

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-153

FA-200 改機の風洞試験(I)

プロペラ付き

広末健一・坂井紀穂

高橋 宏・綿貫忠晴

1969年2月

航空宇宙技術研究所

NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

既 刊 資 料

TM-110	二次元スラットおよびスロッチェッドフラップの実験的研究 (I)	1967年 8月	犬丸 矩夫, 北村 清美 川幡 長勝
TM-111	リフトジェット VTOL 機の離陸径路に関する近似解	1967年 8月	西村 博史
TM-112	極超音速風洞用ペブル加熱器の特性	1967年 8月	橋 爪 宏, 橋 本 登
TM-113	リフトジェットエンジン試験設備 (II)	1967年 9月	森 田 光男, 岩 部 柱相己 関 根 静雄, 武 田 克己
TM-114	五段遷音速軸流圧縮機の空力設計	1967年 9月	藤 井 昭一, 松 木 正勝 五 味 光男
TM-115	燃料蒸発管に関する研究 (I)	1967年 9月	大 塚 貞吉, 鈴 木 邦男 田 丸 卓, 乙 幡 安雄
TM-116	高負荷燃焼器の空気孔からの流れについて (I)	1967年 9月	鈴 木 邦男, 相 波 哲朗
TM-117	ロケット用テレメータ機上装置の集積回路化	1967年 9月	新 田 慶治, 松 崎 良継
TM-118	操縦桿レート信号によるアイアンバード制御の安定効果とパイロットのモデルについて	1967年 9月	村 上 力, 真 柳 光美
TM-119	ペーン型気流方向検出器の特性	1967年 11月	田 畑 浄治, 松 島 弘一 成 田 健一, 塚 本 憲男
TM-120	円錐管レンズの設計とその応用	1967年 11月	山 中 龍夫, 奥 俣 澄男
TM-121	大きなマトリクスの逆行列計算および連立一次方程式の計算のためのプログラミング技術	1967年 11月	戸 川 隼人, 戸 川 保子
TM-122	NAL-7-P ロケットの強度および燃焼試験結果	1967年 11月	竹 中 幸彦, 古 田 敏康 小 川 敏一, 朝 田 洋雄 豊 原 恒彦, 五 代 富克弥 湯 沢 克宜, 伊 藤 寛 西 村 久男
TM-123	“NAL-16-31” および “NAL-25-31” 二段ロケットの振動試験	1967年 11月	中 井 暎一, 古 関 昌次朗 田 寺 木一, 高 木 俊之男 安 藤 泰勝, 森 田 甫孝 峯 岸 正勝, 菊 地 孝男 太 田 幹雄
TM-124	吹出式超音速風洞の集合胴圧力制御について	1967年 12月	外 立 政隆, 近 藤 洋史 原 亘利
TM-125	航技研 1m×1m 吹出式超音速風洞におけるハーフモデル試験について	1968年 2月	石 原 久蔵, 原 亘利夫 榊 原 盛三, 関 根 英夫
TM-127	2024-T3 アルミニウム合金の 3-bay 有孔補強平板の軸荷重による疲労特性	1968年 4月	飯 田 宗四郎, 猿 本 光明 斎 藤 信一郎
TM-130	リフトエンジンの自然吸込みについて	1968年 4月	近 藤 博, 大 城 章一郎
TM-131	遷音速タービン翼列二次元試験 (III)	1968年 5月	近 藤 博, 蓑 田 光弘 山 崎 紀雄, 古 川 昇
TM-132	行列の最小固有値の一計算法	1968年 5月	戸 川 隼人, 戸 川 保子
TM-133	フィラメント・ワインディング円筒の強度特性に関する研究	1968年 5月	竹 中 幸彦, 齊 藤 浩一 古 田 敏康, 川 島 矩一郎 三 本 木 茂夫, 小 川 敏一 越 出 慎一, 朝 田 洋雄 熊 倉 郁夫, 大 竹 邦彦
TM-134	AGARD 標準模型 HB-1, HB-2 の超音速風洞試験	1968年 5月	齊 藤 秀夫, 石 原 久蔵 原 亘利, 野 田 順一 関 根 英夫
TM-135	歪ゲージの自己加熱による歪ドリフト	1968年 5月	小 川 敏一, 遠 藤 修司
TM-136	“NAL-16-31” および “NAL-25-31” 二段ロケット結合部の曲げ剛性試験	1968年 5月	中 井 暎一, 飯 田 宗四郎 高 木 俊朗, 安 藤 泰勝 菊 地 孝男

# FA-200 改機の風洞試験 (I)\*

プロペラ付き

広末健一\*\*・坂井紀穂\*\*

高橋 宏\*\*\*・綿貫忠晴\*\*\*

## 概 要

FA-200 改機 (単発小型低翼単葉) のプロペラ付き 1/3 模型の風洞試験を, 航空宇宙技術研究所の大型低速風洞において実施し, プロペラ後流がある場合の空力特性を得た。

本報告に述べる試験結果は, フラップ角, プロペラ推力係数  $T_c'$  を変えた場合の, 縦の特性, 横の特性, 諸舵効き, 昇降舵のヒンジモーメント, 機体に取付けた模型プロペラの空力特性および気流試験についてである。

### 1. ま え が き

プロペラ後流を直接揚力増加に利用する V/STOL 機は格別として, 一般の飛行機においても離着陸時のように, 低速で且つ高いパワーすなわち大きな  $T_c'$  で飛行する場合には, そのプロペラによる影響が大なることが予想できる。

従来, プロペラ付き全機模型の風洞試験は模型の寸法的制約から起る測定精度の問題, プロペラ用モータに小型大出力で長時間運転できるものがなかったこと, 試験の繁雑さ等から余り実施されていなかった。

昭和 40 年大型低速風洞が稼動を始め, 模型プロペラ用天秤およびモータの設置がなされたのでプロペラ付き全機模型の風洞試験が比較的容易となった。

そこで, われわれは当研究所の実験機 FA-200 改機のプロペラ効果を明らかにし飛行試験との比較資料を得る目的で, 併せてこの種風洞試験法の確立と慣熟を兼ねた風洞試験を昭和41年5月に行ない, プロペラ後流がある場合の機体の空力特性および機体に装着されたプロペラの空力特性を得たので報告する。

### 2. 記 号

b: 主翼翼幅 [m]

b': プロペラ半径  $r$  におけるプロペラ翼素の弦長 [m]

$\bar{c}$ : 主翼 MAC [m]

$\bar{c}_e$ : 昇降舵平均弦長 [m]

$C_D$ : 抗力係数 =  $\frac{\text{抗力}}{qS}$

$C_{he}$ : 昇降舵ヒンジモーメント係数  
=  $\frac{\text{昇降舵ヒンジモーメント}}{qS\bar{c}_e}$

$C_L$ : 揚力係数 =  $\frac{\text{揚力}}{qS}$

$C_{l,s}$ : 安定軸の横揺れモーメント係数  
=  $\frac{\text{安定軸の横揺れモーメント}}{qSb}$

$C_m$ : 縦揺れモーメント係数  
=  $\frac{\text{縦揺れモーメント}}{qS\bar{c}}$

$C_{mp}$ : プロペラの縦揺れモーメント係数  
=  $\frac{\text{プロペラの縦揺れモーメント}}{qS\bar{c}}$

$C_{Np}$ : プロペラの Normal Force 係数  
=  $\frac{\text{プロペラの Normal Force}}{qS}$

$C_{np}$ : プロペラの偏揺れモーメント係数  
=  $\frac{\text{プロペラの偏揺れモーメント}}{qSb}$

$C_{n,s}$ : 安定軸の偏揺れモーメント係数  
=  $\frac{\text{安定軸の偏揺れモーメント}}{qSb}$

$C_T$ : プロペラの推力係数 =  $\frac{\text{プロペラの推力}}{\rho n^2 D^4}$

$C_Y$ : 横力係数 =  $\frac{\text{横力}}{qS}$

$C_{Yp}$ : プロペラの横力係数 =  $\frac{\text{プロペラの横力}}{qS}$

$D$ : プロペラ直径 [m]

$h'$ : プロペラ半径  $r$  における最大厚み [m]

$n$ : プロペラ回転数 [1/sec]

\* 昭和 43 年 12 月 12 日

\*\* 飛行実験部

\*\*\* 空気力学第二部

$p'$ : プロペラ半径 $r$ におけるピッチ, $2\pi r \tan \theta$	
$q$ : 一様流の動圧	[kg/m <sup>2</sup> ]
$R$ : プロペラ半径	[m]
$r$ : プロペラの任意半径	[m]
$S$ : 主翼面積	[m <sup>2</sup> ]
$S_e$ : 昇降舵面積	[m <sup>2</sup> ]
$T_c'$ : プロペラの推力係数 = $\frac{\text{プロペラの推力}}{qS}$	
$V$ : 一様流の風速	[m/s]
$\alpha$ : 胴体基準線の迎角	[deg]
$\beta$ : 横すべり角	[deg]
$\theta$ : プロペラピッチ角	[deg]
$\delta_a$ : 補助翼角	[deg]
$\delta_e$ : 昇降舵角	[deg]
$\delta_f$ : フラップ角	[deg]
$\delta_r$ : 方向舵角	[deg]
$\rho$ : 空気密度	[kg·s <sup>2</sup> /m <sup>4</sup> ]
$\Delta(\ )$ : 基準値との差	
$(\ )_\alpha$ : $\alpha$ 微係数	[1/deg]
$(\ )_\beta$ : $\beta$ 微係数	[1/deg]
$(\ )_{\delta(\ )}$ : $\delta(\ )$ 微係数	[1/deg]

機体の軸系は基準点 (25%  $c$ ) を含む安定軸についてであり、プロペラ自身の力およびモーメントの基準点はプロペラ回転面の中心とした。各係数の符号は図 1 に示した矢印の方向を正としている。

### 3. 風洞, 模型および計測装置

#### (a) 風洞

航空宇宙技術研究所大型低速風洞<sup>1)</sup>, 測定部閉鎖型, 高さ 6.5m, 幅 5.5m。

#### (b) 模型

模型本体は木製で, 縮尺を実機の 1/3 とした。その三面図を図 2 に, その主要目を表 1 に, 試験中の模型の写真を図 3 に示す。模型の脚はすべて装着した状態で試験した。尾翼は垂直, 水平尾翼とも取外し試験することができる胴体内部は重量軽減のため肉抜きしてあり, 胴体前部にプロペラ天秤, プロペラ駆動用モータが内蔵できる。

模型プロペラは金属性 (材質 56S), 直径 0.627m, 2枚翅で, その形状特性を図 4 に示す。図中の  $P/D$  の曲線はピッチ角効果の試験に用いた 4 種のピッチ角について求めたものである。推力線は胴体基準線に対して  $-2^\circ$  の傾きを持っている。

実機のプロペラは 2枚翅, 定速プロペラで, 型式 McCauley Blade Model 74 E, ピッチ角 (0.75  $R$ ) の作動範囲  $12.7^\circ \sim 27.5^\circ$  である。

#### (c) 計測装置およびデータ処理

##### 1) 空気力および空力モーメント (六分力)

模型の六分力の測定には 3 本支柱のピラミッド型六分力天秤を使用した。天秤容量は揚力  $-400 \sim +750$  kg, 抗力  $-25 \sim +175$  kg, 横力  $\pm 100$  kg, 縦揺れモーメント  $\pm 250$  kg-m, 横揺れ, 偏揺れの各モーメント  $\pm 150$  kg-m である。

##### 2) プロペラの回転数および空気力

プロペラの回転数はタコジェネレータにより, プロペラの空気力 (推力, トルク, Normal Force, 横力, 縦揺れ, 偏揺れの各モーメント) はプロペラ天秤により機体の空気力とは別個に測定した。プロペラモータの最大出力は 10HP, 最大回転数は 6,000 rpm, 回転方向は後方から見て右回転である。プロペラ天秤をモータに取付けた写真を図 5 に示す。

##### 3) 昇降舵のヒンジモーメント

昇降舵ヒンジモーメントの計測は右片翼についてのみとした。従って  $C_{he}$  の算出には  $S_e/2$  を使用している。舵面の支持は両端を摩擦の少ないヒンジで支持し, 中央部に取付けたヒンジモーメント検出用のストレインゲージをはった鋼板を介して固定する方法である。変角は舵面側に設けたセット用ねじをゆるめることにより容易にできる。その概略を図 6 に示す。

以上計測したデータは A-D 変換器を通して記録し, 後電子計算機処理を行なった。測定は試験点毎に 3 回計測しその平均値をとっている。

### 4. 試験方法および境界修正

試験項目の概要は表 2 に示した通りである。

試験風速は天秤容量が大であることからできるだけ高い風速で測定し, 測定精度を良くするよう考慮した。従ってプロペラなしの場合, 尾翼なしでは 40 m/s, 全機では大迎角における尾翼の Buffet を考慮して 30 m/s とした。 $(\delta_f = 0^\circ)$  の全機および尾翼なしの縦の特性については 22 m/s で再試験したもので示してある)。プロペラ付きの場合は後述のようにすべて 22 m/s とした。

試験レイノルズ数は主翼の MAC 基準で風速 40 m/s が  $1.3 \times 10^6$ , 30 m/s が  $1.0 \times 10^6$ , 22 m/s が  $0.75 \times 10^6$  の程度である。

プロペラ付きの試験は試験時間の短縮を図るため, 低いプロペラピッチ角の一種類につき行なうこととした。試験風速ができるだけ高く, かつプロペラ駆動用モータが許容パワー以内であるよう考慮して  $\theta = 17^\circ$  (0.75  $R$ ),  $V = 22$  m/s で試験を行なった。しかしプロ

ペラピッチ効果の試験ではプロペラピッチ角を  $13^\circ$ ,  $17^\circ$ ,  $21^\circ$ ,  $29^\circ$  の4種に変えて行なった。 $\theta=17^\circ$  のrpm 対  $T_c'$  の関係を図7に実線で示す。破線は計算値で、本模型プロペラと  $b'/D$  が等しいプロペラ<sup>2)</sup> の  $C_T$  を用いて求めたものである。 $b'/D$  は本模型プロペラの方が10%程度大きい。プロペラ効果は  $T_c'=0 \sim 0.31$  の範囲で試験することとし、図7より対応するプロペラの試験回転数を選んだ。 $T_c'=0.31$  は機体速度を  $30\text{ m/s}$  とした場合、実機について85%利用馬力の状態となる。なお  $T_c'$  は  $\alpha, \beta$  を変えても変化しないとして、所定の  $T_c'$  に対しては一定の回転数で試験した。一定回転数で  $\alpha$  を変えた場合、図8に示したように大迎角で  $T_c'$  が若干増す傾向が見られる。 $\beta$  についても大きな横すべり角で同じような傾向を有する。しかしこの値もそれほど大きくないので  $T_c'$  の表示は  $\alpha=0^\circ$  付近の値で示してある。 $T_c'=0$  はプロペラのない状態を示す。

迎角、抗力に対しては Glauert<sup>3)</sup> の方法により修正係数を求め境界修正を施した。修正量は次の通りである。

$$\Delta\alpha = 0.44C_L$$

$$\Delta C_D = 0.0076C_L^2$$

天秤支柱および支柱覆の模型に及ぼす干渉については小さいとして修正を施していない。

## 5. 試験結果およびその考察

### (a) 縦の特性

#### 1) $T_c'$ 効果

運用のフラップ角  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $35^\circ$  について  $T_c'$  を変えた場合の  $\alpha$  対  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  を図9~11に示す。

一般的に  $T_c'$  の増加により  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{L\max}$  は増し、 $C_D$ ,  $|C_{m\alpha}|$  は減少している。失速角は  $T_c'$  によって変わっていない。これらの係数を  $C_{L\max}$  以外  $\alpha=0^\circ$  で求めたものを図12に示す。これらの係数は  $T_c'$  に関し概ね直線的变化で、フラップ角により  $T_c'=0$  の値が異なってもその傾斜は変わっていない。 $T_c'=0$  の値に対し  $T_c'=0.31$  では  $C_{L\alpha}$  が約15%,  $C_{L\max}$  が0.25程度とそれぞれ増し、 $|C_{m\alpha}|$  は約20%減り安定度を減じている。 $C_D$  については直接プロペラ天秤から求めた  $T_c'=0.31$  と  $T_c'=-[C_D(\text{プロペラ付き}) - C_D(\text{プロペラなし})]$  として求めた値を比較すればフラップ角  $0^\circ$  で10%,  $35^\circ$  で15% 後者の  $T_c'$  が小さい。これはプロペラ後流による抵抗増加によるものと考えられ、 $T_c'$  が大きい場合、またフラップ下げにおいて大となっている。

$T_c'=0$ ,  $\delta_f=0^\circ$  の  $C_{D\min}$  は0.042の程度。

Wind Mill 状態の  $T_c'$  は本模型プロペラとモータの組合せで  $T_c'=-0.01$  となっている。

図10, 11の  $T_c'=0$  の結果は  $V=30\text{ m/s}$  で試験したものであるが、プロペラ付きに比べて  $C_L$  が低くこれをプロペラ効果によるものとしては  $V=22\text{ m/s}$  で再試験した  $\delta_f=0^\circ$  の結果から判断して違いが大き過ぎるので、むしろ Wind Mill 状態を  $T_c'=0$  の  $C_L$  とした方がより近いと考える。この違いの原因は風洞の集合胴にダンピングスクリーンが入る前の試験であったため、試験風速によって測定部の気流に吹き下しがあったことによると考えられる。(他の風洞での1/10模型の結果と  $22\text{ m/s}$  の結果は概ね合致している。)

#### 2) フラップ効果

$T_c'=0.31$  について、フラップ角  $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $35^\circ$ ,  $45^\circ$ ,  $60^\circ$  ( $60^\circ$  のみ  $\delta_a=20^\circ$  両翼下げと組合せ) とした全機の結果を図13に、同じ  $T_c'$  で  $\delta_f=0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $35^\circ$  とした尾翼なしの結果を図14に示す。 $T_c'=0$  の結果は図10, 11で指摘したように  $C_L$  が低いので  $\delta_f=0^\circ$  以外の図示を割愛した。

13, 14図から  $\Delta C_L$ ,  $C_{L\alpha}$ ,  $C_D$ ,  $C_{m\alpha}$  を  $\alpha=0^\circ$  について求めたものを  $C_{L\max}$  と共に図15に示す。破線は  $T_c'=0$  の場合について図9~11から求めた参考値である。ただし  $\delta_f=15^\circ, 35^\circ$  の  $C_L$  値については、前述の理由から Wind Mill 状態の値を  $T_c'=0$  とし用いている。

$C_L$  は  $\delta_f=60^\circ$  を除き大体フラップ角に比例して直線的に増し、 $\delta_f=35^\circ$  の  $\Delta C_L=0.56$ , 尾翼なしでは  $\Delta C_L=0.63$  と全機の場合より大である。 $C_{L\max}$  は  $\delta_f=45^\circ$  で2.02が得られている。 $\delta_f=60^\circ$  の  $\Delta C_L$ ,  $C_{L\max}$  は  $\delta_a=20^\circ$  との組合せにもかわらず  $\delta_f=45^\circ$  より低い、これはフラップのヒンジ中心を変えないで常用のままとしたことにより隙間が大きくなり、フラップの効きが低下したものと考えられる。

$C_{L\alpha}$  は全機の  $\delta_f=0^\circ$  が0.085, フラップ角  $45^\circ$  までほぼ直線的に増し  $\delta_f=45^\circ$  で0.091, 尾翼なしでは  $\delta_f=0^\circ$  が0.076と全機より0.01低く、増す割合も全機より幾分小さい。

$C_m$  は全機の場合、フラップ下げによって余り変わっていない ( $\delta_f=60^\circ$  を除く)。尾翼なしの場合フラップ下げでかなりな機首下げモーメントを与えている。

$|C_{m\alpha}|$  はフラップ下げで傾斜が減り安定度を減ずる方向であるが量的に大きなものではない。 $\delta_f=60^\circ$  は  $\delta_f=0^\circ$  より安定度を増している。

## 3) 昇降舵の効き

$\delta_f=0^\circ$  および  $35^\circ$  の迎角 4 種について、 $T_c'$  を 0, 0.31 とした場合の昇降舵の効き  $\delta_e$  対  $C_m$  を図 16 に示す。

昇降舵の効きは舵角に比例して直線的に増し、最大舵角 ( $\delta_e=-30^\circ$ ) においても効きの低下が余りない。 $C_{m\delta_e}$  は  $C_{Lmax}$  のような大迎角付近を除き、迎角、フラップ角によって余り変わらず  $C_{m\delta_e}=-0.028$  と比較的効きが大である。大迎角における昇降舵の効きは低下する傾向で、 $\delta_f=35^\circ$ ,  $\alpha=16^\circ$  の結果は失速角を過ぎていてこの傾向を良く示している。 $T_c'=0.31$  としてもこれ等の傾向は変わらないが、 $C_{m\delta_e}=-0.035$  とプロペラ後流により効きが増し  $T_c'=0$  の効きより 20% 程度大である。

昇降舵操舵による  $\Delta C_L$  の変化は図 17 に示したように  $\delta_e=\pm 20^\circ$  の範囲では昇降舵角に比例して増減している。他の迎角についてもフラップ角、 $T_c'$  によってこの  $C_L$  の増減する割合は変わっていない。

## (b) 横の特性

## 1) 横すべり効果

$\delta_f=0^\circ$ ,  $L/D_{max}$  の迎角  $4.5^\circ$  で  $T_c'$  を 0~0.31 および Wind Mill 状態とした場合の  $\beta$  対  $C_Y, C_{l,s}, C_{n,s}$  を図 18~20 に示す。なお同じフラップ角、 $T_c'$  につき  $\beta=0^\circ$  で迎角を変えた場合の  $\alpha$  対  $C_Y, C_{l,s}, C_{n,s}$  を図 21 に示す。

図 18~20 において  $T_c'=0$  から 0.31 に変化させたプロペラ効果は概ね  $T_c'$  に比例して  $C_{Y\beta}$  が  $-0.010\sim-0.016$ ,  $C_{n\beta}$  が  $0.0017\sim0.0032$  と比較的傾斜が大きく増し、 $C_{l\beta}$  は  $-0.0018\sim-0.0014$  と僅かながら傾斜を減じている。図 20 において  $\beta=0^\circ$  の  $C_{n,s}$  が  $T_c'$  の増加に従って負の方へ大きくずれているが ( $T_c'=0.31$  で方向舵当舵は約  $5^\circ$ )、これはプロペラ右回転、単発であるため主として垂直尾翼がプロペラ後流を受けて起るものである。この現象により横すべり角正、負側において  $C_{n,s}$  の増減する割合が非対称となっている。負側の横すべり角の方がこの影響を大きく受けている。 $\beta=+8^\circ$  では垂直尾翼がプロペラ後流の外に出るため  $T_c'$  による変化が消失している。なお  $\beta=0^\circ$  で迎角、 $T_c'$  を変えた結果の図 21 から、 $T_c'$  が増すと  $\beta=0^\circ$  であってもプロペラ後流に対する垂直尾翼の相対位置が関係して迎角により  $C_{n,s}$ ,  $C_Y$  がかなり変化することがわかる。 $C_{l,s}$  の変化は比較的小さい。フラップ角を変えた場合もこれらの傾向は変わらず同じである。

次に  $\delta_f=0^\circ$  および  $35^\circ$  で、迎角 4 種についてそれ

ぞれ  $T_c'$  を 0, 0.31 としたときの  $\beta$  対  $C_Y, C_{l,s}, C_{n,s}$  を図 22~33 に示す。

$\delta_f=0^\circ$  と  $35^\circ$  について  $T_c'=0$  の場合、同じ迎角では  $C_{Y\beta}$ ,  $C_{l\beta}$  がフラップ角によってほとんど変わらず、 $C_{n\beta}$  は  $35^\circ$  の方が 20% 程度大である。同じ状態の尾翼なしでは  $|C_{Y\beta}|$  が全機の約半分に、 $C_{l\beta}$  は大差なく、 $C_{n\beta}$  はほぼ中正の零である。 $T_c'=0$  と 0.31 については  $\delta_f=0^\circ$  の場合、0.31 の方が  $|C_{Y\beta}|$ ,  $C_{n,\beta}$  が約 60% 大で、 $|C_{l\beta}|$  は 10% 程度小さい。 $\delta_f=35^\circ$  の場合は  $|C_{Y\beta}|$  が約 2 倍に、 $C_{n,\beta}$  が 70% 程度増して居り、 $|C_{l\beta}|$  は約 20% 小さくなっている。これ等の結果から、プロペラ効果はフラップ下げに対するものが若干大で、一般的には  $C_{n,\beta}$ ,  $|C_{Y\beta}|$  の傾斜を増す方向、 $|C_{l\beta}|$  はわずかではあるが減ずる方向で、 $C_{n,s}$ ,  $C_Y$  に対する寄与が大きいがわかる。

$\delta_f=0^\circ$ ,  $\alpha=4.5^\circ$  で  $\beta$ ,  $T_c'$  を変えた場合の  $C_L, C_D, C_m$  を図 34 に示す。横すべりによる機首下げモーメントは  $\beta$  に対し概ね直線の変化で、 $\beta=20^\circ$  における  $T_c'=0$  の  $C_m=-0.05$  (引き舵  $1.8^\circ$ )、 $T_c'=0.31$  の  $C_m=-0.15$  (引き舵  $4.3^\circ$ ) の程度。 $\delta_f=35^\circ$ ,  $T_c'=0.31$  で迎角を変えた場合の  $\beta$  対  $C_m$  を図 35 に示す。 $\delta_f=0^\circ$  に比べ  $35^\circ$  の方が横すべりによる機首下げモーメントは幾分大である。

## 2) 補助翼の効き

$\delta_f=0^\circ$ ,  $35^\circ$  の迎角 3 種につき、 $\beta=0^\circ$  で  $T_c'$  を 0, 0.31 とした場合の  $\delta_a$  対  $C_{l,s}, C_{n,s}$  を図 36, 37 に示す。補助翼の効きは右片翼操舵で求めたものである。

$C_{l\delta_a}$  は  $\delta_f=0^\circ$  の場合  $T_c'=0$  と 0.31 で変わっていないが、 $\delta_f=35^\circ$  の場合  $T_c'=0.31$  の方が効きが若干大となっており、フラップ角については  $\delta_f=0^\circ$  より  $35^\circ$  の効きの方が幾分大である。

Adverse Yaw は測定結果にかなりのばらつきがあって数値的に求めるのに困難を感じるが、余り大きな値ではないものと判定できる。

## 3) 方向舵の効き

$\delta_f=0^\circ$  および  $35^\circ$  の迎角 4 種につき  $\beta=0^\circ$  で  $T_c'$  を 0, 0.31 とした場合の  $\delta_r$  対  $C_{n,s}$  を図 38, 39 に示す。 $C_{n\delta_r}$  は  $\delta_f=0^\circ$  の場合、試験した迎角の範囲で  $-0.0010\sim-0.0008$ ,  $T_c'=0.31$  が  $-0.0029\sim-0.0019$  となっており、 $T_c'=0.31$  の方向舵効きの方が約 3 倍位大である。 $\delta_f=35^\circ$  の場合、 $T_c'=0$  の  $C_{n\delta_r}=-0.0014\sim-0.0009$  が  $T_c'=0.31$  では  $-0.0027\sim-0.0019$  と  $T_c'=0.31$  の効きの方がやはり 2 倍位大である。これらから、プロペラ効果は方向

舵の効きを増す方向で、しかも比較的大きなものであることがわかる。方向舵操舵によって起る  $C_Y$  は図示していないが、フラップ、迎角によって余り変らず  $C_{Y\beta}$  の形とすれば  $T_c'=0$  が 0.003,  $T_c'=0.31$  が 0.005 の程度である。

### (c) プロペラの空力特性

#### 1) プロペラピッチ角の効果

プロペラピッチ角効果の試験は模型の状態を全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\alpha=2^\circ$  (推力線  $0^\circ$ ),  $\beta=0^\circ$  とし、プロペラピッチ角を  $13^\circ$ ,  $17^\circ$ ,  $21^\circ$ ,  $29^\circ$  の4種にとりプロペラ回転数を変えて行なった。  $V/nD$  対  $C_T$  を図 40 に  $T_c'$  対機体の六分力を図 41 に示す。なお  $T_c'$  対プロペラトルクを  $qSb$  で除し横揺れモーメント化したものを図 42 に示す。

図 40 における破線は本模型プロペラと同じ  $b/D$  を有する直径 8'6" プロペラ<sup>2)</sup> の  $C_T$  である。

機体の六分力に対するプロペラピッチ効果は図 41 に見られるように、プロペラピッチ角の違いによる差が明らかでなくかつ小さい。

#### 2) プロペラの空気力

機体の縦の特性に影響を与える  $C_{Np}$ ,  $C_{mp}$  は  $T_c'$  と  $\alpha$  を変えて求めた。 $\delta_f=0^\circ$  の結果を図 43 に示す。横の特性に影響を与える  $C_{Yp}$ ,  $C_{np}$  については、迎角4種につき  $T_c'=0.31$  として  $\beta$  を変えて求めた。 $\delta_f=0^\circ$  の結果を図 44 に示す。フラップ角を変えても  $\delta_f=0^\circ$  の結果と大体同じ値が得られている。

$C_{Np}$  は迎角に比例して直線的に増しており、その傾斜は  $T_c'$  の大きなものが大である。 $\alpha=20^\circ$ ,  $T_c'=0.31$  の  $C_{Np}$  は零点を補正して 0.021 の程度。

$C_{mp}$  については  $\alpha$ ,  $T_c'$  による変化が  $C_{Np}$  の場合と同じ傾向であるが、増す割合は非常に小さい。

$C_{Yp}$ ,  $C_{np}$  共に  $\beta$  に対し直線的变化で、 $\beta$  が増せば減少する方向である。この減少する割合は迎角、フラップ角によって変っていない。 $\beta=20^\circ$  の  $C_{Yp}$  は零点を補正して -0.014,  $C_{np}$  は -0.002 の程度で何れも大きな値ではない。

$C_{Np}$ ,  $C_{mp}$  の全機重心点まわりの縦揺れモーメントに及ぼす寄与は  $C_{m\alpha}$  の形とすれば、フラップ角によって変らず  $T_c'=0.31$  が +0.0016 の程度である。この値は全機の  $|C_{m\alpha}|$  の約 10% に相当する。小さな  $T_c'$  については当然この値も小さくなる。

$C_{Yp}$ ,  $C_{np}$  の全機の  $C_{n\beta}$  に対する寄与は縦の場合と同じようにフラップ角によって変らず  $T_c'=0.31$  で -0.0003 の程度であり、全機の  $C_{n\beta}$  の 10% 見当である。

#### (d) 昇降舵のヒンジモーメント

$\delta_f=0^\circ$ ,  $35^\circ$  につきそれぞれ  $T_c'$  を 0, 0.31 とし昇降舵角を変えた場合の  $\alpha$  対  $C_{he}$  を図 45~48 に示す。タブ角は何れも  $0^\circ$  についてである。

$C_{he}$  は迎角を増せば減少する方向で、 $\delta_f=0^\circ$  は  $\alpha=8^\circ$  まで、 $\delta_f=35^\circ$  は  $11^\circ$  まで大体迎角に比例した増減をしている。 $T_c'=0.31$  ではその迎角を  $1^\circ \sim 2^\circ$  増し、それ以上の迎角では  $T_c'=0, 0.31$  共に減少する割合が大となっている。 $T_c'=0.31$  の  $\delta_e=-30^\circ$  では小迎角範囲で迎角が増せば  $C_{he}$  が増す逆の傾向が見られる。迎角に比例して変化する部分の  $C_{he\alpha}$  は平均して -0.002 の程度で、フラップ角、 $\delta_e$ ,  $T_c'$  によってわずかな増減がある。

次に  $\delta_e$  に対する  $C_{he}$  を  $\alpha=0^\circ$  で求めたものを図 49 に示す。下げ舵と上げ舵側では  $C_{he}$  に若干の非対称が見られ、上げ舵側の増す割合が幾分大きい。 $C_{he\delta_e}$  について見れば  $\delta_f=35^\circ$  および  $T_c'=0.31$  の方が共にわずかであるが大である。

45~48 図からヒンジモーメントが零となる迎角と昇降舵角の関係を求めたものを図 50 に示す。 $\alpha=0^\circ$  で  $C_{he}=0$  となる昇降舵角は  $T_c'=0$  の  $\delta_f=0^\circ$  が  $3.8^\circ$ ,  $35^\circ$  が  $5.5^\circ$ ,  $T_c'=0.31$  では  $1.5^\circ$ ,  $7^\circ$  になる。

#### (e) 気流試験

気流試験は気流系により、 $\delta_f=0^\circ$ ,  $35^\circ$ ,  $T_c'=0, 0.31$  の状態について  $\alpha$ ,  $\beta$  を変えて行なった。主翼のはく離状況をスケッチしたものの一部を  $\alpha$  を変えた場合は図 51, 52 に、 $\delta_f=0^\circ$ ,  $\alpha=8.5^\circ$  で  $\beta$  を変えた場合は図 53 に、胴体および垂直尾翼のはく離状況の写真は図 54 (a~d) に示す。

主翼の失速は進行がおだやかな Root Stall で、大迎角においても翼端側の補助翼は良く残っていて失速特性は概ね良好である。一般的にプロペラありでは左右翼のはく離に若干の非対称が見られるが、左翼の失速領域が幾分大きい程度。横すべりについては後退側のはく離領域がやや大きい。

水平尾翼は  $C_{Lmax}$  の迎角あたりから尾翼上面にはく離が起る。位置は尾翼の 1/4 弦長あたりからで  $2^\circ \sim 3^\circ$  の迎角増加で全面に及ぶ。

垂直尾翼は図 54 (c, d) に見られるように、 $T_c'=0$  の場合  $\beta=8^\circ$  以上の横すべり角で後退側の流れが翼端に向っての Out Flow となっているのに対し、 $T_c'=0.31$  ではプロペラ後流により  $\beta=16^\circ$  まで定常な流れに変っている。

## 6. むすび

FA-200 改機の 1/3 模型によりプロペラあり、なしの状態での風洞試験を行ないその空力特性を得た。

### (a) 縦の特性

プロペラ効果は  $T_c'=0$  に比べ 0.31 で  $C_{L\alpha}$  が約 15%,  $C_{Lmax}$  が 0.25 程度増し,  $|C_{m\alpha}|$  が約 20% 減少している。これらは概ね  $T_c'$  に比例した変化である。失速角は  $T_c'$  によって変っていない。

フラップ効果は  $\Delta C_L$  がフラップ角に比例してふえ全機の  $\delta_f=35^\circ$ ,  $T_c'=0.31$  で  $\Delta C_L=0.56$ ,  $C_{Lmax}$  は  $\delta_f=45^\circ$  が最も大きく  $T_c'=0.31$  で 2.02 である。

全機の  $\delta_f=0^\circ$ ,  $T_c'=0$  の  $C_{Dmin}$  は 0.042, 零揚力迎角は  $-4.8^\circ$ ,  $C_{Lmax}$  は 1.20 である。

昇降舵の効きは比較的大きく  $T_c'=0$  の  $C_{m\delta e}=-0.028$ ,  $T_c'=0.31$  では効きが約 20% 増し  $-0.035$  である。

### (b) 横の特性

横すべり効果はフラップ角, 迎角によって異なるが, 大体  $T_c'$  に比例して増減する。特に全機の  $C_{n\beta}$ ,  $|C_{Y\beta}|$  に対するプロペラの寄与が大である。 $T_c'=0.31$  で何れも約 1.6 倍に増している。

方向舵の効きに対するプロペラ効果は大きく,  $T_c'=0.31$  での  $C_{n\delta r}$  はフラップ角により異なるが  $T_c'$

$=0$  の効きの 2~3 倍に達している。

### (c) プロペラの空力特性

プロペラ自身の空気力は推力を除き機体の空気力に比べて余り大きなものではない。

### (d) 失速特性

主翼の失速は Root Stall で問題となる点がなく概ね良好である。プロペラ付きの場合大きな横すべり角で垂直尾翼の失速特性が著しく改善されている。

おわりに本風洞試験は空気力学第二部大型低速風洞制御研究室長広岡貫一氏の指導を受け, また同研究室および計測研究室の各位の協力を得て行なわれたものであることを付記して謝意を表します。

## 文 献

- 1) 重見 孝, 広岡貫一; 航空宇宙技術研究所大型低速風洞について, 日本航空学会誌, 1967年12月.
- 2) Donald H. Wood; Full Scale Wind Tunnel Tests of a Propeller with the Diameter Changed by Cutting off the Blade Tips. NACA Rep. No. 351 (1930).
- 3) H Glauert; The Interference on the Characteristics of an Aerofoil in a Wind Tunnel of Rectangular Section. R & M. No. 1459 (1932).



表 1 模型の空力関係諸元

項 目		寸 度	備 考
主要諸元	基準長 MAC	m	0.5083
	// b	m	3.140
	基準面積 (胴体部を含む主翼面積)	m <sup>2</sup>	1.5556
	基準点 (25% MAC) 機首より	m	0.618
	胴体下面より	m	0.135
主翼	翼幅	m	3.140
	弦長	m	0.5083
	空力平均翼弦長	m	0.5083
	面積 (胴体部を含む)	m <sup>2</sup>	1.556
	アスペクト比 (胴体部を含む)		6.34
	後退角	deg	0
	上反角	deg	7
	取付角 (Root)	deg	2.5
	振り下げ	deg	0
	翼型		U-615M
補助翼	翼幅	m	0.638
	翼弦長	m	0.0987
	面積 (一对)	m <sup>2</sup>	0.125
フラップ	型式		Slotted type
	翼幅	m	0.6723
	弦長	m	0.155
	面積 (一对)	m <sup>2</sup>	0.2082
水平尾翼	翼幅	m	1.155
	弦長	m	0.3443
	面積	m <sup>2</sup>	0.3685
	アスペクト比		3.62
	上反角	deg	0
	後退角	deg	0
	取付角	deg	0
	昇降舵弦長	m	0.1483
	昇降舵面積 (一对)	m <sup>2</sup>	0.1552
	尾翼容積 $S_t \cdot l_t / S \cdot \bar{c}$		0.678
垂直尾翼	面積	m <sup>2</sup>	0.1662
	方向舵面積	m <sup>2</sup>	0.099
	尾翼容積 $S_v \cdot l_v / S \cdot b$		0.054
胴体	最大断面高さ	m	0.4463
	幅	m	0.3686
	全長	m	2.627
	プロペラ直径	m	0.6267
			2 翅

表 2 試 験 項 目

項 目	状 態	$\delta_f$	$T_c'$	図
縦 の 特 性				
$T_c'$ 効 果	全 機	0, 15, 35	0~0.31, Wind Mill	9~12
フラップ効き	"	0, 15, 35, 45, 60	0, 0.31	13, 15
"	尾翼なし	0, 15, 35	"	14, 17
昇降舵効き	全 機	0, 35	"	16, 17
横 の 特 性				
$T_c'$ 効 果	全 機	0	0~0.31, Wind Mill	18~21
横すべり効果	全機, 尾翼なし	0, 35	0, 0.31	22~35
補助翼効き	全 機	"	"	36, 37
方向舵効き	"	"	"	38, 39
プロペラの特性				
プロペラピッチ効果	全 機	0	0~0.42, Wind Mill	40~42
プロペラの空気力	"	0	0~0.31, Wind Mill	43, 44
昇降舵ヒンジモーメント	全 機	0, 35	0, 0.31	45~50
気 流 試 験	全 機	0, 35	0, 0.31	51~54

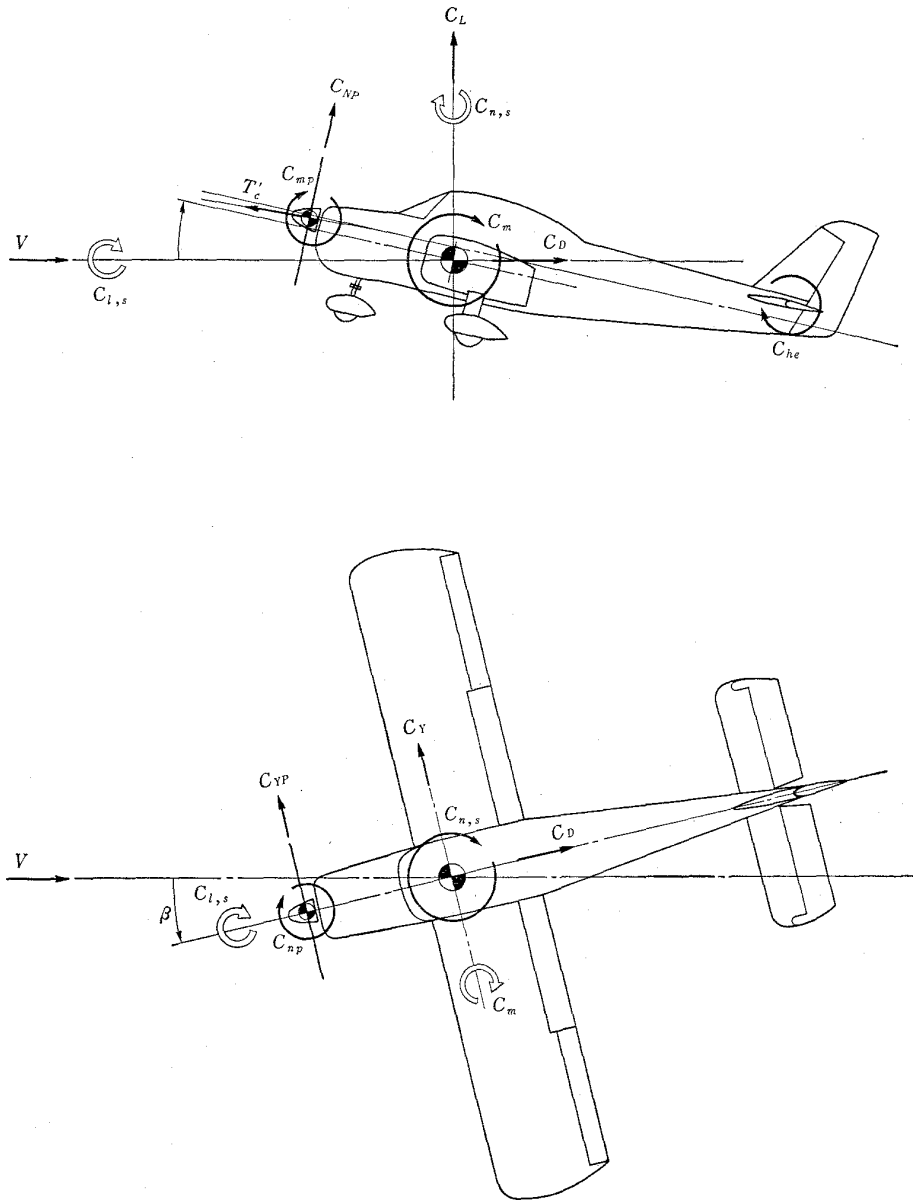


図 1 各系数, 角度の正の向き

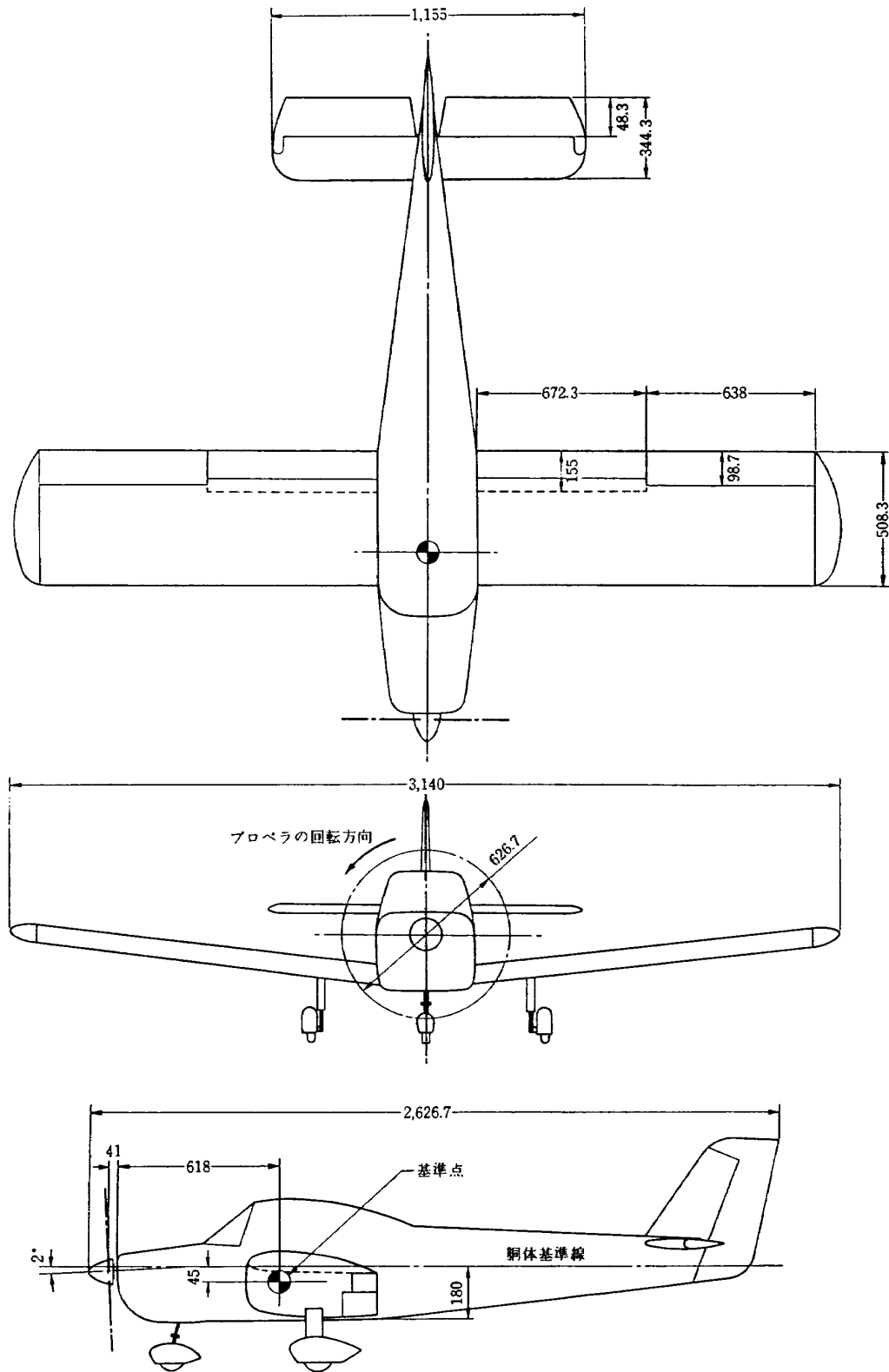


図 2 模型の三面図 (単位 mm)



図 3 試験中の模型

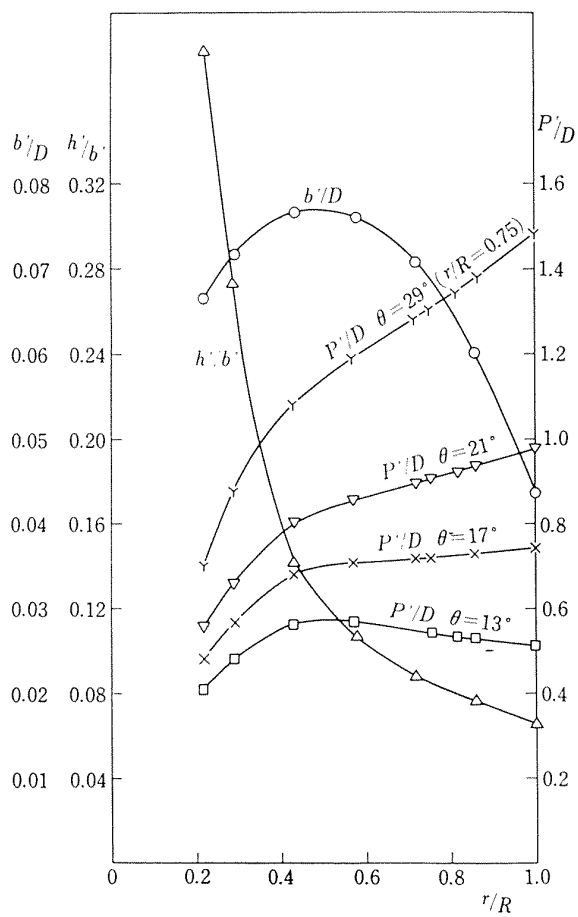


図 4 模型プロペラの形状特性

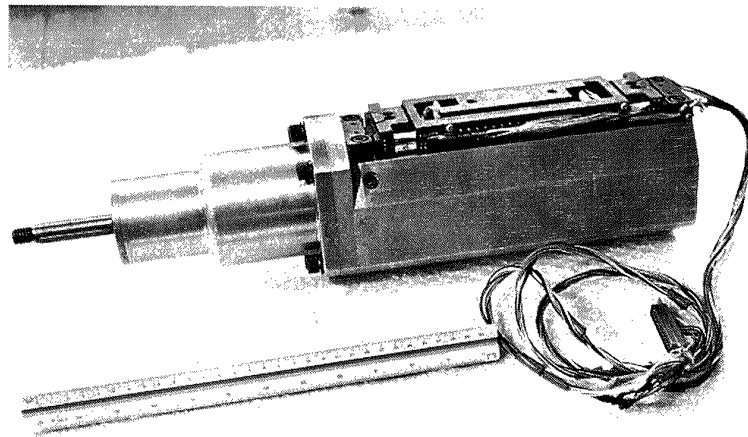


図 5 プロペラ天秤およびモータ

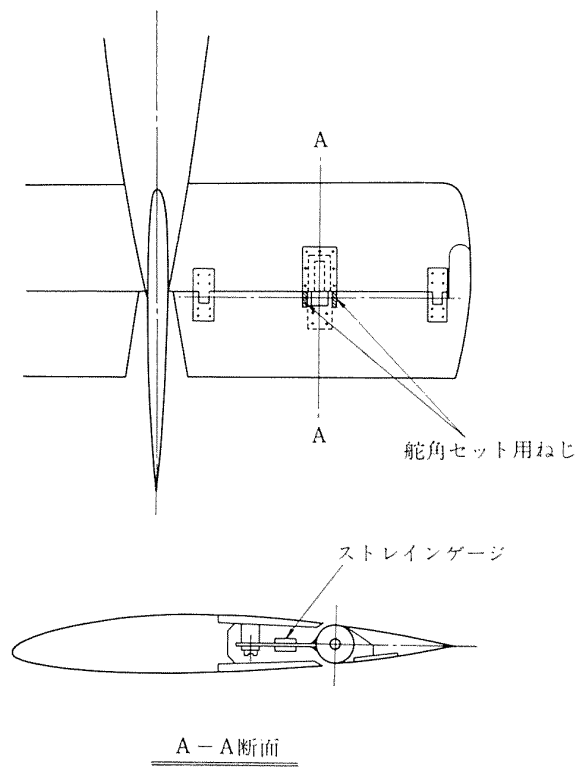


図 6 昇降舵ヒンジモーメントの計測機構

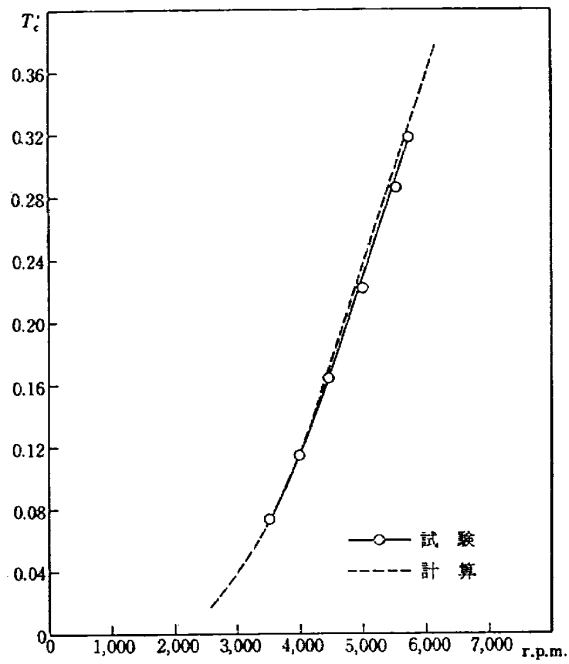


図 7 プロペラ特性  $T_c' \sim \text{rpm}$   $\theta=17^\circ$ ,  $V=22 \text{ m/s}$

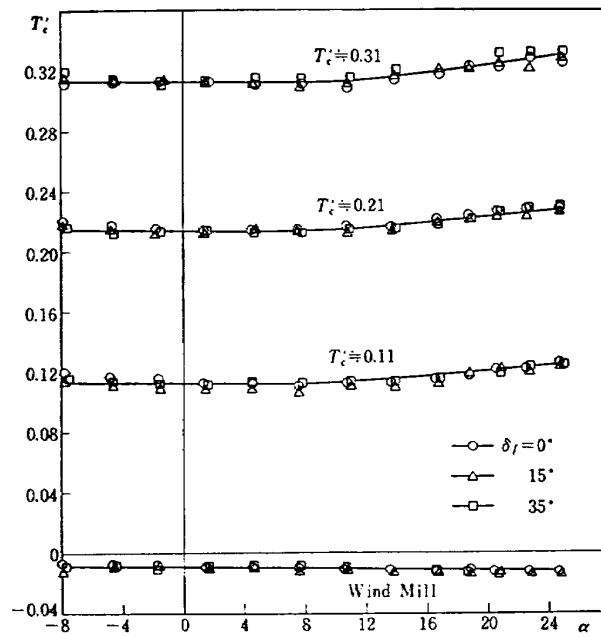


図 8  $\alpha \sim T_c'$ , 全機,  $\theta=17^\circ$  (プロペラ回転数一定)

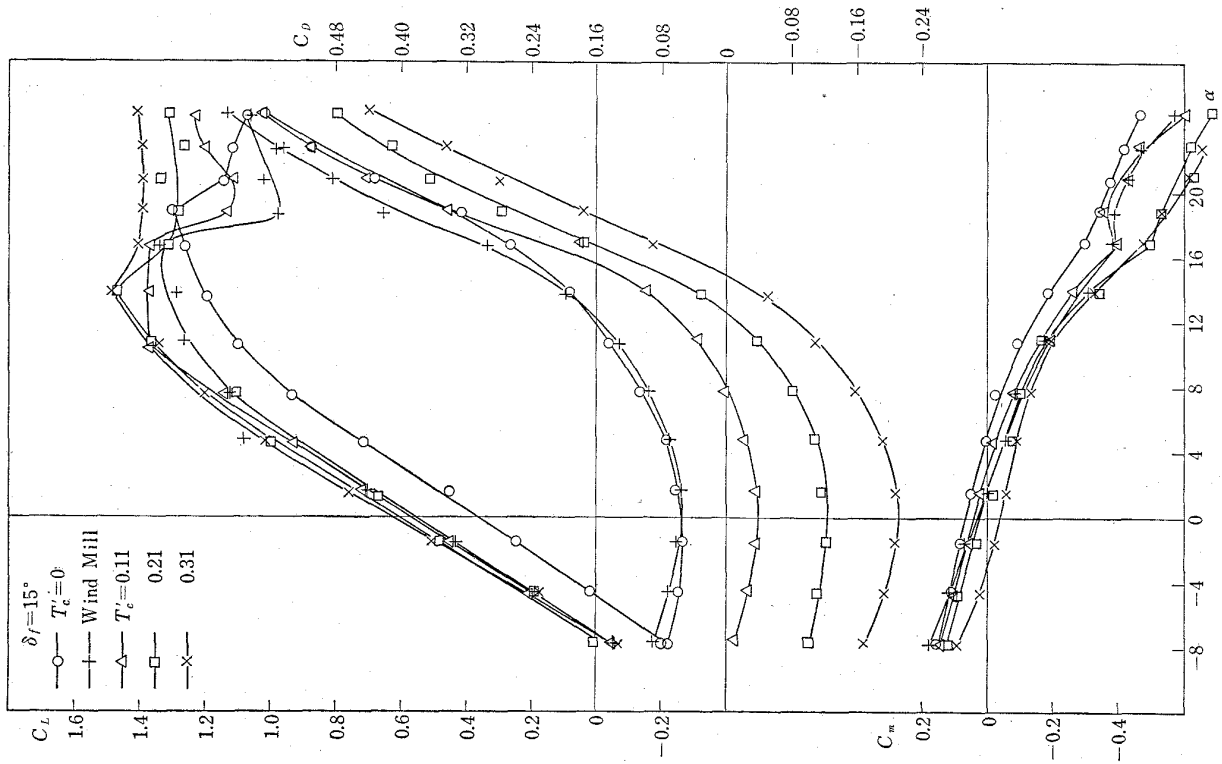


図 10  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f = 15^\circ$

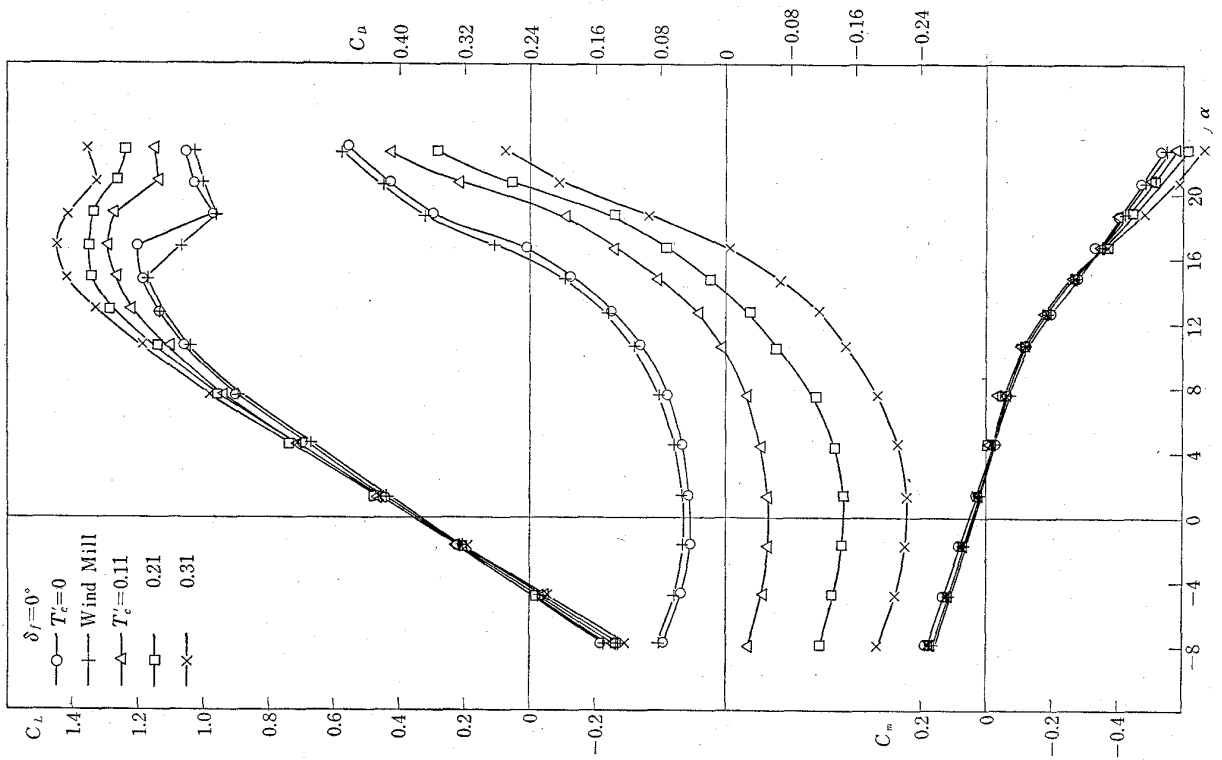


図 9  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f = 0^\circ$



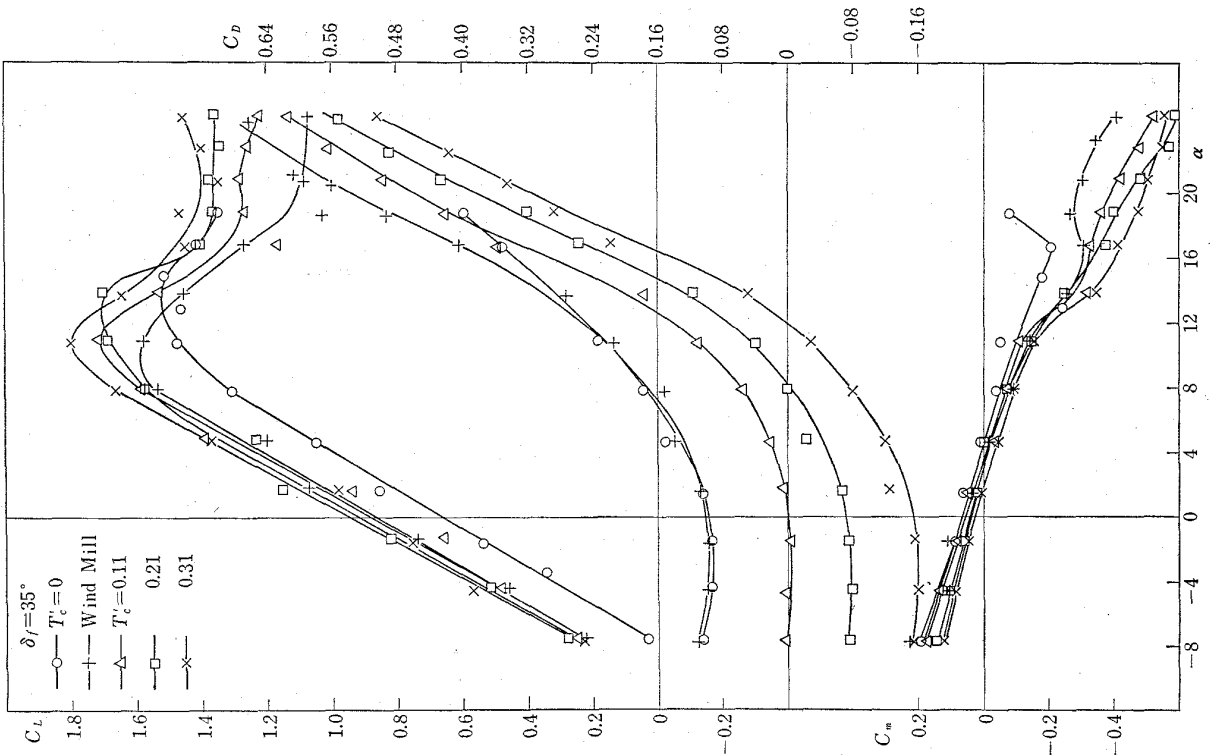


図 11  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f = 35^\circ$

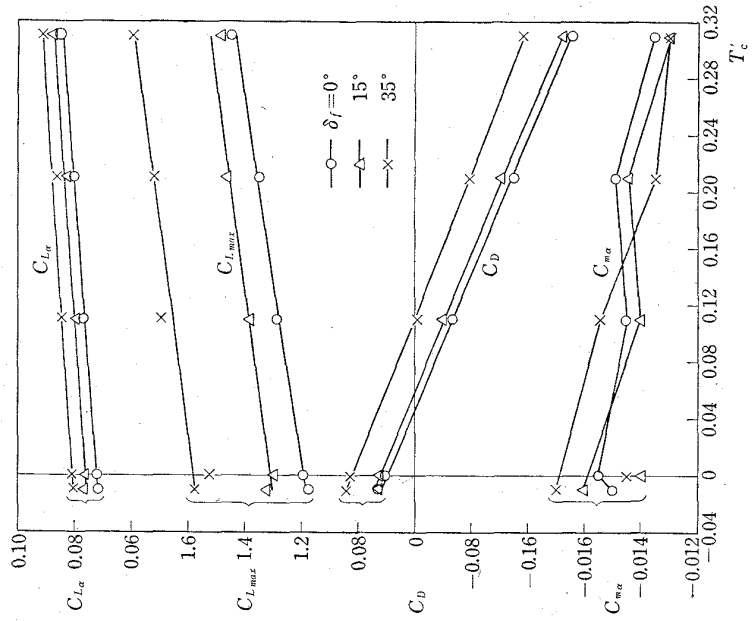


図 12 全機の  $T_c'$  効果, ( $C_{Lmax}$  以外  $\alpha = 0^\circ$  における値)

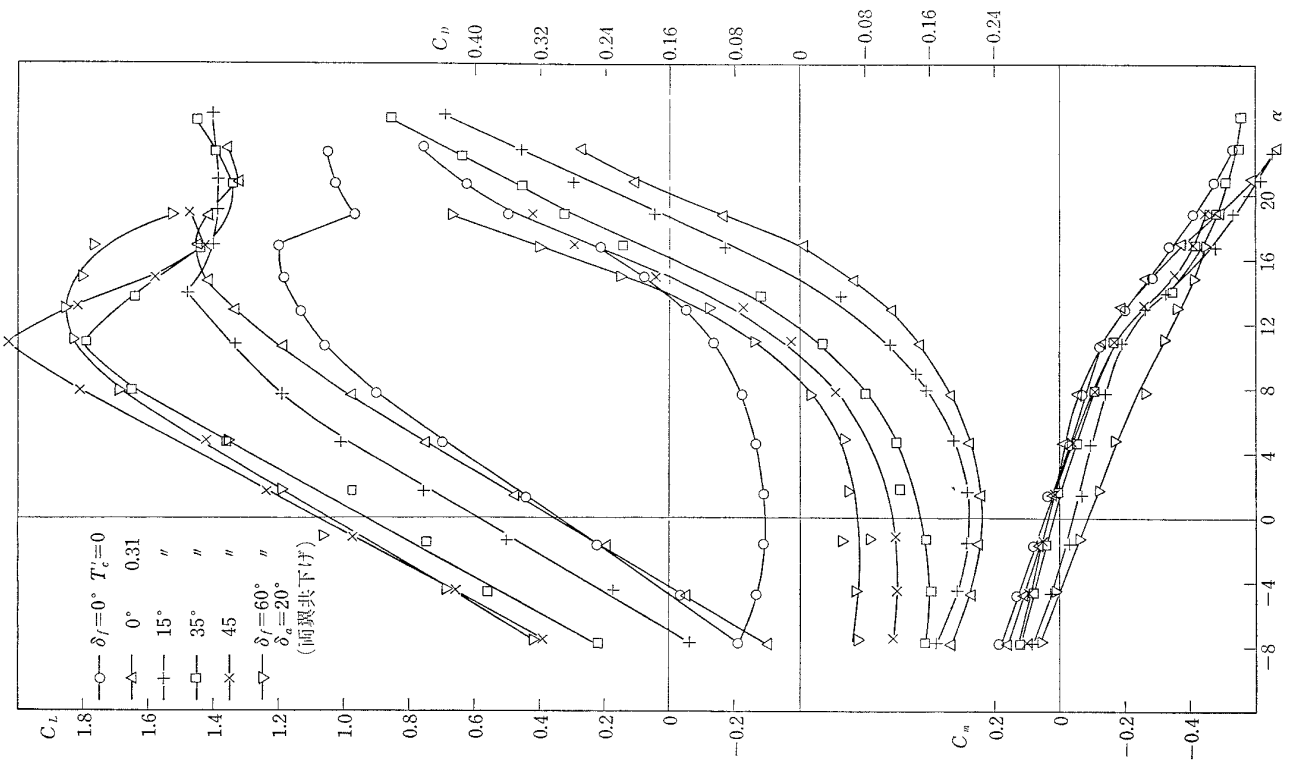


図 13 フラップ効果, 全機

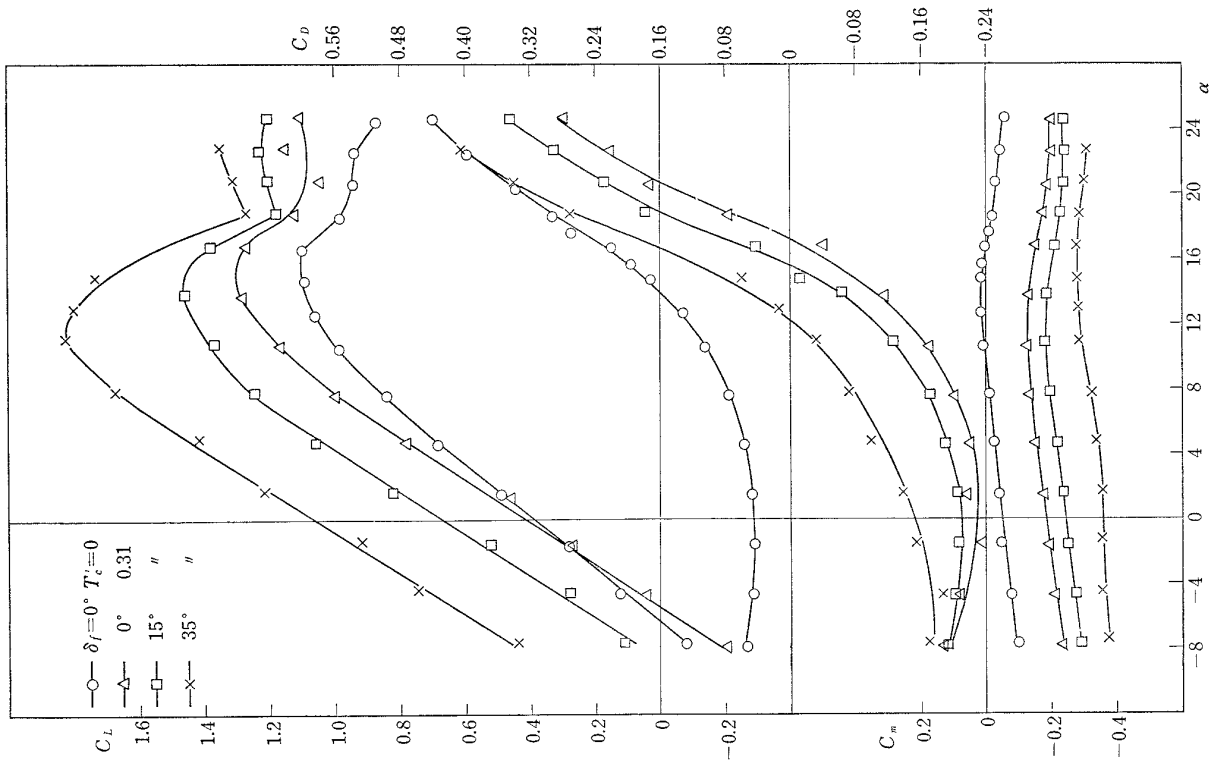


図 14 フラップ効果, 尾翼なし

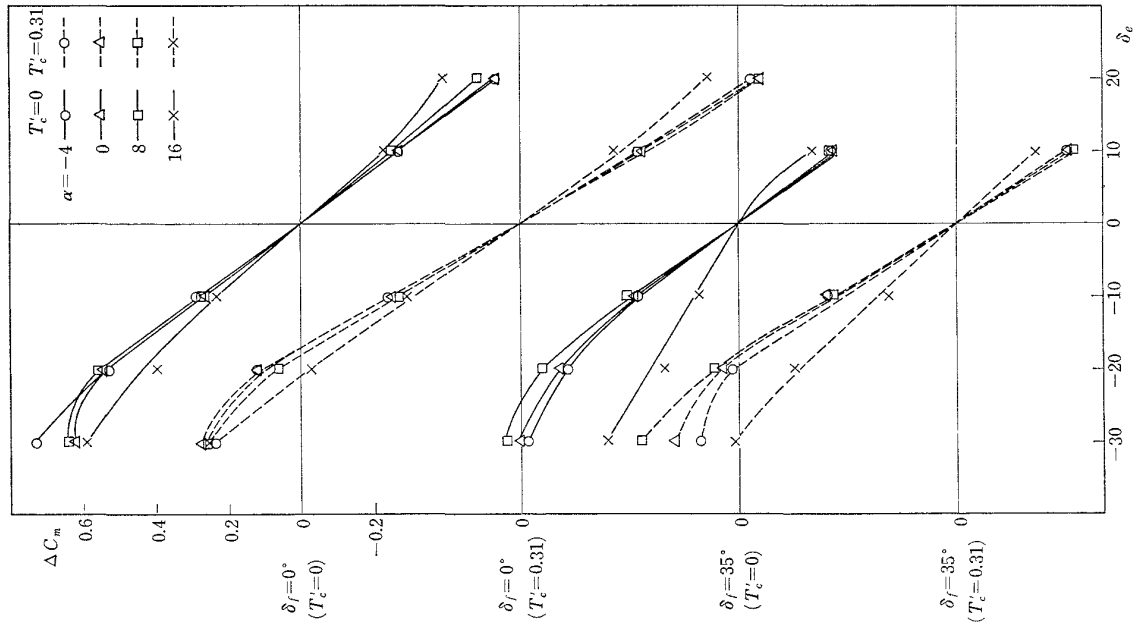


図 16 昇降舵の効き

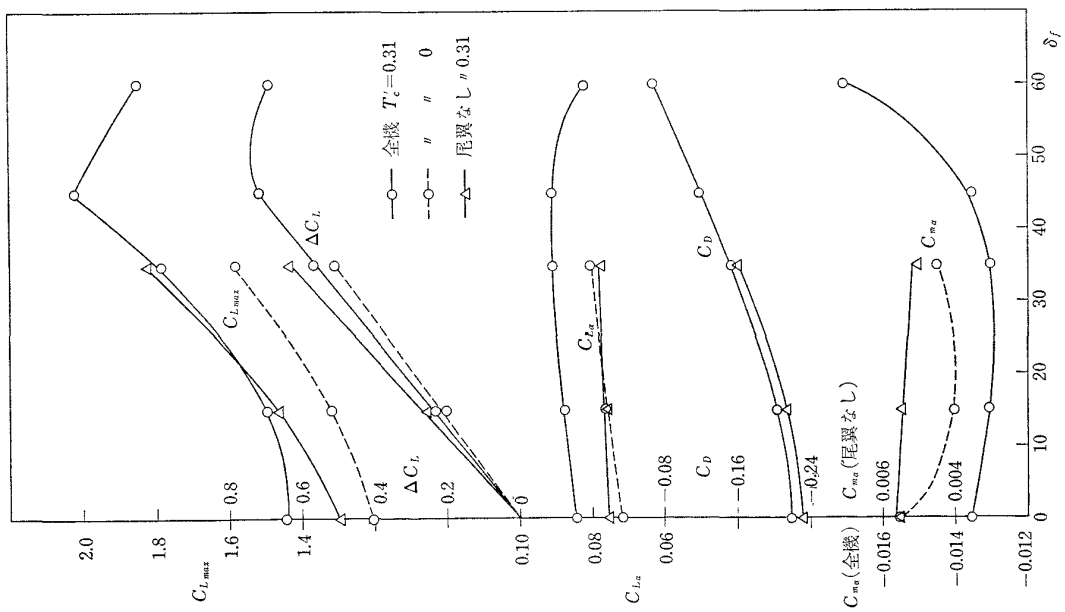


図 15 フラップ効果 ( $C_{Lmax}$  以外  $\alpha = 0^\circ$  における値)

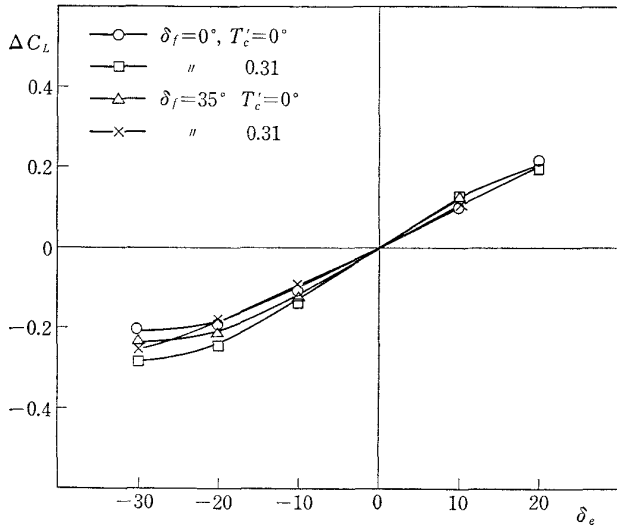


図 17  $\delta_e \sim C_L$ , 全機,  $\alpha=0^\circ$

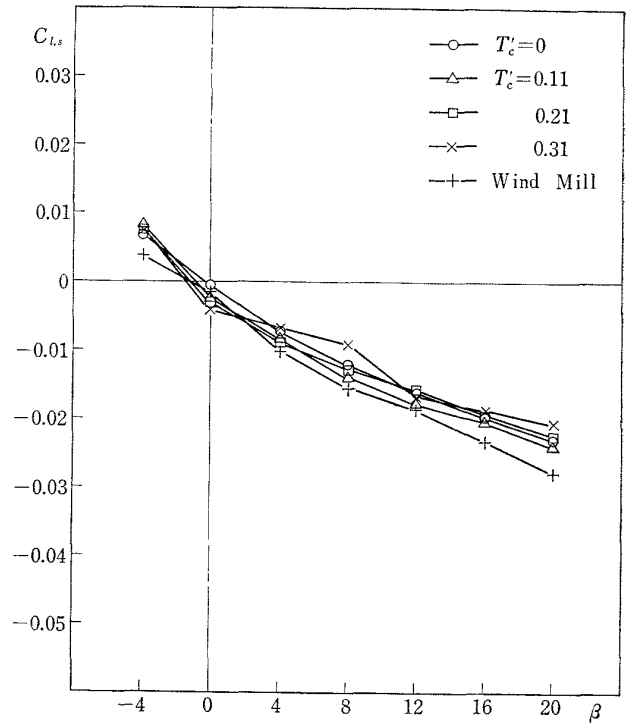


図 19  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\alpha=4.5^\circ$   
( $L/D_{max}$ )

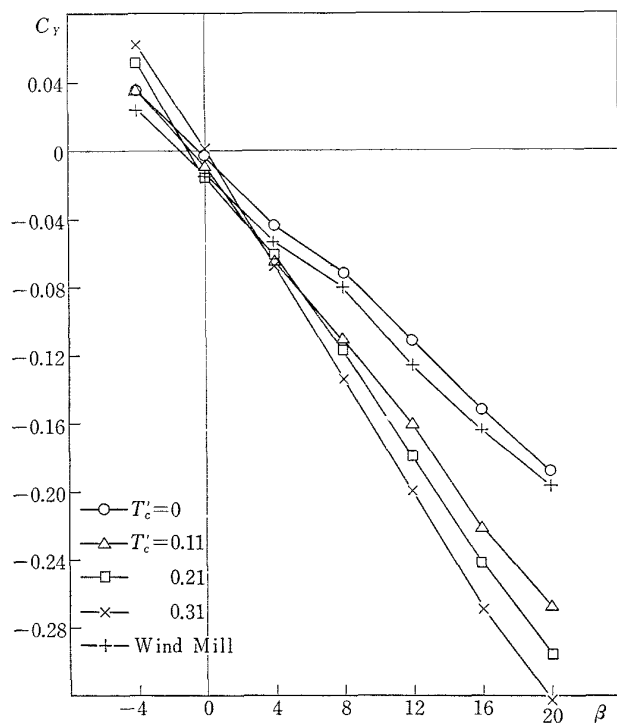


図 18  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\alpha=4.5^\circ$   
( $L/D_{max}$ )

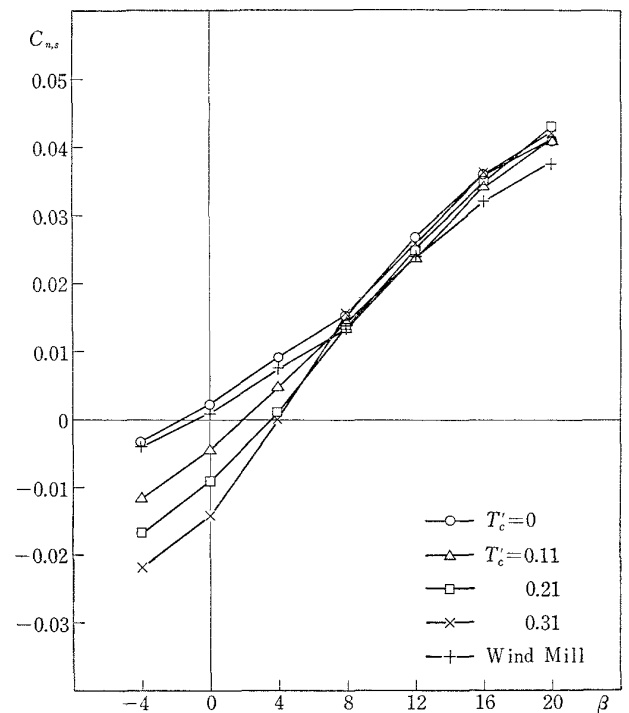


図 20  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\alpha=4.5^\circ$   
( $L/D_{max}$ )

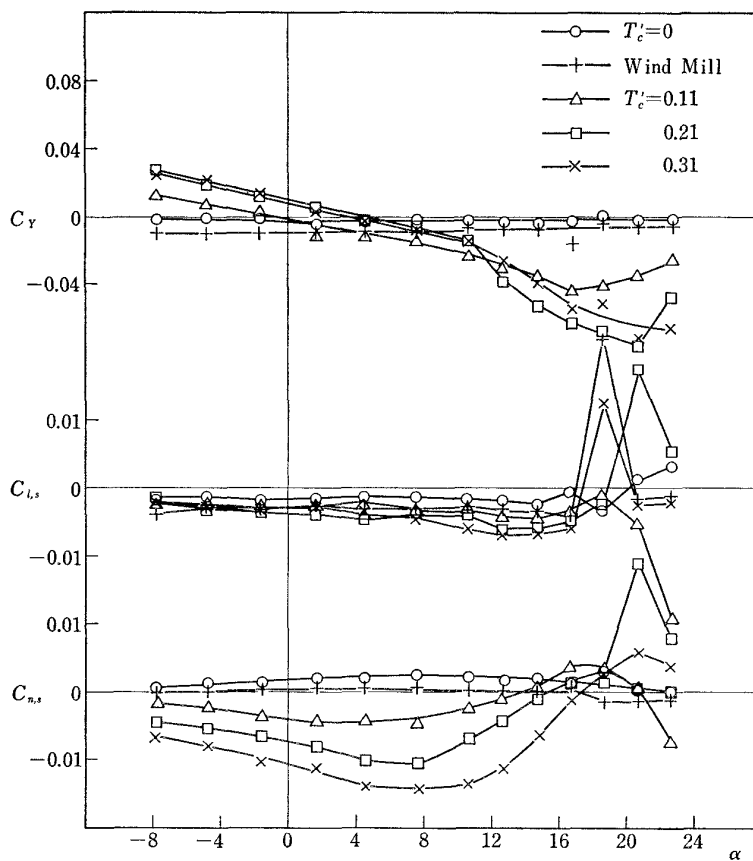


図 21  $T_c'$  効果, 全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$

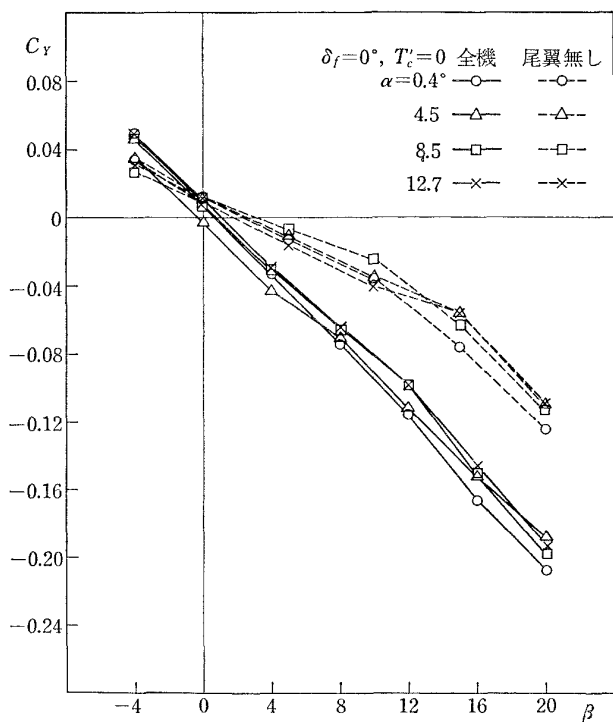


図 22 横すべり効果,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $T_c'=0$

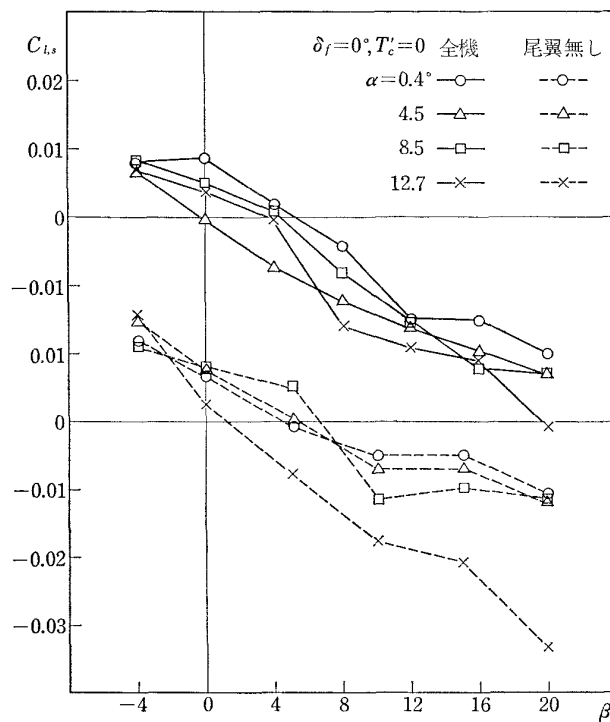


図 23 横すべり効果,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $T_c'=0$

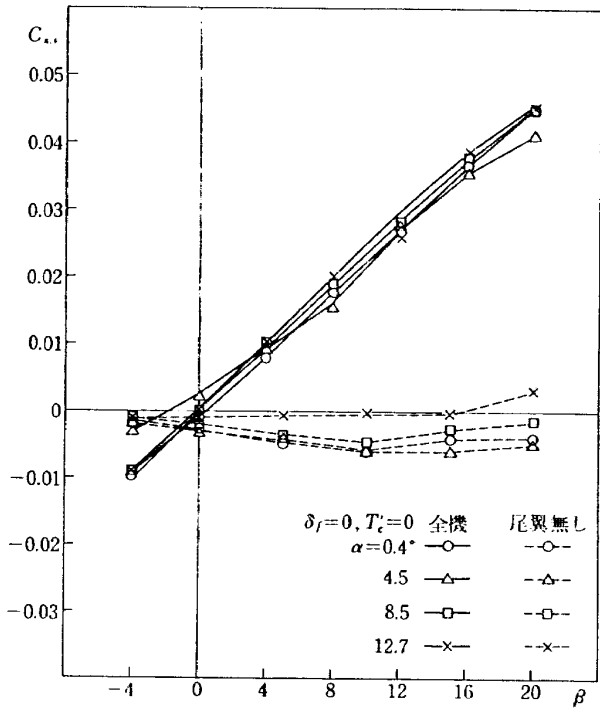


図 24 横すべり効果,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $T_c'=0$

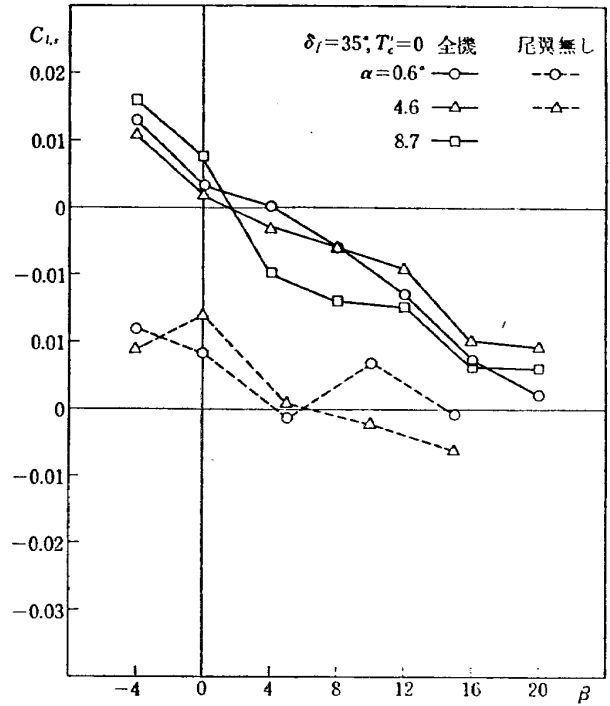


図 26 横すべり効果,  $\delta_f=35^\circ$ ,  $T_c'=0$

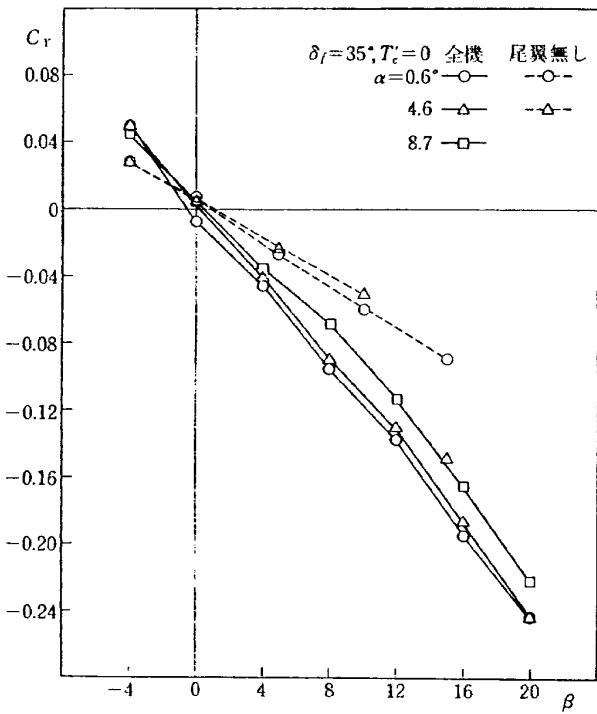


図 25 横すべり効果,  $\delta_f=35^\circ$ ,  $T_c'=0$

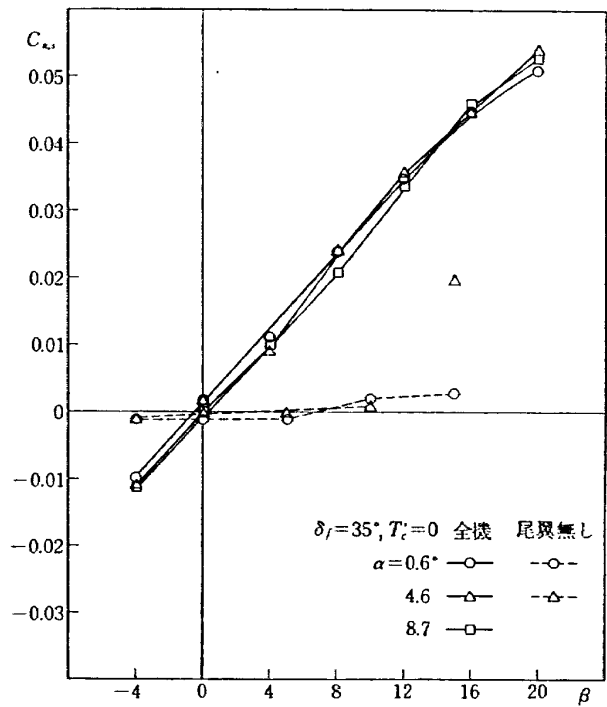


図 27 横すべり効果,  $\delta_f=35^\circ$ ,  $T_c'=0$

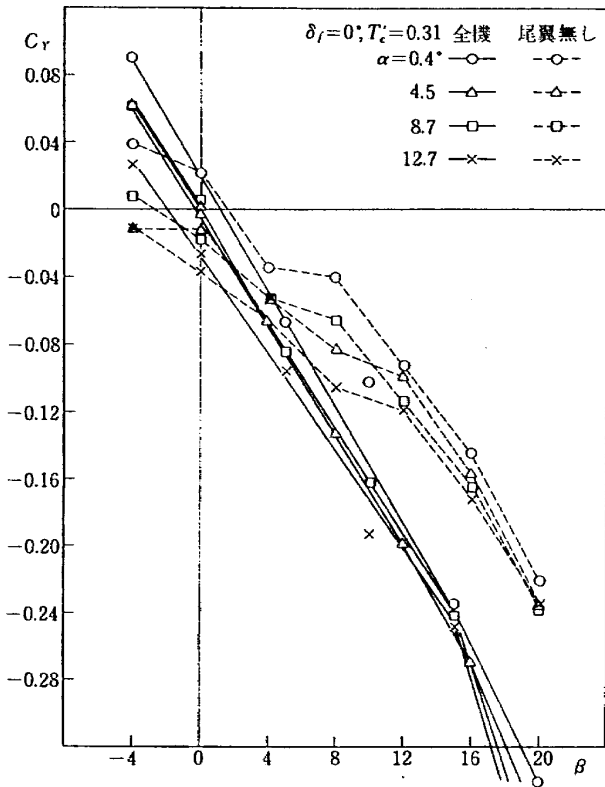


図 28 横すべり効果,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $T_c'=0.31$

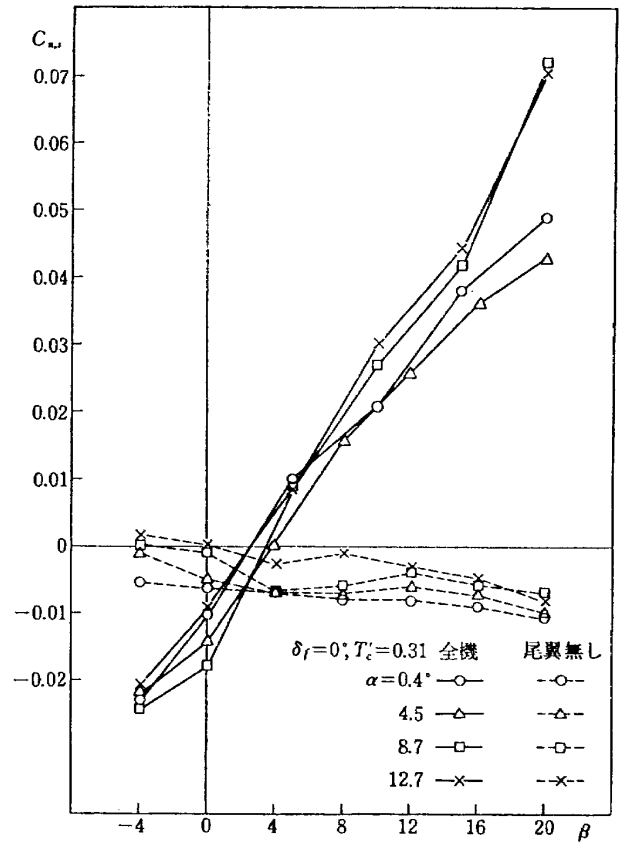


図 30 横すべり効果,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $T_c'=0.31$

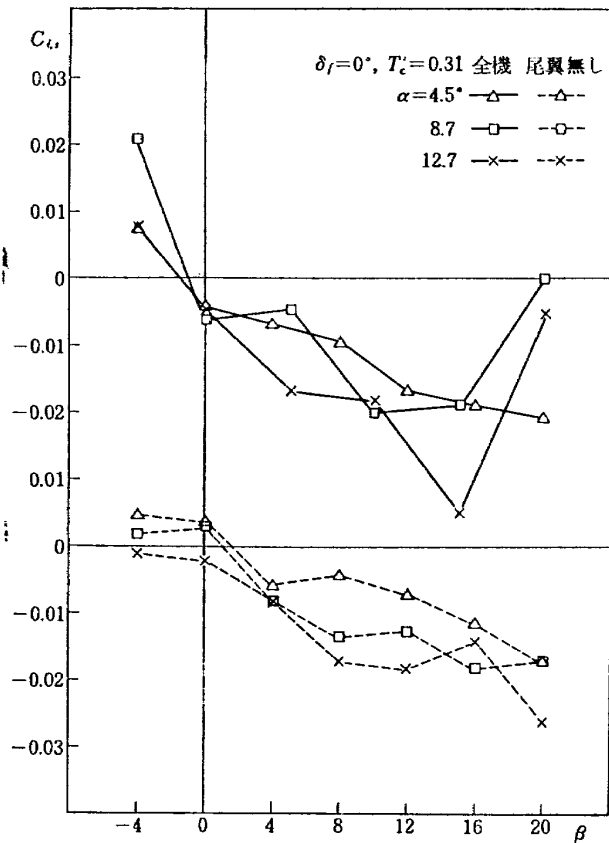


図 29 横すべり効果,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $T_c'=0.31$

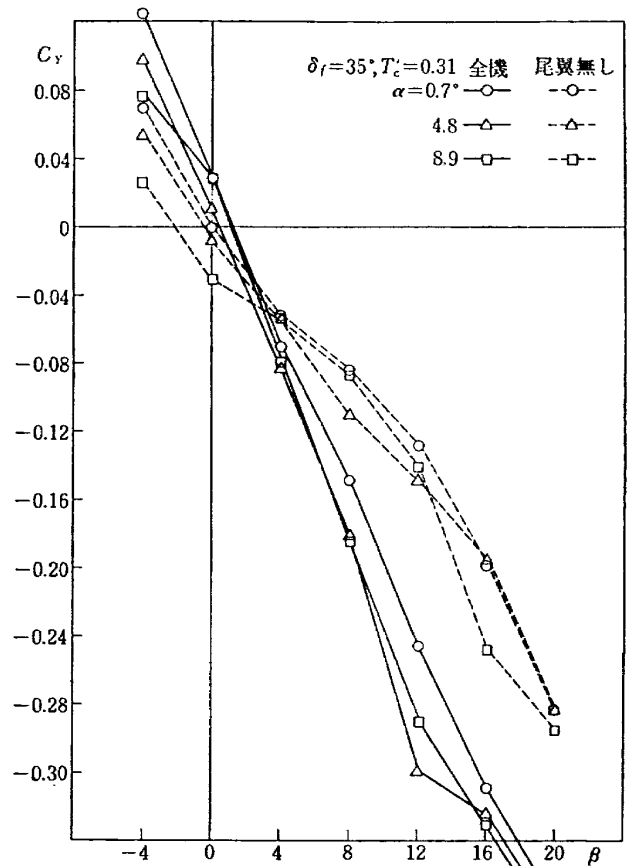


図 31 横すべり効果,  $\delta_f=35^\circ$ ,  $T_c'=0.31$

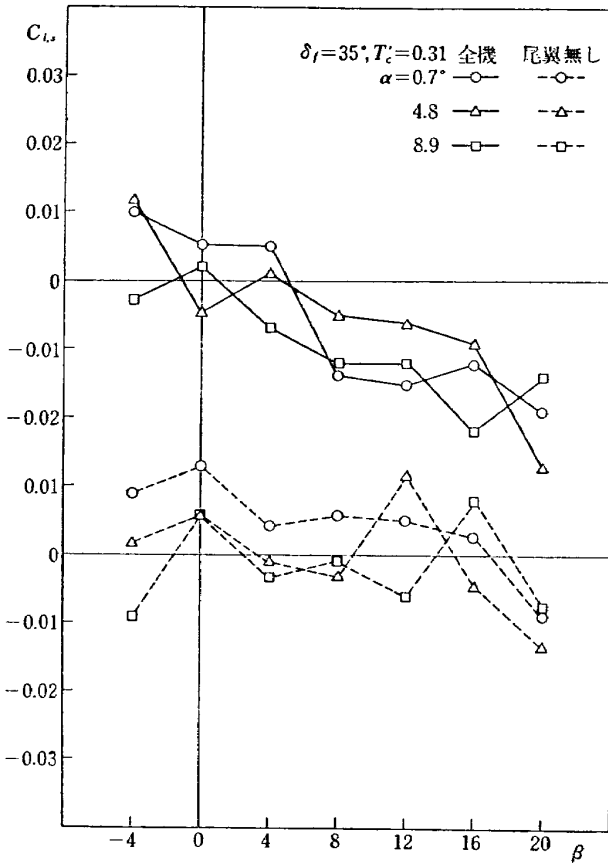


図 32 横すべり効果,  $\delta_f=35^\circ$ ,  $T_c'=0.31$

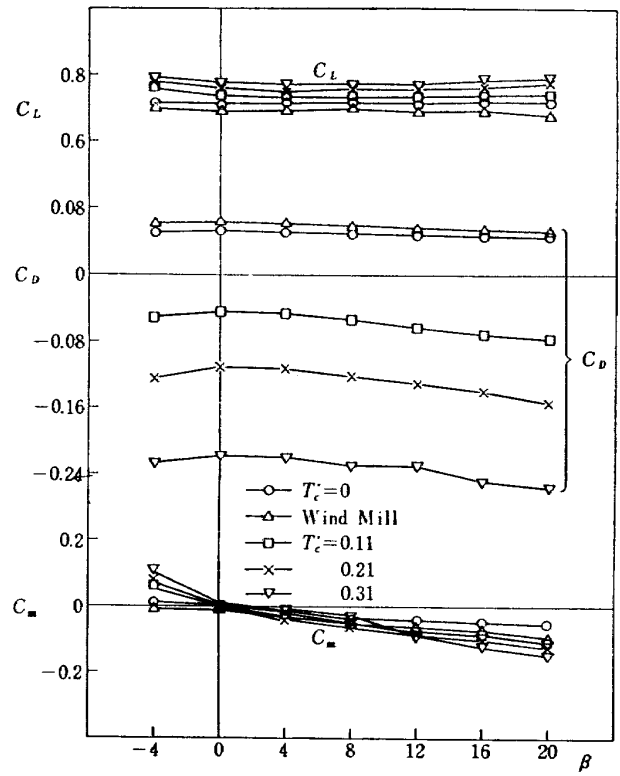


図 34  $\beta \sim C_L, C_D, C_m$ , 全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\alpha=4.5^\circ$

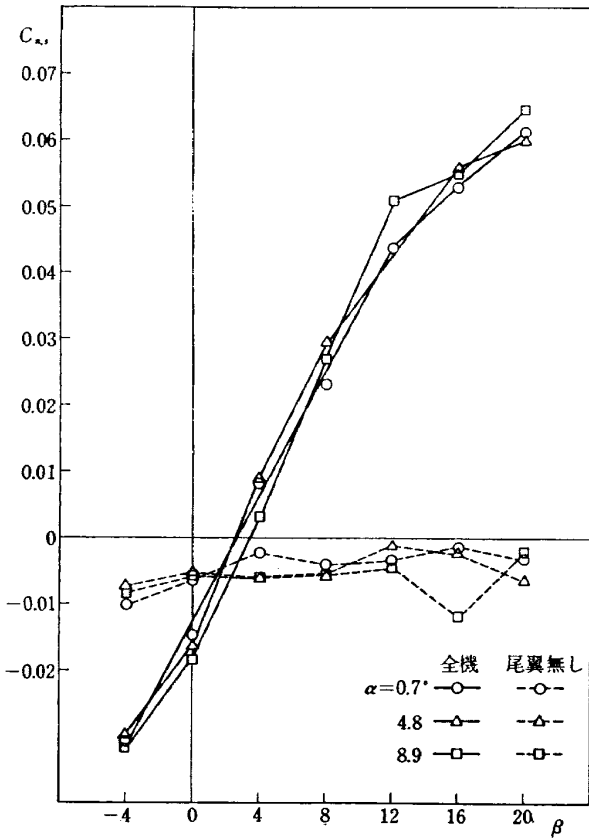


図 33 横すべり効果,  $\delta_f=35^\circ$ ,  $T_c'=0.31$

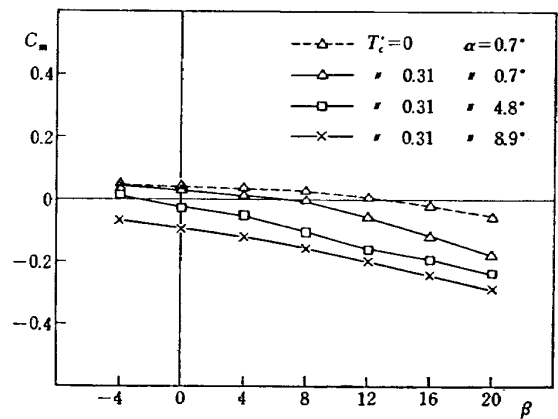


図 35  $\beta \sim C_m$ , 全機,  $\delta_f=35^\circ$



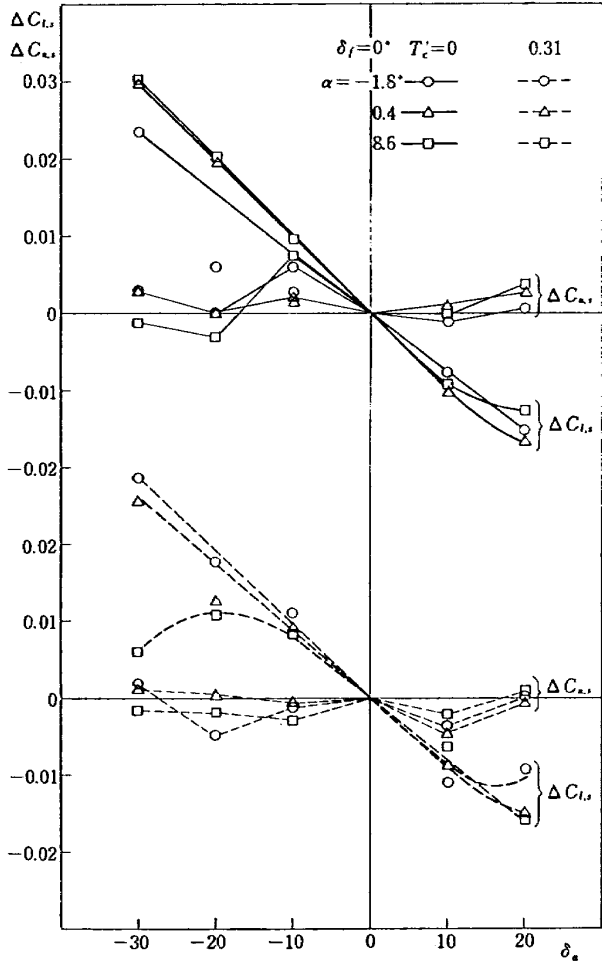


図 36 補助翼の効き,  $\delta_f = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$

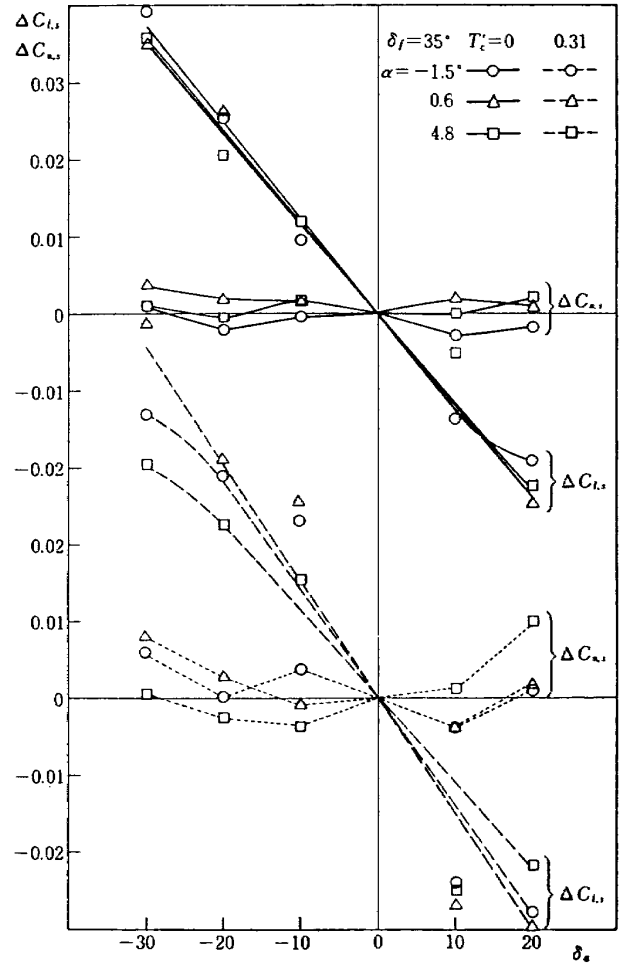


図 37 補助翼の効き,  $\delta_f = 35^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$

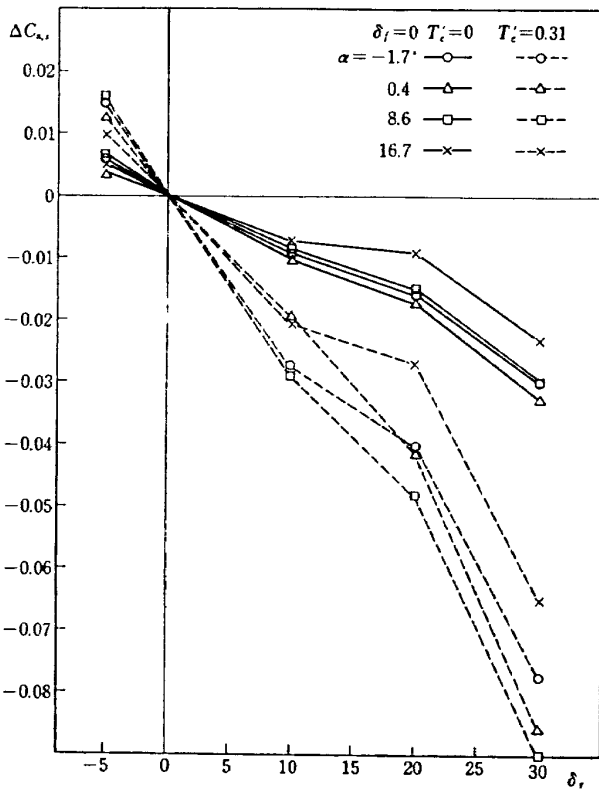


図 38 方向舵の効き,  $\delta_f = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$

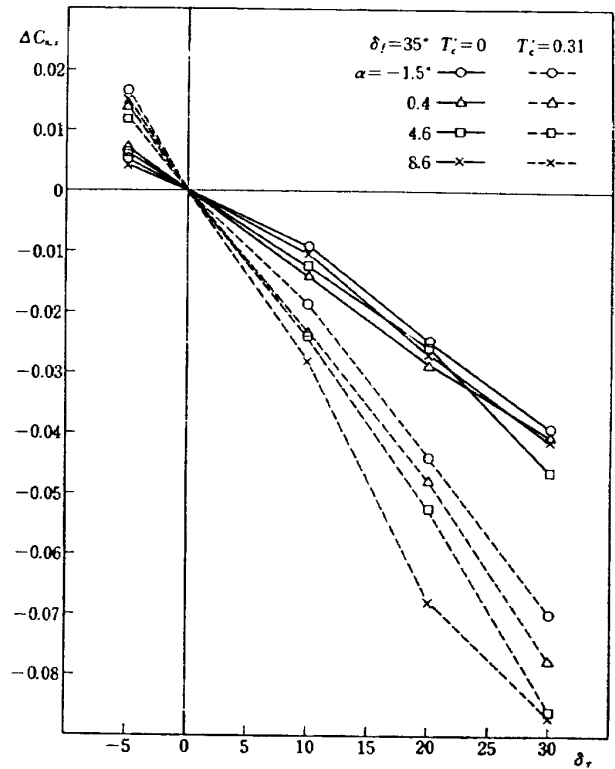


図 39 方向舵の効き,  $\delta_f = 35^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$

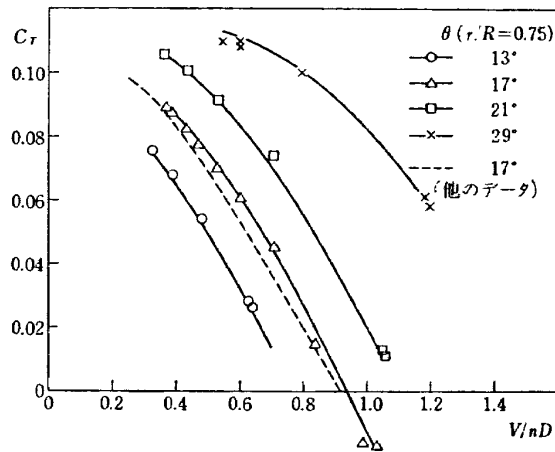


図 40 プロペラピッチ効果 (全機,  $\delta_f = 0^\circ$ ,  $\alpha = 2^\circ$ )

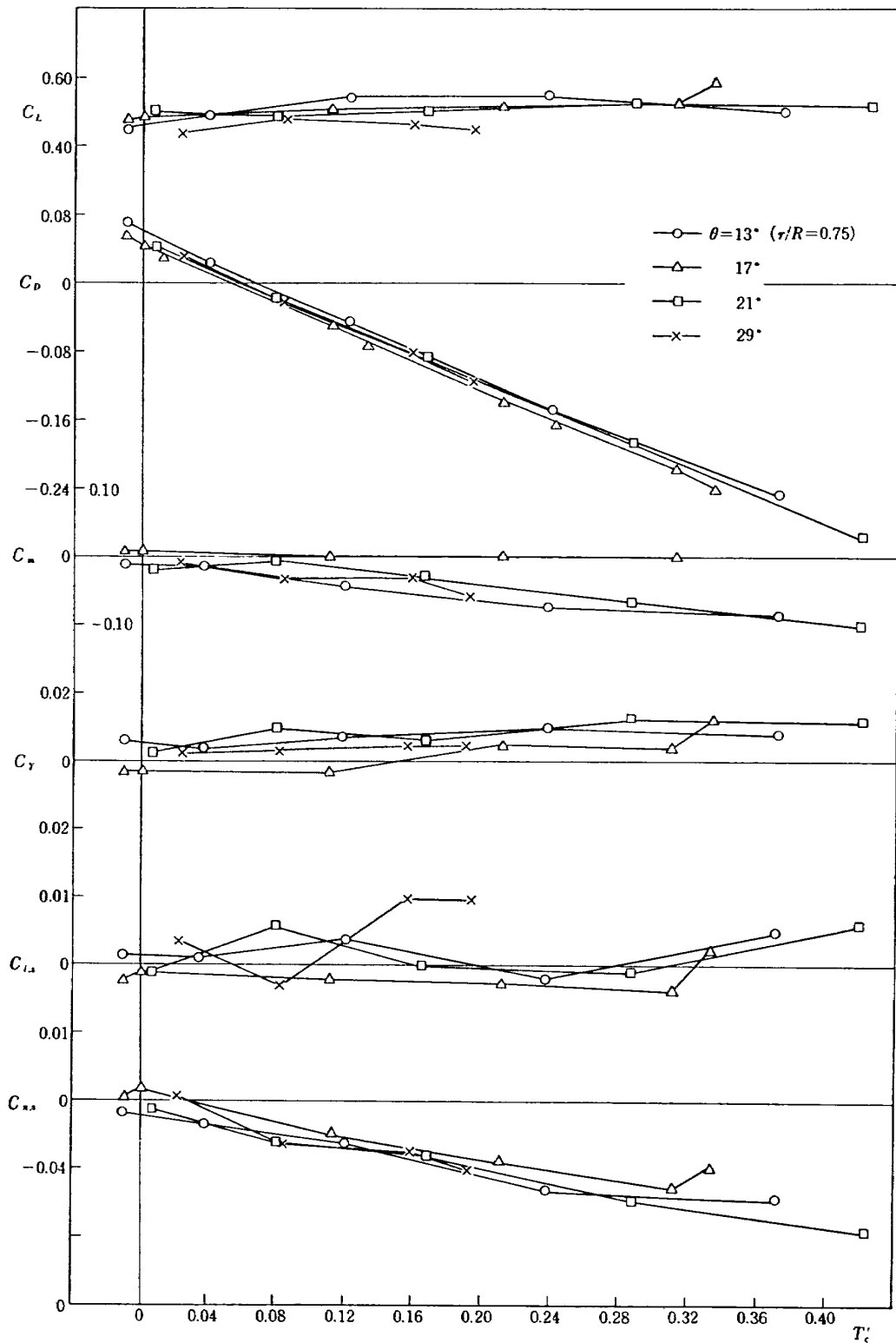


図 41 プロペラピッチ効果 (全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$ ,  $\alpha=2^\circ$ )

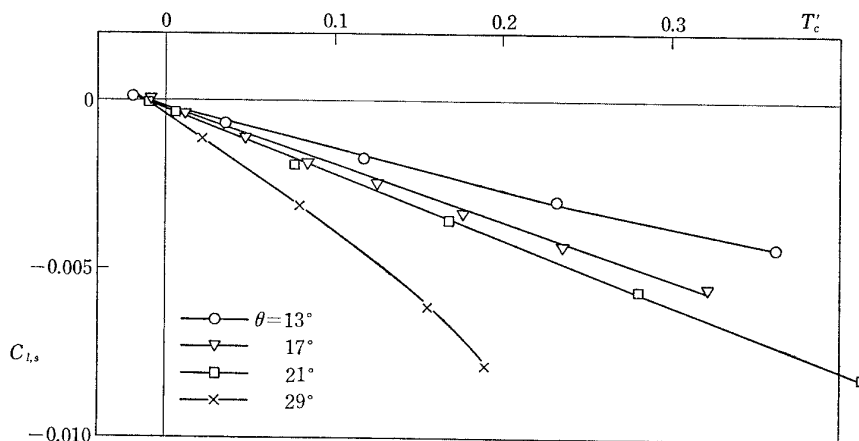


図 42 プロペラトルクの横揺れモーメント化, (全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\alpha=2^\circ$ )

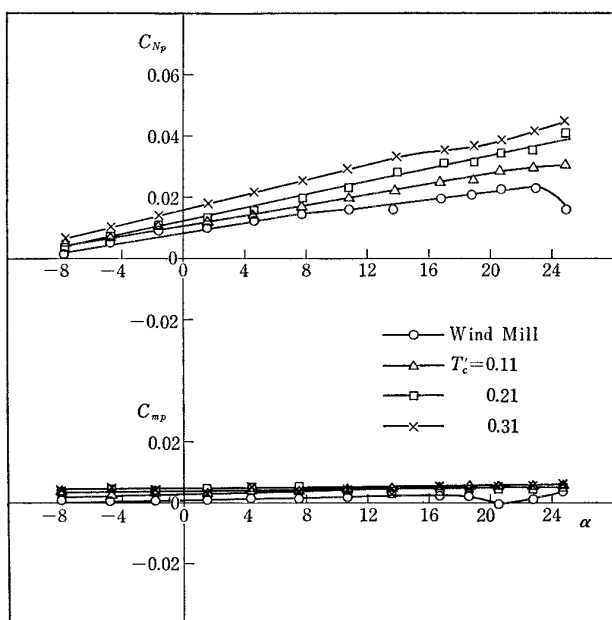


図 43 プロペラの特性, 全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$

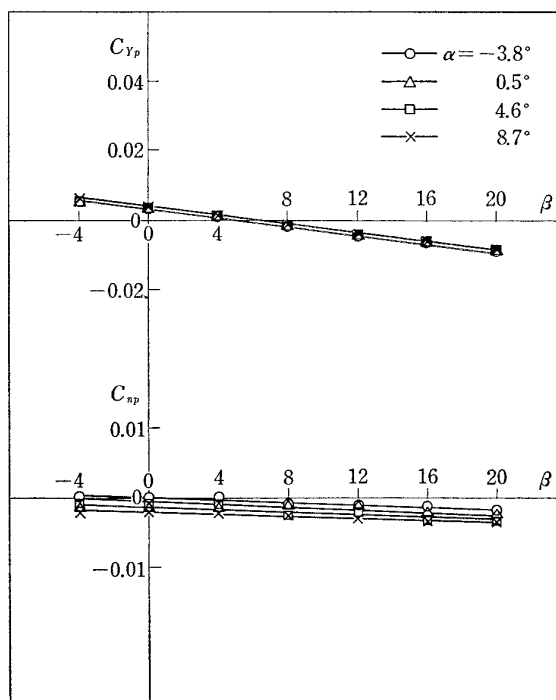


図 44 プロペラの特性, 全機,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $T'_c=0.31$

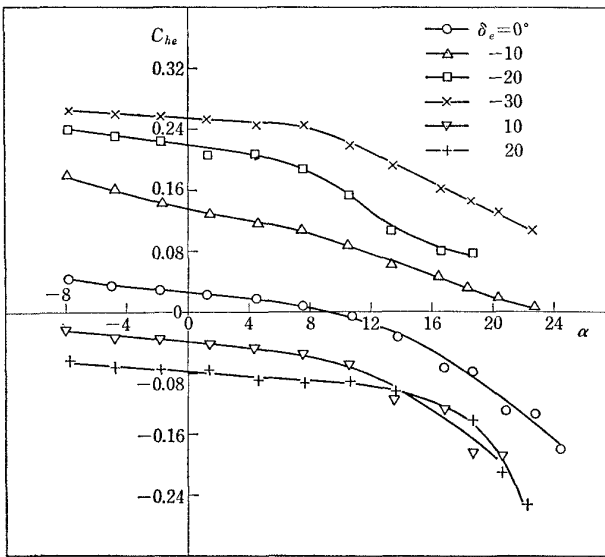


図 45 昇降舵ヒンジモーメント係数,  
 $\delta_f=0^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$ ,  $T_c'=0$

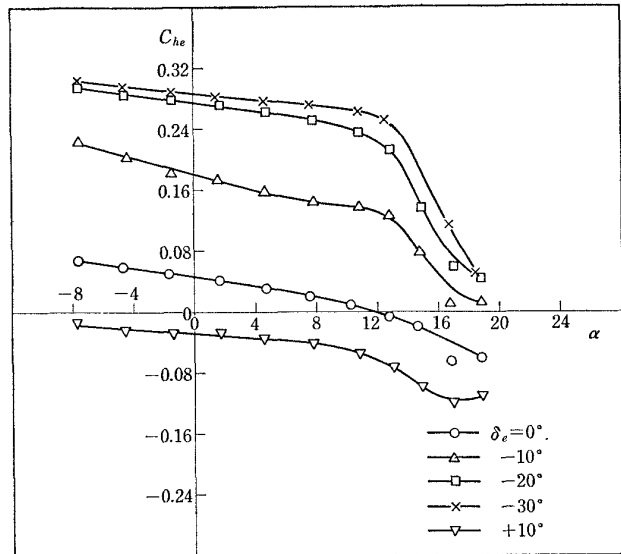


図 46 昇降舵ヒンジモーメント係数,  
 $\delta_f=35^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$ ,  $T_c'=0$

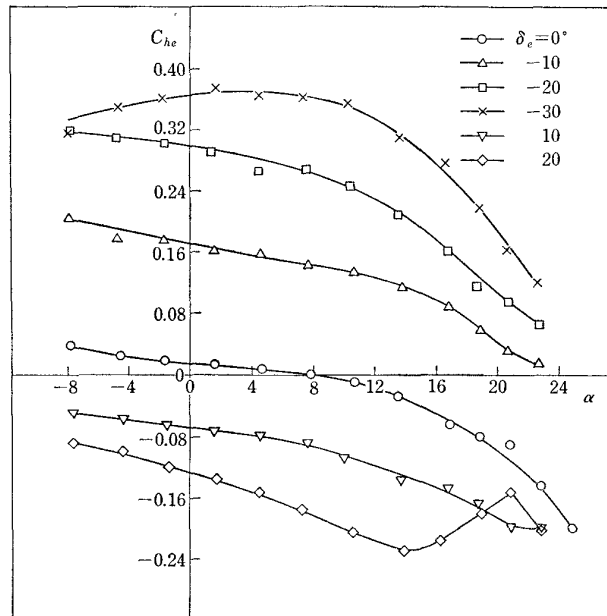


図 47 昇降舵ヒンジモーメント係数,  $\delta_f=0^\circ$ ,  $\beta=0^\circ$ ,  $T_c'=0.31$

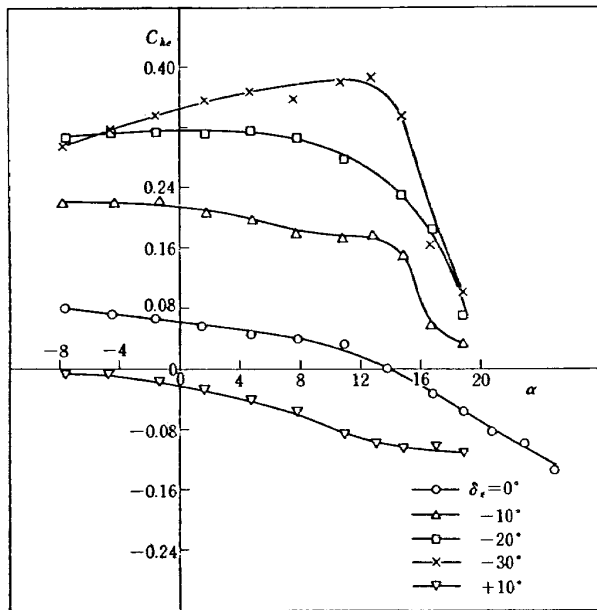


図 48 昇降舵ヒンジモーメント係数,  
 $\delta_f=35^\circ, \beta=0^\circ, T_c'=0.31$

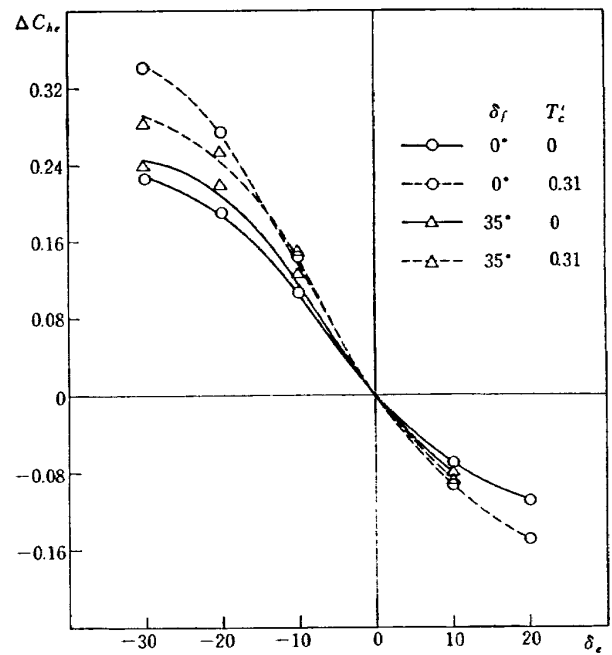


図 49  $\delta_e \sim C_{he}, \alpha=0^\circ$

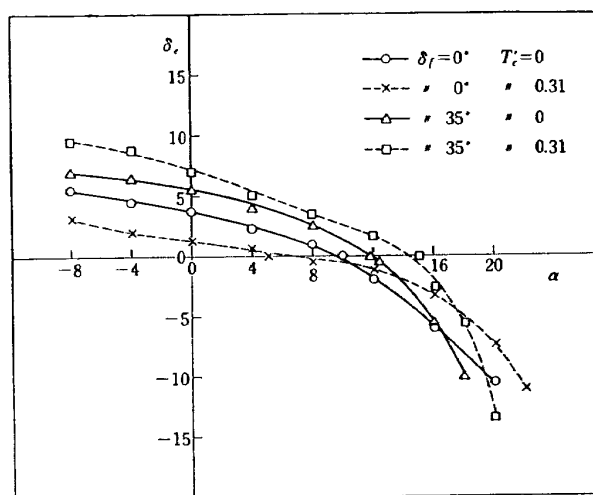


図 50  $C_{he}=0$  の迎角および昇降舵角

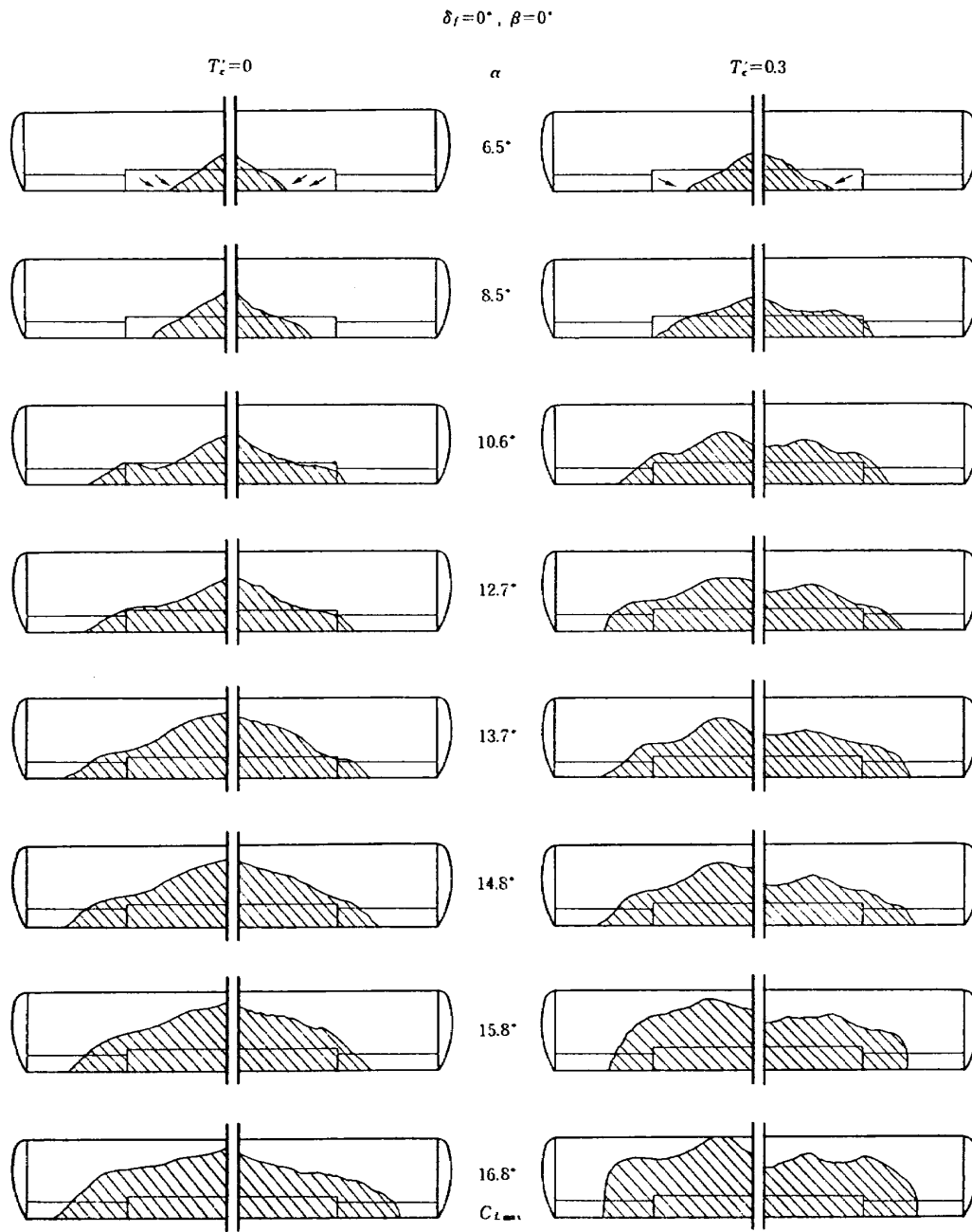


図 51 気流試験  $\delta_f = 0^\circ, \beta = 0^\circ$

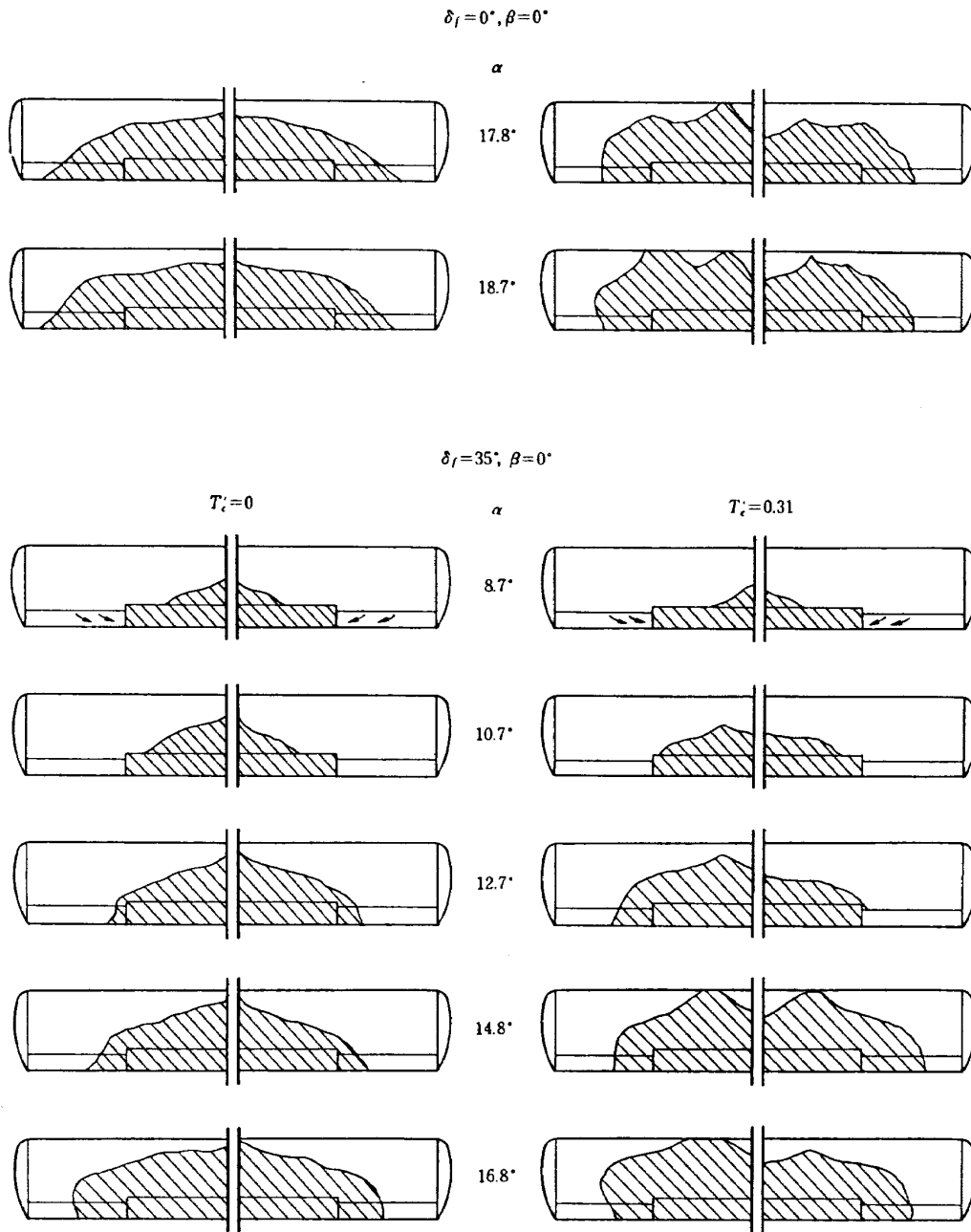


図 52 気流試験  $\delta_f = 0^\circ, \beta = 0^\circ, \delta_f = 35^\circ, \beta = 0^\circ$



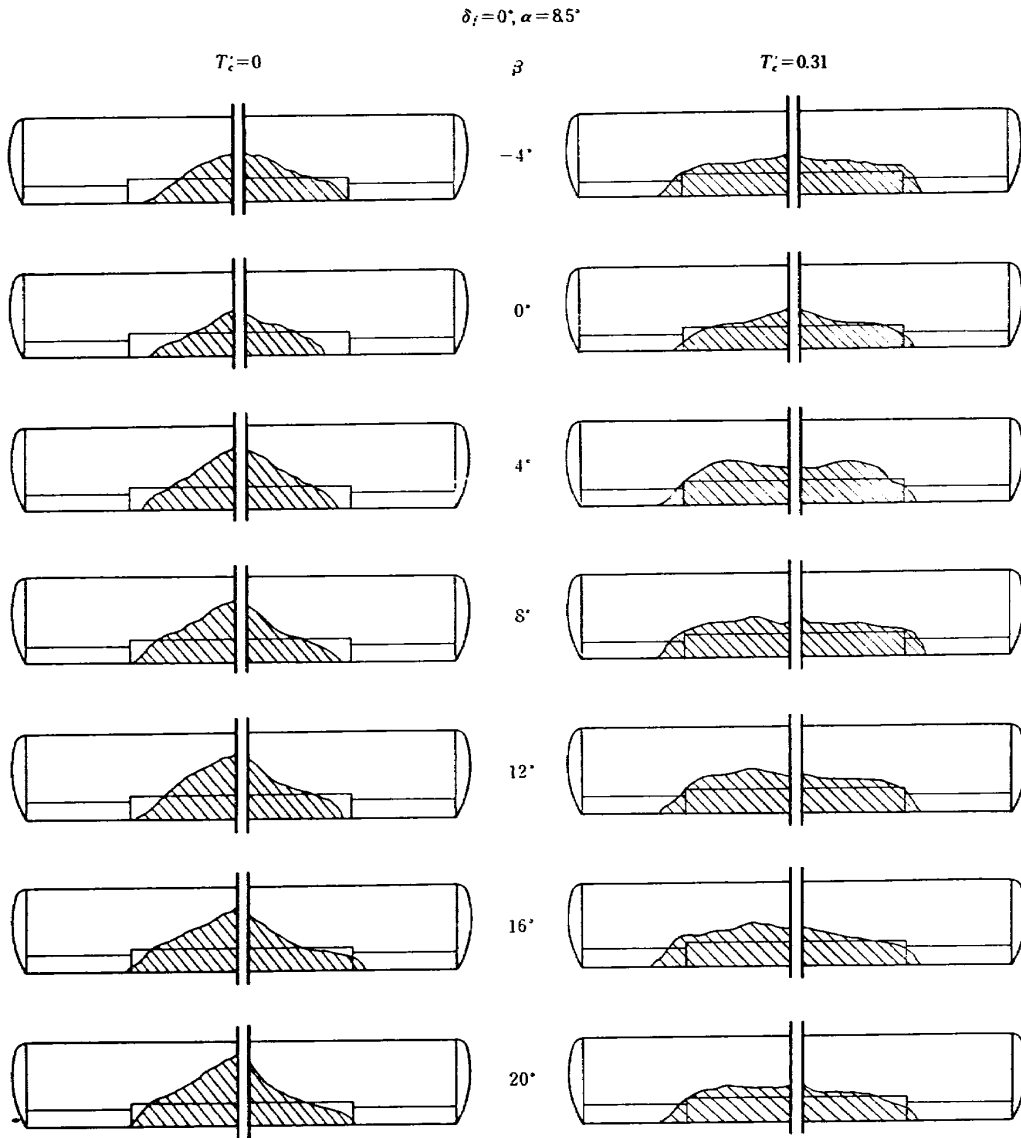
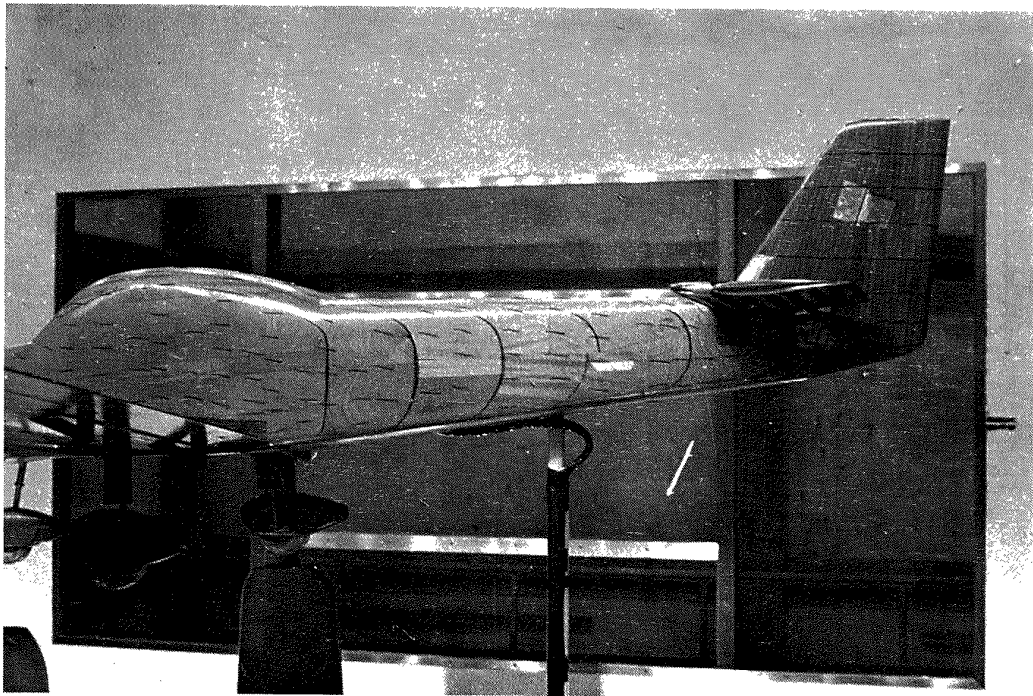
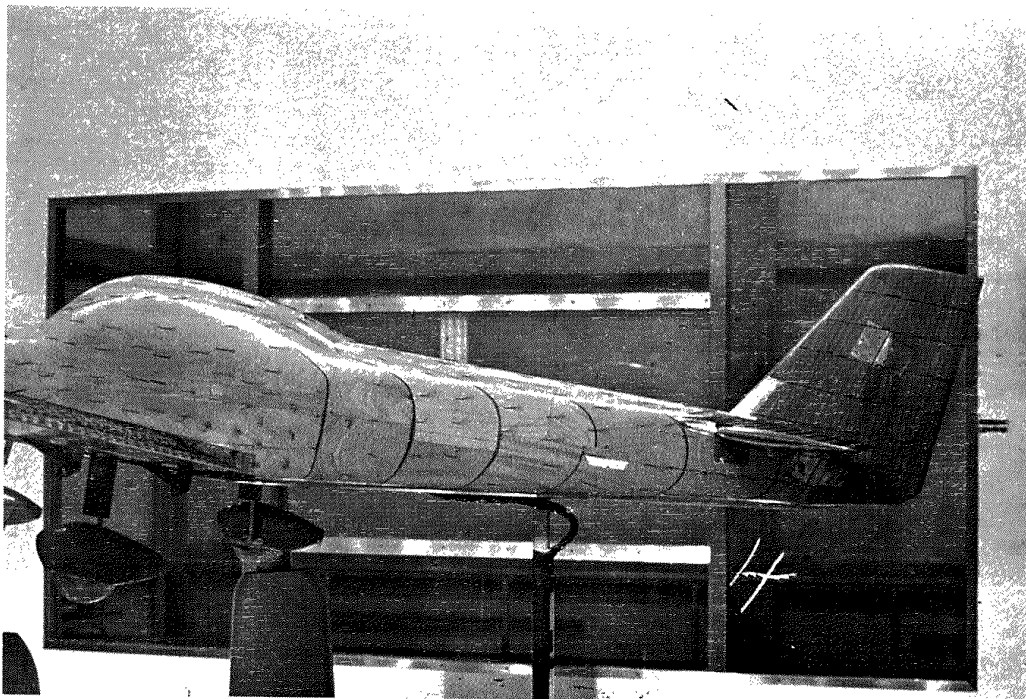


図 53 気流試験  $\delta_f = 0^\circ, \alpha = 8.5^\circ$

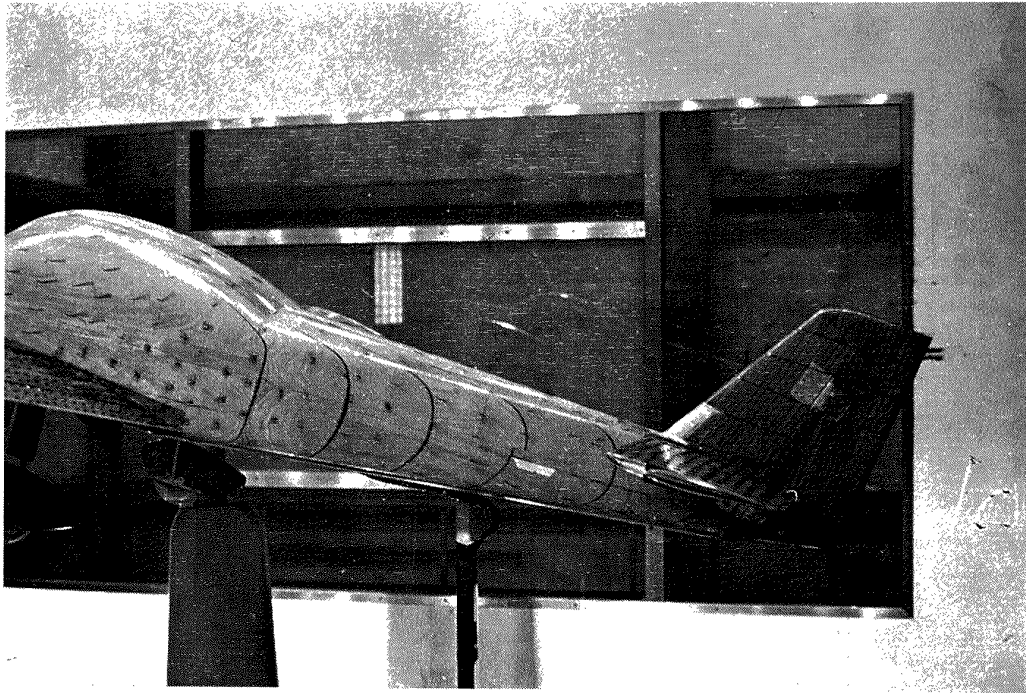


$$\delta_f=0, \beta=0, T_c'=-1.8^\circ$$

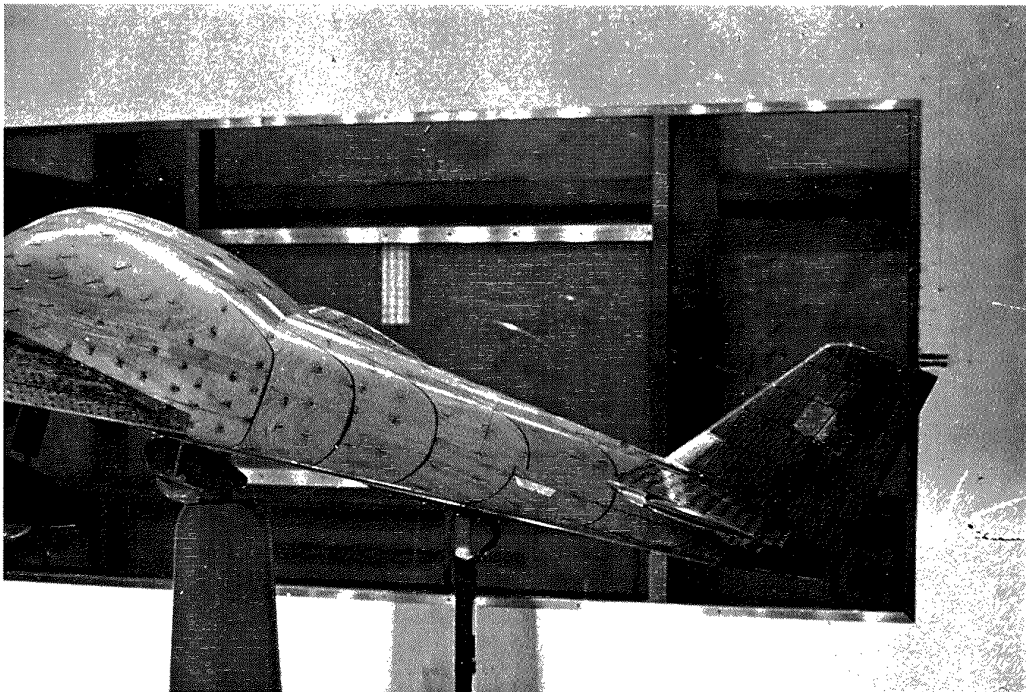


$$\delta_f=0^\circ, \beta=0^\circ, T_c'=0, \alpha=8.5^\circ$$

図 54 (a) 気流試験

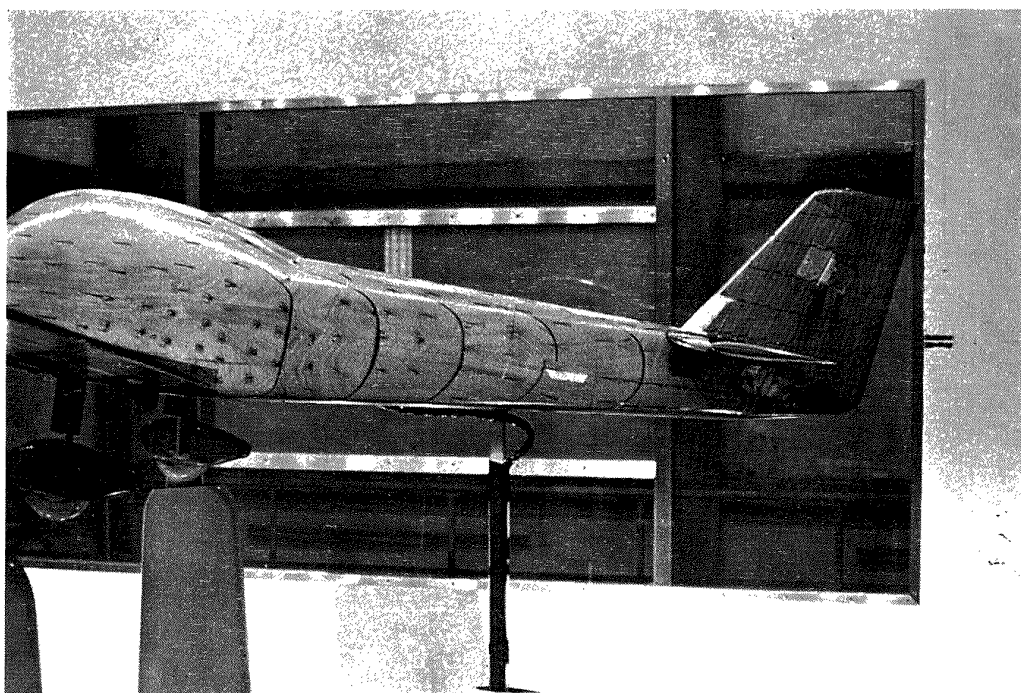


$\delta_f=0^\circ, \beta=0^\circ, T_c'=0, \alpha=16.6^\circ (C_{Lmax})$

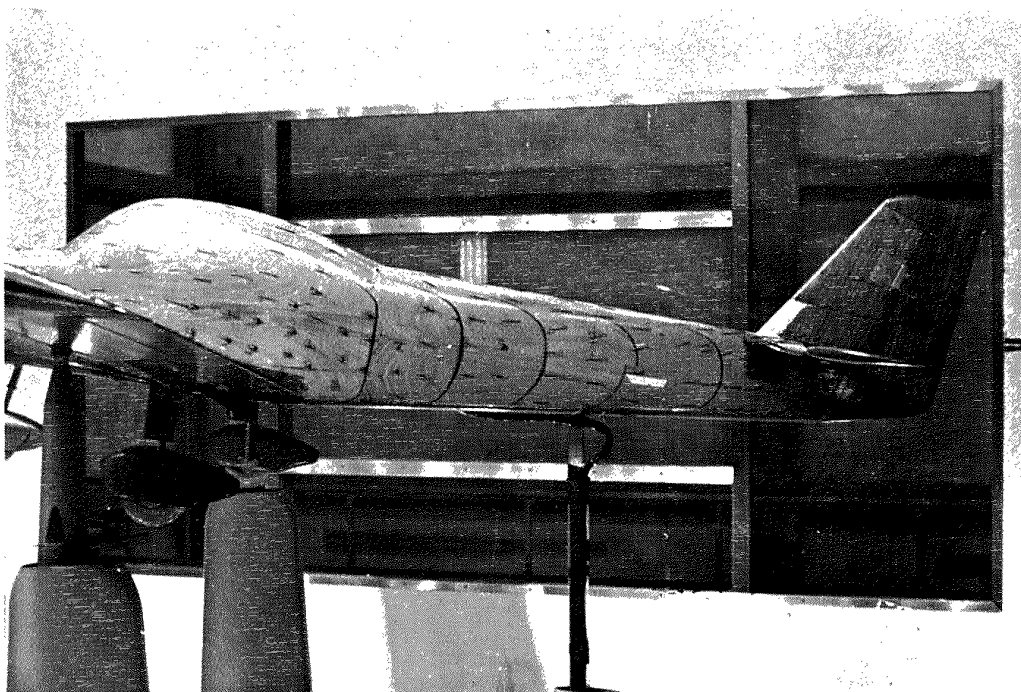


$\delta_f=0^\circ, \beta=0^\circ, T_c'=0, \alpha=18.7^\circ$

図 54 (b) 気流試験

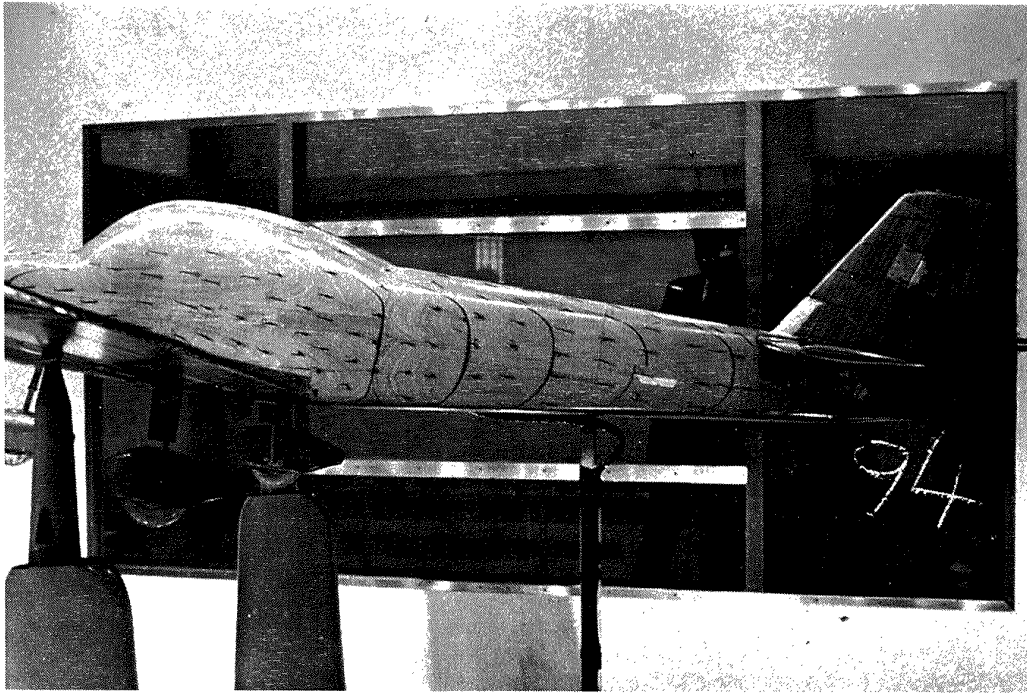


$$\delta_f=0^\circ, \alpha=8.5^\circ, T_c'=0, \beta=8^\circ$$

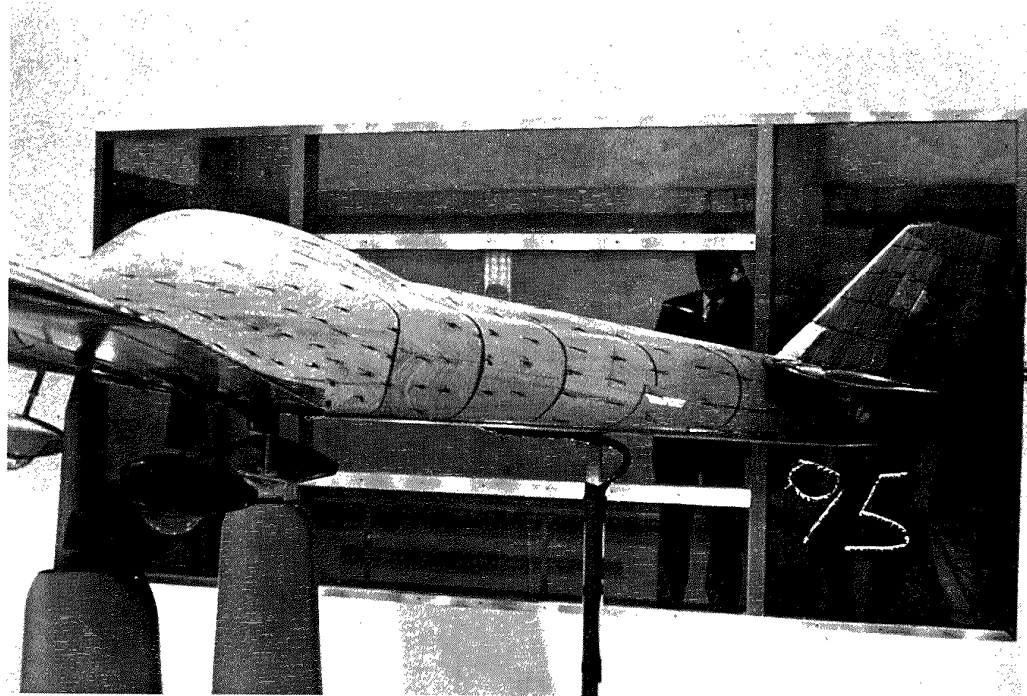


$$\delta_f=0^\circ, \alpha=8.5^\circ, T_c'=0, \beta=16^\circ$$

図 54 (c) 気流試験



$\delta_f=0^\circ, \alpha=8.5^\circ, T_c'=0.31, \beta=8^\circ$



$\delta_f=0^\circ, \alpha=8.5^\circ, T_c'=0.31, \beta=16^\circ$

図 54 (d) 気流試験

TM-137	ロケットの三次元の運動の方程式および HITAC 5020 による軌道計算のためのプログラム	1968年 5月	毛利 浩
TM-138	片持板の振動解析に関する考察	1968年 6月	埴 武敏, 越出 慎一 林 洋一
TM-139	薄板構造の疲れき裂伝ば実験	1968年 6月	竹内 和之, 野原 利雄 飯田宗四郎
TM-140	二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究 (II)	1968年 7月	犬丸 矩夫, 北村 清美
TM-141	超音速二次元翼列予備実験風洞について	1968年 7月	近藤 博, 坂口 一 八山 優, 高森 晋
TM-142	二次元スラットおよびスロッチッドフラップの実験的研究 (III)	1968年 7月	犬丸 矩夫, 高橋 俣
TM-143	端面一体巻きフィラメント・ワインディング容器の静圧強度および疲れ強度	1968年 8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-144	真ひずみ計の試作	1968年 8月	竹中 幸彦, 朝田 洋雄 野口 義男
TM-145	スピンを伴うロケットの運動を計算するプログラム	1968年 8月	戸川 隼人, 石黒登美子 山本 浩通
TM-146	双発STOL機の飛行試験 (実用運用包囲線および離着陸特性)	1968年 8月	幸尾 治朗, 岡 遠一 塚野 雄吉, 鎌田 幸男 小野 孝次
TM-147	浮動振子型加速度計の試作	1968年 9月	大月 正男, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TM-148	吹出しフラップ翼の高揚力特性	1968年 9月	小橋安次郎, 宮沢 政文 西 武徳
TM-149	NAL-16-TR ロケットの研究試作	1968年10月	ロケット性能研究室
TM-150	リフトジェット VTOL 機の着陸における水平方向の減速について	1968年11月	西村 博史
TM-151	フラッタ解析法の再検討 (フラッタ解析法の研究その1)	1968年12月	市川 輝雄
TM-152	ノズル内の突起物によるロケットエンジンの側分力	1969年 1月	檜崎 哲二, 中野 富雄

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153号

昭和44年2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) 182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川 2~27~12

---

