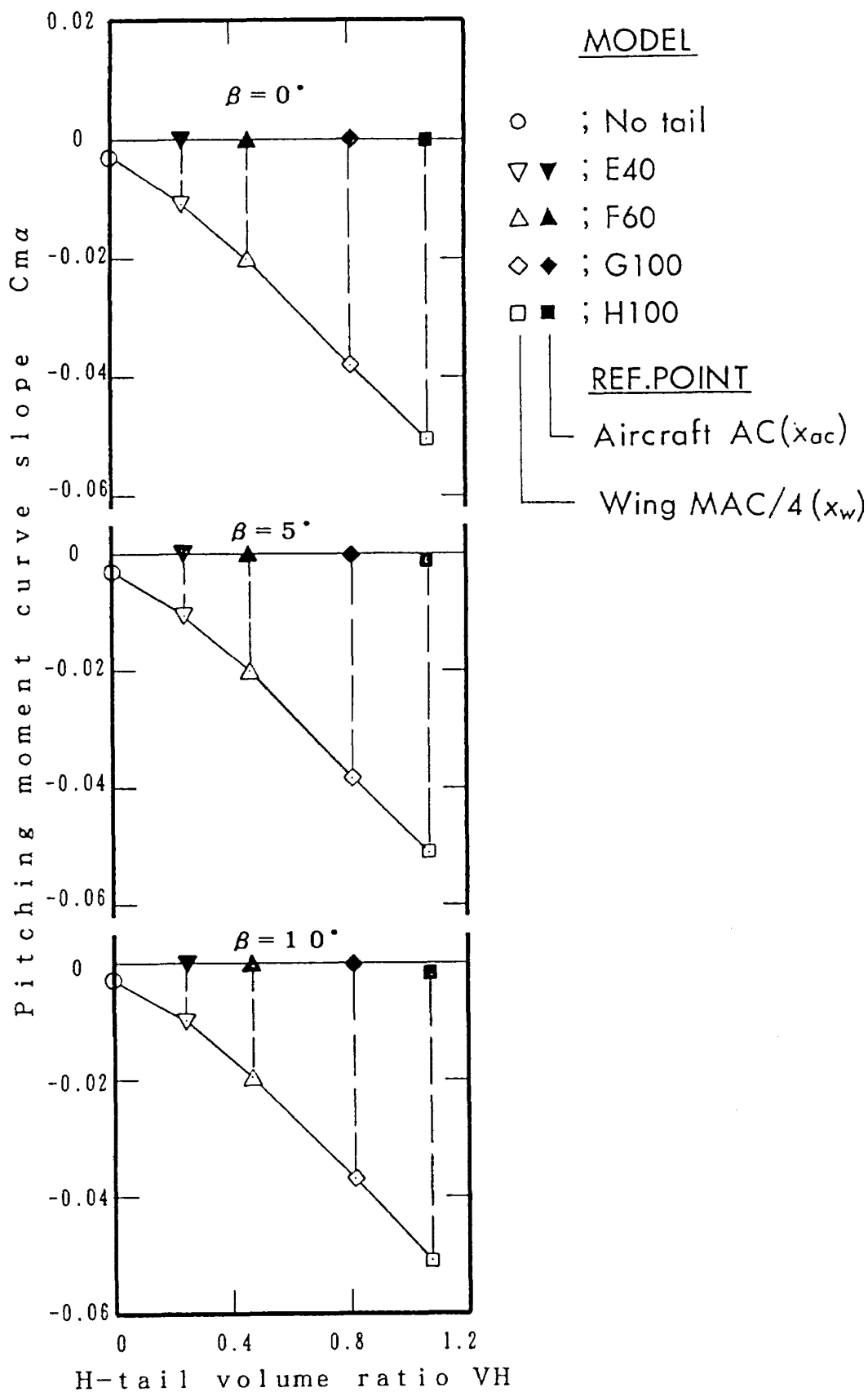


図9 基準点変更の効果 ( $C_{m\alpha}$ )

を図9に示す。空力中心なので $\beta=0^\circ$ の時 $C_{ma}$ はほぼ0となる(同図の黒塗記号)。 $\beta=5^\circ, 10^\circ$ の時、H100の $C_{ma}$ 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、この結果から判る。

基準点変更による $C_{l\beta}$ の変化を図10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 $C_{l\beta}$ は同じ値を示す。これに対して、

ac位置は主翼MAC 25%位置より後方にあるので、正の $\alpha$ をとると前者の方が下方となって、 $C_Y$ 着力点との距離は前者の方が長くなる。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10の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11に示す。ac位置は主翼MAC 25%位置より後方にあるので、ac位置基準とすると尾翼との間の距離が小さくなり、 $C_{n\beta}$ は減少する。F60, G100, H100の場合、ac位置基準の $C_{n\beta}$ を主翼MAC 25%位置基準に比べると、 $\alpha=0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$ ともに約65%の値である。

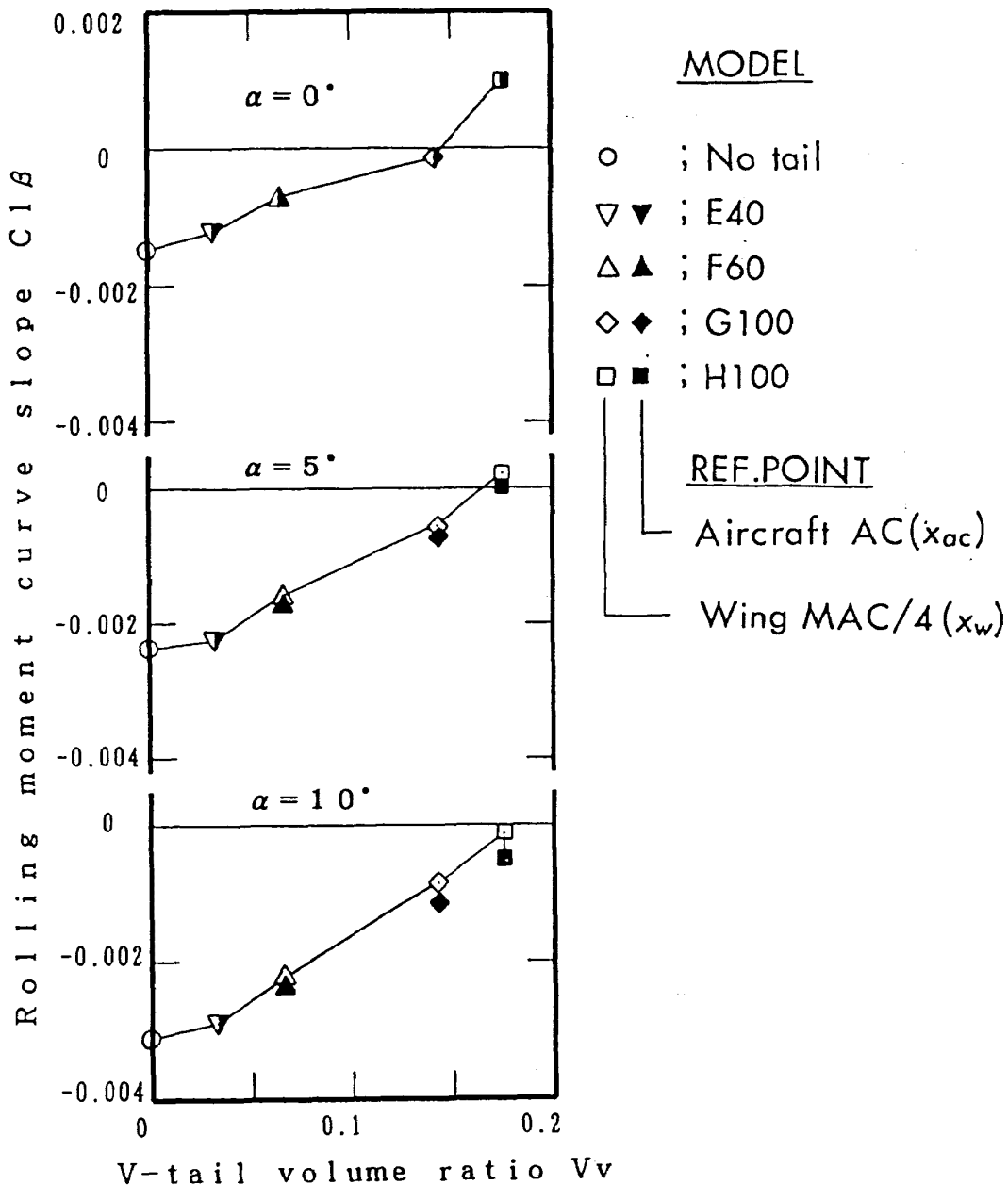


図10 基準点変更の効果 ( $C_{l\beta}$ )

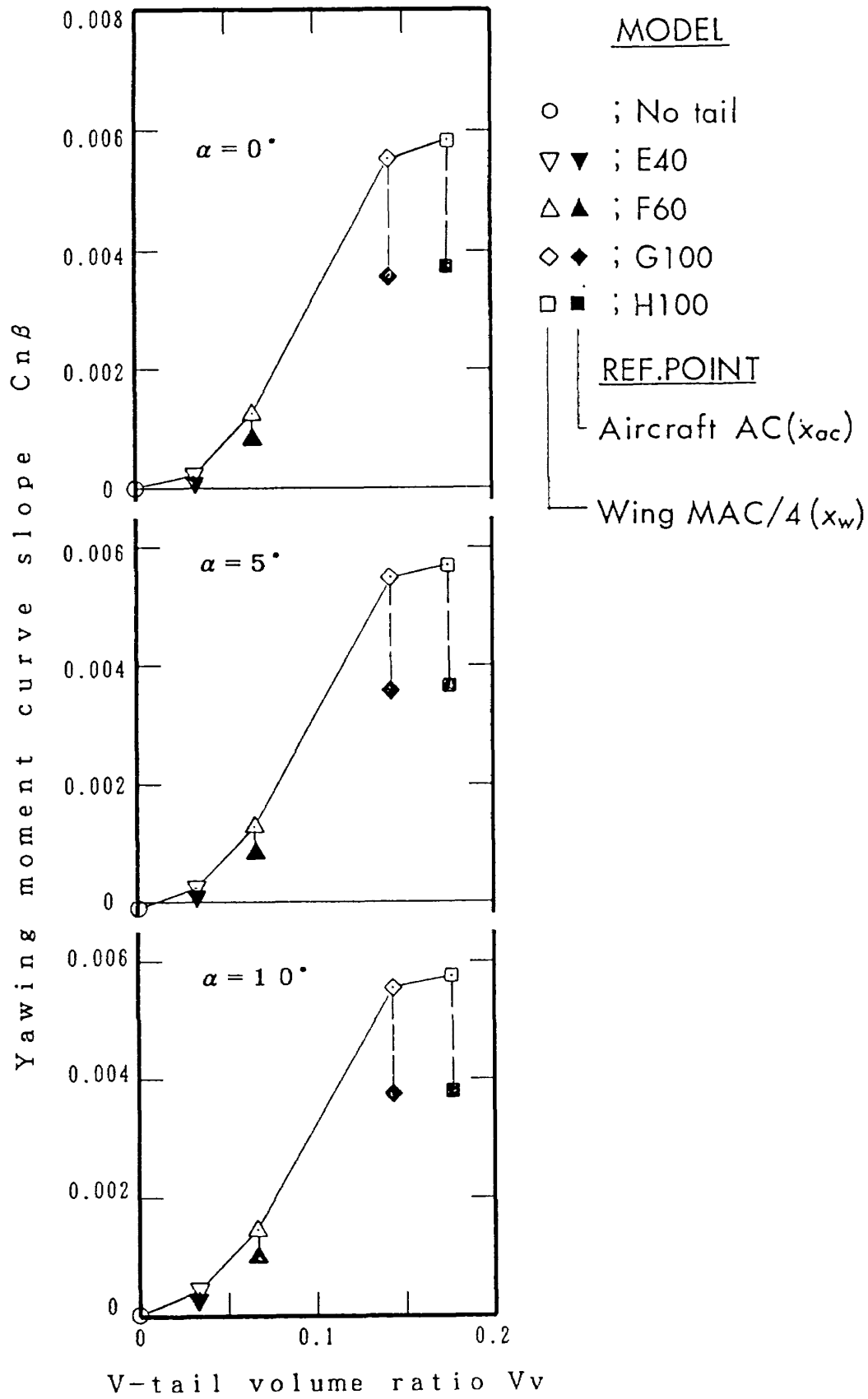


図11 基準点変更の効果 ( $C_{n\beta}$ )

これに対して、ac位置基準の垂直尾翼容積比は主翼 MAC 25% 位置基準に比べて72~82%であり、 $C_{n\beta}$ の値とやや差がある。これについては次のように考えられる。5.3で述べたように尾無し形態では横力の着点の主翼 MAC 25% 位置付近にあると考えられる。従って、ac位置基準では主翼と胴体が発生する横力が $C_{n\beta}$ を減少する方向に作用する。ここで、垂直尾翼容積比は尾翼のみの容積比であるので、これに主翼や胴体による減少分を考慮すれば $C_{n\beta}$ と垂直尾翼容積比の値の差は小さくなる。

## 6. ま と め

4形態の菱形結合翼機について基本的な空力特性を把握するために6分力測定を行った。その結果次のことがわかった。

- 1) 主翼 MAC 25% 位置を基準とした結合翼機の空力係数の微係数 $C_{m\alpha}$ ,  $C_{l\beta}$ ,  $C_{n\beta}$ は尾翼容積比 $V_H$ ,  $V_v$ によって大きく変化する。
- 2) 水平尾翼はその面積や位置にほぼ見合った $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$ を発生する。しかし、主翼後流の影響で水平尾翼の $C_{L\alpha}$ の値は小さくなる。
- 3) 水平尾翼翼幅が同一でも、主翼と水平尾翼の翼端を重ねると相互の干渉によって、揚力がやや低下し、低い迎角で失速する。
- 4) 主翼の上反角は $10^\circ$ としたが、水平尾翼に前進・下反角があるために水平尾翼翼幅が主翼翼幅に等しい形態では $C_{l\beta}$ が正の値となる。安定な上反角効果という面からみると、実験に使用したモデルでは水平尾翼翼幅は主翼の60%程度が適当と考えられる。
- 5) モーメント基準点変更の効果を調べるために、実験値から全機空力中心位置を求めた。その位置はE40, F60, G100, H100の4形態についてそれぞれ主翼 MAC の約40, 52, 71, 84%位置にある。
- 6)  $\beta$ に対する $C_y$ ,  $C_n$ の増加については、尾翼の面積や容積比に対して直線的ではなかった。主翼、水平尾翼、垂直尾翼それぞれの干渉がその原因として考えられるが、今後の検討が

必要と思われる。

## 参 考 文 献

- 1) J. Wolkovitch : The Joined wing : An overview, Journal of Aircraft, March, 1986.
- 2) 石川昌行, 他 : 結合翼形態の空力特性の検討, 第26回飛行機シンポジウム講演集, pp.684, 1988年10月.
- 3) 橋本雅方, 他 : 結合翼形態の空力特性の検討 (第2報 低速風洞実験), 第27回飛行機シンポジウム講演集, pp.502, 1989年10月.
- 4) 藤枝郭俊, 他 : 前進後退翼型結合翼機予備風洞試験, 第26回飛行機シンポジウム講演集, pp.228, 1988年10月.
- 5) 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.
- 6) 滝沢直人, 他 :  $40^\circ$  後退翼の前・後縁切り込みに関する低速風洞実験, NAL TM-302, 1976年6月.
- 7) 藤枝郭俊, 他 : 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, pp.490, 1989年10月.
- 8) 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.
- 9) 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, 1987年7月.
- 10) IRA H. ABBORT AND ALBERT E. VON DOENHOFF : THEORY OF WING SECTIONS pp. 463.
- 11) JOSEPH BLACK : FLOW STUDIES OF THE LEADING EDGE STALL ON A SWEEPED-BACK WING AT HIGH INCIDENCE, JOURNAL OF THE ROYAL AERONAUTICAL SOCIETY VOL.60 (1956/1), pp.51~60.

---

## 航空宇宙技術研究所報告1167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

---



