

642

ハ
カ
Sh

航空宇宙技術研究所資料

TM-61

クインエア機の風洞試験

広末健一・矢沢健司・塚野雄吉・田村征一
佐野四郎・能村 実・別府信宏

1965年9月

航空宇宙技術研究所

既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年11月	平橋 一, 清水 福寿 橋本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年2月	樋口 一雄, 戸川 隼人 三好 甫, 高橋 圭之 能海 良三, 佐藤 保子 鳥海 良三, 伝田 幸雄
TM- 4	18 cm×20 cm超音速風洞について	1962年5月	長洲 秀夫
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年8月	細川 巖
TM- 6	18 cm × 18 cm 遷音速風洞整備試験	1962年8月	橋本 登, 井上 政一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年8月	竹内 和之, 山根 皓三郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年9月	池田 為治, 坂元 思無邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年2月	甲藤 好郎, 小出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年2月	高橋 利之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年2月	永井 文雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年3月	竹中 幸彦, 小川 鉦一 林 洋一
TM-13	遷音速における 45° 後退角翼の 予備的フラッタ実験	1963年3月	中井 暎一, 小原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年3月	中井 暎一, 小原 瑛 鳥海 良三, 安藤 泰勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換 ノズルの予備試験	1963年4月	中井 暎一, 橋爪 宏 高木 俊朗, 橋本 登 鳥崎 忠雄, 松木 正勝 山中 竜夫, 藤井 昭一
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する 一考察	1963年5月	
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年6月	小野 幸一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年6月	新井 忠, 原 亘利
TM-20	1 m×1 m 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 喬 齋藤 秀夫, 新井 忠 竹内 和之, 飯田 宗四郎 北谷 虔勇, 中井 治夫
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第1報)	1963年9月	
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年11月	永井 文雄
TM-25	DATATRON 205 用ALGOL 58 の Procedures ライブラリー	1964年1月	高橋 利之
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	一段式觸測ロケットの超音速風洞試験	1964年1月	谷 喬, 原 亘利 榊原 盛三, 外立 政隆
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	中井 暎一, 橋爪 宏 安藤 泰勝, 高木 俊朗
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 政文
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
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	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 久蔵
TM-39	相似極超音速流中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	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
TM-42	実在着氷条件の測定について	1964年10月	古関 昌次, 田寺 木一 泉 日出夫
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, 石井 浅五郎 広木 強, 山中国 雍

クインエア機の風洞試験*

広末健一** 矢沢健司** 塚野雄吉** 田村征一**
佐野四郎*** 能村実*** 別府信宏***

1. ま え が き

ビーチクラフト 65 型クインエア機の 1/7.5 模型による風洞試験を当所飛行実験部と防衛庁技術研究本部第三研究所第一部との共同研究として、昭和 39 年 7 月と 10 月に、第三研究所の 2.5 m 風洞で行なった。

本報告に述べる試験結果は、プロペラなしの状態における三分力試験（フラップ、昇降舵効き試験を含む）、六分力試験（補助翼、方向舵効き試験を含む）、動安定試験および気流試験等についてである。

試験 R_e 数は主翼の MAC を基準長にとるとき 6.8×10^5 であった。

2. 記 号

b : 主翼翼幅	[m]
\bar{c} : 空力平均翼弦長	[m]
C_D : 抗力係数	$\frac{\text{抗力}}{qS}$
$C_{D'}$: 安定軸の抗力係数	$\frac{\text{安定軸の抗力}}{qS}$
C_L : 揚力係数	$\frac{\text{揚力}}{qS}$
C_m : 縦揺れモーメント係数, 機首上げ正	$\frac{\text{縦揺れモーメント}}{qS\bar{c}}$
$C_{l,s}$: 安定軸の横揺れモーメント係数, 右翼下げ正	$\frac{\text{安定軸の横揺れモーメント}}{qSb}$
$C_{n,s}$: 安定軸の偏揺れモーメント係数, 機首右向き正	$\frac{\text{安定軸の偏揺れモーメント}}{qSb}$
C_Y : 横力係数	$\frac{\text{横力}}{qS}$

* 昭和 40 年 8 月 19 日受付

** 飛行実験部

*** 防衛庁技術研究本部第三研究所

$C_{m\dot{\theta}}$: 動安定微係数	$\frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{\dot{\theta} \bar{c}}{2V} \right)}$	$C_{m\dot{\theta}} = C_{mq} + C_{m\dot{\alpha}}$ [1/rad]
$C_{lp,B}$: 動安定微係数	$\frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{pb}{2V} \right)}$	[1/rad]
$C_{nr,B}$: 動安定微係数	$\frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{rb}{2V} \right)}$	[1/rad]
$\dot{\theta}$: 縦揺れ角速度		[1/rad]
p : 横揺れ角速度		[1/rad]
r : 偏揺れ角速度		[1/rad]
q : 一様流の動圧		[kg/m ²]
Re : レイノルズ数 (\bar{c} 基準)		
S : 主翼面積 (胴体部を含む)		[m ²]
V : 風速		[m/sec]
α : 胴体基準線の迎角		[deg]
β : 横すべり角		[deg]
δ_a : 補助翼角, 右補助翼後縁下げ正		[deg]
δ_e : 昇降舵角, 後縁下げ正		[deg]
δ_f : フラップ角		[deg]
δ_r : 方向舵角, 後縁左向き正		[deg]

軸系は安定軸に関するものである。ただし $C_{lp,B}$, $C_{nr,B}$ は機体軸によった。モーメントの基準点は主翼の 25% MAC とした。

なお α , C_D , C_D' , C_m に対しては風胴壁修正が施されている。

3. 風胴, 模型および計測装置

(a) 風 胴

防衛庁技術研究本部第三研究所普通風胴, 吹出し口円形, 直径 2.5 m, 開放型。

試験風速は三分力試験, 六分力試験, 気流試験の場合 40 m/s 動安定試験の場合 10~40 m/s の範囲で変化させた。

(b) 模 型

試験に使用した模型は木製で, その縮尺は実機の 1/7.5 とした。模型の製作に当っては詳細な図面がなかったため実機の形状寸法を測定して求めたが, 測定困難なフラップ前縁部の形状についてはメンター機の図面によった。模型の三面図を図 1 に, おもな要目を表 1 に示す。

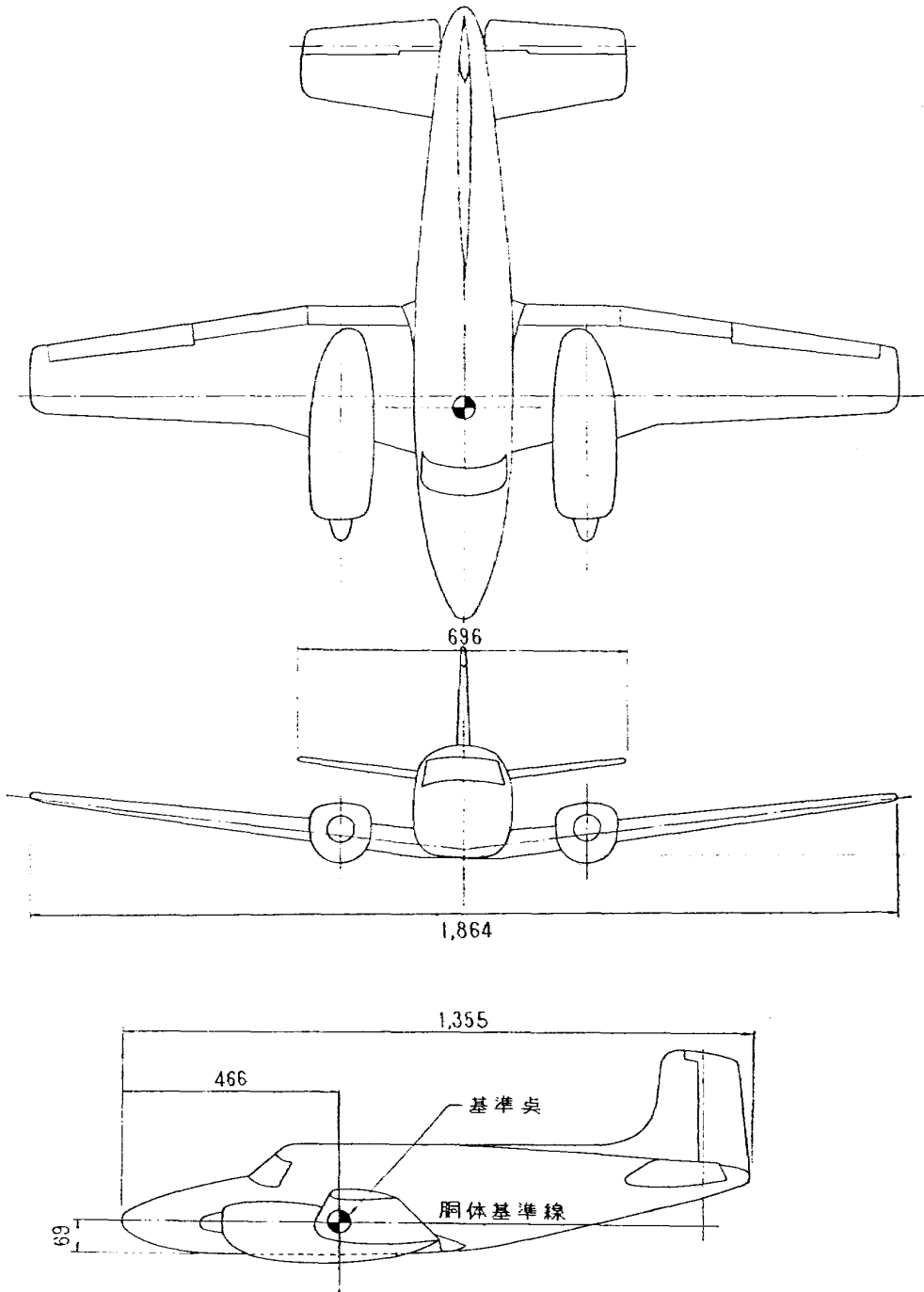


図 1 模型の形状

表 1 主要要目

項	目	単位	模型寸度	実機寸度	備考
主要諸元	基準長	MAC	m	0.264	1.978
	"	b	m	1.864	13.987
	基準面積 (胴体部を含む主翼面積)		m ²	0.458	25.750
	基準点 (25% MAC)	機首より	m	0.466	3.494
		胴体下面より	m	0.069	0.518

項 目		模 型 寸 度	実 機 寸 度	備 考	
主 翼	弦長 (胴体中心)	m	0.352	2.640	前縁, 後縁の延長線と 胴体中心の交点 277.06 ft^2
	'' (主翼半翼幅の 12.1% 位置)	m	0.319	2.392	
	'' ('' 19.6% '')	m	0.298	2.235	
	'' ('' 35.4% '')	m	0.298	2.235	
	'' ('' 44.0% '')	m	0.251	1.882	
	'' (翼 端)	m	0.142	1.066	
	空力平均翼弦長	m	0.264	1.978	
	面積 (胴体部を含む)	m^2	0.458	25.750	
	アスペクト (胴体部を含む)		7.58	7.58	
	後退角 (中央部) 後縁	deg.	0	0	
	'' (外 翼) 25% 弦長	deg.	0	0	
	上反角	deg.	7	7	
	取付け角 (胴体中央部)	deg.	4.8	4.8	
	'' (翼 端)	deg.	0	0	
翼 型 (胴体中心部)		NACA 23014	Modified NACA 23014		
'' (胴体付根)		NACA 23016	'' NACA 23016		
'' (翼 端)		NACA 23012	'' NACA 23012		
補 翼 幅	m	0.319	2.393	片翼幅	
助 翼 弦	%	20	20		
翼 面 積 (一对)	m^2	0.0228	1.382	タブ面積を含む	
フ ラ ッ プ	型 式		Slotted Type		
	翼 幅 比	%	53	53	
	弦 長 比	%	20~25		
	面 積 (一对)	m^2	0.061		
水 平 尾 翼	翼 幅	m	0.696	5.220	前縁, 後縁延長線と胴 体中心との交点 ねじり下げなし タブ面積を含む
	弦 長 (中央部)	m	0.231	1.733	
	'' (尾翼半翼幅の 20% 位置)	m	0.214	1.605	
	'' (翼端)	m	0.143	1.073	
	翼 型 (胴体中心部)		NACA 0008	Modified NACA 0008	
	'' (翼端)		NACA 0006	'' NACA 0006	
	後退角 (前縁)	deg.	10.22	10.22	
	上反角	deg.	7	7	
	取付け角	deg.	1	1	
	面 積 (胴体部を含む)	m^2	0.132	7.42	
	'' (胴体部を含まず)	m^2	0.1076	6.05	
昇降舵面積 (一对)	m^2	0.029	1.66		
尾翼容積 $\frac{S_{lt}}{S_c}$		0.614	0.614		
空力平均翼弦長 (胴体部を含む)	m	0.199	1.490		
垂 直 尾 翼	面 積	m^2	0.045	2.53	背びれ面積を含まず
	方向舵面積	m^2	0.021	1.18	タブ面積を含む

項 目			模 型 寸 度	実 機 寸 度	備 考
垂直尾翼	後 退 角 (前縁)	deg.	6.7	6.7	
	翼 型 (付根)		NACA 0012	Modified NACA 0012	
	〃 (翼端)		NACA 0009	〃 NACA 0009	
	尾翼容積	$\frac{S_v \cdot l_v}{S \cdot b}$	0.038	0.038	
胴 体	最 大 断 面	高 さ	m	0.239	1.792
		幅	m	0.210	1.575
	全 長		m	1.355	10.162

(c) 計測装置

三分力試験，六分力試験，気流試験等には図2に見られるような，ストラット型の六分力用天秤（吹出し翼の実験が可能）を使用した。

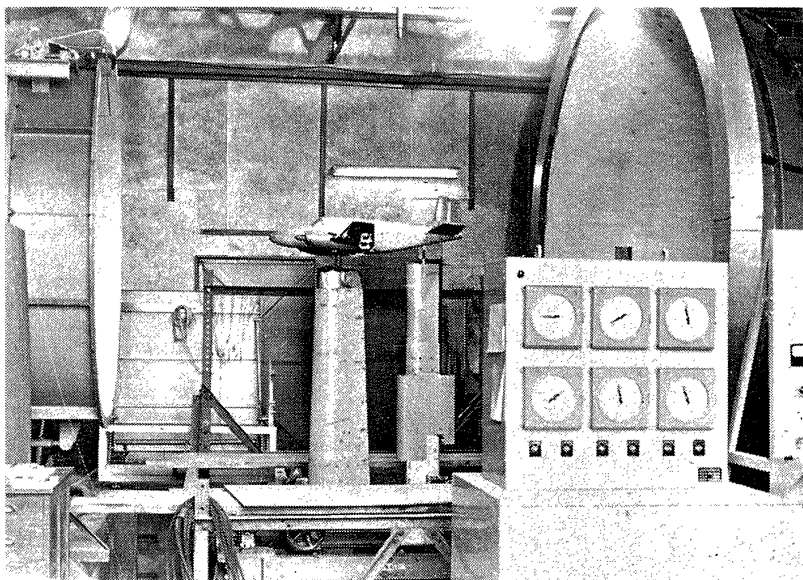


図2 風洞，模型および天秤との関連

動安定微係数の測定は模型を基準点まわりに自由に振動しうるよう支持し，コイルばねにより復元力を与える自由振動法によった。縦揺れ系の場合の装置図の概略を図3に示す。横揺れ系，偏揺れ系の場合もこれに準じている。模型の舵角はいずれも固定の状態についてであり，縦揺れ系の場合の昇降舵角は所定の迎角につり合わせるため変化させた。

試験した項目は表2のとおりである。表中尾翼なしとあるのは水平尾翼，垂直尾翼および背びれのない状態を示している。

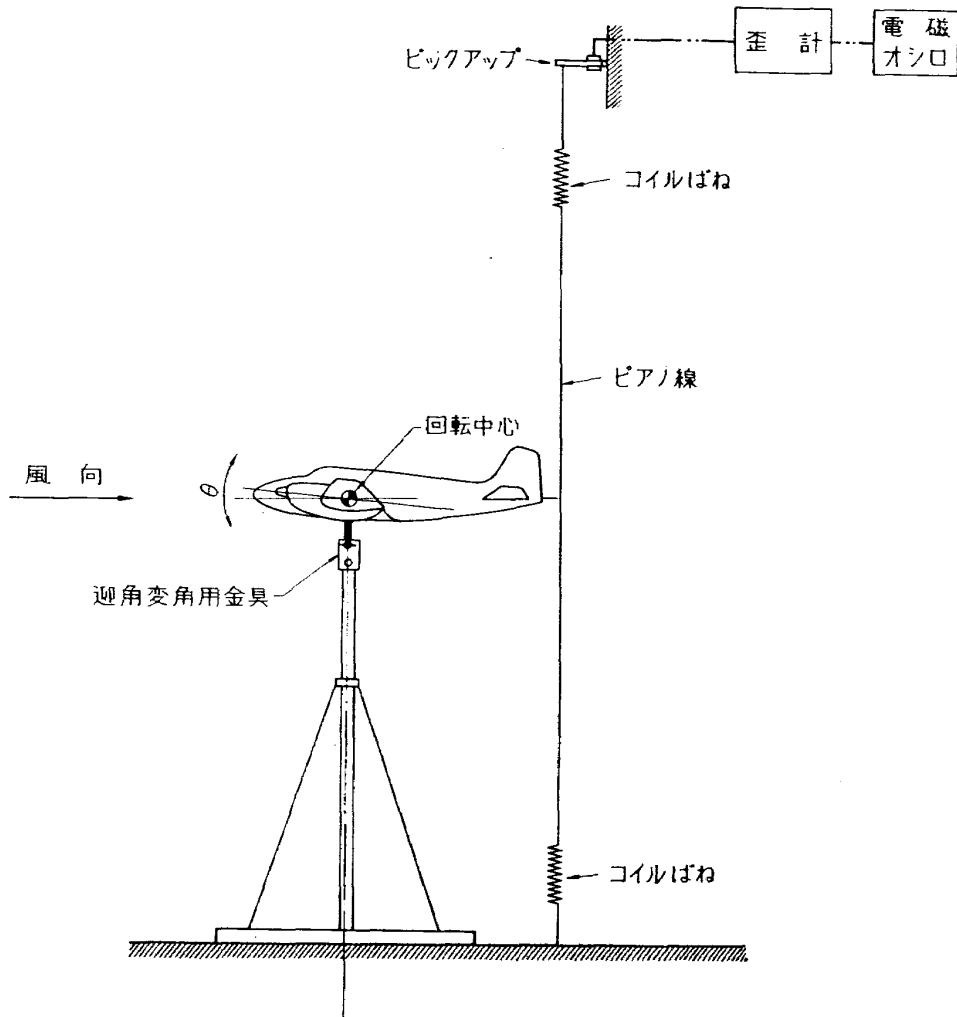


図 3 動安定試験装置の概略 (縦揺れ系)

表 2 試験項目

項 目	状 態	δ_f	β	そ の 他	
三分力試験	フラップ効き	全機, 尾翼なし	0°	0°	α : 変化
	"	" "	10	0	"
	"	" "	20	0	"
	"	" "	30	0	"
	昇降舵効き	全機	0	0	" $\delta_e = -25^\circ \sim 15^\circ$
	"	"	10	0	" " $-20 \sim 10$
	"	"	20	0	" " $-20 \sim 10$
六分力試験	横すべり効果	全機, 尾翼なし	0	$-2.5 \sim 15$	α : 変化
	"	"	30	"	"
	補助翼効き	全機	0	0	α : 4種について $\delta_a = -20 \sim 20$
	"	"	30	0	" " " "
	方向舵効き	"	0	0	" " $\delta_r = -5 \sim 25$
"	"	30	0	" " " "	

項 目			状 態	δ_f	β	そ の 他
動 安 定 試 験	縦	揺 系	全 機	0°	0°	α : 4種について
		横 系	〃	30	0	
	偏	揺 系	〃	0	0	
		揺 系	〃	30	0	
		揺 系	〃	0	0	
気 流 試 験			全 機	0	0	α : 変 化
			〃	0	-2.5~15	α : 4種について
			〃	10	0	α : 変 化
			〃	20	0	〃
			〃	30	0	〃
		〃	30	-2.5~15	α : 4種について	

4. 試 験 結 果

4.1 三分力試験

(1) フラップ効き試験

全機および尾翼なしの状態ではフラップ角を 0° , 10° , 20° , 30° に変えた場合の α 対 C_L , C_D , C_m を図4に示す。

(a) 揚力 C_L はフラップ角に比例してほぼ直線的に増加している。この関係を図5に示す。全機より尾翼なしのほうが揚力の増加が約 10% 大きい。これは主翼の吹下しのため尾翼が負の揚力を与えることによる。

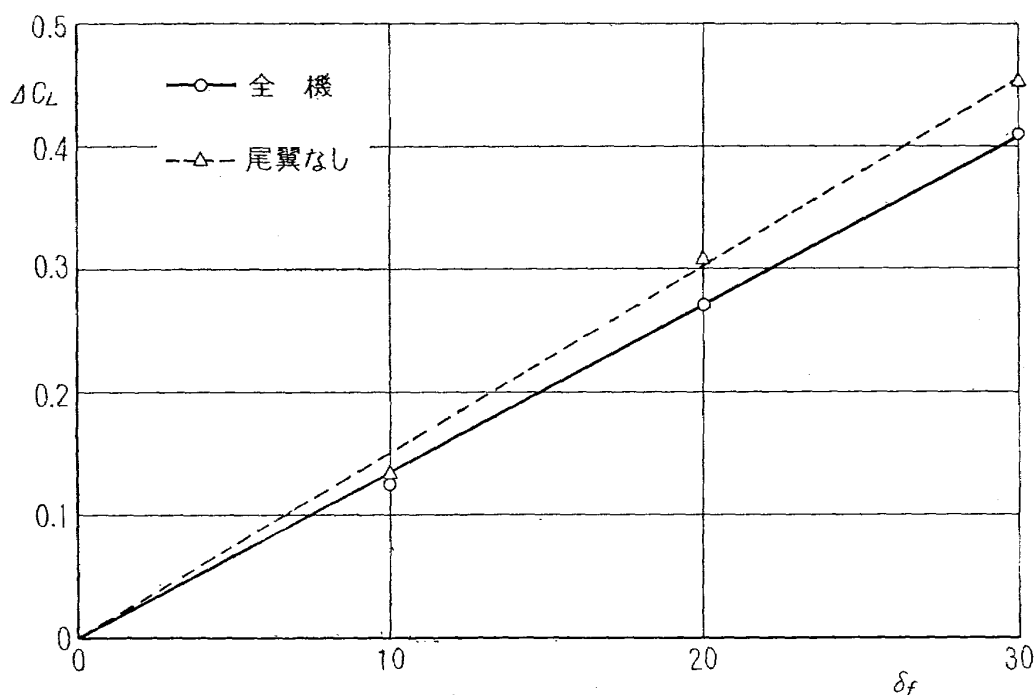


図5 フラップ効き ($\Delta C_L \sim \delta_f$, $\alpha=0^\circ$ で比較)

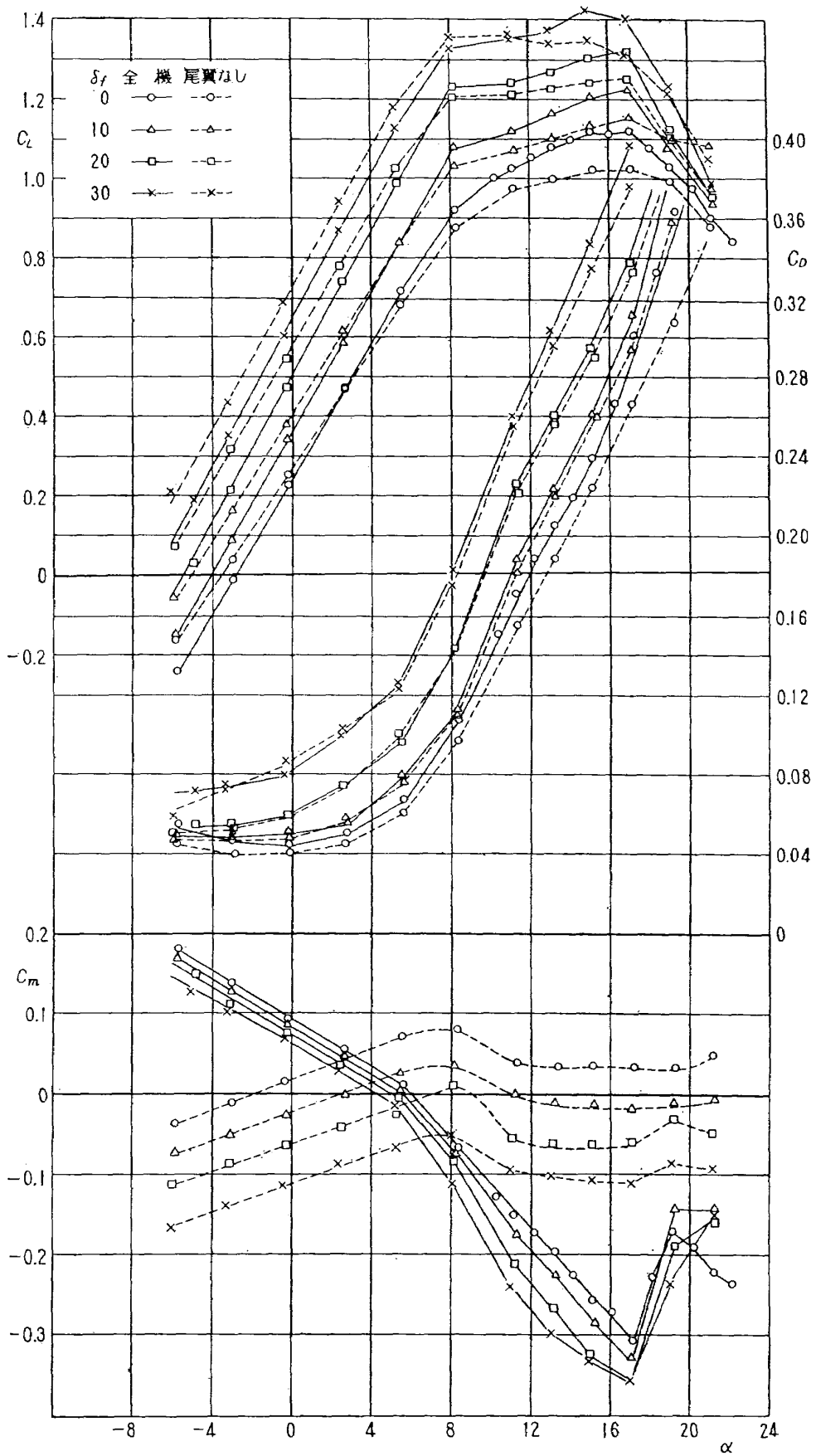


図 4 フラップ効果 ($C_L, C_D, C_m \sim \alpha$)

$C_{L\max}$ については直線的な増加となっていない。揚力傾斜は全機，尾翼なしともフラップ角が増すに従って増加する傾向を示している。

(b) 抗力 C_D は $\delta_f=30^\circ$ の小迎角部を除き尾翼なしのほうが小さい。

全機， $\delta_f=0^\circ$ の $C_{D\min}$ は 0.045 が得られているがこの中にはフラップ固定金具の有害抗力を含んでいる。しかしこの有害抗力は十分小さいとしてすべての C_D に対しその補正は行なっていない。

プロペラナセルの前面の形状を適当な流線形となるよう粘土で整形した場合，原形より 0.006 C_D が減少する結果が得られた。

(c) 縦揺れモーメント

フラップ角を増すに従って機首下げモーメントを生じている。全機の場合これの縦安定におよぼす影響は小さい（フラップ角 0° から 30° に変えた場合釣合昇降舵角の変化約 0.7° ）。尾翼なしの場合も同じように機首下げモーメントを生じているが，これはかなりな量となっている。

モーメント傾斜はフラップ角により変化していない。いずれも $\alpha=6^\circ$ ぐらいから傾斜が変わり安定度が増しているが，これは主翼の失速特性に起因するものと考えられ， R_e 数の増加とともにこの迎角は大きくなるものと予想される。

(2) 昇降舵効き試験

フラップ角 0° で昇降舵角を変えた場合の α 対 C_L , C_D , C_m を図 6 に示す。本機は昇降舵面積が比較的大であるため昇降舵の操舵により C_L , C_D がかなり変化している。

C_m について， C_m 曲線の形状は昇降舵角を変えても $\delta_e=0^\circ$ の場合とほぼ同じである。しかし大迎角付近においてはモーメント傾斜が下げ舵と上げ舵とでいくぶん異なっている。

以上述べた傾向はフラップ角を変えてもフラップ角 0° の場合と同じであるので図は割愛した。

昇降舵の効きを見るため 4 種の迎角について δ_e 対 C_m を求めれば図 7 を得る。同図から昇降舵の効き $C_{m\delta e}$ は揚力曲線が直線である $\alpha=8^\circ$ ぐらいまで，フラップ角，迎角によって変わらず， -0.022 1/deg が得られている。 8° 以上の迎角では迎角の増加とともに主翼の気流はく離の影響で昇降舵の効きが減少している。この傾向はフラップ角の大きいものほど大である。

4.2 六分力試験

(1) 横すべり効果試験

横すべり効果試験は全機，尾翼なし，フラップ角 0° , 30° について横すべり角 β を一定とし迎角を変化させて六分力を測定した。 β は -2.5° , 0° , 2.5° , 5° , 10° , 15° とした。

全機のフラップ角 0° で β をパラメーターとした場合の α 対 C_L , C_D' , C_m を図 8 に， α 対 C_Y を図 9 に， α 対 $C_{l,s}$ を図 10 に， α 対 $C_{n,s}$ を図 11 にそれぞれ示す。

(a) 揚力，抗力，縦揺れモーメント

図 8 から， β を増すに従って，揚力関係では $C_{L\max}$ ，失速角，揚力傾斜等が減少し，抗力につい

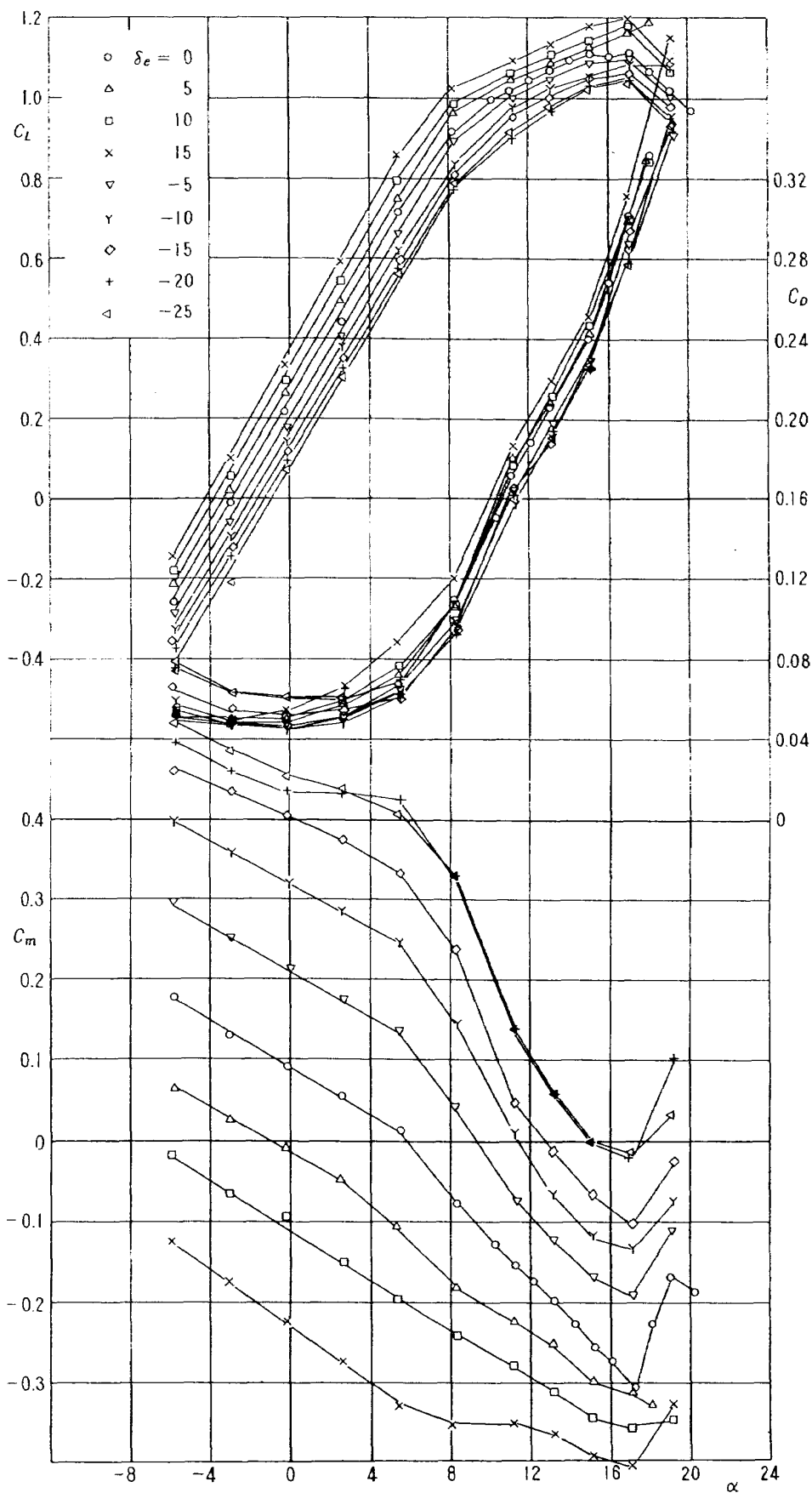
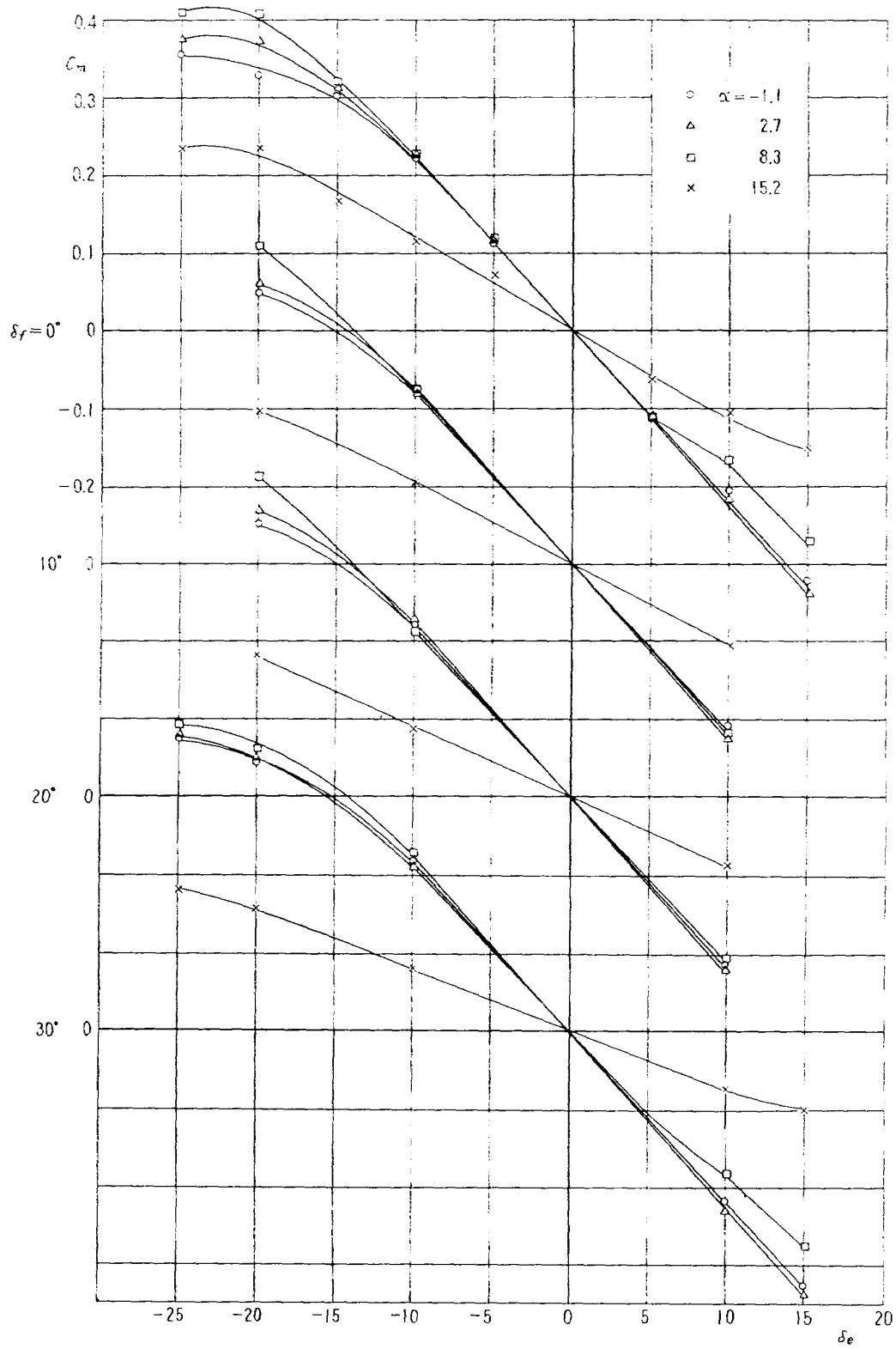


図 6 昇降舵効果, 全機, $\delta_f=0^\circ$, ($C_L, C_D, C_m \sim \alpha$)

図 7 昇降舵効き ($C_m \sim \delta_e$)

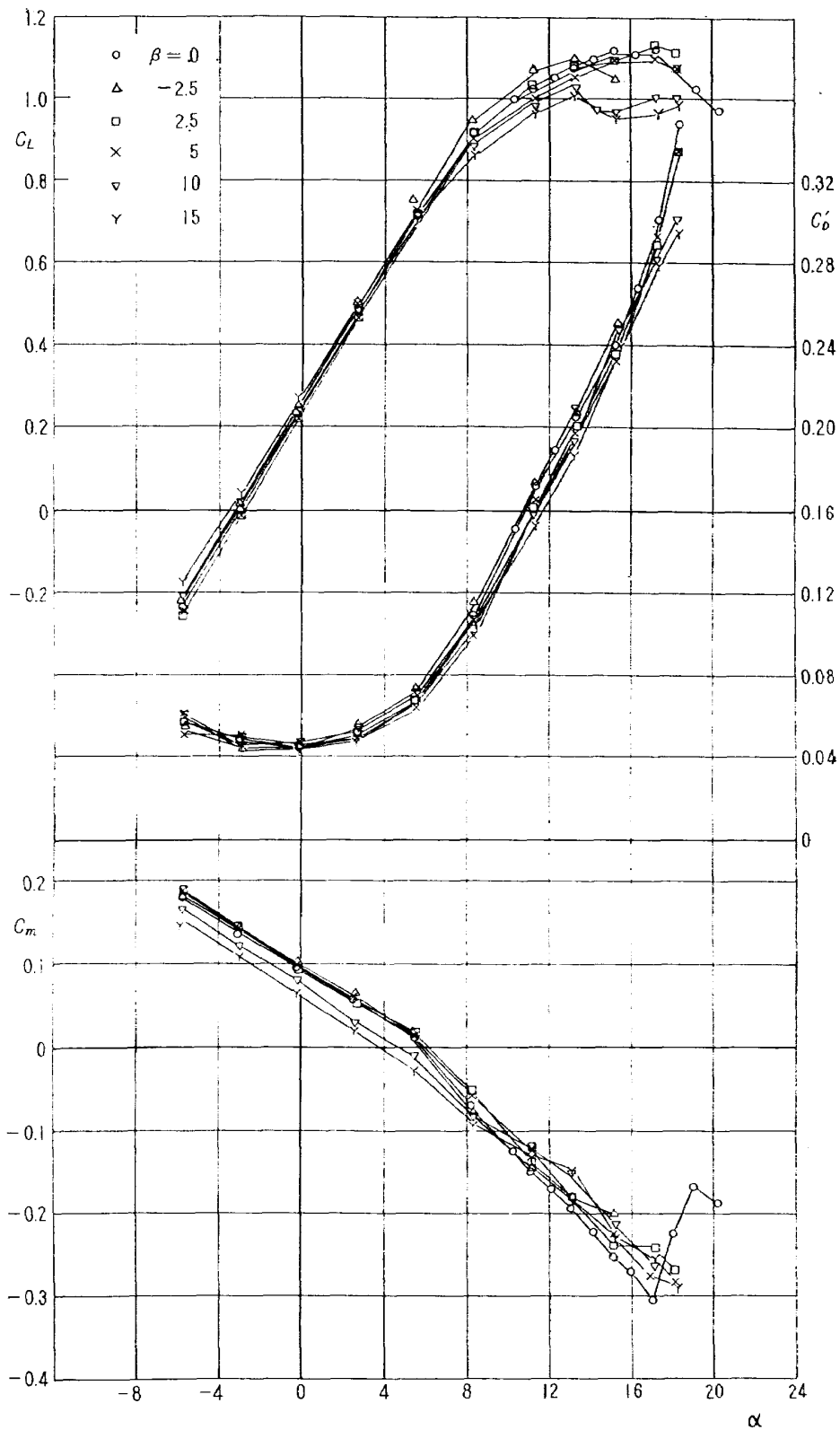


図 8 横すべり効果, 全機 $\delta_f=0^\circ$, (C_L , C_D' , $C_m \sim \alpha$)

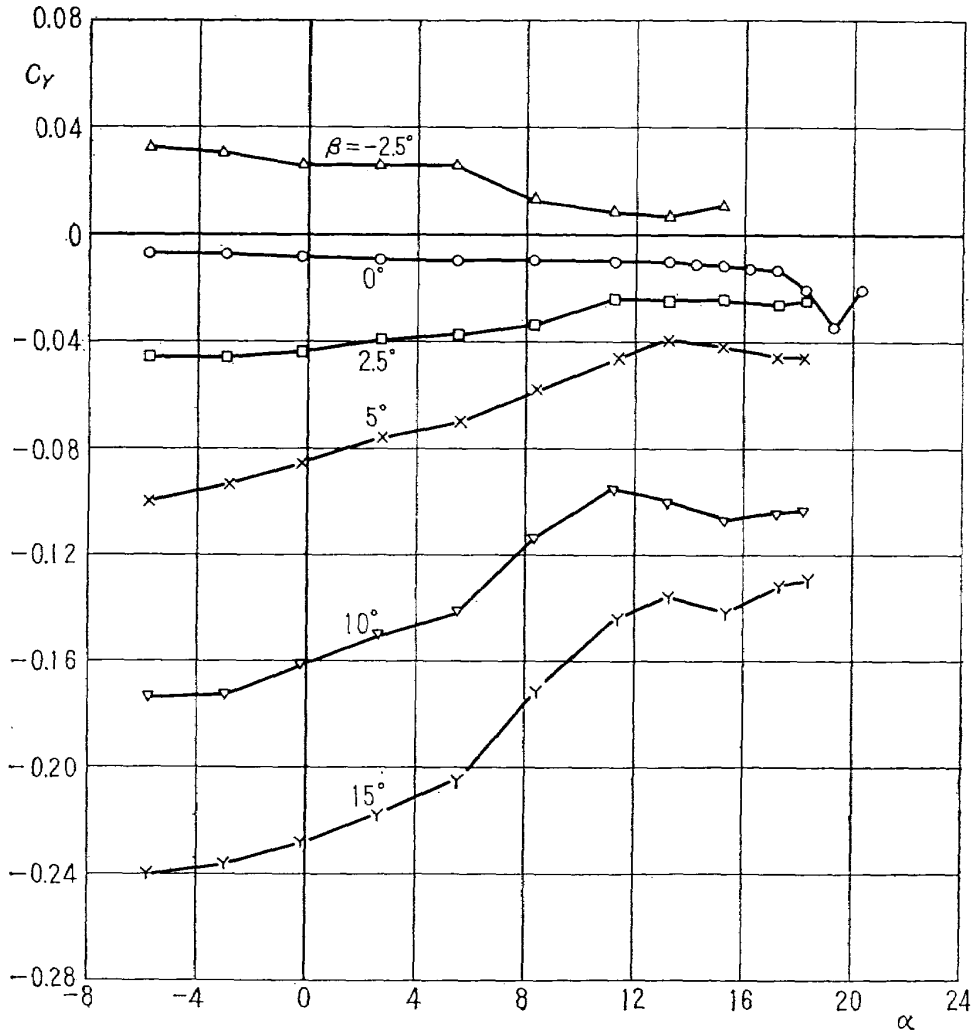


図 9 横すべり効果, 全機 $\delta_f=0^\circ$, ($C_Y \sim \alpha$)

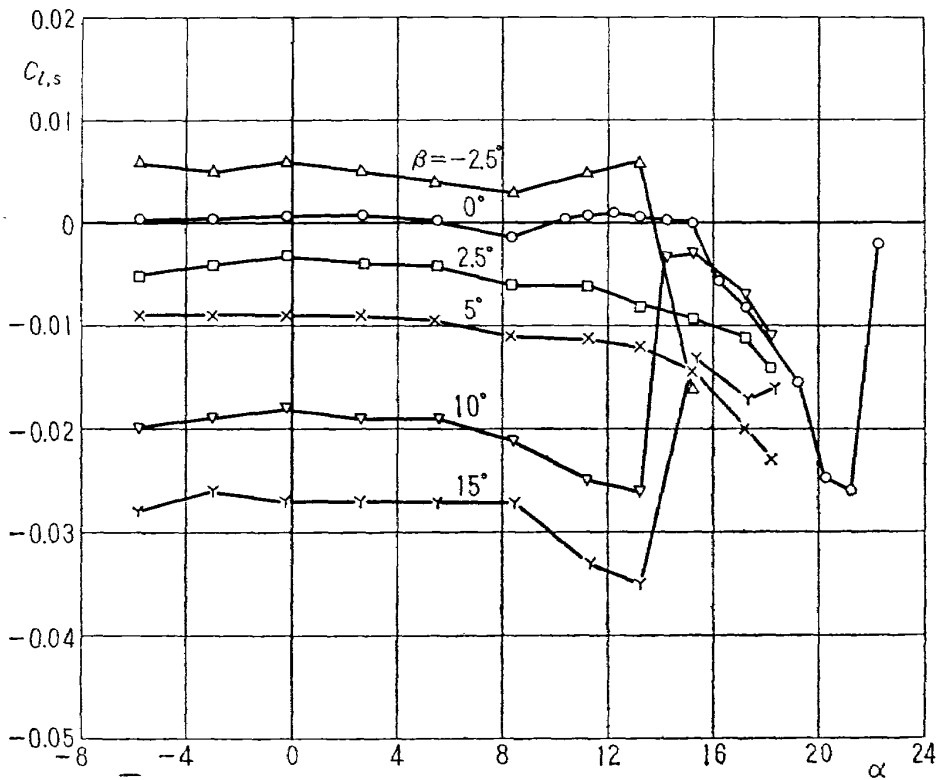


図 10 横すべり効果, 全機 $\delta_f=0^\circ$, ($C_{l,s} \sim \alpha$)

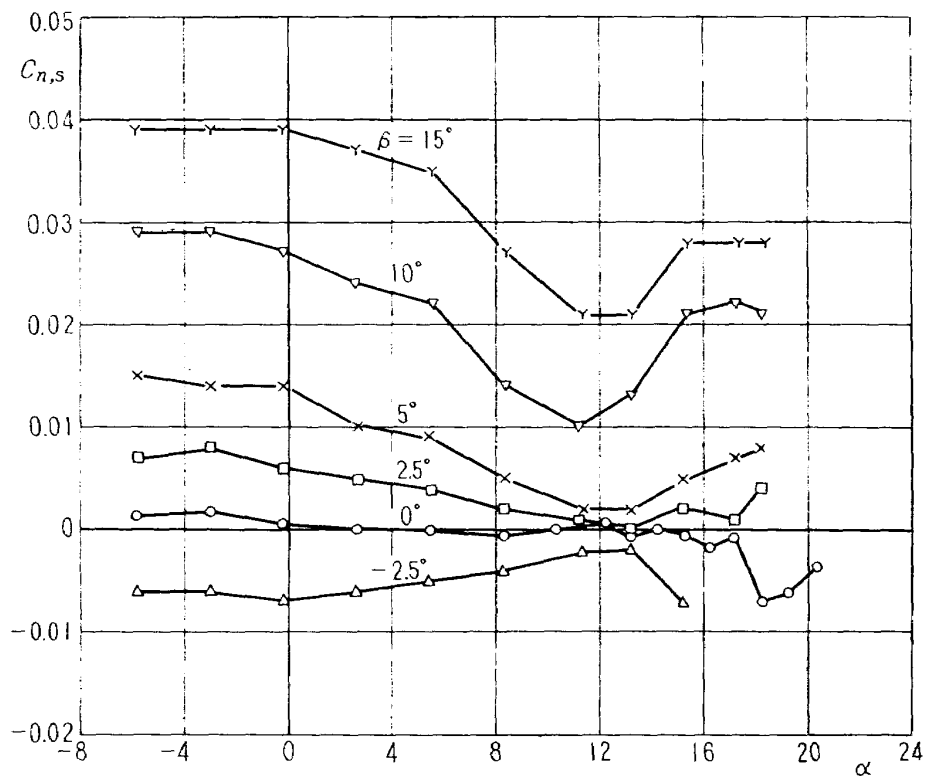


図 11 横すべり効果, 全機 $\delta_f=0^\circ$, ($C_{n,s} \sim \alpha$)

ではほとんど変化がなく, C_m についてはわずかながら機首下げ等の傾向が見られる。揚力, 抗力, 縦揺れモーメントに対する横すべりの影響は小さい。

全機のフラップ 30° の場合もだいたい同じ傾向である。尾翼なしの場合は β が増すことによりかなりの機首下げモーメントを生じている ($\beta=15^\circ$ で $\Delta C_m = -0.08$ の程度)。

(b) 横力, 横揺れモーメント, 偏揺れモーメント

全機のフラップ角 0° の横力, 横揺れモーメント, 偏揺れモーメントは α に対し図 9~11 に示したような変化をしているが, 全機のフラップ角 30° , 尾翼なしのフラップ角 0° , 30° についてもだいたい同じような曲線が得られる。4 種の迎角について β 対 C_Y , $C_{l,s}$, $C_{n,s}$ を求めると図 12~14 を得る。これらの図から迎角が増すに従って横力傾斜 $|C_{Y\beta}|$ は減少し, 横安定度 $|C_{l\beta}|$ は増大し, 方向安定度 $|C_{n\beta}|$ は減少する傾向がわかる。またこれらの値を全機, 尾翼なしのそれぞれの状態について同じ迎角で比較してみればフラップ角によりあまり変化していない。すなわち横-方向安定度はフラップ角によりあまり変化しないことがわかる。

図 12~14 において, $\alpha=15.2^\circ$ の C_Y , $C_{l,s}$, $C_{n,s}$ の曲線が $\beta=7.5^\circ$ で不連続となっているのは, $\beta=5^\circ$ までは $\alpha=15.2^\circ$ が C_{Lmax} の迎角に相当しているのに対し, $\beta=10^\circ$, 15° では $\alpha=15.2^\circ$ が C_{Lmax} の迎角を $4\sim5^\circ$ 超えていて, 左右の翼の失速状態が著しく異なっているため起こるものである。(大迎角では前進する翼の気流はく離が大きい)。 $\alpha=8^\circ$ 以下の迎角ではこのような現象は起こっていない。

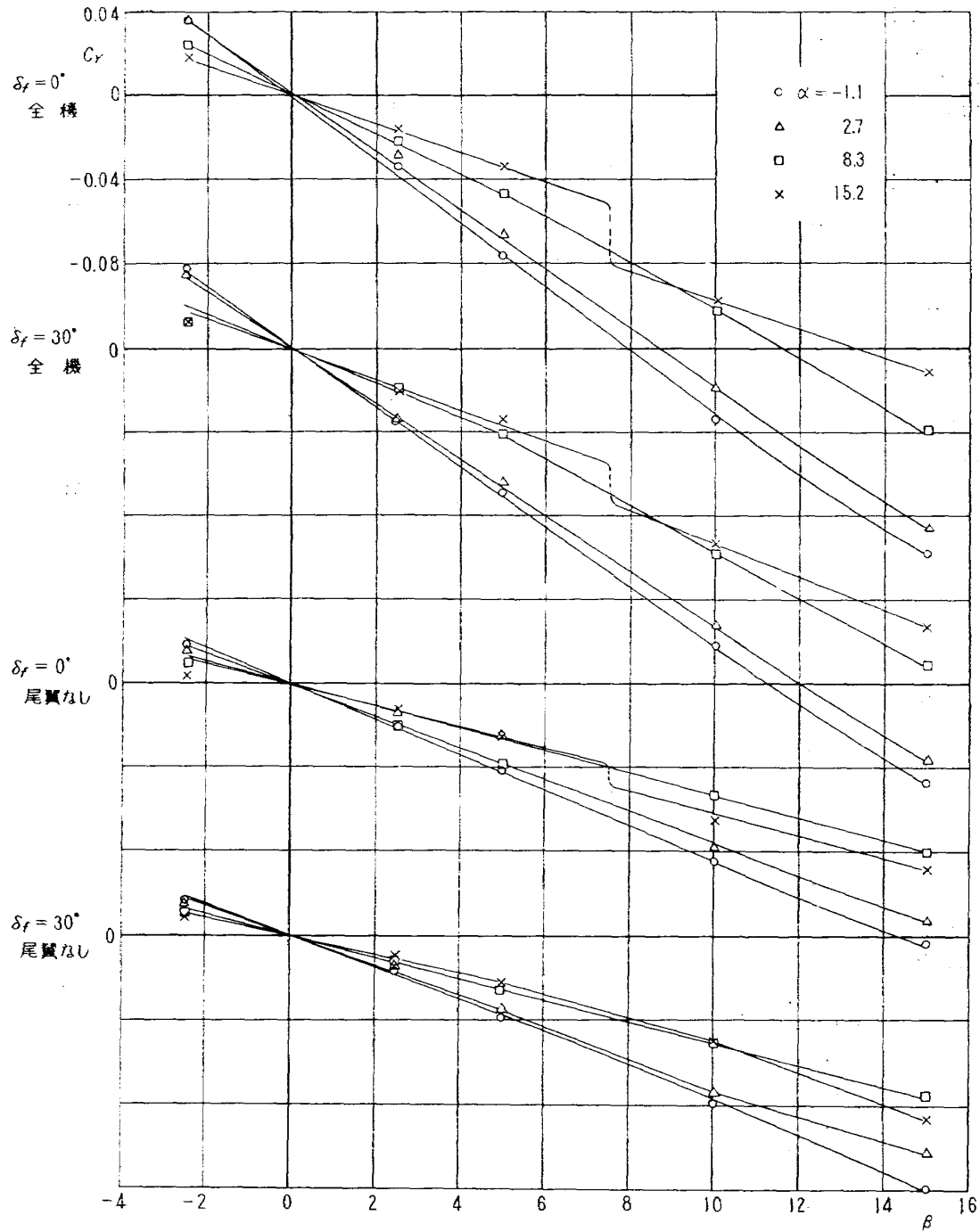


図 12 横すべり効果 ($C_r \sim \beta$)

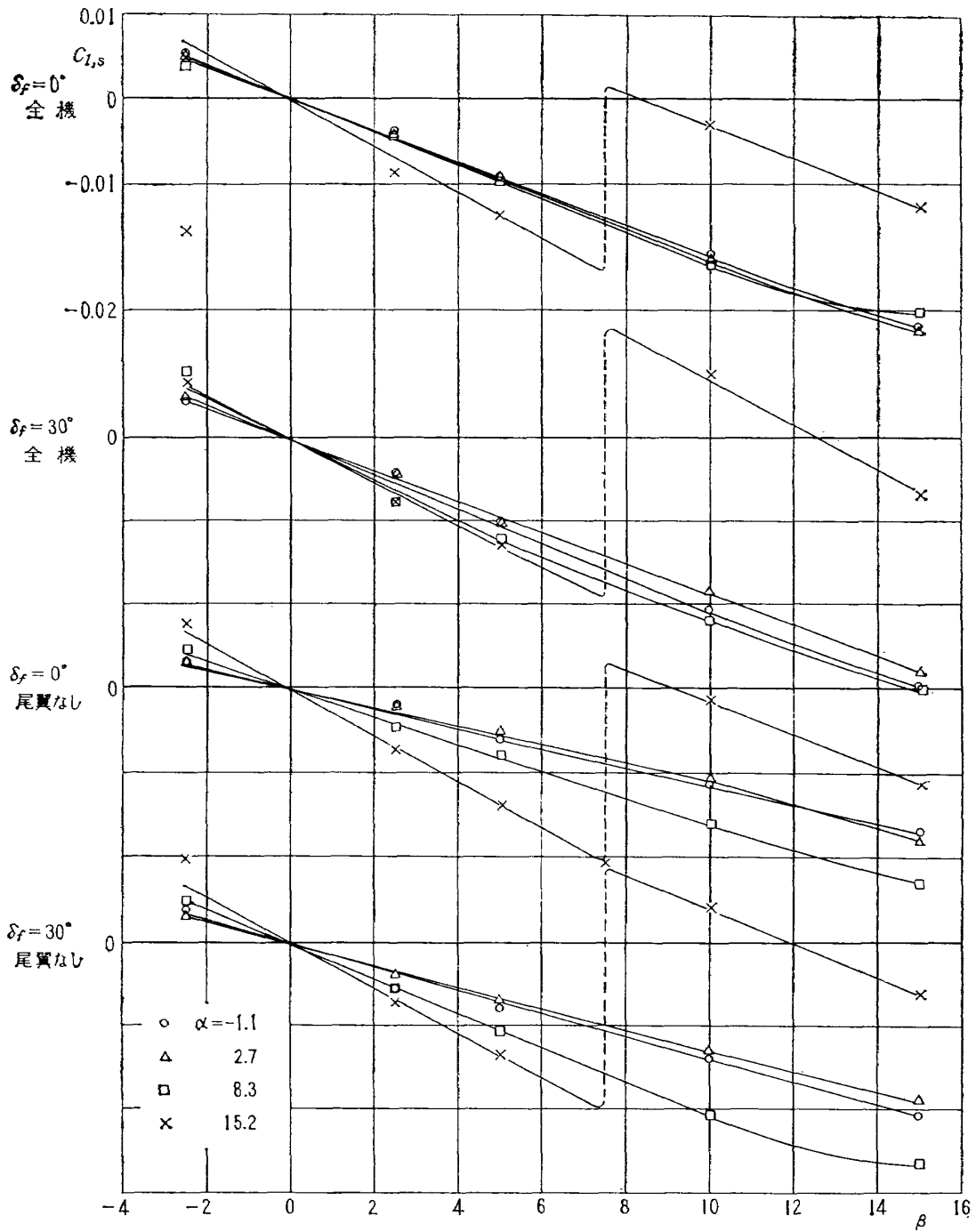
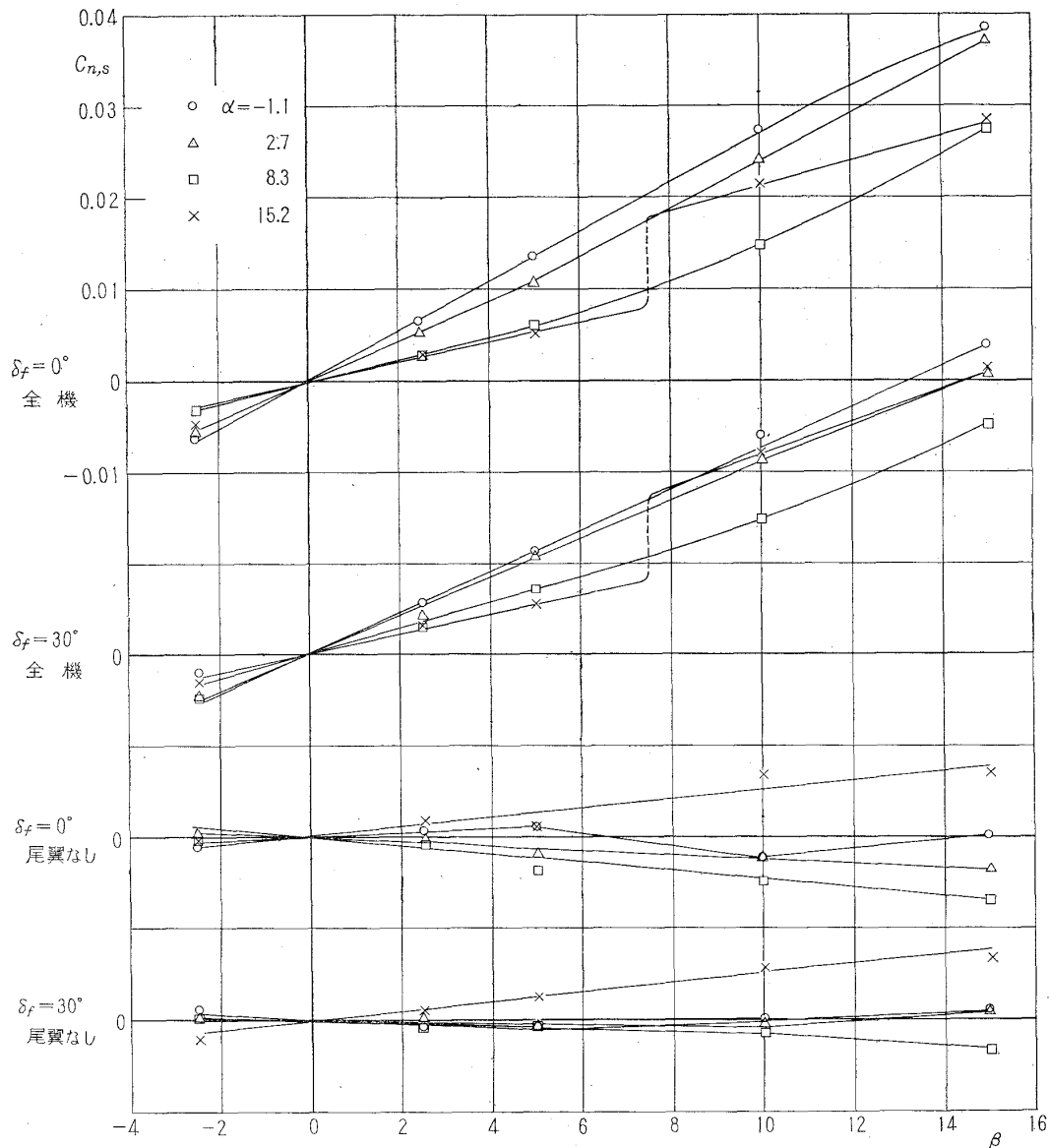


図 13 横すべり効果 ($C_{l,s} \sim \beta$)

図 14 横すべり効果 ($C_{n,s} \sim \beta$)

(2) 補助翼効き試験

補助翼効き試験は横すべりなし，フラップ角 0° および 30° の場合において 4 種の迎角について行なった。試験は片翼操舵と両翼操舵の二つの形態で行なった。両翼操舵の場合の両翼の舵角は上げ下げ等量とした。

δ_a 対 $C_{l,s}$, $C_{n,s}$ を図 15, 16 に示す。表示舵角は片翼操舵の量を示す。

図 15, 16 から補助翼の効きは大きな補助翼角および迎角が増すに従って減少する傾向が見られる。この傾向ならびに補助翼の効きはフラップ角 0° , 30° と同じであってフラップ角によって変わっていない。Adverse Yaw は $\delta_f = 0^\circ$ のほうがいくぶん大で， $\alpha = 15.2^\circ$ で両翼の補助翼角を最大にとった場合 $C_{l,s}$ の約 25% となっている。

(3) 方向舵効き試験

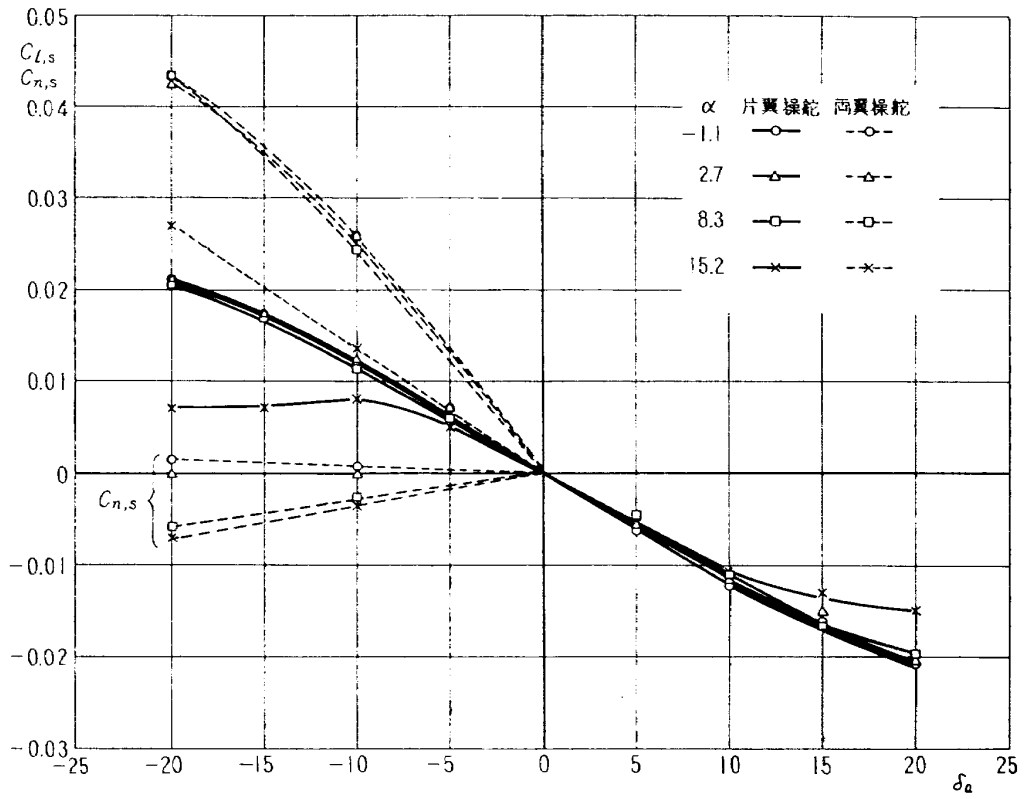


図 15 補助翼効き $\delta_f=0^\circ$, ($C_{l,s}, C_{n,s} \sim \delta_a$)

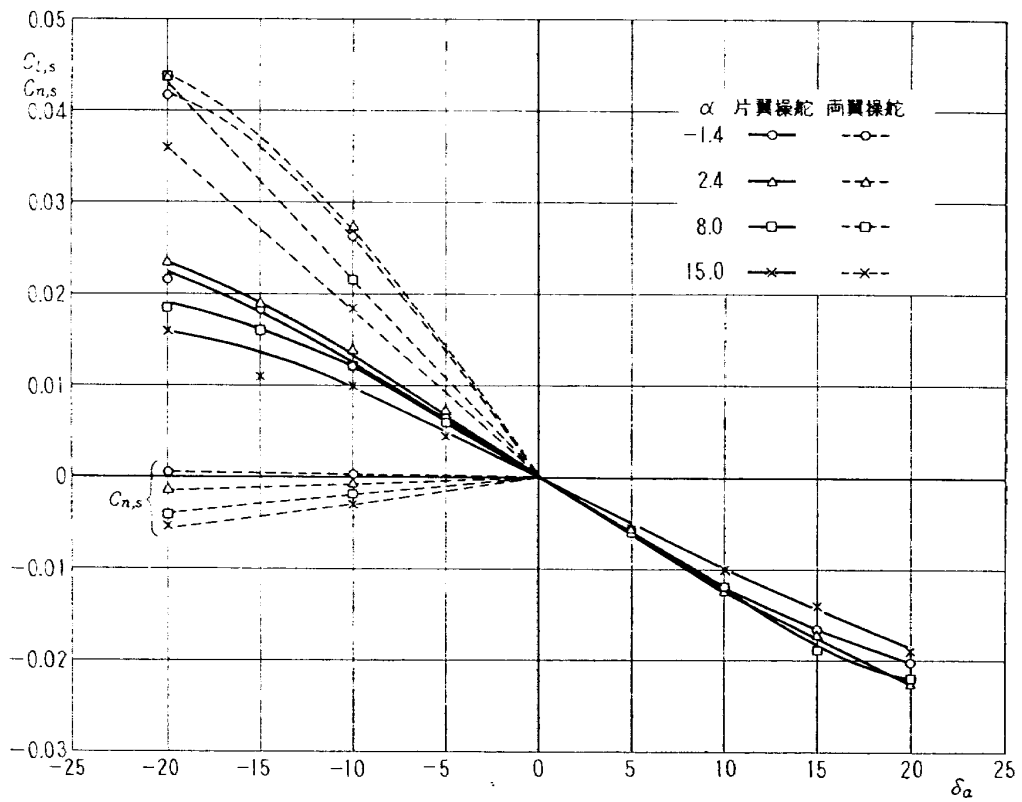
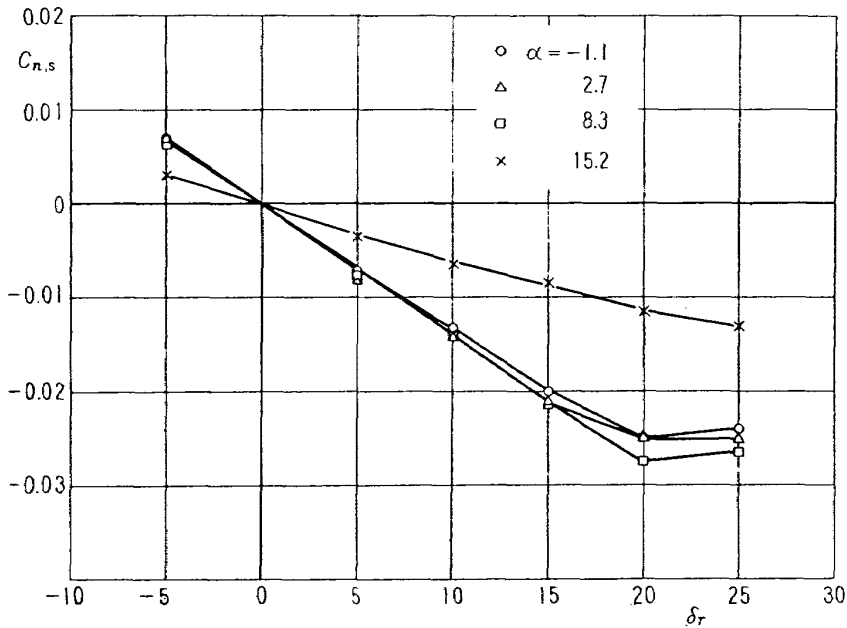
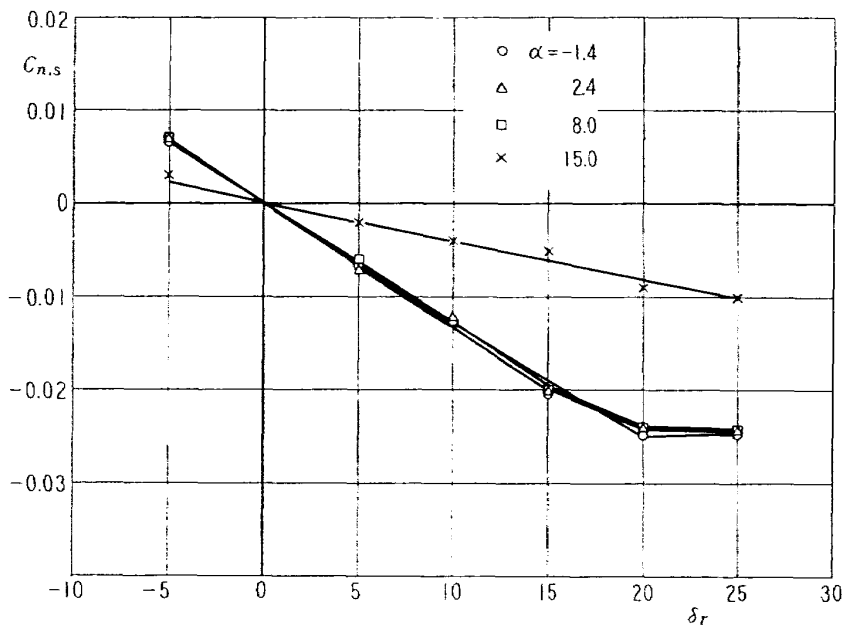


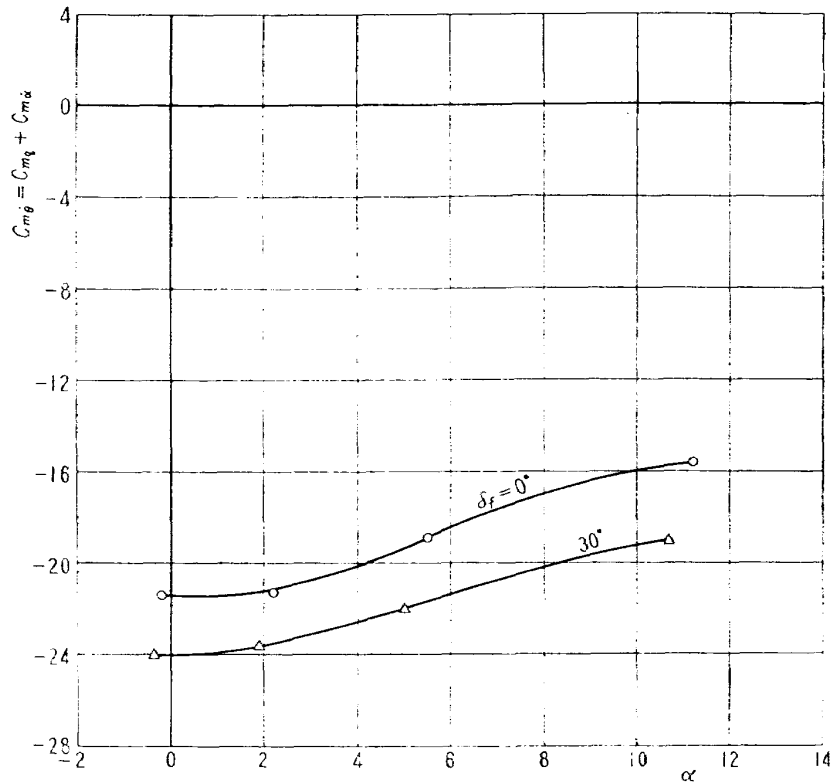
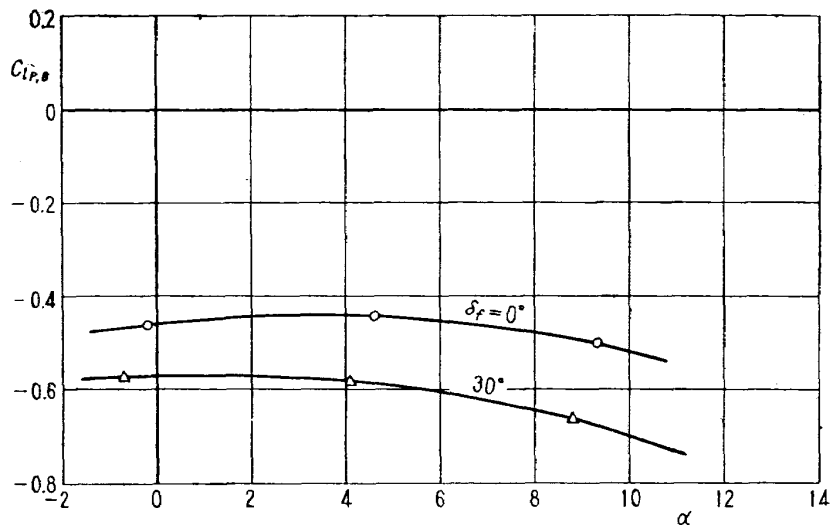
図 16 補助翼効き $\delta_f=30^\circ$, ($C_{l,s}, C_{n,s} \sim \delta_a$)

図 17 方向舵効き $\delta_f=0^\circ$ ($C_{n,s} \sim \delta_r$)図 18 方向舵効き $\delta_f=30^\circ$ ($C_{n,s} \sim \delta_r$)

方向舵効き試験は横すべりなし，フラップ角 0° および 30° で 4 種の迎角について行なった。 δ_r 対 $C_{n,s}$ を図 17, 18 に示す。方向舵の効き $C_{n\delta r}$ は揚力曲線が直線である $\alpha=8^\circ$ までは迎角，フラップ角によりほとんど変わらず -0.0013 1/deg が得られる。 $\alpha=8^\circ$ 以上では迎角が増すに従って方向舵の効きが低下し，この低下する割合はフラップをとったときのほうが大きい。

4.3 動安定試験

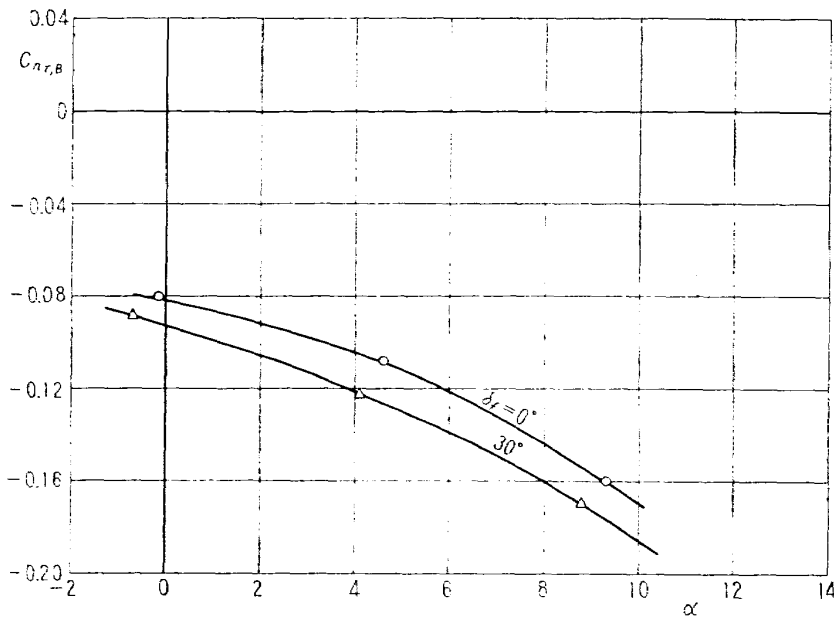
動安定試験は横すべりなし，全機のフラップ角 0° および 30° について 3 機体軸まわりの動安定微係数を求めた。 α に対する $C_{m\dot{\theta}}=C_{mq}+C_{m\dot{\alpha}}$ を図 19 に， $C_{lp,B}$ を図 20 に， $C_{nr,B}$ を図 21 に

図 19 動安定微係数 ($C_{m\delta} \sim \alpha$)図 20 動安定微係数 ($C_{lp,B} \sim \alpha$)

示す。大迎角におけるこれらの動安定微係数は模型支持系の剛性不足のため測定できなかった。

動安定微係数はいずれもフラップ角 30° のほうが負の係数が大となっている。すなわち機体の減衰効果が大である。迎角に対してはフラップ角に関係なく、迎角が増すに従って $|C_{m\delta}|$ は減少し $|C_{lp,B}|$ はほぼ中正、 $|C_{nr,B}|$ は増加する傾向を示している。

$C_{lp,B}$ 、 $C_{nr,B}$ は機体軸に関する値であるので、 $C_{lp,B}$ 、 $C_{nr,B}$ に推定値を入れて安定軸に換算し直してみると $C_{lp,s}$ 、 $C_{nr,s}$ とも迎角によってあまり変化しないという結果が得られた。

図 21 動安定係数 ($C_{nr,B} \sim \alpha$)

4.4 気流試験

気流試験は翼面および胴体表面に細い絹糸をつけて失速状況の観察を行なった。一例として $\beta = 0^\circ$ とし、迎角を変えた場合の主翼のはく離状況のスケッチ ($\delta_f = 0^\circ$) を図 22, 主翼, 胴体, 尾翼のはく離状況の写真 ($\delta_f = 30^\circ$) を図 24 に示す。また迎角を一定とし β を変えた場合のものを図 23, 25 に示す。

主翼の気流のはく離は, $\beta = 0^\circ$ の場合, $\alpha = 5^\circ$ ぐらいから翼付根の後縁部に見られ, 迎角が増すに従ってはく離は前縁の方向および翼端の方向に進行し, 補助翼先端部の失速は大迎角にいたるまで起こしていない。胴体とナセルの間のはく離の進行は比較的急激であるがそのほかの部分についてはおだやかである。迎角を一定として β を変えた場合, α および β が小さいときには後退側の翼のほうがはく離領域が大となっているが, $\alpha = 15^\circ$ ぐらいの大迎角の場合, $\beta = 10^\circ, 15^\circ$ では逆になっている。

胴体のはく離は $\alpha = 7^\circ$ ぐらいから翼付根部の胴体側面に見られ, 迎角が増すに従って胴体の上面, 尾翼の方向におよんでいる。 β を変えた場合にも著しい変化は生じていない。

水平尾翼については $\alpha = 8^\circ$ ぐらいから気流糸が乱れ始め, $C_{L \max}$ を過ぎた迎角では全面はく離となっている。 β を変えた場合は後退側の翼のほうがはく離が早く起こりそのはく離領域も大である。

垂直尾翼については, $\beta = 0^\circ$ の場合迎角が増すに従って後縁部に翼端に向っての流れが見られる程度で, 大迎角にいたるものはく離を起こしていない。迎角を一定とし β を変えた場合は $\beta = 15^\circ$ で強い上向きの流れが見られる。この傾向は大迎角の場合ほど著しい。

以上述べた失速特性の傾向は, フラップ角 $10^\circ, 20^\circ$ についても同じであって, フラップ角によりあまり変化しないことがわかる。

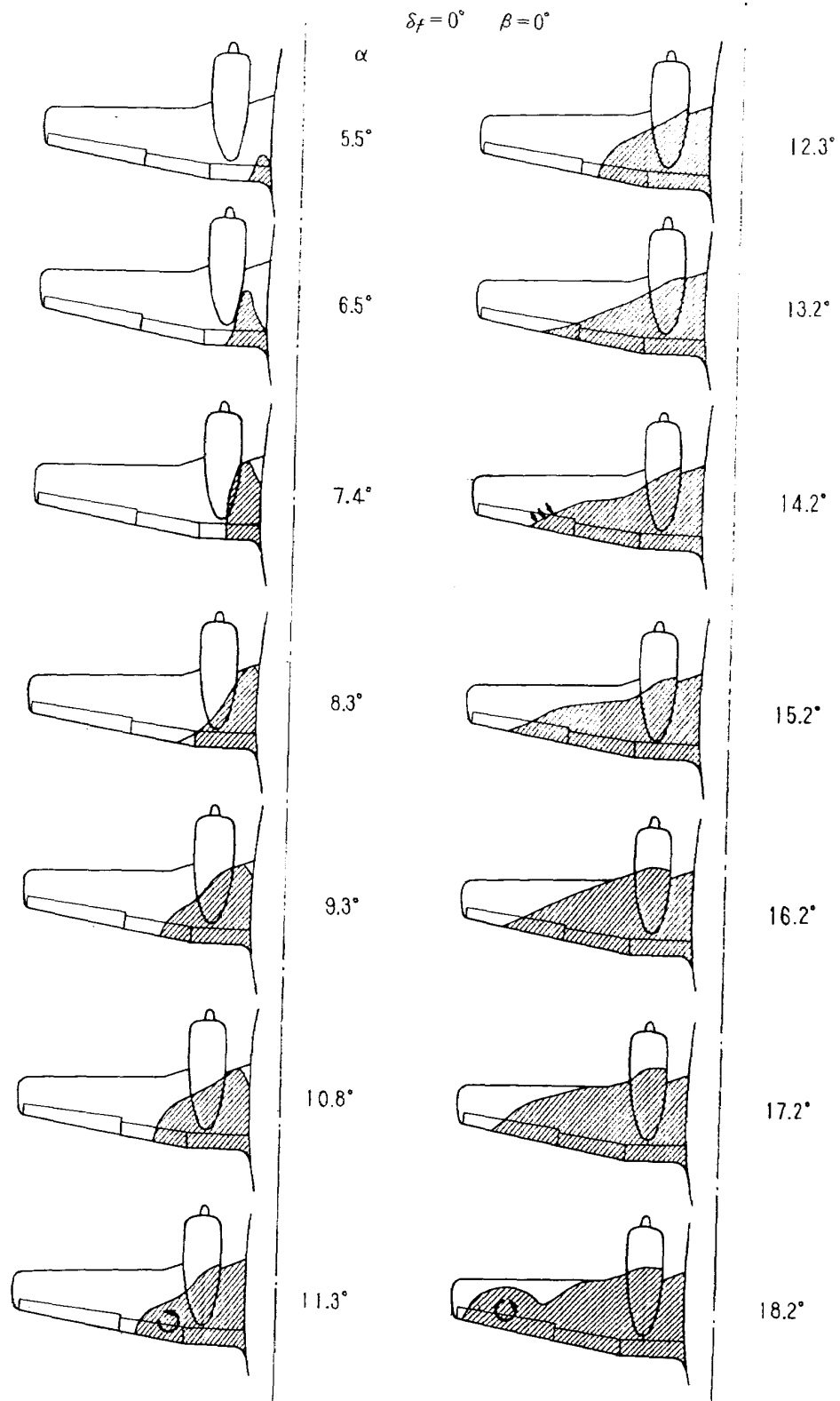


図 22 気流試験 $\delta_f = 0^\circ, \beta = 0^\circ$

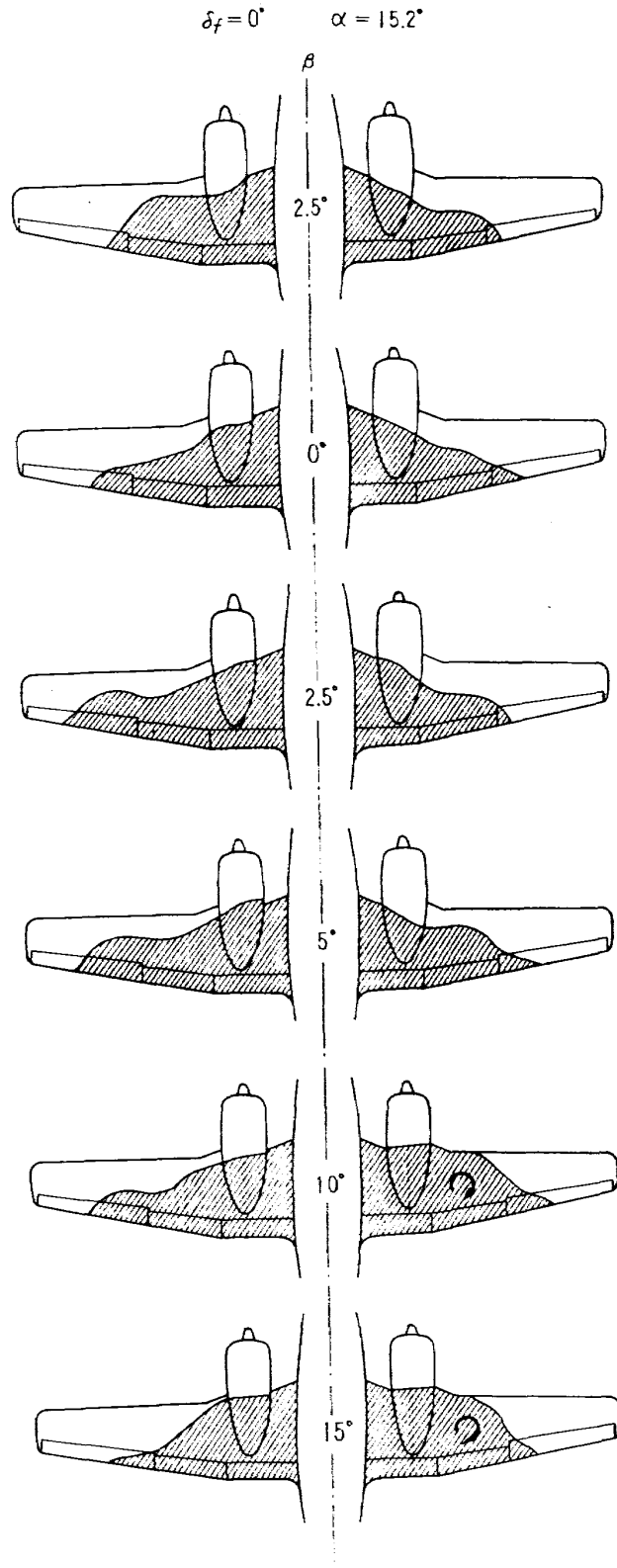


図 23 気流試験 $\delta_f = 0^\circ$, $\alpha = 15.2^\circ$

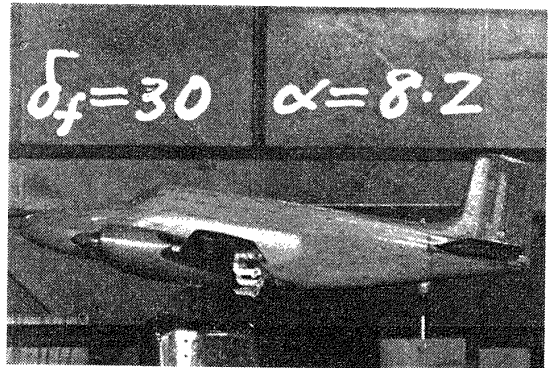
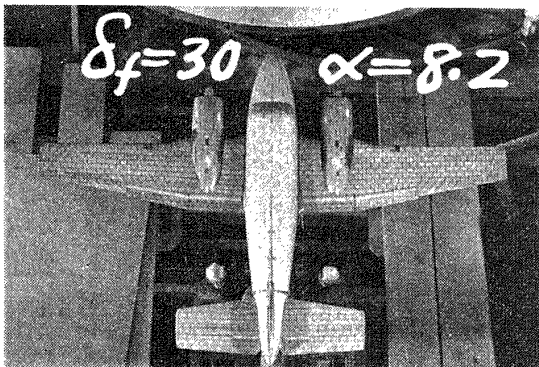
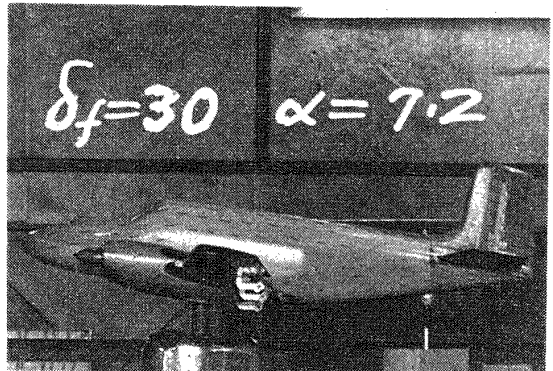
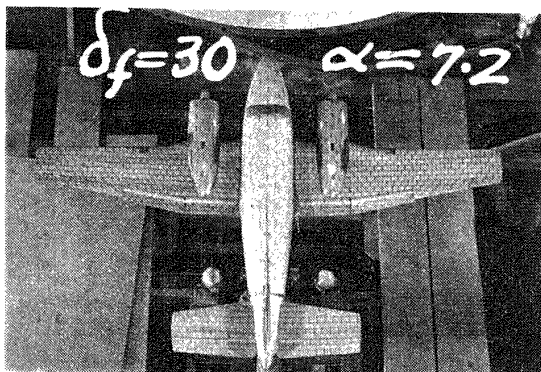
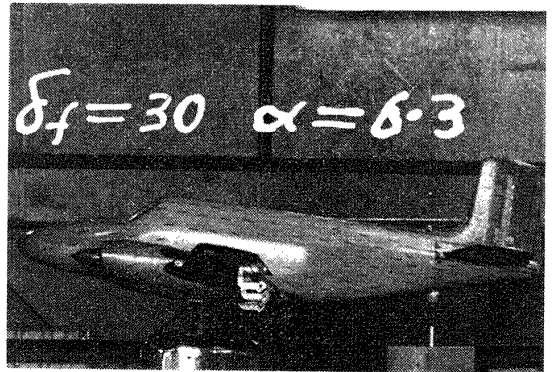
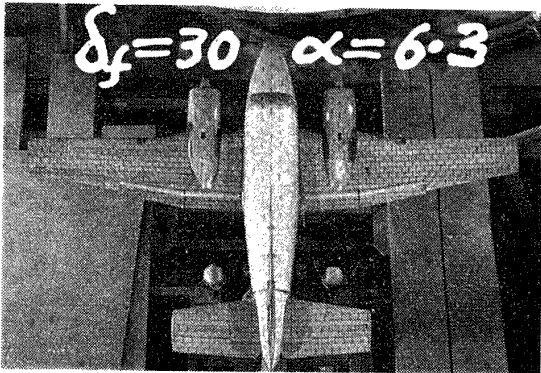
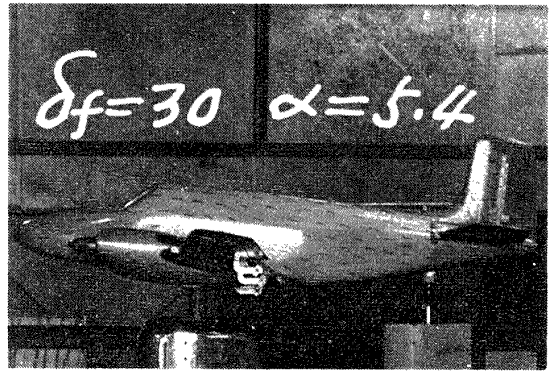
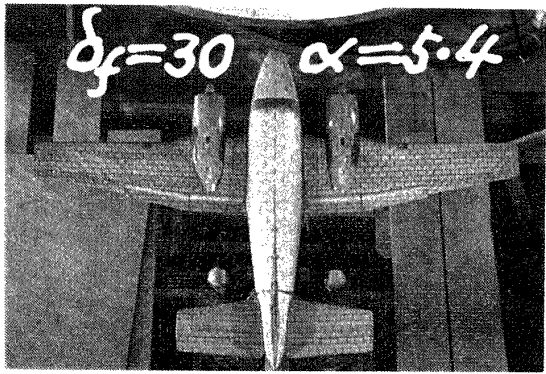
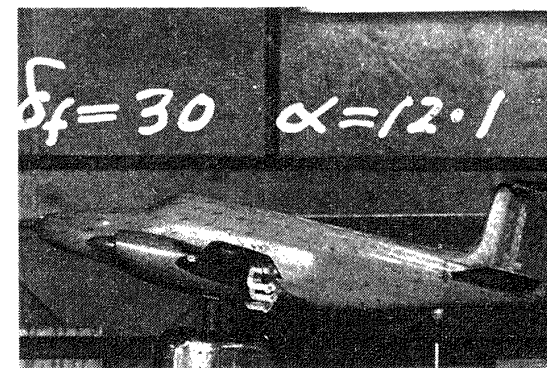
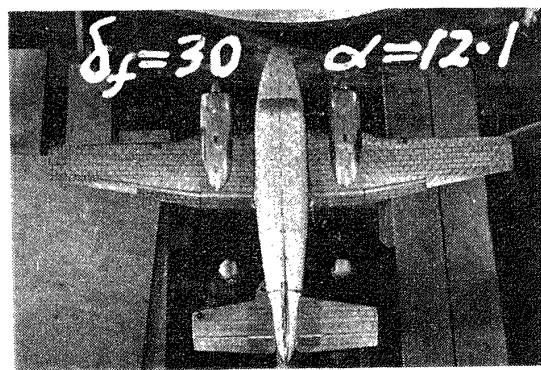
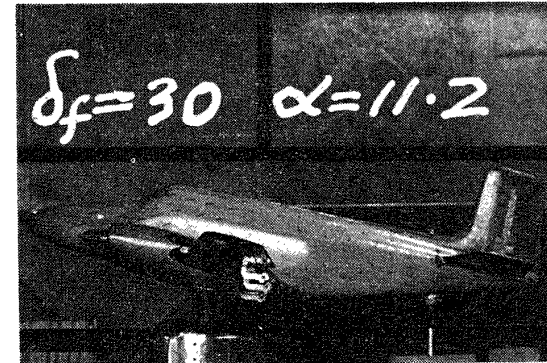
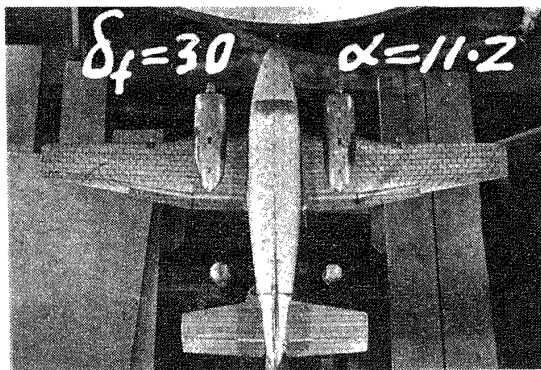
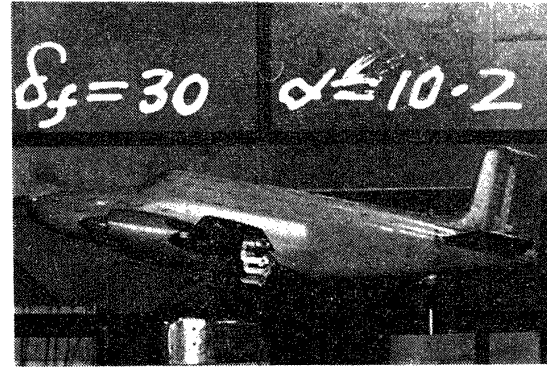
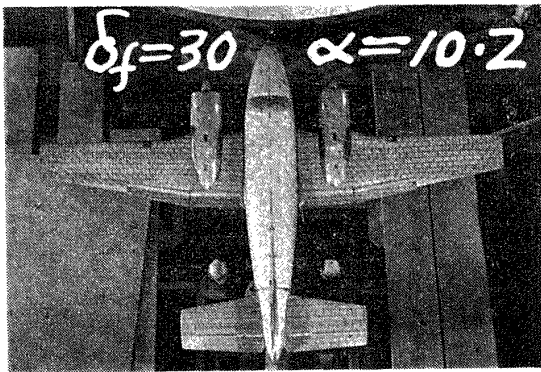
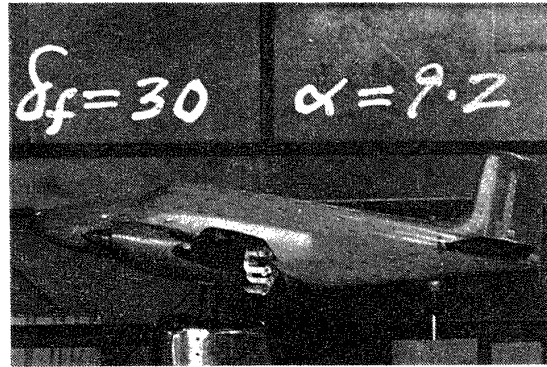
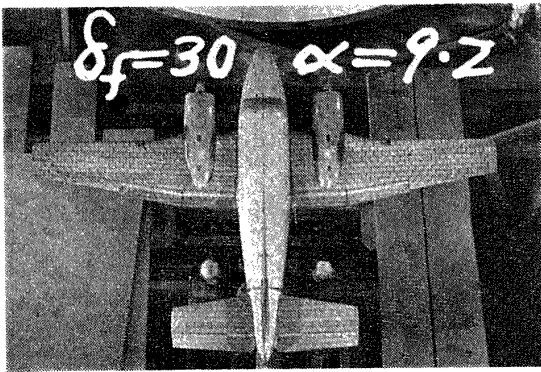


図 24 $\delta_f=30^\circ$, $\beta=0^\circ$,

図 24 $\delta_f=30^\circ$, $\beta=0^\circ$

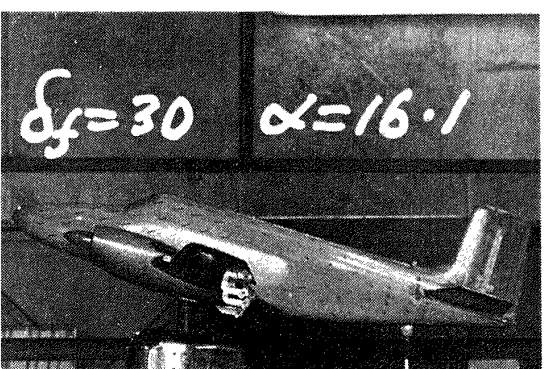
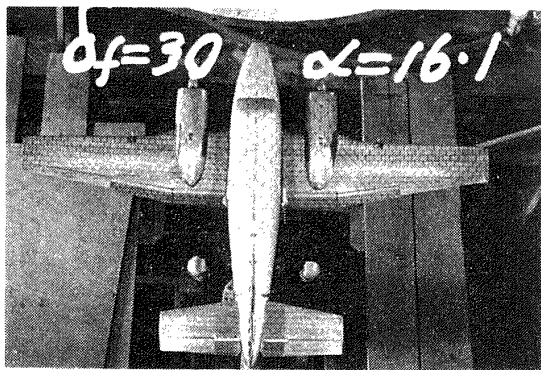
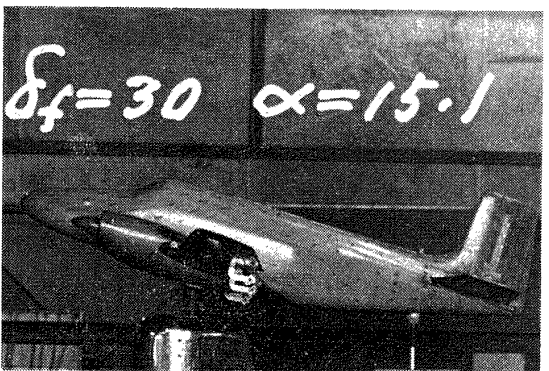
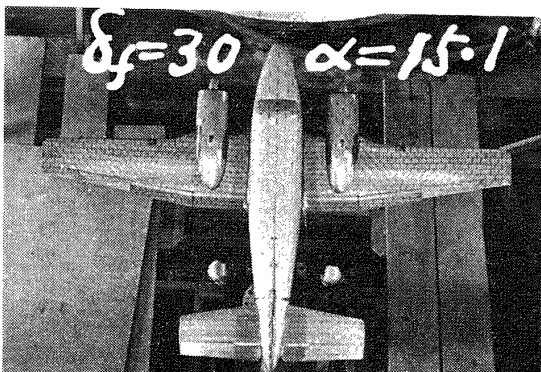
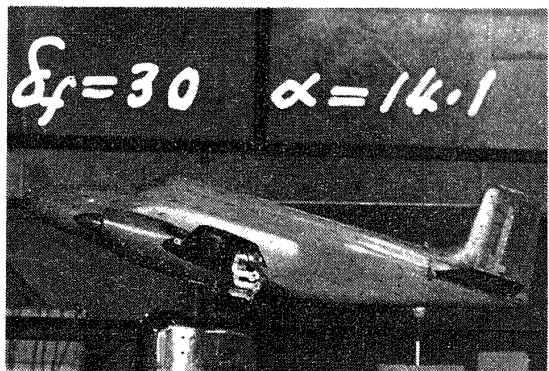
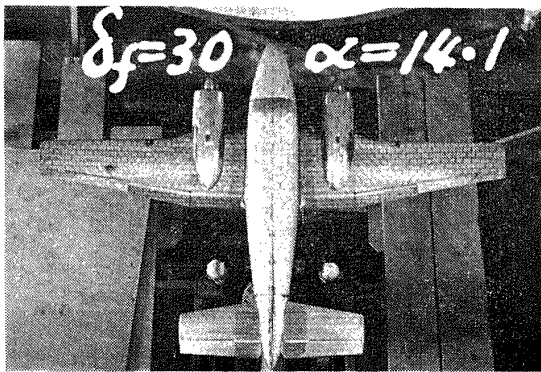
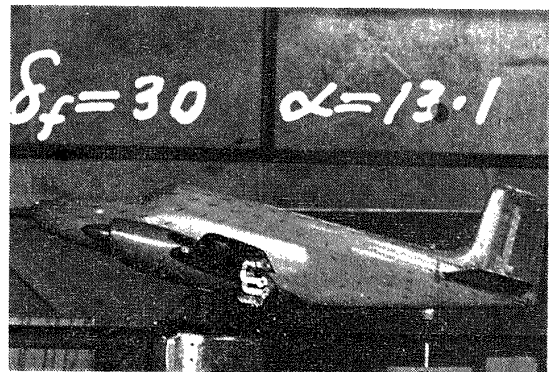
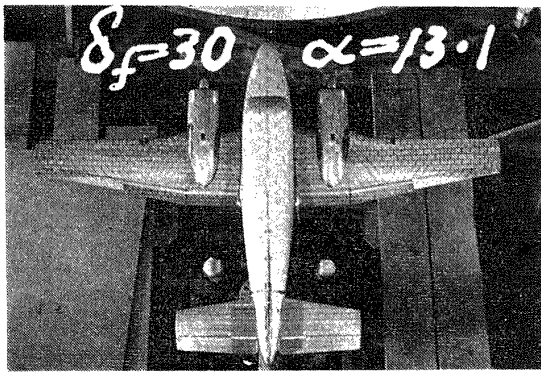


図 24 $\delta_f=30^\circ$, $\beta=0^\circ$.

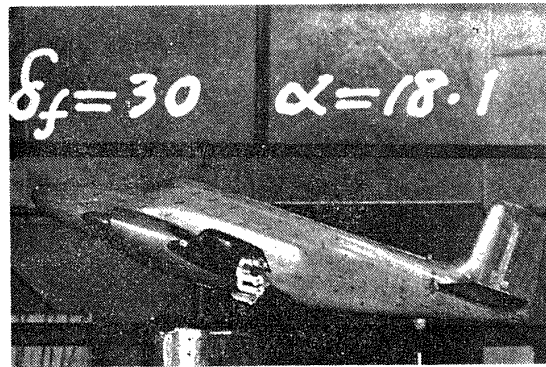
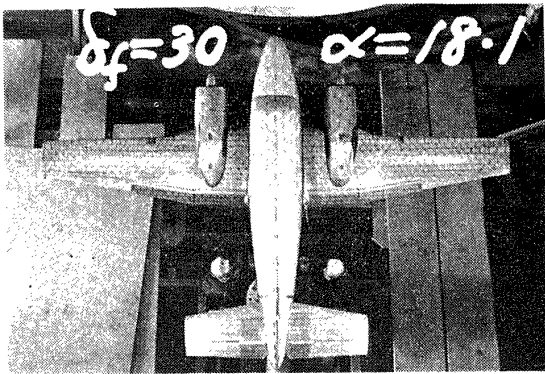
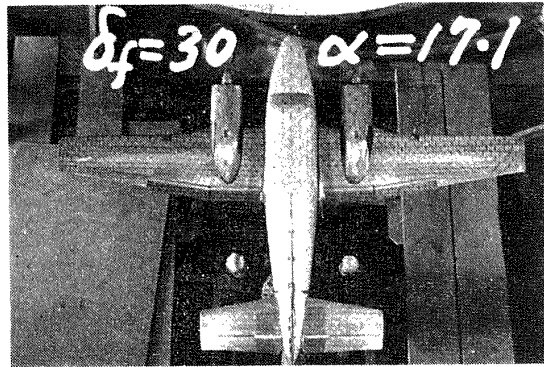
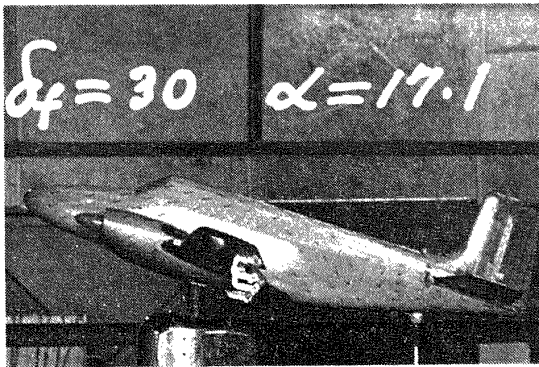


図 24 $\delta_f = 30^\circ$, $\beta = 0^\circ$

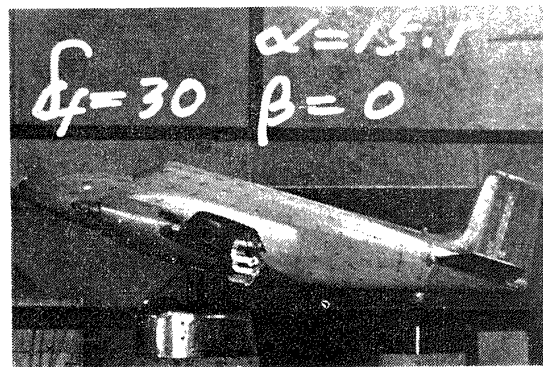
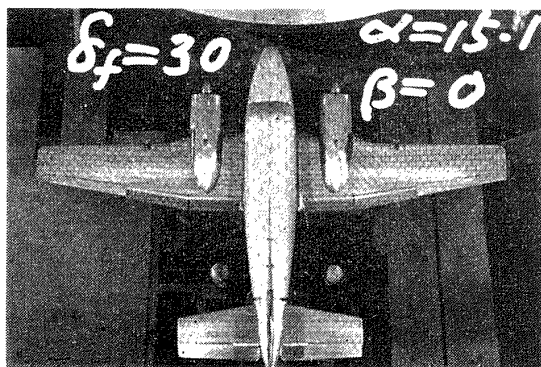
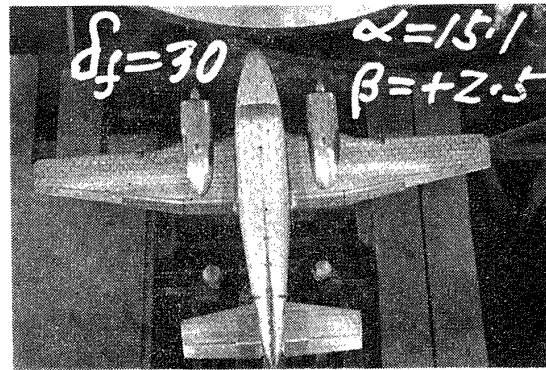
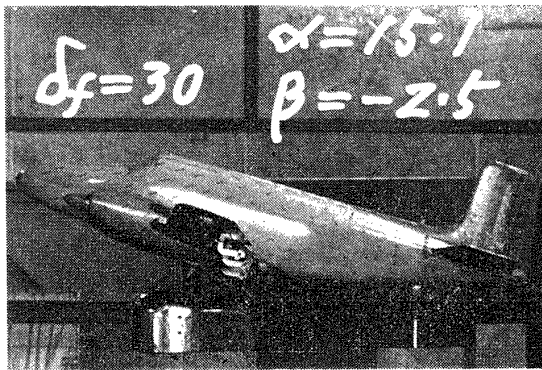


図 25 $\delta_f = 30^\circ$, $\alpha = 15.1^\circ$

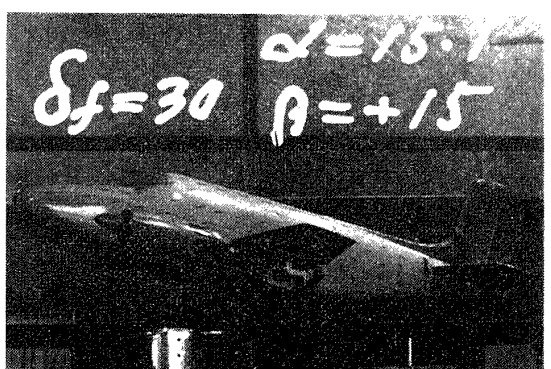
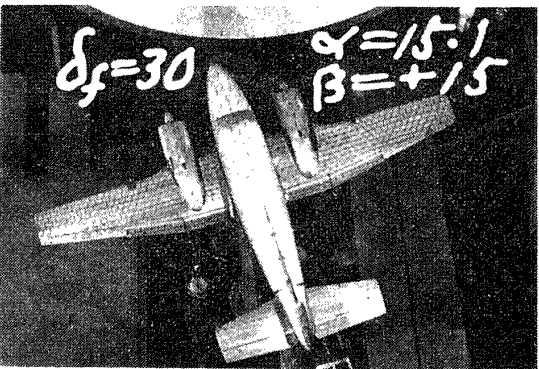
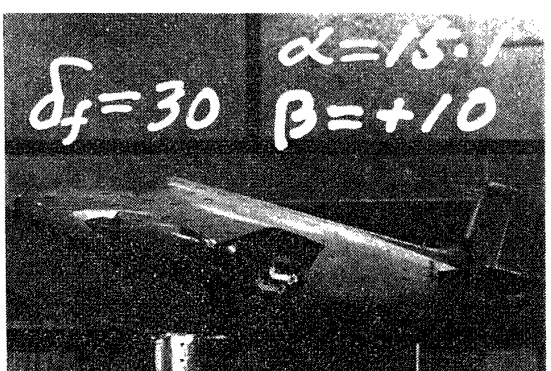
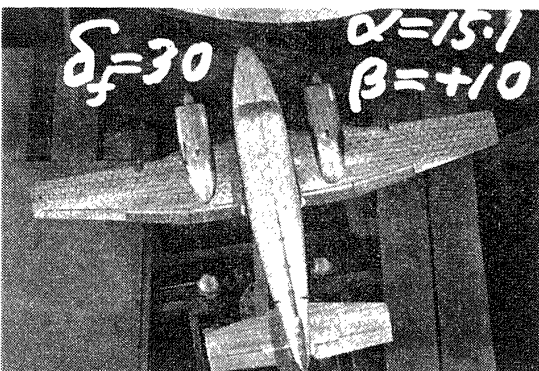
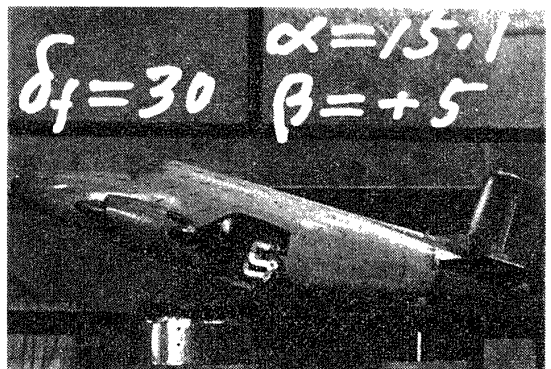
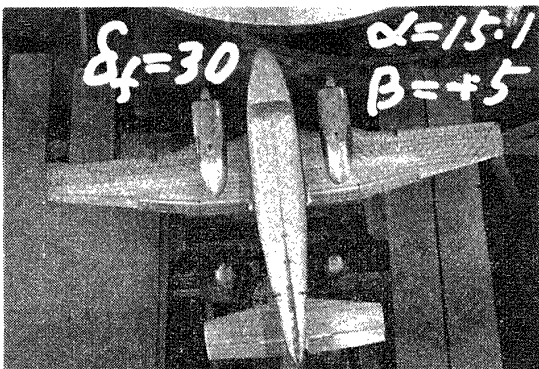
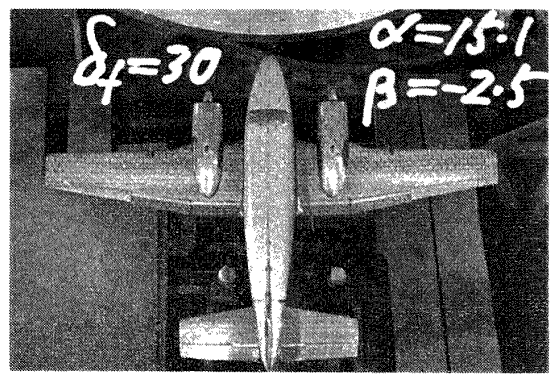
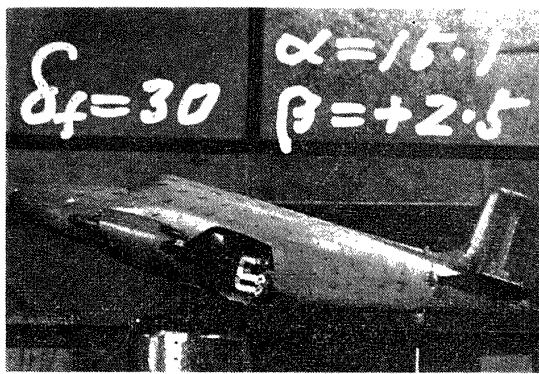


図 25 $\delta_f = 30^\circ$, $\alpha = 15.1^\circ$.

5. む す び

クインエア機の 1/7.5 模型によりプロペラなしの状態で行ないその空力特性を得た。本試験結果の中では特に変わった性質，好ましくない傾向は見られない。

1. $\delta_f=0^\circ$ の零揚力角 -3° ，揚力傾斜 0.085 1/deg, $C_{L\max}$ 1.12 (R_e 数 6.8×10^5), $C_{D\min}=0.045$, 縦揺れモーメント傾斜 $C_{m\alpha}=-0.015$ 1/deg. が得られている。 $C_{m\alpha}$ はフラップ角により変化していない。

2. フラップの効きはフラップ角の増加とともに C_L がほぼ直線的にふえ $\delta_f=30^\circ$ で $\Delta C_L=0.41$, $\delta_f=30^\circ$ の $C_{L\max}$ 1.43 。

3. 横すべりの影響は C_L , C_D , C_m に対しては小さい。 $C_{Y\beta}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$ は比較的大きな数値が得られており，迎角によりそれぞれ増減している。同じ迎角で比較した場合フラップ角による変化は小さい。

4. 昇降舵，補助翼，方向舵の諸舵効きは $\alpha=8^\circ$ ぐらいまで，迎角，フラップ角によりあまり変化していない。舵の効きと安定度の比 $C_{m\delta e}: C_{m\alpha}$ は 1.5 , $C_{n\delta r}: C_{n\beta}$ は 0.6 , $C_{l\delta a}: C_{l\beta}$ は 1.3 である。

5. 動安定微係数 $C_{m\dot{\alpha}}$, $C_{l_{p,B}}$, $C_{n_{r,B}}$ はいずれもフラップ角 30° の場合負の値が大であり，迎角によりそれぞれ変化している。

6. 失速特性は気流のはく離の進行状況が比較のおだやかで，補助翼先端部は大迎角にいたるまではく離せず良好である。

<p>NAL TM-61 航空宇宙技術研究所 クインエア機の風洞試験 1965年9月 29ページ</p> <p>本報告はビーチクラフト65型クインエア機, 縮尺 1/7.5, プロペラなし模型の諸舵効きを含む三分力, 六分力および動安定等の風洞試験結果を示す。試験 R_e 数は 6.8×10^5 の程度である。 試験結果としては, 特に変変わった性質, 好ましくなくない傾向は見られない。失速特性は良好である。</p>	<p>I. 広末健一 矢沢健司 塚野雄吉 田村征一 佐野四郎 能村実 別府信宏</p> <p>II. NAL TM-61 III. 533.6.013:07</p>	<p>NAL TM-61 航空宇宙技術研究所 クインエア機の風洞試験 1965年9月 29ページ</p> <p>本報告はビーチクラフト65型クインエア機, 縮尺 1/7.5, プロペラなし模型の諸舵効きを含む三分力, 六分力および動安定等の風洞試験結果を示す。試験 R_e 数は 6.8×10^5 の程度である。 試験結果としては, 特に変変わった性質, 好ましくなくない傾向は見られない。失速特性は良好である。</p>	<p>I. 広末健一 矢沢健司 塚野雄吉 田村征一 佐野四郎 能村実 別府信宏</p> <p>II. NAL TM-61 III. 533.6.013:07</p>
<p>NAL TM-61 航空宇宙技術研究所 クインエア機の風洞試験 1965年9月 29ページ</p> <p>本報告はビーチクラフト65型クインエア機, 縮尺 1/7.5, プロペラなし模型の諸舵効きを含む三分力, 六分力および動安定等の風洞試験結果を示す。試験 R_e 数は 6.8×10^5 の程度である。 試験結果としては, 特に変変わった性質, 好ましくなくない傾向は見られない。失速特性は良好である。</p>	<p>I. 広末健一 矢沢健司 塚野雄吉 田村征一 佐野四郎 能村実 別府信宏</p> <p>II. NAL TM-61 III. 533.6.013:07</p>	<p>NAL TM-61 航空宇宙技術研究所 クインエア機の風洞試験 1965年9月 29ページ</p> <p>本報告はビーチクラフト65型クインエア機, 縮尺 1/7.5, プロペラなし模型の諸舵効きを含む三分力, 六分力および動安定等の風洞試験結果を示す。試験 R_e 数は 6.8×10^5 の程度である。 試験結果としては, 特に変変わった性質, 好ましくなくない傾向は見られない。失速特性は良好である。</p>	<p>I. 広末健一 矢沢健司 塚野雄吉 田村征一 佐野四郎 能村実 別府信宏</p> <p>II. NAL TM-61 III. 533.6.013:07</p>

TM-46	翼胴結合金具の疲労特性	1964年12月	竹内和之, 藤枝郭俊
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	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	平木一, 橋本登 林二識, 吉永崇
TM-49	Queen-Air 機の失速特性について	1965年2月	幸尾治朗, 岡遠一 照井祐之, 鎌田幸男
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	中井暎一, 塙武敏 泉日出夫
TM-51	超音速風洞空力データ表示記録装置	1965年5月	谷喬, 高島一明 原亘利, 近藤洋史
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	板垣芳雄
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	河崎俊夫, 谷喬
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
TM-59	ジェットリフトエンジン空気取り入口の実験 (I)	1965年9月	近藤博, 増田惣平
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 関根英夫, 中正夫 戸川保子

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61号

昭和40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1,880
電話武蔵野(0422)(4)9171(代表)

印刷所 笠井出版印刷社
東京都港区西新橋1-21-8
