

航空宇宙技術研究所資料

TM-88

プロペラ後流偏向型STOL機の風洞試験 (I)

犬丸矩夫・岡部祐二郎・北村清美

川幡長勝・木村友昭

1966年9月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM-20	1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年7月	高木廣治, 谷新井 喬 齋藤秀夫, 藤之, 中井 宗四郎 竹内谷勇, 北井文雄
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第 I 報)	1963年9月	高木廣治, 谷新井 喬 齋藤秀夫, 藤之, 中井 宗四郎 竹内谷勇, 北井文雄
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	高木廣治, 谷新井 喬 齋藤秀夫, 藤之, 中井 宗四郎 竹内谷勇, 北井文雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年1月	高木廣治, 谷新井 喬 齋藤秀夫, 藤之, 中井 宗四郎 竹内谷勇, 北井文雄
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年1月	橋爪 宏, 中井 暎一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年1月	谷 喬, 原 亘 利 榊 盛三, 外 立 政 中井 暎一, 橋爪 俊朗 安藤 泰勝, 高木 俊文 小橋 安次郎, 宮 沢 政
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年2月	谷 喬, 原 亘 利 榊 盛三, 外 立 政 中井 暎一, 橋爪 俊朗 安藤 泰勝, 高木 俊文 小橋 安次郎, 宮 沢 政
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年3月	小橋 安次郎, 宮 沢 政
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年3月	河崎 俊夫, 竹内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年4月	牛田 健二, 高橋 宏 榎 並敬之, 山本 稀義
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年4月	牛田 健二, 高橋 宏 榎 並敬之, 山本 稀義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年5月	長洲 秀夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年5月	毛利 浩
TM-38	AGARD-A 標準模型の超音速三分力 試験	1964年6月	高木廣治, 齋藤 秀夫 石原久藏, 石井 孝雄
TM-39	相似極超音速流におかれた半球面上の 境界層の遷移に及ぼす粗さと冷却の 結合影響	1964年7月	高木廣治, 齋藤 秀夫 石原久藏, 石井 孝雄
TM-40	国産中型輸送機 YS-11 胴体疲労試験 (I)	1964年9月	竹内 和之, 川島 矩郎
TM-41	抵抗線歪ゲージのゲージ率測定	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治 滝沢 実次, 田寺 木一 古関 昌次, 日出 夫 泉 貞吉, 鈴木 邦男 大塚 貞吉, 松本 宏 広木 強, 山 中国 竹内 和之, 藤 枝 郭 幸 尾 治 朗 岡 遠 一
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	田畑 浄治, 大坪 孔治 滝沢 実次, 田寺 木一 古関 昌次, 日出 夫 泉 貞吉, 鈴木 邦男 大塚 貞吉, 松本 宏 広木 強, 山 中国 竹内 和之, 藤 枝 郭 幸 尾 治 朗 岡 遠 一
TM-44	高負荷燃焼器 (アニューラ模型) の実験 結果	1964年12月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男 松本 宏, 山 中国 広木 強, 山 中国 竹内 和之, 藤 枝 郭 幸 尾 治 朗 岡 遠 一
TM-46	翼洞結合金具の疲労特性	1964年12月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男 松本 宏, 山 中国 広木 強, 山 中国 竹内 和之, 藤 枝 郭 幸 尾 治 朗 岡 遠 一
TM-47	ローター後流中のヘリコプター胴体の 抵抗について	1965年1月	大塚 貞吉, 鈴木 邦男 松本 宏, 山 中国 広木 強, 山 中国 竹内 和之, 藤 枝 郭 幸 尾 治 朗 岡 遠 一
TM-48	極超音速風洞用ペブル加熱器の予備実 験	1965年2月	平林 一, 橋本 登崇 山口 富吉, 吉 永 山 幸治, 岡 遠一 幸 尾 治 朗 田 幸武 照 井 暎一, 鎌 田 武 中 井 暎一, 泉 日出 夫 泉 日出 夫, 高 島 明史 谷 喬, 原 亘 利 原 亘 利, 近 藤 洋
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	平林 一, 橋本 登崇 山口 富吉, 吉 永 山 幸治, 岡 遠一 幸 尾 治 朗 田 幸武 照 井 暎一, 鎌 田 武 中 井 暎一, 泉 日出 夫 泉 日出 夫, 高 島 明史 谷 喬, 原 亘 利 原 亘 利, 近 藤 洋
TM-50	LS-A 型ロケットの曲げ剛性および振 動試験について	1965年5月	平林 一, 橋本 登崇 山口 富吉, 吉 永 山 幸治, 岡 遠一 幸 尾 治 朗 田 幸武 照 井 暎一, 鎌 田 武 中 井 暎一, 泉 日出 夫 泉 日出 夫, 高 島 明史 谷 喬, 原 亘 利 原 亘 利, 近 藤 洋
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	平林 一, 橋本 登崇 山口 富吉, 吉 永 山 幸治, 岡 遠一 幸 尾 治 朗 田 幸武 照 井 暎一, 鎌 田 武 中 井 暎一, 泉 日出 夫 泉 日出 夫, 高 島 明史 谷 喬, 原 亘 利 原 亘 利, 近 藤 洋
TM-53	ベクトルのノルムと行列のノルム —数値解法の収束条件その他への応用—	1965年5月	平林 一, 橋本 登崇 山口 富吉, 吉 永 山 幸治, 岡 遠一 幸 尾 治 朗 田 幸武 照 井 暎一, 鎌 田 武 中 井 暎一, 泉 日出 夫 泉 日出 夫, 高 島 明史 谷 喬, 原 亘 利 原 亘 利, 近 藤 洋
TM-54	熱衝撃試験用風洞整備試験	1965年5月	武藤洋治郎, 池田 為治 坂元思無邪, 光 山 敏 河崎 俊夫, 河野 哲雄
TM-55	ロケット模型風洞試験における超音速 相似則の応用	1965年5月	武藤洋治郎, 池田 為治 坂元思無邪, 光 山 敏 河崎 俊夫, 河野 哲雄
TM-56	2024-T4 アルミニウム合金平滑丸棒 の常温回転曲げ疲労試験	1965年7月	石田 誠, 河野 哲雄
TM-57	極超音速における軸対称物体の前面抵 抗	1965年7月	曾 我 国 男
TM-58	試験用飛しょう体の超音速風洞試験	1965年8月	齋藤 秀夫, 木村 友昭 近 藤 博, 増 田 愨平
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取入口の 実験 (I)	1965年9月	齋藤 秀夫, 木村 友昭 近 藤 博, 増 田 愨平
TM-60	吹出式超音速風洞における実験データ の処理方式について (II)	1965年9月	原 亘 利, 高 島 一 明夫 根 英 夫, 中 正 川 保 子, 矢 沢 健 司 末 健 一, 野 田 征 塚 野 雄 吉, 野 田 征 佐 野 四 郎, 能 村 一 別 府 信 宏, 江 川 幸 一 江 川 幸 一, 飯 田 宗 四 郎
TM-61	クインエア機の風洞試験	1965年9月	原 亘 利, 高 島 一 明夫 根 英 夫, 中 正 川 保 子, 矢 沢 健 司 末 健 一, 野 田 征 塚 野 雄 吉, 野 田 征 佐 野 四 郎, 能 村 一 別 府 信 宏, 江 川 幸 一 江 川 幸 一, 飯 田 宗 四 郎
TM-62	高温歪ゲージの温度特性試験	1965年10月	原 亘 利, 高 島 一 明夫 根 英 夫, 中 正 川 保 子, 矢 沢 健 司 末 健 一, 野 田 征 塚 野 雄 吉, 野 田 征 佐 野 四 郎, 能 村 一 別 府 信 宏, 江 川 幸 一 江 川 幸 一, 飯 田 宗 四 郎
TM-63	2024-T3アルミニウム合金の有孔補強 平板の軸荷重による疲労特性	1965年10月	原 亘 利, 高 島 一 明夫 根 英 夫, 中 正 川 保 子, 矢 沢 健 司 末 健 一, 野 田 征 塚 野 雄 吉, 野 田 征 佐 野 四 郎, 能 村 一 別 府 信 宏, 江 川 幸 一 江 川 幸 一, 飯 田 宗 四 郎

プロペラ後流偏向型 STOL 機の風洞試験 (I)*

犬丸矩夫**・岡部祐二郎**・北村清美**

川幡長勝**・木村友昭**

1. ま え が き

航空機の STOL 化の手段として、プロペラ後流の利用が考えられ、一部に実用化されたものもある (たとえば Breguet-941, PX-S 等)。この風洞試験はプロペラ後流の効果および、これに伴う各種の空力的問題点の概括的な調査を目的として行なったものである。

2. 模型および使用風洞

模型は表 1 および図 1 に示す諸元に従い、風洞試験の計画にあたり想定した機体との縮尺は 18.75% である。機体配置の特徴は、主としてプロペラ後流を主翼全幅にかぶせたりえで、スラット、フラップ、スポイラーを使用して後流効果の全面的活用をはかった点にある。表 2 に主翼およびフラップ、スラットの断面座標を示し、図 2 にこの配置を示す。表 3 に尾翼の断面座標を示す。

使用風洞は航空宇宙技術研究所大型低速風洞で、測定部は閉鎖型で測定した (測定部断面、高さ 6.5m×幅 5.5m)。

3. 計測およびデータ処理

計測器は以下のものを使用した。

(1) 空気力および空力モーメント (六分力)

モーメント型スティング天秤 (模型胴体内臓)。

(2) プロペラ推力および回転数

ナセル内臓モーター天秤および回転計 (タコジェネレーター)。

データは AD コンバーターを通してデジタル量をテープに記録し、さらに電算処理を行なった。測定は、天秤剛性の不足から、データにかなりのばらつきを見たので、フィルターを入れて振動成分の除去につとめたのち、測定点 1 点につき、各測定量ともに同時に 5 回計測し、計算機でこ

* 昭和41年6月30日受付

** 空気力学第二部

の平均を求めた。

4. 境界修正およびレイノルズ数

測定値に対して Glauert¹⁾ の方法により修正係数を求めて、境界壁修正を行なった。この場合は、縦長の断面であって、修正係数 $\delta=0.162$ を用いた。

風速は、プロペラなしの場合15m/s、プロペラ付きの場合12m/sを標準とした。レイノルズ数はそれぞれ 0.42×10^6 、 0.34×10^6 付近である（主翼 MAC 基準）。

5. 記 号

軸系は重心を通る安定軸系をとる。

α : 迎角（胴体基準線迎角）

β : 横すべり角

δ_f : フラップ角度（内フラップ）

δ_e : 昇降舵角（後縁下げを正）

δ_a : 補助翼舵角（後縁下げ正、ただし試験では左翼のみを操舵）

δ_r : 方向舵角（後縁左を正）

δ_s : スポイラー角度

C_L, C_D, C_Y : 揚力, 抵抗, 横力係数

C_m, C_l, C_n : 縦揺れ, 横揺れ, 偏揺れモーメント係数

$\Delta(\)$: 基準値との差

$(\)_\alpha$: α 微係数

$(\)_\beta$: β 微係数

$(\)_\delta$: 各舵の舵効 $\left(\frac{\partial}{\partial \delta}\right)$

q : 動圧

S : 主翼面積

$T_c = \frac{T}{qS}$: ただし T は片発推力

b : 主翼翼幅（横揺れ, 偏揺れモーメント係数は b をもって無次元化）

C : 主翼空力平均弦長（縦揺れモーメント係数は C により無次元化）

なお、重心前後位置は25% MAC とした。上下位置は胴体基準線上方 85mm である。

6. プロペラ特性およびピッチ角

模型用モーターおよびプロペラは下記のとおりである。

モーター最大出力	5 HP
プロペラ回転数最大	6,000rpm (減速比 $\frac{1}{2}$)
プロペラ型式	NASA TN D-318 ²⁾ 記載のプロペラの中, No. 1 に等しい(3 blades)。
プロペラ直径	0.6m

プロペラ特性に関する測定結果を図3に示す。回転数一定の場合、迎角変化による T_c の変化は、比較的小さいので、風速、回転数を一定として α および β を変化させて測定した。

想定される実大機体との相似については、プロペラピッチ角を変えれば可能であるが、この実験では、ピッチ角 8° に一定して測定し、 T_c のみに注目した。この場合、完全相似の条件は、実機着陸速度をかりに 30m/s として、進行率 $J=0.331$, $T_c=0.5$, $C_T=0.059$, $C_P=0.04$ (ただし文献2) による) となる。これに対し、模型による測定は、 $T_c=0.5$, $J=0.30$ (ただし、プロペラ 4,000rpm, 風速 12m/s) となり、着陸状態では相似に近い。

7. 測定項目および測定結果

測定項目を表4に示す。測定はプロペラなしの形態で Power off の特性を求め、ついでプロペラ付き Power on の諸特性を求めた。プロペラ回転方向は左右ともに、後方から見て、時計方向である。

フラップ角度は内側フラップの角で表示した。外側フラップ角度は表1に示したように、内側フラップ角度に応じて、 20° から 45° まで変化させた。

尾翼については表1および図1.2に示す Twin Tail の効果も試験した。 T_c については主として $T_c=0.5$ および 1.0 の付近で測定した。さらに片発停止 (右エンジン停止) 状態で操縦舵角をいっぱいを取った場合について測定を行なった (ただし、この場合、右プロペラは Wind Mill)。

測定結果については、表6に索引を示し、図4以下の図表に示す。

8. 気流試験

気流系により、各状態での気流試験を行なった。この内容を表5に示す。この記録の一部を図22に示す。気流試験は Twin Tail の形態で行ない。主として、主翼およびフラップ上面、尾翼、プロペラ後流および主翼吹下しの気流状態を観察し記録撮影を行なった。

9. 実験結果の検討

測定結果についての所見を以下にまとめて記す。

(1) プロペラなし空力特性 (図 4.1~9.2)

プロペラなしの空力特性は飛行性に対して特に問題となる点は見られない。

(a) 揚力および抵抗

- (i) フラップ 60° で $C_L \max 1.8$ にわずかに達しない。これにスラットをつけて、 $C_L \max 2.2$ 程度となる。 $\delta_f 60^\circ$ から 90° に変えても抵抗の増加のほかは意義がない。
- (ii) 失速は比較的緩かで、失速迎角は、スラットをつけることによりかなり延びて、 $\delta_f 60^\circ$ で $\alpha=6^\circ$ から 12° ぐらいまで増加する。
- (iii) $(L/D)\max$ は Clean 形態で10程度で、この程度の縦横比の翼としては悪くはない。
- (iv) 滑空角は $C_L 2.0$ として、 $\delta_f 90^\circ$ で 16° 程度が可能である。
- (v) 気流糸試験によれば、フラップは主翼上面がはく離しても、はく離を生じない。
- (vi) 翼端失速の恐れはなく、ナセルより内側ではく離がはじまる。 $\alpha=18^\circ$ でも外翼の流れは乱されない。

(b) 縦揺モーメントおよび昇降舵の効き

- (i) 全機 $C_{m\alpha}$ は $0.7(1/\text{rad})$ 程度で特に大きくはなく、尾翼のモーメント寄與は $1.5(1/\text{rad})$ 程度である (ただし $\delta_f=0^\circ$)。
- (ii) フラップによる $C_{m\alpha}$ の変化は $\delta_f=30^\circ$ を除いていくぶん安定度を強めるが、いずれも著しいものではない。
- (iii) スラットは、フラップ角が異なれば効果も異なり、一定した顕著な影響を示さない。
- (iv) モーメント曲線の非線型性は $\alpha=8^\circ$ 前後からはじまるが、実用上困難を生ずる恐れはない。
- (v) トリムのための舵効きは十分である。 $\delta_e=-30^\circ$ で $\Delta C_m 0.8$ 以上であり、フラップによってもあまり影響を受けない。 $\alpha=20^\circ$ 程度までトリム可能である。 $C_{m\delta e}$ は $1.8\sim 2.4(1/\text{rad})$ 程度である。
- (vi) フラップによるトリム変化は $\Delta C_m=0.2$ 程度で頭上げに移行し、 $\delta_f 0^\circ$ と 30° の間で急激である。この間に舵角 δ_e 換算 5° ぐらいの調整が必要である。スラットはこの傾向を緩和する。
- (vii) 尾翼トリムは $\delta_e 0^\circ$ で釣合 $C_L 0.4\sim 0.5$ (ただし Clean 形態)、 L/D は10程度である。

(c) 横方向の特性

- (i) $C_{Y\beta}$, $C_{n\beta}$, $C_{l\beta}$, いずれも迎角 8° , 横すべり角 10° 程度までは著しい非線型性はない。
- (ii) $C_{n\beta}$, $C_{l\beta}$ は垂直尾翼が大きく、高翼の効果を加えて、比較的大きい値を有する。
- (iii) フラップ下げによる横特性の変化も著しくない。
- (iv) 横すべり角 $\beta=12\sim 20^\circ$, 負迎角, 失速迎角以上の迎角, の各範囲においては上記係数に非線型性がみられるが、これも著しいものではない。

(d) 横方向の舵効

- (i) 方向舵の効きは、 $\delta_r > 20^\circ$ で効きが減少するが、 $\delta_r 30^\circ$ までは十分使用に耐える。 $C_{n_{\delta r}}$ は $0.4(1/\text{rad})$ 程度で通常の機体に比し、かなり大きい。
- (ii) 補助翼の効きは、 $C_{l_{\delta a}} \approx 0.24(1/\text{rad})$ (両翼) の程度で通常の機体に比しいくぶん大きい。 $\delta_f = 0^\circ$ 、迎角 10° までは非線型性は少ない。フラップを下げると非線型性を増加し、Aileron droop の状態では、後縁下げの効果が期待できない。
- (iii) スポイラーの効きは、 $\delta_s 60^\circ$ まで著しく、フラップを下げるほど効果が大きい。迎角に対する非線型性がかなり強い。Control power としては、フラップ上げにおいて、補助翼(片翼)の $\frac{1}{2}$ 程度、フラップ下げでは逆に補助翼の倍近い効きがあって有用である。
- (iv) 方向舵による横揺れ、補助翼、スポイラーによる偏揺れの程度は、 $C_{l_{\delta r}} < 0.09(1/\text{rad})$ (以下同じ)、 $C_{n_{\delta a}} < -0.01$ 、 $C_{n_{\delta s}} < 0.04$ の程度である。
- (v) 定常横すべり角は $\delta_f = 0^\circ$ 、 $\delta_r = 25^\circ$ で 20° は可能である。

(2) プロペラ付き空力特性 (図 10.1~16.3)

上記の Power off の空力特性に対し、ほとんど全翼幅にプロペラ後流をかぶせた場合は、通常形態の双発機に比べて著しい特異性、および問題点を生じる。これらの問題点を中心として、プロペラ後流の効果について所見を述べる。

(a) 縦特性

- (i) フラップ上げ状態でプロペラ後流は、揚力増加、 $C_L \text{ max}$ 増加、 C_m を頭下げに変化、 $C_{m\alpha}$ を不安定側へ推移させるが、 $T_c = 1.0$ 程度ではまだ静的不安定にはならない。 $T_c = 0.5$ 以下では迎角 20° でも失速しない。
- (ii) フラップ下げで、プロペラ効果は上と同様であるが、 $\delta_f = 90^\circ$ より $\delta_f = 60^\circ$ のほうが同一迎角で揚力が大きく、 $T_c = 1.0$ 、 $\alpha = 18^\circ$ で $C_L > 6.0$ となる。
- (iii) フラップ 60° で、 C_m は特異な非線型性を示し、 T_c の変化に対して敏感である。すなわち、 $T_c = 0.5$ で急激な静的不安定を示し、 $T_c \approx 1.0$ ではふたたび低迎角で静的安定を取りもどす (図 11.5)。
- (iv) 60° 以外のフラップ角度では、実験の範囲内で上述のような T_c による急変はない。ただし、フラップ 0° で舵角をとれば同様な急変を生じ静的不安定となる (後述)。したがって、このような形態での C_m 特性については、プロペラ後流の効果について特に詳しい調査が要求される。

(b) 昇降舵の効き

- (i) フラップ 0° で昇降舵の上げ舵をとると $C_{m\alpha}$ は不安定側に変化し、この傾向は T_c の増加とともに著しい (図 13.1.a)。これは、舵効の迎角による変化が、 T_c の増加とともに著しく不安定側に作用するためである (図 13.4.a)。このような現象は主として、尾翼とプ

ロペラ後流との相互位置に関係するものと考えられる。

(ii) フラップ 60° では、舵効におよぼす T_c の効果が減少し、 $\delta_e=30^\circ$ ではむしろ $T_c=0$ のほうが舵効が大きい。これは、フラップ下げでプロペラ後流が下方へ押まげられ、尾翼に寄與しなくなるためと考えられる。

(iii) 静的安定の問題を除外すれば、 $T_c=0\sim 1.0$ の範囲で昇降舵による迎角のトリムは十分可能であるが、 T_c がさらに増加すれば尾翼トリムの変更が必要と考えられる。

(c) 横方向の特性

(i) $C_{Y\beta}$ は T_c によってはあまり変わらない。非線型性もきわめて少ない。

(ii) $C_{n\beta}$ に対して T_c は減少に作用し、 $C_{n\beta}$ が不安定側に移行するとともに非線型性が著しい (図 12.5, 12.6)。

(iii) フラップ下げにおいて $C_{n\beta}$ は負の横すべり角で不安定となる。これはプロペラ回転方向の非対称性から生ずるものと考えられる。このような非線型性は、縦の場合と同様にフラップ 60° において最も著しい。

(iv) 迎角が大きいほど $C_{n\beta}$ は安定度を減ずる。

(v) $C_{l\beta}$ はプロペラなしの場合より大きくなる。非線型性は弱い。

(vi) $\alpha=8^\circ$, $\delta_f=60^\circ$, $T_c=0.5$ において正の横すべりを行なうとき横揺れモーメントの不連続な急変を生ずる (図 12.3. b)。この際 C_m も正に 0.15 程度の急変を示す。このような現象はTwin Tail で $\alpha=8^\circ$, $\delta_f=90^\circ$, $T_c=0.5$ においても同様に生ずる (図 17.2)。気流試験による観察の結果、主翼上の気流については急変はなく、水平尾翼の下面の乱れの状態がこの場合に左右逆転するのが見られた。したがって、水平尾翼がこの現象に寄与している可能性がある。

(vii) T_c による C_Y の変化は、 $\delta_f=60^\circ$ が最も大きく $\alpha=8^\circ$ で 0.25 ($T_c\neq 1.0$) 程度でいずれも正である。

(viii) T_c による C_n の変化は、フラップ下げで著しく、 $\alpha=8^\circ$, $\delta_f=60^\circ$, $T_c=1.0$ で -0.15 程度を示し、操縦力の上できびしい条件となる (図 14.1)。

(ix) T_c による C_l の変化は、実験結果によれば $T_c=1.0$, $\beta=0$ で -0.05 以下であって、 T_c の増加とともに増加するが、フラップ下げにおいて α に対する非線型性が著しい (図 15.1. a)。

(d) 方向舵の効き

(i) 方向舵の効きは、 T_c およびフラップ角度の効果をあまり受けない。 $\delta_r 25^\circ$ で $\Delta C_n \cdot -0.15$ 程度を示す。

(ii) $C_{l\delta r}$ は 0.15 程度で $T_c=0$ に比し大きくなる。

(e) 補助翼の効き

- (i) T_c の増加により, 最大 -0.05 ($T_c=1.0$) 程度の反動モーメントを生ずるが, 補助翼の効きも T_c により増加し, $\delta_f=0$, $T_c=1.0$, 片翼 30° 下げで $\Delta C_l 0.14$ 程度の効きが得られる。
- (ii) プロペラなしの場合と同様に, フラップ下げでは droop Aileron の下げは効かず, 高迎角では逆効きが起こる (図 15.3)。したがって, 補助翼を droop させた場合, 片翼後縁上げの操作しかできない。この事実はスポイラー, あるいはスロット・リップ式補助翼とその優劣を比較する場合, 重要と考えられる。
- (iii) 補助翼による Adverse yaw はフラップ 60° , $T_c 0.5$ まではそれほどきびしくない (図 15.4)。この場合, 片翼上げ 30° で $\Delta C_n 0.015$ 以下である。フラップ 60° における補助翼下げは舵効としては逆効きであるが, 偏揺れは Adverse yaw となる。 $T_c 1.0$ になると高迎角で Adverse yaw が大きい。
- (iv) 補助翼の効きは, フラップ 0° では α に対して変化少なく, フラップを下げると, 高迎角で効きはむしろ大きくなり, 主翼の失速の生じない限り, 迎角 20° でも十分効いている (図15.1)。

(f) スポイラーの効き

- (i) 効きの大きさから見れば, フラップ上げでは明かに補助翼のほうが効きがよく, T_c の効果も強く受ける (図 16.2)。フラップ下げにおいては, 全翼幅スポイラーは片翼でかつ半翼幅の補助翼より効きが大きく T_c およびフラップ角の増加とともに効きが増大する。
- (ii) スポイラーによる偏揺れモーメントは, 補助翼と逆になる。その程度はかなり大きい。ただしフラップ 60° で $\delta_s 30^\circ$ のとき, 実験では, かなり大きい非線型性を示した。この空力的機構は現在不明である (図 16.2)。
- (iii) スポイラーの効きは, プロペラ効果の存在のもとに, α に対して変化が比較的少ない。かつ主翼の失速を生じない限り, フラップ下げ $\alpha=20^\circ$ でも補助翼と同様十分効きがある。

(3) Twin Tail の特性 (図 6.1, 13.1, 17.1~18.3)

Twin Tail の面積は, Single の場合と等しくした。主目的としては, 垂直尾翼をプロペラ後流に入れることにより, 舵効の増加を試みたものである。

(a) プロペラなし特性

- (i) 昇降舵および水平尾翼の効きは Single Tail よりいくぶん大きく, $C_{m\alpha}$ も増加する (図 6.1)。フラップ下げ負迎角で C_m の非線型性を生ずる。
- (ii) Single Tail に比べて $C_{Y\beta}$ は小さく, $C_{l\beta}$ は同程度, $C_{n\beta}$ はフラップ上げで小, フラップ下げでは大きい。
- (iii) 方向舵の効きは Single Tail と大差はない。

(b) プロペラ付き特性

- (i) 昇降舵効は Single Tail よりいくぶん大きく、 $C_{m\alpha}$ はフラップ 0° で Single Tail より増加するがフラップ 60° では大差はない (図 13.1)。
- (ii) Single Tail に比べて、 $C_{Y\beta}$ 、 $C_{L\beta}$ は大差なく、 $C_{n\beta}$ はフラップ 0° でも非線型性がきわめて大きい (図 17.3)。これは垂直尾翼がプロペラ後流の中にはいつているため、横すべりによる後流位置の移動の影響を強く受けるものと考えられる。
- (iii) プロペラによる、横方向のトリムの変化は、フラップ 60° では Single Tail より小さく、フラップ 0° 、 90° では、より大きい。
- (iv) 方向舵の効きは、フラップ 0° で著しく大きく、Single Tail の倍近い値を示し、プロペラ後流の効果が明らかである (図 18.3)。しかし、フラップ 60° では、Single Tail と同程度であって、Twin Tail による後流勢力の利用は、フラップ下げでは望めないことがわかる。フラップ 30° でも、後流による効きの増加はわずかにすぎない。
- (v) フラップ 90° 、 $\alpha=8^\circ$ 、 $T_c=0.5$ の付近で Single Tail の場合と同様な横揺れモーメントの急変が起こる (図 17.2)。

(4) 片発停止の問題 (図 19)

片発停止の問題は特に離昇時にきびしいのでフラップ 30° の離昇形態で測定した。

- (a) Single Tail, フラップ 30° において、横方向特性の β に対する非線型性はきわめて少ない。
- (b) 右エンジン停止 (プロペラ Wind Mill), $T_c=0.5$ で $\alpha=0^\circ$ の付近で rolling および yawing の抑止は可能であるが横力は残る。このとき $C_L=1.5$ である。 $\alpha=8^\circ$ になれば全く操縦不可能である。この場合、横すべりさせれば rolling の抑止はある程度可能であるが、yawing の抑止モーメントは絶対的に不足する。
- (c) 上述の不足を補う意味で Twin Tail による後流勢力の利用を試みたが、この場合、 $T_c=0.5$ 、 $\alpha=8^\circ$ で一応のつり合がとれるものの、 $\beta=-4\sim 4^\circ$ にかけてはなほだしい非線型性が C_n にみられる。

(5) プロペラ Wind Mill 抵抗 (図 10)

- (a) プロペラ Wind Mill の抵抗は双発で $C_D=0.35$ 程度である。したがって、片発停止の実験においてはこの効果が含まれている。
- (b) プロペラ (左右ともに) Wind Mill に入れた場合、プロペラなしに比べて、全機特性は次のように変化する。
 - (i) $C_{m\alpha}$ は -0.4 (1/rad) 程度となって、より安定度を減ずる。
 - (ii) $C_{L\alpha}$ は 0.057 (1/deg) の程度で、かなり減少する。

(iii) C_m は $\alpha=0^\circ$ で 0.15 程度で、頭上げに移行する。

(6) 実例との比較

以上の実験結果を総合して、いくつか他の実例および風洞試験結果と比較してみる。

(a) GRUMMAN. AO-1. Mohawk との比較 (図 20)

普通形態の機体の例として、縦横比がこの実験と同程度 (5.35) で、同じく双発機である Mohawk を選び、その一般的な空力特性³⁾と比較した結果を図20に示す。

(i) プロペラ後流を全翼幅にかぶせることによる C_L の著しい増加が明らかである。

(ii) プロペラ後流により、フラップ 0° における昇降舵の効きが著しく増加すること、補助翼の効きが同様に増加することが明らかである。

(iii) これらの代償として後流偏向型機体は、プロペラ後流による著しい縦横方向のトリム変化および非線型性を生ずる。

(b) XC-142 との比較 (図 21)

4発 VTOL 機 (Tilt Wing) XC-142 の風洞試験値⁴⁾と比較する (この場合 T_e は全機推力を T として $T_e = T/q_s$ を使用した)。

(i) 揚力の特性は図 (21.1) に示すようによく似ている。

(ii) 揚力-抵抗線図 (図 21.2) も同様によく似た形を示す。

(iii) C_m 曲線も傾向は似ているが、今回の実験のほうが低い迎角で急変を起こすようである。

10. ま と め

後流偏向型の STOL 機について、プロペラ後流の利用に伴う問題点を風洞試験により調査した。この結果、各種の空力特性上の問題点が見いだされた。

これらの問題点は、すべてプロペラ後流の効果によるものである。以下にその主要なものをあげる。

(a) プロペラ後流による縦の静的不安定

これはフラップ下げ、昇降舵頭上げ舵の操作で著しくなる。

(b) プロペラ後流による方向不安定および偏揺れモーメントの非線型性

この問題は、プロペラ回転方向にも関係してフラップ下げのときに横すべりによって生ずる非線型特性である。

(c) プロペラ後流による横揺れの不連続的特性

ある特定条件下で生じ、尾翼が関係している可能性がある。

(d) 片発停止における操縦力の不足

縦横方向いずれも、プロペラにより大きなトリムモーメントを要し、片発停止時には、操縦力の絶対的不足を生じる。

(e) プロペラ後流による各舵効の非線型性

昇降舵，補助翼，スポイラー，方向舵，いずれもプロペラ後流により舵効が急変するとともに非線型性を増す。

なお，この風洞試験は，その全般にわたり STOL 研究班高木廣治班長の指導と支持を得て行なわれた。ここに付記して謝意を表します。

文 献

- 1) H. Glauert; The Interference on the Characteristics of an Aerofoil in a Wind Tunnel of Rectangular Section. R & M. No. 1459 (1932)
- 2) P. F. Yaggy & V. L. Rogallo; A Wind-Tunnel Investigation of Three Propellers through an Angle-of-Attack Range from 0° to 85°. NASA TN D-318 (1960)
- 3) E. Seckel; Stability and Control of Airplanes and Helicopters. Academic Press.
- 4) K. W. Goodson; Longitudinal Aerodynamic Characteristics of a Flapped Tilt-Wing Four-Propeller V/STOL Transport Model NASA. TN D-3217 (1966)

表 1 風 洞 模 型 諸 元

翼 幅	1.966 m
全 長	2.725 m
全 高	0.3376m
胴体最大幅	0.300 m
主翼面積	0.774 m ²
アスペクト比	5.0
先 細 比	0.6
上 反 角	2°
取 付 け 角 (root)	4° (胴体基準線に対し)
ねじり下げ	3°
空力平均弦長	0.402 m
翼 型	Mod. root 17%C, tip 13%C
水平尾翼面積	0.2812m ²
水平尾翼長	1.327 m ²
水平尾翼容積比	1.2
取 付 け 角 (可変)	0°
垂直尾翼面積	0.3457m ²
昇 降 舵	45% chord
方 向 舵	40% chord
スポイラー	全翼幅, 6 %C, ヒンジ位置 60%C
補 助 翼	droop aileron
フ ラ ッ プ	内翼, ダブルスロット 外翼, ダブルスロット (補助翼兼用)
ス ラ ッ ト	全翼幅 15% C, 角度 25°
Twin Tail	面積, 前記に同じ 翼 幅 0.918 m 昇 降 舵 40% chord 方 向 舵 40% chord
フ ラ ッ プ 角 度	$\delta_f=90^\circ$, (内翼 90°, 外翼 45°) $\delta_f=60^\circ$, (" 60°, " 30°) $\delta_f=30^\circ$, (" 30°, " 20°)
重 心 位 置	前後位置, MAC 25% 上下位置, 胴体基準線より 85mm 上方

表 2.1 主翼翼断面座標

x %	翼 根		翼 端	
	y_u %	y_L %	y_u %	y_L %
0	—	0	—	0
0.5	1.388	1.316	1.295	1.095
1.25	2.167	1.947	2.058	1.584
2.5	3.064	2.620	2.930	2.050
5	4.352	3.528	4.097	2.608
7.5	5.329	4.195	4.904	3.024
10	6.125	4.753	5.533	3.373
15	7.336	5.656	6.471	3.935
20	8.185	6.373	7.142	4.378
30	9.135	7.343	7.910	4.984
40	9.293	7.677	7.996	5.260
50	8.586	7.230	7.335	5.175
60	7.275	6.225	6.100	4.700
70	5.600	4.826	4.648	3.748
80	3.745	3.229	3.128	2.528
90	1.890	1.632	1.608	1.308
100	0.035	0.035	0.088	0.088
LER	2.09		1.57	

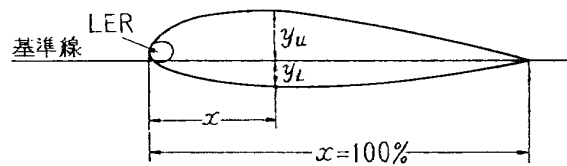


表 2.2 スラット断面座標

WSTA 0		W. STA416.7		W. STA809.4	
X	Y	X	Y	X	Y
x_l					
23.05	-16.27	19.08	-19.29	15.33	-22.15
27.66	0	22.65	-7.25	17.93	-14.08
34.58	11.19	28.15	1.59	22.10	-7.46
46.10	21.31	37.44	9.71	29.28	-1.23
57.63	28.72	46.77	15.69	36.54	3.41
x_u					
69.15	33.82	56.13	19.87	43.86	6.72
r_z	2.30	r_z	1.89	r_z	1.49
r_w	5.77	r_w	4.72	r_w	3.74

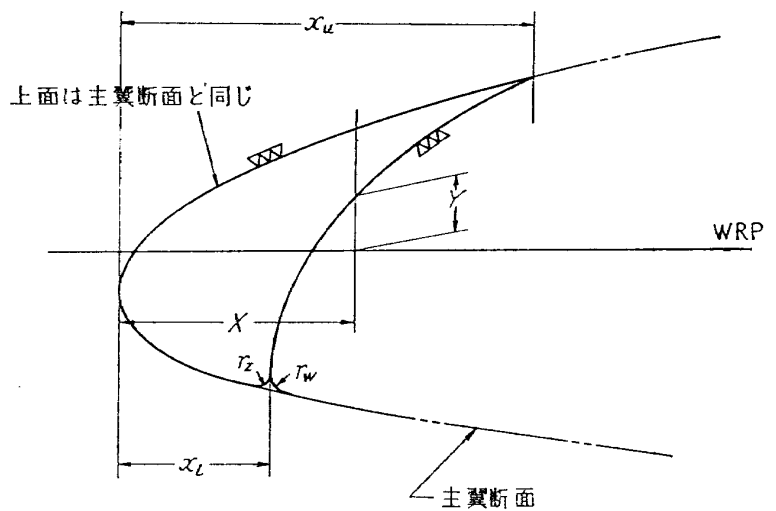


表 2.3 内側フラップベーン寸度表

X	WSTA 0		WSTA 416.7		WSTA 200	
	Y_u	Y_L	Y_u	Y_L	Y_u	Y_L
0	8.5	8.5	5.6	5.6	7.11	7.11
5.25	8.78	7.13	5.85	4.0	7.37	5.63
9.95	8.75	5.2	5.65	2.25	7.26	3.78
13.8	8.4	3.2	5.3	0.45	6.91	1.88
17.5	7.85	0.7	4.68	- 1.85	6.33	- 0.52
24.78	5.75	- 9.4	2.73	- 9.0	4.30	- 9.21
29.35	3.75	- 21.13	0.85	- 20.83	2.36	- 20.98
33.95	0.75	- 23.35	- 1.9	- 23.3	- 0.52	- 23.33
38.43	- 4.25	- 21.65	- 5.95	- 21.75	- 5.07	- 21.70
41.65	- 14.5	- 14.5	- 14.85	- 14.85	- 14.67	- 14.67

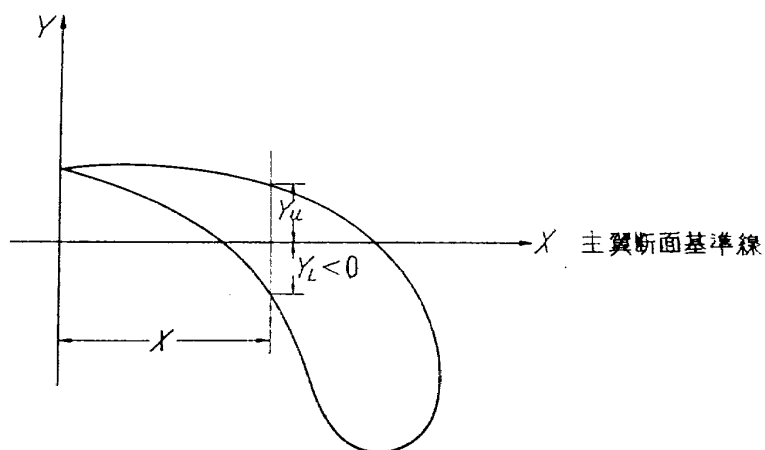


表 2.4 内側フラップ寸度表

X	WSTA 0		WSTA 200		WSTA 416.7	
	Y_u	Y_L	Y_u	Y_L	Y_u	Y_L
0	0.16	- 0.16	0.16	- 0.16	0.16	- 0.16
23.1	4.28	- 3.78	3.96	- 3.86	3.63	- 3.95
46.1	8.72	- 7.53	8.0	- 7.64	7.23	- 7.78
51.0	9.65	- 8.15	8.8	- 8.37	7.88	- 8.6
69.2	11.5	- 11.2	10.42	- 11.44	9.25	- 11.7
80.85	12.15	- 13.0	10.95	- 13.30	9.65	- 13.63
92.2	12.27	- 14.89	13.54	- 15.22	9.5	- 15.58
104.1	11.73	- 16.73	10.27	- 17.1	8.7	- 17.5
115.35	10.0	- 18.63	8.54	- 18.9	6.95	- 19.2
121.55	8.3	- 19.63	6.84	- 19.85	5.25	- 20.1
128.35	5.38	- 20.65	4.12	- 20.87	2.75	- 21.1
133.6	2.4	- 21.5	1.28	- 21.74	0.07	- 22.0
138.3	- 1.23	- 21.65	- 2.2	- 21.85	- 3.25	- 22.07
142.15	- 4.9	- 20.2	- 5.88	- 20.58	- 6.95	- 21.0
145.85	- 13.75	- 13.75	- 14.3	- 14.3	- 14.9	- 14.9

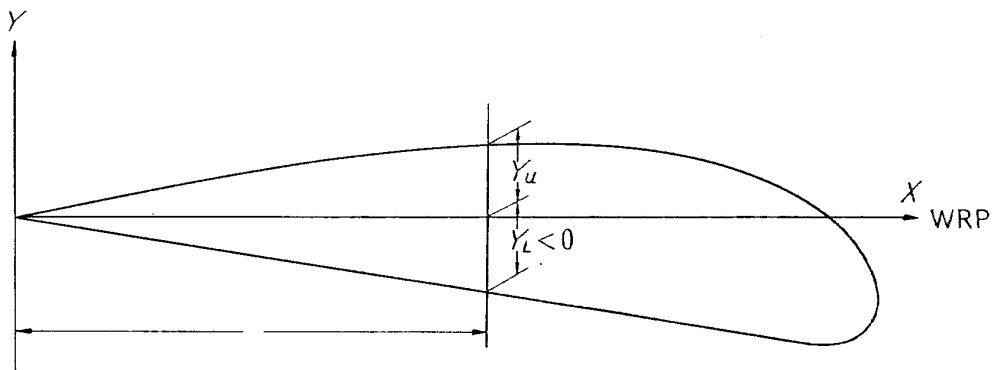


表 2.5 外側フラップペーン寸度表

x	WSTA $\Delta 16.7$		WSTA 610		WSTA 809.4	
	y_u	y_L	y_u	y_L	y_u	y_L
0	- 8.8	- 8.8	- 9.64	- 9.64	- 10.50	- 10.50
0.5	- 4.6	- 12.1	- 5.67	- 12.84	- 6.77	- 13.61
1.0	- 2.6	- 13.7	- 3.76	- 14.40	- 4.96	- 15.11
2.0	- 0.1	-	- 1.45	-	- 2.84	-
3.0	2.0	-	0.47	-	- 1.11	-
4.0	3.6	-	1.97	-	0.30	-
6.0	6.2	-	4.34	-	2.43	-
8.0	8.3	-	6.30	-	4.24	-
10	9.95	-	7.79	-	5.56	-
12	11.25	-	9.09	-	6.86	-
14	12.2	- 10.5	10.02	- 10.5	7.77	- 10.50
15	12.65	- 3.9	10.44	- 5.06	8.17	- 6.26
16	13.1	0.85	10.87	- 1.08	8.57	- 3.06
18	13.8	5.4	11.48	3.08	9.08	0.68
20	14.15	8.15	11.85	5.81	9.48	3.39
22	14.35	10.05	12.07	7.73	9.73	5.33
24	14.40	11.3	12.12	9.02	9.78	6.68
26	14.3	12.35	12.02	10.05	9.68	7.68
28	14.1	13.0	11.87	10.77	9.57	8.47
30	13.8	13.35	11.62	11.19	9.37	8.96
31.9	13.5	13.5	11.36	11.36	9.16	9.16
x_R		7.2		7.11		7.01
y_R	- 12.0		- 12.14		- 12.28	
R		6.2		6.39		6.58

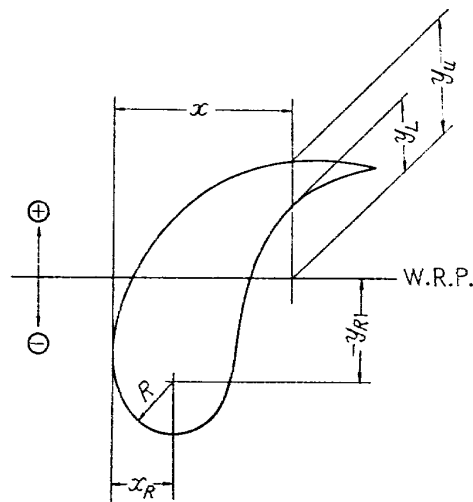


表 2.6 外側フラップ断面寸度表

x	WSTA $\Delta 16.7$		WSTA 610		WSTA 809.4	
	y_u	y_L	y_u	y_L	y_u	y_L
0	- 4.9	- 4.9	- 6.11	- 6.11	- 7.35	- 7.35
1	1.7	- 10.1	- 0.39	- 10.87	- 2.54	- 11.66
2	4.1	- 11.5	1.78	- 12.34	- 0.62	- 13.20
3	5.8	- 12.7	3.48	- 13.44	1.08	- 14.21
4	7.1	- 13.4	4.78	- 14.14	2.38	- 14.91
6	9.2	- 14.6	6.62	- 15.20	4.40	- 15.83
8	10.5	- 15.2	8.18	- 15.71	5.78	- 16.24
11	11.8	-	9.57	-	7.27	-
11.3	-	- 15.4	-	- 15.86	-	- 16.34
14	12.6	-	10.44	-	8.21	-
18	12.8	-	10.78	-	8.70	-
20.1	12.8	- 13.95	10.78	- 14.39	8.70	- 14.85
30	11.35	- 12.35	9.56	- 12.74	7.72	- 13.15
50	8.3	- 9.0	7.00	- 9.28	5.66	- 9.57
70	5.2	- 5.7	4.41	- 5.89	3.60	- 6.08
85	2.9	- 3.2	2.44	- 3.34	1.96	- 3.48
102.97	0.21	- 0.21	0.23	- 0.23	0.26	- 0.26

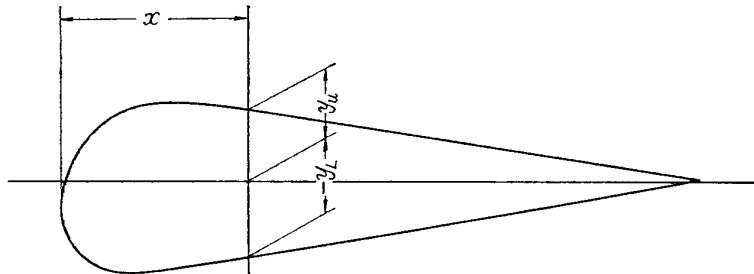


表 3 尾翼翼断面座標

x %	y %	x %	y %
0	0	30	5.728
0.5	0.959	40	5.971
1.25	1.459	50	5.758
2.5	1.990	60	5.078
5	2.725	70	4.045
7.5	3.283	80	2.800
10	3.743	90	1.460
15	4.470	100	0.106
20	5.028	LER	1.0

表 4 測 定 項 目

No.	舵 角					Sweep		Slat	V (m/s)	Note
	δ_f	δ_e	δ_a	δ_r	δ_s	α	β			
0	0	—	0	—	0	-6~22	0	off	20	プロペラなし 尾なし
						0, 8, 16	-4~22			
1	0	0	0	0	0	-6~22	0	"	"	以下 プロペラなし 全機
						0, 8, 16	-4~22			
2	0	10	0	0	0	-6~20	0	"	"	
3	0	-10	0	0	0	"	"	"	20	
									15	
4	0	-20	0	0	0	"	"	"	15	
5	0	-30	0	0	0	-6~18	"	"	"	
6	0	0	0	15	0	0, 8	-4~20	"	"	
7	0	0	0	25	0	"	"	"	"	
8	0	0	0	0	30	-6~20	0	"	"	
9	0	0	0	0	60	"	"	"	"	
10	0	0	0	0	90	"	"	"	"	
11	0	0	30左	0	0	"	"	"	"	
12	0	0	15左	0	0	"	"	"	"	
13	30	0	0	0	0	-6~20	0	"	"	
						0, 8, -6	-4~20			
14	60	0	0	0	0	-6~20	0	"	"	
						0, 6, -6	-4~20			
15	60	0	0	0	0	-6~20	0	o n	"	
16	60	10	0	0	0	"	"	"	"	
17	60	-10	0	0	0	"	"	"	"	
18	60	-20	0	0	0	"	"	"	"	
19	60	-30	0	0	0	"	"	"	"	
20	60	0	0	15左	"	0. 8	-4~20	"	"	
21	60	0	0	25左	0	"	"	"	"	
22	60	0	0	0	30	-6~20	0	"	"	
23	60	0	0	0	60	"	"	"	"	
24	60	0	0	0	90	-6~20	0	"	"	

No.	舵 角					Sweep		Slat	V (m/s)	Note
	δ_f	δ_e	δ_a	δ_r	δ_s	α	β			
25	60	0	30	0	0	-6~20	0	on	15	
26	60	0	15	0	0	"	"	"	"	
27	60	0	-15	0	0	"	"	"	"	
28	60	0	-30	0	0	"	"	"	"	
29	90	0	0	0	0	-6~20	0	"	"	
						0, 6, -6	-4~20			
30	0	0	0	0	0	-6~24	0	"	"	
31	0	0	0	0	0	0, 8, 16	-4~20	Off	"	
	舵 角					Sweep		rpm	V (m/s)	Note
	δ_f	δ_e	δ_a	δ_r	δ_s	α	β			
32	0	0	0	0	0	0~20	0	—	10~14	Wind Mill
33	0	0	0	0	0	-6~20	0	4,000	12	以下プロペラ付 き全機
						0, 8, 16	-4~20			
						-6~20	0	4,900		
						0, 8, 16	-4~20			
34	0	-10	0	0	0	-6~20	0	4,000	"	
								4,900		
35	0	-20	0	0	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
36	0	-30	0	0	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
37	0	0	0	15	0	0, 8	-4~20	4,000	"	
								4,900		
38	0	0	0	25	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
39	0	0	0	0	0	-6~24	0	4,750	10	
								4,000	14	
40	0	0	0	0	30	-6~20	0	4,000	12	
								4,900		
41	0	0	0	0	60	"	"	4,000	"	
								4,900		

No.	舵 角					Sweep		rpm	V (m/s)	Note
	δ_f	δ_e	δ_a	δ_r	δ_s	α	β			
42	0	0	15 左下げ	0	0	-6~20	0	4,000	12	
								4,900		
43	0	0	30 左下げ	0	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
44	30	0	0	0	0	-6~20	0	4,000	"	Slat なし
						0,8	-4~20			
						-6~20	0	4,900		
						0,8	-4~20			
45	30	0	0	0	0	-6~24	0	4,000	12	以下 Slat 付き
								4,900		
								4,750	10	
46	30	0	30 右下げ	25	60 左	0,8	-8~8	4,000	12	片発(右)停止
								4,900		
								4,750	10	
47	60	0	0	25	0	0,8	-4~20	4,000	12	
48	60	0	0	25	0	"	"	4,900	"	
49	60	0	0	12.5	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
50	60	0	0	0	0	-6~24	0	4,000	"	
						0,8,12	-10~20			
						-6~24	0	4,900		
						0,8,12	-10~20			
51	60	-10	0	0	0	-6~20	0	4,000	"	
								4,900		
52	60	-20	0	0	0	-6~20	0	4,000	"	
								4,900		
53	60	-30	0	0	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
54	60	0	0	0	30	"	"	4,000	"	
								4,900		
55	60	0	0	0	60	"	"	4,000	"	
								4,900		

No.	舵 角					Sweep		rpm	V (m/s)	Note
	δ_f	δ_e	δ_a	δ_r	δ_s	α	β			
56	60	0	30 左下げ	0	0	-6~20	0	4,000	12	
								4,900		
57	60	0	15	0	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
58	60	0	-15	0	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
59	60	0	-30	0	0	"	"	4,000	"	
								4,900		
60	90	0	0	0	0	-6~20	0	4,000	"	
						0, 8, -6	-10~20			
						-6~20	0	4,900		
						0, 8, -6	-10~20			
61	90	0	0	0	0	-6~20	0	4,000	"	
						8	-10~20			
						-6~20	0	4,900		
						8	-10~20			
62	60	0	0	0	0	-6~20	0	プロペラなし	15	以下 Twin Tail
						8	-10~20			
63	60	0	0	30	0	8	-10~20	プロペラなし	"	
64	60	-30	0	0	0	-6~20	0	プロペラなし	"	
65	60	-30	0	0	0	"	"	4,000	"	
66	60	0	0	30	0	8	-10~20	4,000	"	
67	30	0	0	30	0	8	-10~20	4,000	"	
								4,900		
68	30	0	0	15	0	8	-10~20	4,000	"	
								4,900		
69	30	0	0	0	0	-6~20	0	4,000	"	
						8	-10~20			
70	30	0	30	30	60	8	-10~20	4,900	"	片発(右)停止
								4,000		
71	30	0	0	30	0	8	-10~20	プロペラなし	15	

No.	舵 角					Sweep		rpm	V (m/s)	Note
	δ_f	δ_e	δ_a	δ_r	δ_s	α	β			
72	30	0	0	0	0	-6~20	0	プロペラなし	15	
						8	-10~20			
73	0	0	0	0	0	-6~20	0	"	"	以下 Slat なし
						8	-10~20			
74	0	0	0	15	0	8	-10~20	"	"	
75	0	0	0	30	0	"	-10~4	"	"	
76	0	0	0	30	0	"	-10~20	4,000	12	
77	0	0	0	15	0	"	"	4,000	"	
78	0	0	0	0	0	-6~20	0	4,000	"	
						8	-10~20			

表 5 気 流 試 験 項 目

No.	Prop. rpm	δ_f	δ_e	δ_a	δ_s	δ_r	α	β	V (m/s)	備 考
1	プロペラなし	0	0	0	0	0	-4~20(2)	0	15	以下 Slat on Lateral Cont. Full 片発停止
2							0	-8~16(4)	"	
3							8	"	"	
4	4,000	0	0	0	0	0	-4~20(2)	0	12	
5							0	-8~16(4)	"	
6							8	"	"	
7	プロペラなし	30	0	0	0	0	-4~20(2)	0	15	
8							8	-8~16(4)	"	
9	4,000	30	0	0	0	0	-4~20(2)	0	12	
10							8	-8~16(4)	"	
11		30	0	左右 0	左右 30	左右 60	30	"	"	
12	左右 4,900 W.M.	30	0	"	"	"	"	"	"	
13	プロペラなし	60	0	0	0	0	-4~20(2)	0	15	
14							0	-8~16(4)	"	
15							8	"	"	
16	4,000	60	0	0	0	0	-4~20(2)	0	12	
17							0	-8~16(4)	"	
18							8	"	"	
19	4,900	60	0	0	0	0	"	"	"	
20	プロペラなし	90	0	0	0	0	-4~20(2)	0	15	
21							0	-8~16(4)	"	
22							8	"	"	
23	4,000	90	0	0	0	0	-4~20(2)	0	12	
24							0	-8~16(4)	0	
25							8	"	0	

表 6 測定結果・図表索引

A プロペラなし 特性 (Single Tail)			
項 目	内 容		図
無 尾 翼 特 性 ($\delta_f=0$)	C_L, C_D, C_m	— α	4.1
	C_Y, C_l, C_n	— β	4.2~4.4
全 機 特 性	C_L	— α	5.1
	C_m	— α	5.2
	C_L	— C_D	5.3
	C_Y, C_l, C_n	— β	5.4~5.6
エレベーター効果 ($\delta_f=0^\circ, 60^\circ$)	C_m	— α	6.1
	ΔC_L	— δ_e	6.2
	ΔC_m	— δ_e	6.3
方 向 舵 効 果 ($\delta_f=0^\circ, 60^\circ$)	C_n, C_l	— β	7.1
	C_n, C_l	— δ_Y	7.2
補 助 翼 効 果 ($\delta_f=0^\circ, 60^\circ$)	C_l, C_n	— α	8.1
	C_l, C_n	— δ_a	8.2
ス ポ イ ラ ー 効 果 ($\delta_f=0^\circ, 60^\circ$)	C_l, C_n	— α	9.1
	C_l, C_n	— δ_s	9.2
B プロペラ付き特性 (Single Tail)			
プ ロ ペ ラ Wind Mill	C_L, C_m	— α	10.1
	C_L	— C_D	10.2
全 機 縦 特 性	C_L	— α	11.1
	C_L	— T_c	11.2
	$C_{L\alpha}$	— T_c	11.3
	C_L	— C_D	11.4
	C_m	— α	11.5
	$C_{m(\alpha=0)}$	— T_c	11.6
全 機 横 方 向 特 性	C_Y	— β	12.1
	$C_{Y\beta}$	— T_c	12.2
	C_l	— β	12.3
	$C_{l\beta}$	— T_c	12.4
	C_n	— β	12.5
	$C_{n\beta}$	— T_c	12.6
エレベーター効果	C_m	— α	13.1
	ΔC_m	— δ_e	13.2
	ΔC_L	— δ_e	13.3
	ΔC_m	— α	13.4
方 向 舵 効 果	C_n	— β	14.1
	C_l	— β	14.2
	$\Delta C_n, \Delta C_l$	— δ_r	14.3

項 目	内 容	図
補 助 翼 効 果	C_l — α	15.1
	C_n — α	15.2
	ΔC_l — δ_a	15.3
	ΔC_n — δ_a	15.4
	ΔC_L — T_c	15.5
ス ポ イ ラ ー 効 果	C_l, C_n — α	16.1
	$\Delta C_l, \Delta C_n$ — δ_s	16.2
	ΔC_L — T_c	16.3
C Twin Tail 特性		
Twin Tail 横方向特性	C_Y — β	17.1
	C_l — β	17.2
	C_n — β	17.3
Twin Tail 方向舵効果	C_n — β	18.1
	C_l — β	18.2
	ΔC_n — δ_r	18.3
D 片 発 動 機 停 止		
Single Tail	C_Y, C_l, C_n — β	19.1
Twin Tail	C_Y, C_l, C_n — β	19.2
E 他 機 と の 比 較		
普通機体との比較	C_L — α	20.1
	$C_m, C_{m\delta e}$ — C_L	20.2
	$C_{Y\beta}, C_{l\beta}, C_{n\beta}$ — C_L	20.3
	$C_{n\delta r}, C_{l\delta r}$ — C_L	20.4
	$C_{l\delta a}, C_{n\delta a}$	
Tilt Wing 機との比較	C_L — α	21.1
	C_D — C_D	21.2
	C_m — α	21.3

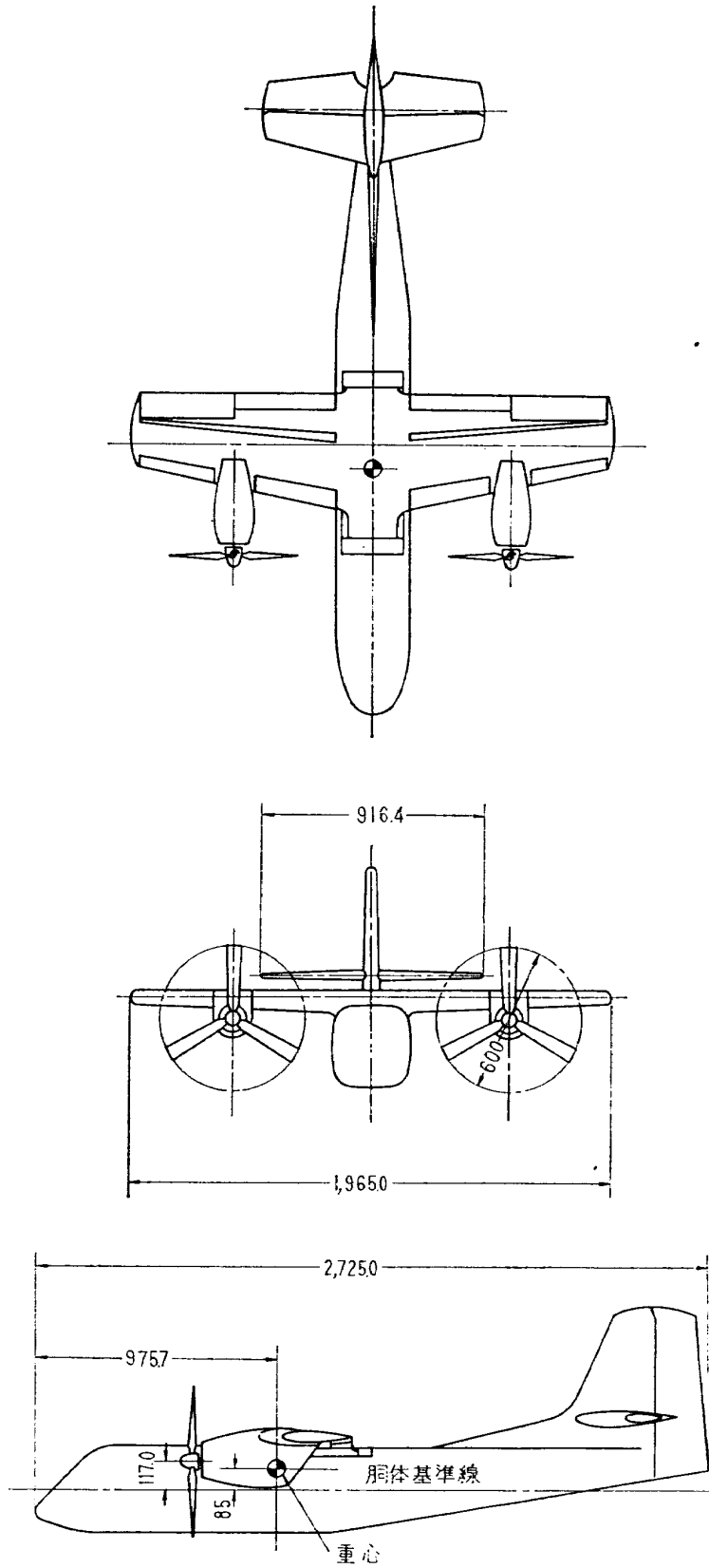


图 1.1 風洞模型三面図 (单位 mm)

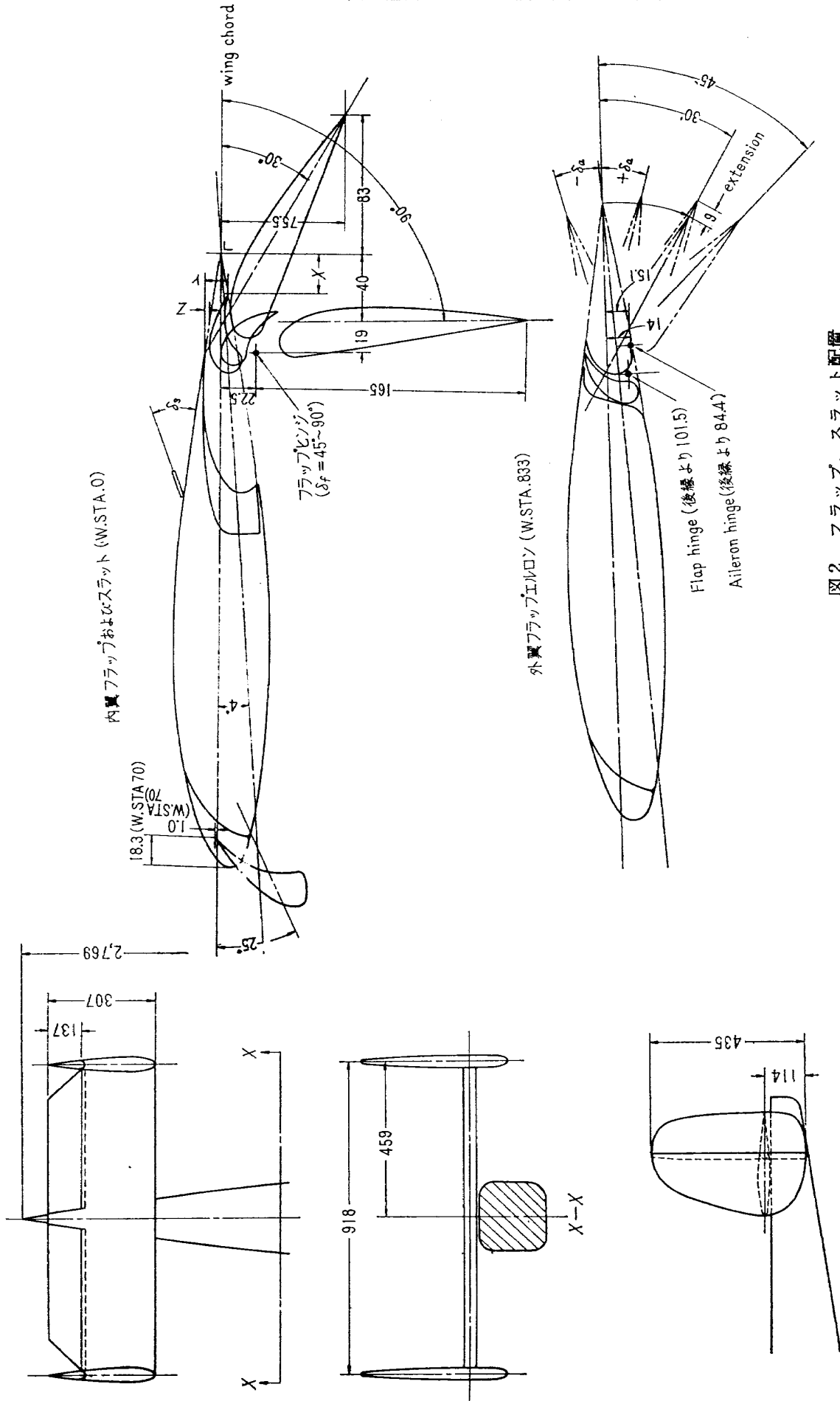


図 1.2 Twin Tail

図 2 フラップ, スラット配置

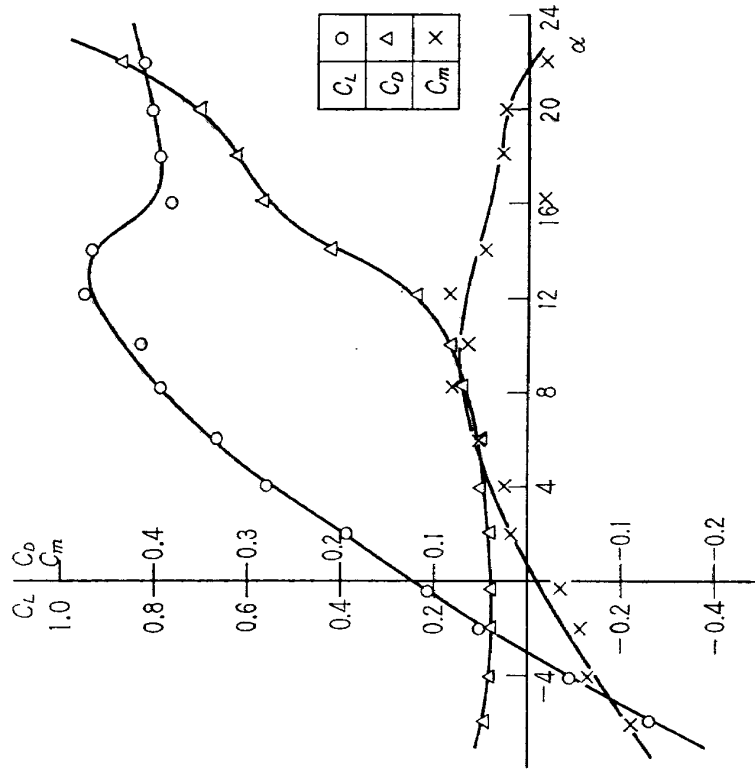


図 4.1 無尾翼, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, $C_L, C_D, C_m-\alpha$

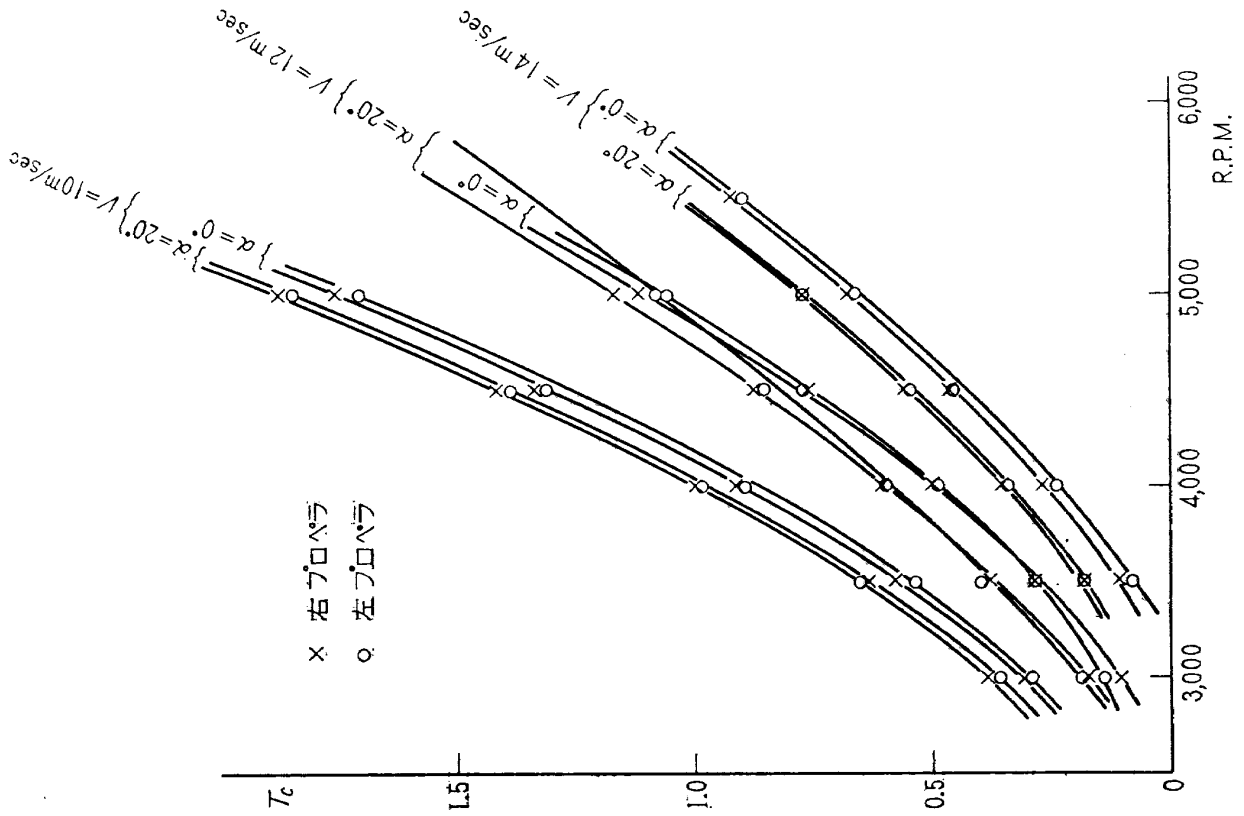


図 3 プロペラ特性

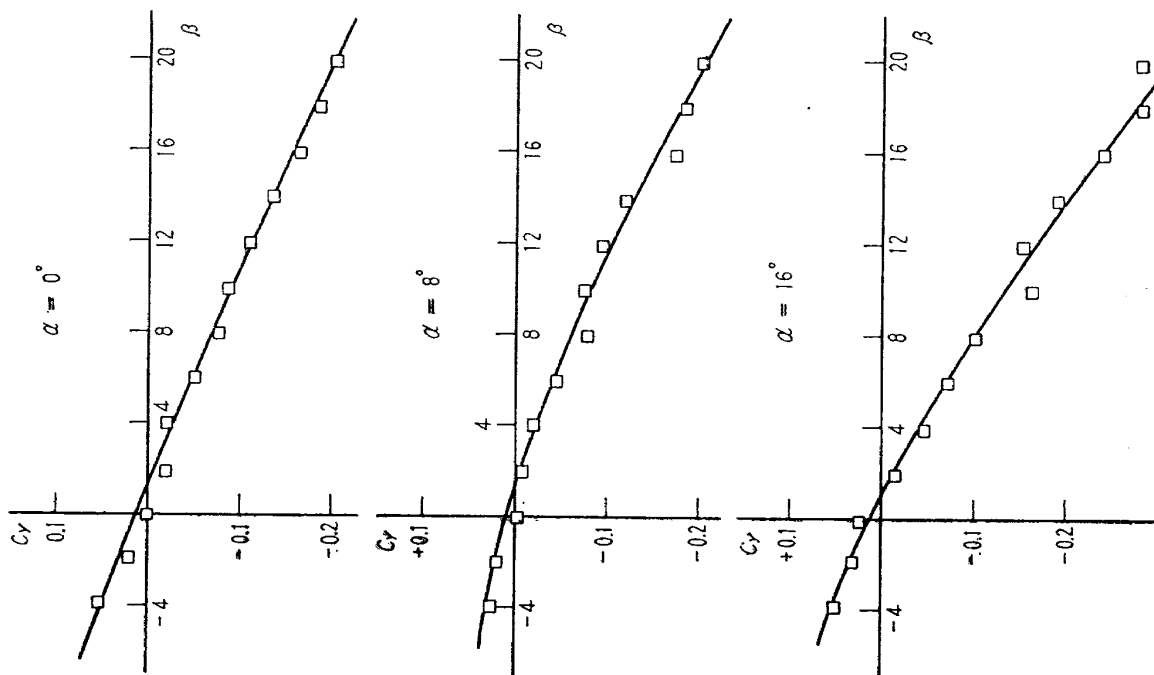


図 4.2 無尾翼, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, $C_y-\beta$

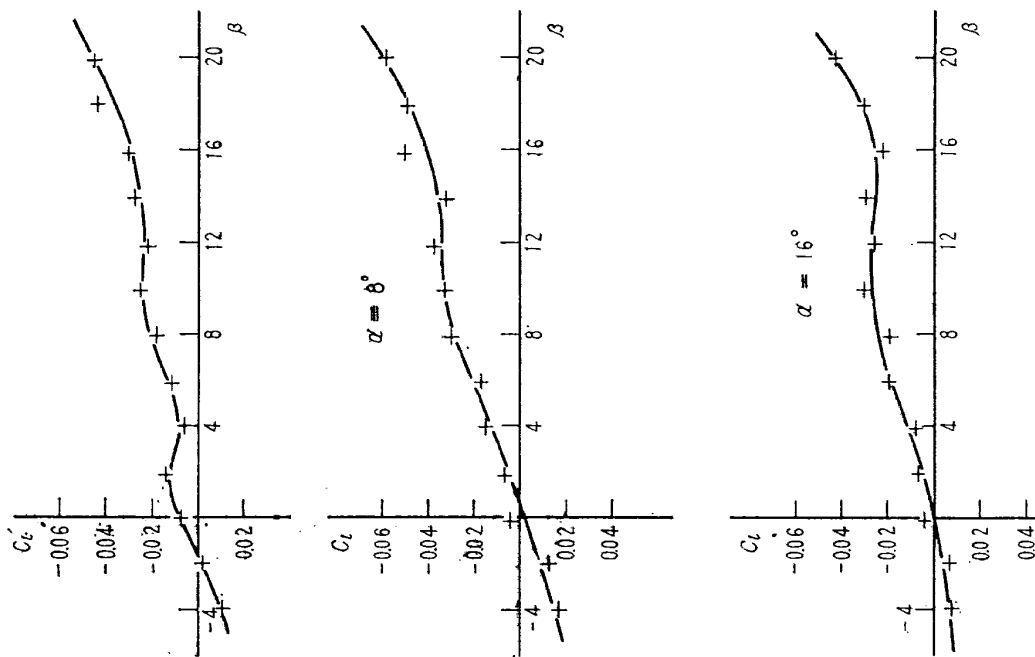


図 4.3 無尾翼, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, $C_l-\beta$

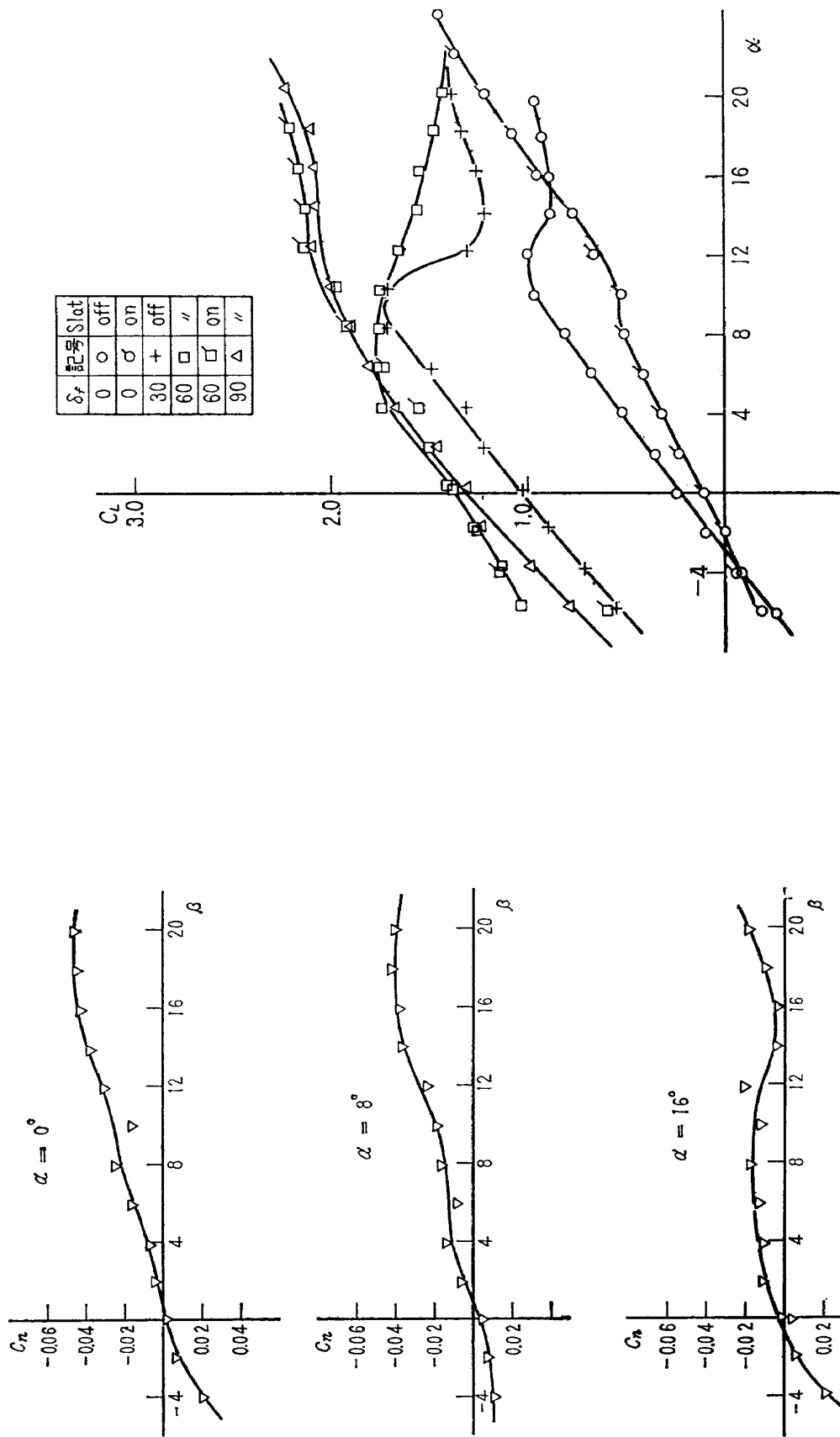


图 4.4 無尾翼, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, $C_n-\beta$

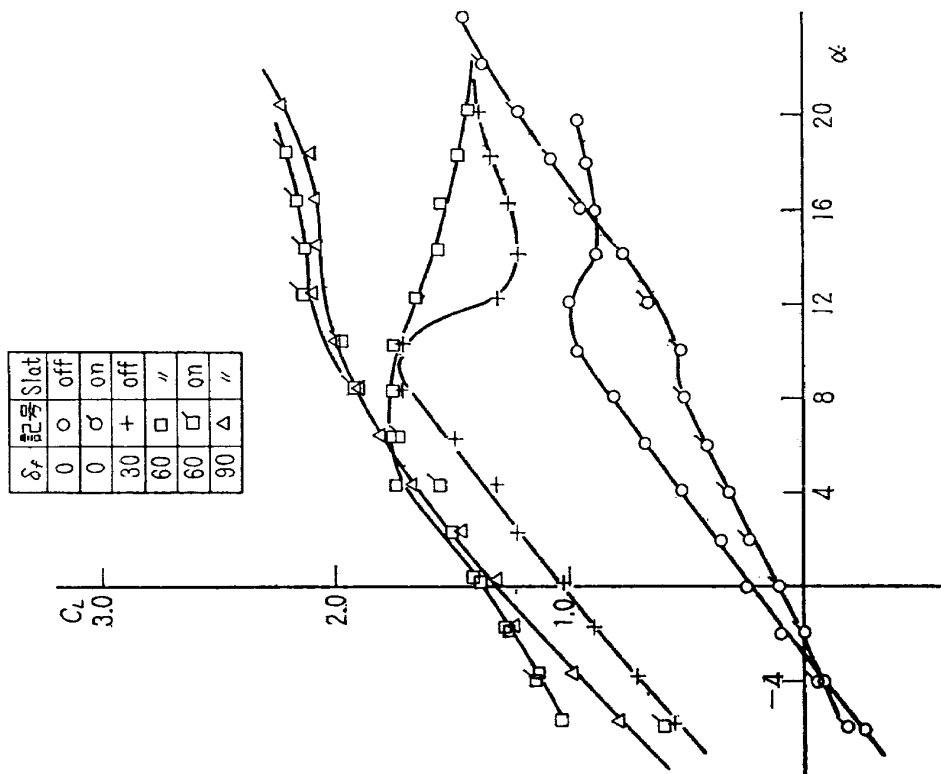


图 5.1 全機特性, $T_c=0$, $C_L-\alpha$

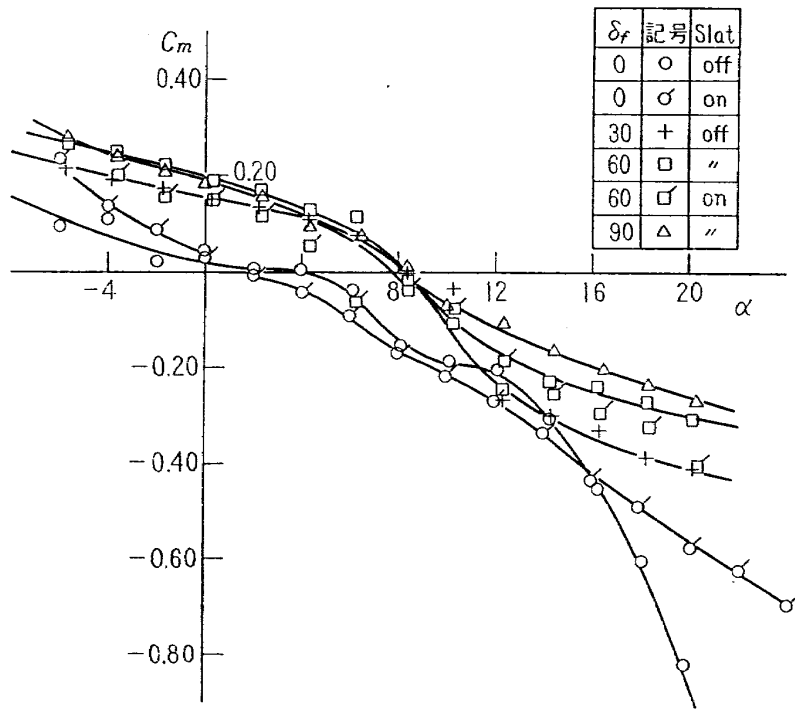


図 5.2 全機特性, $T_c=0, C_m-\alpha$

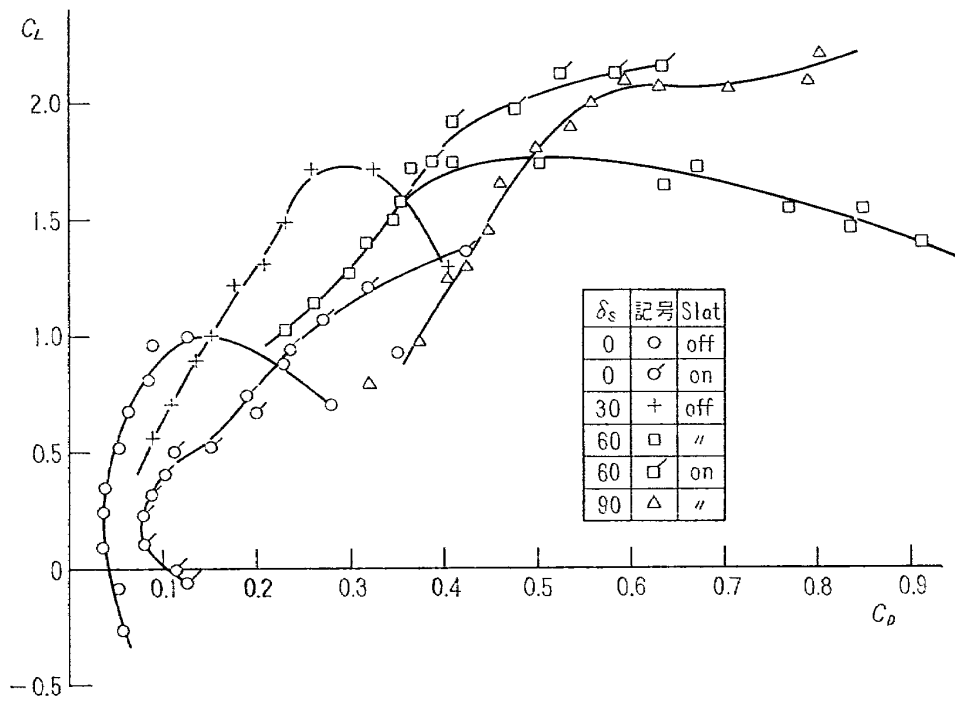


図 5.3 全機特性, $T_c=0, C_L-C_D$

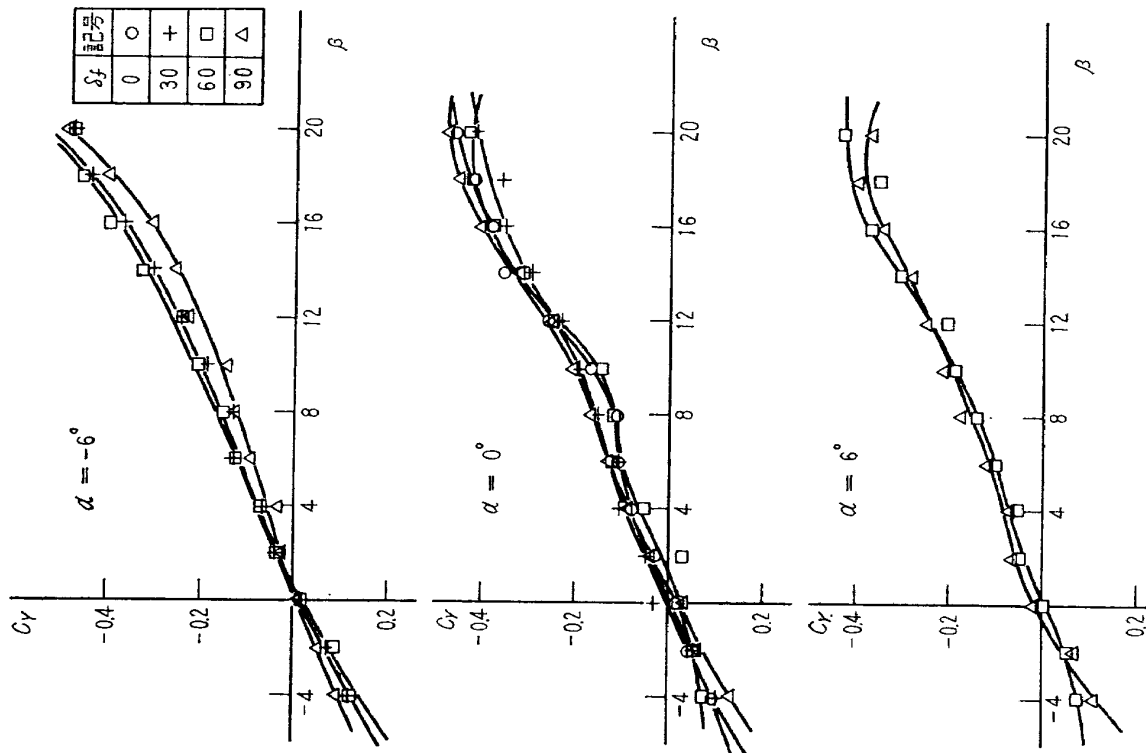


図 5.4(a) 全機特性, $T_c=0, C_x-\beta$

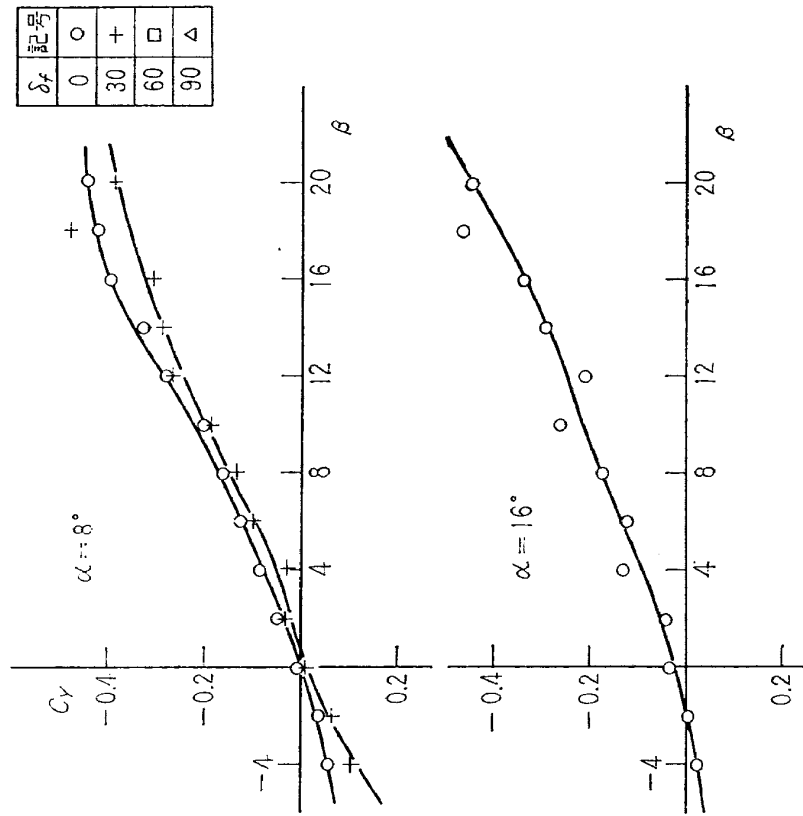


図 5.4(b) 全機特性, $T_c=0, C_x-\beta$

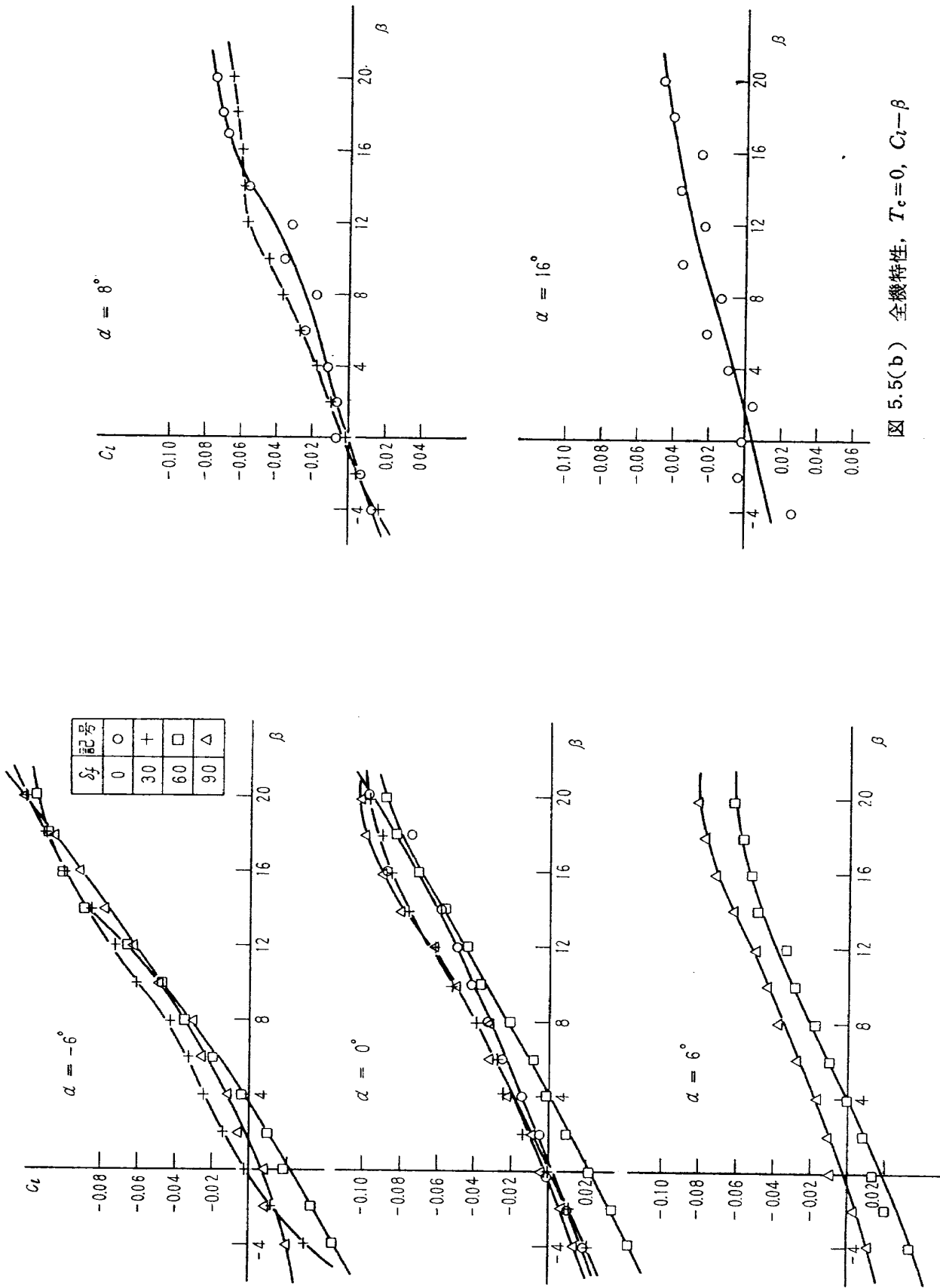


図 5.5(b) 全機特性, $T_c=0$, $C_l-\beta$

図 5.5(a) 全機特性, $T_c=0$, $C_l-\beta$

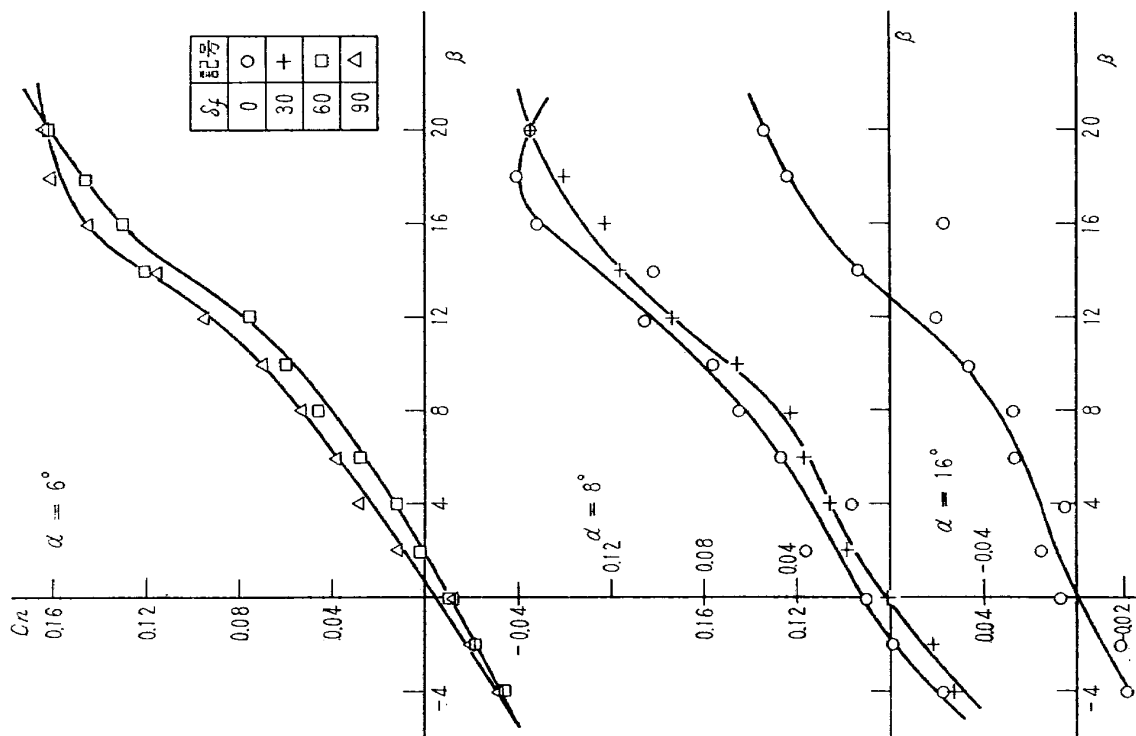


図 5.6(b) 全機特性, $T_c=0$, $C_n-\beta$

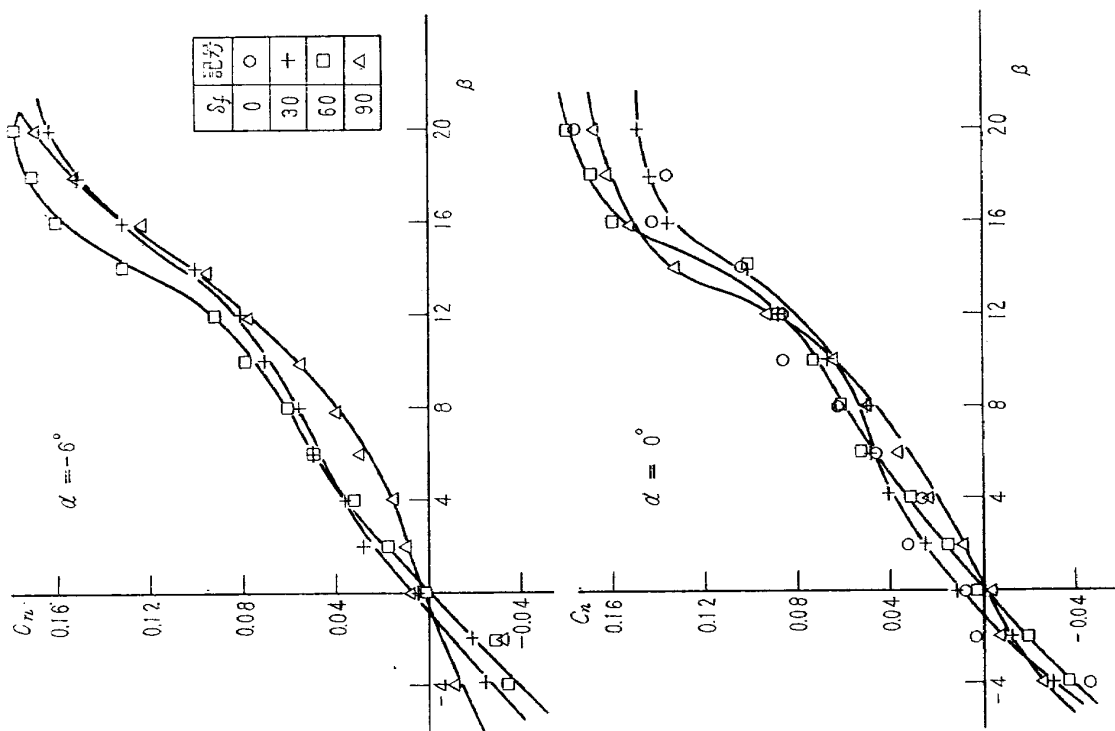


図 5.6(a) 全機特性, $T_c=0$, $C_n-\beta$

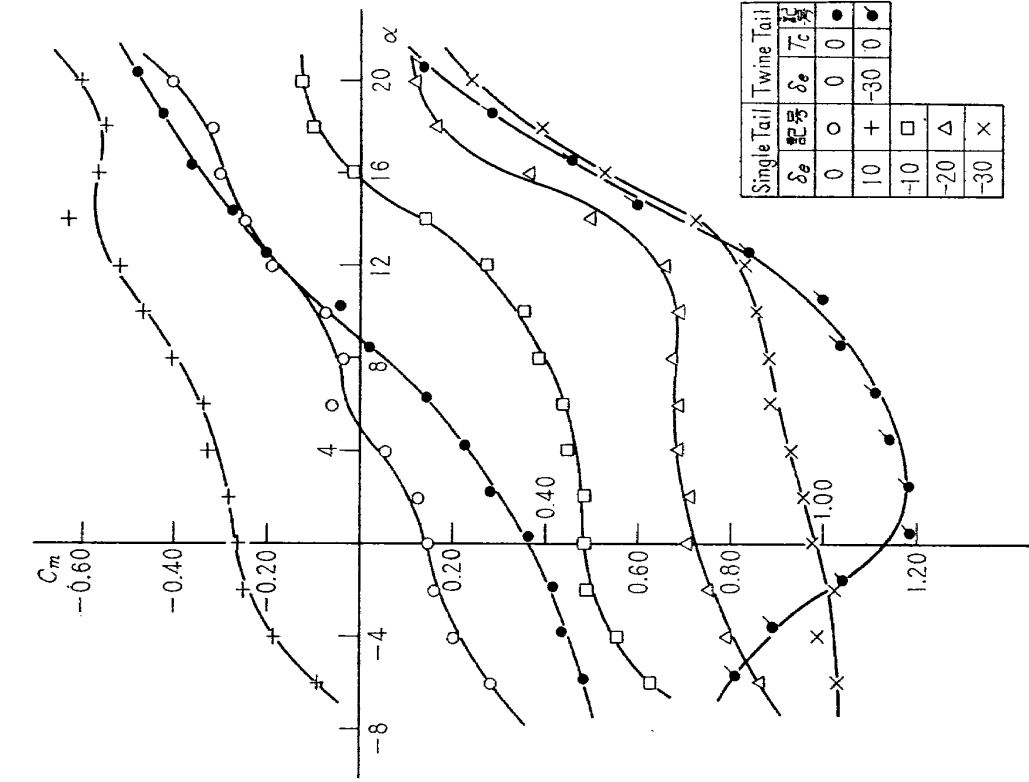


図 6.1(a) エレベーター効果, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, $C_m-\alpha$

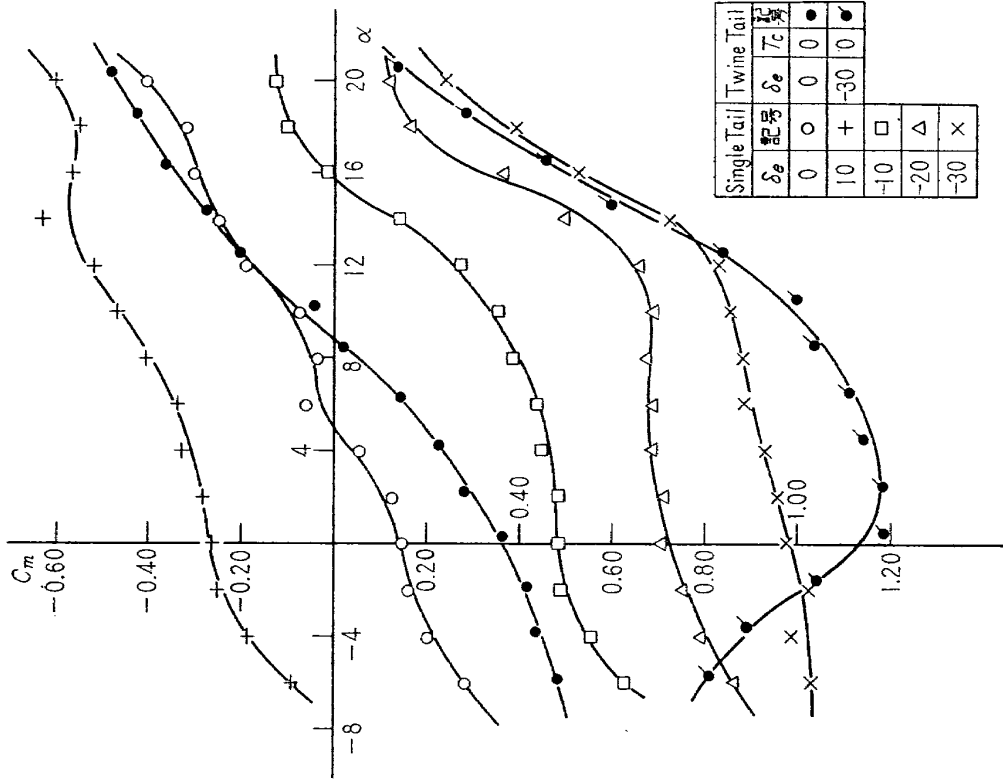


図 6.1(b) エレベーター効果, $T_c=0$, $\delta_f=60^\circ$, $C_m-\alpha$

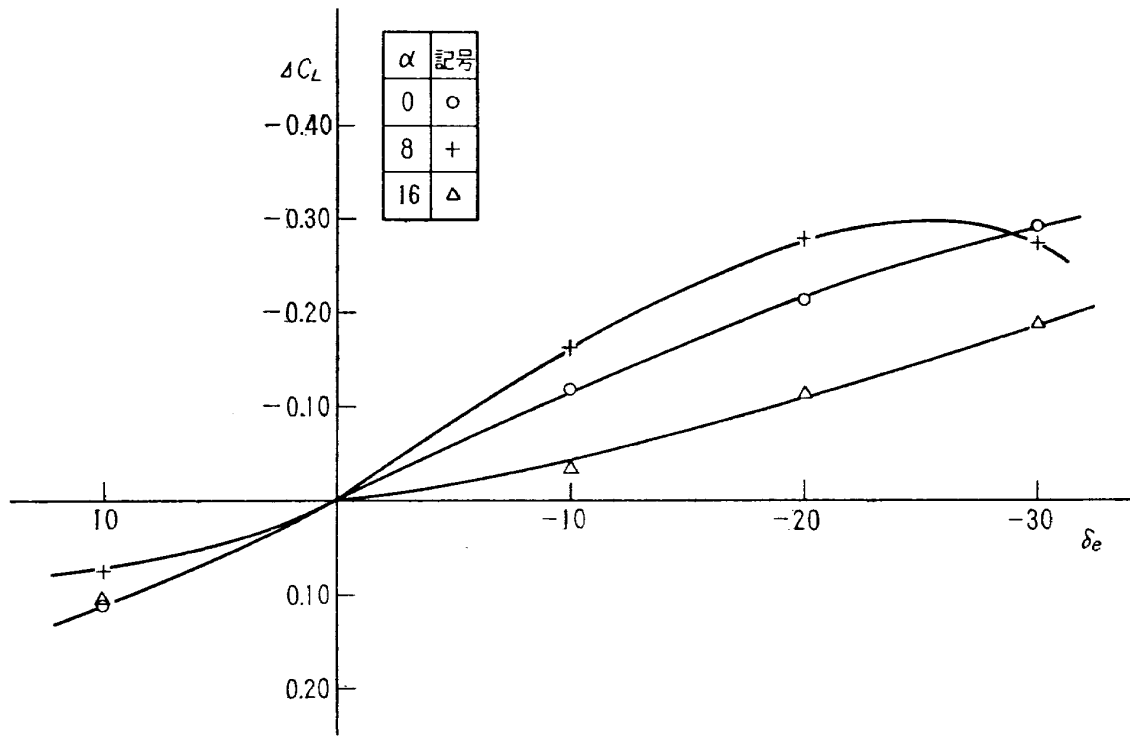


図 6.2(a) エレベーター効果, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, $\Delta C_L-\delta_e$

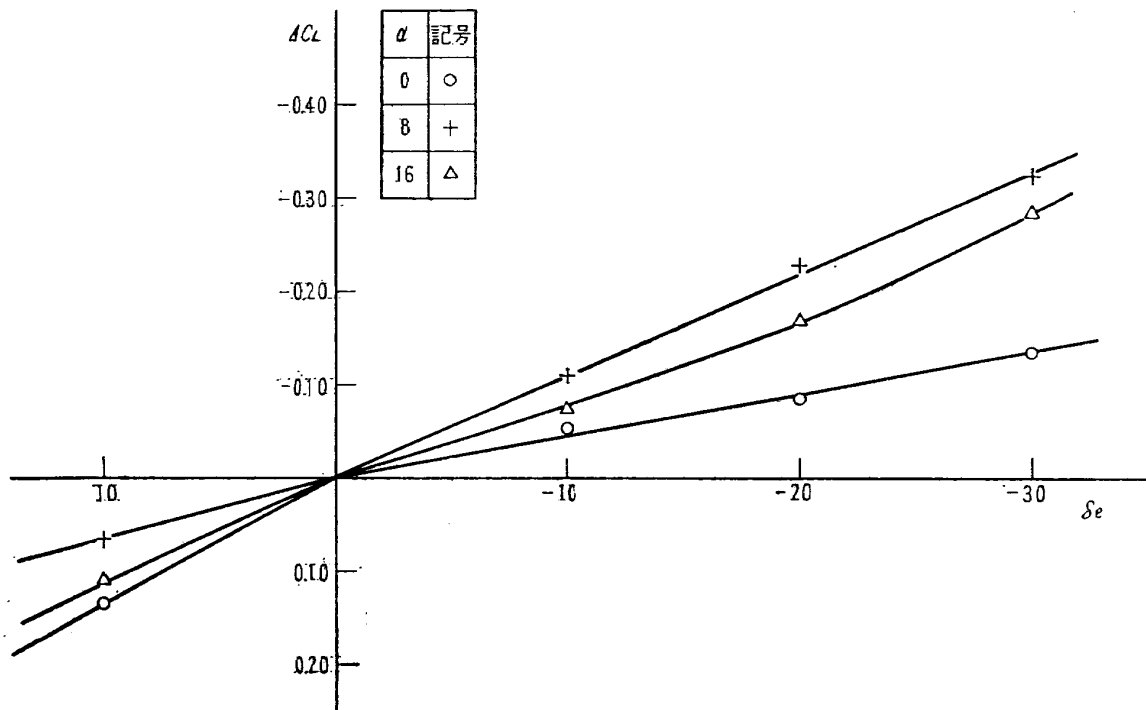


図 6.2(b) エレベーター効果, $T_c=0$, $\delta_f=60^\circ$, $\Delta C_L-\delta_e$

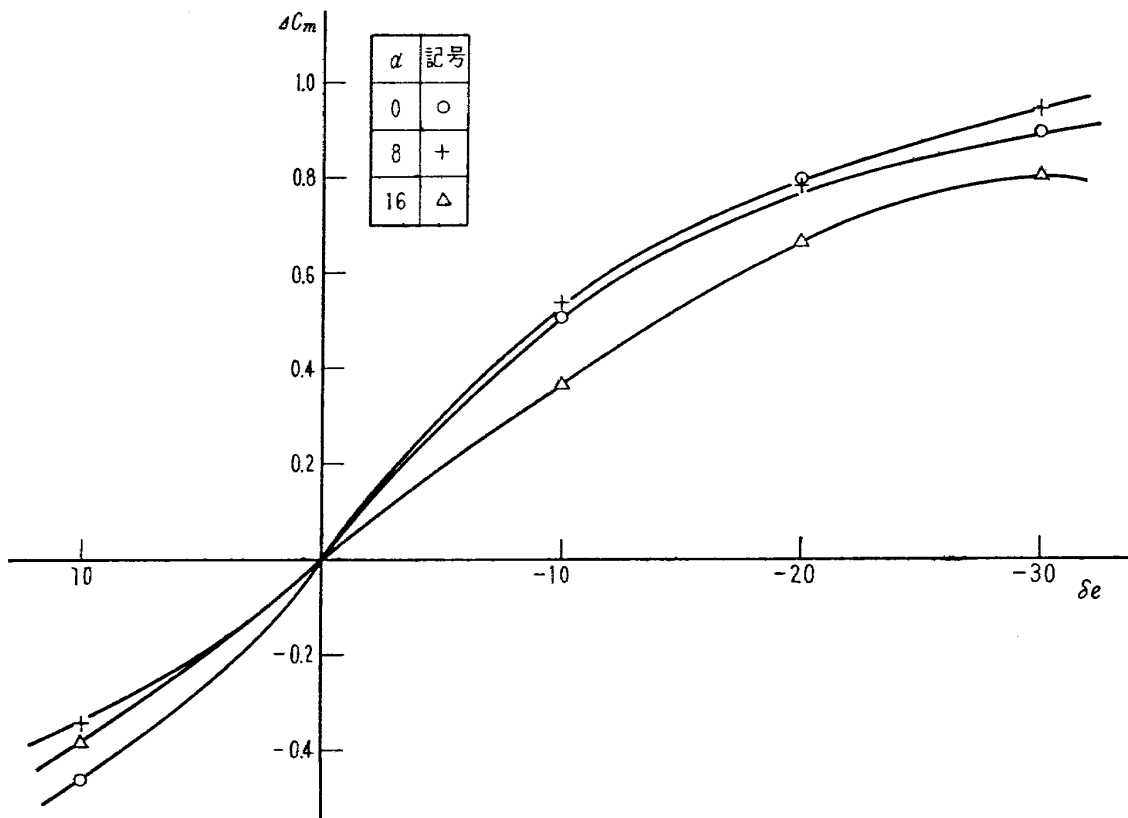


図 6.3(a) エレベーター効果, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, $\Delta C_m-\delta_e$

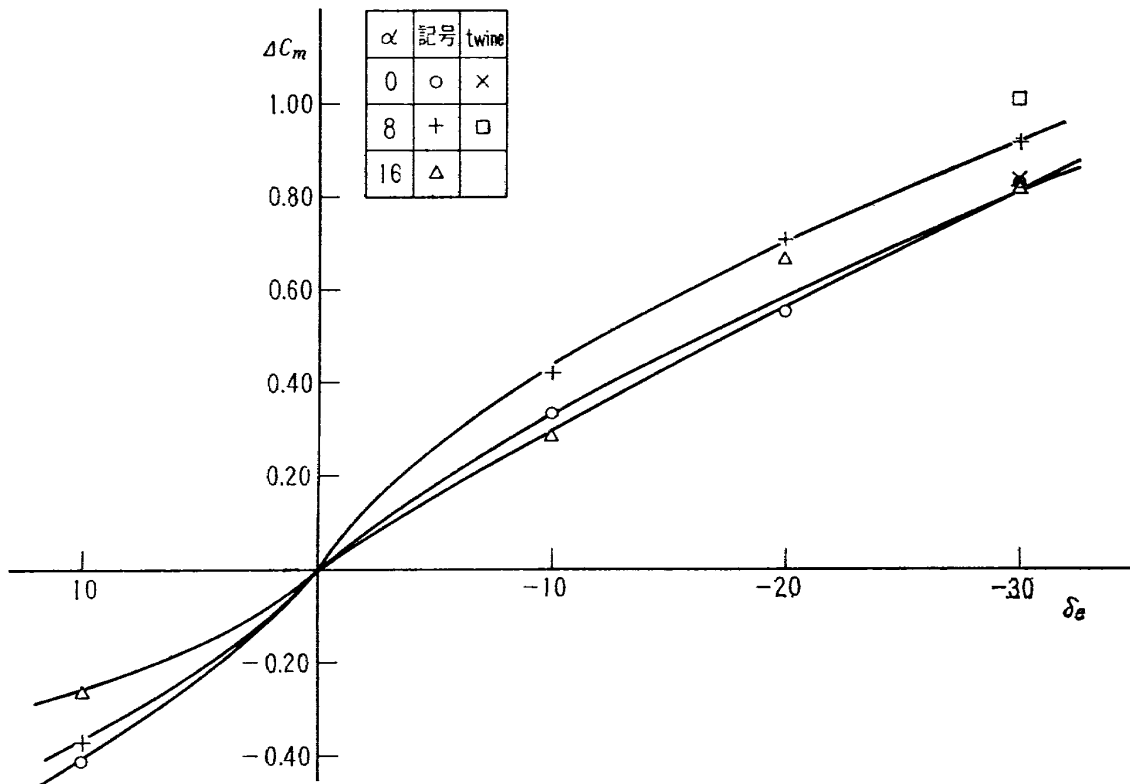


図 6.3(b) エレベーター効果, $T_c=0$, $\delta_f=60^\circ$, $\Delta C_m-\delta_e$

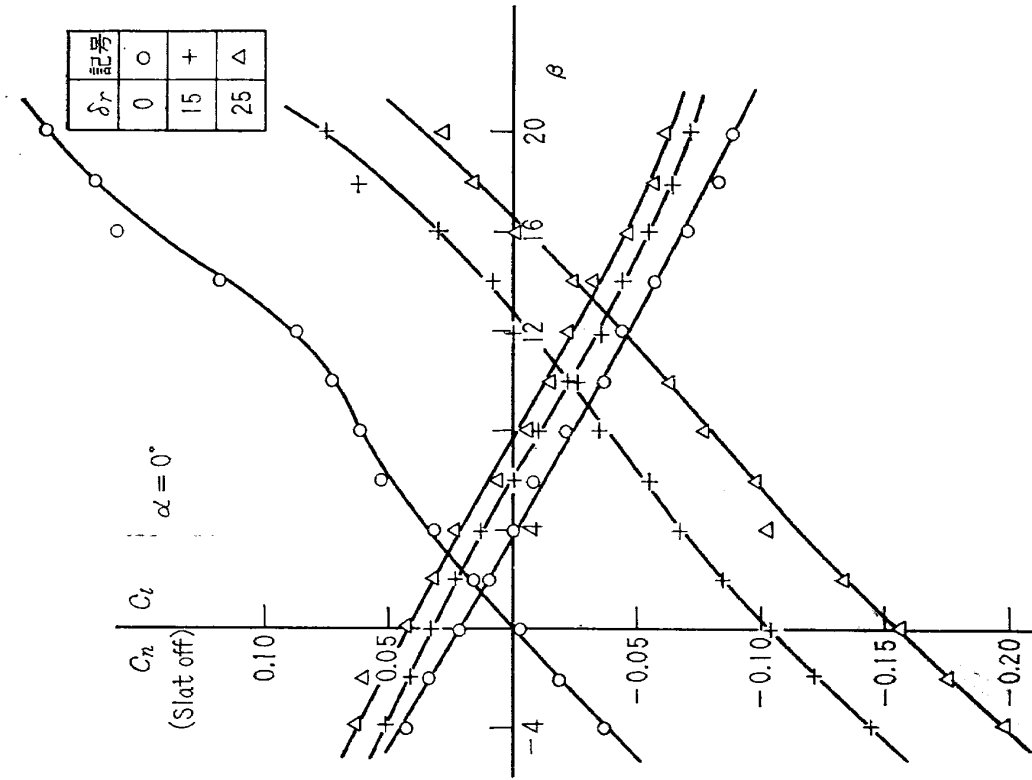


图 7.1(b) 方向舵效果, $T_c=0, \delta_f=60^\circ, C_n, C_L-\beta$

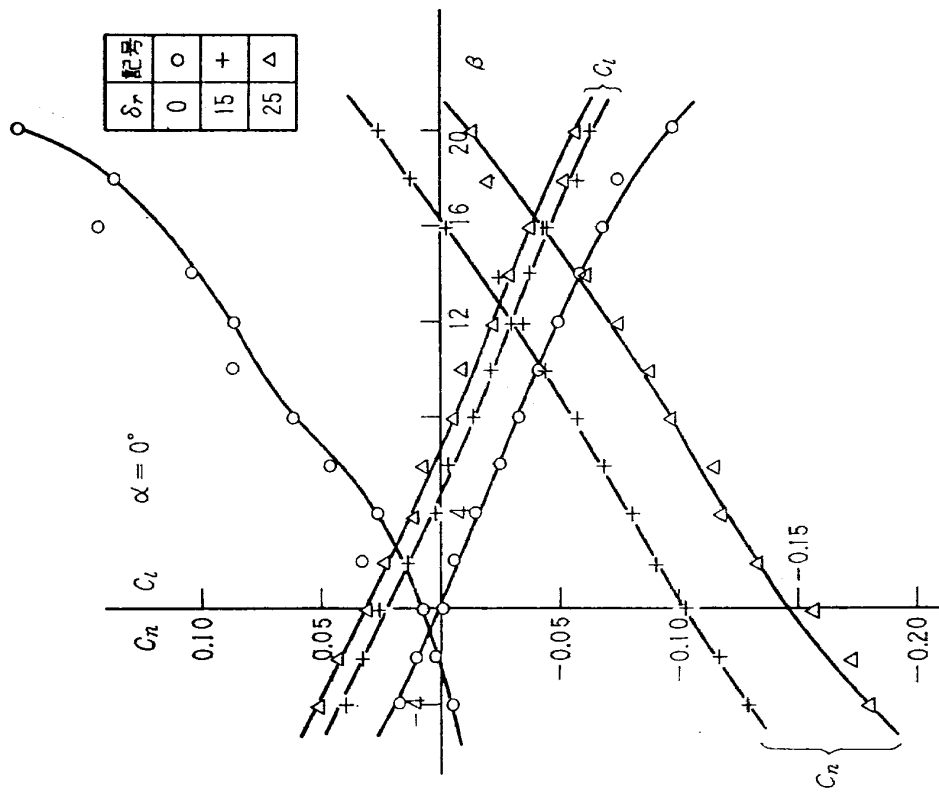


图 7.1(a) 方向舵效果, $T_c=0, \delta_f=0^\circ, C_n, C_L-\beta$

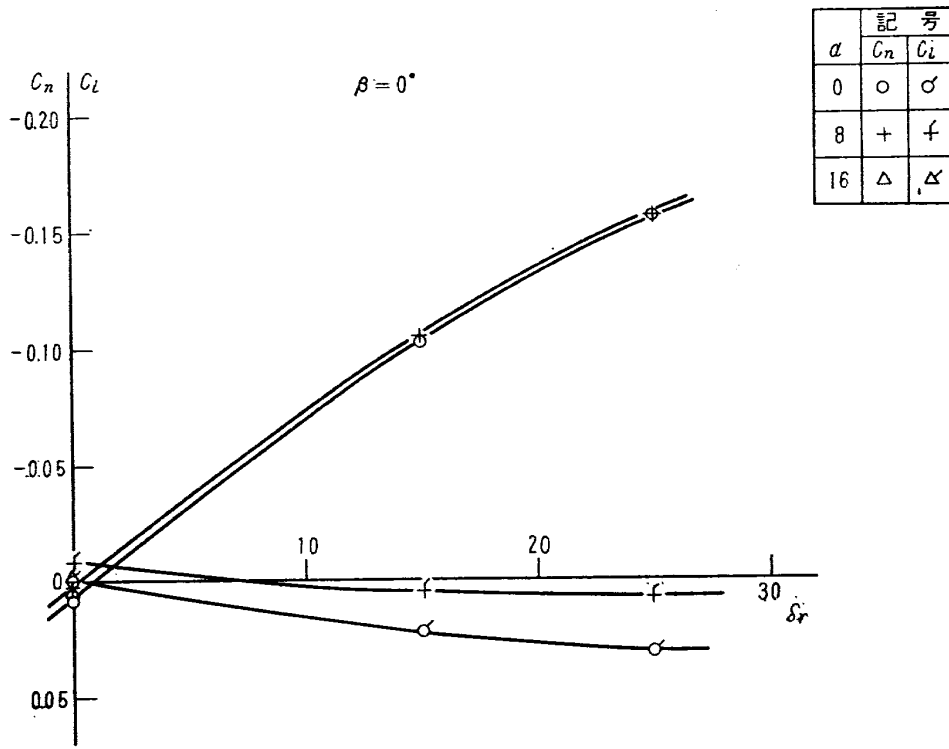


図 7.2(a) 方向舵効果, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, C_n , $C_i-\delta_r$

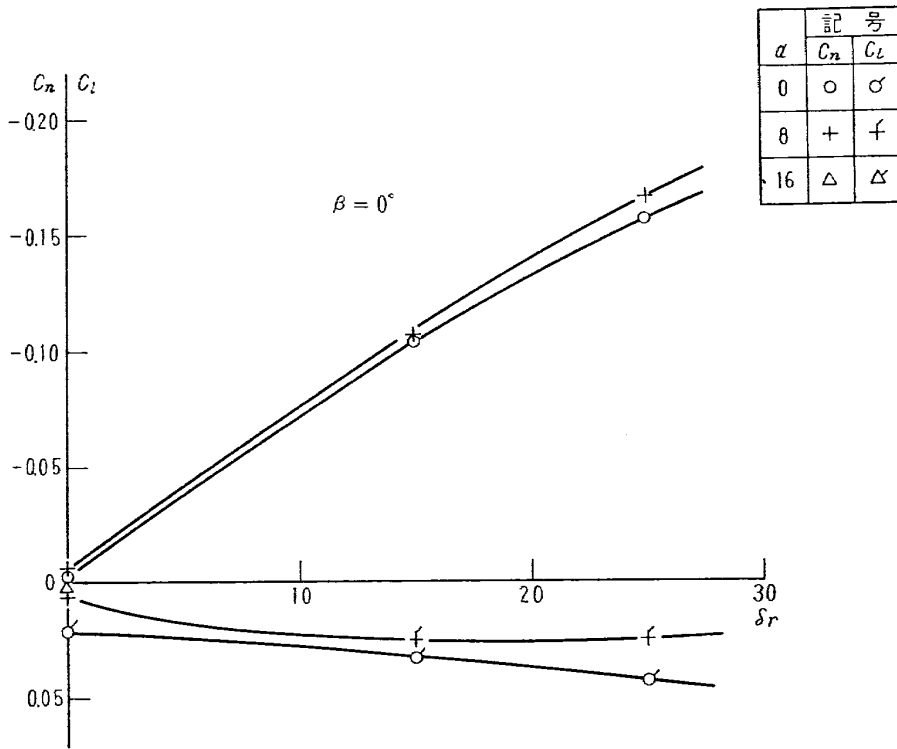


図 7.2(b) 方向舵効果, $T_c=0$, $\delta_f=60^\circ$, C_n , $C_i-\delta_r$

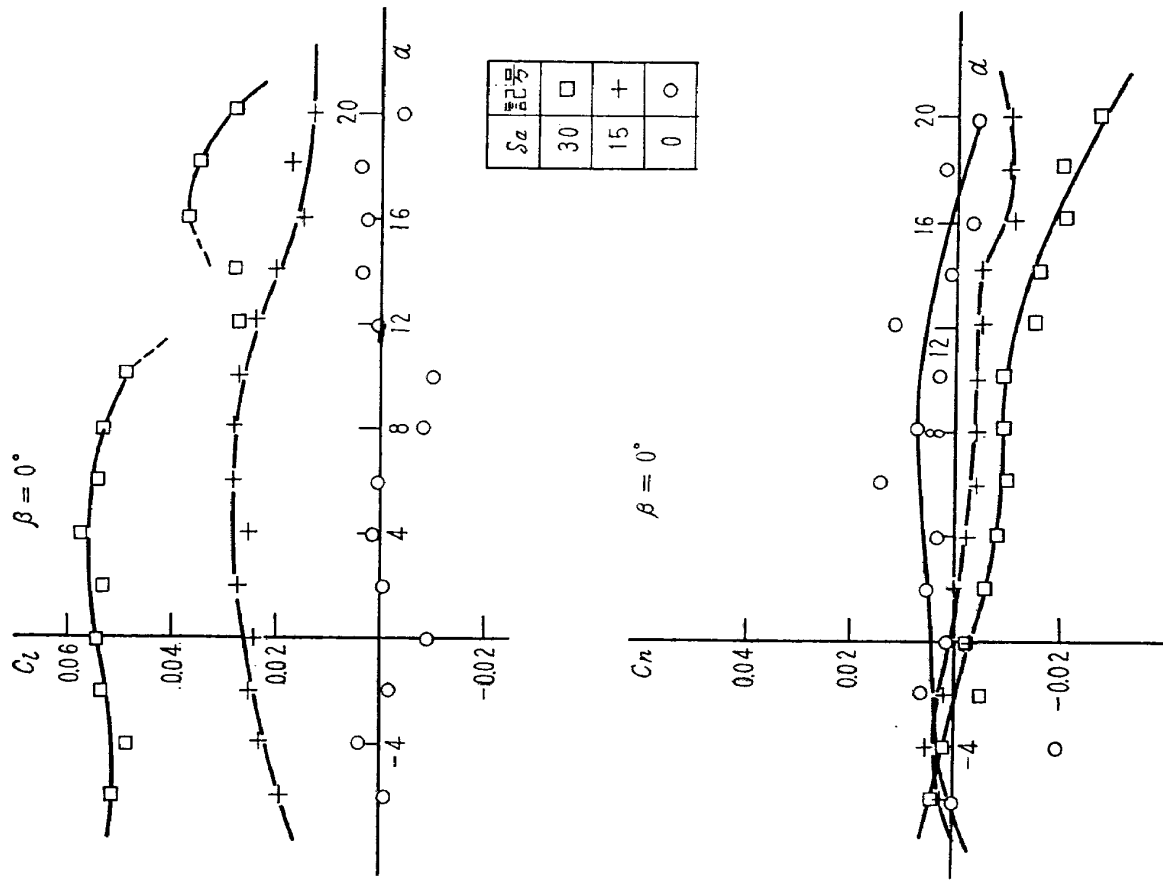


図 8.1(a) 補助翼効果, $T_c=0$, $\delta_f=0^\circ$, C_l , $C_n-\alpha$

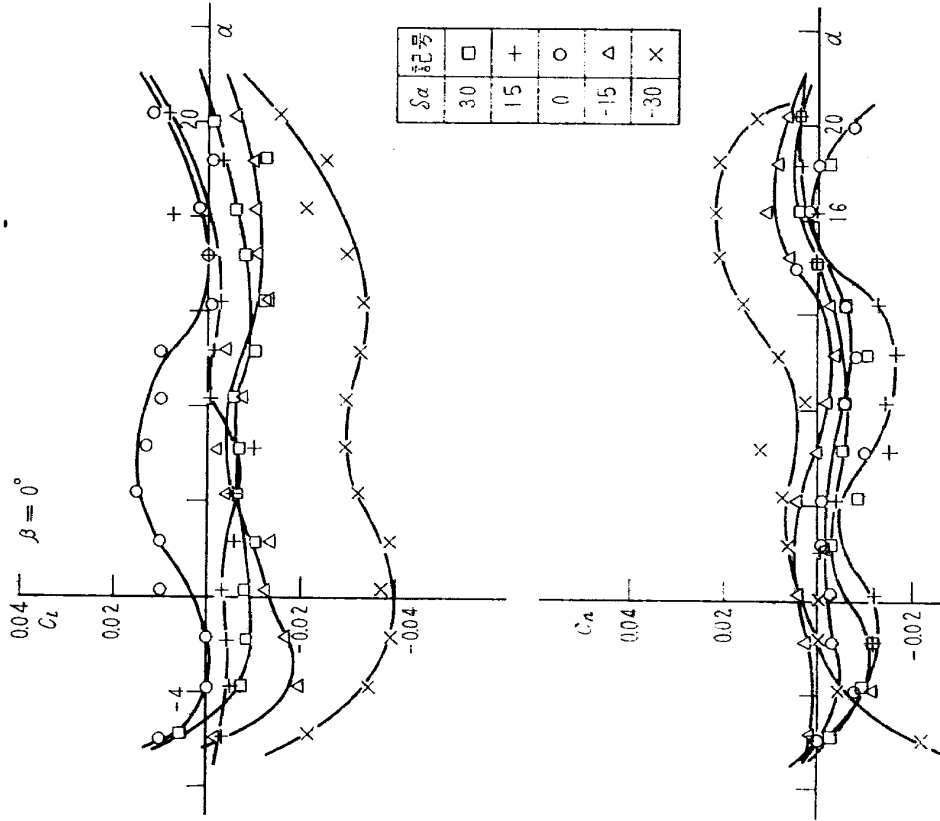


図 8.1(b) 補助翼効果, $T_c=0$, $\delta_f=60^\circ$, C_l , $C_n-\alpha$

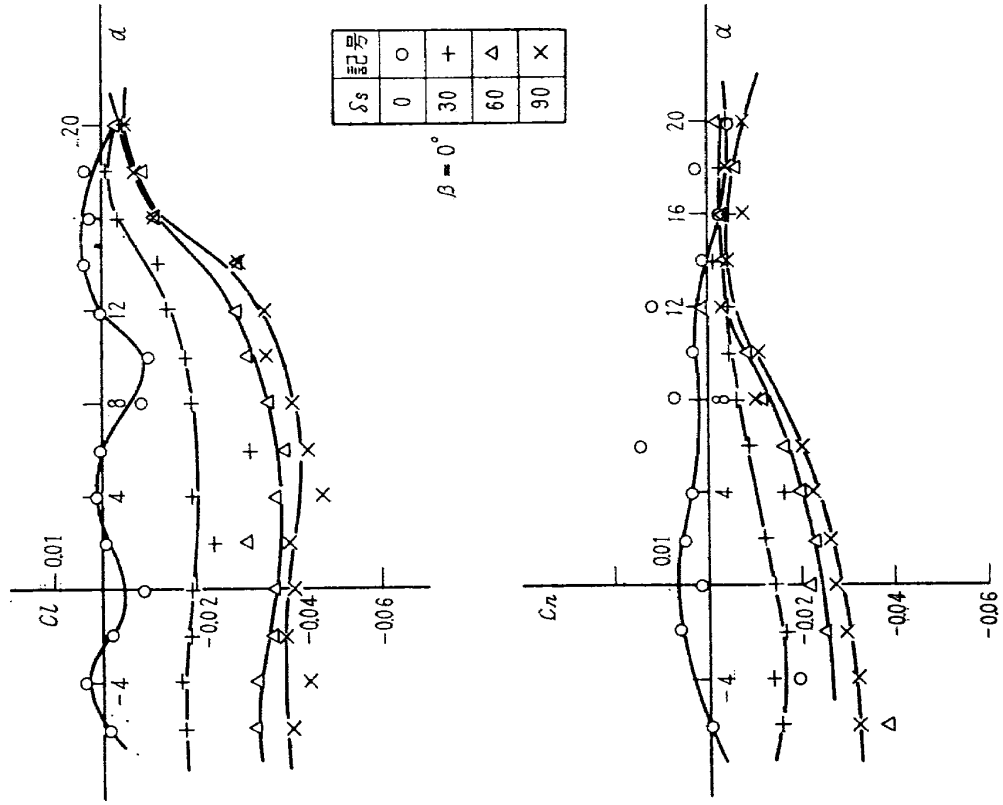


図 9.1(a) スポイラー効果, $T_c=0$, $\delta_f=0$, C_l , $C_n-\alpha$

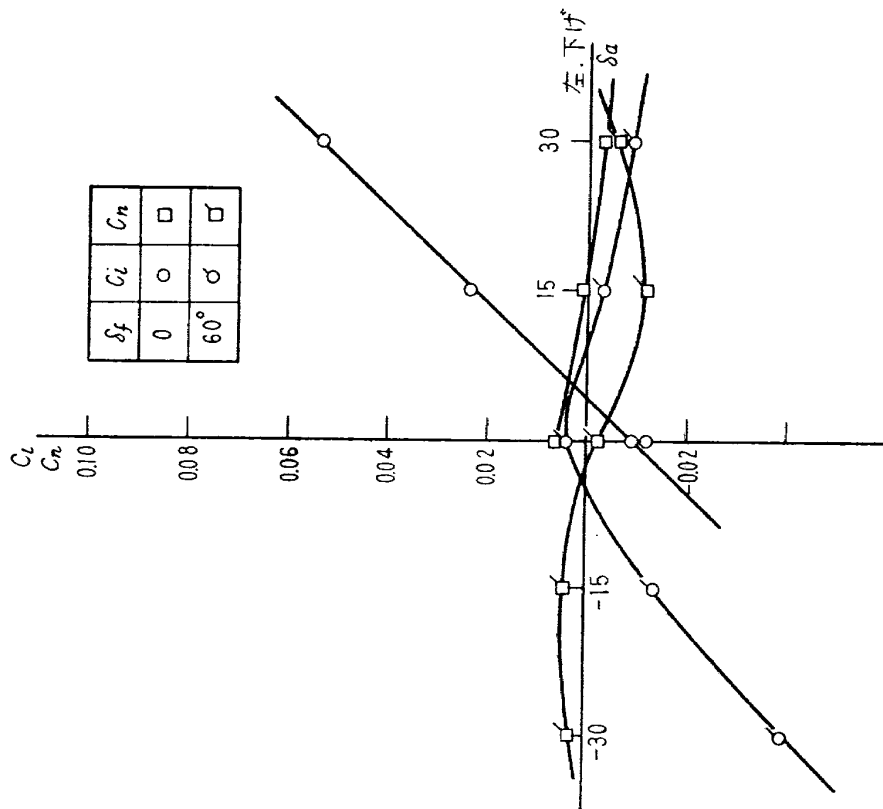


図 8.2 補助翼効果, $T_c=0$, C_l , $C_n-\delta_a$

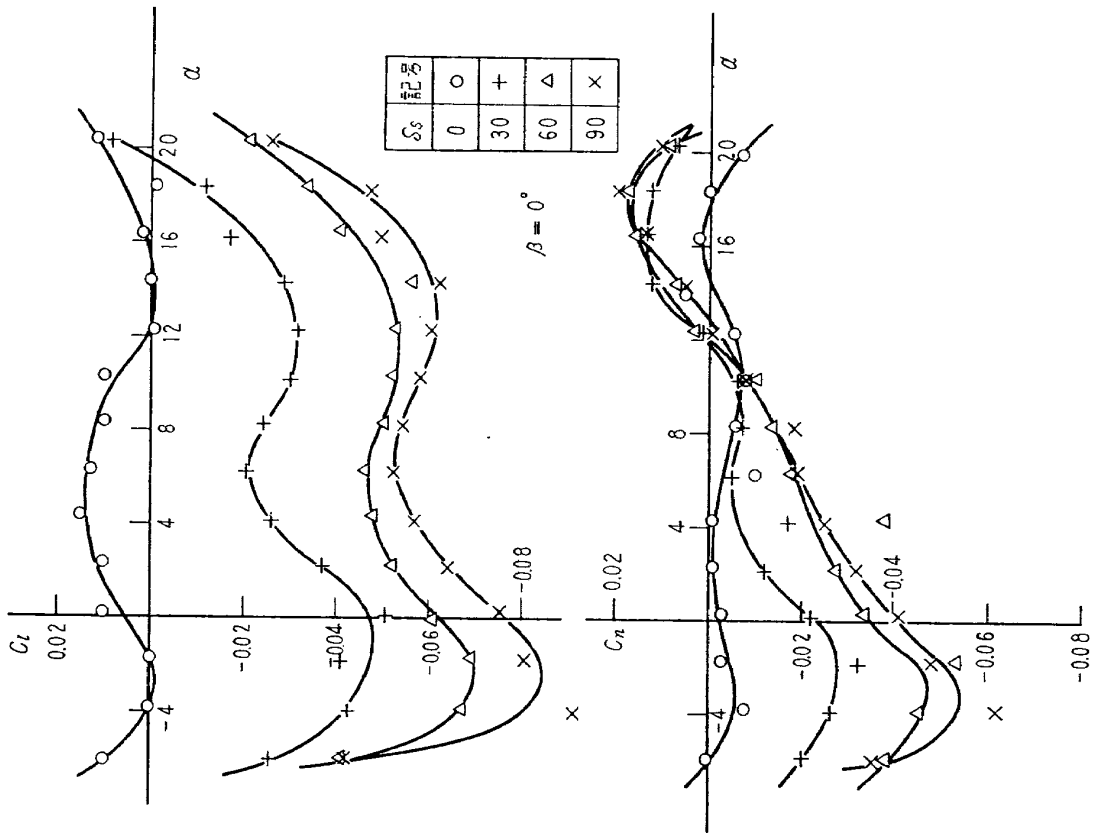


図 9.1(b) スポイラー効果, $T_c=0$, $\delta_\gamma=60^\circ$, C_l , $C_n-\alpha$

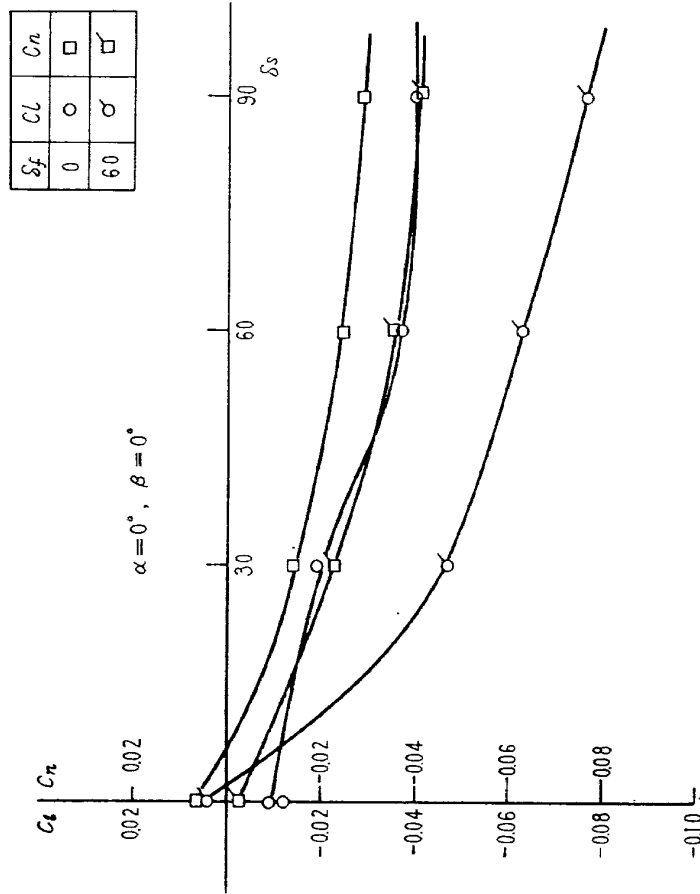


図 9.2 スポイラー効果, $T_c=0$, C_l , $C_n-\delta_s$

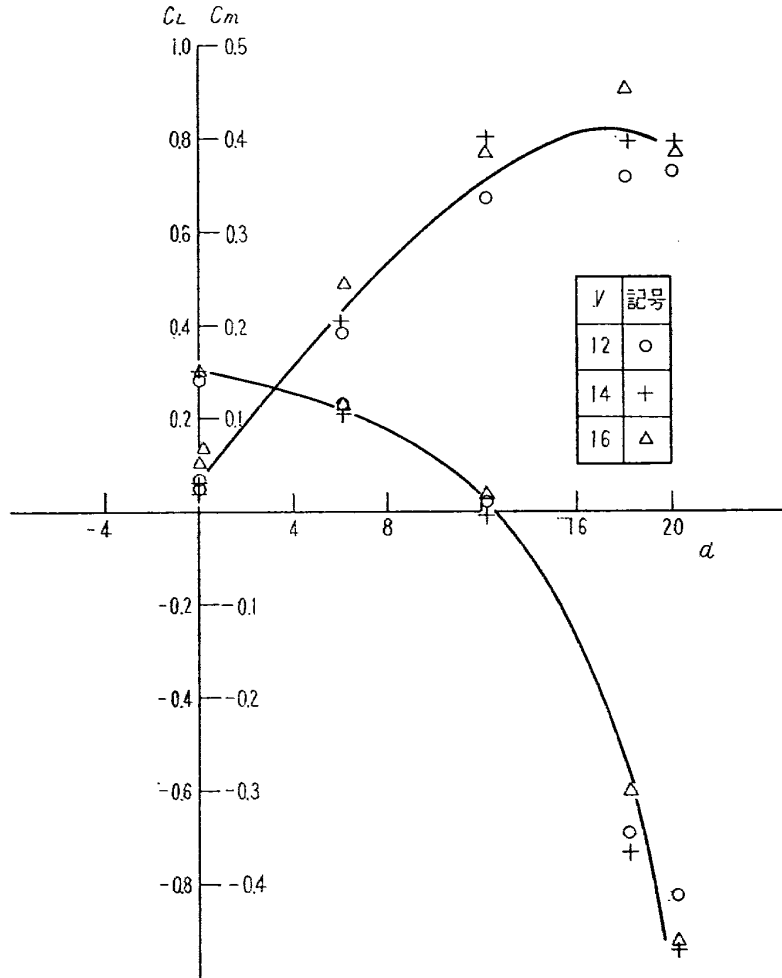


図 10.1 プロペラ Wind Mill, $\delta_f=0^\circ$, $C_L, C_m-\alpha$

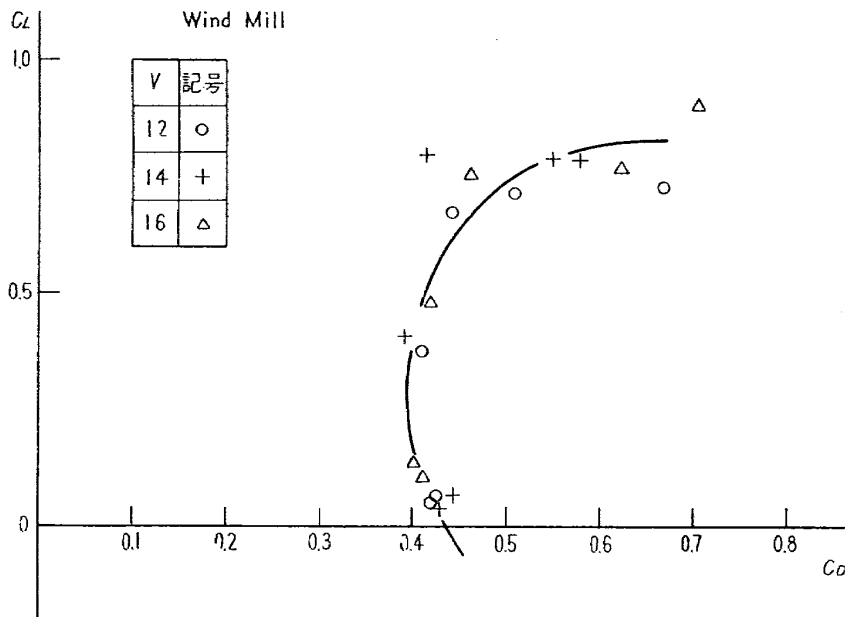


図 10.2 プロペラ Wind Mill, $\delta_f=0^\circ$, C_L-C_D

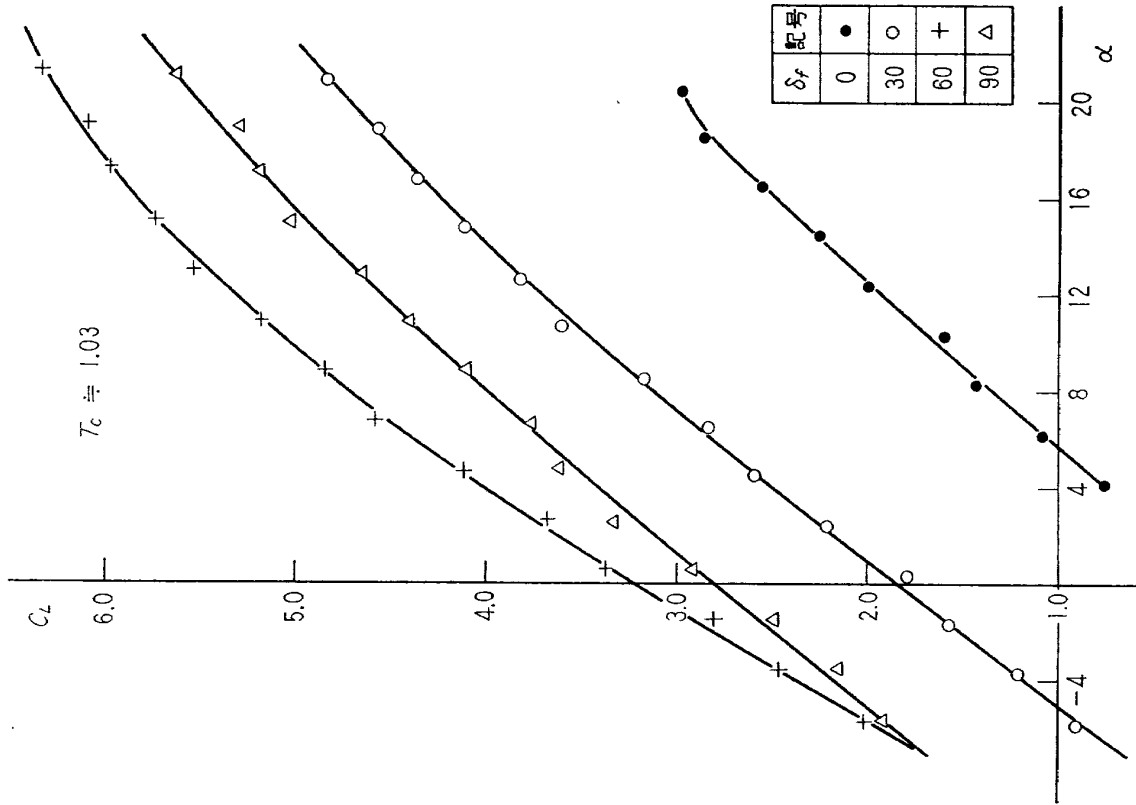


図 11.1(b) 全機縦特性, $C_L-\alpha$

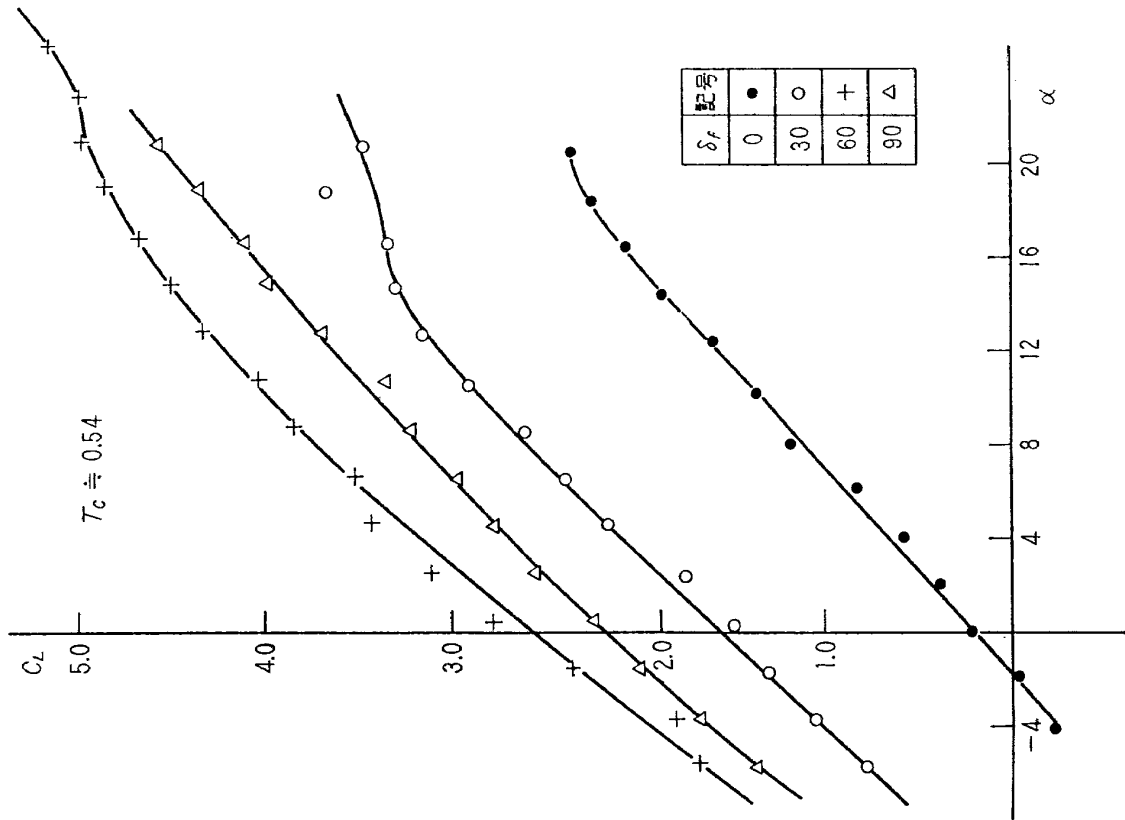


図 11.1(a) 全機縦特性, $C_L-\alpha$

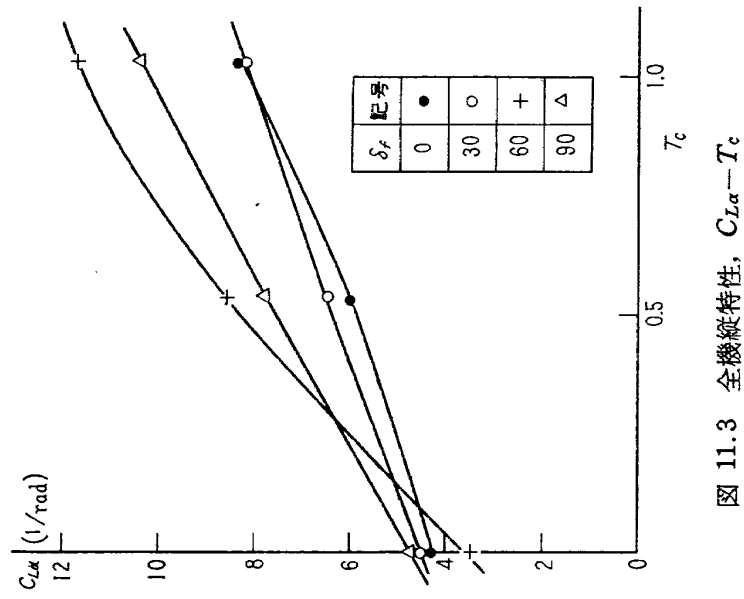


図 11.3 全機縦特性, $C_{L\alpha}-T_c$

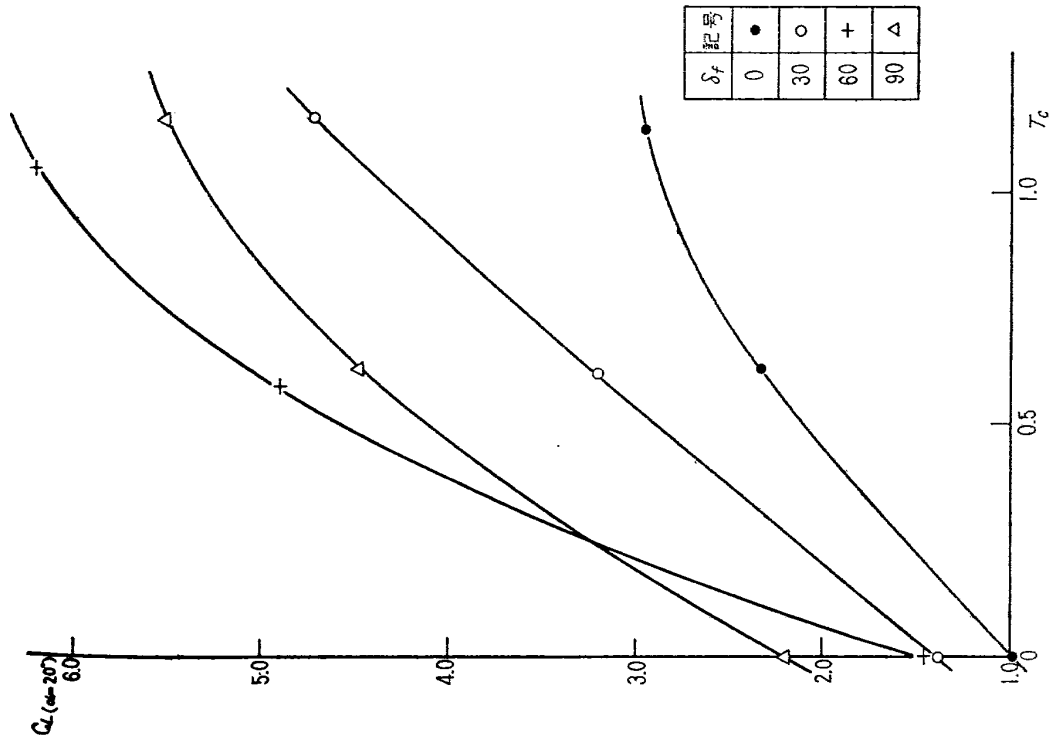


図 11.2 全機縦特性, C_L-T_c

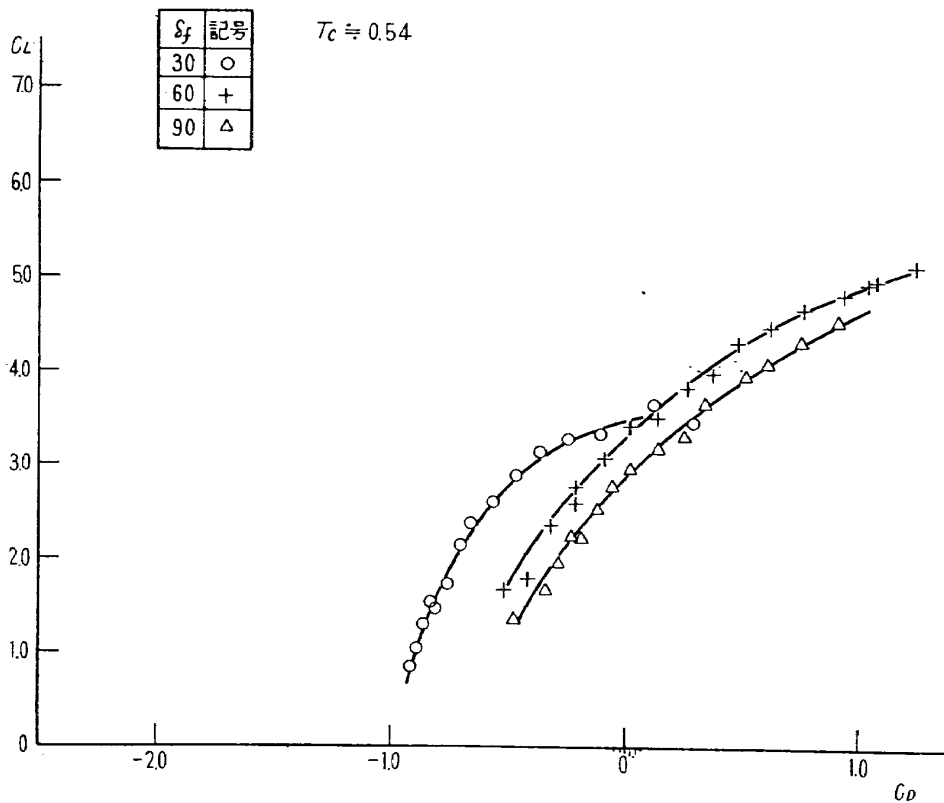


図 11.4(a) 全機縦特性, C_L-C_D

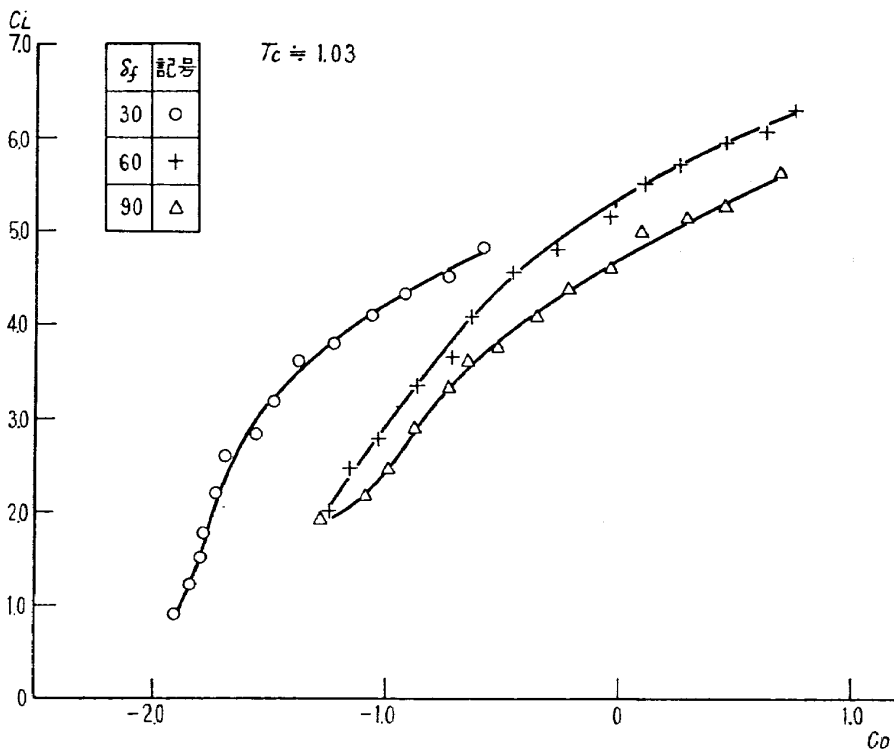


図 11.4(b) 全機縦特性, C_L-C_D

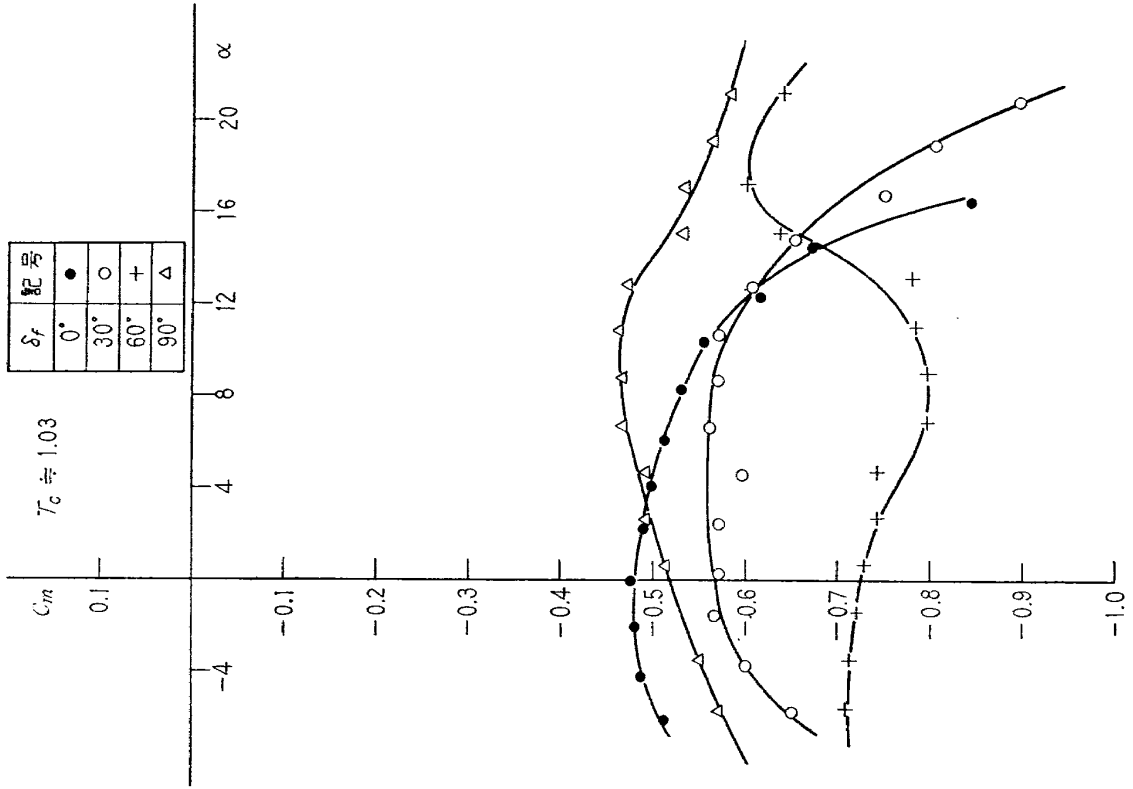


図 11.5(b) 全機縦特性, $C_m-\alpha$

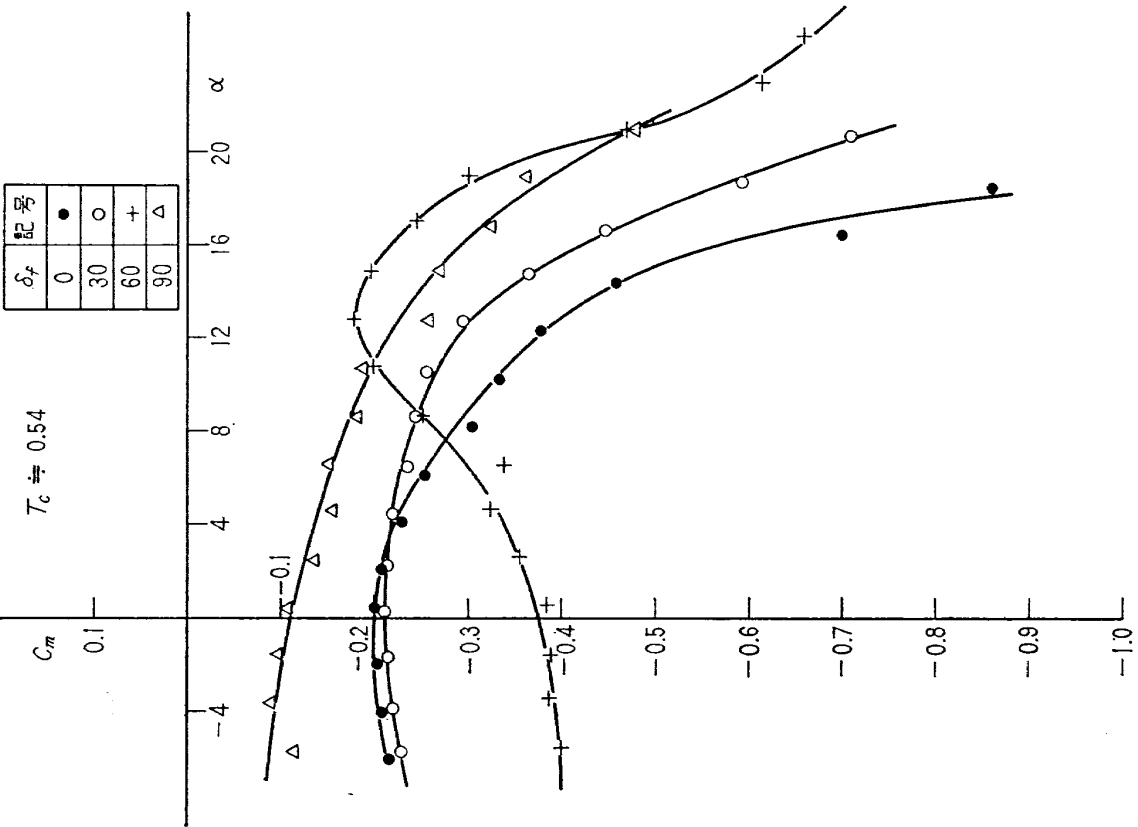


図 11.5(a) 全機縦特性, $C_m-\alpha$

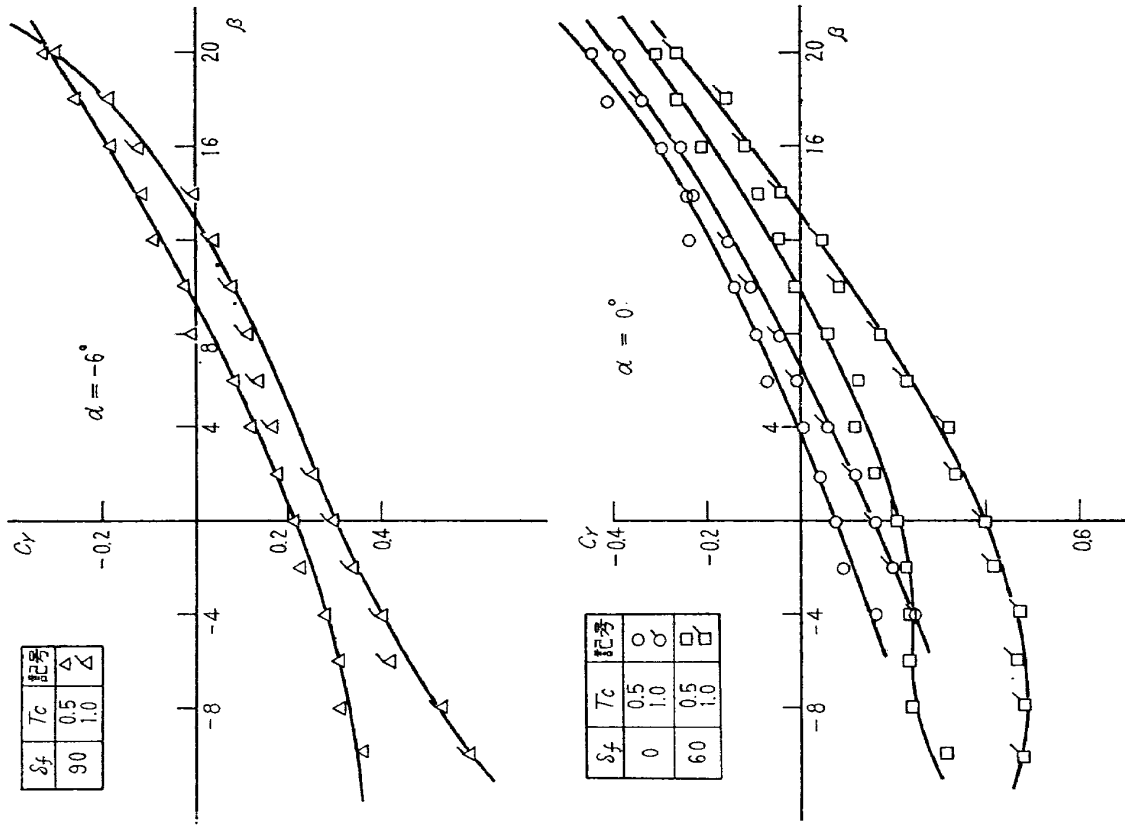


図 12.1(a) 全機横方向特性, $C_Y-\beta$

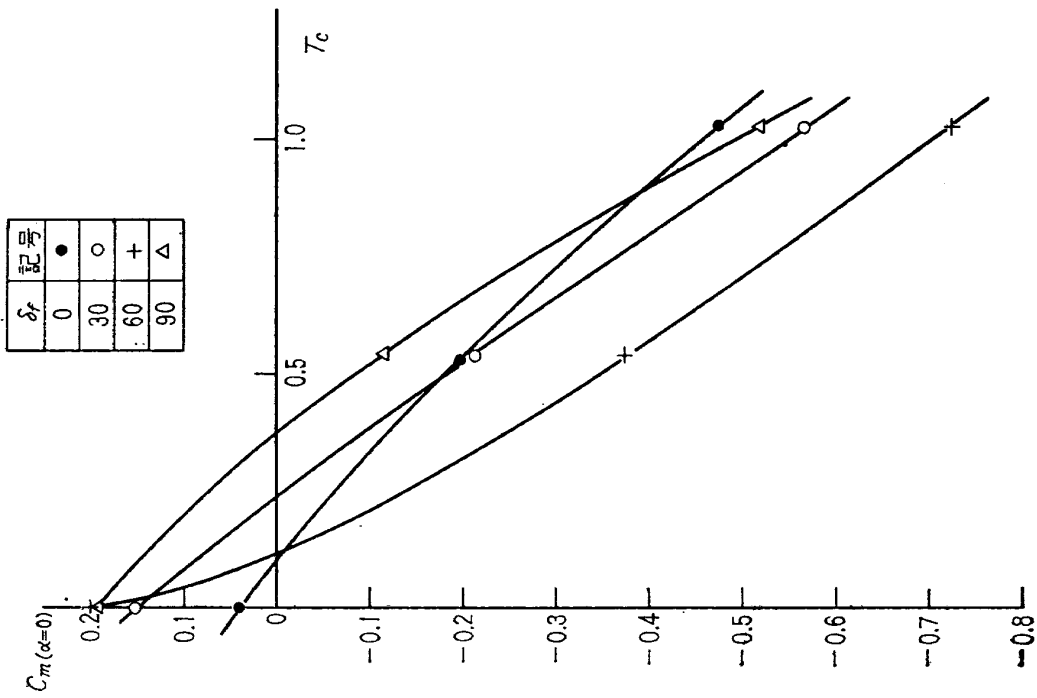


図 11.6 全機縦特性, $C_m(\alpha=0)-T_c$

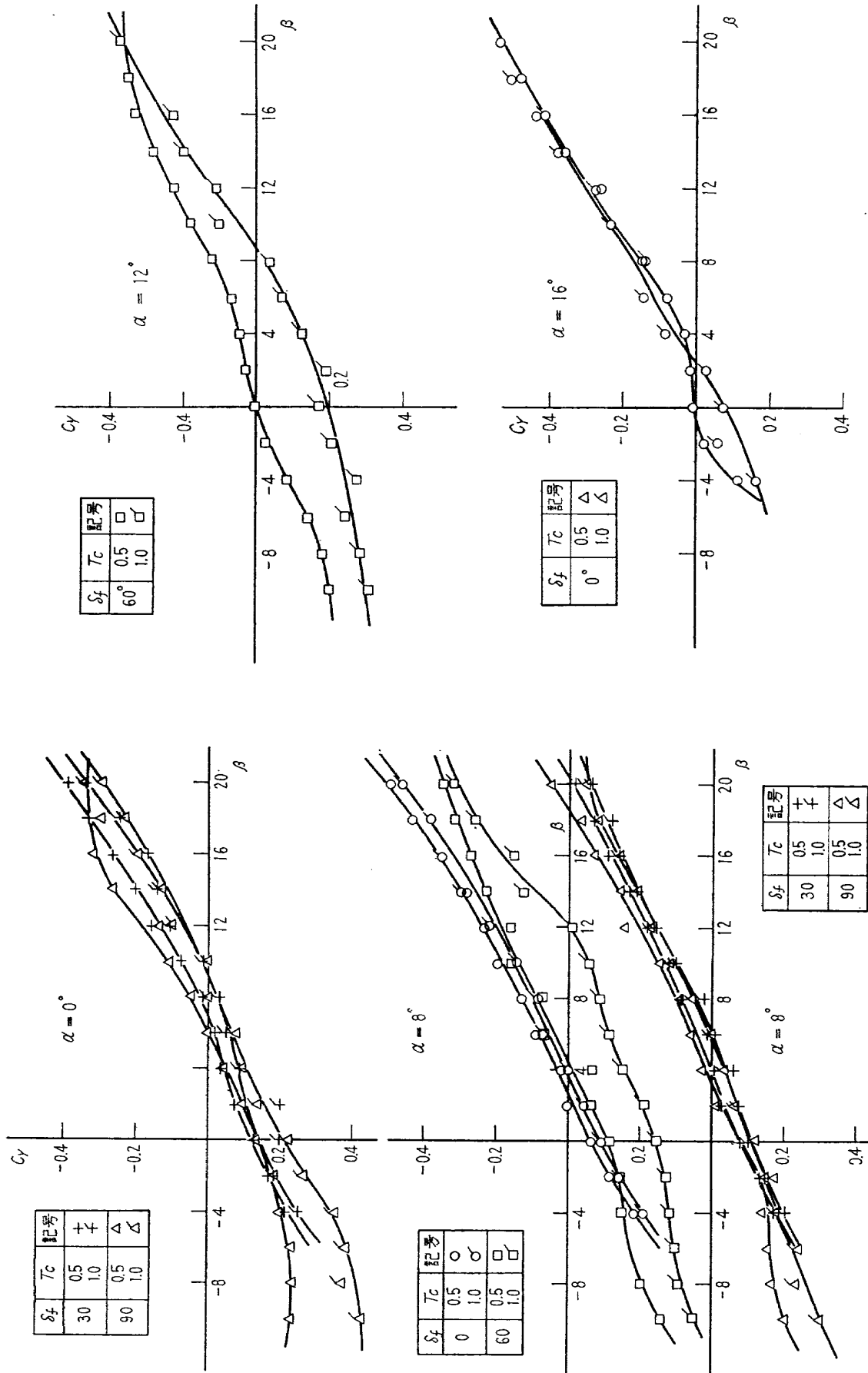


図 12.1(c) 全機横方向特性, $C_x-\beta$

図 12.1(b) 全機横方向特性, $C_x-\beta$

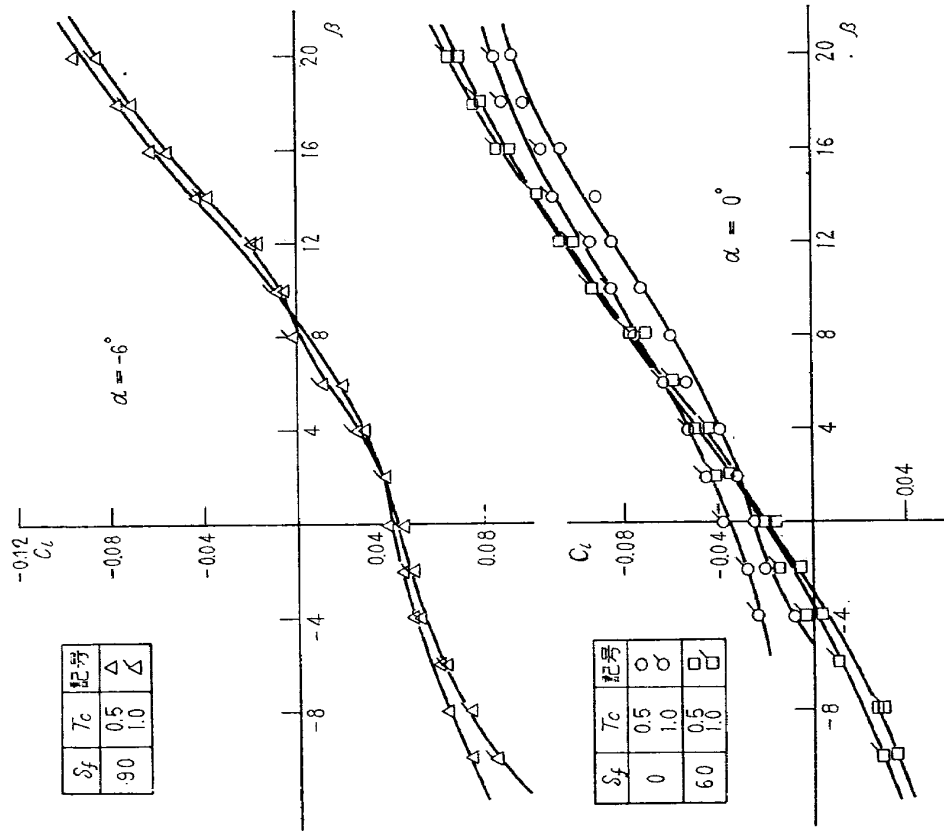


图 12.3(a) 全機横方向特性, $C_l-\beta$

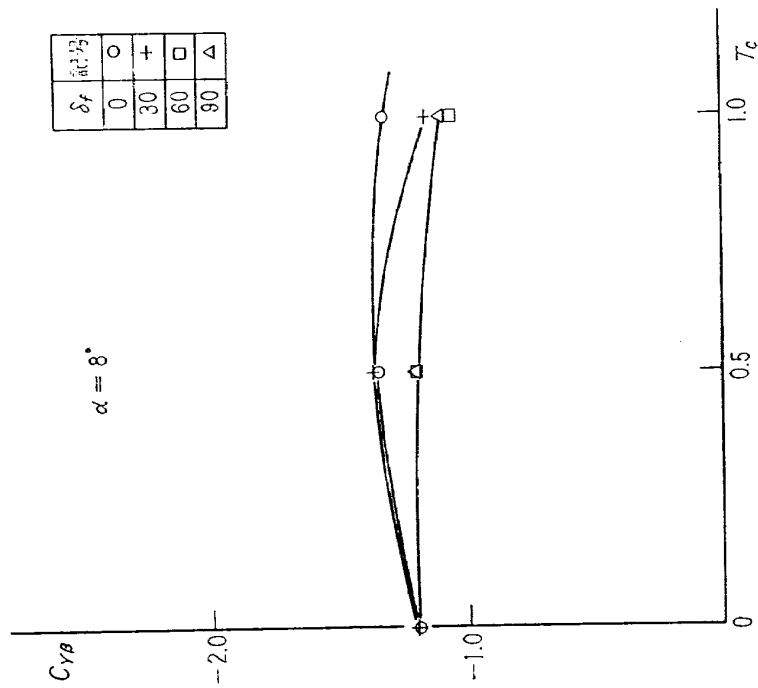


图 12.2 全機横方向特性, $C_{Y\beta}-T_c$

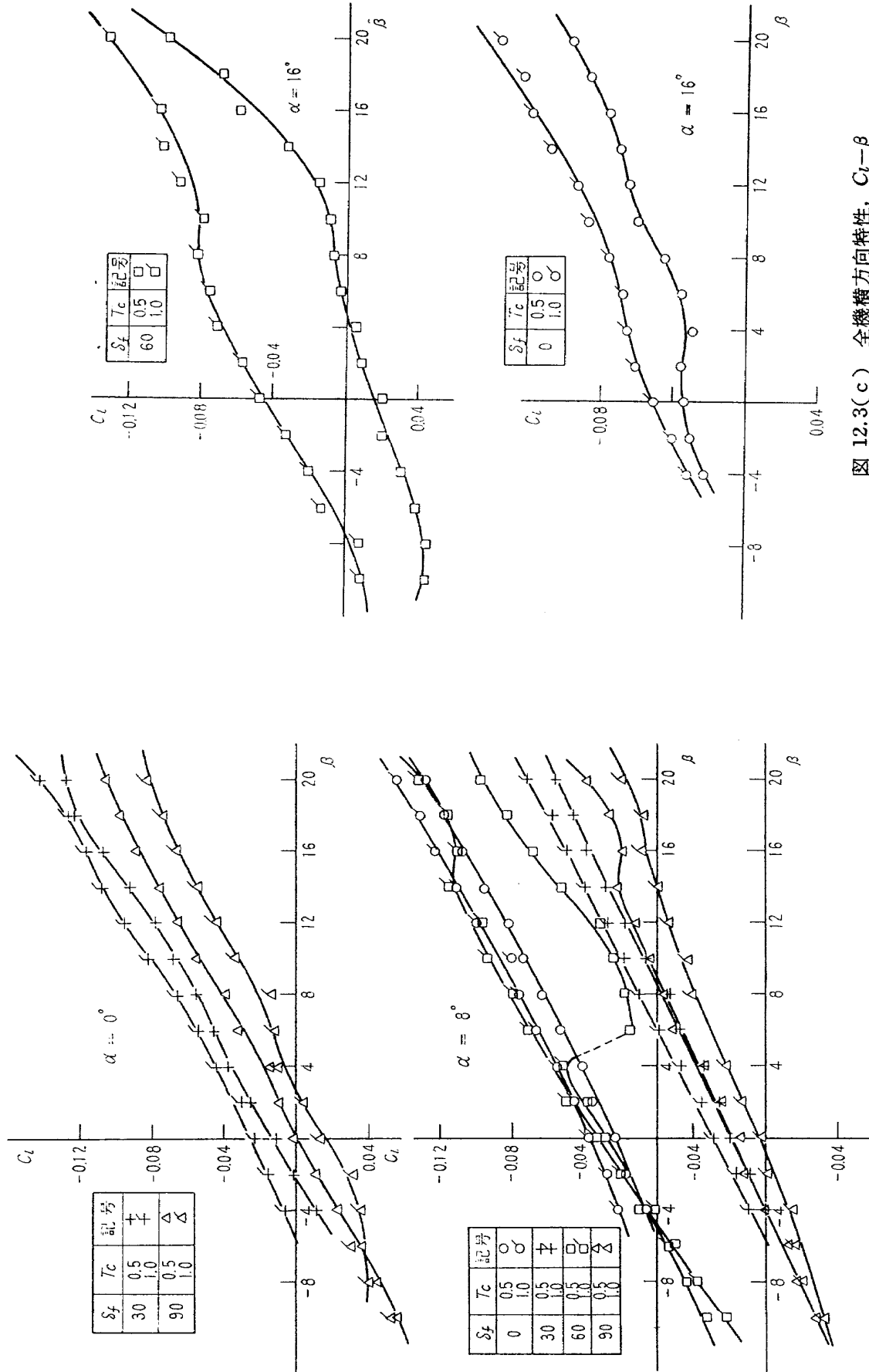
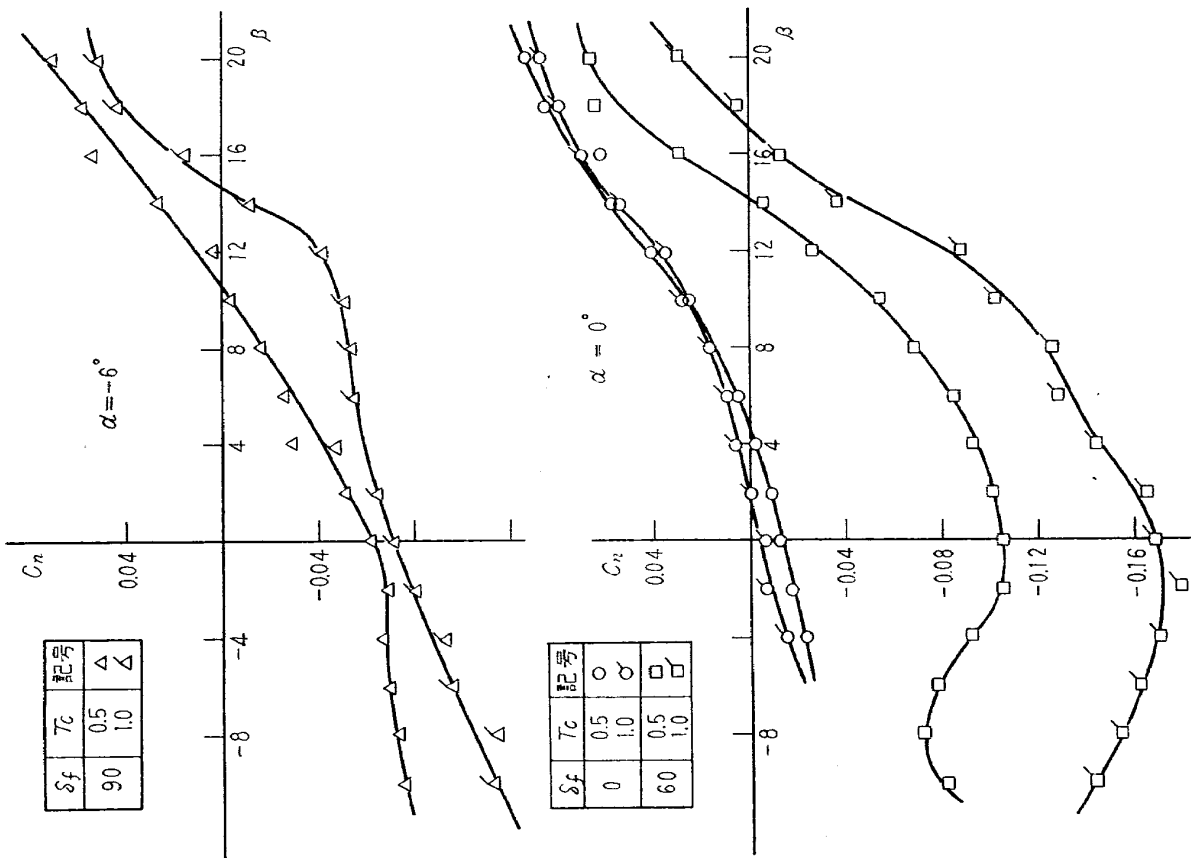


図 12.3(c) 全機横方向特性, $C_l-\beta$

図 12.3(b) 全機横方向特性, $C_l-\beta$



δ_f	記号
0	\circ
30	+
60	\square
90	Δ

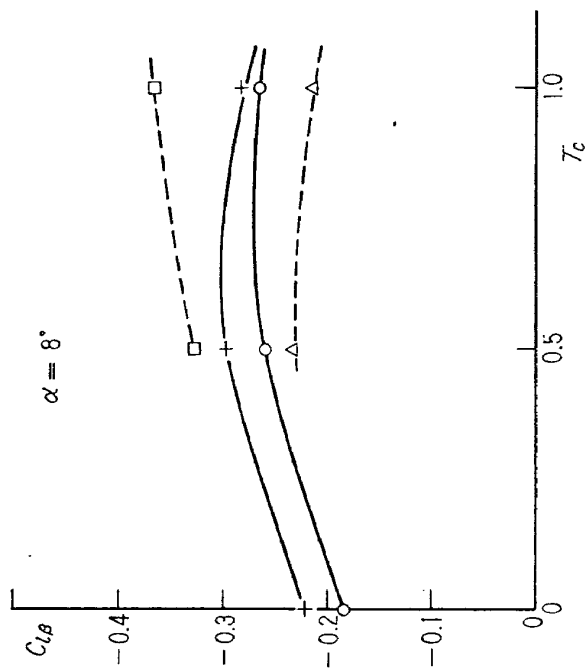


图 12.4 全機横方向特性, $C_{l\beta} - \tau_c$

图 12.5(a) 全機横方向特性, $C_n - \beta$

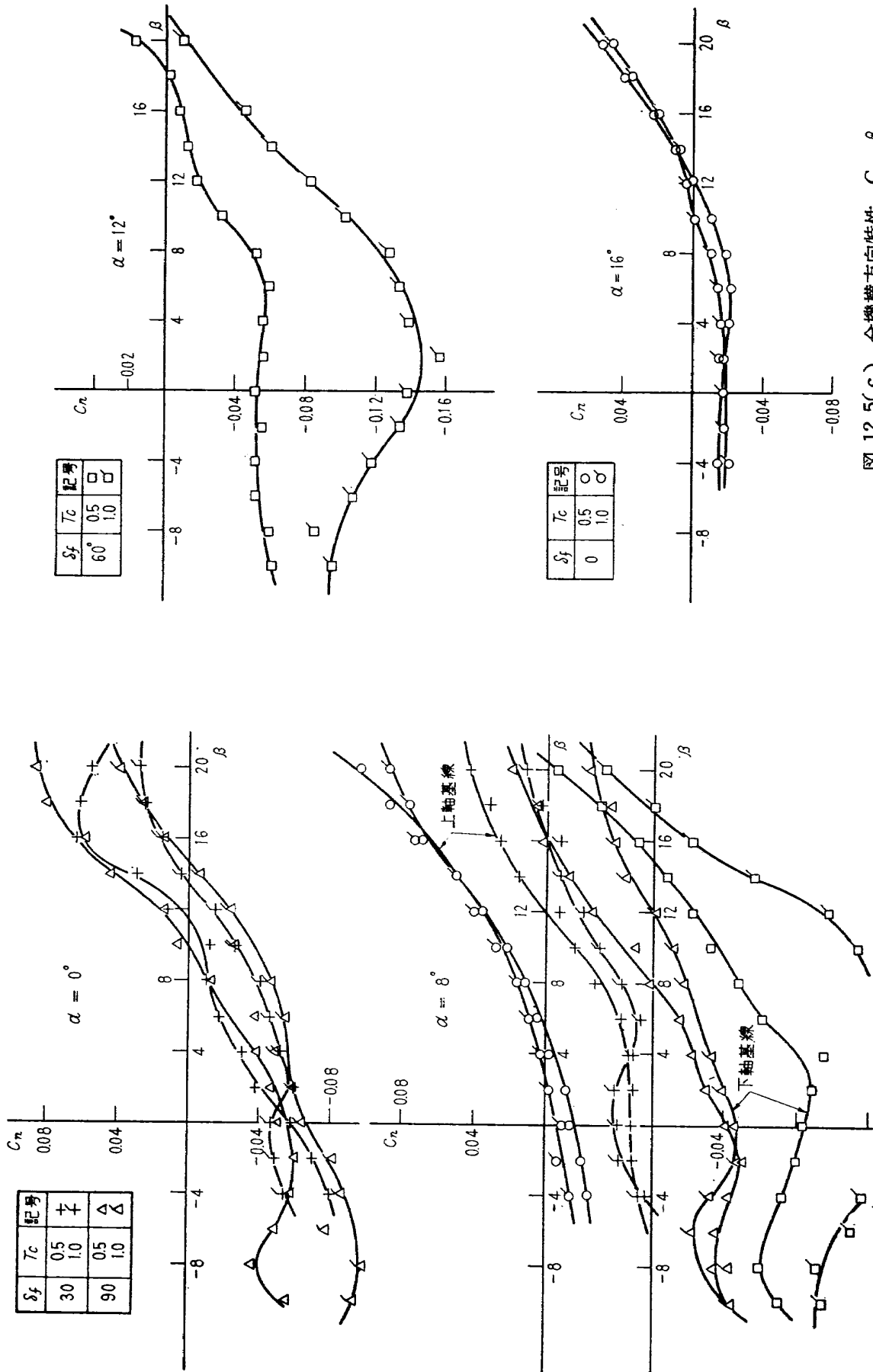


図 12.5(c) 全機横方向特性, $C_n-\beta$

図 12.5(b) 全機横方向特性, $C_n-\beta$

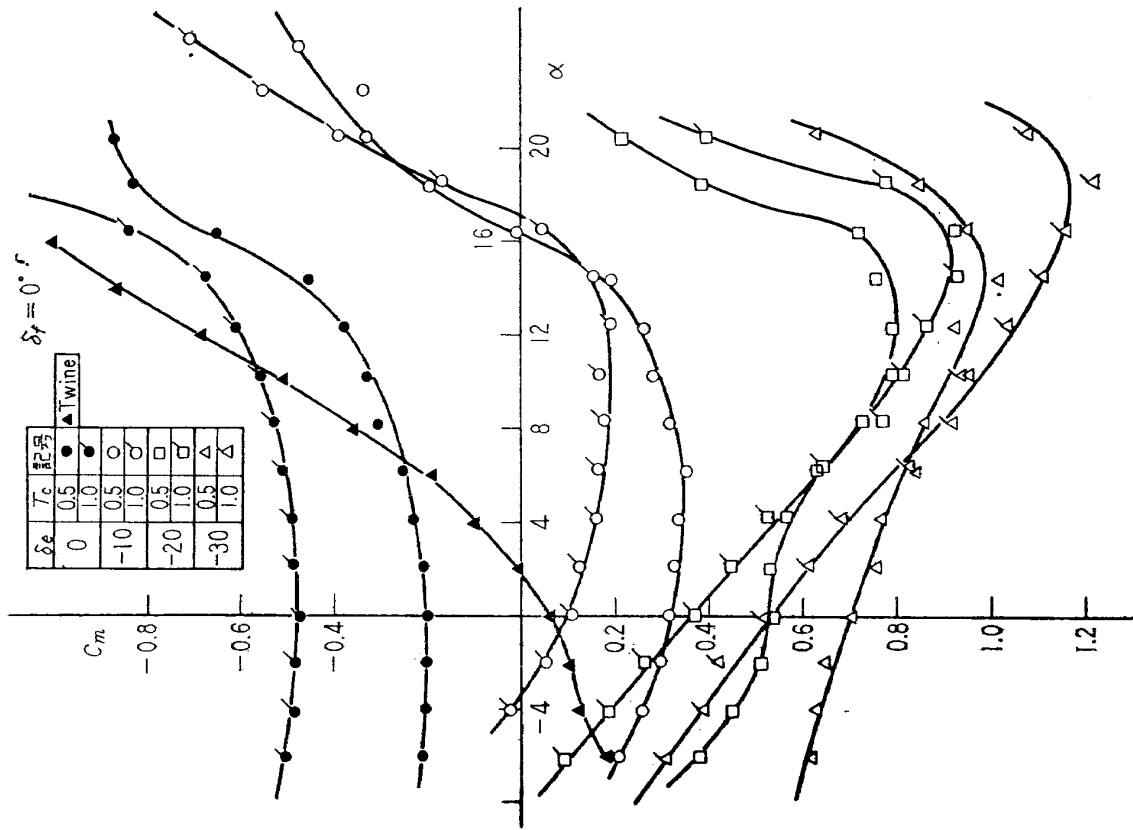


図 13.1(a) エレベーター効果, $C_m-\alpha$

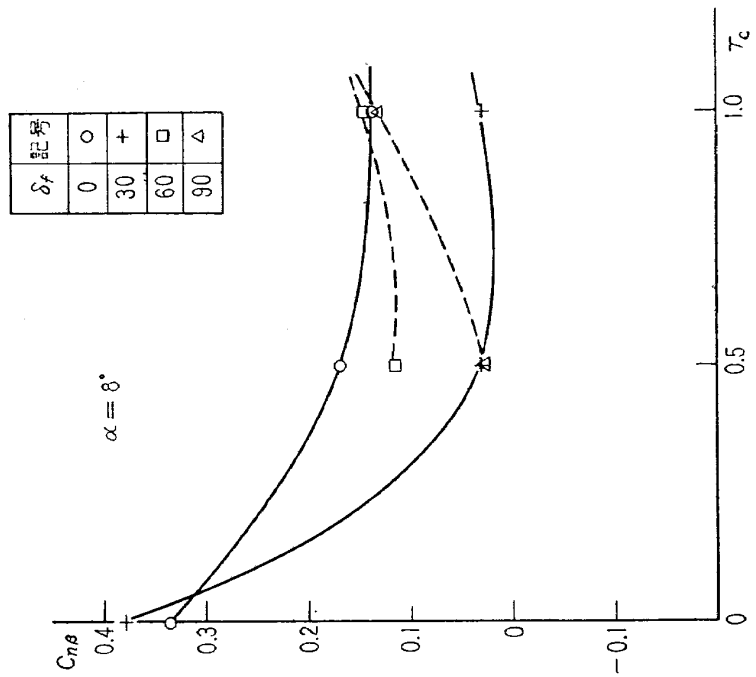


図 12.6 全機横方向特性, $C_{n\beta}-T_c$

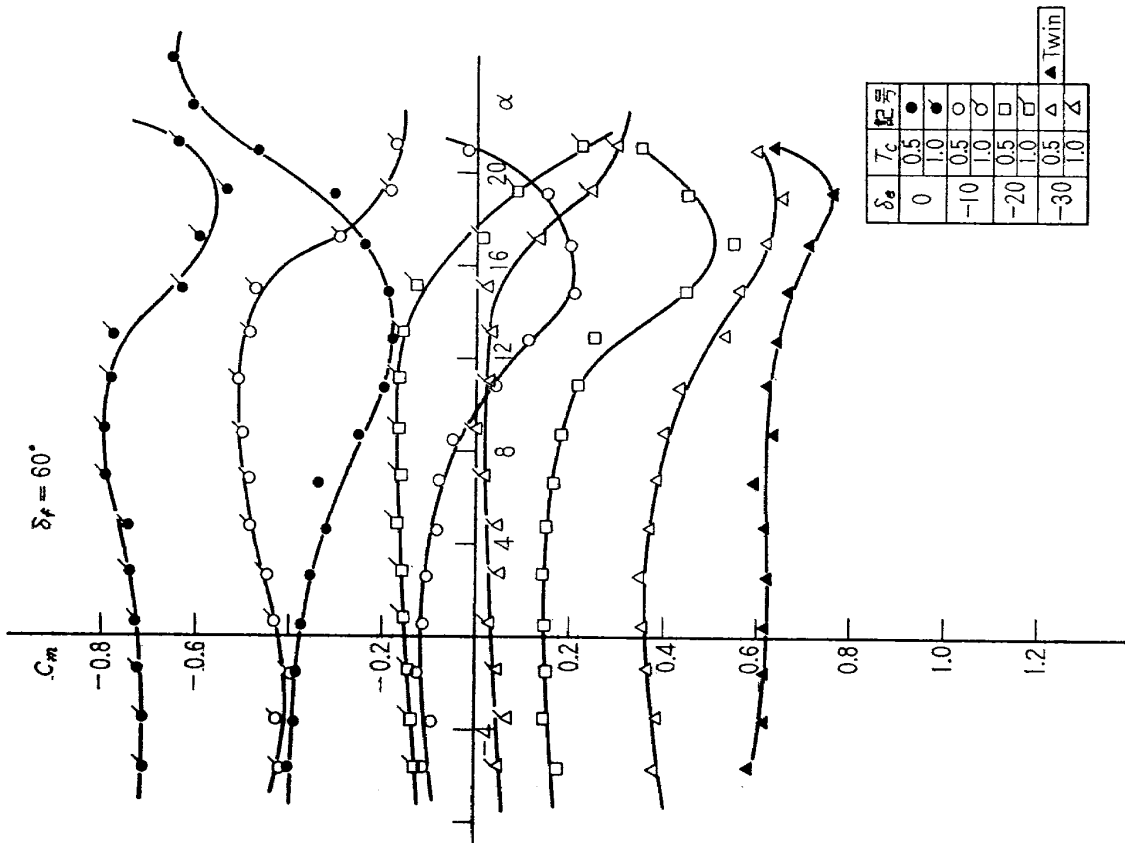


図 13.1(b) エレベーター効果, $C_m-\alpha$

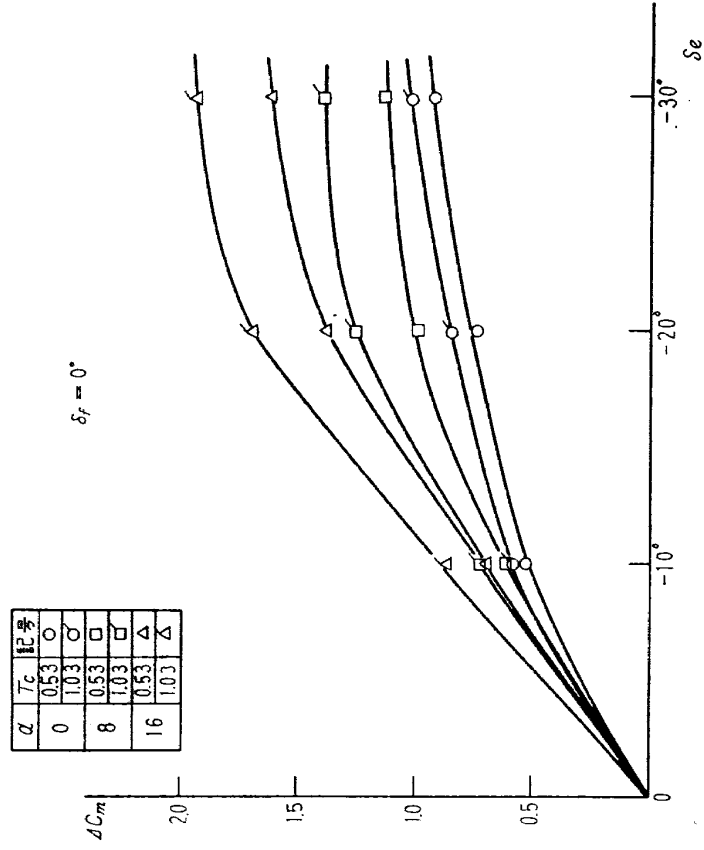


図 13.2(a) エレベーター効果, $\Delta C_m-\delta_e$

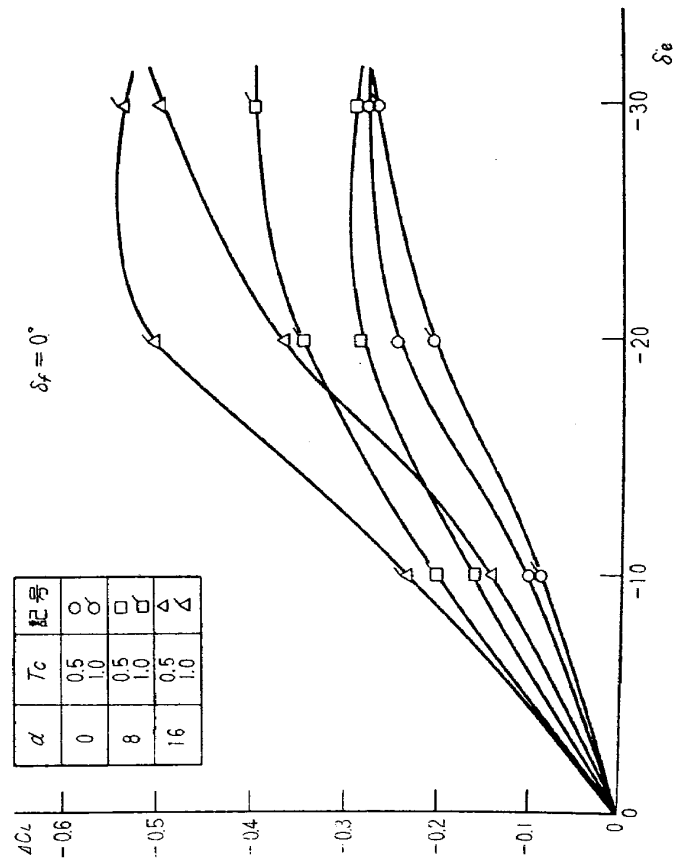


図 13.3(a) エレベーター効果, $\Delta C_L - \delta_e$

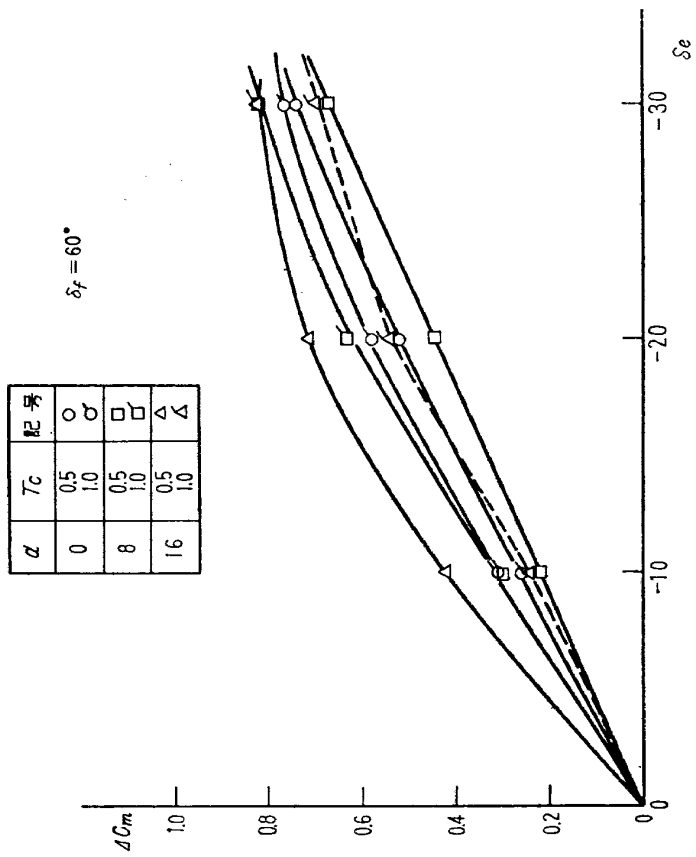


図 13.2(b) エレベーター効果, $\Delta C_m - \delta_e$

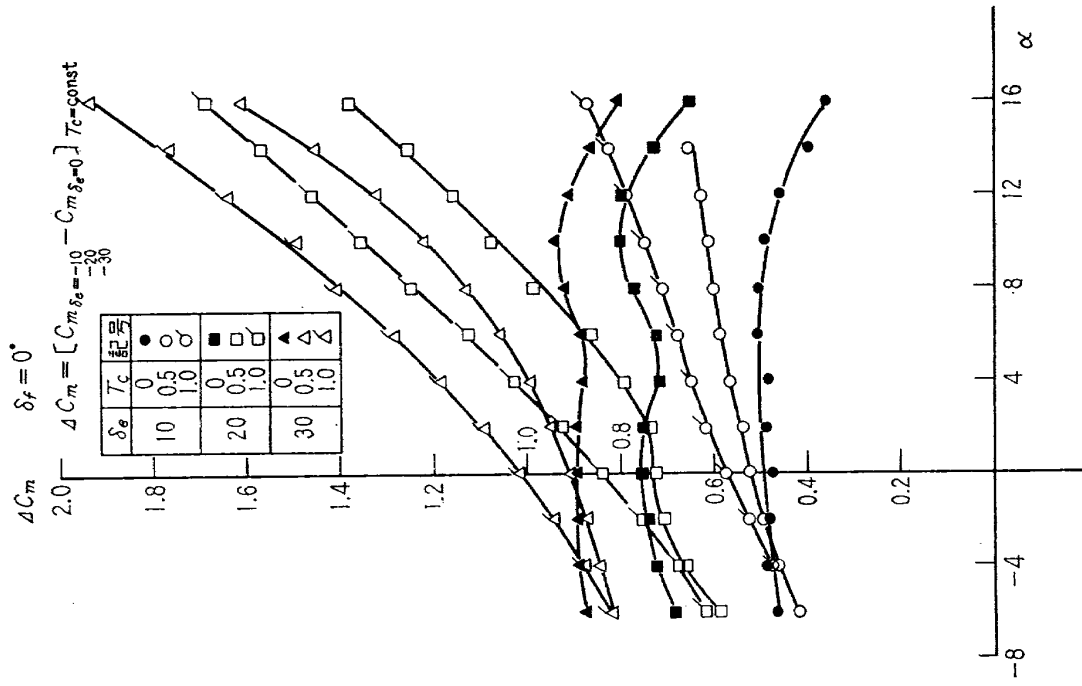


図 13.4(a) エレベーター効果, $\Delta C_m - \alpha$

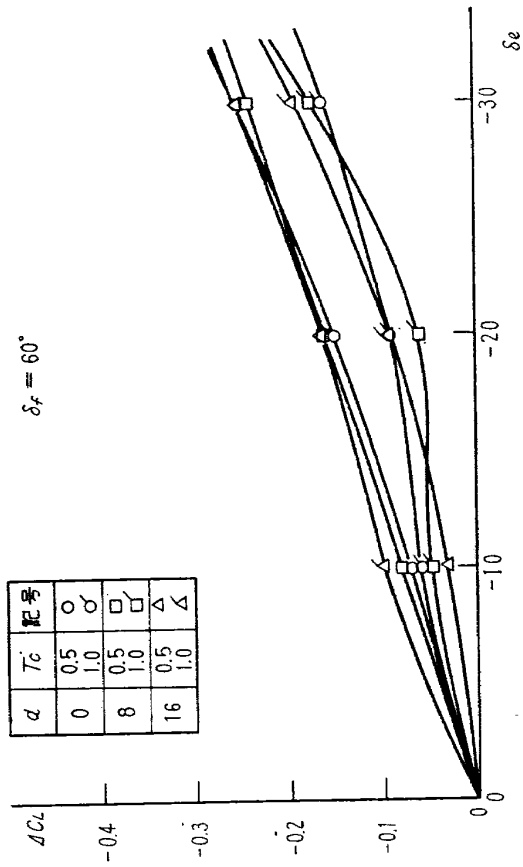


図 13.3(b) エレベーター効果, $\Delta C_L - \delta_e$

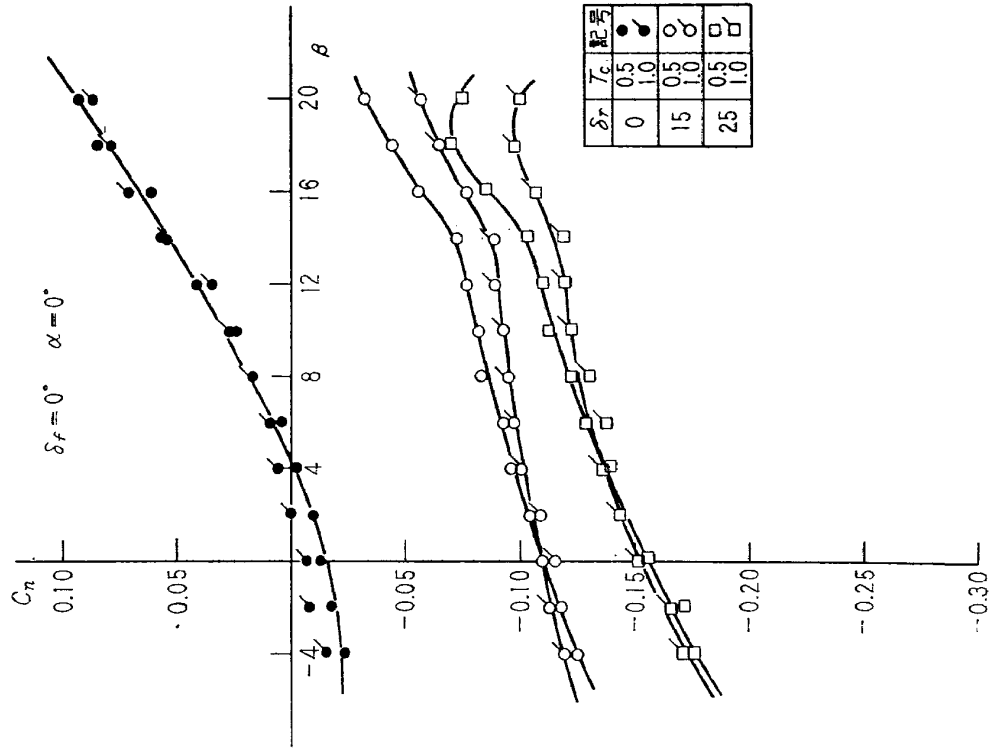


図 14.1(a) 方角舵効果, $C_n-\beta$

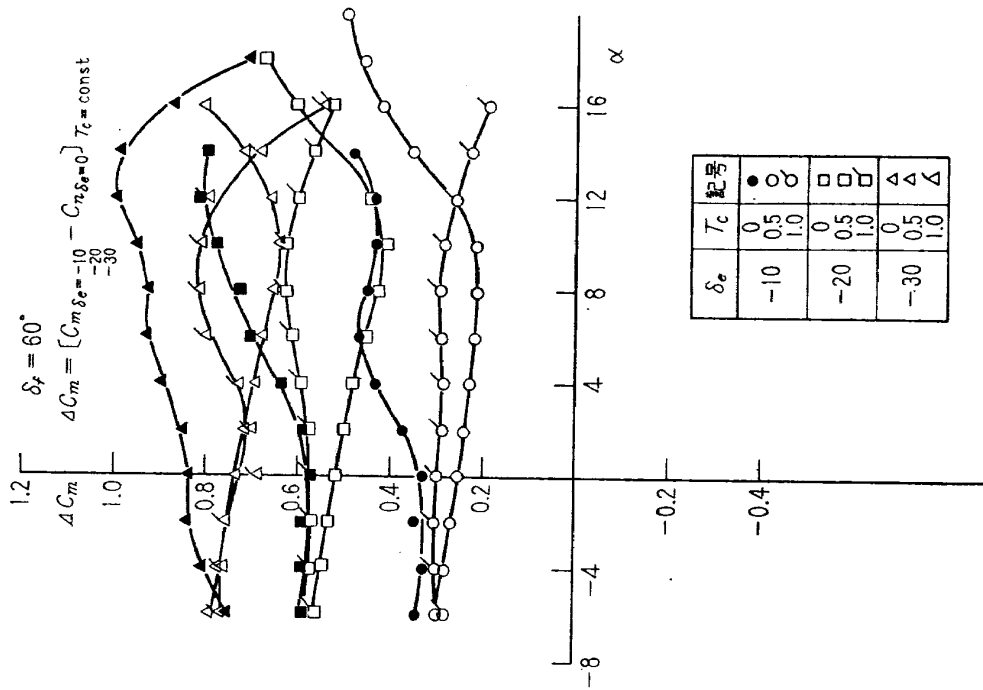


図 13.4(b) エレベーター効果, $\Delta C_m-\alpha$

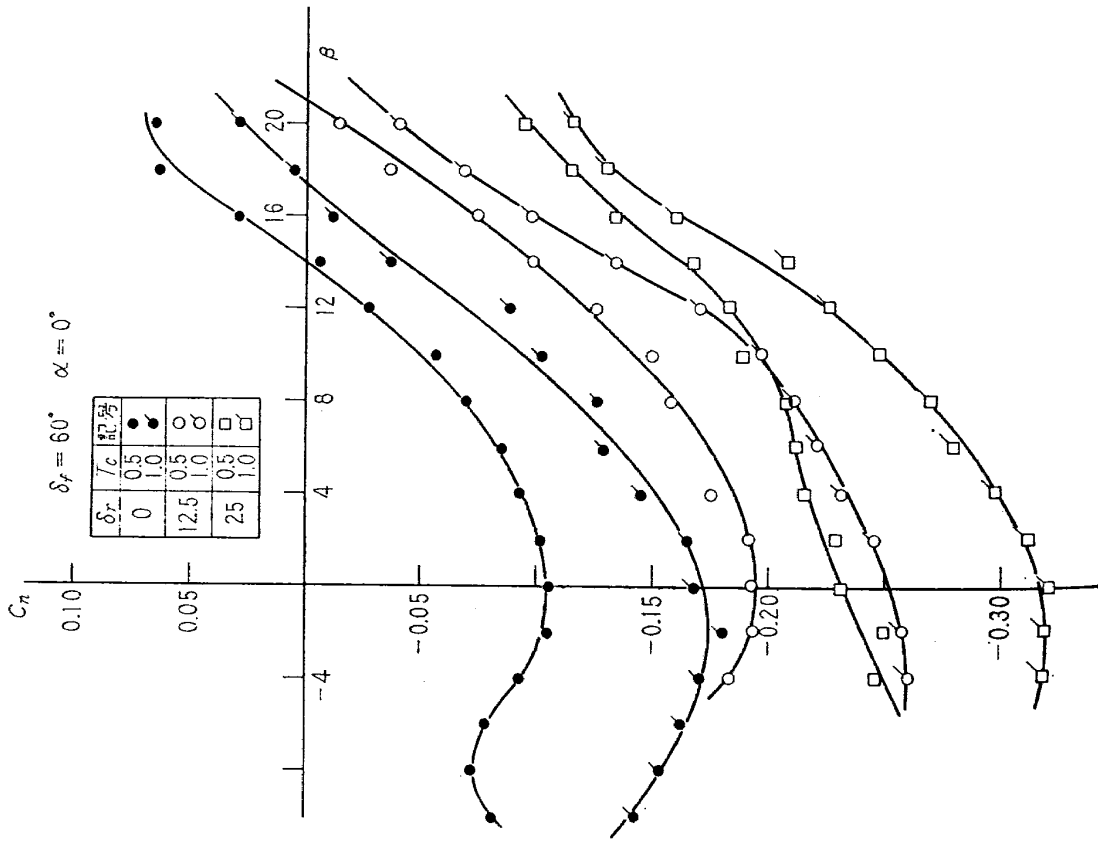


図 14.1(c) 方向舵効果, $C_n-\beta$

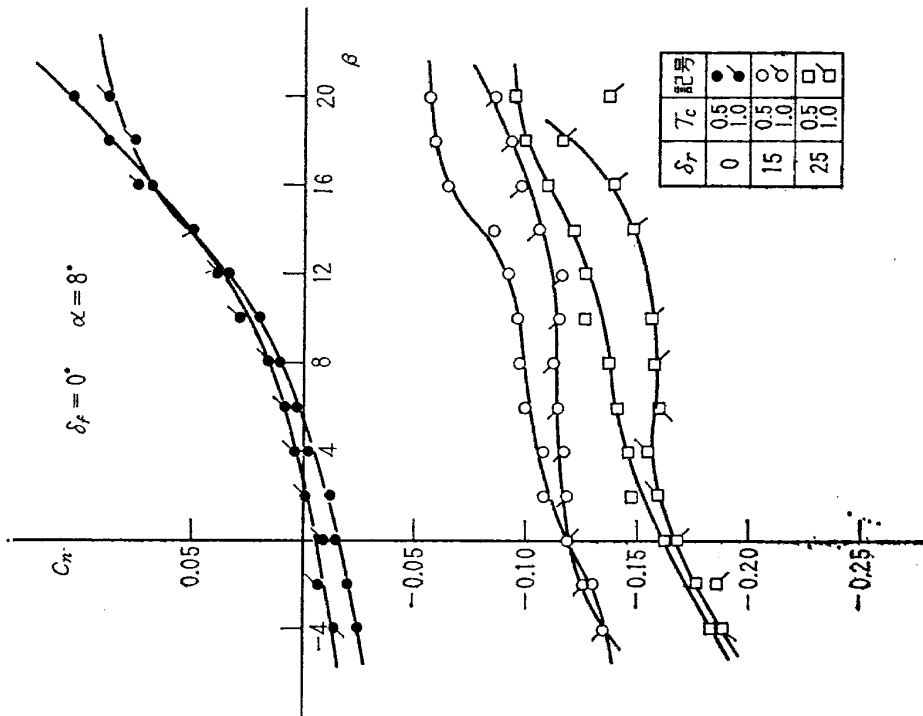


図 14.1(b) 方向舵効果, $C_n-\beta$

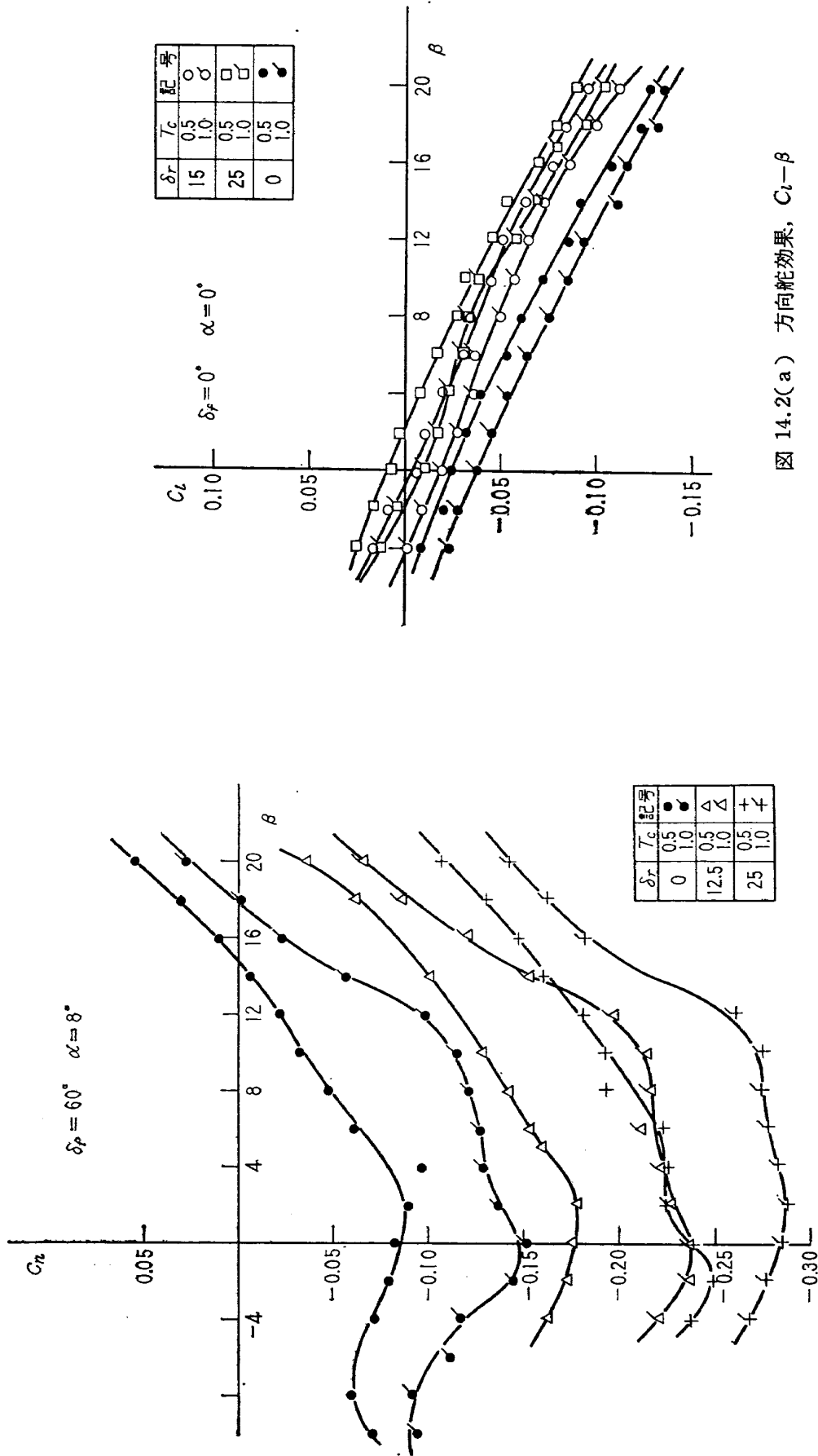


図 14.2(a) 方向舵効果, $C_L-\beta$

図 14.1(d) 方向舵効果, $C_n-\beta$

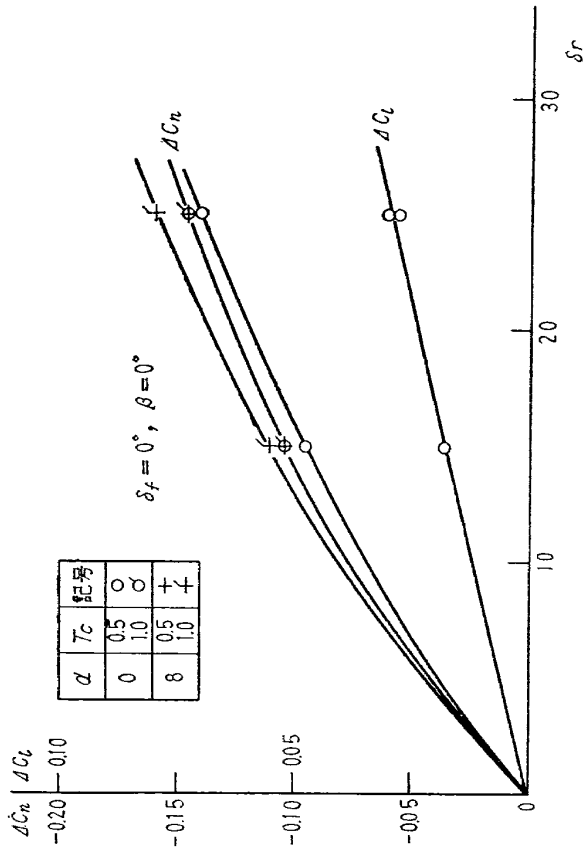


図 14.3(a) 方向舵効果, ΔC_n , $\Delta C_l - \delta r$

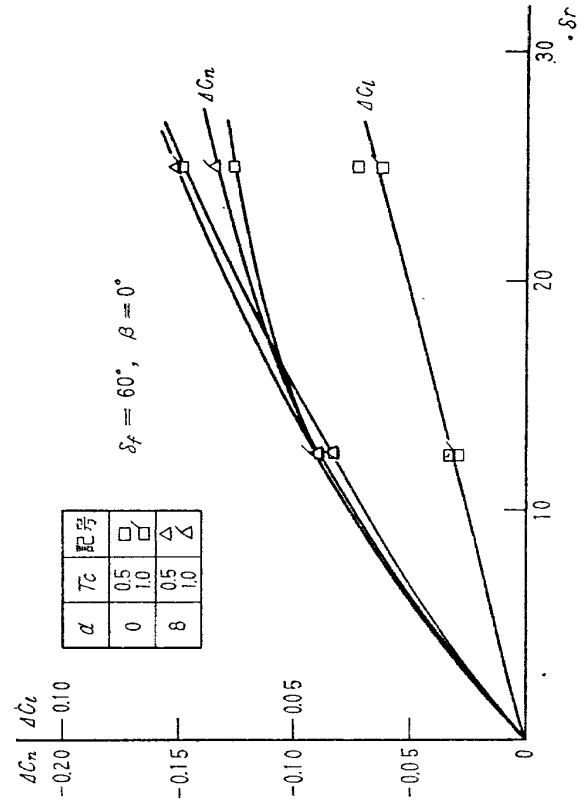


図 14.3(b) 方向舵効果, ΔC_n , $\Delta C_l - \delta r$

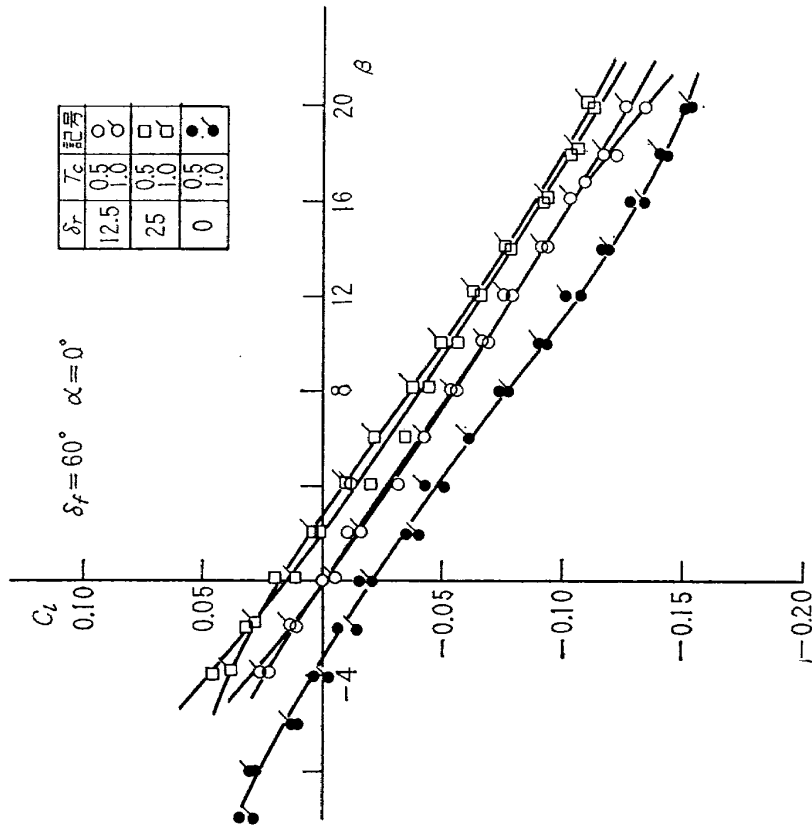


図 14.2(b) 方向舵効果, $C_l - \beta$

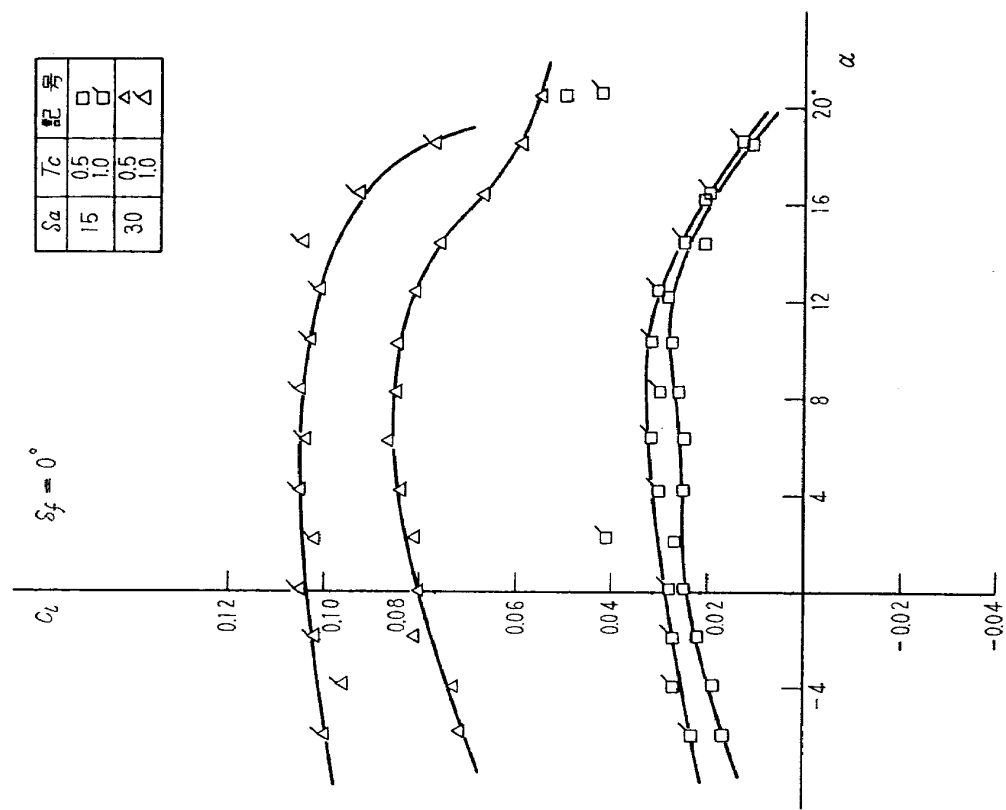


图 15.1(a) 補助翼効果, $C_l-\alpha$

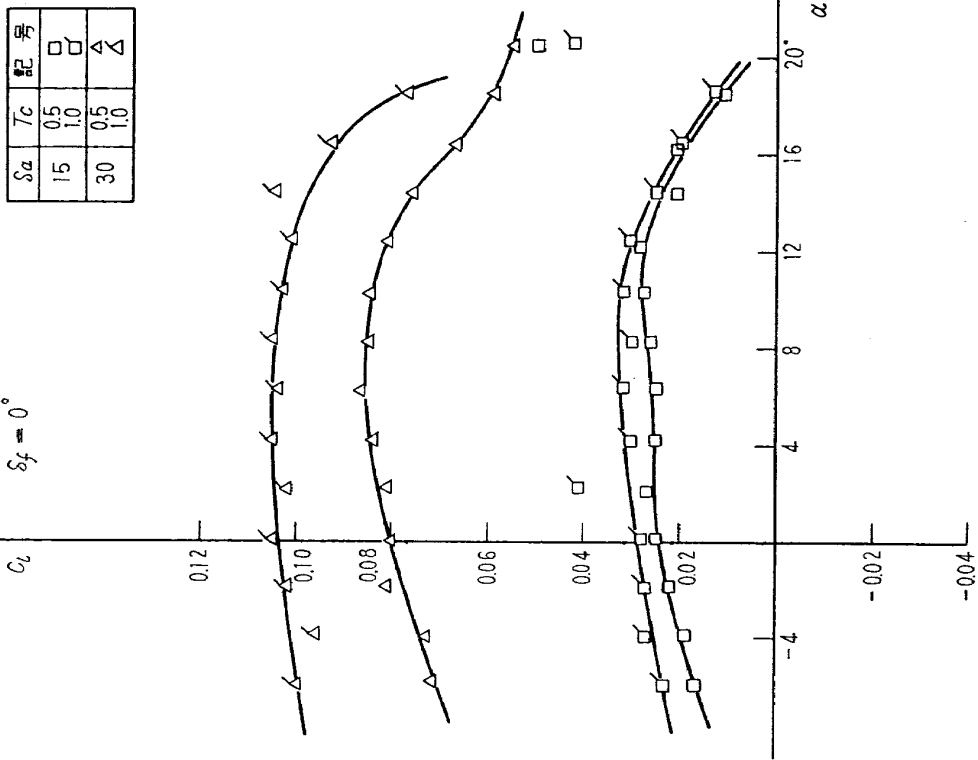


图 15.1(b) 補助翼効果, $C_l-\alpha$

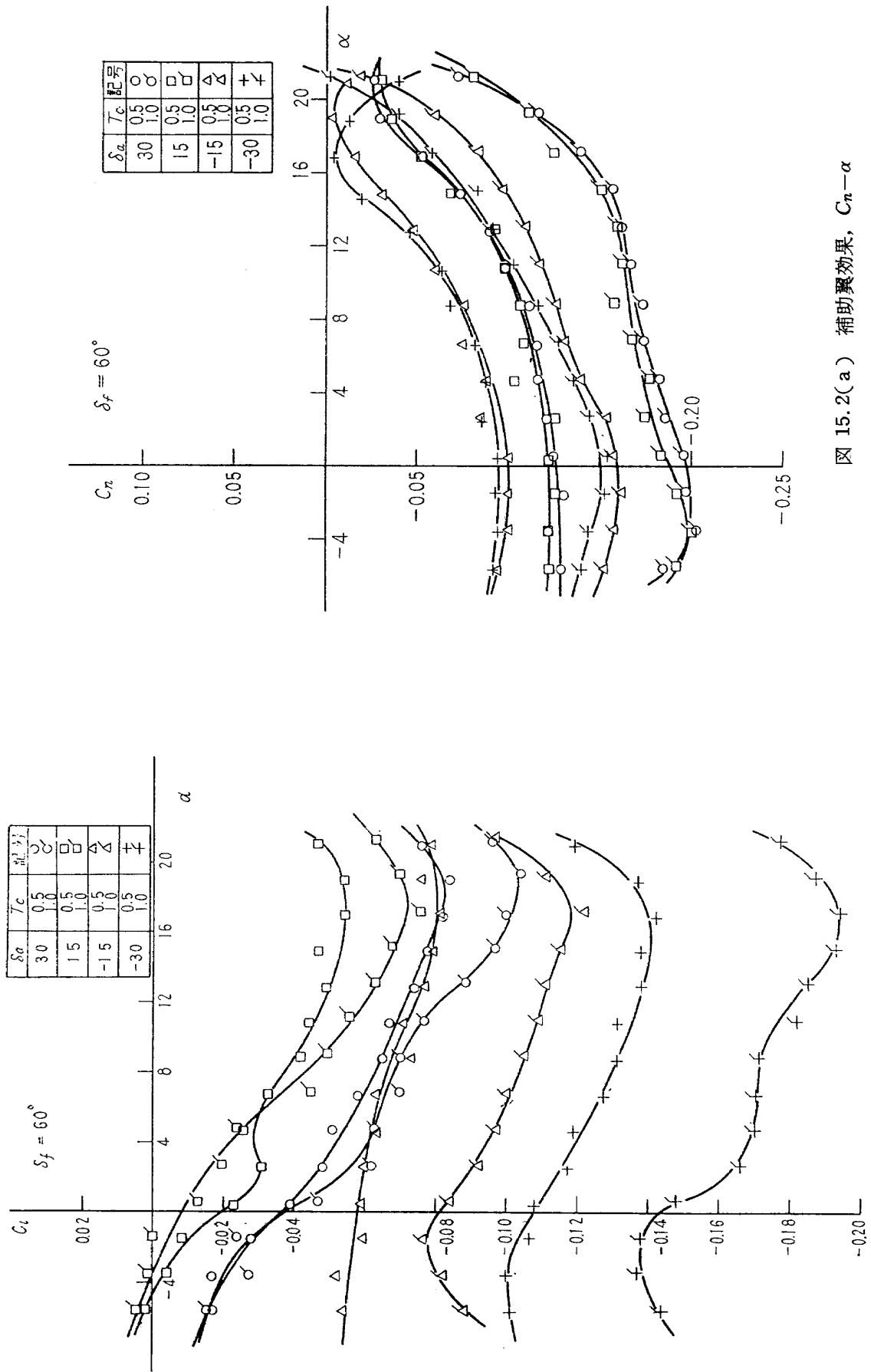


図 15.2(a) 補助翼効果, $C_n-\alpha$

図 15.1(c) 補助翼効果, $C_L-\alpha$

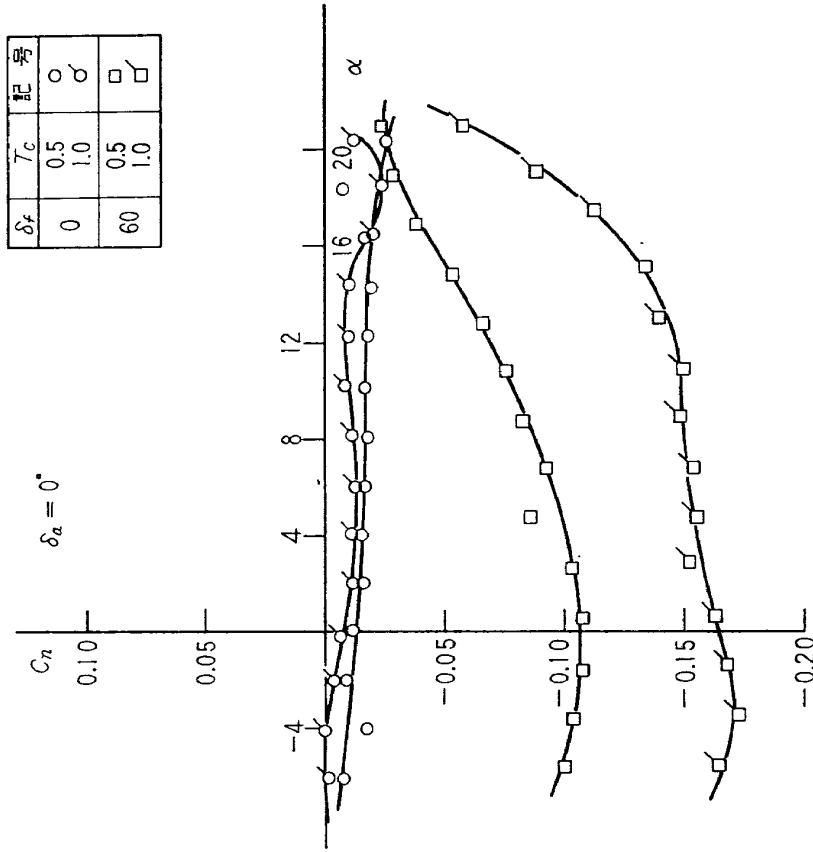


図 15.2(c) 補助翼効果, $C_n-\alpha$

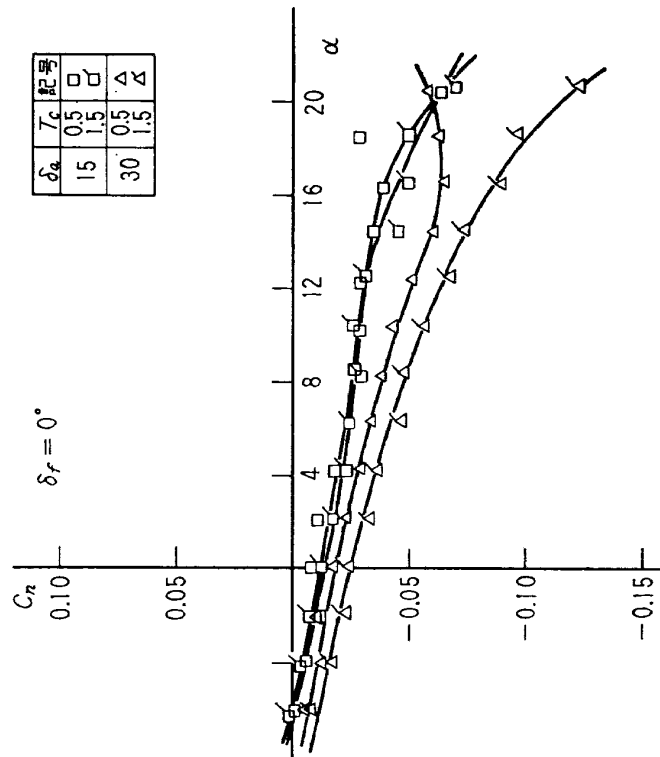


図 15.2(b) 補助翼効果, $C_n-\alpha$

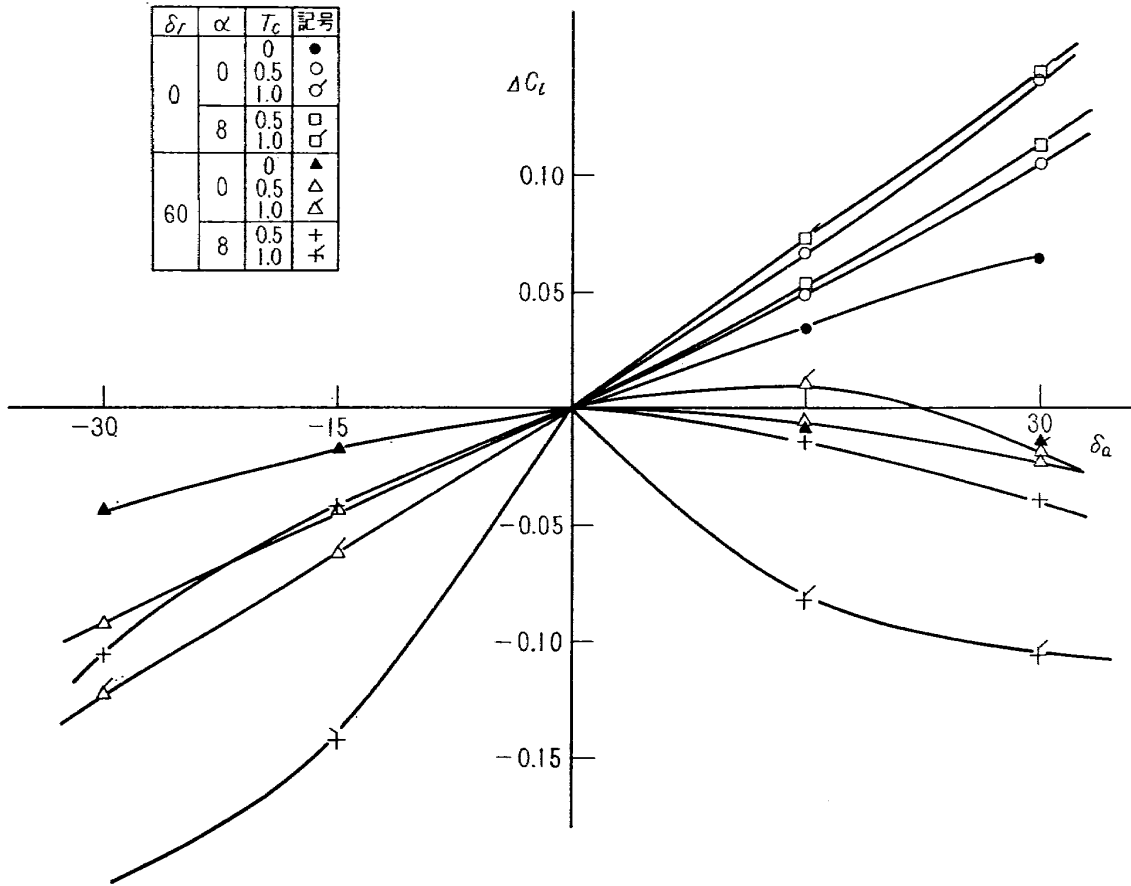


図 15.3 補助翼効果, $\Delta C_L - \delta_a$

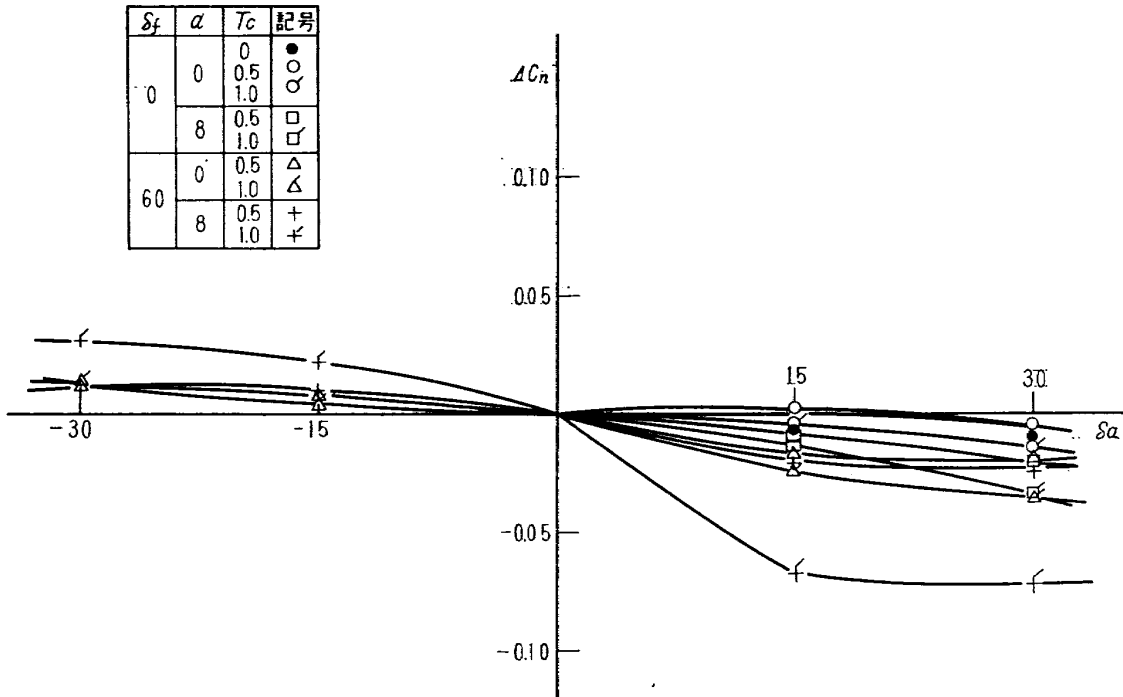


図 15.4 補助翼効果, $\Delta C_n - \delta_a$

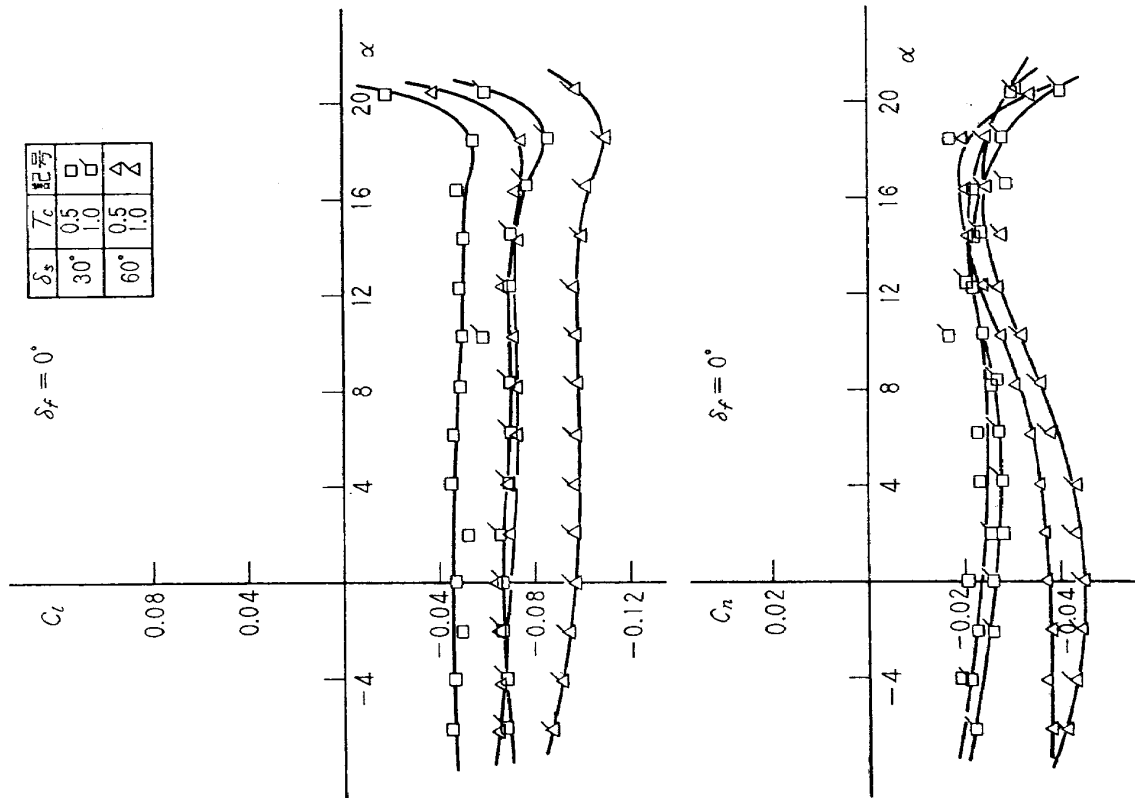


図 16.1(a) スポイラー効果, $C_i, C_n-\alpha$

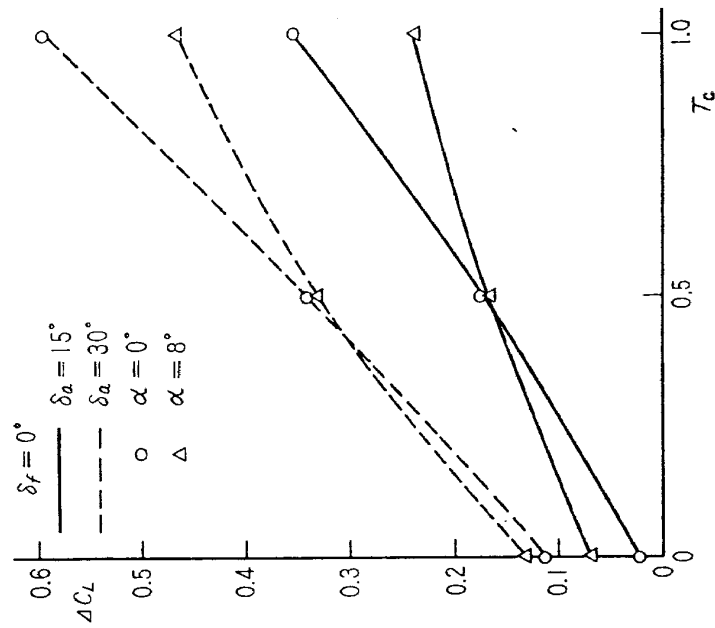


図 15.5 補助翼効果, ΔC_L-T_c

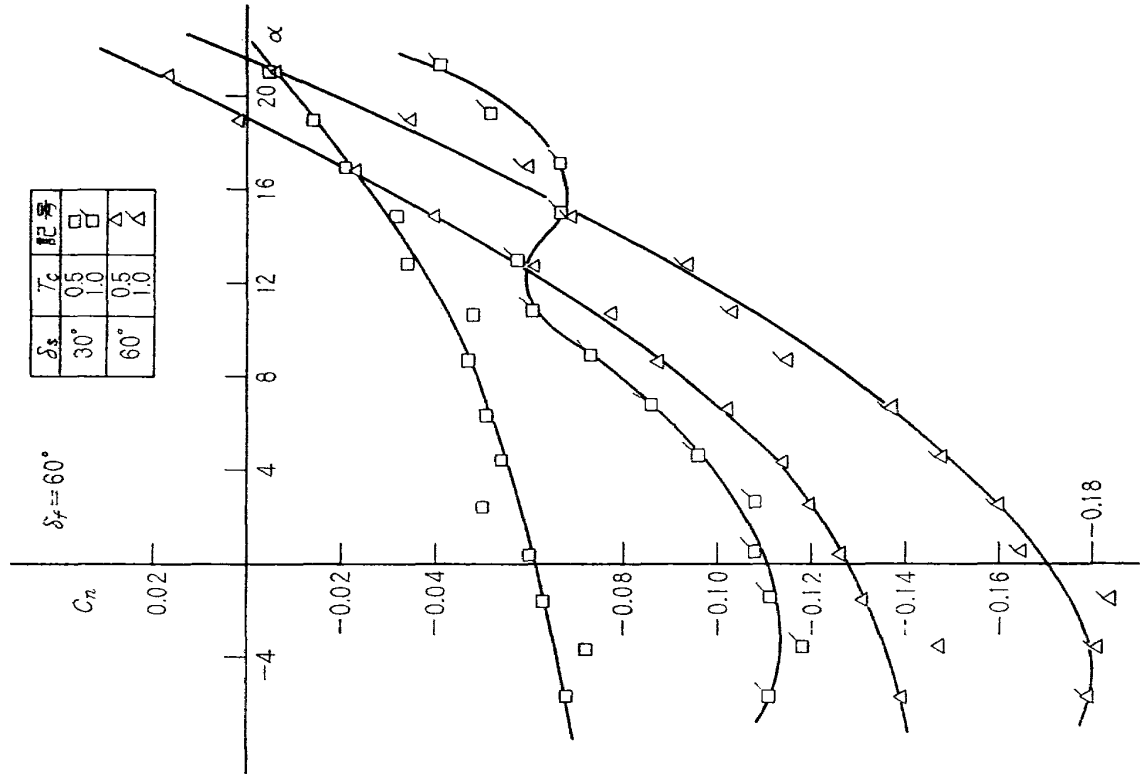


図 16.1(c) スポイラー効果, $C_n-\alpha$

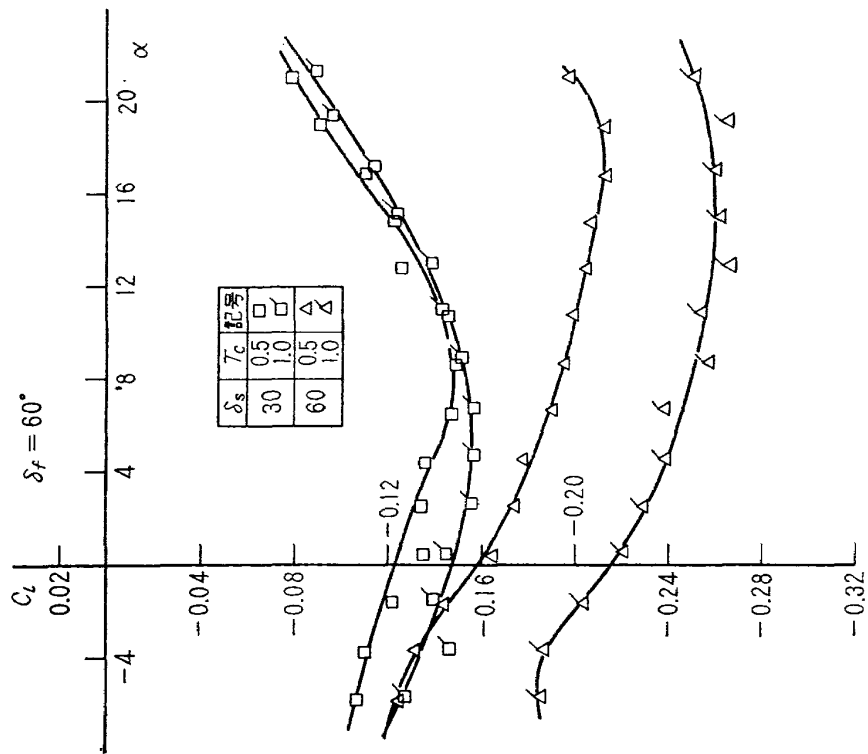


図 16.1(b) スポイラー効果, $C_l-\alpha$

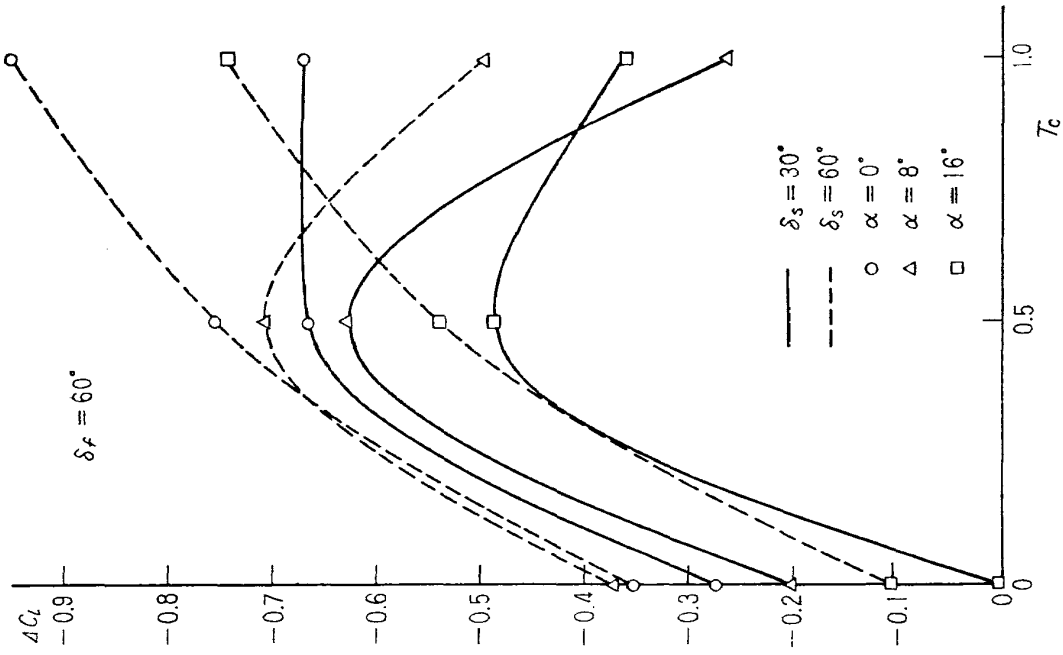


図 16.3 スポイラー効果, $\Delta C_L - T_c$

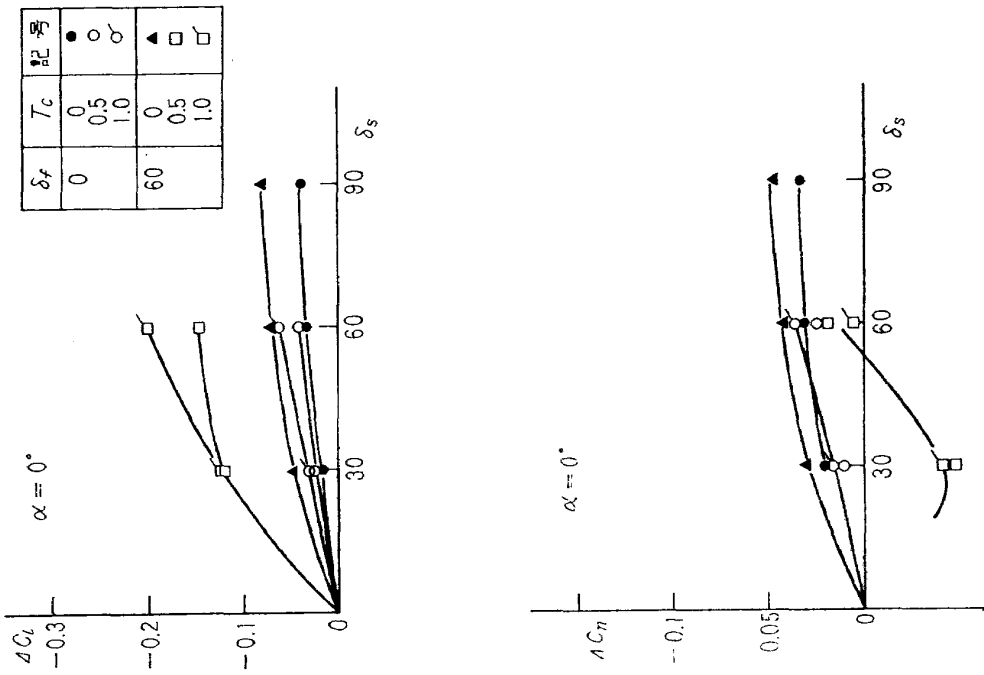


図 16.2 スポイラー効果, $\Delta C_L, \Delta C_n - \delta_s$

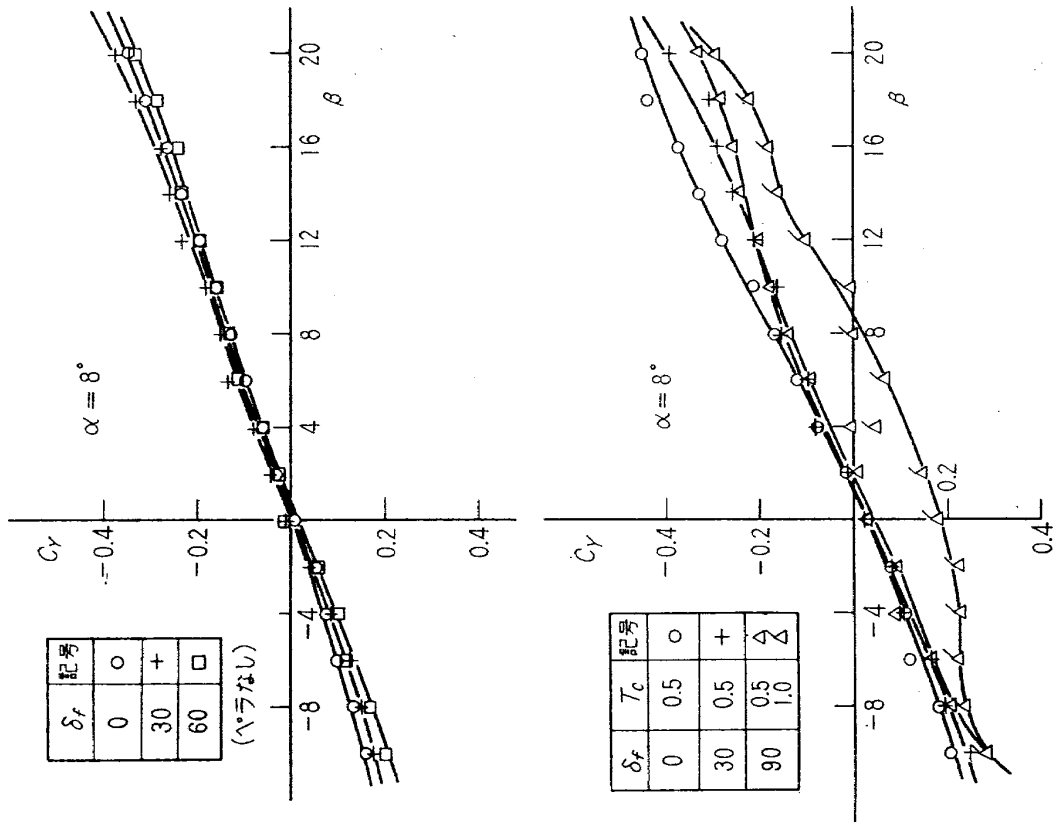
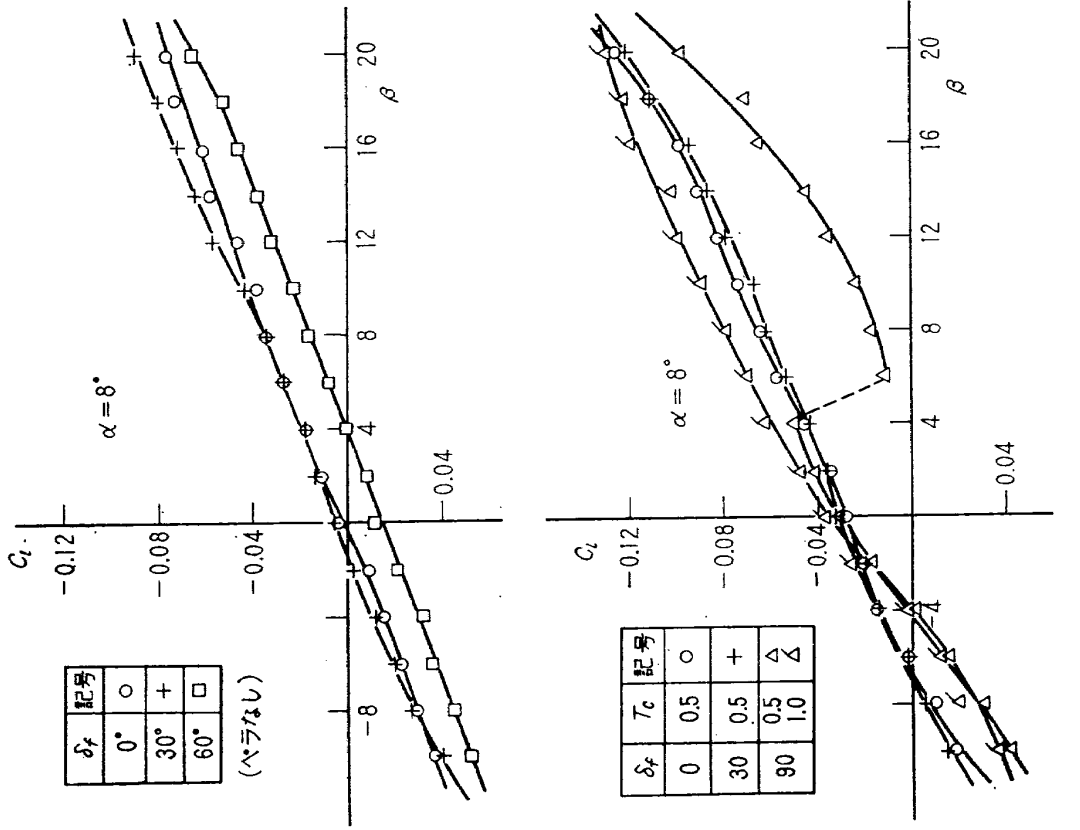


図 17.1 Twin Tail 横方向特性, $C_x-\beta$

図 17.2 Twin Tail 横方向特性, $C_i-\beta$

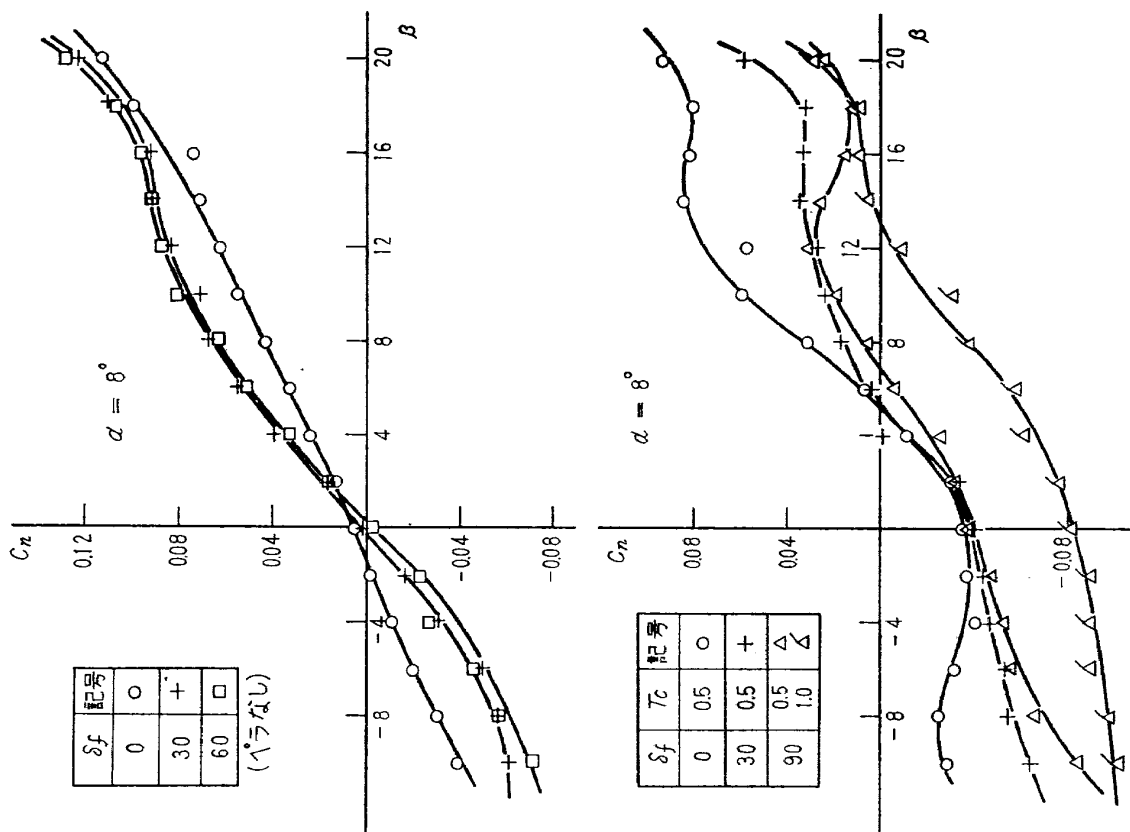


図 17.3 Twin Tail 横方向特性, $C_n-\beta$

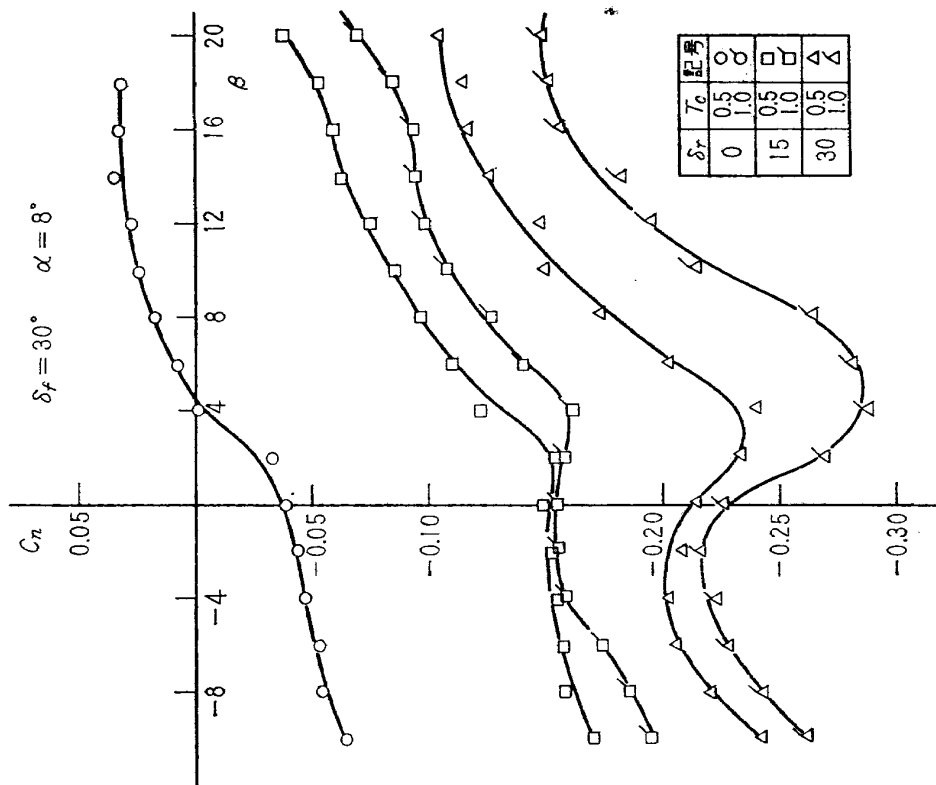


図 18.1 Twin Tail 方向舵効果, $C_n-\beta$

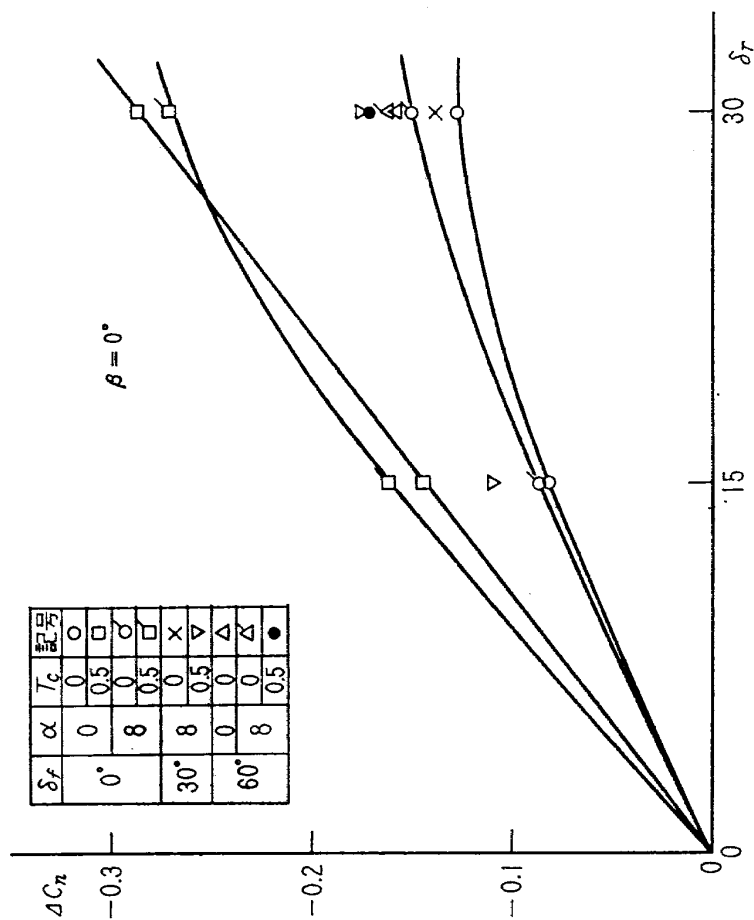


図 18.3 Twin Tail 方向舵効果, $\Delta C_n - \delta_r$

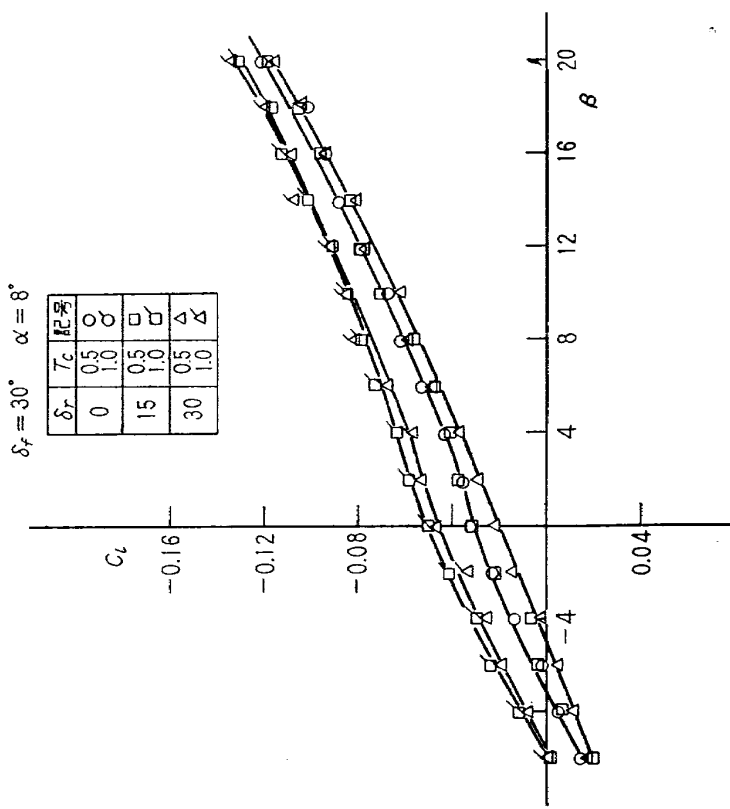


図 18.2 Twin Tail 方向舵効果, $C_t - \beta$

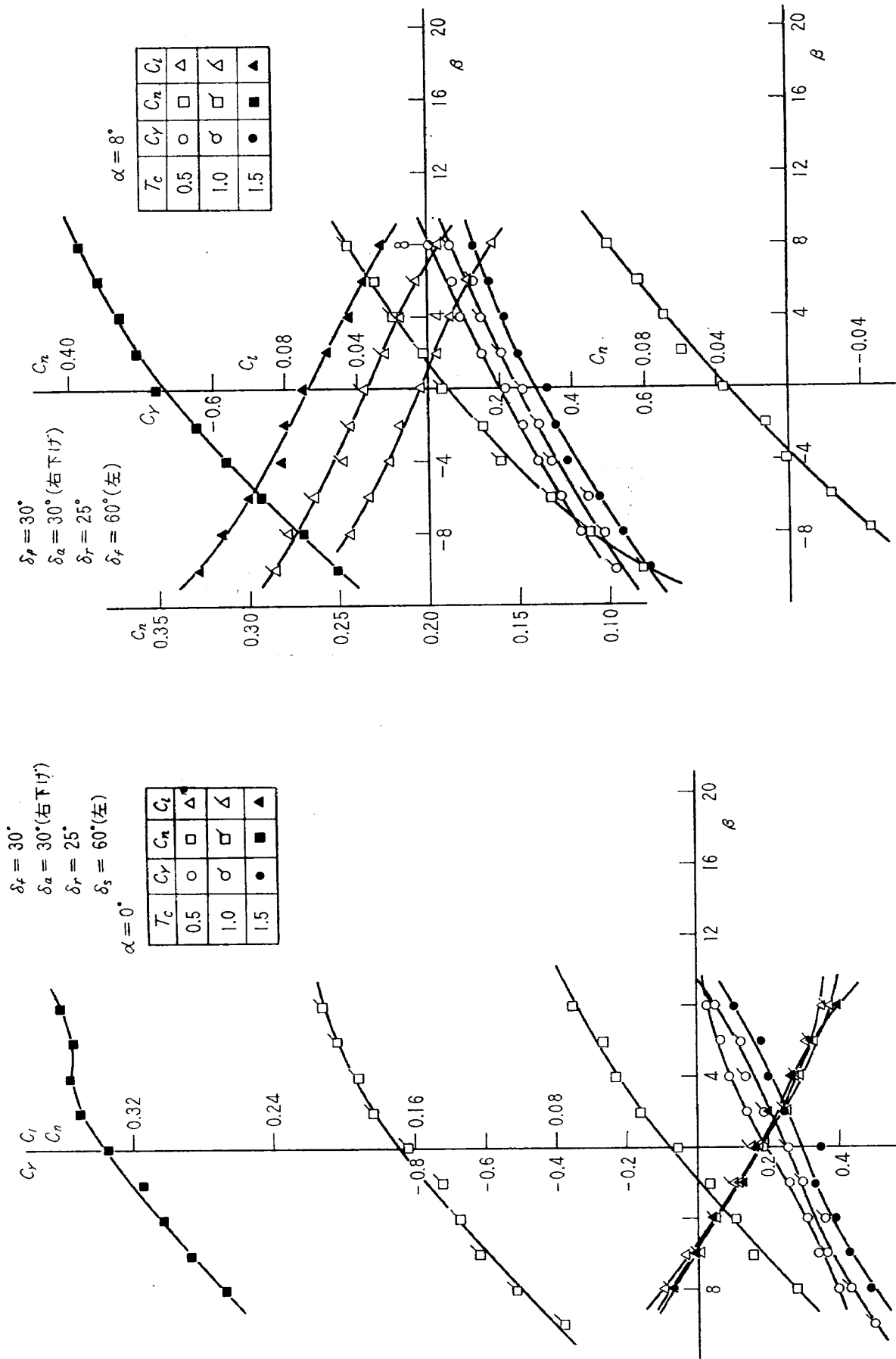


図 19.1(b) Single Tail 片発動機停止

図 19.1(a) Single Tail 片発動機停止

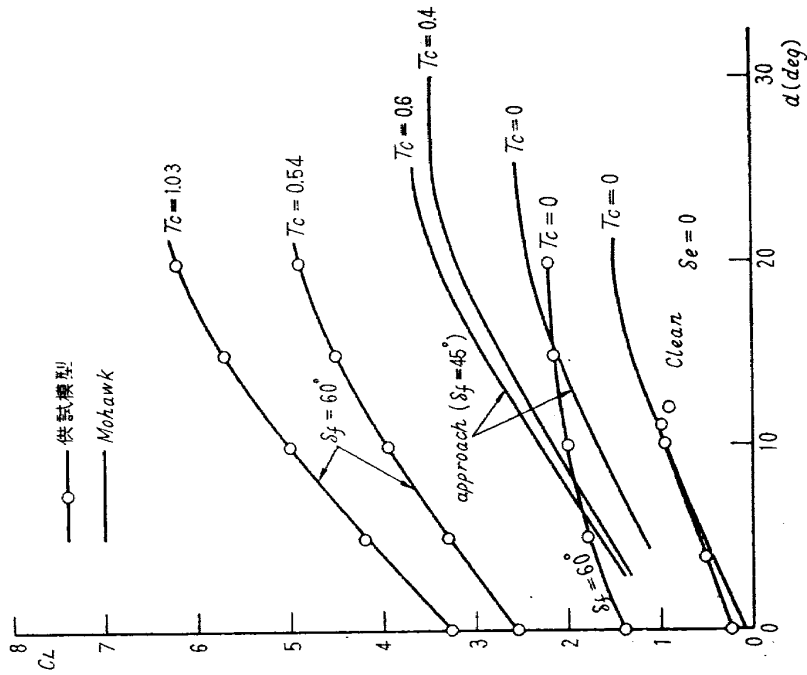


図20.1 普通機体との特性比較

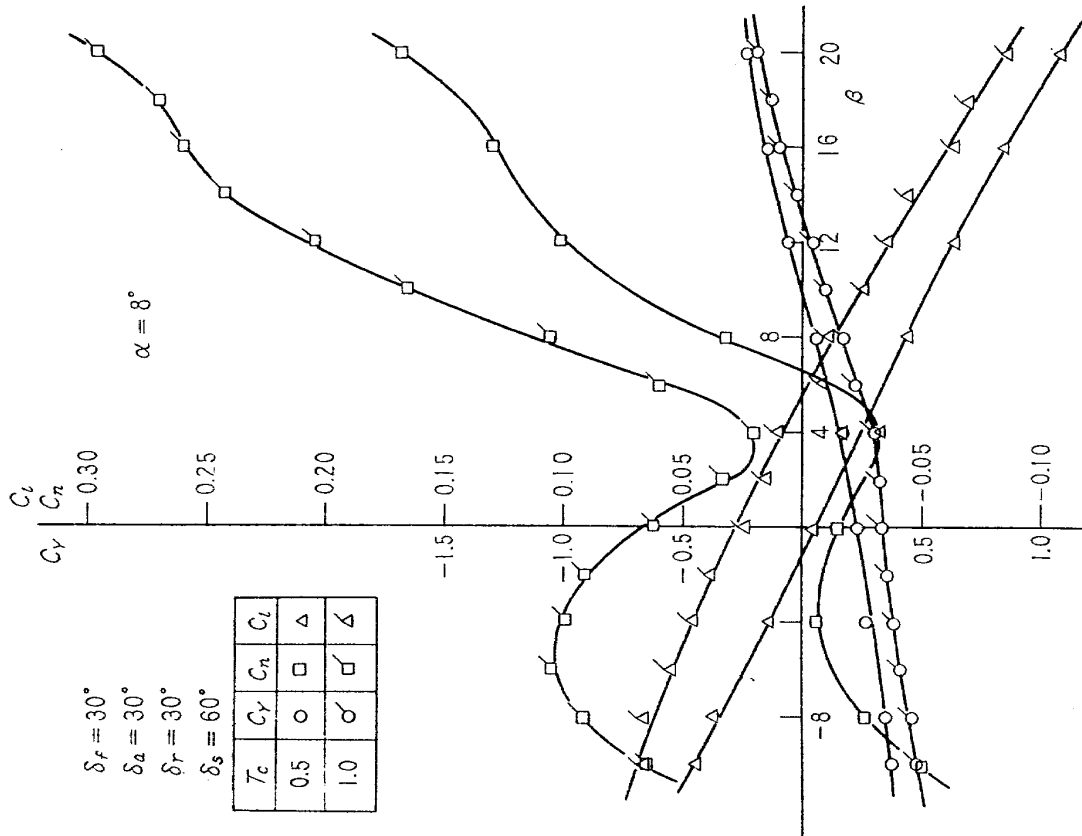


図 19.2 Twin Tail 片発動機停止

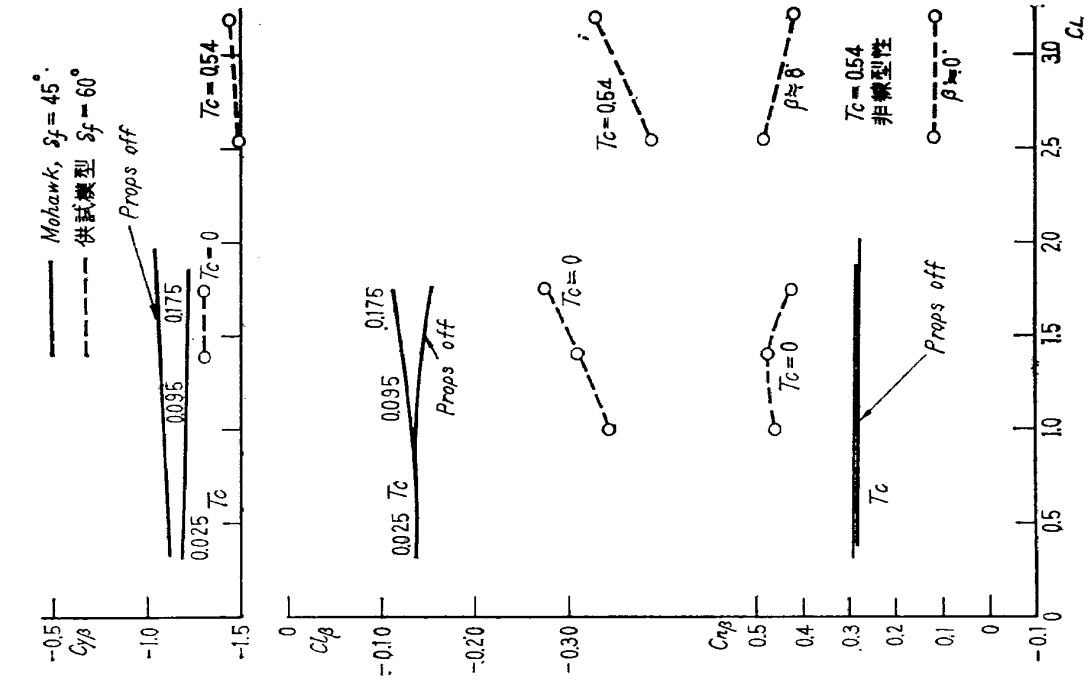


図 20.2 普通機体との特性比較

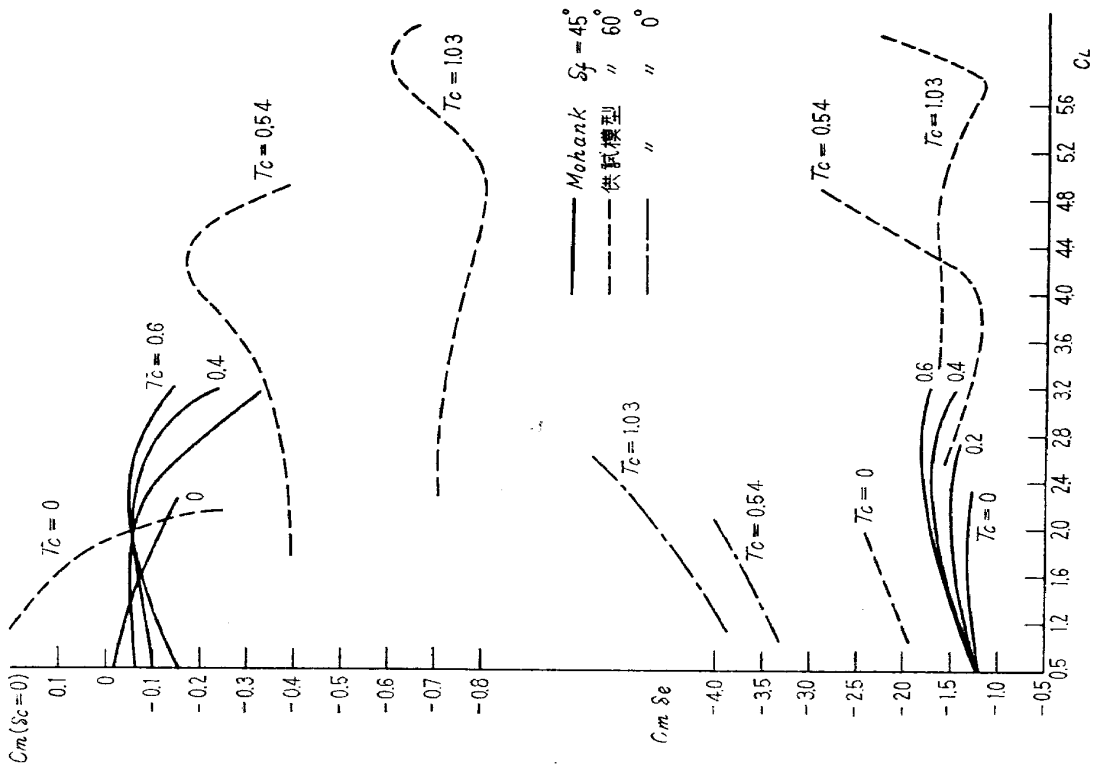


図 20.3 普通機体との特性比較

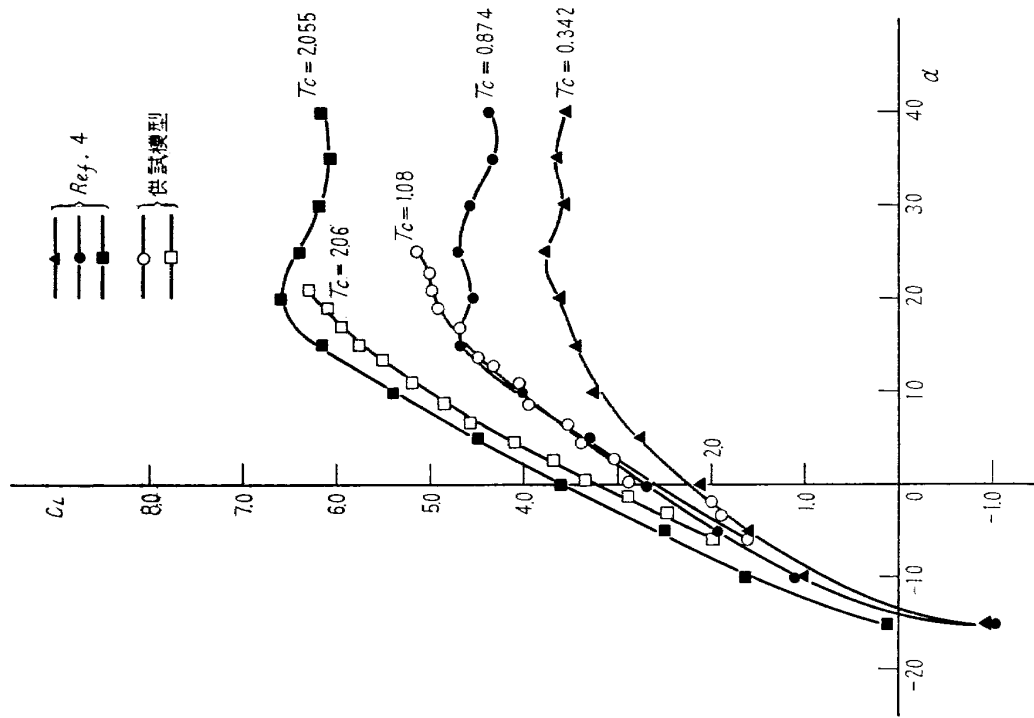


図 21.1 Tilt Wing 機との特性比較

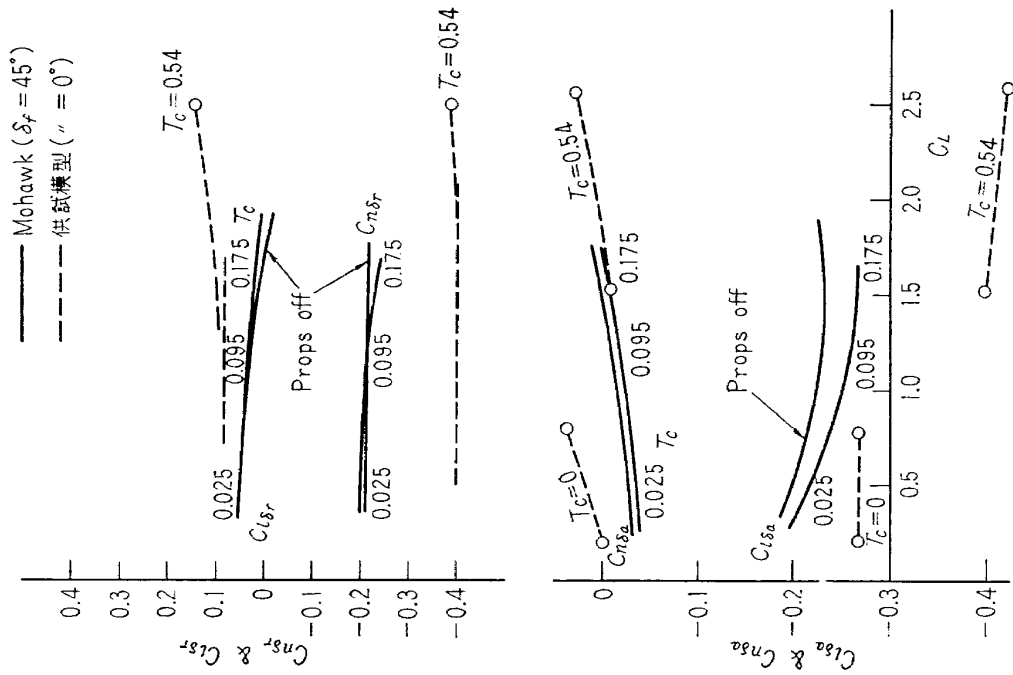


図 20.4 普通機体との特性比較

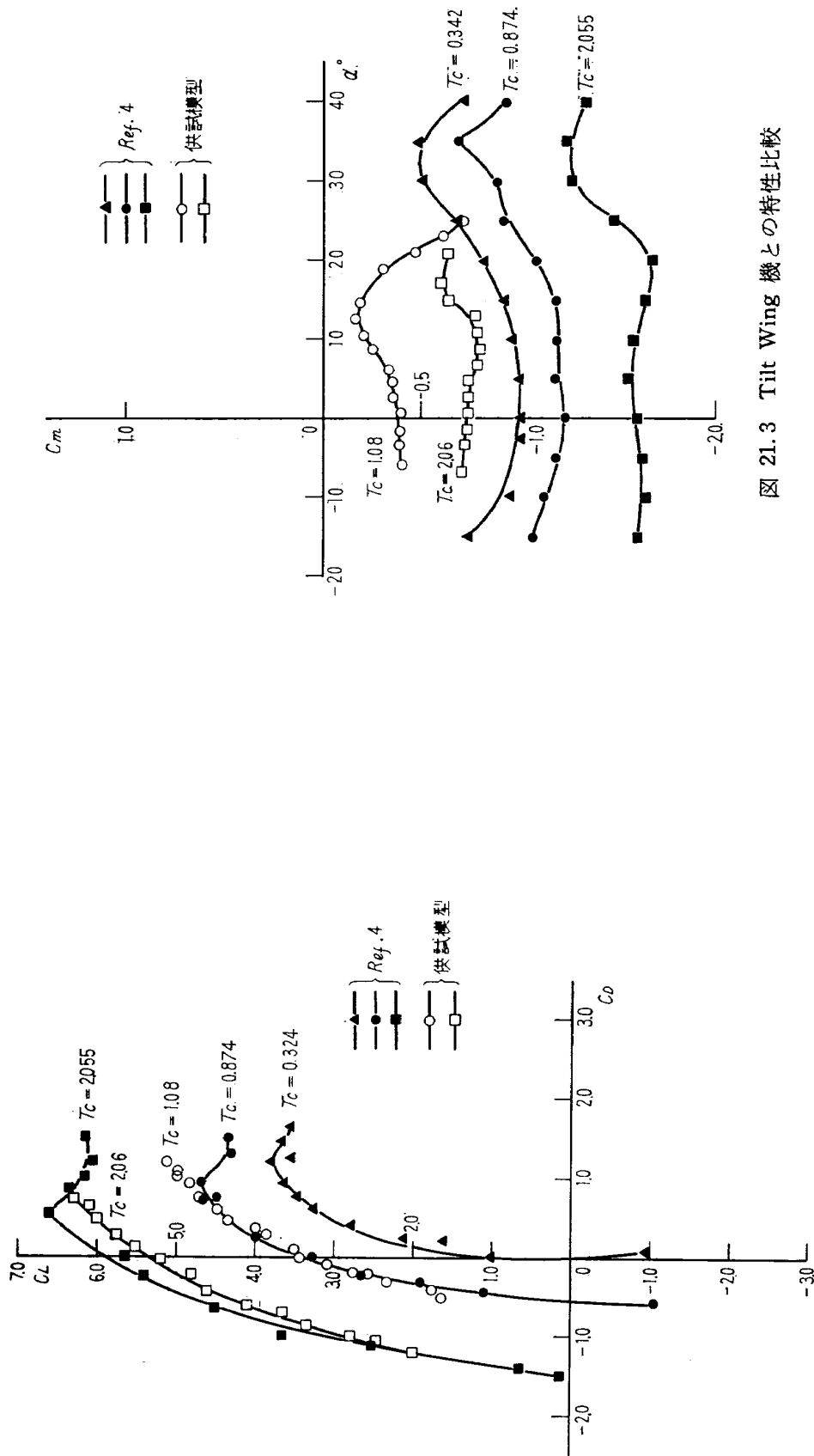


図 21.3 Tilt Wing 機との特性比較

図 21.2 Tilt Wing 機との特性比較

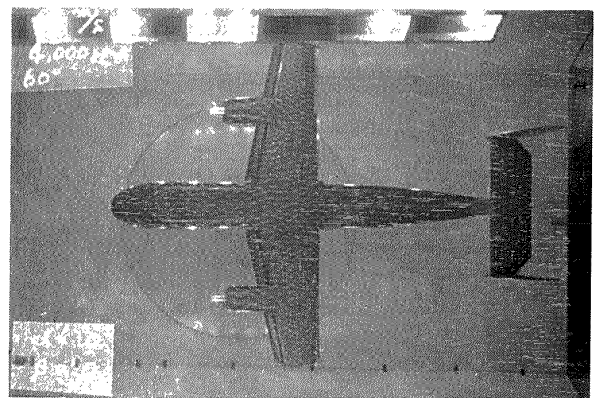
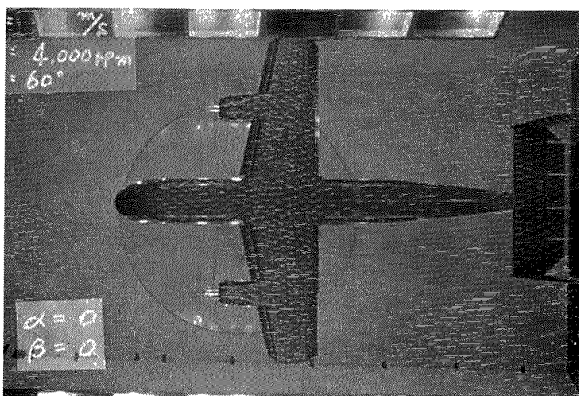
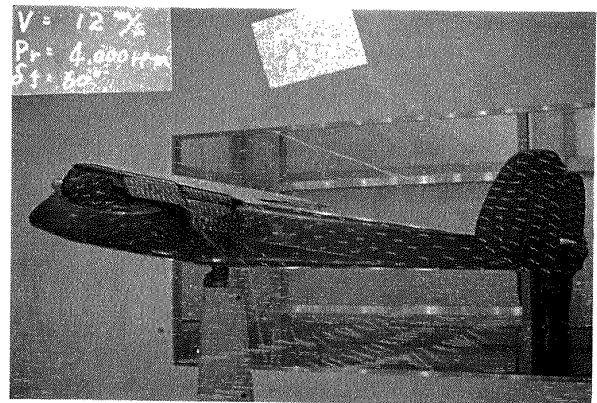
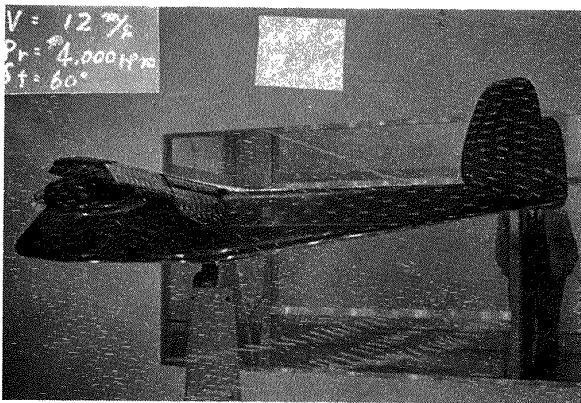
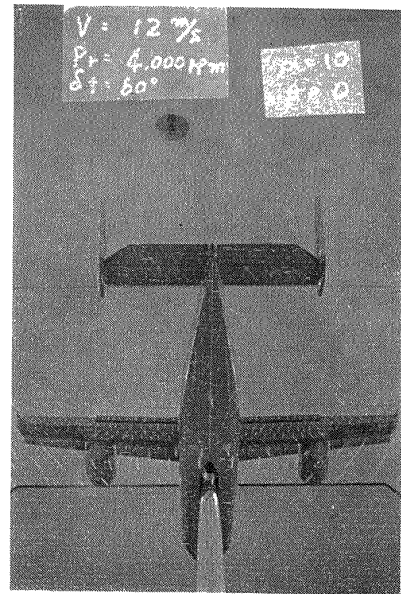
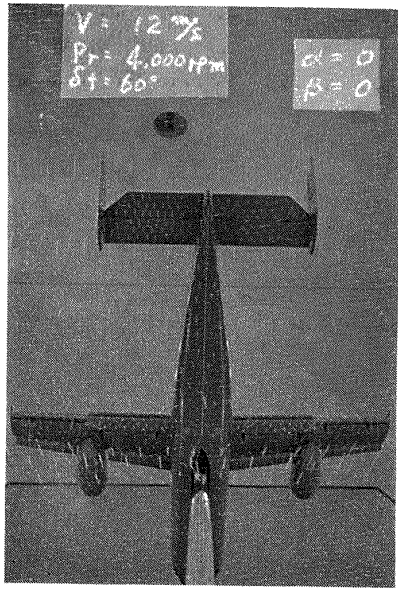


図 22.1

図 22.2

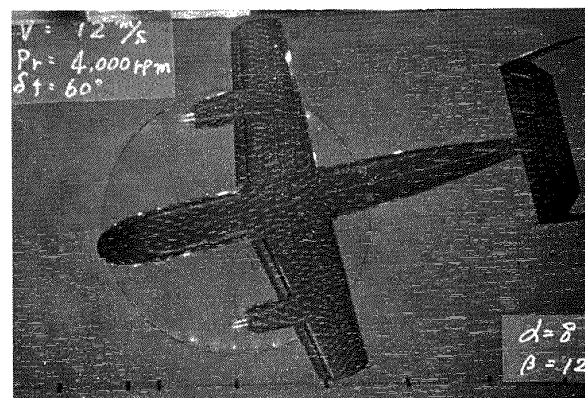
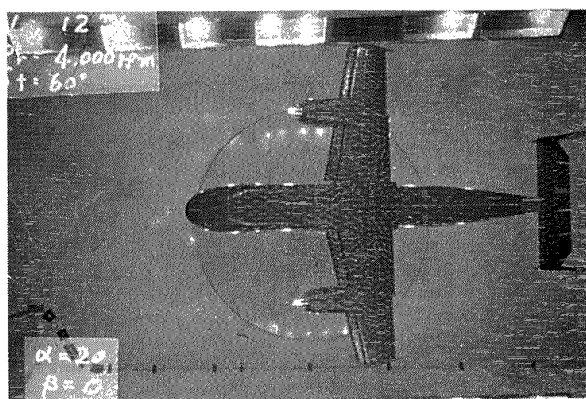
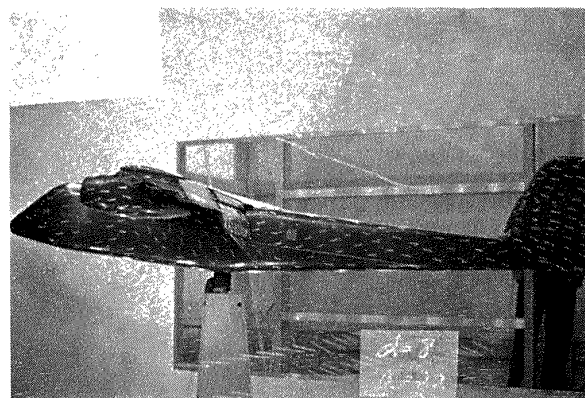
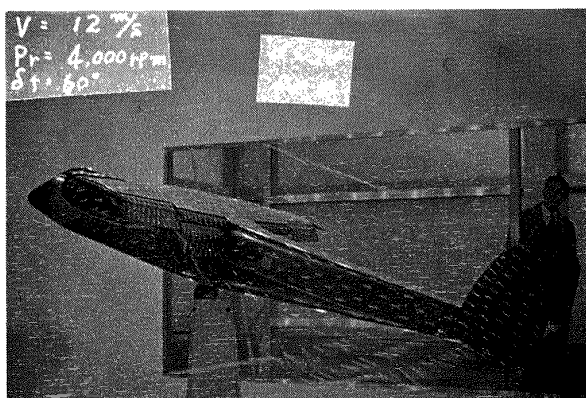
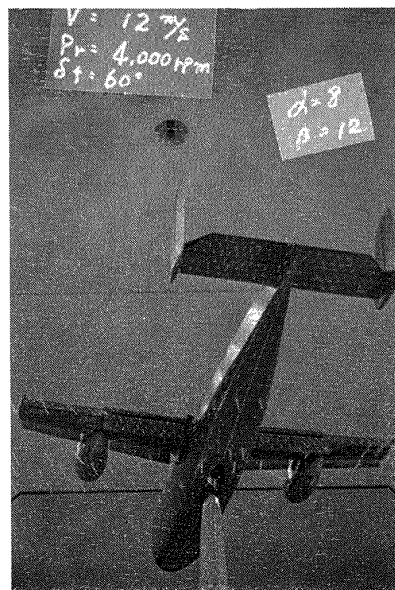
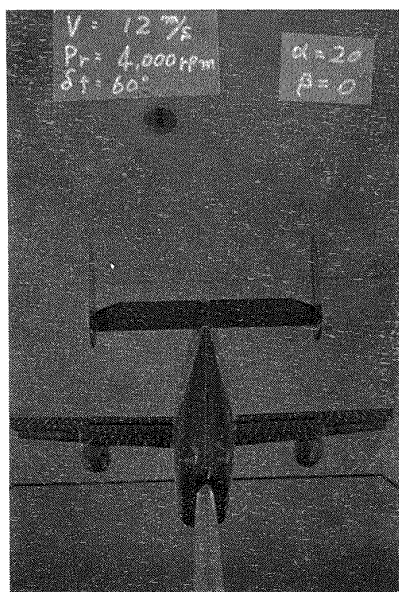


図 22.3

図 22.4

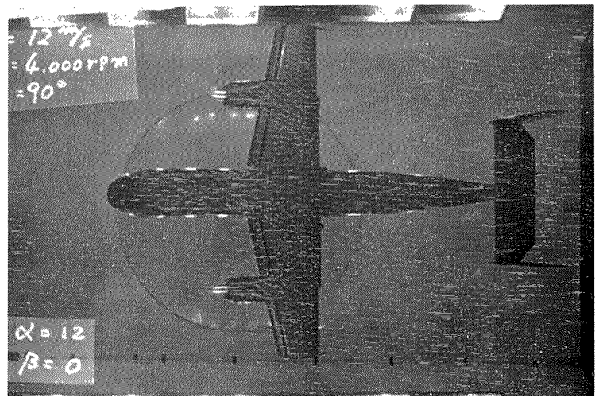
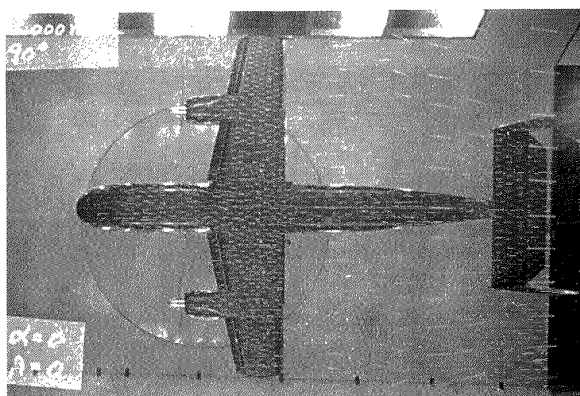
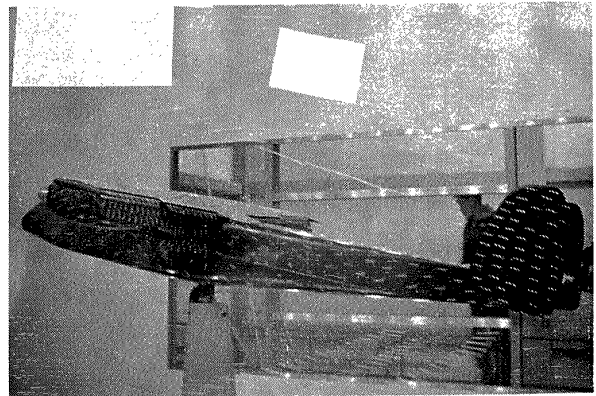
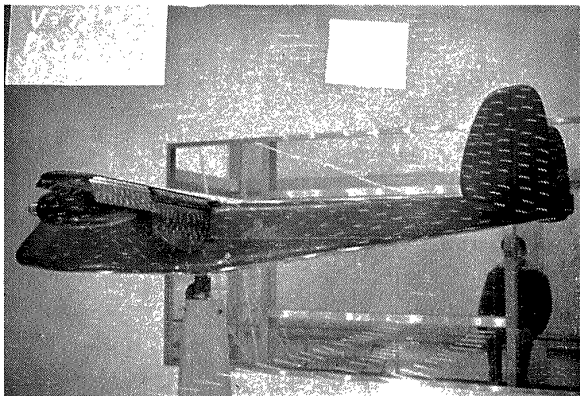
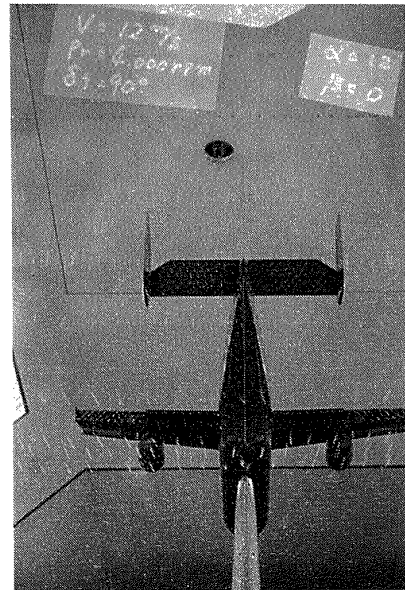
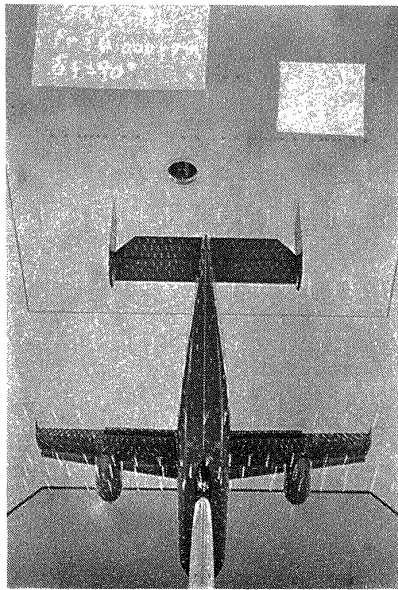


図 22.5

図 22.6

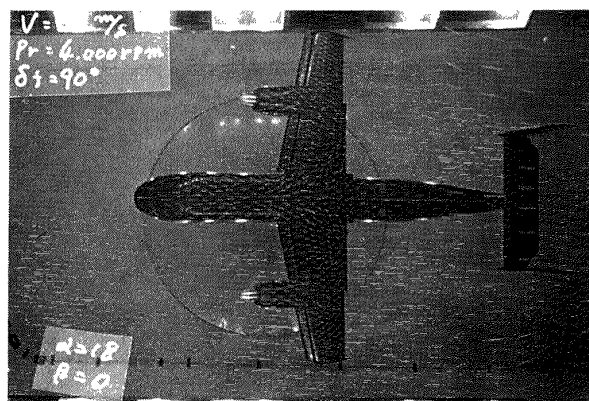
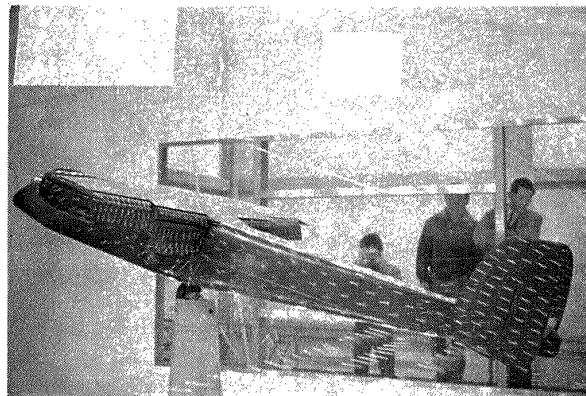
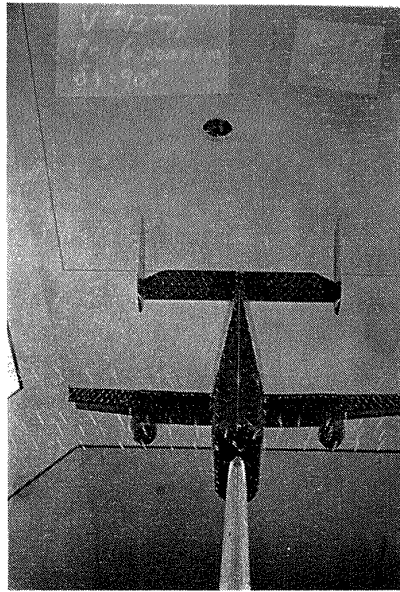


图 22.7

TM-64	応力集中による材料の疲れ強さに関する一実験 (I)	1965年10月	池田為治, 坂元思無邪
TM-65	ジェットエンジンの翼の固有振動に関する実験	1965年11月	光武内, 雄夫, 宮地敏雄
TM-69	質量分析計による水蒸気を含む試料のガス分析	1965年12月	斎藤昌二, 堀内正司
TM-71	可動アイアンバードの構造および機能	1965年12月	斎村浩子, 計測部
TM-72	地上付近の風の影響による小型ロケットの姿勢角変化	1965年12月	中村浩一, 機部
TM-73	固定端を有する薄肉円筒殻の自由振動について	1966年1月	原川, 泉 日出夫
TM-74	回転振動試験装置の計画, 構造および特性	1966年2月	田寺木一, 宮地敏雄
TM-75	高マッハ数風洞の消音装置について	1966年2月	武内澄夫, 清水福寿
TM-76	コーティングの断熱効果のアナログシミュレーション	1966年2月	星谷昌二, 崇一
TM-77	テレメータ電波の偏波面の回転を利用したロケットのスピン測定について	1966年3月	牛田永小, 田畑浄治, 桜井善雄
TM-78	昇降舵の操舵力特性に関するシミュレータ解析	1966年3月	三浦川勇, 森 幹彦
TM-79	テレメータ機上装置の小型化の研究	1966年3月	中野野直治
TM-80	安定制御のための一計算法	1966年3月	新田慶哲
TM-81	吹出式超音速風洞の起動時および停止時における過負荷防止装置	1966年3月	石原久藏, 斎藤秀夫, 藤原盛三
TM-82	ピトー管による境界層速度分布の測定について	1966年4月	外立政, 均夫, 柏原登喜子
TM-83	ジェットリフトエンジン空気取入口の実験 (II)	1966年4月	近藤 博, 増田惣平
TM-84	二段ロケットの低速風洞試験	1966年7月	毛利浩, 田村敦宏
TM-85	航空機の滑走路走行時の振動に関する実験的研究	1966年8月	佐野四郎, 能村 実
TM-87	極小型超音速機用姿勢制御装置の特性解析	1966年8月	小野幸一, 池谷光栄, 畑山茂樹

注：欠番は配布先を限定したもの

航空宇宙技術研究所資料88号

昭和41年9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)44-9171(代表)

印刷所 奥村印刷株式会社
 東京都千代田区西神田1-10

