

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-287

VTOL実験機模型に関するCTOLモードの風洞試験(I)

尾形吉和・廣末健一  
北村清美・村上義隆

1975年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# VTOL実験機模型に関するCTOLモードの風洞試験(1)\*

尾形吉和\*\*・廣末健一\*\*  
北村清美\*\*・村上義隆\*\*\*

## 1. まえがき

VTOL実験機試作計画<sup>1)</sup>における昭和48年度機体外形案に関して、通常飛行状態に対する風洞試験を実施し資料を得た。以下はこの風洞試験について述べたものである。

## 2. 記号

- $C_L$  : 揚力係数  
 $C_D$  : 抗力係数  
 $C_Y$  : 横力係数  
 $C_m$  : 縦揺れモーメント係数  
 $C_l$  : 横揺れモーメント係数  
 $C_n$  : 偏揺れモーメント係数  
 $\alpha$  : 迎角 (deg.)  
 $\beta$  : 横滑り角 (deg.)  
 $\delta_f$  : フラップ下げ角 (deg.)  
 $\delta_e$  : 昇降舵角 (deg. 後縁下げを正)  
 $\delta_a$  : 補助翼角 (deg.)  
 $\delta_r$  : 方向舵角 (deg. 後縁左を正)  
( ) <sub>$\alpha$</sub>  :  $\alpha$ 微係数 (deg.<sup>-1</sup>)  
( ) <sub>$\beta$</sub>  :  $\beta$ 微係数 (deg.<sup>-1</sup>)

模型形態を表示する記号

- $WF$  : 前胴と翼胴結合体 (胴体全長 1,083mm; 標準)  
 $WF_1$  : 全上 (標準より前胴部 50mm 延長)  
 $WF_2$  : 全上 (標準より前胴部 100mm 延長)  
 $G$  : 脚  
 $H$  : 水平尾翼 (昇降舵なし, 取付上下位置は胴体基準線より上方 70mm)  
 $H_+$  : 全上 (昇降舵なし, 全上 174.5mm)  
 $H_T$  : 全上 (昇降舵なし, 全上 290mm)  
 $H^e$  : 全上 (昇降舵付, 全上 70mm)  
 $V_T$  : 垂直尾翼 (面積 370 cm<sup>2</sup>, 方向舵なし)  
 $V_T^r$  : 全上 (面積 370 cm<sup>2</sup>, 方向舵付)

$V_S$  : 全上 (面積 297 cm<sup>2</sup>, 方向舵付)  
座標系は胴体基準線上の 28%MAC の位置を原点とする安定軸である。

## 3. 風洞模型

機体外形の 48 年案に基づいた 1/10 寸度の風洞模型三面図および主要諸元を図 3 および表 1 に示した。

模型は巡航エンジンに関して空気取入口および排気ジェット部分の整形を施してある。

前胴部は胴体全長 1.083 m のものを基準に、長さを夫々 50mm 延長したもの合計 3 形態、垂直尾翼は面積を異にするもの 2 形態がある。

水平尾翼は上下方向の取付位置を胴体基準線より上方 70mm のものを標準として、同じく上方 174.5 mm (十型), 同じく 290 mm (T 型) の 3 形態である。

尾翼は舵面なしのものと舵面付のものがあり、六分力測定値に相違がみられたのでこれを区別した。(記号の項参照)

## 4. 風洞, 計測装置および風洞壁境界修正

風洞は航空宇宙技術研究所突風風洞<sup>2)</sup>測定部断面 2 m 正方形, 閉鎖型を使用した。

模型は風洞備え付の標準三本支柱で支持され, 六分力の計測はピラミッド型六分力天秤によった。(測定の精度, データ処理装置等については文献<sup>2)</sup>を参照されたい)

風洞壁の境界修正は image vortex system による主翼に関する有効迎角および誘導抵抗の変化のみについて最小限の修正を施した。特に尾翼位置における吹きおろしの修正を行わなかったのは後述するように支持支柱の影響が見込まれたからである。修正量<sup>3)</sup>は次の通りである。

$$\Delta \alpha = 0.329 C_L$$
$$\Delta C_D = 0.0057 C_L^2$$

## 5. 試験内容と結果

試験風速はすべて 40 m/s 附近である。試験レイノルズ数は主翼 MAC 基準で  $0.47 \times 10^6 \sim 0.49 \times 10^6$  の範囲

\* 昭和50年8月13日 受付  
\*\* 新型航空機研究グループ  
\*\*\* 飛行実験部 (元新型航空機研究グループ)

であった。

(1) 六分力試験項目および測定値の表示一覧を表2に示す。

(2) 気流系による気流の観察と写真撮影を実施した。写真の一部を図13以下(形態WFGHV<sub>T</sub>)に示す。

### 6. 試験結果の検討

#### 6.1 支柱干渉について

模型を天秤に支持する三本支柱系が六分力測定値に及ぼす影響、いわゆる支柱干渉がかなりあるのではないかと予想されたので、これに対して干渉量を測定するための実験\*が進藤、広末らによって別途実施され、干渉の状態が明らかになった。<sup>5)</sup>図4-1以下の六分力データはこの影響を含んでいるから、あらかじめ干渉の程度を知っておく必要がある。以下に干渉量測定実験の結果を要約し引用させていただく。

実験は模型を背面状態で支持したり、支柱のdummyを装着したりする関係上形態において垂直尾翼なしのものに制約され、迎角において約±6°の範囲に限定されたが、抵抗および縦揺れモーメントの受ける影響が最も大きい。図1は実験で求められた支柱干渉によるこれらの増分をΔをつけて表したもので、正味値を得るためには

図4-1以下のデータから差引かれるべき量を示したものである。

C<sub>D</sub> について干渉量修正前と修正後の比較を図2に示した。抵抗は小迎角および負の迎角では見掛上大きく測定される。正味最小抵抗は形態WFGHV<sub>T</sub> について、δ<sub>f</sub> = 0 では C<sub>Dmin</sub> = 0.077 で α = 0 の附近にあり、δ<sub>f</sub> = 30 では 0.1045 で α = -4 の附近にある。このように最小抵抗を与える迎角は妥当な方に移る。

図1に戻って、C<sub>m</sub> に及ぼす影響は機首上げに作用し、水平尾翼付の形態(WFGH, WFH)は無尾翼の形態(WF)より影響が大きい。機首上げの量は α = 0 で ΔC<sub>m</sub> = 0.045 (水平尾翼付), 0.02 (水平尾翼なし)の程度である。C<sub>ma</sub> については実験の結果水平尾翼付の形態は、迎角0°附近をはさんで正の側と負の側とで ΔC<sub>ma</sub> に差を生じるとみなければならない理由(詳細は省く)があって、図1にもその結果が現われている。水平尾翼付形態について ΔC<sub>ma</sub> = 0.004 (0 < α < 7), 0.0016 (α < 0)の程度の影響があるとみなされる。但しこのような ΔC<sub>ma</sub> に差を生じる傾向はWFGH, WFH 共に δ<sub>f</sub> = 0 の場合に明確であって、δ<sub>f</sub> = 30 の場合には規則性に乏しく顕著ではない。従ってフラップ上げの形態に限れば、支柱干渉の影響がC<sub>m</sub> 曲線に折れを作る一因になっている可能

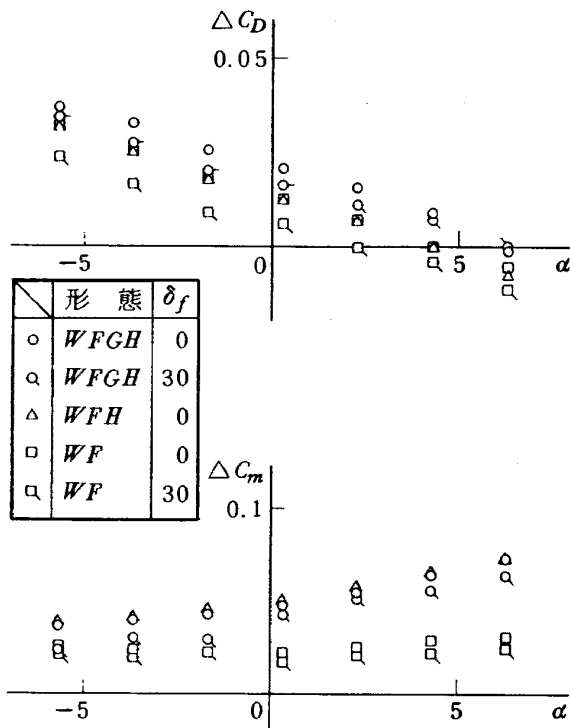


図1 C<sub>D</sub> および C<sub>m</sub> に及ぼす支柱干渉

形態	δ <sub>f</sub>	抵抗係数
WFGHV <sub>T</sub>	○	測定値
	—	修正値
	△	測定値
	---	修正値
WFHV <sub>T</sub>	△	測定値
	---	修正値

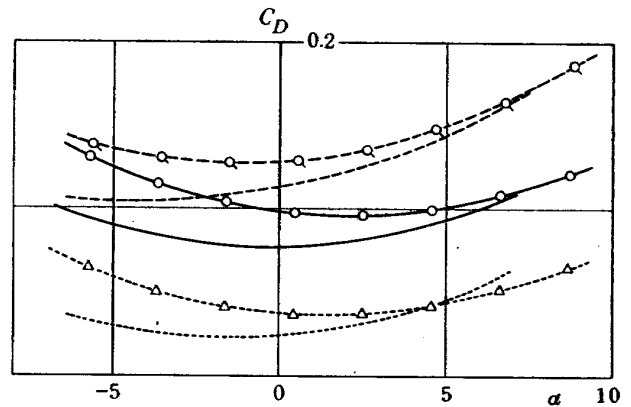


図2 C<sub>D</sub> 修正後の比較

\* 試験方法は文献<sup>4)</sup>による。

性があることを示唆しているといえる。無尾翼形態は  $C_{ma}$  の変化を無視して支障ない。

$\beta$  微係数は  $C_m$ ,  $C_Y$ ,  $C_n$  等に小さい影響を受けるが、さして重要性はないものとする。

## 6.2 無尾翼形態 (図4-1・4-2)

(1) フラップ下げによる揚力増分は最大下げ角  $30^\circ$  の場合について  $\alpha=10$  で  $\Delta C_L=0.46$ ,  $C_{Lmax}$  で  $\Delta C_L=0.6$  である。 $\delta_f=30$ ,  $\alpha=10$  の推算値  $\Delta C_L \approx 0.54$  からみると隙間フラップとしての効率はやや低目か或いはこの程度なのかもしれない。(フラップ下げ角は模型の機構上から設定精度に若干問題があった)

(2)  $C_{ma}$  は空力中心まわりに換算して  $0.012 \sim 0.015$ ,  $C_{n\beta} = -0.0022$  程度で、共にこれら不安定モーメントは機首部分の胴体長さと胴体全長との割合に比べて大きいようである。

(3) 垂直尾翼  $V_T$  付 ( $WFGV_T$ ) のデータを併記した。 $V_T$  が作る横揺れ成分が大きい点は注目される。

(4)  $WFGV_T$  の  $C_n \sim \beta$  曲線に変曲点が現れ不整である。定性的には、 $\sim 10^\circ$  以上の横滑り角で無尾翼形態の方向不安定モーメントが減少することと垂直尾翼の効きおよび失速とに関連して起るのが一つの原因とみなされる。この性質は全機特性へ受継がれるから更に検討を要する点である。

## 6.3 全機特性および脚効果

(図5-1・5-2・6-1・6-2)

(1) 主翼は230系の翼型であるから失速性は良好とはいえない。フラップ下げに限らずフラップ部分から剝離が始まり  $C_{Lmax}$  ( $\alpha=12 \sim 13$ ) で前縁へ抜ける。迎角  $15^\circ$  までは翼端失速のおそれはない。

(2) 風洞試験値そのままを用いて  $\delta_f=30$ ,  $C_{Lmax} \approx 1.9$  とすれば、機体重量4,500kgに対し失速速度  $v_{s0} = 94 \text{ kt}$ ,  $1.2v_{s0} = 113 \text{ kt}$  の見当である。

(3) 抵抗係数の測定値は前述の通り支柱干渉による抵抗増分を含んでいる。図3に示したように干渉量を修正すれば、脚なし形態 ( $WFHV_T$ ) の正味最小抵抗係数は約0.023である。この数値は同形態に対する計算値を参照すれば特に小さ過ぎる値ではない。従って  $WFGHV_T$  形態と比較して試験レイノルズ数における脚の抵抗分は正味0.05の程度になる。脚の抵抗分が大きい割合を占めて全機抵抗係数の実機相当レイノルズ数への修正は適確には難かしい。

(4)  $\alpha=0$  附近で  $C_m$  に折れがある。前述のように支柱干渉の影響で折れができる可能性があり現段階では機体

の性質として問題にしなくてもよさそうである。

(5)  $C_{ma}$  および  $C_m C_L$  は  $\delta_f=0$   $\alpha>0$  で  $-0.0083$  および  $-0.095$ ,  $\delta_f=30$   $\alpha=10$  で  $-0.0068$  および  $-0.075$ , 昇降舵試験時 ( $WFGH^e V_T$ ) で  $-0.0063$  および  $-0.075$  である。支柱干渉量を修正すれば  $\delta_f=0 \sim 30$  で  $C_{ma} = -0.012 \sim -0.01$ ,  $C_m C_L = -0.14 \sim -0.12$  程度である。これら静安定度の中点 (昇降舵固定) は  $42 \sim 40\%$  MAC である。

(6) フラップ下げによるトリム迎角の変化は良好である。主翼失速時水平尾翼の回復モーメントに異常はない。なお縦のトリムについては昇降舵の項で述べる。

以下垂直尾翼  $V_T$  付全機 ( $WFGHV_T$ ) について

(7)  $\delta_f=0$ ,  $30$  共に  $-C_{l\beta} \approx 0.0027$  ( $\alpha=0$ ),  $0.002$  ( $\alpha=10$ ) である。

(8)  $C_{n\beta} \approx 0.0042$  ( $\alpha=0$ ),  $0.0047$  ( $\alpha=10$ )。

(9) 安定計算の結果を述べるものではないが、 $-C_{l\beta}$   $C_{n\beta}$  共に大きな値で静安定度は相当に強い。両者のバランスは  $C_L$  小で比較のとれているとみられるが、 $C_L$  大で  $C_{n\beta} / -C_{l\beta}$  の値は大きい傾向がある。

(10)  $-C_{l\beta}$  の垂直尾翼分は  $0.0022$  ( $\alpha=0$ ),  $0.0009$  ( $\alpha=10$ ) である。

以下垂直尾翼  $V_S$  付全機 ( $WFGHV_S$ ) について

(11)  $-C_{l\beta} \approx 0.0017$  ( $\alpha=0$ ),  $0.0014$  ( $\alpha=10$ )。

$C_{n\beta} \approx 0.0014$  ( $\alpha=0$ ),  $0.0017$  ( $\alpha=10$ )。

(12) Perkins<sup>5)</sup>の基準を目安にすれば  $C_{n\beta}$  の値は良好である。強いてメモすれば小さい  $C_L$  で  $C_{n\beta} / -C_{l\beta}$  の値は小さい側にある。 $V_T$  より好ましい。

## 6.4 水平尾翼上下位置の影響 (図7-1~7-4)

(1) 標準型と+型とを比較すると  $C_{La}$  の差は殆んどないが、 $-C_{ma}$  は+型が大きく  $\sim 0.0114$  で水平尾翼の効きはよくなっている。T型は  $C_{La}$ ,  $C_{ma}$  共に増大し  $-C_{ma} = 0.027$  である。

(2)  $-C_{ma}$  の水平尾翼分は  $0.026$  (標準),  $0.029$  ( $H_+$ ),  $0.045$  ( $H_T$ ) である。これら水平尾翼モーメントの変化は腕長・水平尾翼露出部の面積・吹きおろし角・尾翼効率等の違いによるものとして説明できる。

(3) +型においては水平・垂直両尾翼の結合部の気流の乱れが懸念されたが、 $C_{n\beta}$  の大きさに変化はみられない。この尾翼配置の気流試験は行っていない。

(4) T型は水平尾翼の端板効果とみられる  $C_{n\beta}$  の増分約  $0.0014$  がある。

## 6.5 前胴部延長による不安定モーメント

(図 8-1~8-4)

測定値の傾斜を問題にするので正確にゆかないが、大凡次のようである。

(1) 無尾翼形態について  $C_{m\alpha} \approx 0.0181$  ( $WFG$ ),  $0.0189$  ( $WF_1G$ ),  $0.020$  ( $WF_2G$ ) である。従って前胴 50 mm の延長につき  $C_{m\alpha}$  の増分  $\Delta C_{m\alpha} \approx 0.0008 \sim 0.0011$  がある。

(2) 無尾翼形態について  $-C_{n\beta} \approx 0.0021$  ( $WFG$ ),  $0.0025$  ( $WF_1G$ ),  $0.0029$  ( $WF_2G$ ), 従って 50 mm の延長につき  $-\Delta C_{n\beta} = 0.0004$  となる。

(3)  $C_{Y\beta}$  の増分は 50 mm 延長につき  $-\Delta C_{Y\beta} = 0.001$  の程度である。

## 6.6 昇降舵の効き (図 9-1~9-3)

(1)  $-C_{m\delta_e} = 0.019$  (下げ),  $0.023$  (上げ) は通常値より大きい。

(2)  $\delta_f = 0$ ,  $C_L = 0.5 \sim 0.8$  の巡航で  $3^\circ \sim 4^\circ$  の昇降舵下げの見当である。水平尾翼に取付角をもたせることが望ましいが、支柱干渉による機首上げ分を差引くときは下げ  $1^\circ \sim 2^\circ$  になる。

(3)  $\delta_f = 30$  で昇降舵上げ  $25^\circ$  は MAC の前方約 5% の重心位置までをトリム可能な量である。仮に重心位置を 18% MAC としたとき (重心最前方位置の想定),  $C_L = 1.3$  ( $1.2 v_{s0}$  相当) での釣合舵角は上げ  $4^\circ$  の見当である。支柱干渉量を修正すれば  $5^\circ \sim 6^\circ$  位になる。更に水平尾翼の取付角を考慮したとしても上げ角  $8^\circ$  を越えない見当である。引起しの余裕は充分にある。

(4) 縦の静安定は通常値であるが、昇降舵の効きは過敏であり引起しの余裕は充分にとれることから舵の効きは押える向きで、横の静安定度に見合っ縦の静安定を強めることが望ましいであろう。

(5)  $C_{L\delta_e} \approx 0.007$

## 6.7 補助翼の効き (図 10-1・10-2)

(1) 左エルロン操舵による片翼当り,  $\delta_f = 0$  では  $\alpha = 0 \sim 10$  の範囲で  $|C_{l\delta_a}| \approx 0.0019 \sim 0.0017$  (下げ),  $0.0015$  (上げ),  $\delta_f = 30$  では  $\alpha = 10$  で  $0.0015$  (下げ),  $0.0021$  (上げ) である。

(2) 最大舵角で得られる  $C_l$  は  $\delta_f = 0$  で  $0.028$  および  $-0.022 \sim -0.02$ ,  $\delta_f = 30$  で  $\pm 0.03$  位である。

補助翼一杯操舵を  $\pm 20^\circ$  の differential,  $C_l = 0.048 \sim 0.06$ , 垂直尾翼  $V_S$  付全機の横揺れ減衰係数  $C_{l_p}$  の計算値を  $-0.45 \sim -0.55 \text{ rad}^{-1}$  (平均  $-0.5 \text{ rad}^{-1}$  とする) と考えると, helix angle で  $0.096 \sim 0.12 \text{ rad}$  となる。

(3) 模型の失速状況は左右非対称に起ったが, 失速時のエルロンの効きは  $|C_{l\delta_e}| \approx 0.0007$  と推定される。

(4) aileron yaw は  $\delta_f = 30$   $\alpha = 12$  で片エルロン当り高々  $|C_{n\delta_a}| = 0.006/20$  である。

右ロールの機首左は通常で adverse。

## 6.8 方向舵の効き (図 11-1~11-3)

垂直尾翼  $V_T$  付は方向安定が強く横滑りに対して操舵量が大きく方向舵の効きが不足であるので不満足である。

以下垂直尾翼  $V_S$  付全機 ( $WFGHV_S$ ) について,

(1)  $-C_{n\delta_r} \approx 0.0016$  ( $\beta = 0$ )。舵角  $25^\circ$  で得られる  $|C_n|$  は  $0.036$  ( $\beta = 0$ ) である。

(2)  $\alpha = 10$ ,  $\delta_f = 0$  で  $\beta = 15$  の定常横滑りを考える。

aileron yaw は小さいから無視して簡単に考えて, 釣合方向舵角は  $22^\circ$  の見当である。このとき補助翼の操舵角は  $5^\circ$  以下となる。参考までに  $C_L = 1.18$ ,  $C_Y = -0.21$  であるからバンク角は約  $10^\circ$  である。

(3) 舵角最大で  $25^\circ$  なら  $16^\circ \sim 17^\circ$  までの定常横滑りが可能である。バランスの点で方向舵の操舵量は大きい。

以上各形態の横の静安定微係数の風洞試験値について一まとめに図 12 に示した。

## 6.9 その他

(1) 形態  $WFGHV_T$  と  $WFGH^eV_T$  とでは  $C_m$ ,  $C_L$  の測定値が一致していない。水平尾翼取付に角度で  $\pm 0.3^\circ$  ( $H$ ),  $\pm 1.5^\circ$  ( $H^e$ ), 程度のガタがある。不一致の一因であろうがこれだけでは説明できない。

(2)  $C_n$  はジェットの影響を含んでいる。

(3) 補助翼舵角は小刻みに試験すべきであった。主翼は Beechcraft 製 Mentor のものと同一であるから関連の資料参照のこと。

## 7. 結 び

VTOL 実験機の機体外形 48 年案に関して実施した CTOL としての一連の風洞試験の結果を示した。VTOL としての考慮を抜きにして通常飛行状態に対する検討を加えた。この形態に関しては縦・横の静安定, 三舵の効きの間の全体的なバランスを計るべく再検討される余地があろう。 $\beta \sim C_n$  の不整も改善したい。

支柱干渉量測定実験 および六分力試験の一部は外国人研究者として当研究所に招へいされていた米国ワシントン大学進藤章二郎氏によって行われたものであり, 本文の一部として使用させていただいた。同氏の御厚意に感謝します。

犬丸第 3 グループ・リーダーには多大の御支援をいただきました。

## 文 献

- 1) VTOL実験機計画, 航技研技術資料N-17, '74
- 2) 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, 航技研報告TR-335, 1973
- 3) 例えば, 航空評議会, 風洞試験規程, 昭和17年
- 4) Pope, A., Harper, J. J., Low-Speed Wind Tunnel Testing, Wiley & Sons, Inc., 1966
- 5) 進藤章二郎, 1/10 VTOL模型の支柱干渉量の測定, 覚え書, 昭和49年9月
- 6) Perkins, C. D., Hage, R. E., Airplane Performance Stability and Control, Wiley & Sons, Inc., 1960

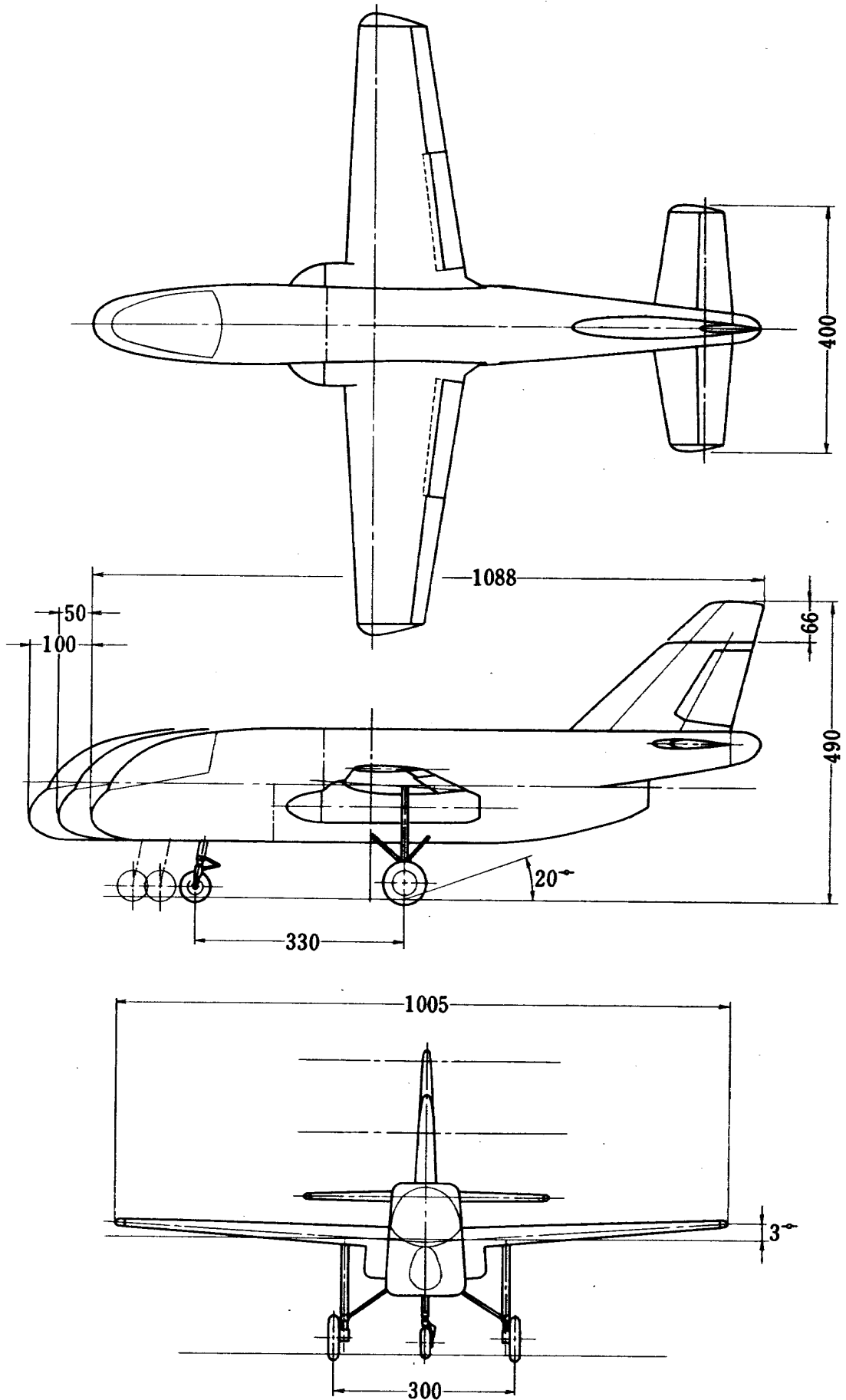


図3 風洞模型三面図 (単位mm)

表1 主要諸元表

全 長	1.088 · 1.138 · 1.188 m	胴体全長	1.083 · 1.133 · 1.183 m	
全 高	0.49 · 0.424 m	胴体全高	0.180 m	
全 幅	1.005 m	胴体全幅	0.128 m	
	主 翼	水 平 尾 翼	垂 直 尾 翼	
翼 型	NACA 23016.5 (center) NACA 23012 (tip)	NACA 0012.5 改	NACA 0013 改	
面 積 ( m <sup>2</sup> )	0.1607	0.044	0.037** · 0.0297***	
翼 幅 ( m )	1.005	0.4	0.214 · 0.148	
空力平均弦長 ( m )	0.166	0.112	0.188 · 0.207	
アスペクト比	6.28	3.62	1.23 · 0.74	
テ ー ー 比	0.5	0.63	0.33 · 0.54	
振 り 下 げ ( deg. )	3	0	0	
後 退 角 ( deg. )	0 (25%c)	5.8	41.5 · 41.5	
上 反 角 ( deg. )	3	0	0	
取 付 角 ( deg. )	4 (center)	0	0	
尾 翼 腕 長 ( m )		4.83 *	4.58 · 4.38	
尾 翼 容 積 比 ( 静 )		0.801*	0.1053 · 0.0807	
・ ( 動 )		2.33 *	0.048 · 0.0352	
*標準 ** $V_T$ *** $V_S$				
	フ ラ ッ プ	補 助 翼	昇 降 舵	方 向 舵
型 式	single slotted	plane	plane	plane
面積(左右合計)(m <sup>2</sup> )	0.0168	0.0107	0.0117	0.0078
幅 ( m )	0.382	0.406	0.320	0.115
平均弦長 ( m )	0.044	0.027	0.037	0.063
最大操舵角 ( deg. )	30	±20	未 定	未 定



表2 六分力試験項目と測定値の表示

六分力試験項目	模型形態	図	記 事
無尾翼特性	$WFG$	4-1	縦, $C_L \sim C_D, \alpha, C_m$
	$WFG \cdot WFGV_T$	4-2	横, $\delta_f = 0, \beta \sim C_Y, C_l, C_n$
全機特性	$WFGHV_T \cdot WFGH^e V_T$	5-1	縦,
	$WFGHV_T \cdot WFGHV_S$	5-2	横,
脚 効 果	$WFHV_T \cdot WFGHV_T$	6-1	縦, $\delta_f = 0$
	" "	6-2	横, $\delta_f = 0$
水平尾翼位置効果	$WFGH_+ V_T$	7-1	縦,
	"	7-2	横, $\delta_f = 0$
	$WFGH_T V_T$	7-3	縦,
	"	7-4	横,
前胴延長効果	$WF_1 GHV_T \cdot WF_1 G$	8-1	縦, $\delta_f = 0$
	" "	8-2	横, $\delta_f = 0$
	$WF_2 GHV_T \cdot WF_2 G$	8-3	縦, $\delta_f = 0$
	" "	8-4	横, $\delta_f = 0$
昇降舵の効き	$WFGH^e V_T^r$	9-1	縦, $\delta_f = 0$
	"	9-2	縦, $\delta_f = 30$
	"	9-3	$\delta_e \sim C_m$
補助翼の効き	$WFGHV_T$	10-1	$\beta = 0, \alpha \sim C_l, C_n$
	"	10-2	$\beta = 0, \delta_a \sim C_l, C_n$
方向舵の効き	$WFGH^e V_T^r$	11-1	横, $\delta_f = 0, \alpha = 0.4, 10.7$
	$WFGH^e V_S$	11-2	横, " "
	$WFGH^e V_T^r \cdot WFGH^e V_S$	11-3	$\delta_f = 0, \delta_r \sim C_l, C_n$

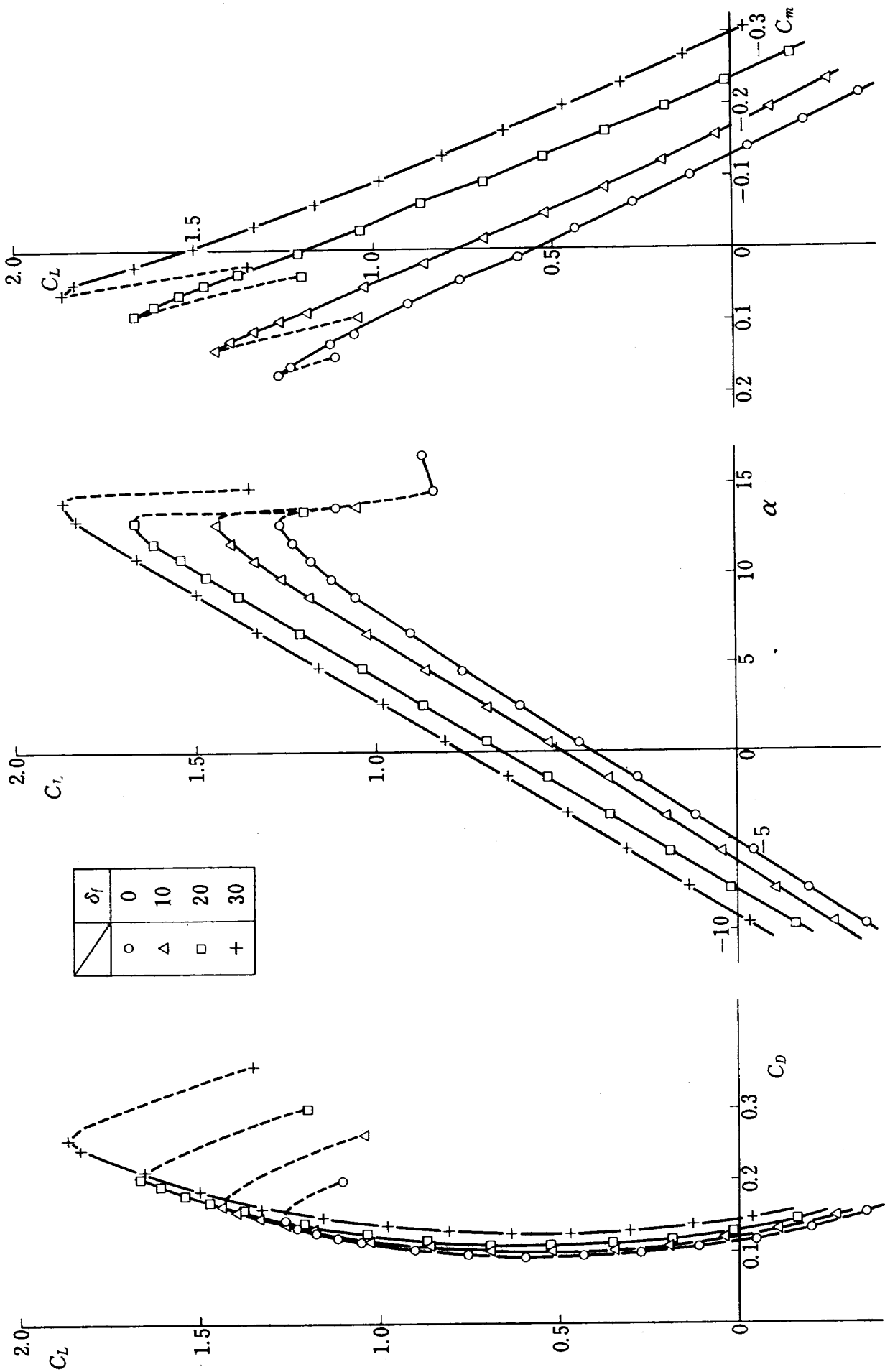


図4-1 無配翼特性 (WFG)

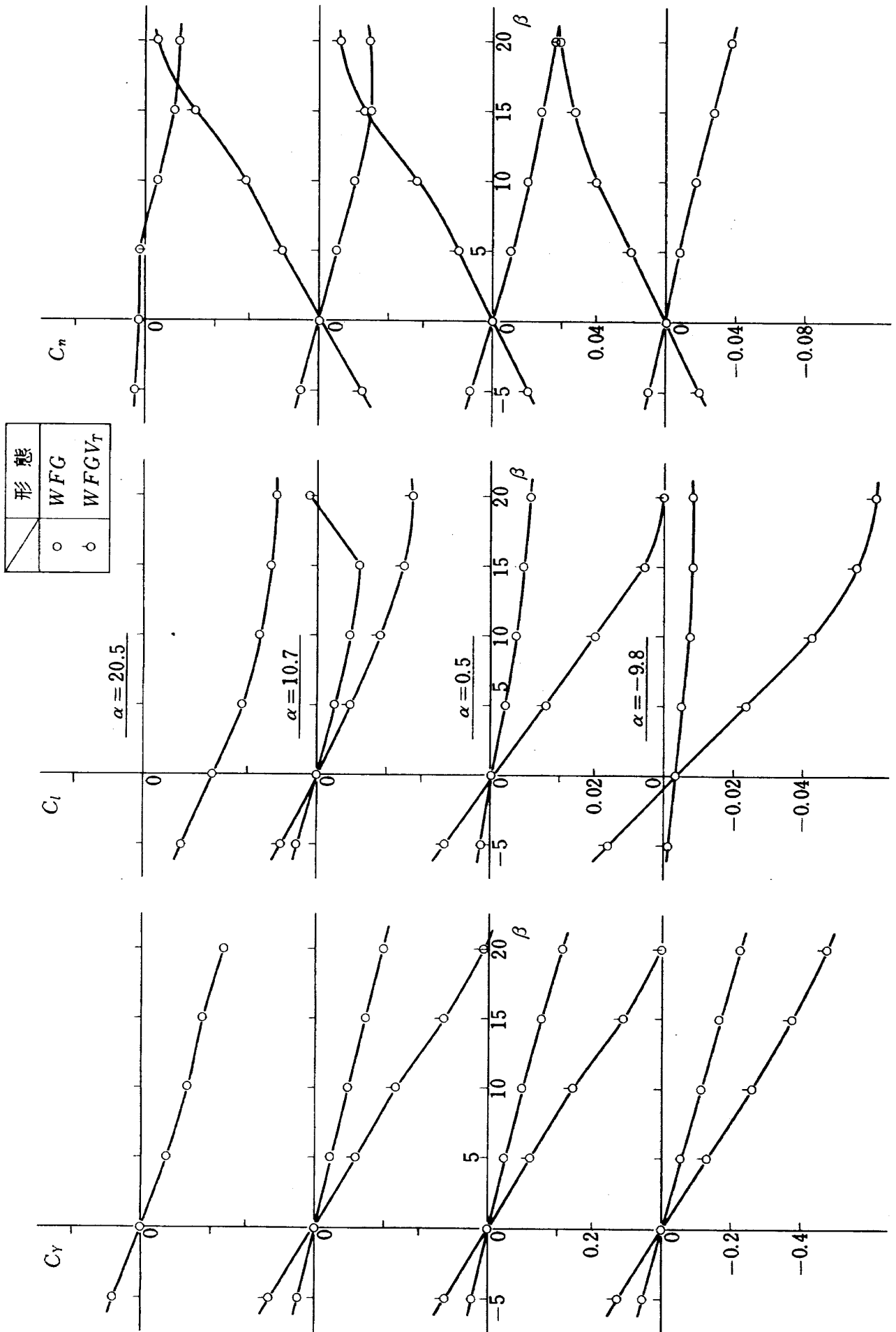


図 4-2 無尾翼特性,  $\delta_f = 0$

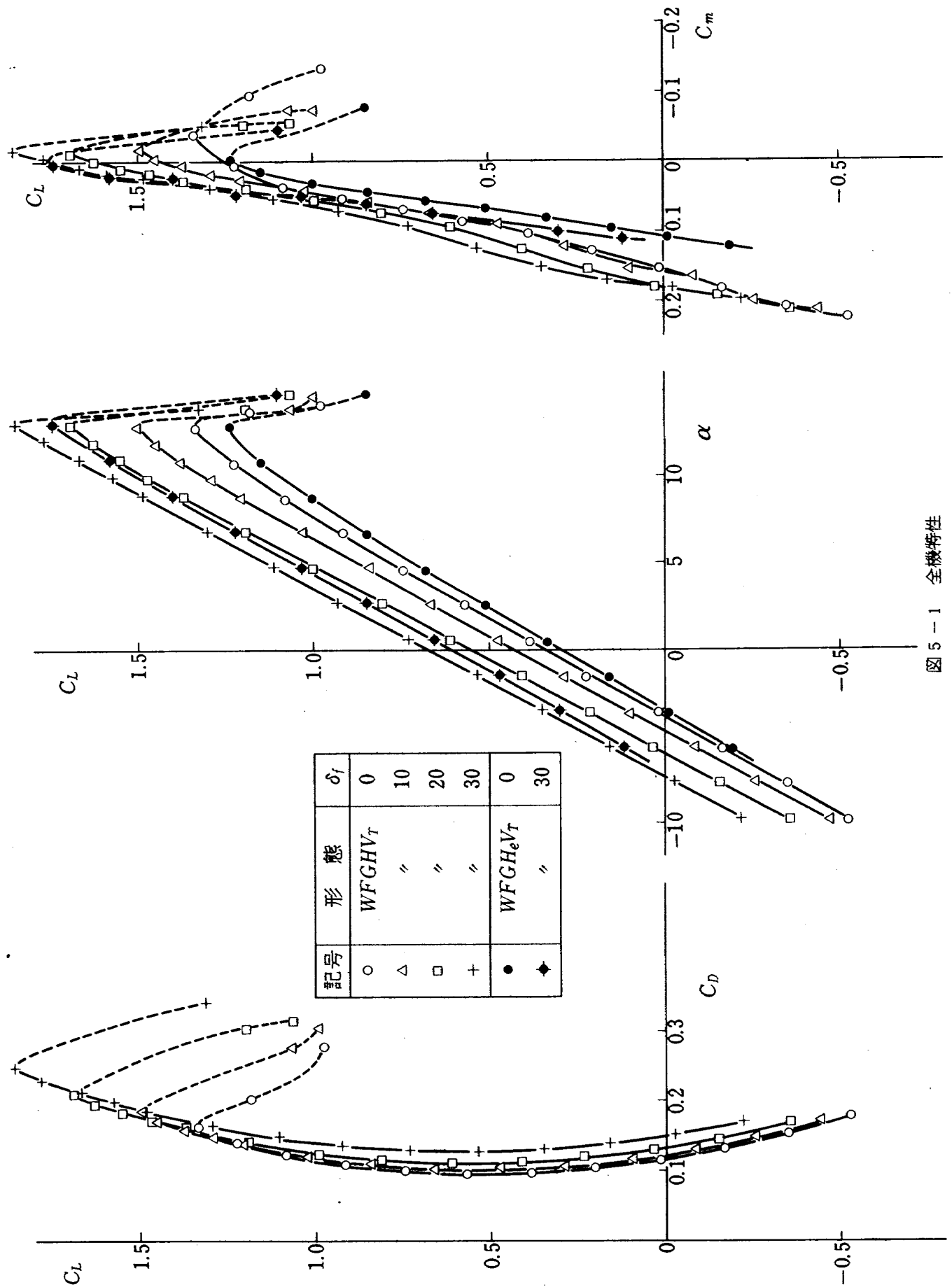


図5-1 全機特性

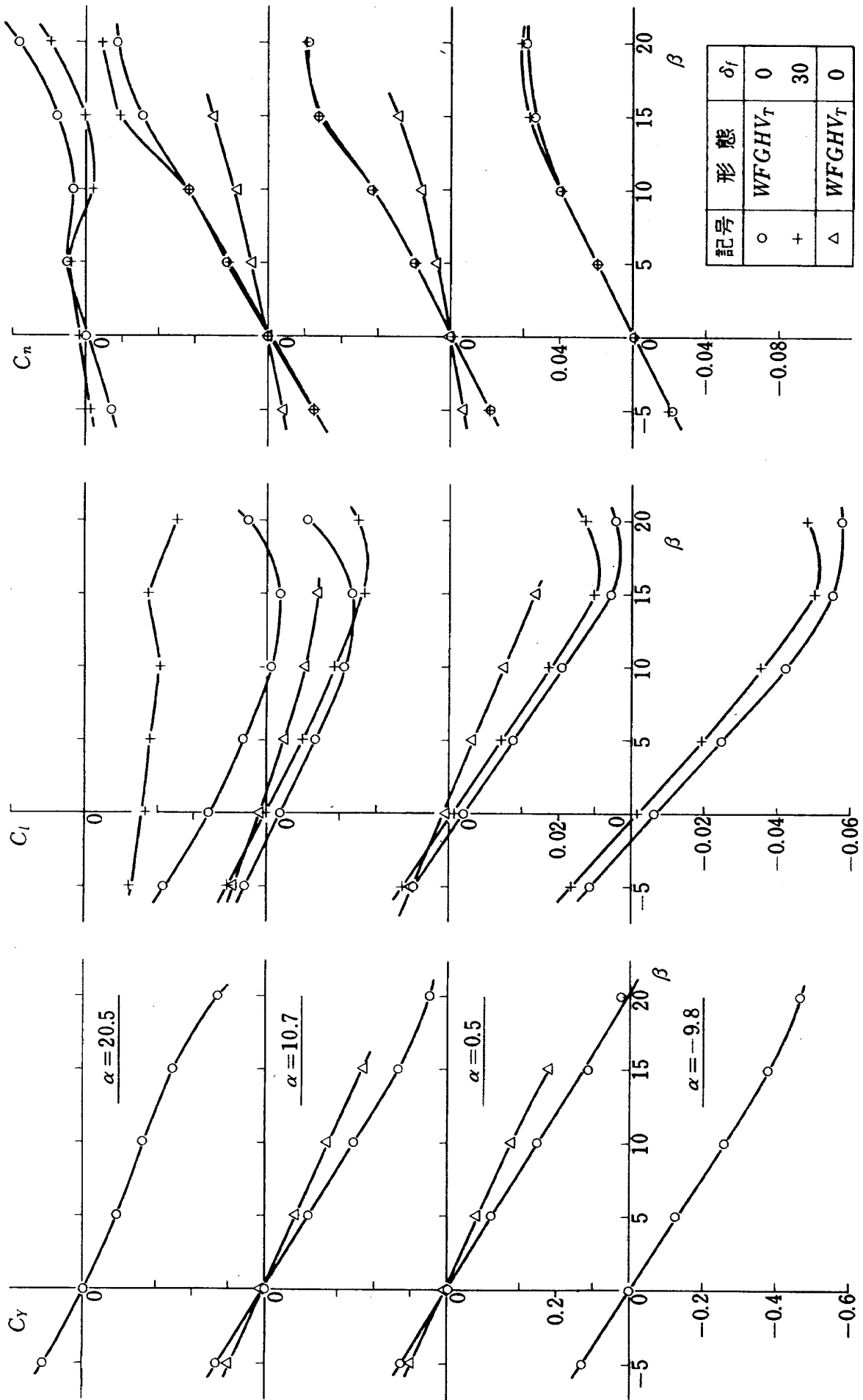


図 5-2 全機特性

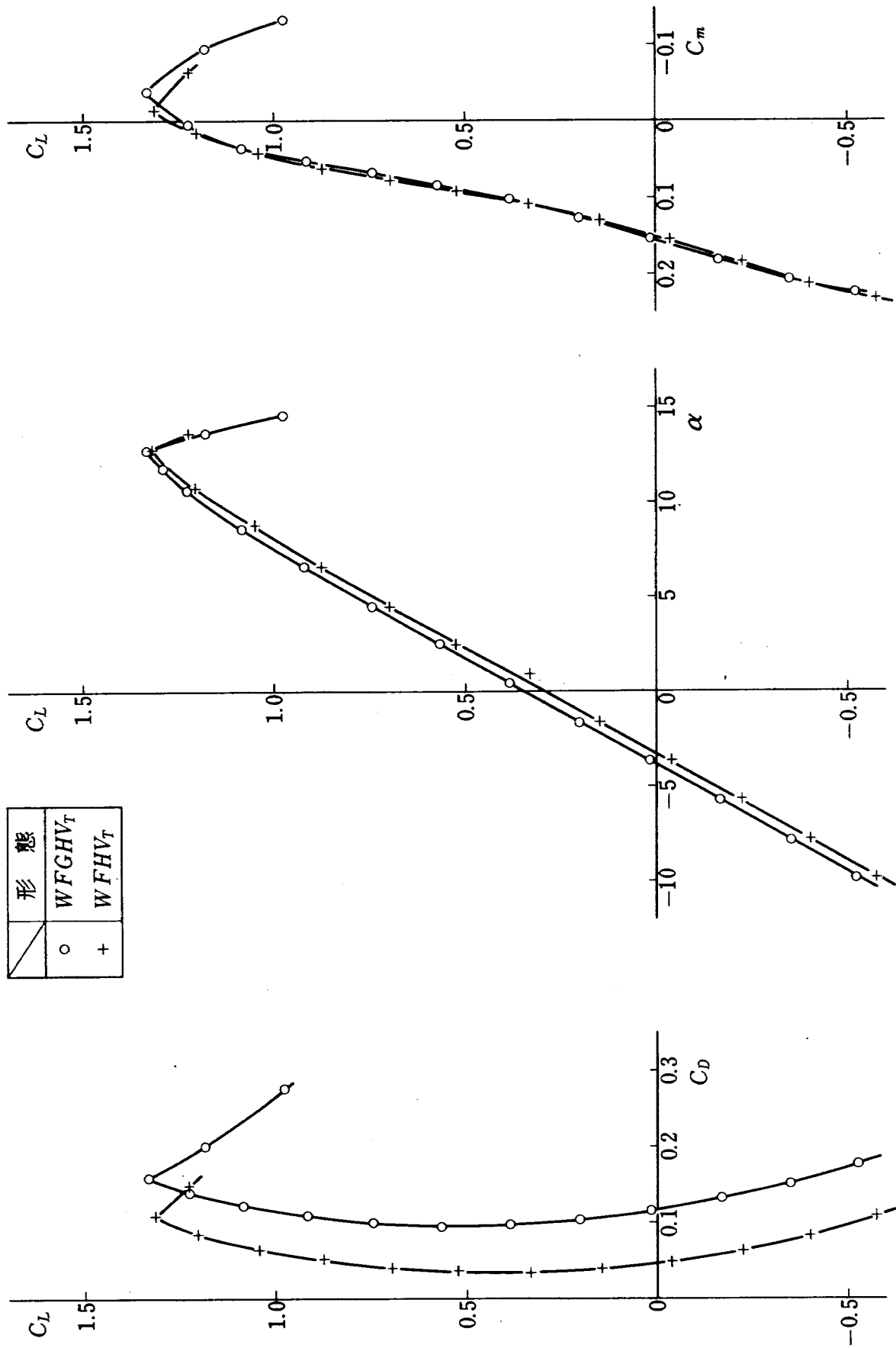


図6-1 脚効果,  $\delta_f=0$

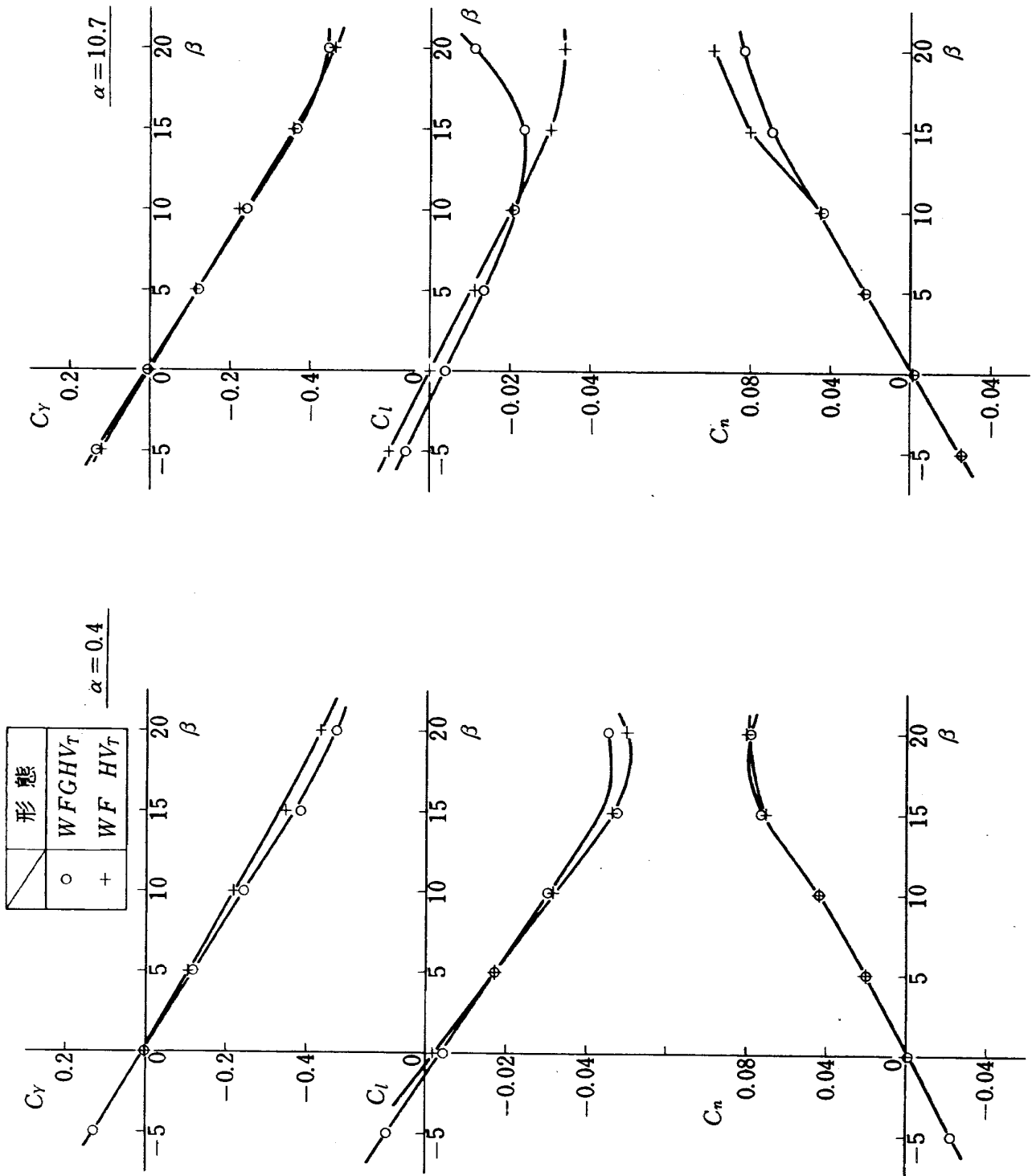


図 6-2 脚効果,  $\delta_f = 0$

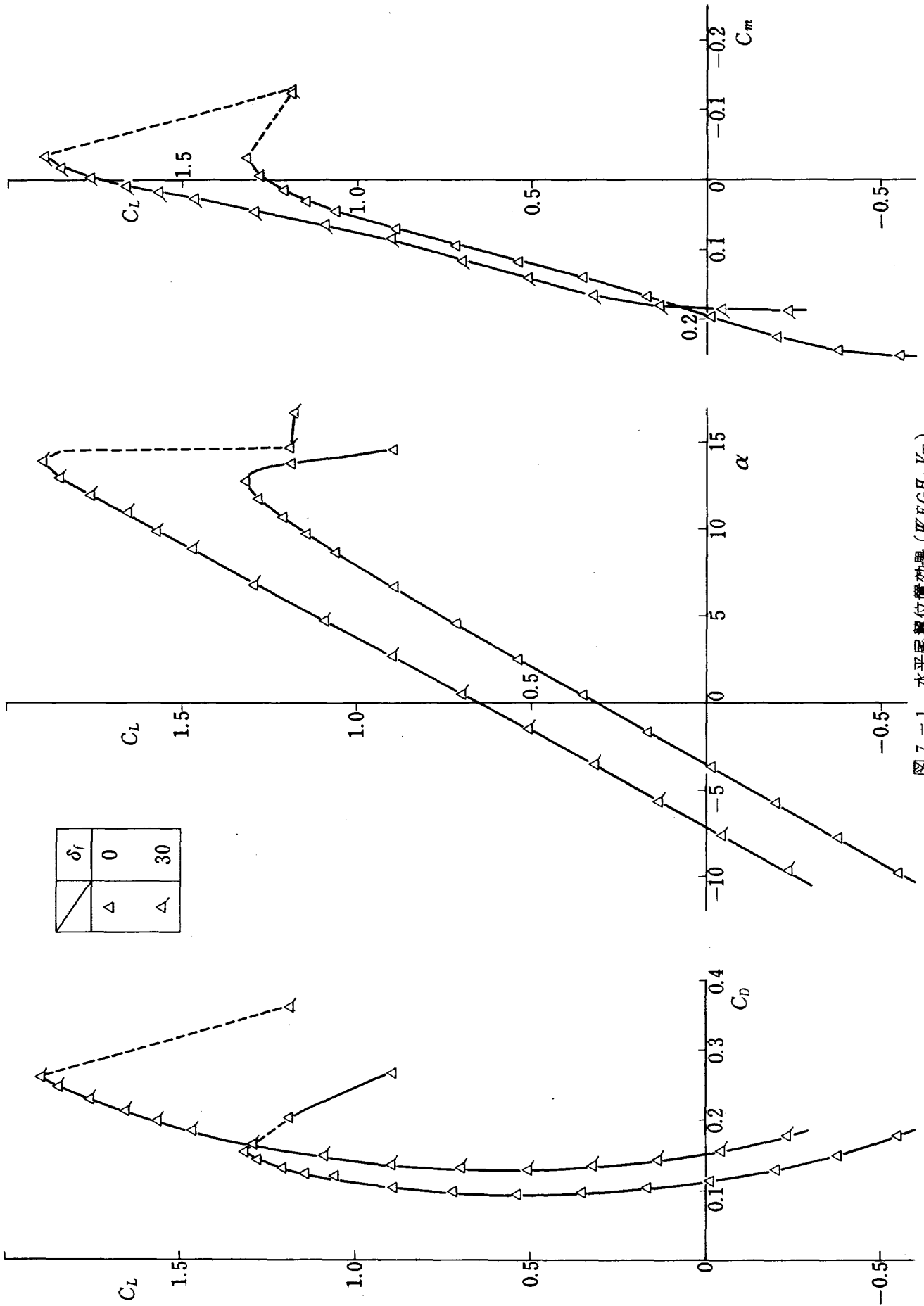


図 7-1 水平尾翼位置効果 ( $WFGH, V_T$ )



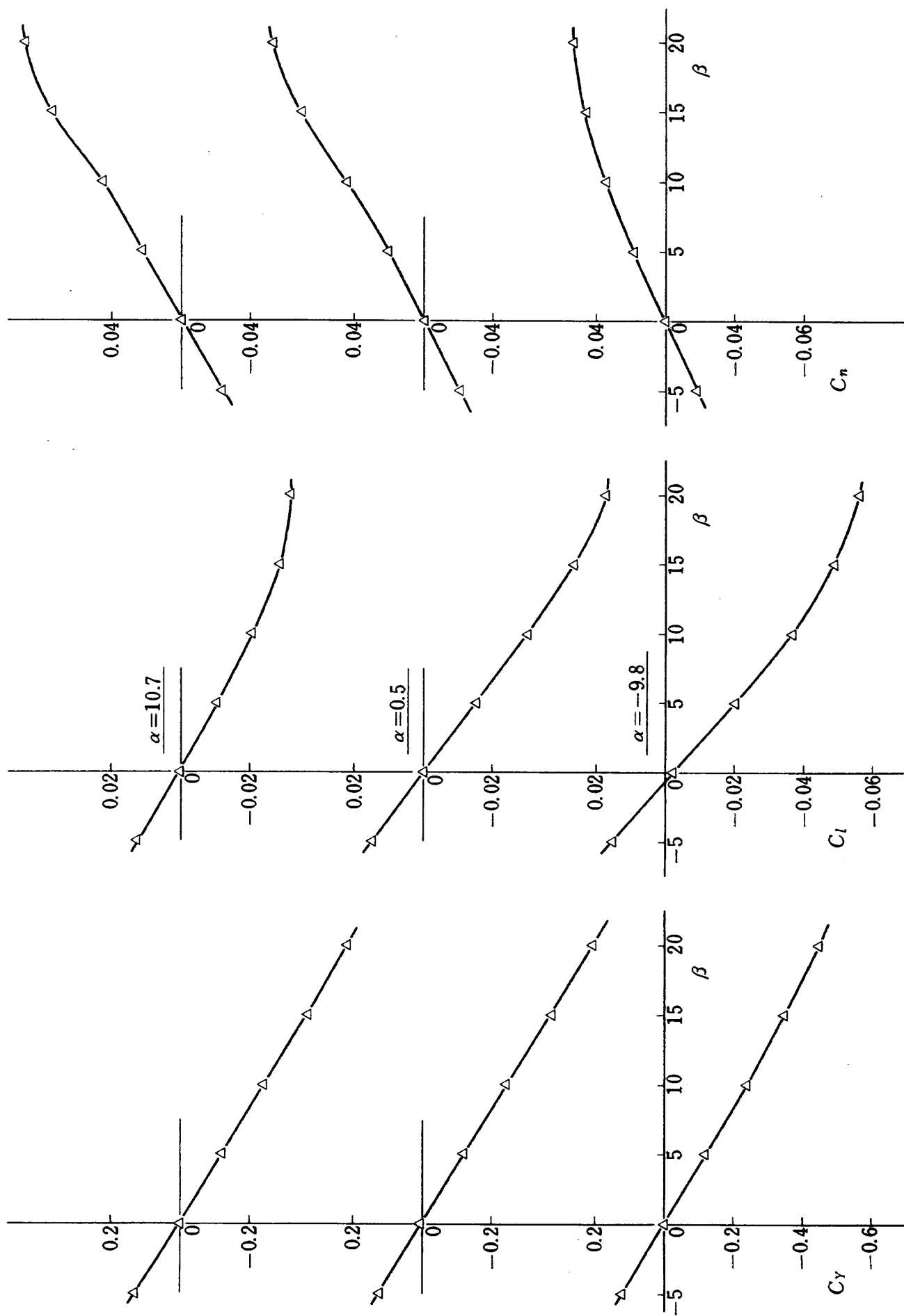


图 7-2 水平尾翼位置效果 ( $WFGH+V_T, \delta_f=0$ )

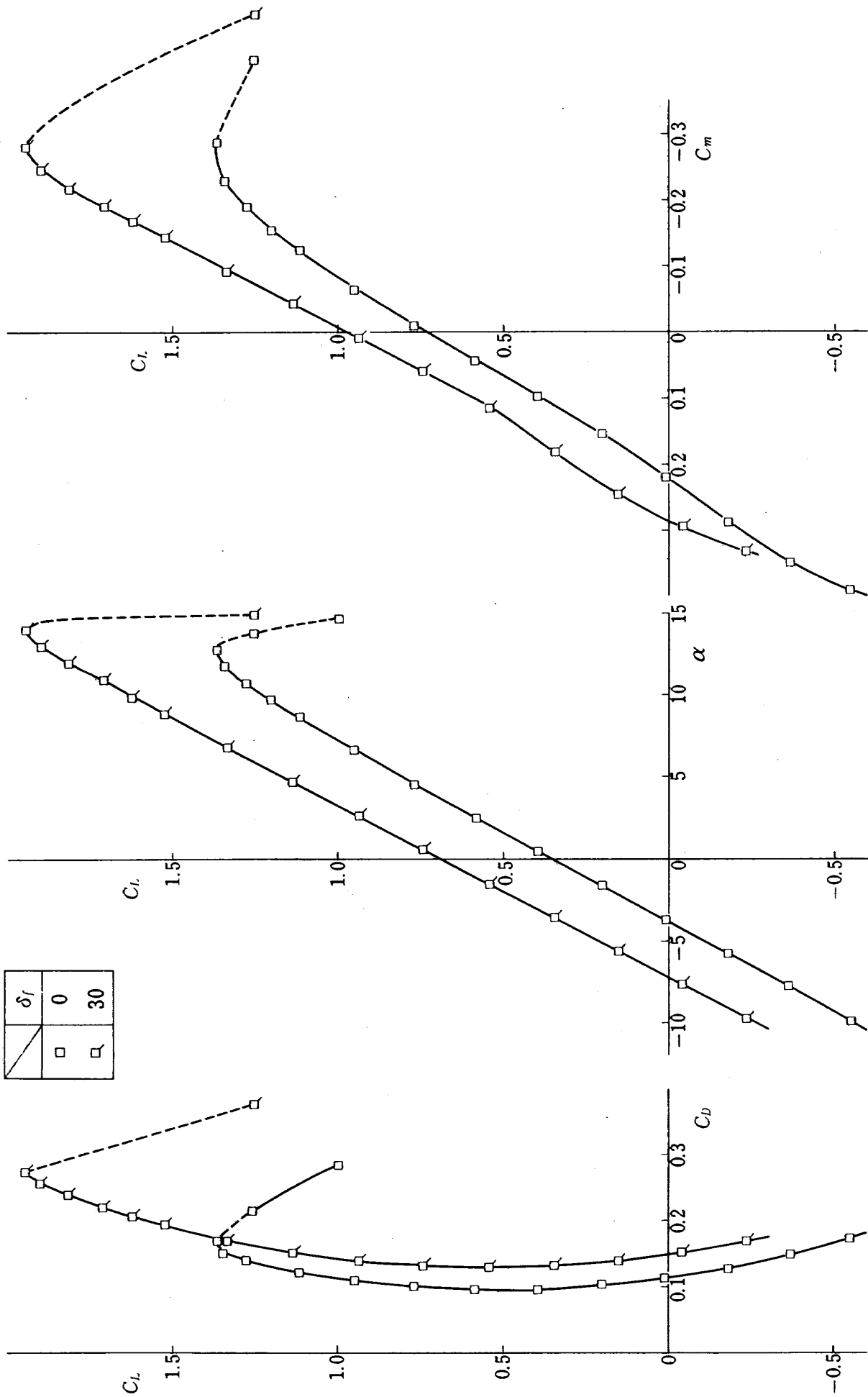


図 7-3 水平尾翼位置効果 ( $WFGH_VT$ )

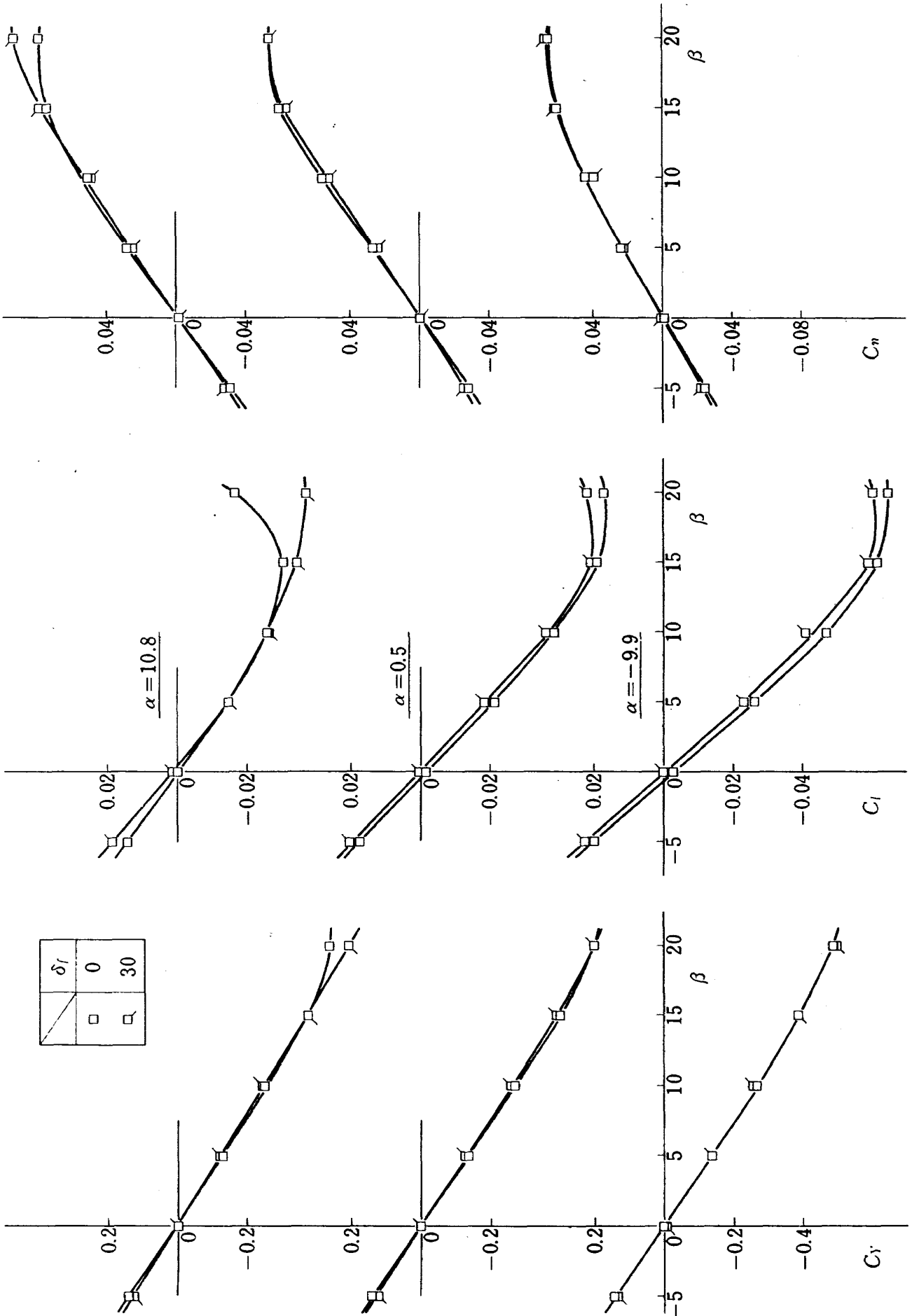


図 7-4 水平尾翼位置効果 ( $WFCH_T V_T$ )

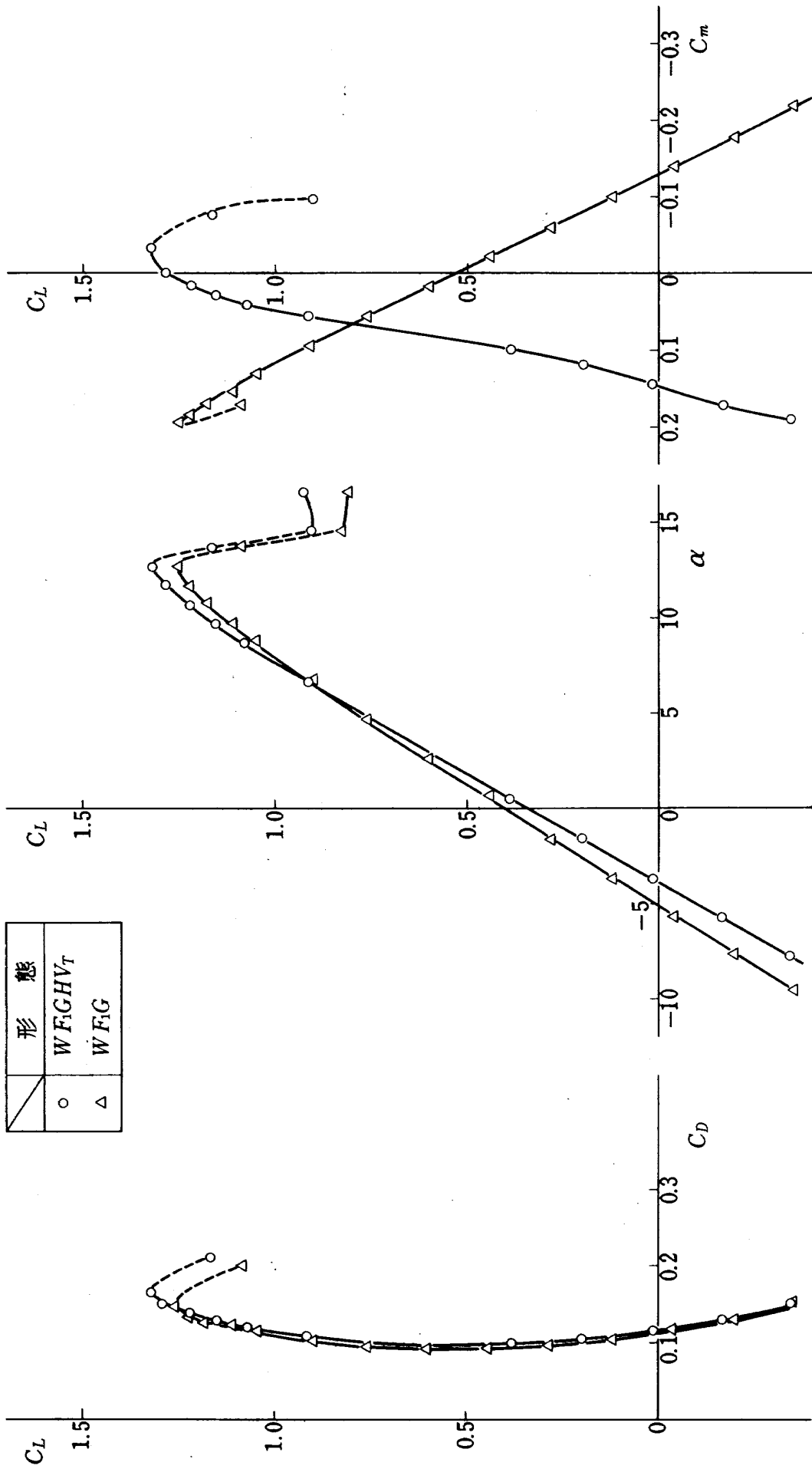


図 8-1 前胴延長効果,  $\delta_f = 0$

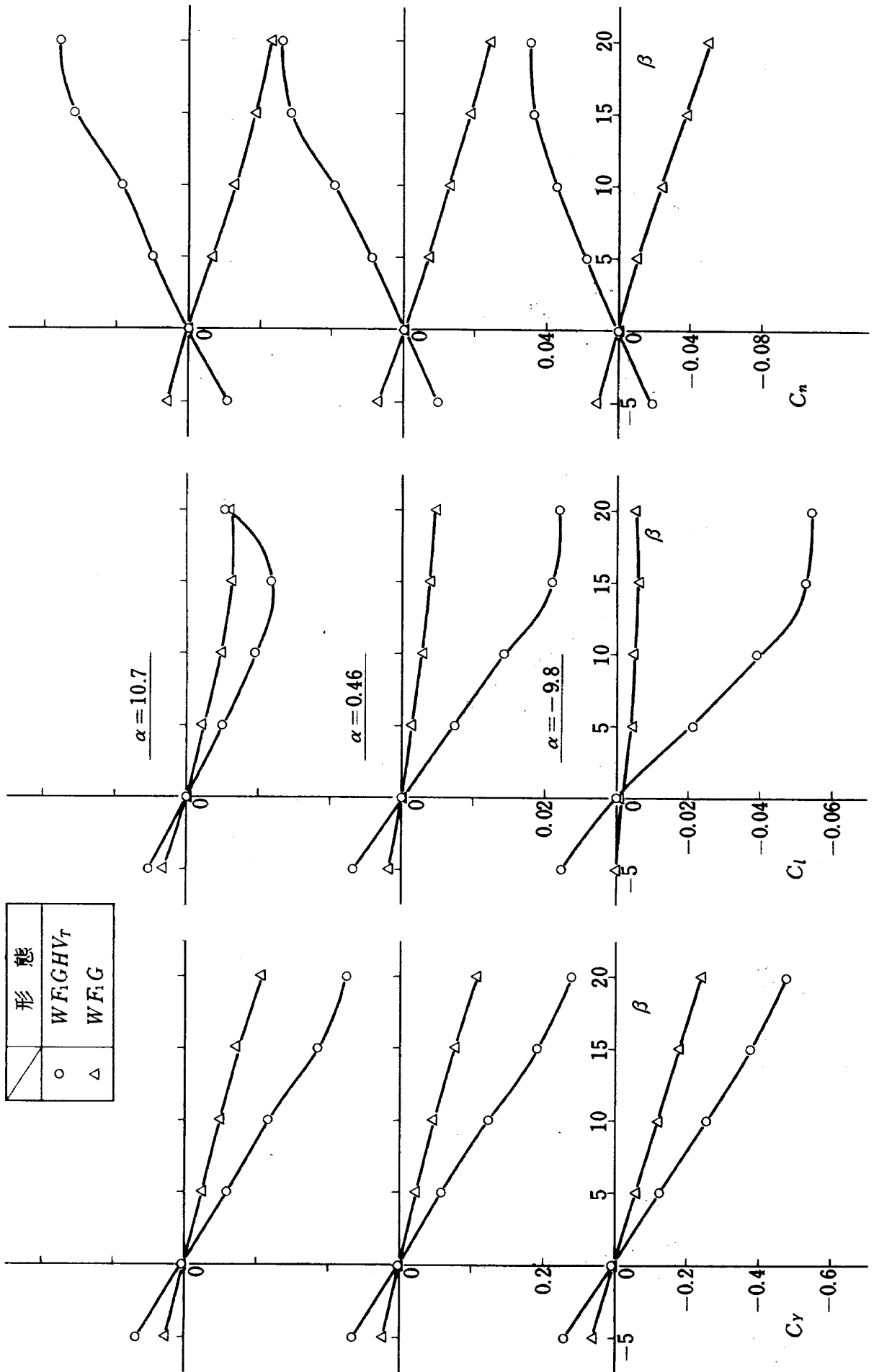


図 8-2 前胴延長効果,  $\theta_f = 0$

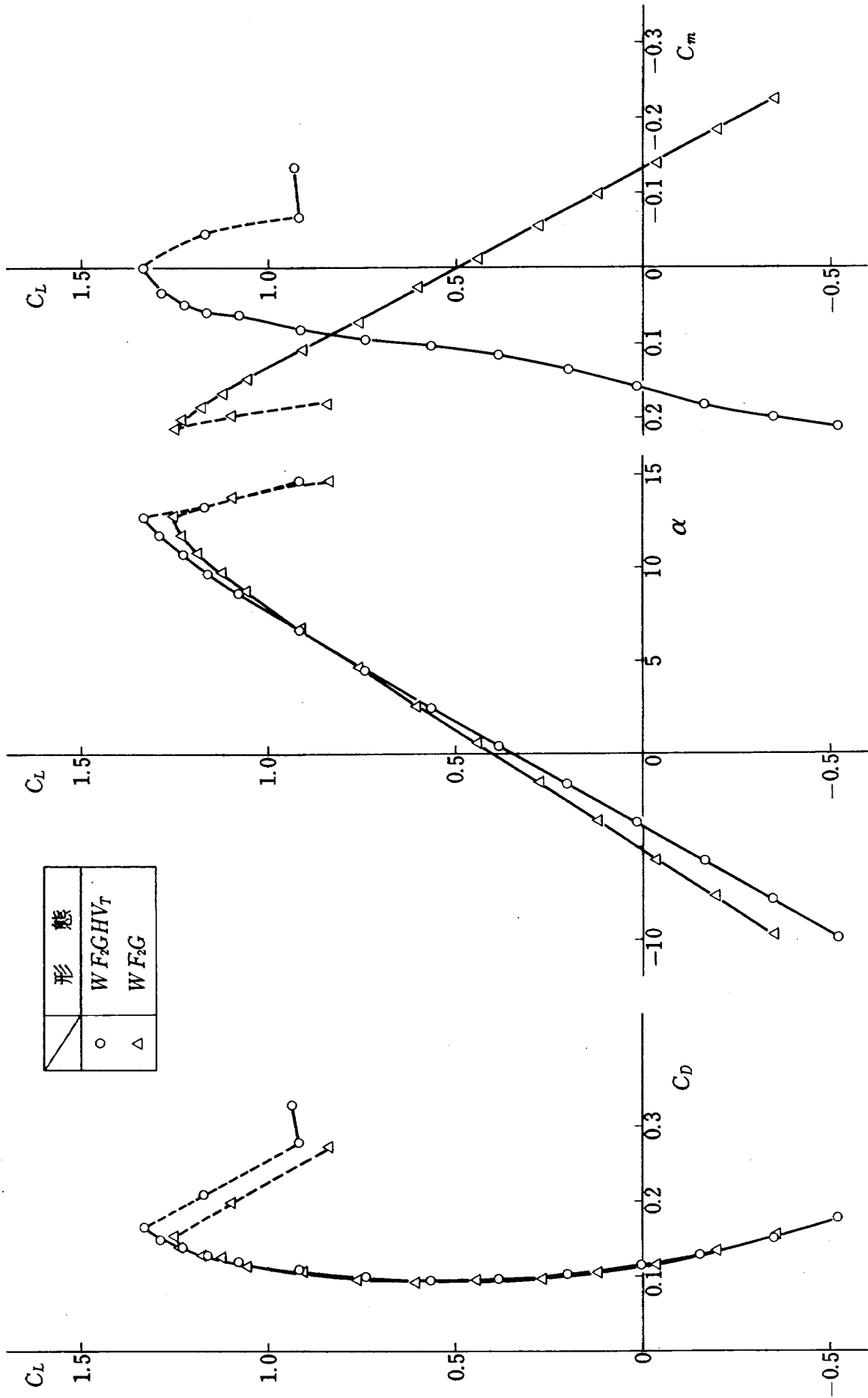


図 8-3 前胴延長効果,  $\delta_f = 0$

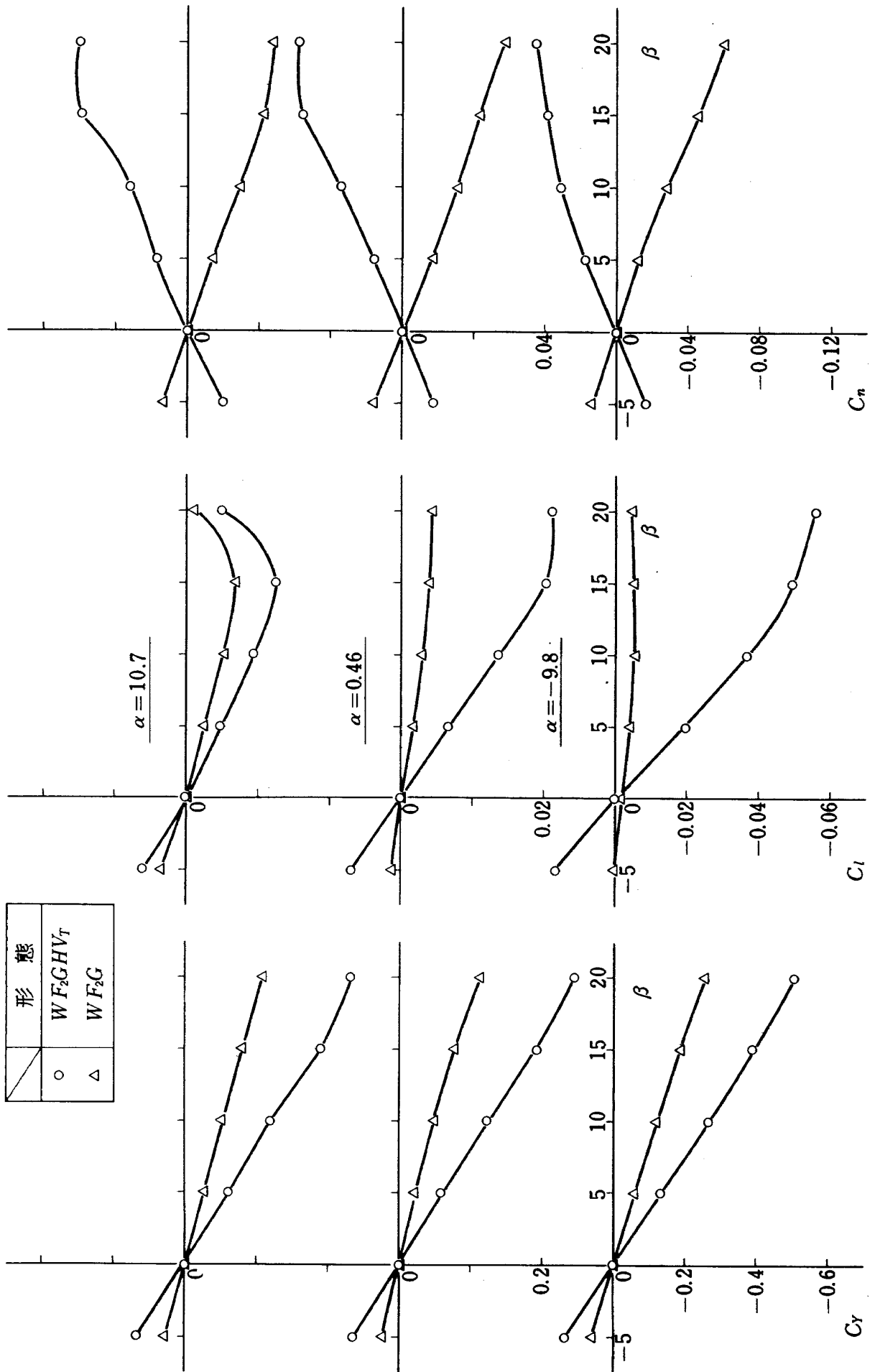


图 8-4 前缘延長効果,  $\delta_f = 0$ .

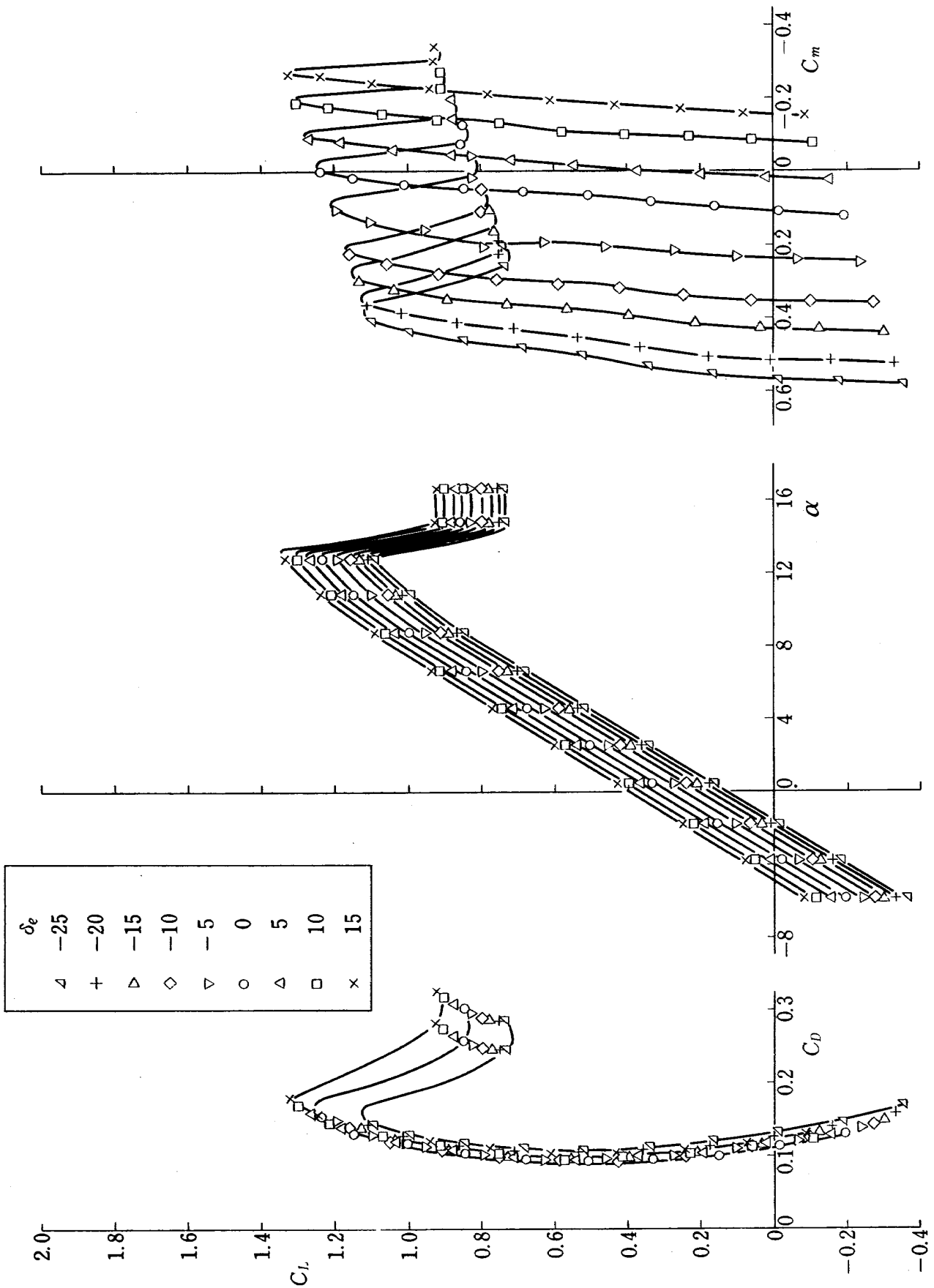


図9-1 昇降舵の効き ( $WFGH^*V_T^*$ ,  $\delta_f = 0$ )



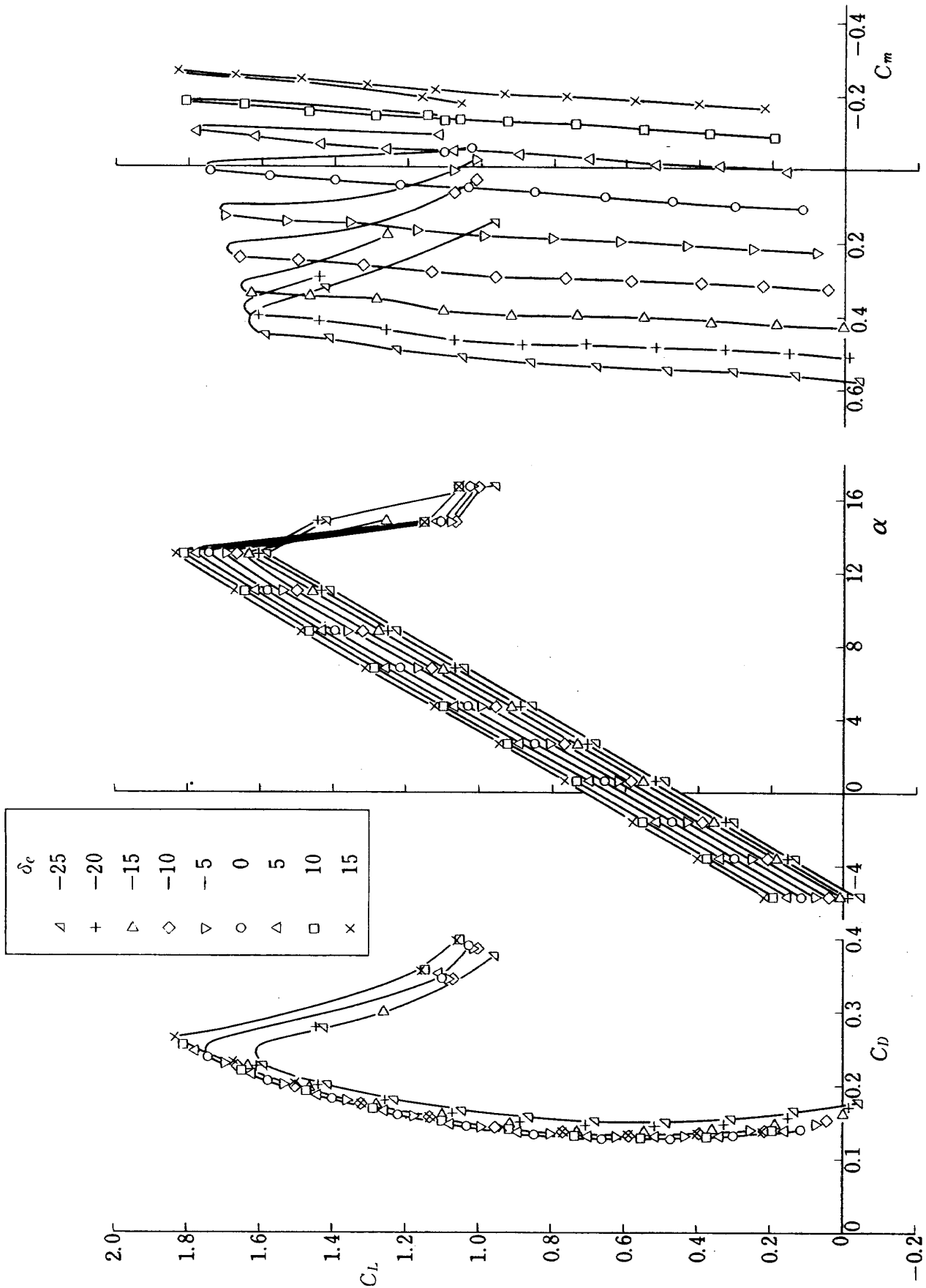


図 9-2 昇降舵の効き ( $WFGH^*V_T^*$ ,  $\delta_f = 30$ )

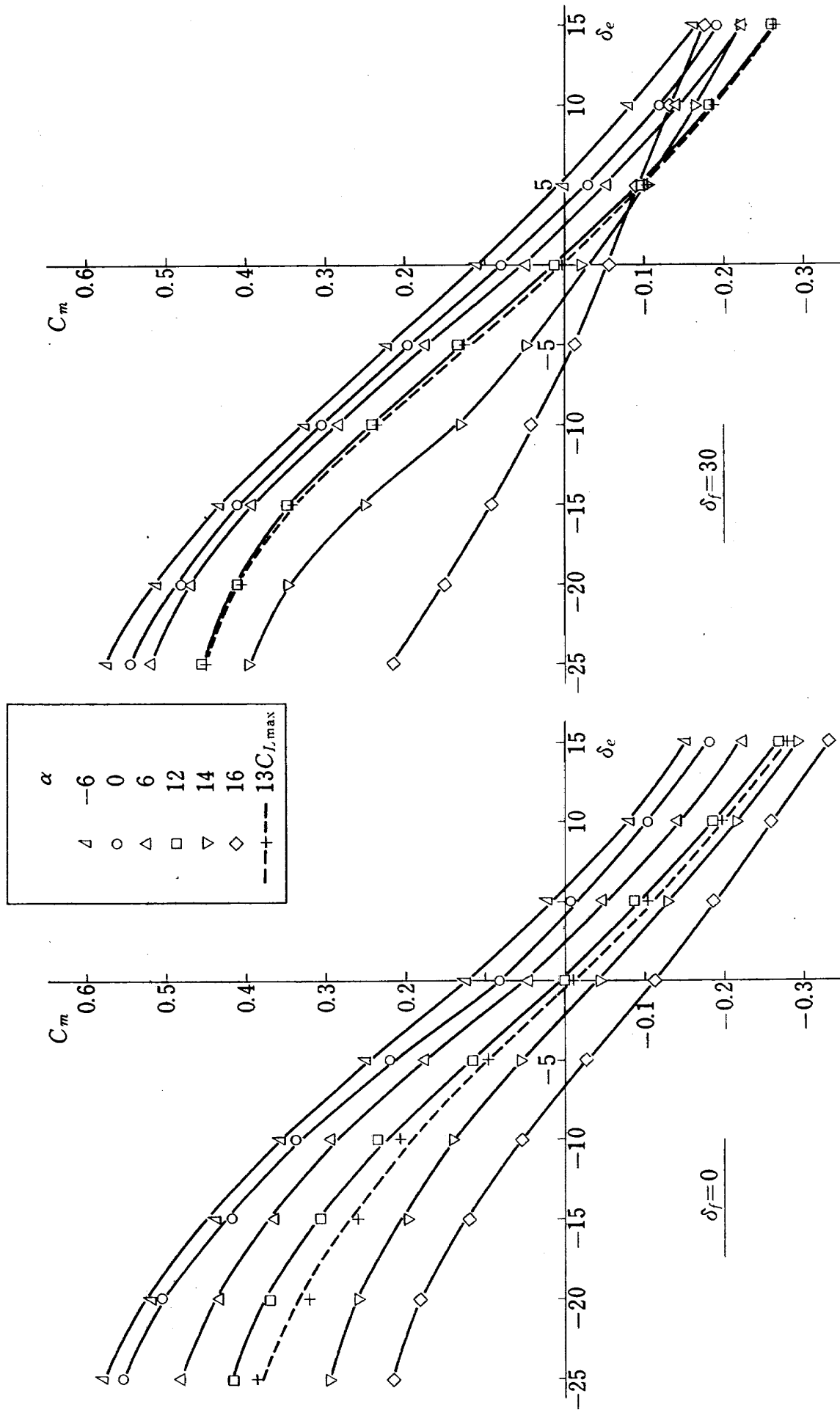


図9-3 昇降舵の効き ( $WFGH^e V_T^r$ )

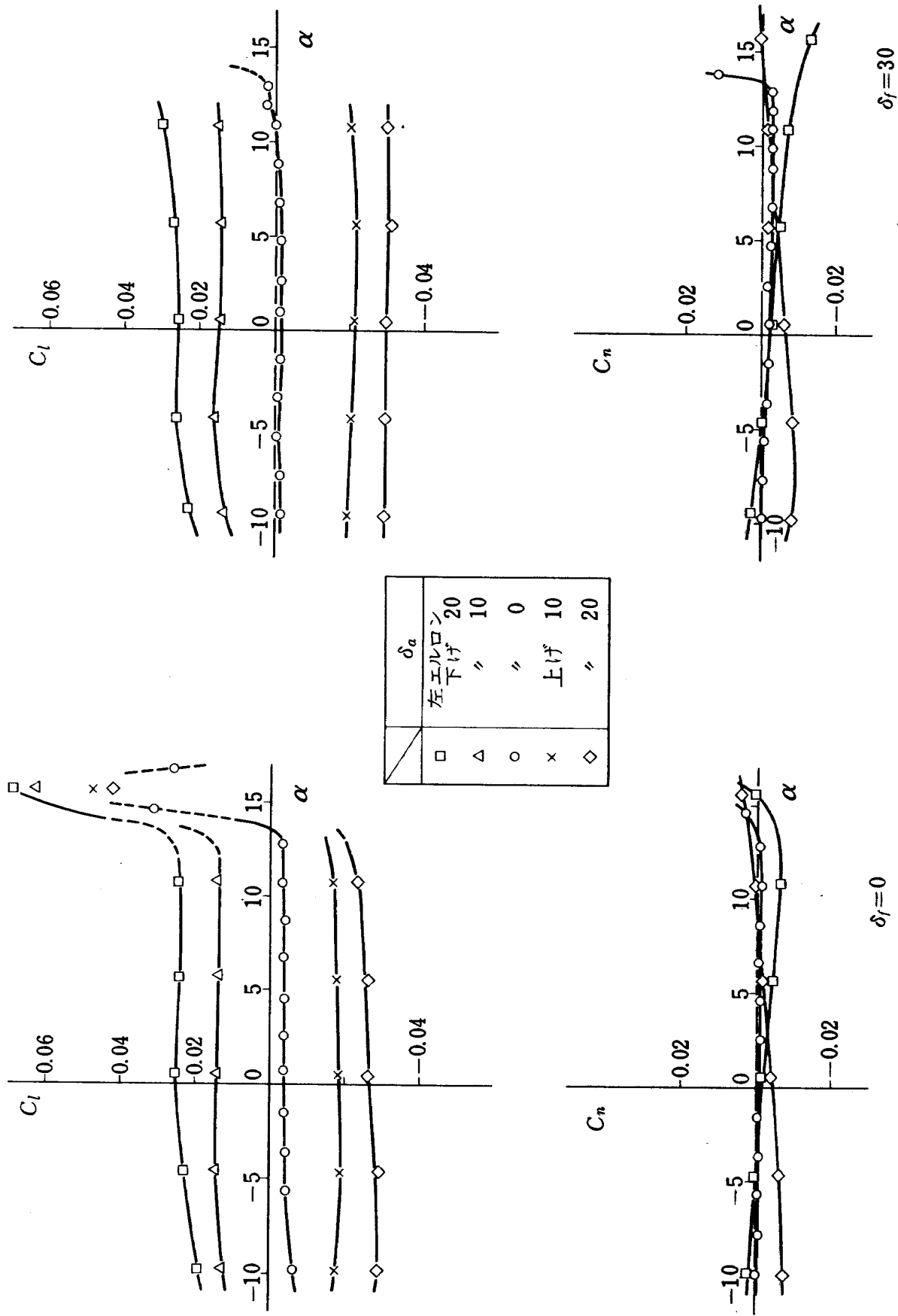


図 10-1 補助翼の効き (WFGHV<sub>T</sub>,  $\beta = 0$ )

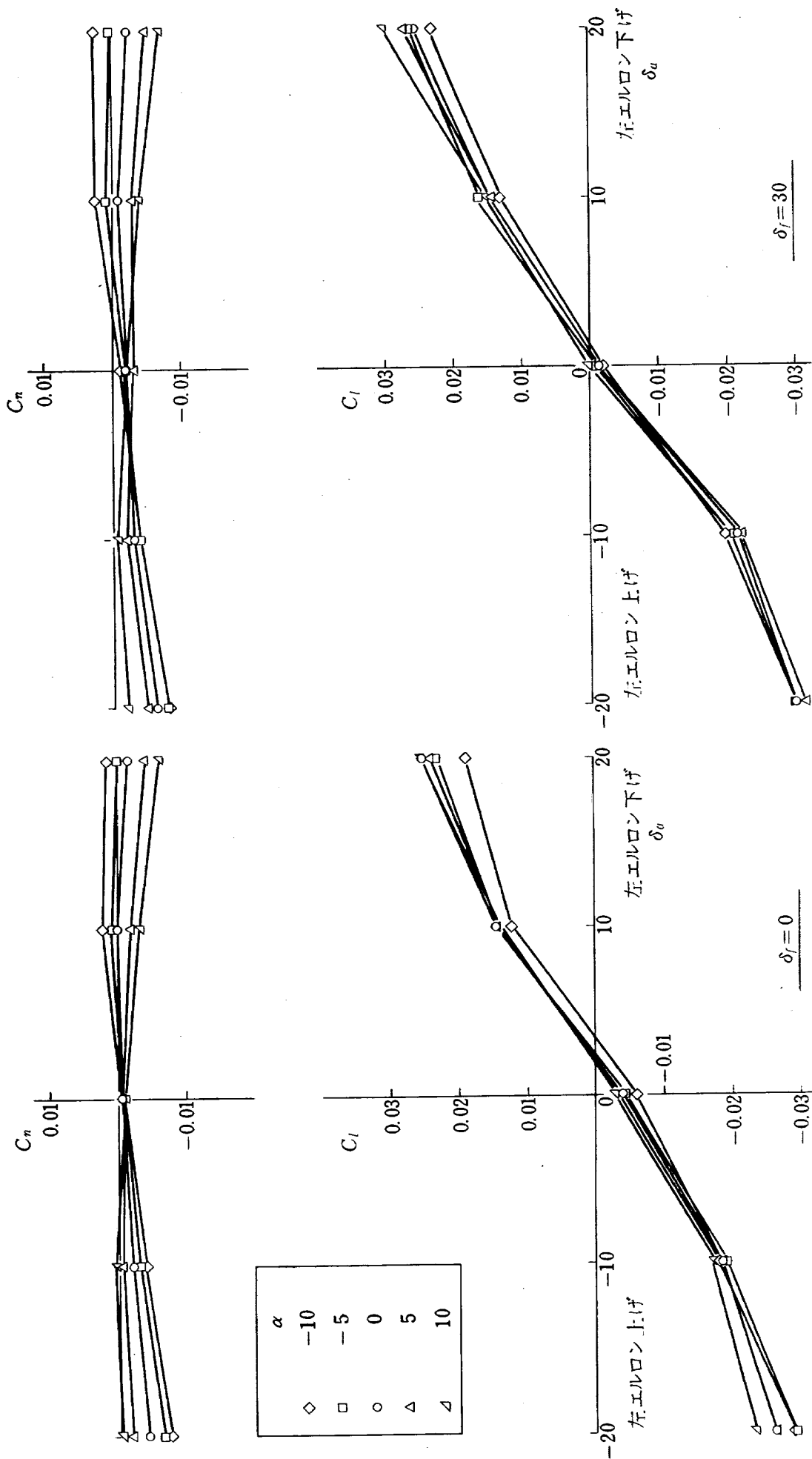


図10-2 補助翼効果(WFGHV<sub>T</sub>,  $\beta=0$ )

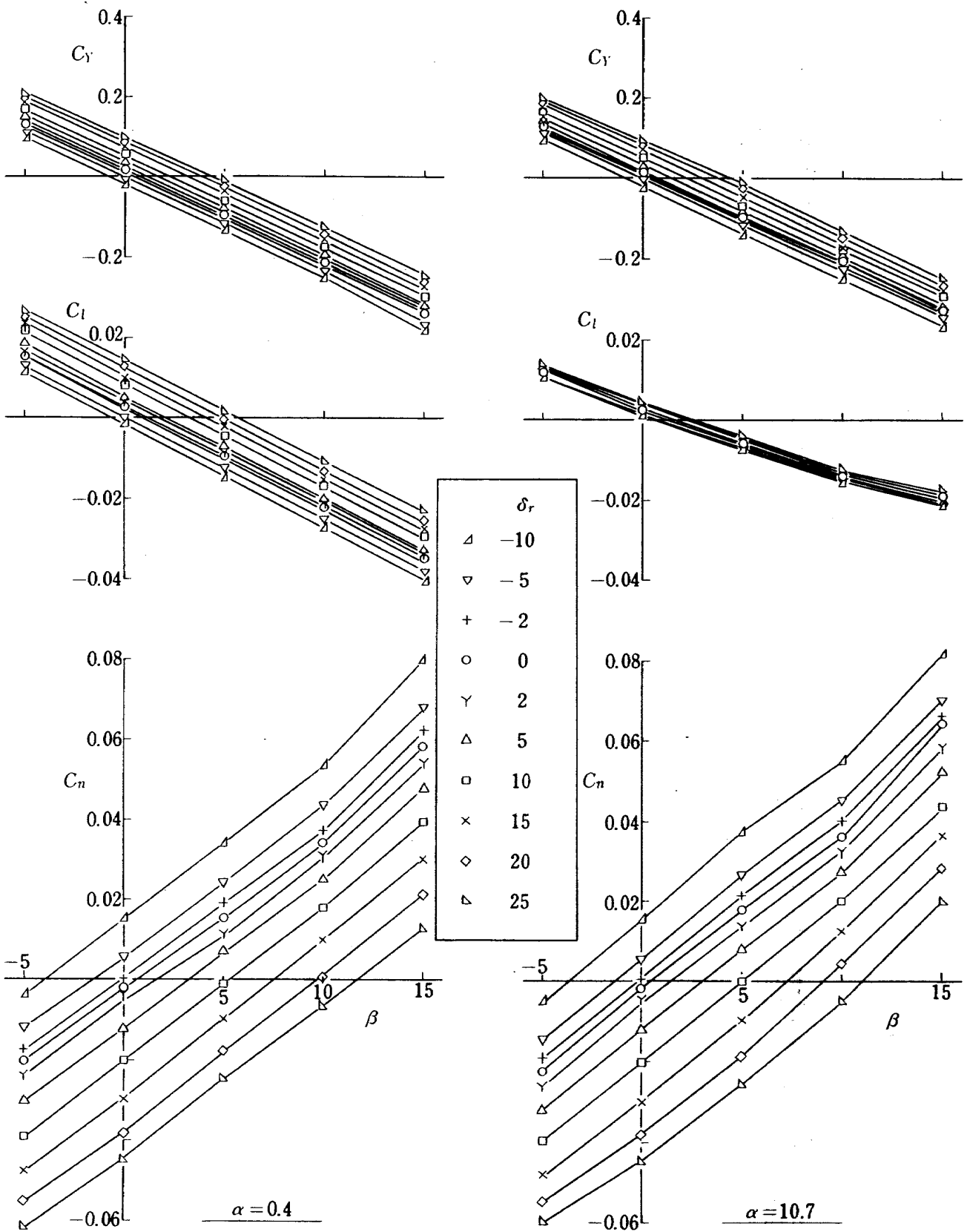


図 11-1 方向舵の効き ( $WFGH^e V_T^r$ ,  $\delta_f = 0$ )

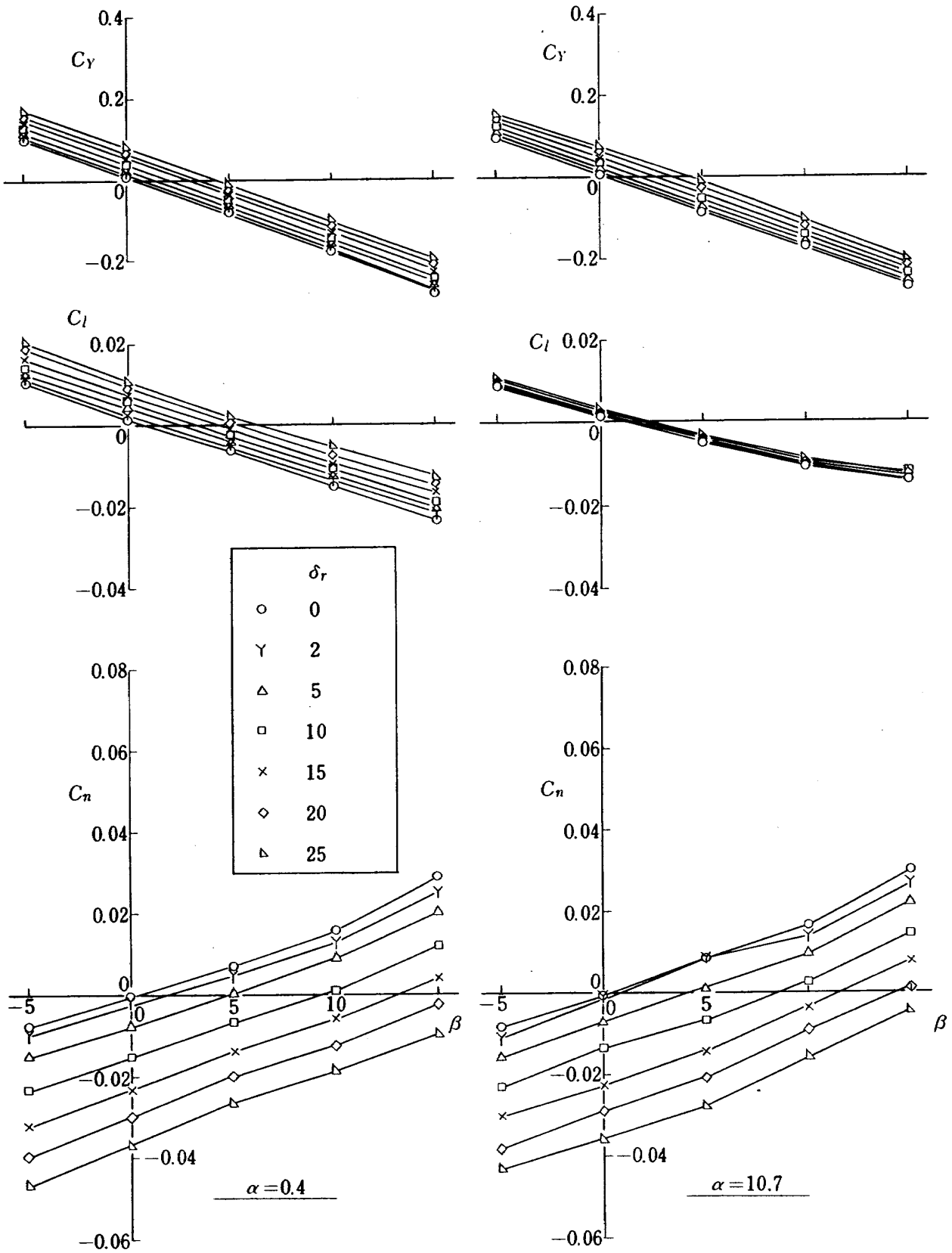


図 11-2 方向舵の効き ( $WFGH^e V_S$ ,  $\delta_f = 0$ )

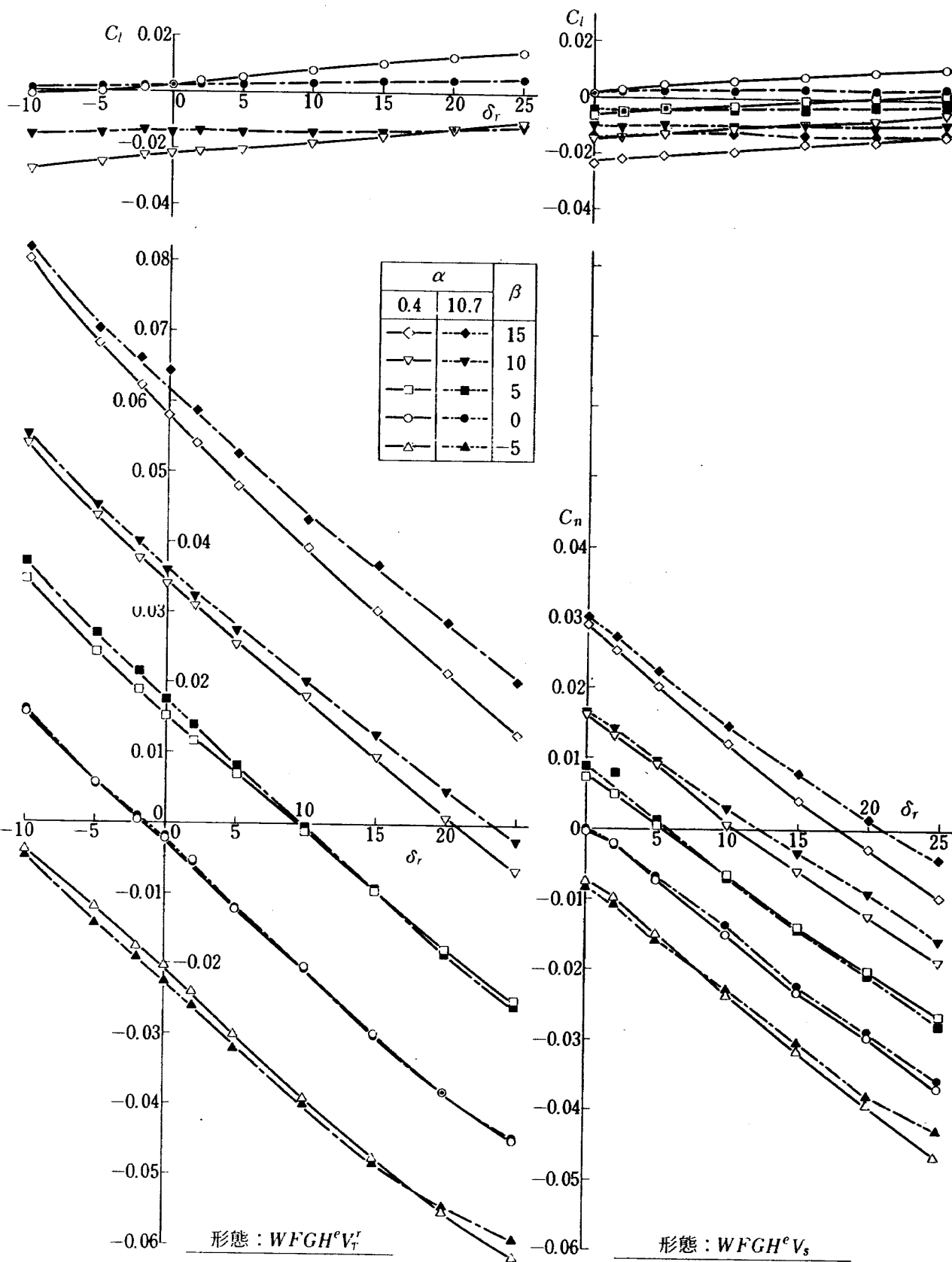


図 11-3 方向舵の効き,  $\delta_f = 0$

形態	形態
● WFG	⊙ WFGH <sup>c</sup> V <sub>T</sub> <sup>T</sup>
▲ WF <sub>1</sub> G	⊕ WFGHV <sub>s</sub>
■ WF <sub>2</sub> G	+ WFGH <sub>s</sub> V <sub>T</sub>
○ WFGHV <sub>T</sub>	⊥ WFGH <sub>T</sub> V <sub>T</sub>
Q $\delta_T = 30^\circ$	

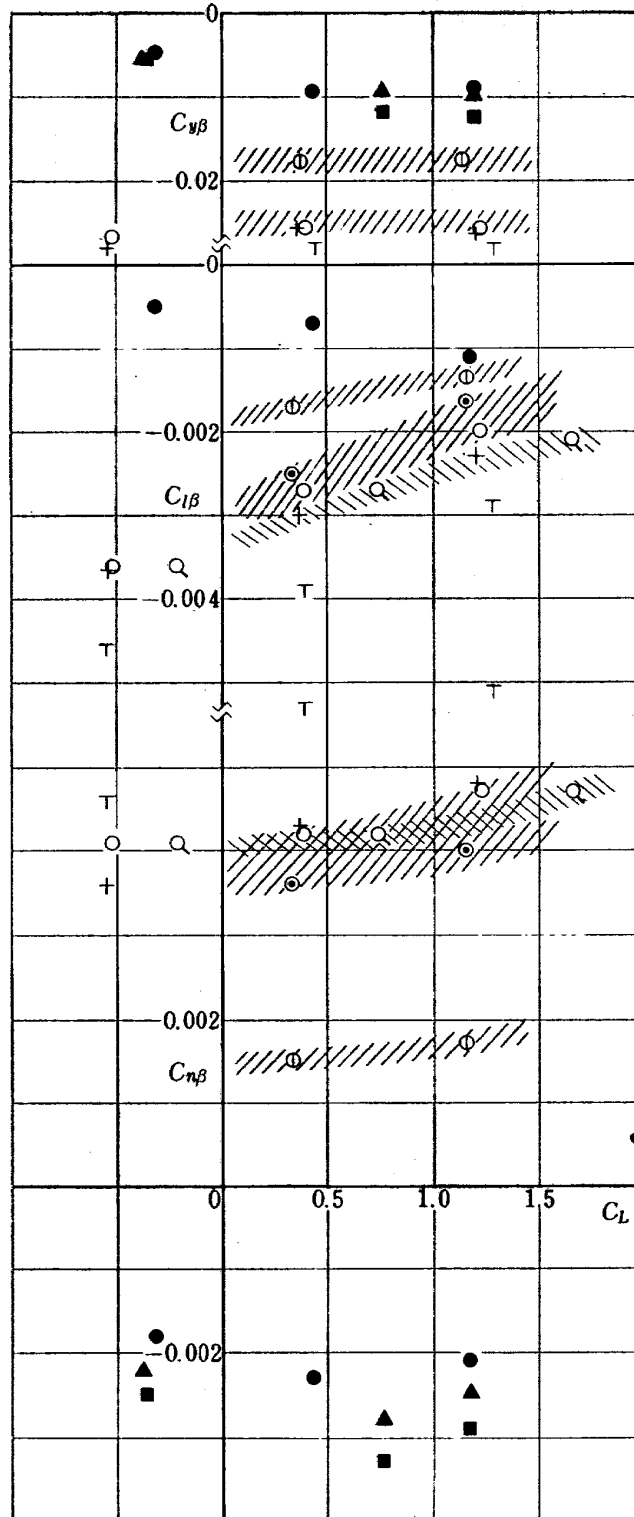
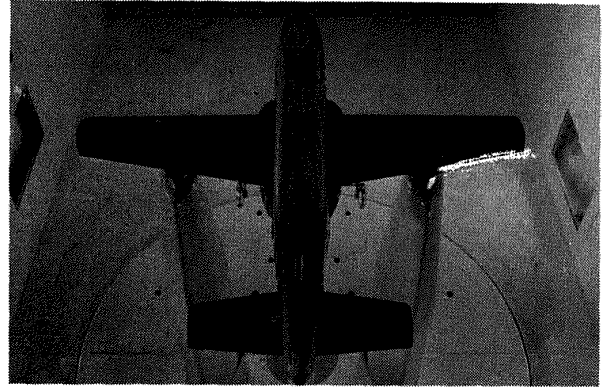
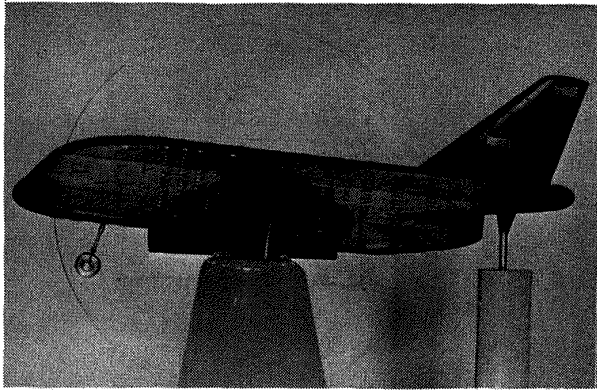
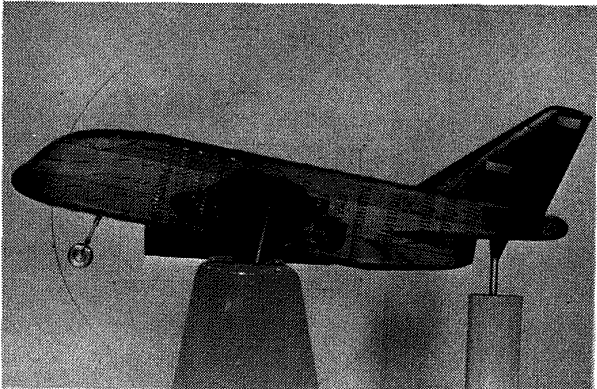
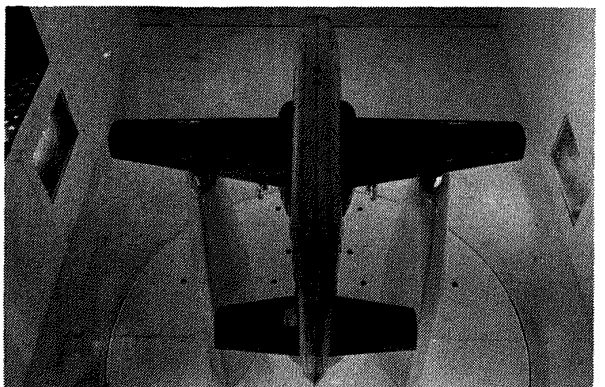
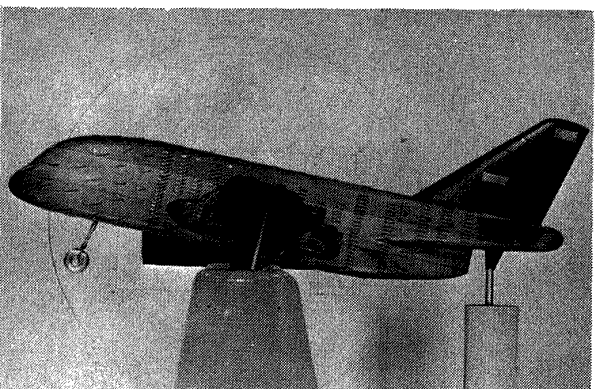
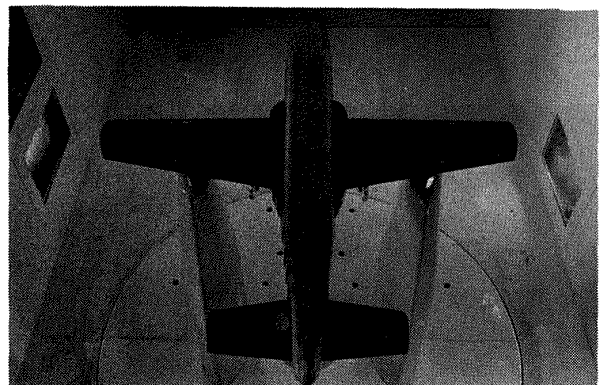
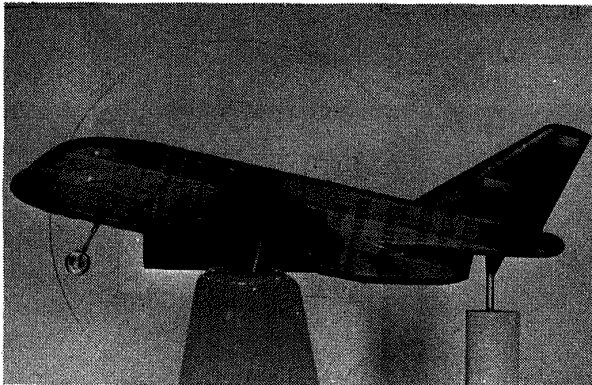


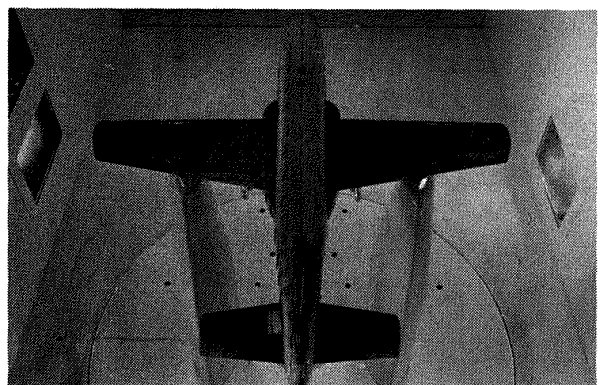
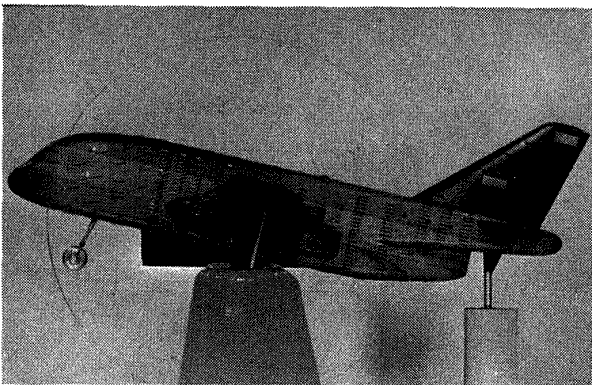
図 1 2 横の静安定微係数



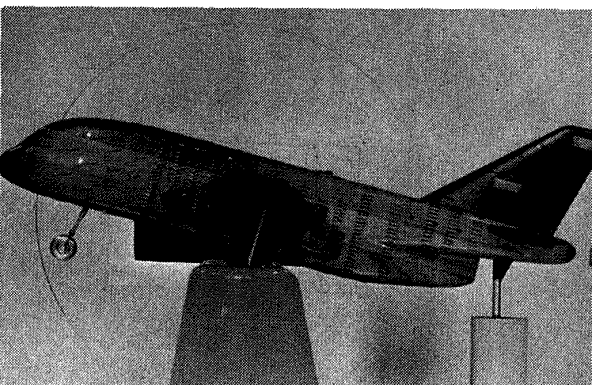
 $\alpha = 4$  $\alpha = 8$  $\alpha = 10$ 図 13-1  $\delta_f = 0$



$\alpha = 11$

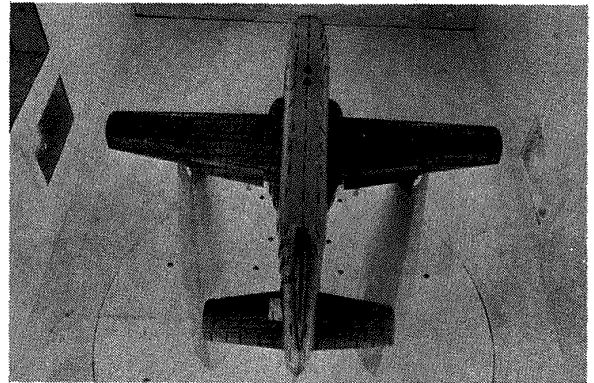
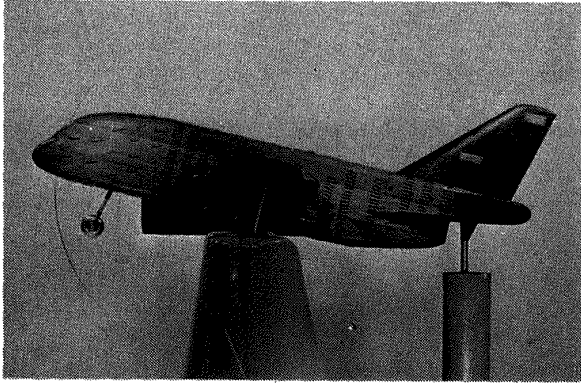
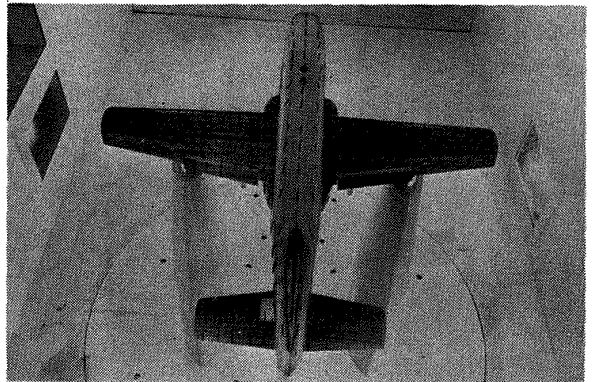
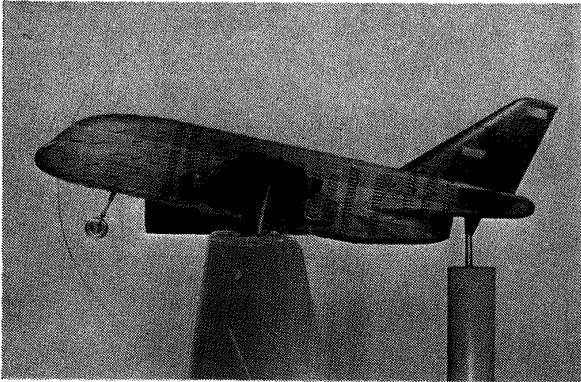
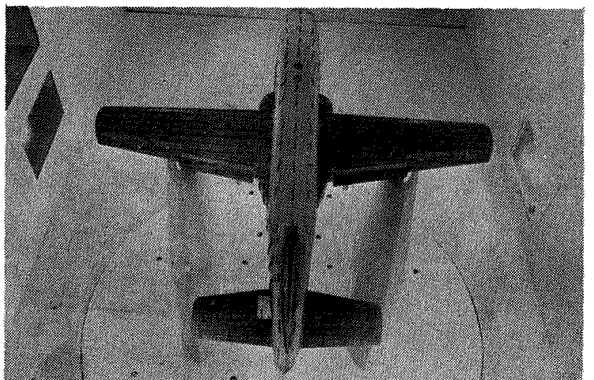
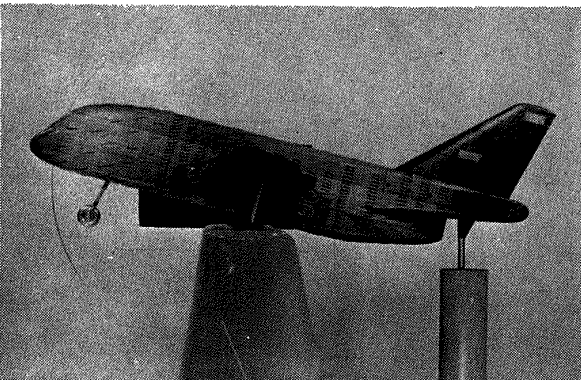


$\alpha = 12$

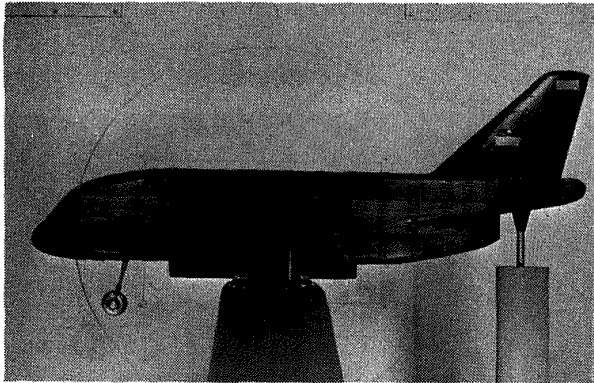


$\alpha = 13$

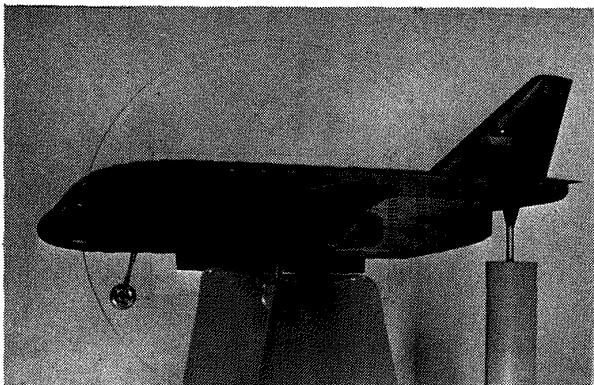
図13-2  $\delta_f = 0$

 $\alpha = 11$  $\alpha = 12$  $\alpha = 13$ 図 13-3  $\delta_f = 30$

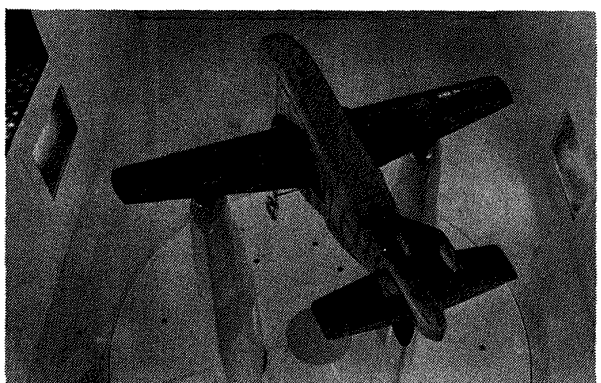
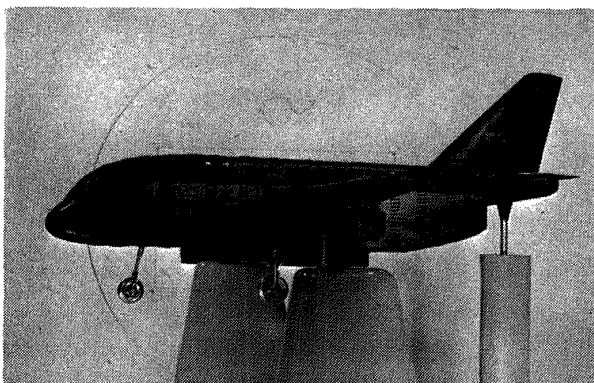




$\beta = 0$

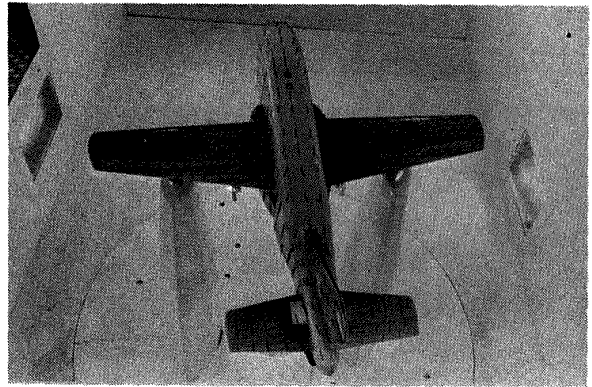
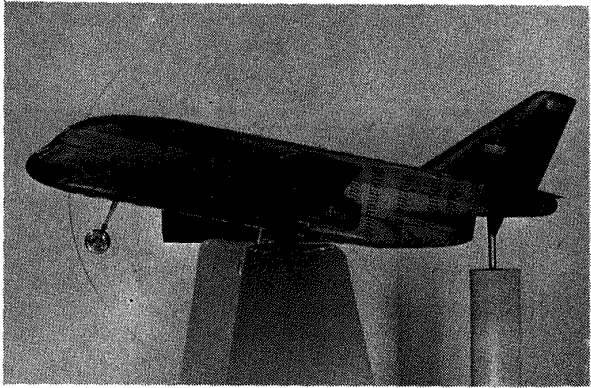


$\beta = 15$

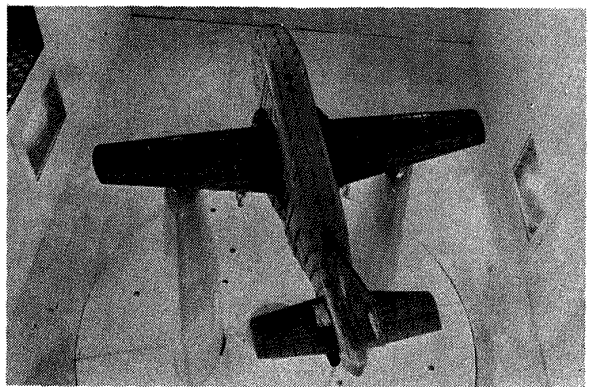
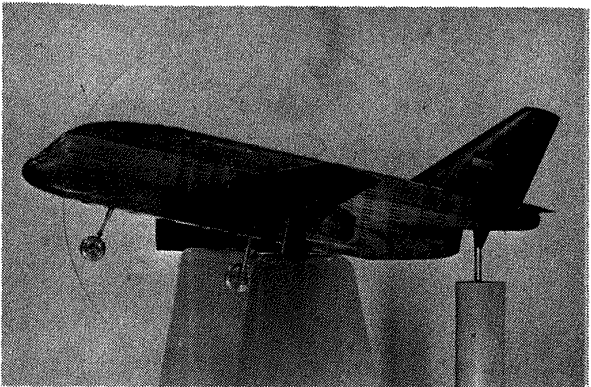


$\beta = 20$

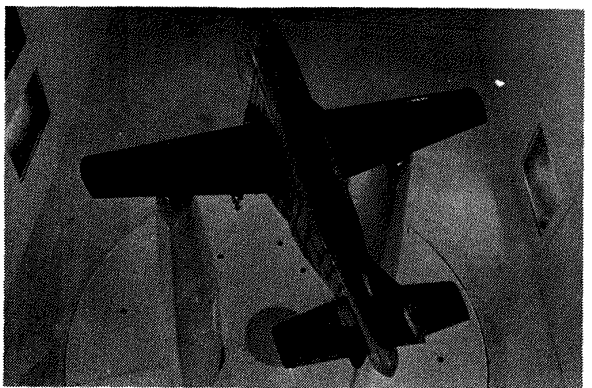
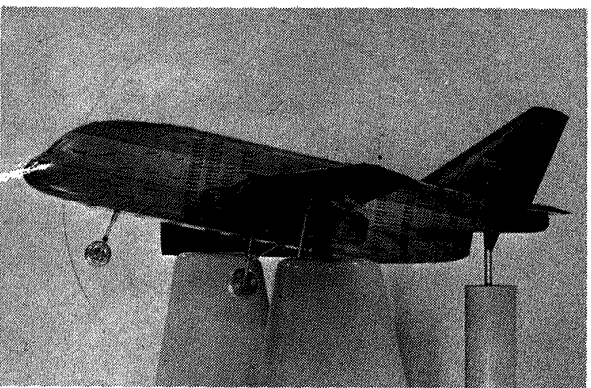
図 14-1  $\delta_f = 0, \alpha = 0$



$\beta = 10$



$\beta = 15$



$\beta = 20$

図 14-2  $\delta_f = 0, \alpha = 10$

---

## 航空宇宙技術研究所資料 287 号

昭和 50 年 11 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺町 1880  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社 共 進  
東京都杉並区久我山 4-1-7(羽田ビル)

---

