

UDC 533.6.013.1
533.694

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-154

FA-200改機の風洞試験(II)

高揚力装置付き

広末健一・木村友昭
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 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	ベ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 岨 澄男
TM-121	大きなマトリクス of 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 富文 湯沢 克宜, 伊藤 克弥 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 田寺 木一, 高木 俊朗 安藤 泰勝, 森田 甫之 峯岸 正勝, 菊地 孝 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 光温 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, 養田 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	辻 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(II)*

高揚力装置付き

広末健一**・木村友昭***

高橋宏****・綿貫忠晴****

概 要

FA-200 改機(単発小型低翼単葉)の 1/3 模型に高揚力装置として、主翼前縁全幅に固定スラットの取付け、フラップと補助翼の上面から境界層制御用分布吸込みを行なった場合の風洞試験を大型低速風洞において実施し、その空力特性を得た。

本報告に述べる試験結果は、分布吸込みについて最良の吸込み領域を求めた方法およびその最良の形態について C_Q を 0, 0.003 とした場合のフラップ, Drooped Aileron, スラット, プロペラ等の諸効果, 昇降舵効き, 気流試験等の主として縦の特性についてである。他に同じ $C_Q=0$, 0.003 についての補助翼の効き, 方向舵の効きおよび分布吸込みを行なわない $C_Q=0$ の横すべり効果等の横の特性を含む。

1. まえがき

当研究所の実験機 FA-200 改の STOL 化改造に当ってその高揚力装置には、翼断面、平面形等基本となる形状を変えないで採用できるものとして、主翼の前縁スラット, Drooped Aileron および比較のパワーが少なくすむ吸込み BLC 方式をフラップと Drooped Aileron に施すこと等が考えられた。これ等の高揚力装置については二次元模型により予備試験がなされていたので、それに基づいて全機模型のスラットの形状、隙間および分布吹込みの孔明け寸法、開孔面積比等を決定した。

風洞試験は本機の STOL 化改造の資料を得る目的で、昭和 41 年 11 月と 42 年 5 月、大型低速風洞において行なったので報告する。

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} : 主翼の MAC	[m]

C_D : 抗力係数 (プロペラ付きの場合は推力が含まれる)	$= \frac{\text{抗力}}{qS}$
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	$= \frac{\text{縦揺れモーメント}}{qSc}$
$C_{n,s}$: 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_Q : 吸込み流量の係数	$= \frac{Q}{VS}$
C_Y : 横力係数	$= \frac{\text{横力}}{qS}$
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]
Q : 孔明け部から吸込まれる空気の体積 (空気密度は標準状態)	[m ³ /s]
q : 一様流の動圧	[kg/m ²]
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 ²]
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]
α : 胴体基準線の迎角	[deg]
β : 横すべり角	[deg]
δ_a : 補助翼角	[deg]

* 昭和 43 年 12 月 12 日受付

** 飛行実験部

*** 新型航空機部

**** 空気力学第二部

$\delta_{a'}$: Drooped Aileron 角	[deg]
δ_e : 昇降舵角	[deg]
δ_f : フラップ角	[deg]
δ_r : 方向舵角	[deg]
θ : プロペラピッチ角	[deg]
$d_{()}$: 基準値との差	
$()_{\alpha}$: α 微係数	[1/deg]
$()_{\beta}$: β 微係数	[1/deg]
$()_{\delta_{()}}$: $\delta_{()}$ 微係数	[1/deg]

機体の軸系は基準点 (25% MAC) を含む安定軸についてである。

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洞¹⁾, 測定部閉鎖型, 高さ, 6.5m, 幅 5.5m。

(b) 模型

供試模型は縮尺 1/3, 脚付きの全機模型でプロペラ付き試験²⁾に用いたものを一部改造したものである。その三面図を図 1 に, 主要目を表 1 に示す。脚はすべて装着の状態で試験している。

本模型の改造前と変っている箇所は, 胴体部を除く主翼前縁に固定スラットが装着されていること, フラップの形状が Plain 型に変わり, かつフラップの弦長が実機に採用する場合の構造的な観点から 2.5% \bar{c} 短かくなっていること, およびフラップと補助翼の上面から分布吸込みが行なえること等である。分布吸込みを行なう構造については (c) において述べてある。

模型プロペラは直径 627 mm, 2 枚翅, 軽合金製 (56 s) である。プロペラピッチ角は $17^\circ (0.75 R)$ の一種類のみで試験した。その形状特性を図 2 に, $V=20$ m/s の rpm 対 T_c' の関係 {本章 (d) 参照} を図 3 に示す。

主翼スラットの断面寸法および主翼に対する関連寸法は図 4 に示す。スラット弦長に対する比は 18% である (図 4 のように弦長をとる)。

(c) 分布吹込みの方式

境界層制御用の吸込み空気はフラップおよび補助翼の上面に明けられた小さな孔から舵面内に吸込まれ, 舵面前縁部に内蔵の孔明けされたパイプ, 主翼内のパイプ, 流量調節弁を通り, 右翼, 左翼についてそれぞれ一つにまとめられ主翼下面の天秤支持部に引出される。この関係を図 5 に示す。

フラップ, 補助翼表面の孔はアルミ板固定用の小骨, 桁部を除き全面に明けられている。寸法的に, ア

ルミ板の板厚 0.5 mm, 孔径 0.5 mm, 孔間隔 2 mm で, 孔明けされた部分の開口面積比は 6% である。

吸込用として翼下面に引出された管は, 更に可撓接手, 風洞天秤内, および天秤外の配管, 空気流量測定用オリフィス, 流量調節用バルブを経て最終的に一つの管にまとめられ, ターボプロワに連結されている。その系統を図 6 に示す。従って風洞測定部に有る模型の舵面から吸込まれた空気は以上の経路を通り風洞外に排出される。

(d) 計測装置およびデータ処理

機体の六分力の測定には三本支柱, ピラミッド型の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 ± 100 kg, 縦揺れモーメント ± 250 kg-m, 横揺れ, 偏揺れの各モーメント ± 150 kg-m である。

プロペラについては回転数のみタコジェネレータで計測し, 図 3 から 20 m/s における T_c' を求めた。この T_c' は本模型と同じ b/D を有するプロペラの係数を使って求めた計算値で, 同図の破線は確認のため後に尾翼, 脚, スラットのない $\delta_f=0^\circ$, 推力線 0° の状態について回転数を変えたときの T_c' を

$$T_c' = -[C_D(\text{プロペラ付き}) - C_D(\text{プロペラなし})]$$

として求めたものである。プロペラ付きの試験結果は図 22~24 に示してあるが, 所定の T_c' に対しては一定の回転数で試験した。プロペラモータは出力 10 HP, 最大回転数 6000 rpm, 回転方向は後方より見て右回転である。

計測したデータは A-D 変換機を通して記録し, 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

試験項目は表 2 に示した通りである。

最初 $V=0$ m/s, $\delta_f=50^\circ$, $\delta_{a'}=20^\circ$, $\alpha=-1.4^\circ$ の状態で吸込みを行ない, フラップ, 補助翼おのおのについて舵面内 3 箇所の静圧を測定した (位置については図 5 の下図参照)。その結果は大體一樣な静圧が得られた。同時に模型に働く力を測定したが, 吸込みのみによる六分力はほとんど生じなかった。

次にフラップと補助翼内の静圧が等しくなるよう主翼内の流量調節弁を開閉して調節した。やはり $V=0$ についてである。調節後はその弁を固定して以後は動かさないこととした。

迎角を変える通風中の一般の試験では迎角によって吸込み空気量が僅かではあるが変化したので, 風洞外

にあるオリフィス後方の流量調節用バルブを開閉して絶えず流量が一定になるようにした。

C_Q は主として 0.003 について行なっているが、これは実機にとう載可能な動力から算定して決めたものである。

吸込み用開孔部の面積は、吸込み特性を求める試験で図7に示したように種々変えているが、それ以外はすべて図7における No. 2 (Knee 部開) の形態とした。フラップ、補助翼の角度を変えるとその前縁部開孔領域が主翼によって遮蔽されたり露出したりするため、当然気流にさらされる有効開孔部の面積が変る。大きな角度でこの面積が大となる。主翼下面の舵面との隙間は何れの場合もセロテープでふさぎ上面の負圧が損われないようにした。

吸込みありのときの横すべり効果は天秤部の可撓接手が複雑となるため実施しなかった。

試験風速はターボブロワの容量から、 $C_Q=0.003$ が容易に得られるよう 20 m/s とし、高い C_Q の値を得たい場合 10 m/s とした。

試験レイノルズ数は主翼の MAC 基準で風速 20 m/s の場合 0.63×10^6 、10 m/s の場合 0.33×10^6 の程度である。

迎角、抗力の測定値に対しては Glauert²⁾ 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。

$$\begin{aligned} \Delta\alpha &= 0.44 C_L \\ \Delta C_D &= 0.0076 C_L^2 \end{aligned}$$

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) 吸込み効果

吸込み効果は全機の $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ 、 $\alpha=-1.4^\circ$ について、舵面開孔部の形態および C_Q を種々変えて試験した。その基本となる形態5種については図7にその結果を図8,9に示す。

ΔC_L は何れの形態についても C_Q の小さい所で直線的に増し、 C_Q の大きい所でその増加率を減じている。試験した中で Knee 部開の No. 2 形態で比較的大きな ΔC_L が得られた ($C_Q=0.003$ で $\Delta C_L=0.3$ の程度)。外に No. 2 の形態を基準としてその形態からセロテープにより開孔部の面積を狭げめあるいは広げ、またはふさぎ方を変えて開孔部の面積比を小さくしても ΔC_L は何れも減少した。No. 1 の全面開の場

合が最も低い。No. 2 形態の C_L 以外の係数については C_Q に対し図9に示した如く変化する。他の形態についても大体これと同じであるので図示は省略した。

迎角を変えた効果を見るため同じ $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ 、開孔部 No. 2 の形態 (以下の成績はすべてこの形態についてである) につき $C_Q=0, 0.0015, 0.003$ とした場合の α 対 C_L, C_D, C_m を図10に示す。迎角を変えても C_L は大体 C_Q に比例して増しており、図8の C_Q 対 ΔC_L の関係は本質的に変わっていない。しかし量的には若干の差があり $C_Q=0$ と 0.003 から求めた ΔC_L は迎角の大きい所で 0.35 と $\alpha=-1.4^\circ$ の 0.30 より大であり、 C_{Lmax} の迎角では 0.23 と逆に小さくなっている。

2) フラップ効果

δ_a' は 0° とし $C_Q=0, 0.003$ の2種についてフラップ角を $0^\circ \sim 50^\circ$ に変えた場合の結果を図11,12に示す。 $C_Q=0.003$ の場合、 $\delta_a'=0^\circ$ であっても補助翼部からの吸込みがなされている。

一定の迎角について、 C_L は $\delta_f=35^\circ$ までフラップ角に比例してほぼ直線的に増え以後の大角度では増加する割合が幾分低下している。 $C_Q=0$ の C_{Lmax} については $\delta_f=35^\circ$ が最大で 2.21、 $C_Q=0.003$ でもこの傾向は変わらず $C_{Lmax}=2.31$ である。このように C_{Lmax} 付近の大迎角では吸込み効果が減少する傾向にある。

失速角はフラップ角、 C_Q によってほとんど変わっていない。

フラップ角に対する $\Delta C_L, \Delta C_D, \Delta C_m, dC_m/dC_L$ を $\delta_f=0^\circ, C_Q=0$ を基準値とし $\alpha=0^\circ$ について求めたものを図13に、また C_L, C_D の関係を図14に示す。 C_{Lmax} 付近を除いた他の迎角についても大体図13の結果に近い値が得られる。図13から $\delta_f=50^\circ, C_Q=0$ の $\Delta C_L=0.35$ 、 $C_Q=0.003$ で $\Delta C_L=0.66$ が求まる。 $C_Q=0.003$ の δ_f 対 ΔC_L の傾斜が $C_Q=0$ のものに比べ増しているのは、フラップ下げにより吸込み効果に有効な Knee 部の開孔面積が増すことによる揚力増加があるためである。

$C_Q=0$ のフラップの効きを原型機 (Slotted 型, 0.305*c*) の効きに比べると本機の方が 30% 程度低い。

C_D はフラップ下げが大きく、同じフラップ角、同じ迎角で吸込みを行なっても C_D は大となっている。これを同じフラップ角の同じ C_L について見ても、失速角付近を除いた α 対 C_L が直線の変化をす

る範囲では、吸込みありの C_D の方が若干大きい傾向を示す。一例として $\delta_f=50^\circ$, $C_Q=0.003$ の結果が図 14 に破線に入れてある。フラップ角が小さくなれば、吸込みありなしによる C_D の差 ΔC_D は小さくなる方向である ($\delta_f=50^\circ$ の ΔC_D の $1/2\sim 1/5$ 程度)。

C_m はフラップ角を増すと機首上げの傾向を示す。吸込みを行なってもその傾向は変わっていない。量的に大きなものではない。Trim する迎角は $C_Q=0$ の場合 $\delta_f=0^\circ$ が 4° , $\delta_f=50^\circ$ が $\alpha=8^\circ$ に増しており、 $C_Q=0.003$ では更にそれらより 1° 大である。

dC_m/dC_L は $C_Q=0$ の場合 $\delta_f=0^\circ$ が -0.10 , $\delta_f=50^\circ$ が -0.13 とフラップ角が増すに従って安定度を増す傾向にある。 $C_Q=0.003$ の場合 $C_Q=0$ の値より更に -0.015 程度増え安定度が大きくなっている。

3) フラップと Drooped Aileron を組合せた効果

フラップと Drooped Aileron の組合せは $\delta_f=35^\circ$ の場合 $\delta_a'=10^\circ$, $\delta_f=50^\circ$ の場合 $\delta_a'=10^\circ, 20^\circ$ とした。それらの状態で $C_Q=0, 0.003$ としたときの結果は図 15~17 に、Drooped Aileron の効果を見るため、フラップの場合と同じように δ_a' 対 ΔC_L , ΔC_D , ΔC_m , dC_m/dC_L を $\delta_f=35^\circ \cdot \delta_a'=10^\circ, C_Q=0$ を基準値として $\alpha=0^\circ$ で求めたものを図 18 に、また C_L , C_D の関係を図 19 に示す。

ΔC_L は δ_a' に比例して直線的に増しており、 $C_Q=0$ の場合 $\delta_a'=20^\circ$ で $\Delta C_L=0.15$ の程度。この ΔC_L の増す割合はフラップ角によって変わらず、 $\delta_f=35^\circ$ では $\delta_a'=10^\circ$ であるから $\Delta C_L=0.075$ と $\delta_a'=20^\circ$ の約半分である。 $C_Q=0.003$ の場合 Drooped Aileron により Knee 部の吸込み面積が増すため、フラップ下げの場合と同じように δ_a' 対 ΔC_L の傾斜が $C_Q=0$ のものより大である。量的には $C_Q=0$ の傾斜よりも $C_Q=0.003$ の方が鈍角 10° につき $\Delta C_L=0.05$ 程度大きい。

C_{Lmax} は $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$, $C_Q=0$ で 2.29, $C_Q=0.003$ で 2.48 の程度。

C_{La} は δ_a' によって変化していない。 C_Q を変えてもこの傾向は変わらず同じである。

C_D は同じ迎角で見れば C_L の大きな δ_a' の大きい方が大で、また吸込みありの場合が大となっている。同じ C_L について見れば、吸込みありなしによる C_D の差は吸込みを行なった方が大である。しかしフラップのみ下げた場合より C_D の差が小さくなっている。

C_m は δ_a' 下げで機首下げモーメントを与える。これはフラップ下げの場合と逆の傾向であるが、Drooped Aileron の Down Wash は水平尾翼に余り影響

を与えないで主翼の風圧中心後退による効果が大きく表われることによるものと考えられる。 $C_Q=0.003$ とすれば機首あげとなっているが、この場合フラップ部からも吸込みが行なわれているので、それによる寄与が大きくなるためと思われる。しかし数値的に余り大きなものではない。 dC_m/dC_L は δ_a' によって変化していない。

4) スラットの効果

$\delta_f=0^\circ$ および $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ の状態につき求めたスラットあり、なしの結果を図 20, 21 に示す。

$\delta_f=0^\circ$ の場合、スラットの装着により失速角が 6° 伸び、 C_{Lmax} は 0.85 増し 2.06 である。 C_D は 0.02 増し、 $C_{Dmin}=0.062$ (スラットなし 0.042)。 $|C_{ma}|$ は負の迎角の部分を除きスラットなしの場合より小さい。

$\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ の場合、 $C_Q=0$ のスラット付きはスラットなしに比べ失速角が 10° 程度伸び、 C_{Lmax} が 0.85 増し 2.30 である。 C_D は $\delta_f=0^\circ$ の場合と同じように約 0.02 増し、 $|C_{ma}|$ は約半分に減少している。 $C_Q=0.003$ の場合、 C_{Lmax} はスラットなしに比べて 0.96 伸び 2.48 である。 C_D は C_L の値に関係し迎角の小さな所でスラットなしの方が C_L が大きく C_D も大となっている。スラットなしの C_{ma} はスラット付きの場合と同じように C_Q によって余り変化していない。

スラットの装着による空力中心の移動量はスラットなしに比べ前方に約 6% \bar{c} 程度と推定される。この値は尾翼なしのスラットあり、なしの C_m から ΔC_m を求め $\Delta C_m/C_L$ から計算した値の平均である。

5) プロペラ効果

$\delta_f=0^\circ$ で $C_Q=0$ および $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ で $C_Q=0, 0.003$ とした状態につき T_c' を 0, 0.1, 0.2, 0.3 とした場合の結果を図 22~24 に示す。

T_c' を増すとプロペラ効果により C_{La} , C_{Lmax} が増し、失速角が $4^\circ\sim 6^\circ$ 伸び C_D は T_c' によって減り、 C_{ma} は僅かではあるが減少する方向である。 $T_c'=0.1$ の C_{Lmax} が $T_c'=0$ に比べ格段に増しているのはプロペラ後流によりスラットのはく離が押さえられることによるものと思われる (スラットのない原型機の場合は T_c' によって失速角が変化していない)。 $T_c'=0.1\sim 0.3$ での C_{Lmax} は直線的にゆるやかな増加となっている。 $T_c'=0.3$ の C_{Lmax} は $\delta_f=0^\circ$, $C_Q=0$ が 2.73, $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ の $C_Q=0$ が 2.86, $C_Q=0.003$ が 2.89 となっておりフラップ角および C_Q による増しが小さい。また $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ の

方が大迎角における $C_{L\alpha}$ の減少の仕方が大きいこと等から、プロペラ効果による揚力増加は大きなフラップ角の大迎角で幾分低下するものと考えられる。

$C_{L\alpha}$ の T_c' に対する変化は大迎角付近を除いてフラップ角, C_Q によって変らず直線的増加である。この増す割合は $T_c'=0$ に比べ 0.3 の方が約 15% 大きい。

C_D については T_c' 分だけ C_D が減少せず T_c' の大きい所でその減少の仕方が小さいが、これはプロペラ後流増加による抵抗増加があるためと考えられる。この傾向はフラップ下げにおいて、より顕著である。

C_m は T_c' の増加により機首上げの方向, $C_{m\alpha}$ は安定度を減少する方向であるが何れも量的に小さい。

6) 尾翼効果

尾翼なしの状態では $\delta_f=0^\circ$, $\delta_f=35^\circ \cdot \delta_a'=10^\circ$ および $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ とし、それぞれについて $C_Q=0$, 0.003 とした場合の結果を図 25, 26 に示す。

試験結果は同じ状態の全機模型に比べ $C_{L\alpha}$ が 8% 程度小さく, C_{Lmax} もフラップ角によって異なるが, 0.18~0.08 程度低い。

C_D について $\delta_f=0^\circ$, $C_Q=0$ の $C_{Dmin}=0.057$ であり, 尾翼自身の抵抗の最小は 0.008 である。

C_m については $\delta_f=0^\circ$, $C_Q=0$ の不安定モーメントの最大値 (C_{Lmax} の迎角に生じている) がスラットなしの原型機に比べ 40% 大きく最大の $C_m=0.16$ である。 $C_Q=0.003$ では吸込み効果による風圧中心後退の効果が生ずるため $C_m=0.13$ と幾分小さくなっている。フラップを下げるよりの C_m の最大値は小さくなる方向にあり, $\delta_f=35^\circ \cdot \delta_a'=10^\circ$ で 0.05, $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ が 0.03 であり, $C_Q=0.003$ とすると $C_Q=0$ の値より更に 0.02 程度小さくなっている。

全機と尾翼なしの差から求めた尾翼の C_L , C_D , C_m を参考のため図 27 に示す。同図からフラップを下げ C_Q を増せば C_m は機首上げの方向であり, C_L , C_D の変化は余りないことがわかる。

7) 失速特性

吸込みのある場合, 失速を起させた後迎角をどの程度戻せば復帰するか, すなわち失速特性に著しい履歴現象を伴うか否かを調べるため, $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ につき α を 25° (C_{Lmax} の迎角は大体 20°) までとり 1° ずつ戻した時の α 対 C_L , C_D , C_m を図 28 に示す。 C_Q は 0, 0.0015, 0.003 の三種について行なっているが, 迎角を 17° まで戻せば C_L は何れの場合も元の値に重なり, 吸込ありなしによる履歴現象の著しい差はないようである。

翼の表面に細い絹糸をはりつけて行なった気流試験の写真の一部を図 41 に示す。主翼表面のはく離は C_{Lmax} の迎角の $3^\circ \sim 4^\circ$ 位手前から翼根部付近に見られ, 失速角まで翼端および前縁方向に向ってのゆっくりした進行であるが, C_{Lmax} の迎角を $1^\circ \sim 2^\circ$ 過ぎた所でスラット中央部 (翼幅方向) にはく離が起る。以後の角度では翼端側 1/3 を残し, スラットが急激に全面はく離する。それにより主翼のはく離も助長される。その角度よりなお迎角を増せば主翼のはく離領域が著しく増す。 C_L 曲線が失速後急激に落ちているのはこの現象によるものと考えられる。これ等のはく離の形態はフラップ角, Drooped Aileron, C_Q によって変らず大体同じである (図 41 a~c を参照)。

8) 昇降舵の効き

$\delta_f=0^\circ$ および $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ につき, 前者は $C_Q=0$, 後者は $C_Q=0$, 0.003 とした場合の昇降舵の効きを図 29 に示す。

昇降舵の効きは全般的に迎角が増すに従って減少する傾向である。この傾向は小さな迎角では量的にも僅かで, フラップ角, Drooped Aileron, C_Q によって余り変っていない。 $\alpha=4^\circ$ の $C_{m\delta e}$ は -0.026 の程度。失速角付近の大迎角では効きの低下する割合が比較的大である。

スラットのない原型機の結果 ($\delta_f=0^\circ$, $\alpha=0^\circ$) を参考のため同図に仮想線に入れてある。原型機の効きの方が幾分大きい (約 7%)。

(b) 横の特性

1) 補助翼の効き

補助翼の効き試験は横すべり角 0° で $\delta_f=0^\circ$ と 50° の迎角 4 種について行なった。何れも右片翼操舵である。 δ_a 対 $C_{L,s}$, $C_{n,s}$ を図 30~32 に示す。 $\delta_f=0^\circ$ は $\delta_a'=0^\circ$ を基準とし, $\delta_f=50^\circ$ は Drooped Aileron として $\delta_a'=20^\circ$ を基準に操舵した。従って $\delta_f=50^\circ$ では補助翼呼称下げ角 10° , 20° が実際の角度は 30° , 40° と大きな舵角となり, そのため $C_Q=0$ の場合下げ側の効きが低下している。 $C_Q=0.003$ では吸込み効果により下げ側の効きが改善され $C_Q=0$ の効きの約 2 倍に増している。比較のため $C_Q=0.003$, $\alpha=4.8^\circ$ の値を図 31 ($C_Q=0$ の結果) に黒三角印, 破線に入れてある。上げ舵についても同図から $C_Q=0.003$ の方が幾分効きの良くなっていることがわかる。他の迎角についてもこの傾向は変わらない。 $\delta_f=0^\circ$ の補助翼の効きは $C_Q=0$ のみについてであるが, 吸込み効果で改善された Drooped Aileron の効きよりもなお若干大である。

Adverse Yaw は補助翼角, 迎角, フラップ角の大きなものが何れも大である。 $\delta_f=50^\circ$, $C_Q=0$, $\alpha=19^\circ$ (C_{Lmax} 付近) で左右の舵角を $\pm 20^\circ$ とした場合の Adverse Yaw を求めると $C_{l,s}$ の約 50% (原型機の $\delta_f=0^\circ$, $T_c'=0$, $\alpha=8.6^\circ$ で約 15%) と云った大きな値となる。

2) 方向舵の効き

方向舵の効きは $\beta=0^\circ$ で $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ の迎角 4 種につき $C_Q=0$, 0.003 としして試験した。 δ_r 対 $C_{n,s}$ を図 33, 34 に示す。

方向舵の効きは大迎角になるに従って胴体後流の影響を受けるため低下し, 大体迎角に比例して $C_{n\delta r} = -0.0016 \sim -0.0008$ のように変化している。 $\delta_r=30^\circ$ でも効きは余り低下せず, また同じ迎角については吸込みありなしによる差異は小さい。原型機の $\delta_f=35^\circ$ の効きと比べても大差ない。

3) 横すべり効果

横すべり効果は $C_Q=0$ のみとし, 全機, 尾翼なし, $\delta_f=0^\circ$, $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ のそれぞれの状態の迎角 4 種について β を $-4^\circ \sim 20^\circ$ に変えて求めた。その β 対 C_Y , $C_{l,\beta}$, $C_{n,\beta}$ を図 35~40 に示す。

C_Y は各迎角について $\beta=20^\circ$ まで概ね直線的变化で, $|C_{Y\beta}|$ は迎角が増すに従って減少し, $\delta_f=0^\circ$ が $-0.010 \sim -0.008$, $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ が $-0.012 \sim -0.008$ である。尾翼なしの $|C_{Y\beta}|$ は垂直尾翼の寄与がないため何れも全機の半分程度に減少している。

$|C_{l\beta}|$ は何れも C_L の大きな大迎角のものが大きく, $\delta_f=0^\circ$ が $-0.0015 \sim -0.0031$, $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ が $-0.0021 \sim -0.0031$ のように迎角によってかなり大きな変化をしている。尾翼なしの $|C_{l\beta}|$ は全機の 70~80% に減少している。

$C_{n\beta}$ については α による変化が小さく, $\delta_f=0^\circ$ の $C_{n\beta}=0.0015 \sim 0.0013$, $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ の $C_{n\beta}=0.0026 \sim 0.0022$ である。尾翼なしの $C_{n\beta}$ は何れも中正の零となっている。全機の $C_{n,s}$ は $\beta=8^\circ$ 以上で若干増加率が上がっているが, これは垂直尾翼が胴体の洗流外に出て垂直尾翼の効きが良くなるためと考えられる。 $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ ではこの $C_{n,s}$ の増す割合が小さい。

横すべり効果試験は $C_Q=0$ についてであるからスラット付きの横すべり効果と見ることでもでき, 原型機と同じ状態の $C_{Y\beta}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$ と比較して数値的に余り変っていない。

6. むすび

FA-200 改機の 1/3 模型の主翼にスラットの取付け, フラップ, Drooped Aileron に分布吸込み等を実施した場合の風洞試験を実施しその空力特性を得た。主な内容については下記の通りである。

(a) 分布吸込みは舵面表面の全面から行なうよりも No. 2 形態 (Knee 部のみ開) が ΔC_L の大きな値を得る点で有効であった。 $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$ (No. 2 形態), $\alpha=-1.4^\circ$, $C_Q=0.003$ で $\Delta C_L=0.3$ が得られた。 ΔC_L は迎角によって若干増減するが最大でも 0.35 の程度。

(b) 縦の特性: 揚力についてはスラットの装着により C_{Lmax} が約 0.85 増し, フラップ下げ 50° で $\Delta C_L=0.45$, Drooped Aileron 20° で $\Delta C_L=0.15$ とそれぞれ増し, 他に吸込みによる増加分がある。この増加分は C_Q , フラップ角, Drooped Aileron によって若干変り $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$, $C_Q=0.003$ で $\Delta C_L=0.3 \sim 0.35$ (失速角付近を除く)。これ等の ΔC_L は小さな迎角で求めたものもあるから大迎角に適用する場合注意を要する。

フラップ下げによる ΔC_L は原型機に比べ, 改造によって約 30% 低下したが, 吸込み, Drooped Aileron により原型機の ΔC_L の約 1.4 倍となし得た。

C_{Lmax} は $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_a'=20^\circ$, $C_Q=0.003$ は 2.48, 同じ状態でプロペラ付き $T_c'=0.3$ は 2.89 に増している。

失速角はスラットにより $6^\circ \sim 10^\circ$ (フラップ角により異なる) 伸び, プロペラにより 4° 伸びているが, フラップ下げ, Drooped Aileron, 吸込み等では変化していない。

C_{Dmin} は全機の $\delta_f=0^\circ$ が 0.062 で原型機の値に比べ 0.02 程度大きい。

C_m は全機の場合, フラップ下げで機首下げ, Drooped Aileron および吸込みにより機首上げの傾向を示すが量的には僅かである。 C_{ma} はフラップ角, C_Q によって変わらず $-0.013 \sim -0.015$ の範囲にある。

尾翼なしの C_m はスラットの装着により増し, $\delta_f=0^\circ$, $C_Q=0$, C_{Lmax} の迎角で $C_m=0.165$ とかなり大きな値である。フラップ下げ, 吸込みあり共に風圧中心の後退によりこの C_m の値は小さくなる方向である。

(c) 失速特性は典型的な Root Stall で C_{Lmax} の迎角まで緩徐な進行である。失速角付近からスラットの中央部にはく離が起り, なお角度を増すとスラッ

トの翼端側 1/3 を残して急激に全面はく離する。それによって主翼表面のはく離も助長される。フラップ下げ, Drooped Aileron, $C_Q=0.003$ としても失速の形態は変わらず大体同じである。失速特性の履歴現象は大きくなく, 吸込みありなしによる差異も余りない。

(d) 昇降舵の効きは迎角を増せば低下する方向にあるが, 失速角のような大迎角付近を除いて量的に大きなものではない。小さな迎角においてはフラップ下げ, Drooped Aileron, 吸込みありなしによる効きの変化は余りなく $C_{m\delta e}=-0.026$ である。

(e) 補助翼の効きは $\delta_a'=20^\circ$ の Drooped Aileron とした場合効きが低下するが吸込みを行なうことにより下げ側の効きが改善される ($C_Q=0$ の場合の約 2 倍), 上げ側についても幾分効きが良くなっている。しかし $\delta_f=0^\circ$ の効き以上にはなっていない。補助翼操舵による Adverse Yaw はフラップ下げの大迎角, 大きな操舵角でかなり大きな値となる。

(f) 方向舵の効きは大迎角になるに従って効きが低下する方向で $C_{n\delta r}=-0.0016\sim-0.0008$ 。吸込み

による効きへの影響は余りない。

(g) 横すべり効果は $C_Q=0$ のみについてであるが原型機に比べて $C_{Y\beta}$, $C_{l\beta}$, $C_{n\beta}$ の値は余り変っていない。

おわりに本風洞試験は STOL 研究班長 高木廣治氏の指導により, また空気力学第二部大型低速風洞制御研究室および計測研究室の各位の協力によっ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, 広岡實一: 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) H. Glauert: The Interference on the Characteristics of an Aerofoil in a Wind Tunnel of Rectangular Section R & M. No. 1459 (1932)。
- 3) 広末健一, 高橋宏他: FA-200 改機の風洞試験 (I) プロペラ付き, 航技研資料 TM 153, 1969年2月。

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 ²	1.5556
	基準点 (25% MAC) 機首より	m	5.618
	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 ²	1.5556
	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	deg	2.5
	振り下げ	deg	0
	翼型		U-615 M
補助翼	翼幅	m	0.638
	翼弦	m	0.0987
	面積 (一对)	m ²	0.125
フラップ	型式		Plain 型
	翼幅	m	0.6723
	弦長	m	0.1423
スラット	面積 (一对)	m ²	0.190
	翼幅	m	1.3103
水平尾翼	弦長	m	0.0935
	翼幅	m	1.155
	弦長	m	0.3443
	面積	m ²	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 ²	0.1552
尾翼容積 $S_t \cdot l_t / S \cdot \bar{c}$		0.678	
垂直尾翼	面積	m ²	0.1662
	方向舵面積	m ²	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
			二翅

表 2 試験項目

項目	状態	δ_f	δ_a'	C_Q	図	
縦 の 特 性	吸込み特性	全機	50	20	0~0.009	8~10
	フラップ効果	"	0, 15, 25, 35, 45, 50	0	0	11, 13, 14
	"	"	15, 25, 35, 45, 50	0	0.003	12, 13, 14
	Drooped Aileron 効果	"	35	10	0, 0.003	15, 18, 19
	"	"	50	10, 20	"	16~19
	スラット効果	"	0	0	0	20
	"	"	50	20	0, 0.003	21
	プロペラ効果	全機, $T_c' = 0 \sim 0.3$	0	0	0	22
	"	"	50	20	0, 0.003	23, 24
	尾翼効果	尾翼なし	0	0	0, 0.003	25~27
	"	"	35	10	"	"
	"	"	50	20	"	"
	昇降舵効果	全機	0	0	"	29
	"	"	50	20	"	"
	失速特性	"	"	"	0, 0.0015 0.003	28, 41
"	"	0	0	0, 0.003	41	
横 の 特 性	補助翼の効き	"	0	0	0	30
	"	"	50	20	0, 0.003	31, 32
	方向舵の効き	"	"	"	"	33, 34
	横すべり効果	全機, 尾翼なし	0	0	0	35~37
"	"	50	20	"	38~40	

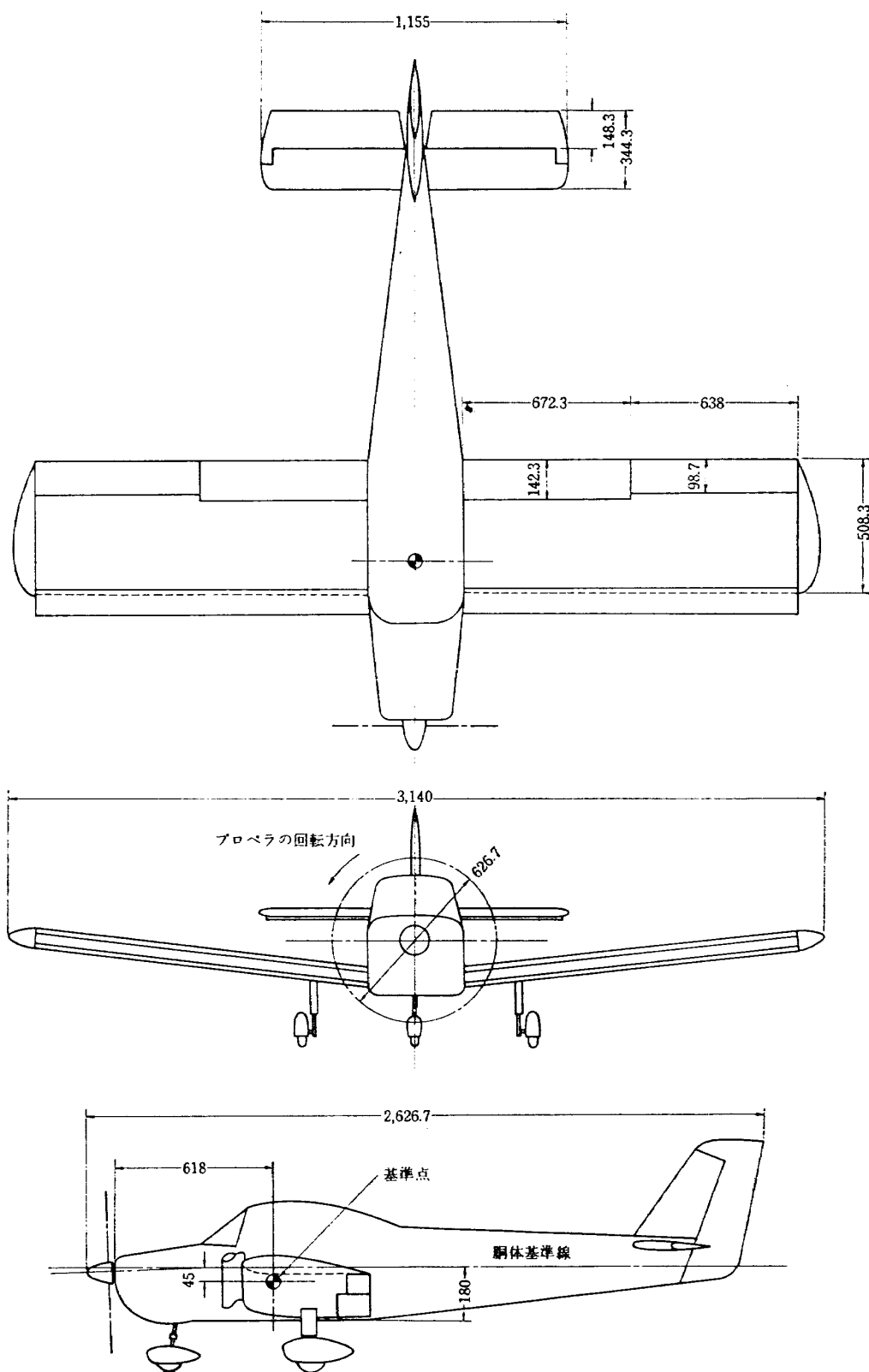


図 1 模型の三面図 (単位 mm)

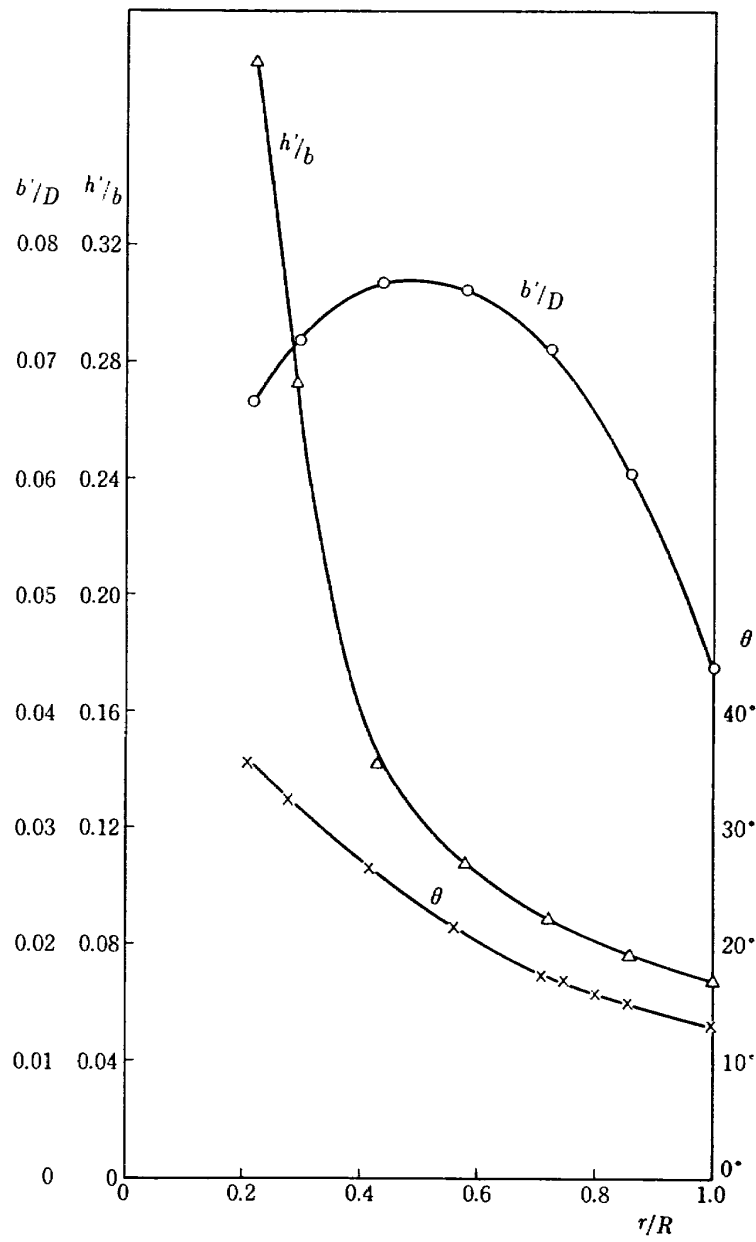


図 2 模型プロペラの形状特性

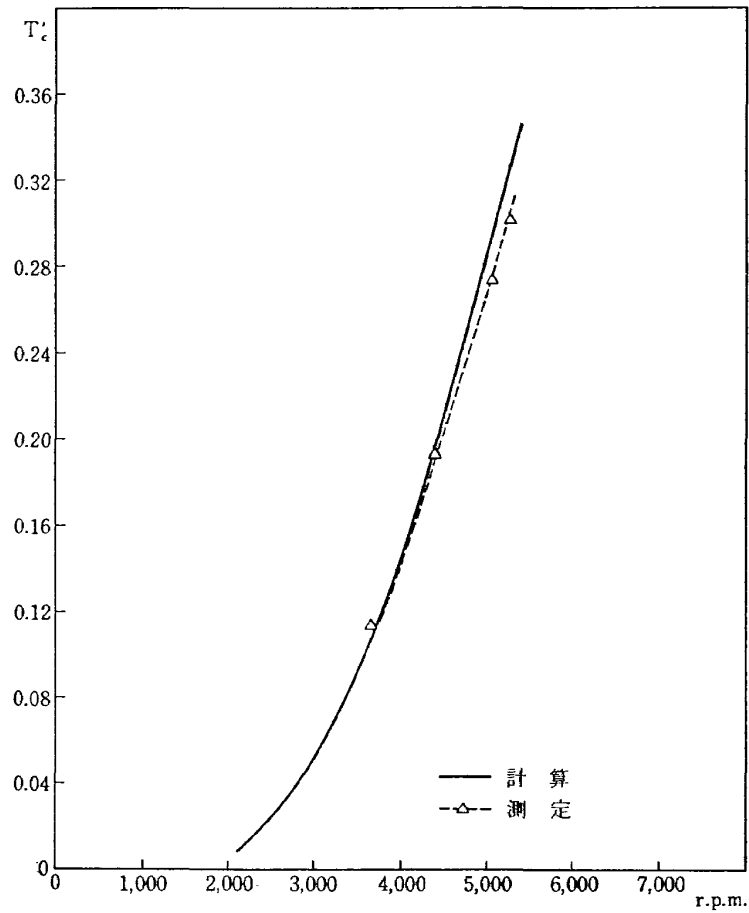


図 3 プロペラ特性 $T_c' \sim \text{rpm}$ $\theta = 17^\circ$ ($r/R = 0.75$), $V = 20 \text{ m/s}$

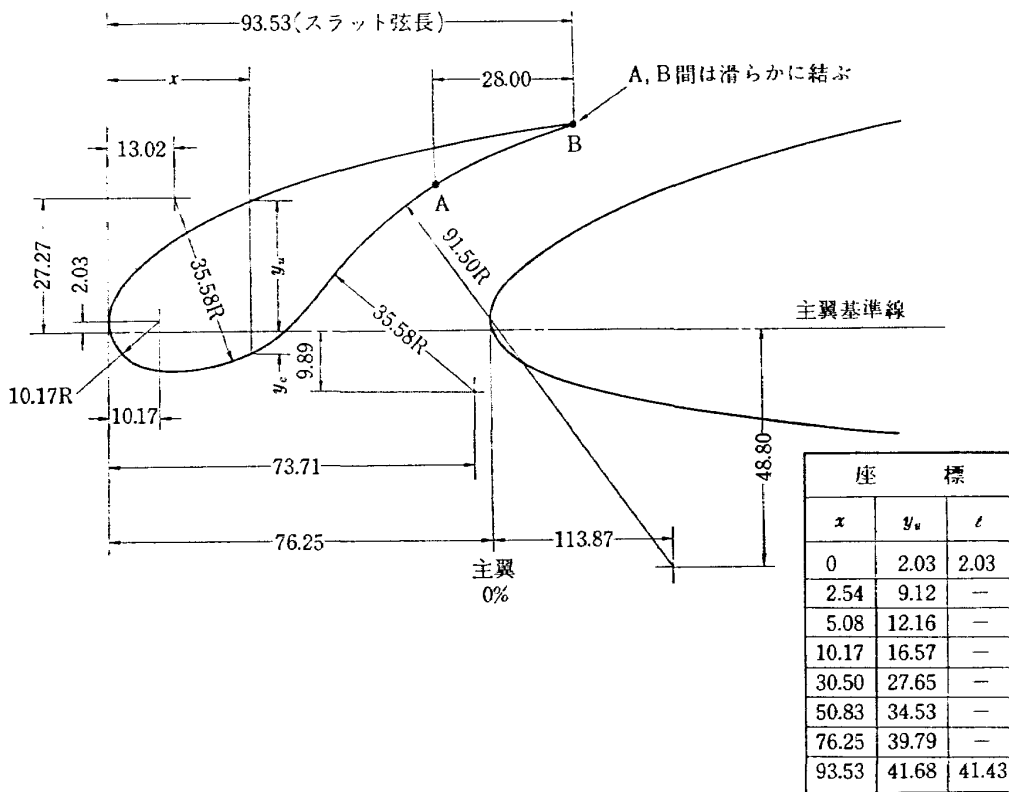


図 4 スラットの形状および主翼に対する関連寸法

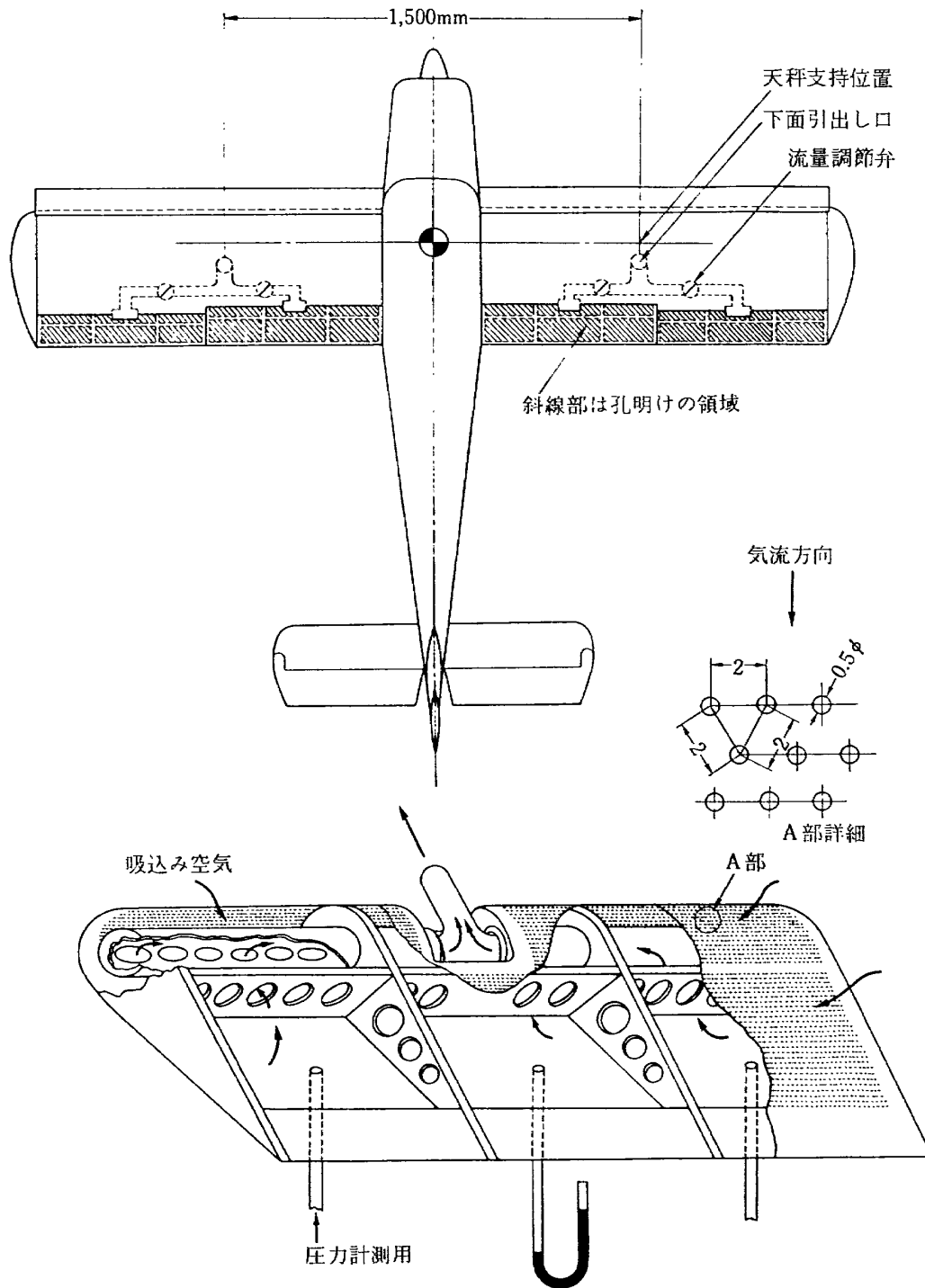


図 5 分布吸込みの要領

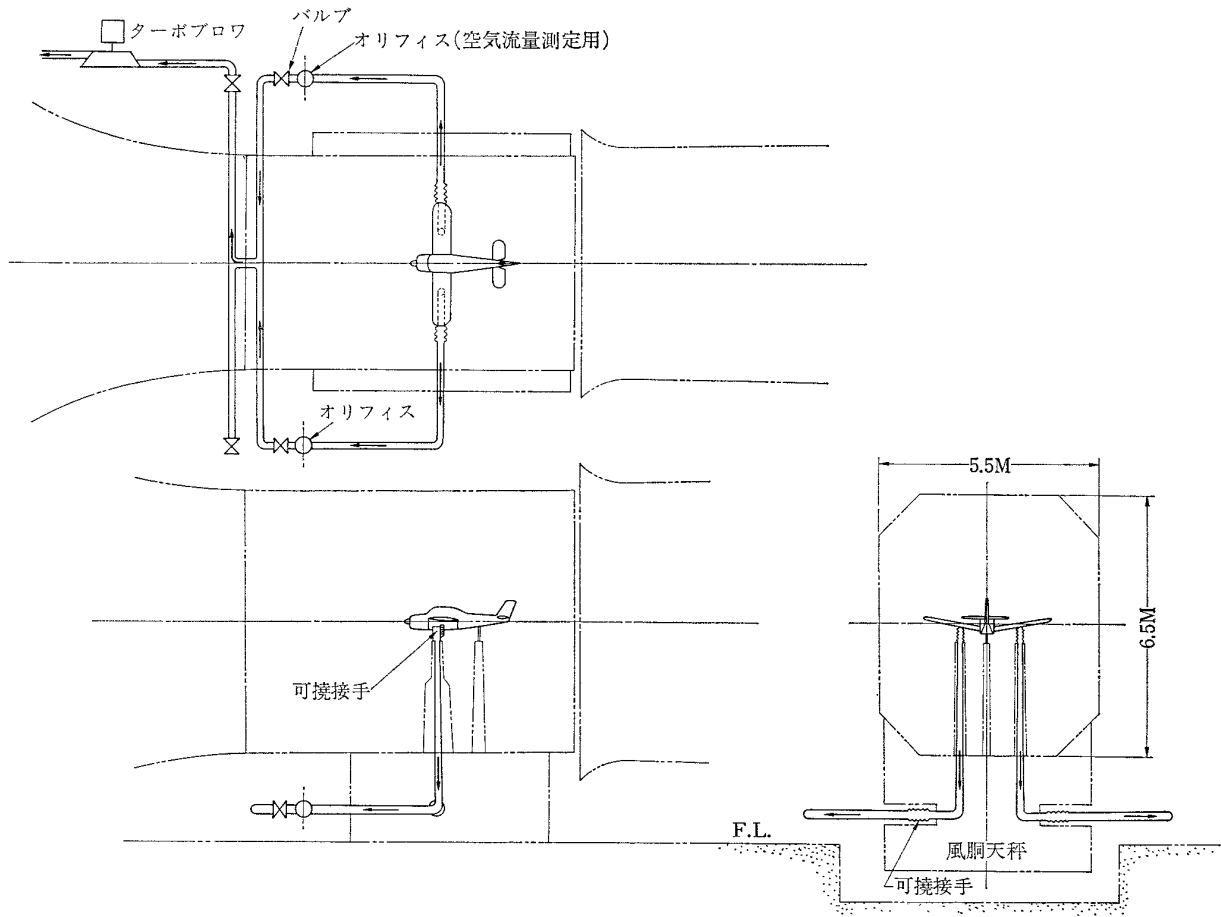


図 6 吸込みの系統図

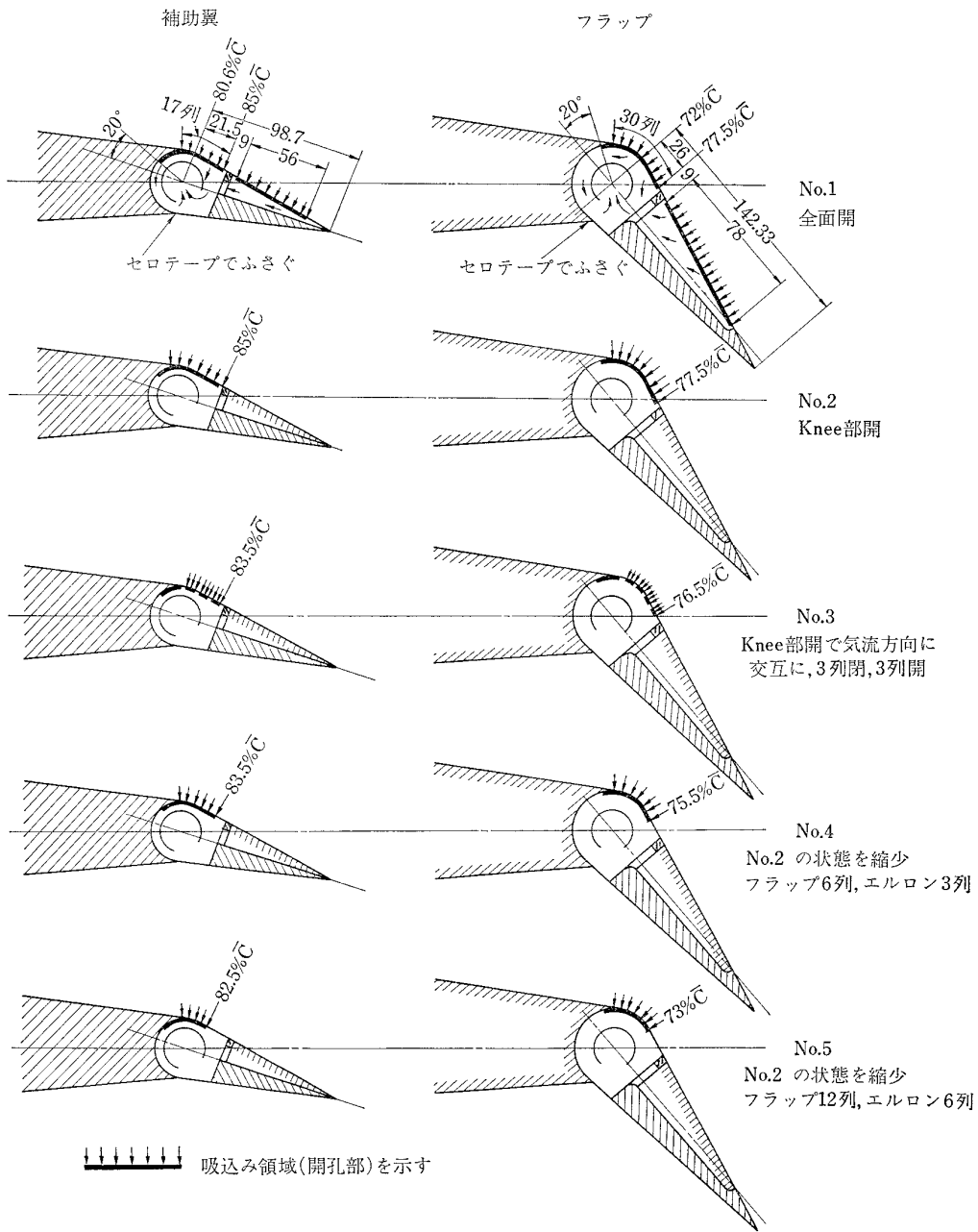


図 7 各種吸込みの形態 $\delta_f=50^\circ \cdot \delta_{a'}=20$

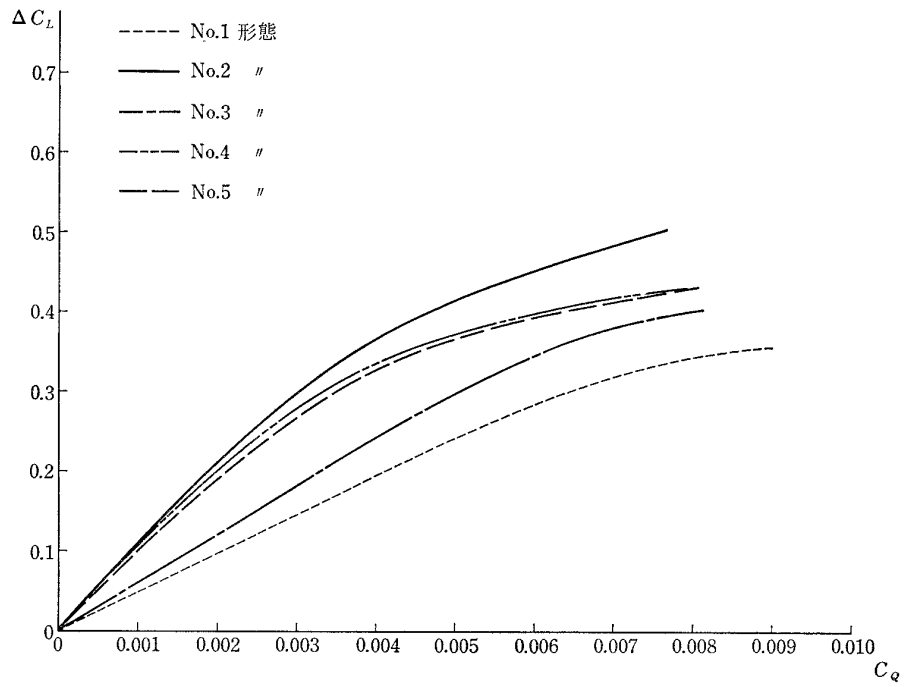


図 8 吸込み効果 (全機, $\delta_f=50^\circ$, $\delta_a'=20^\circ$, $\alpha=-1.4^\circ$)

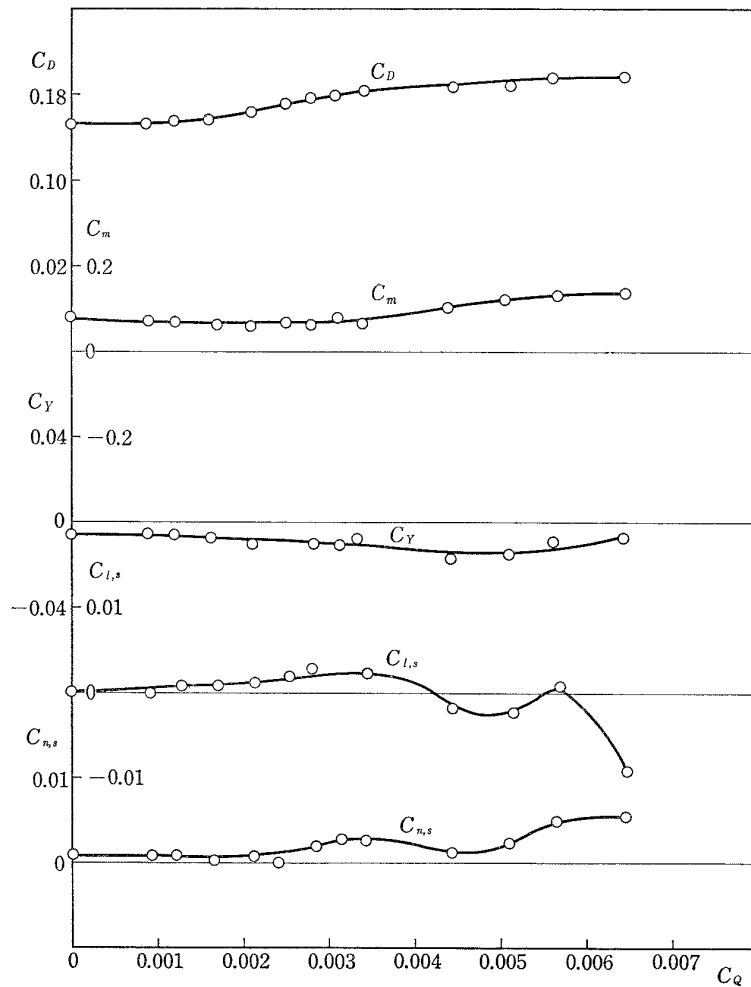


図 9 吸込み効果 (全機, $\delta_f=50^\circ$, $\delta_a'=20^\circ$, $\alpha=-1.4^\circ$, No. 2 形態)

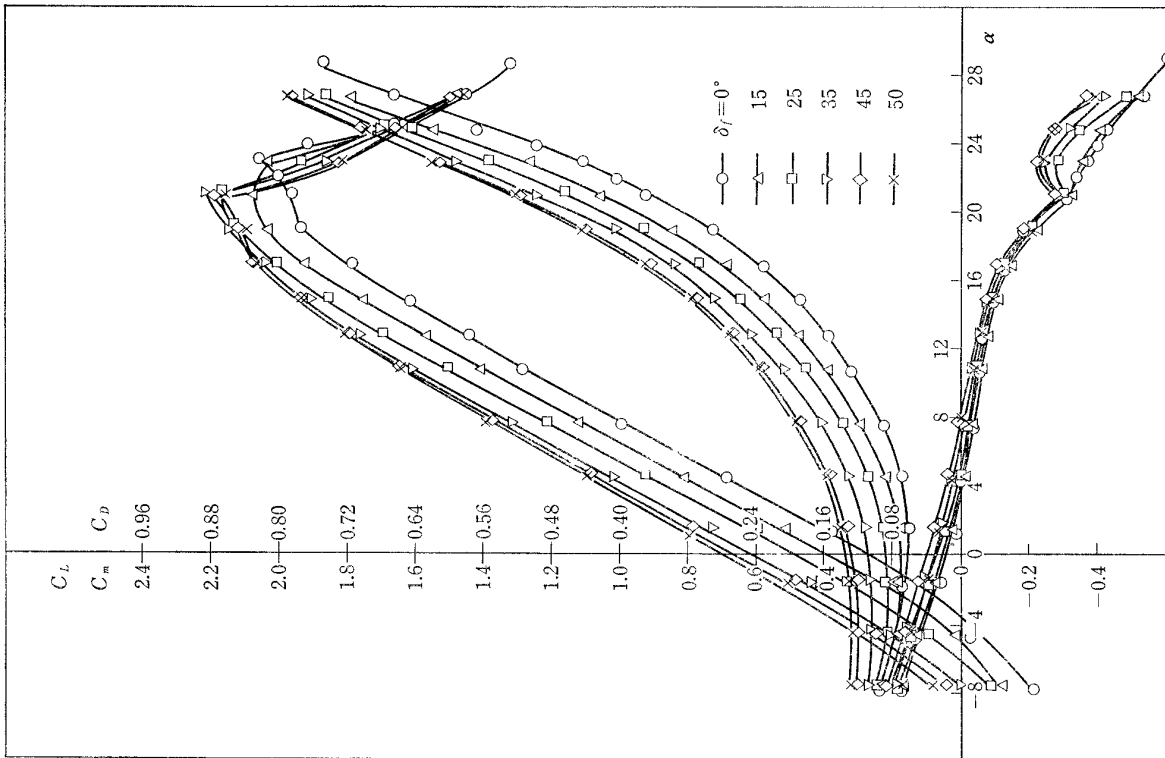


図 11 フラップ効果, 全機, $\delta_{a'} = 0^\circ, C_Q = 0$

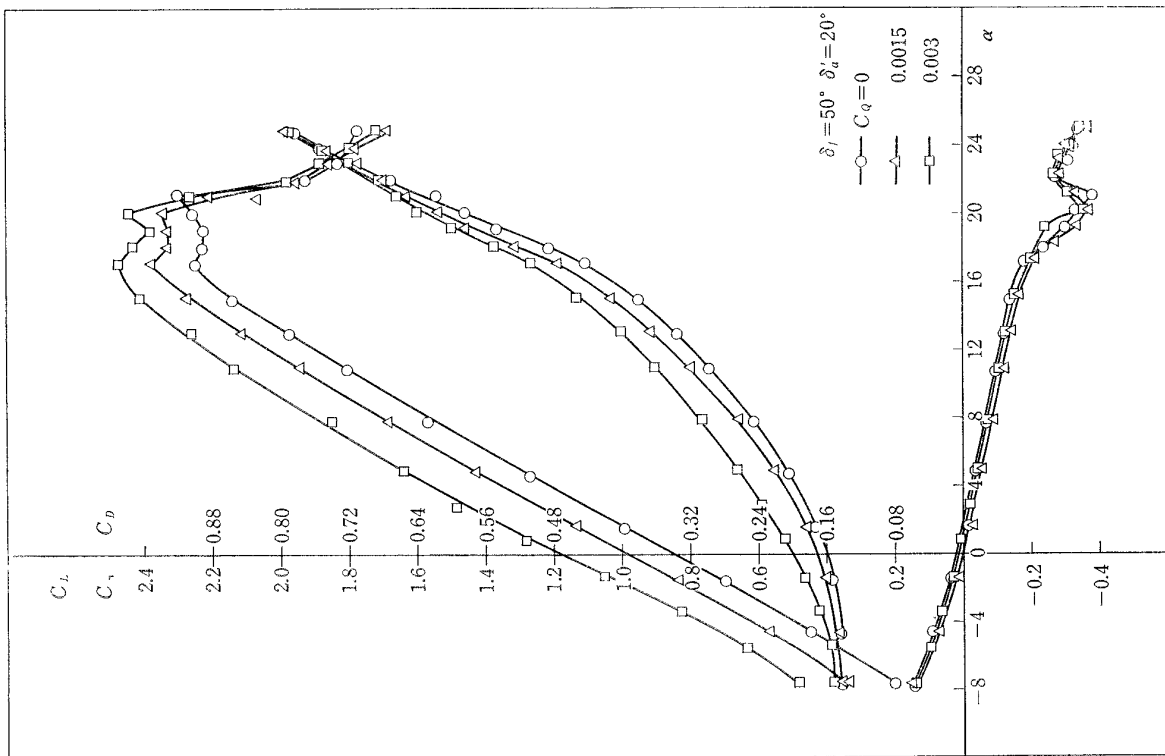


図 10 吸込み特性, 全機, $\delta_f = 50^\circ, \delta_{a'} = 20^\circ$

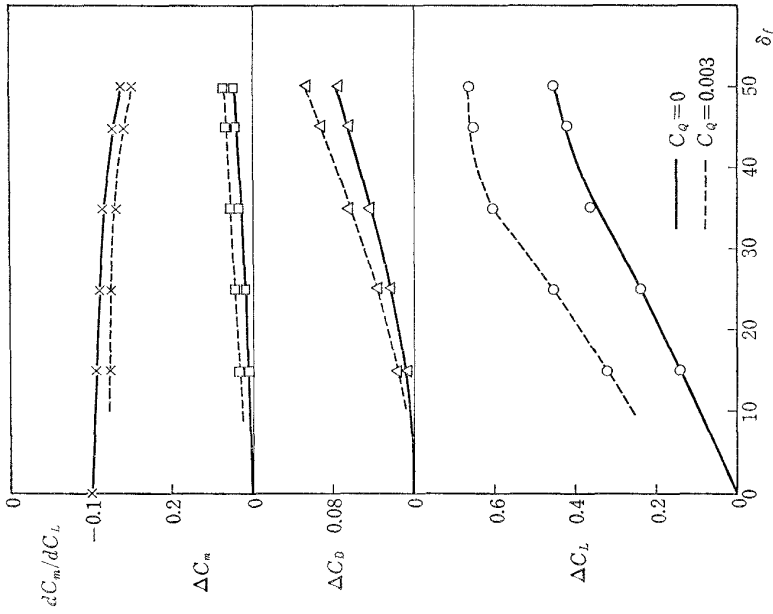


図 13 フラップ効果, 全機, $\delta_{a'}=0^\circ$, $\alpha=0^\circ$
($\delta_f=0^\circ$, $C_q=0$ が基準値)

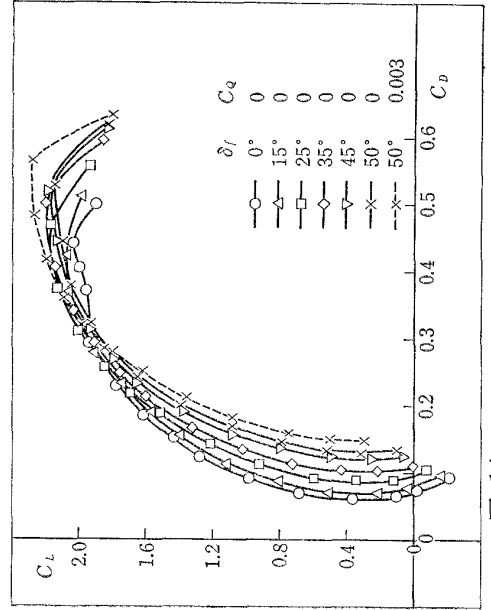


図 14 フラップ効果, 全機, $\delta_{a'}=0^\circ$

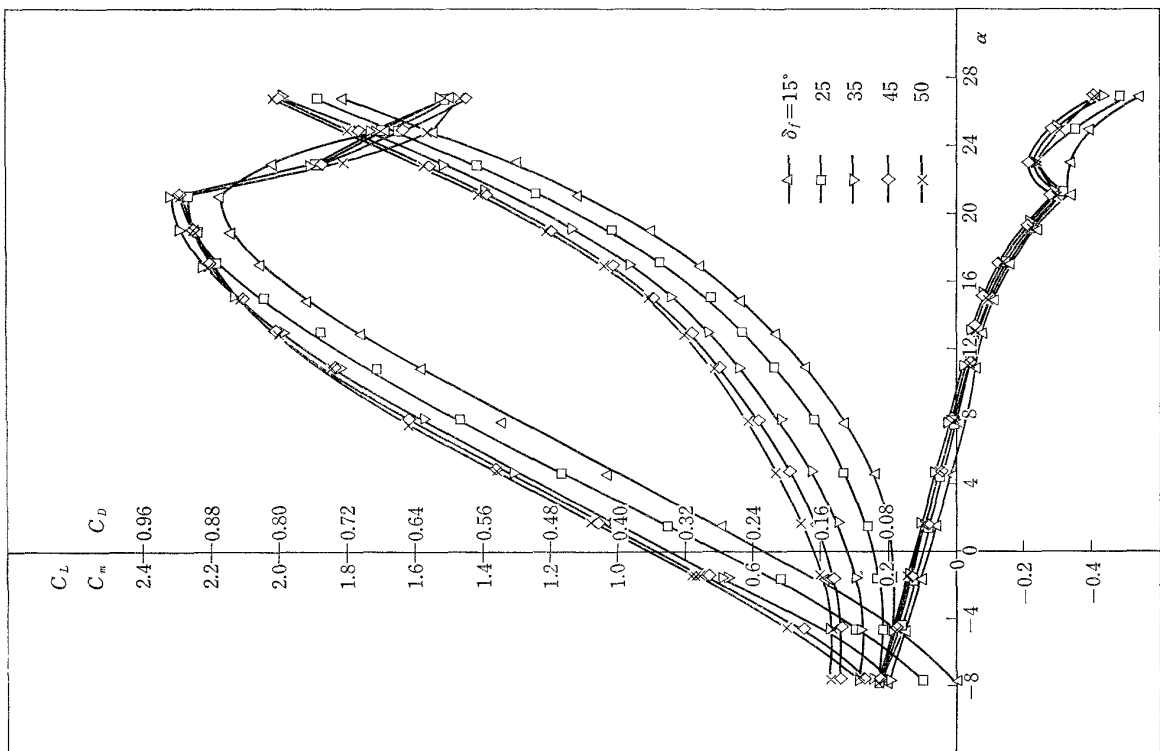


図 12 フラップ効果, 全機, $\delta_{a'}=0^\circ$, $C_q=0.003$

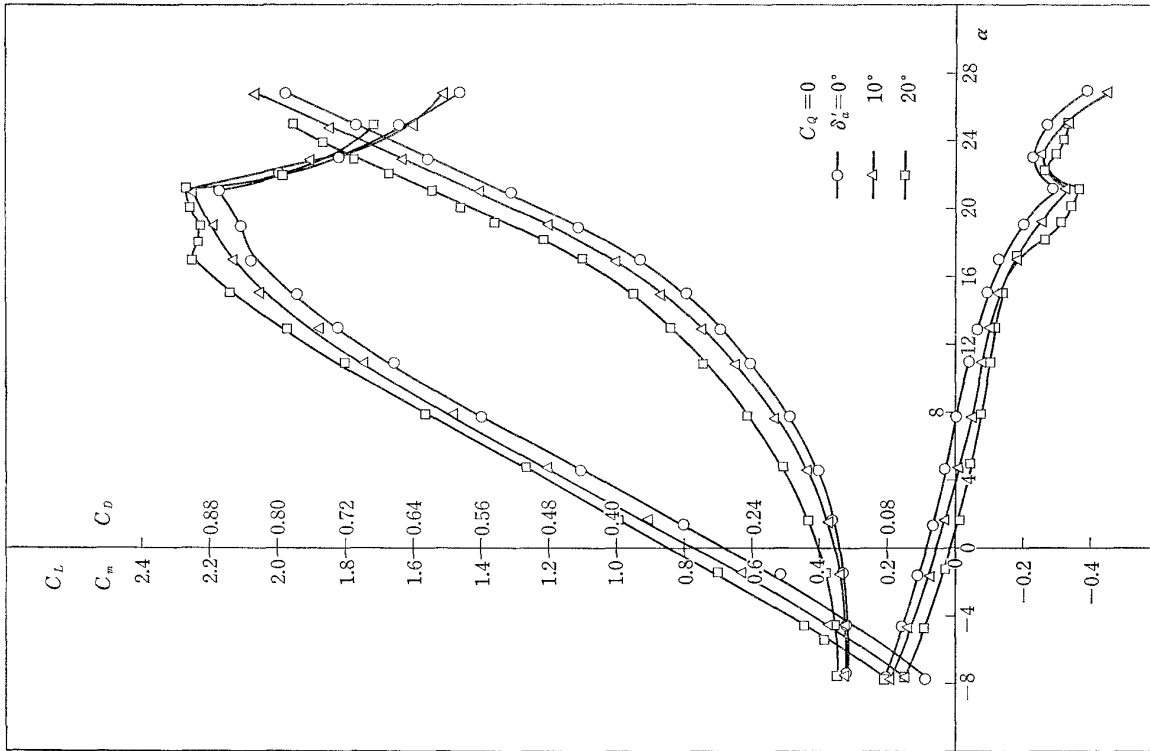


図 16 フラップと Drooped Aileron を組合せた効果,
全機, $\delta_f = 50^\circ$, $C_q = 0$

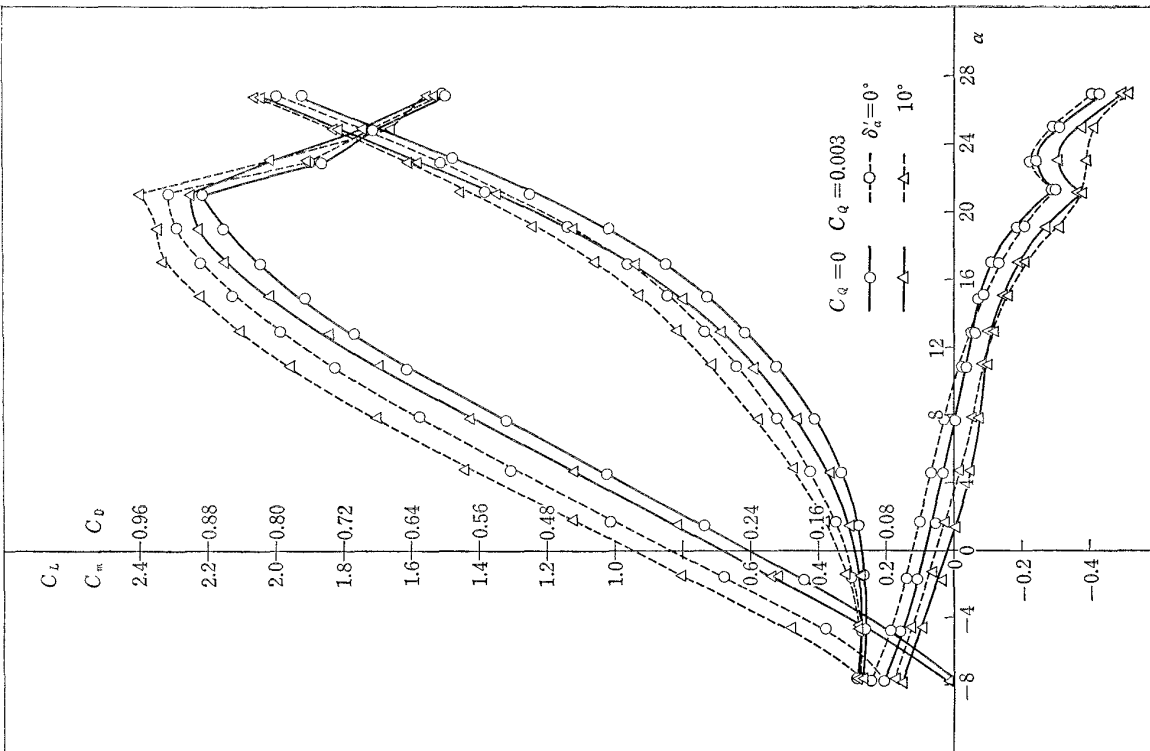


図 15 フラップと Drooped Aileron を組合せた効果,
全機, $\delta_f = 35^\circ$

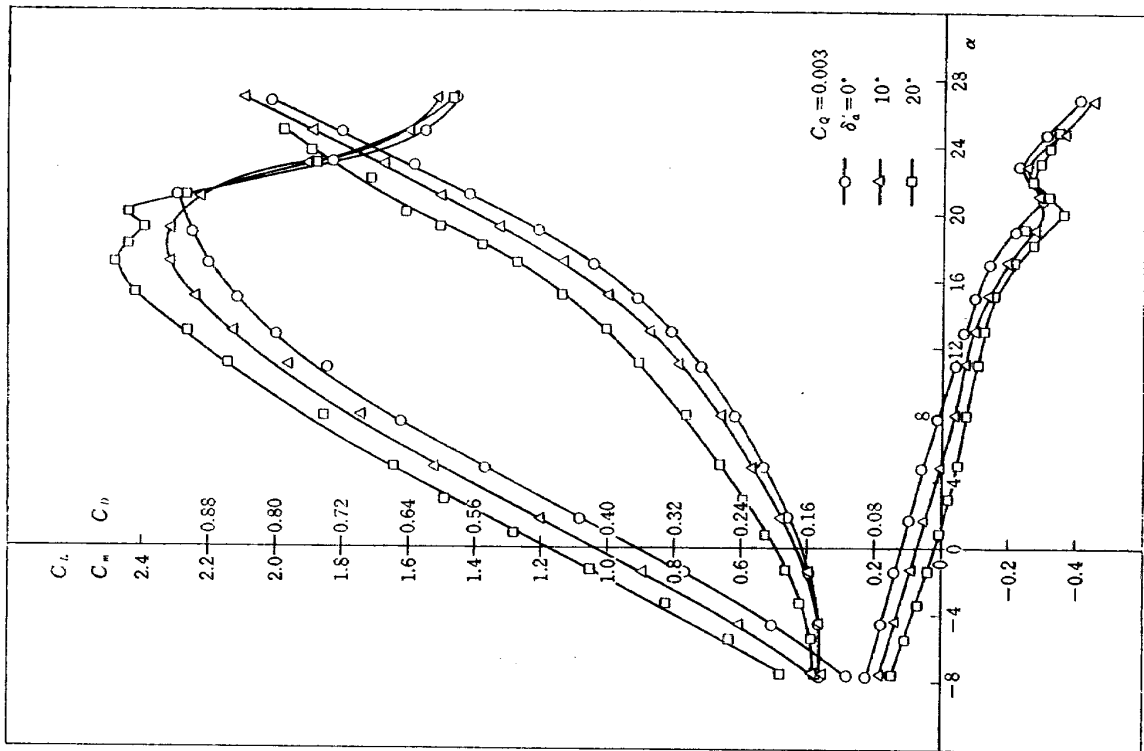


図 17 フラップと Drooped Aileron を組合せた効果, 全機, $\delta_f=50^\circ$, $C_q=0.003$

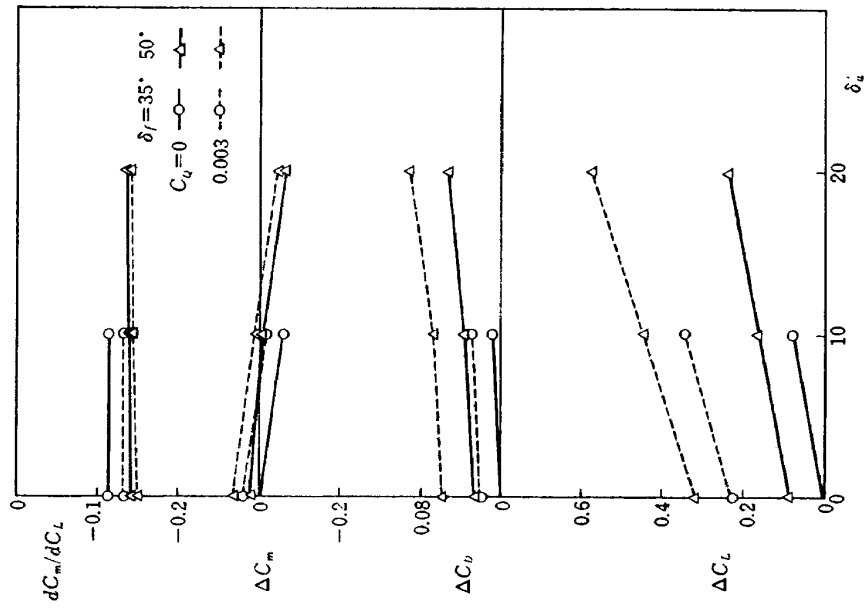


図 18 フラップと Drooped Aileron を組合せた効果, 全機, ($\delta_f=35^\circ \cdot \delta_a'=0^\circ$, $C_q=0$ が基準値)

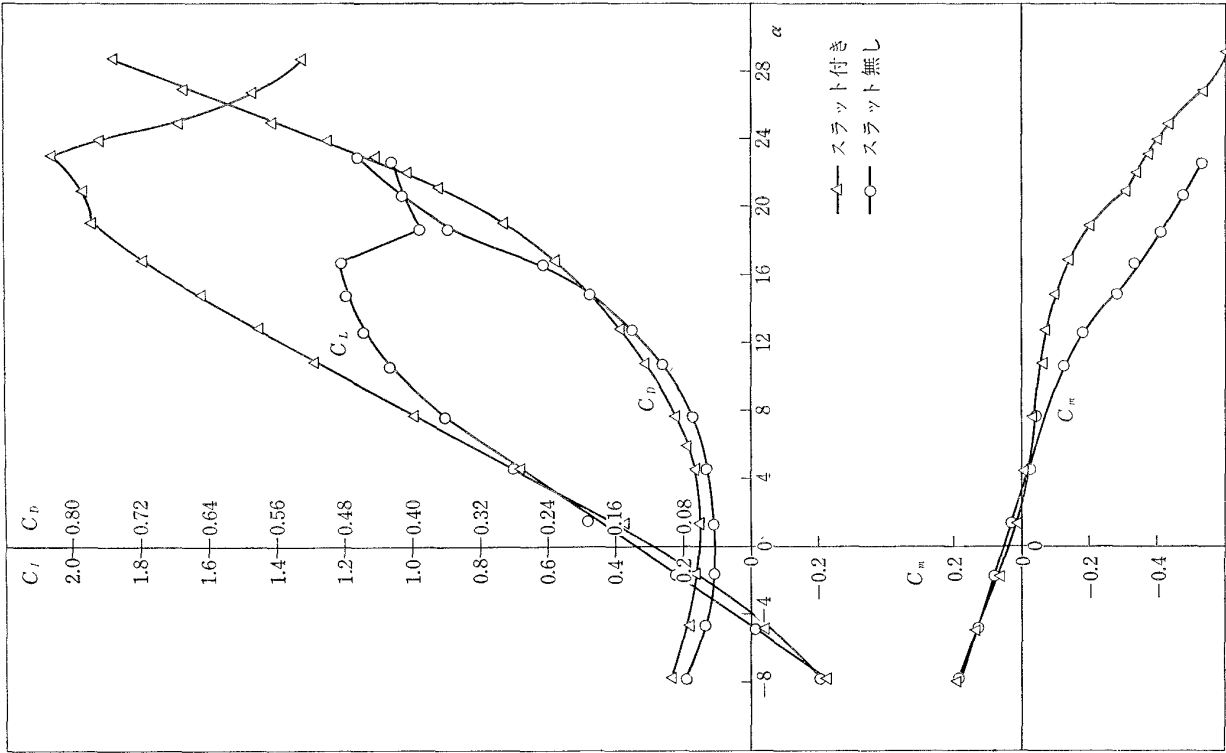


図 20 スラットの効果, 全機, $\delta_f=0^\circ$, $\delta'_a=0^\circ$, $C_q=0$

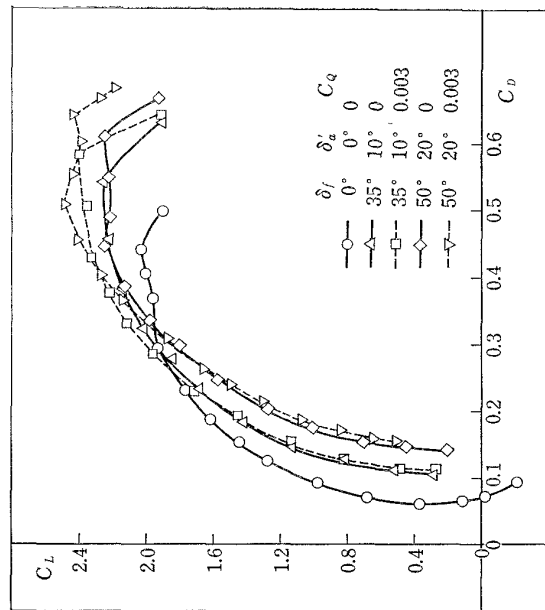


図 19 フラップと Drooped Aileron を組合せた効果

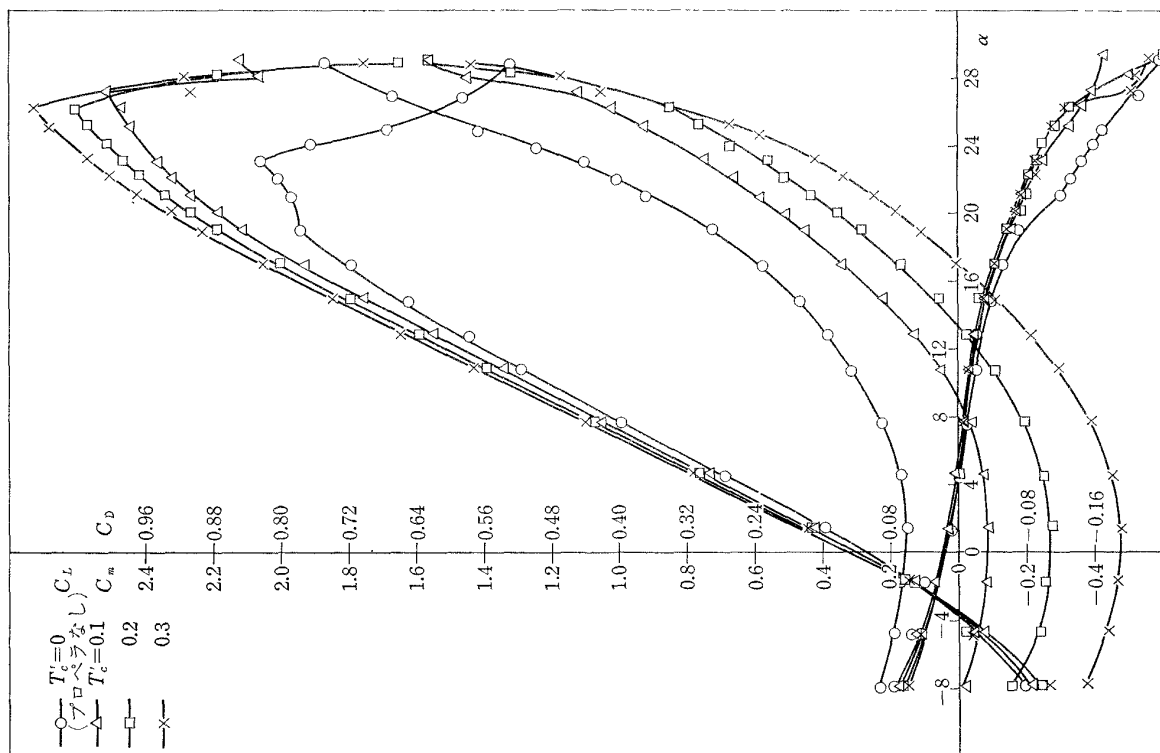


図 22 プロペラ効果, 全機, $\delta_f=0^\circ$, $\delta_a'=0$, $C_q=0$

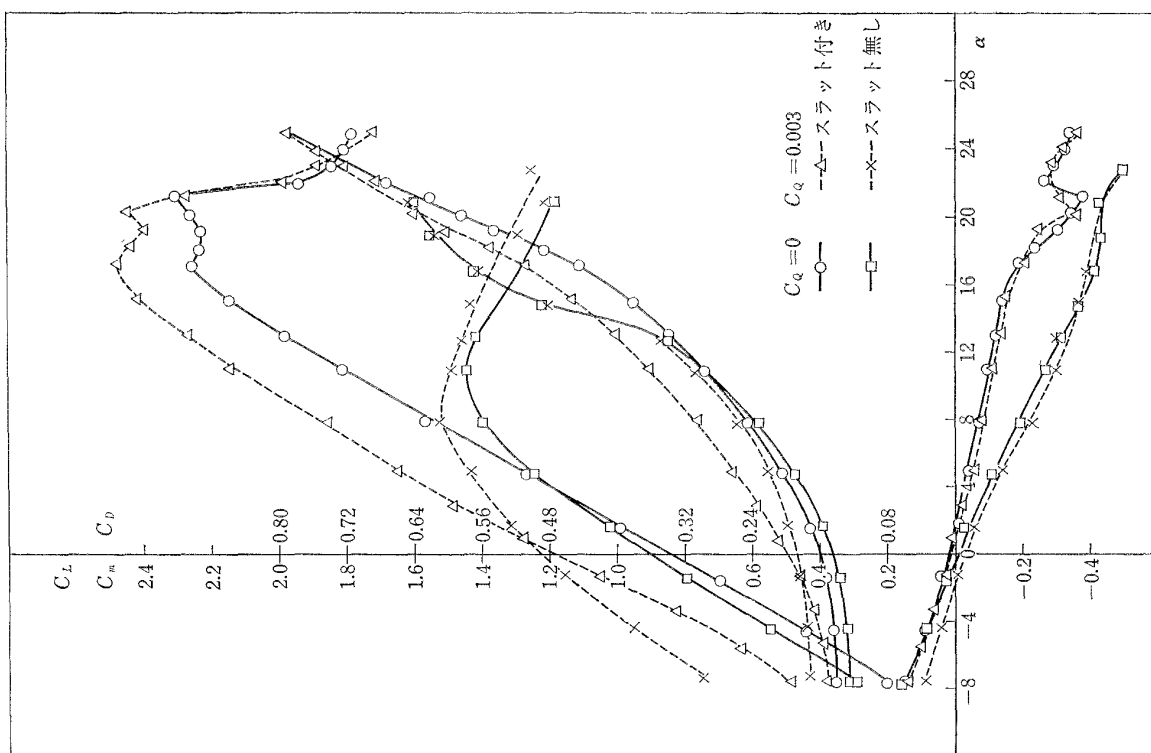


図 21 スラットの効果, 全機, $\delta_f=50^\circ$, $\delta_a'=20^\circ$

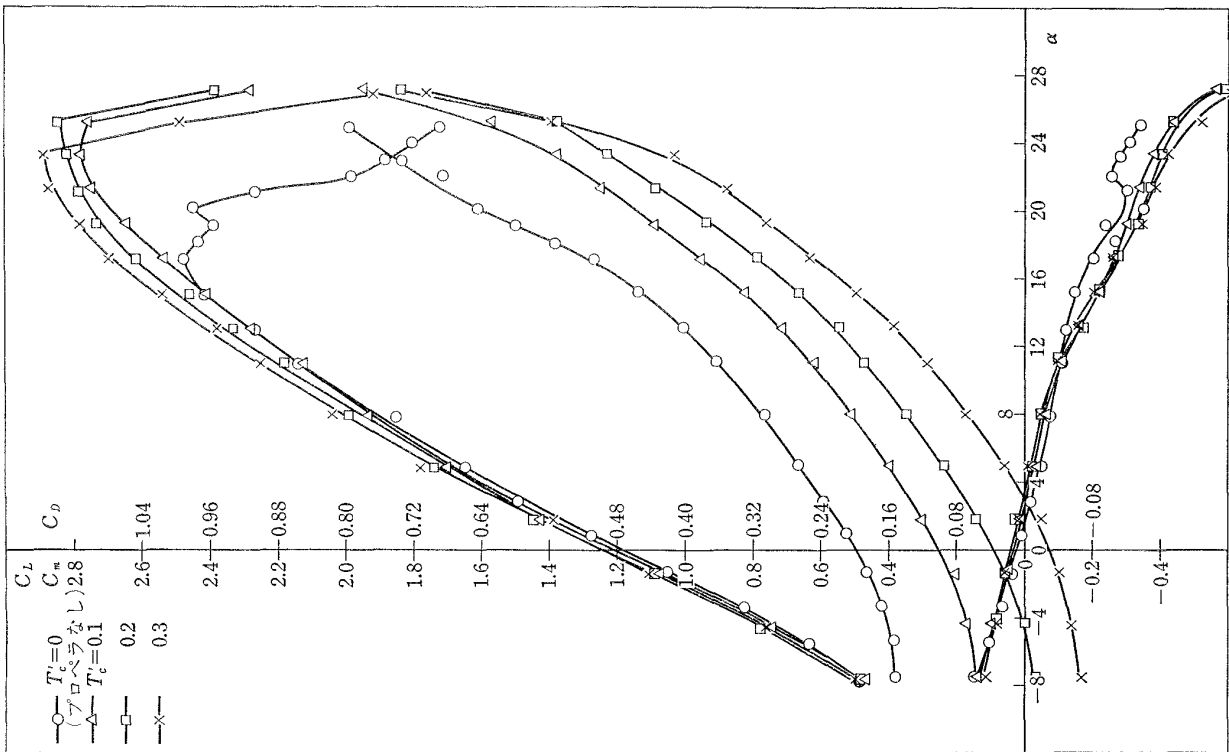


図 24 プロペラ効果, 全機, $\delta_f=50^\circ, \delta_{a'}=20^\circ, C_Q=0.003$

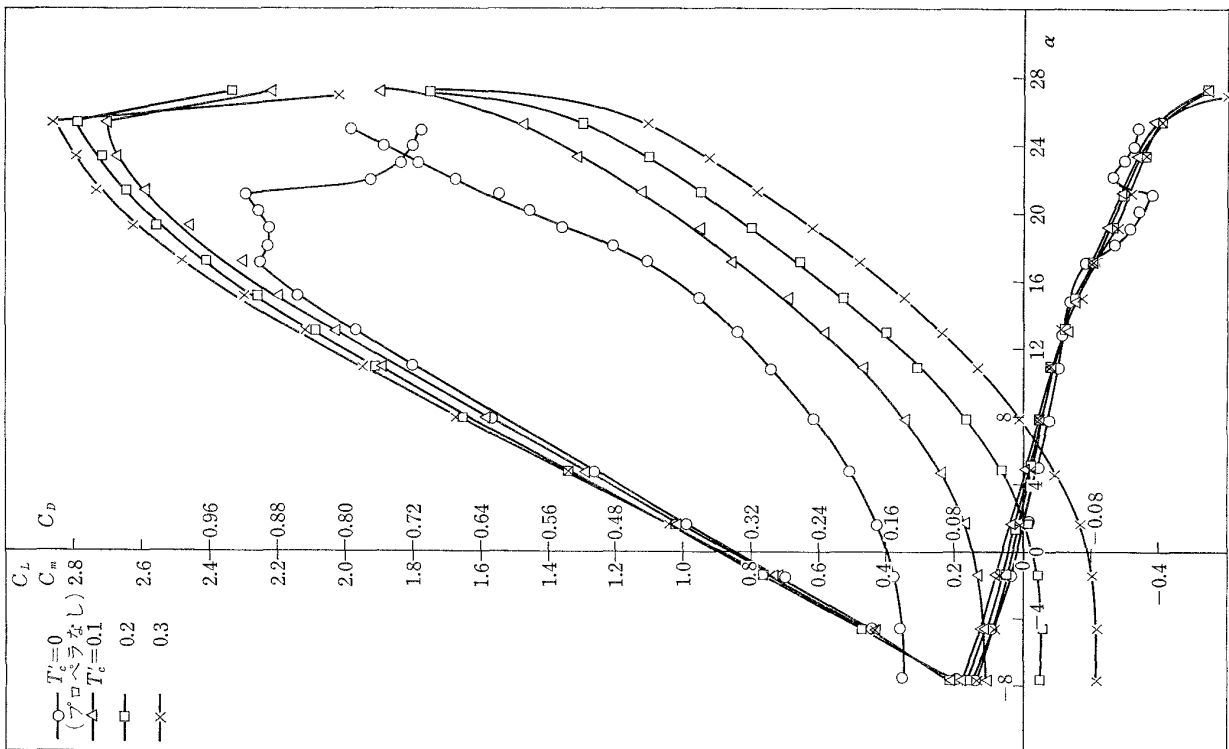


図 23 プロペラ効果, 全機, $\delta_f=50^\circ, \delta_{a'}=20^\circ, C_Q=0$

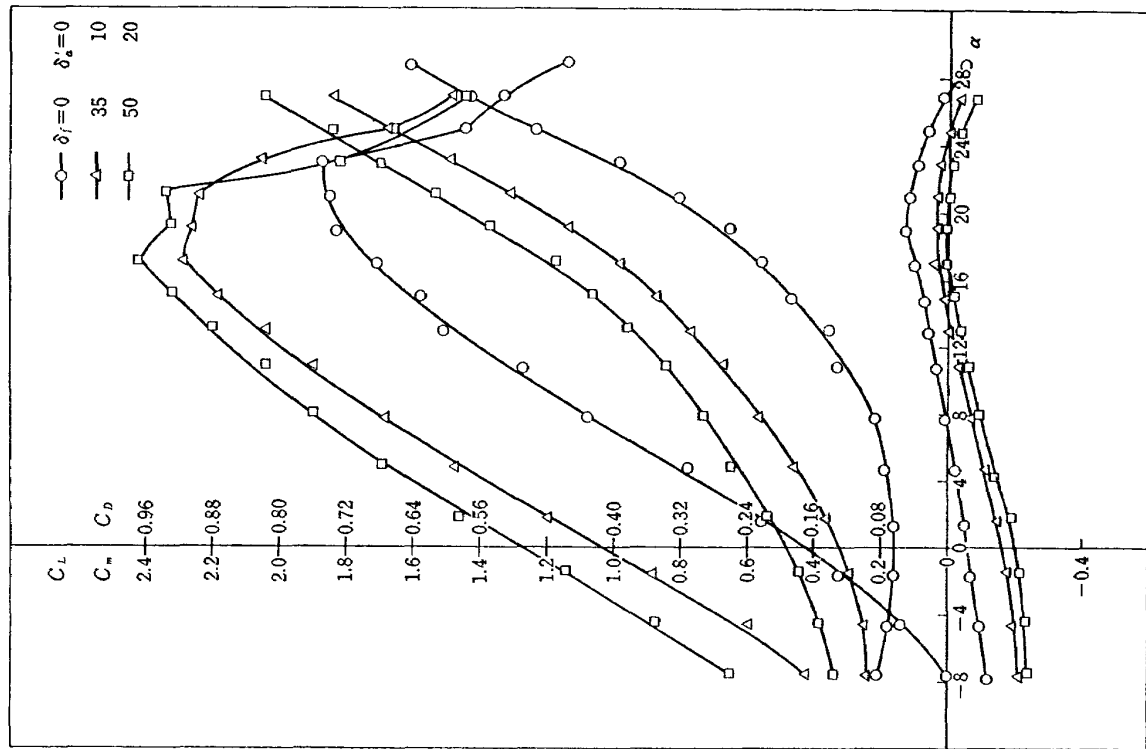


図 26 尾翼なしの特性 $C_q=0.003$

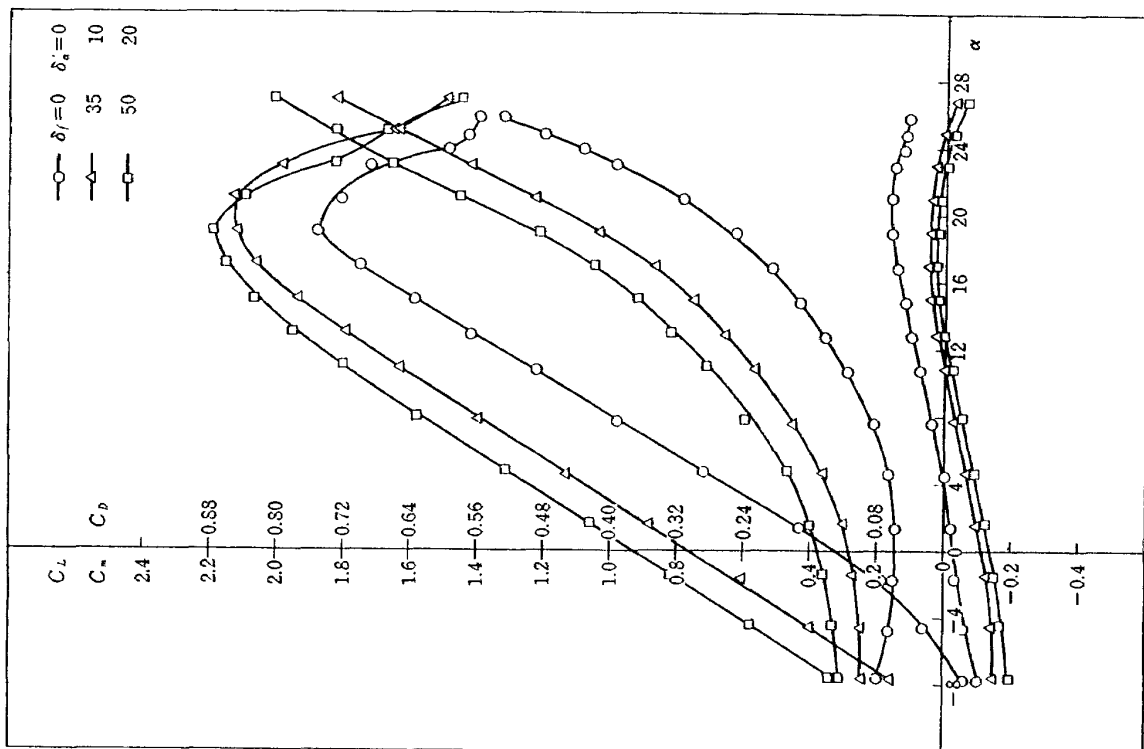


図 25 尾翼なしの特性 $C_q=0$

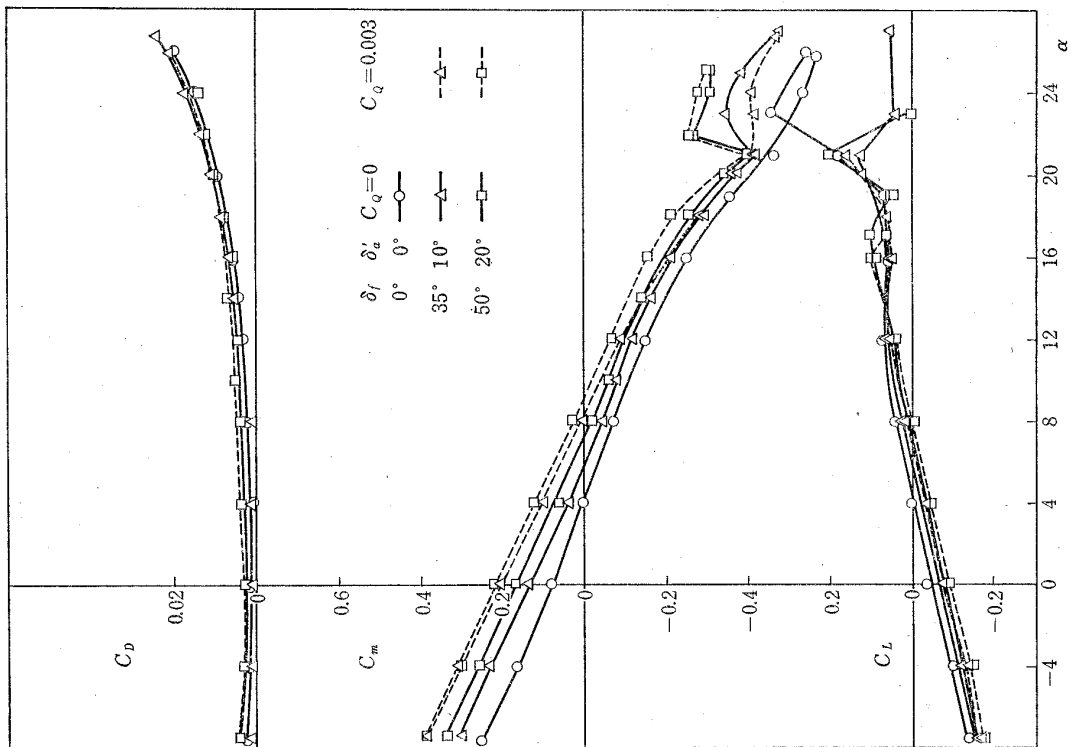


図 27 尾翼の C_L , C_D , C_m

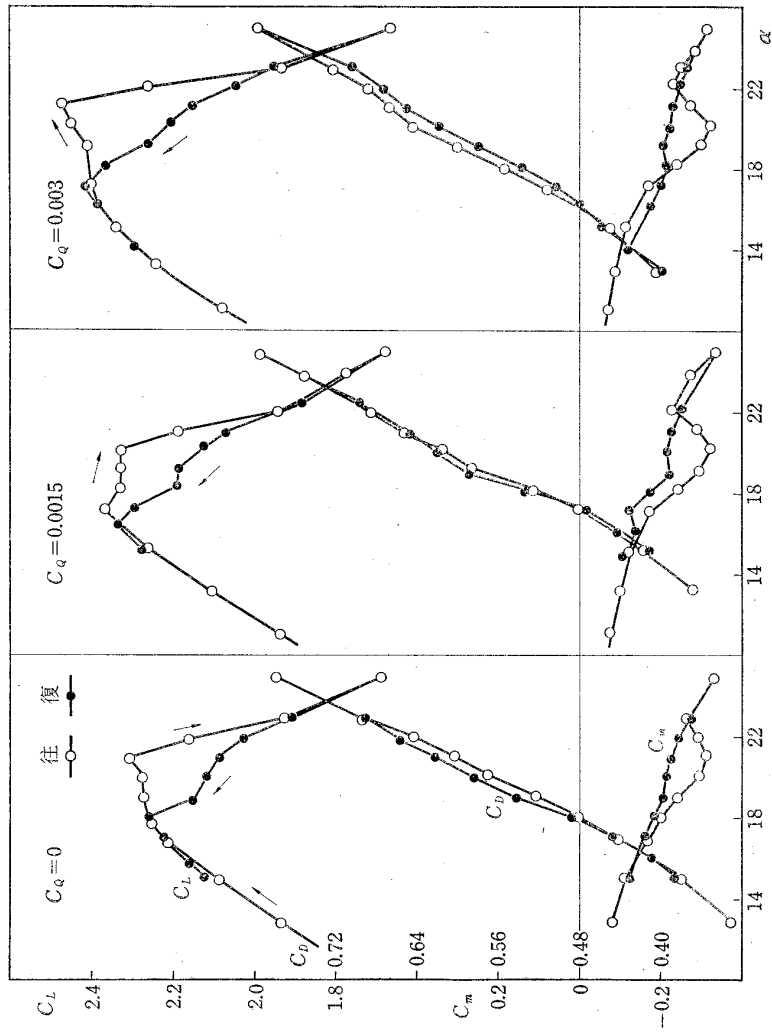


図 28 失速特性 $\delta_f=50^\circ$, $\delta_{\alpha'}=20^\circ$

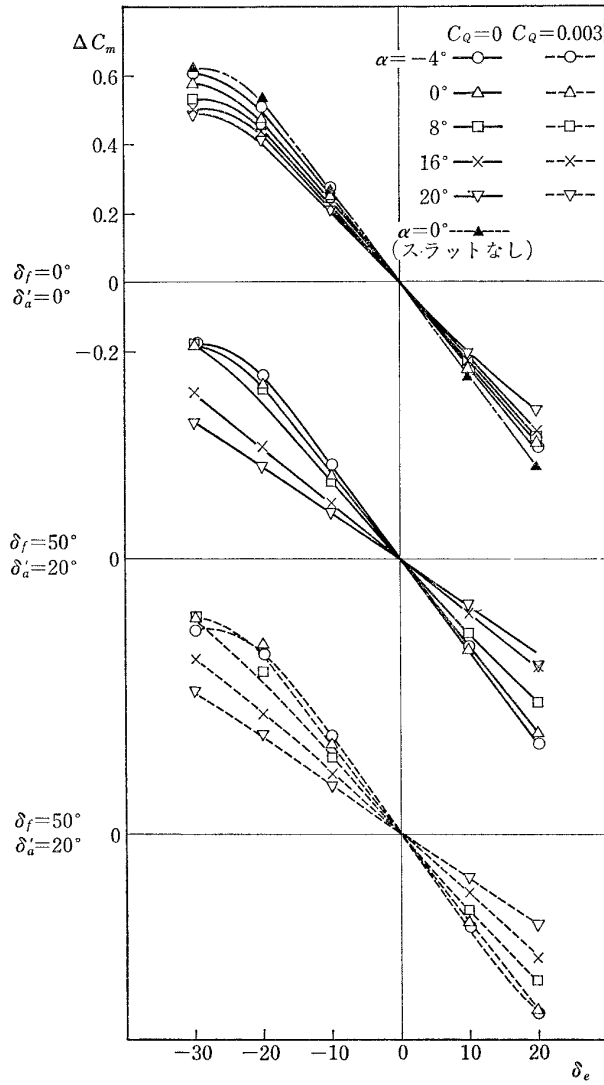


図 29 昇降舵の効き

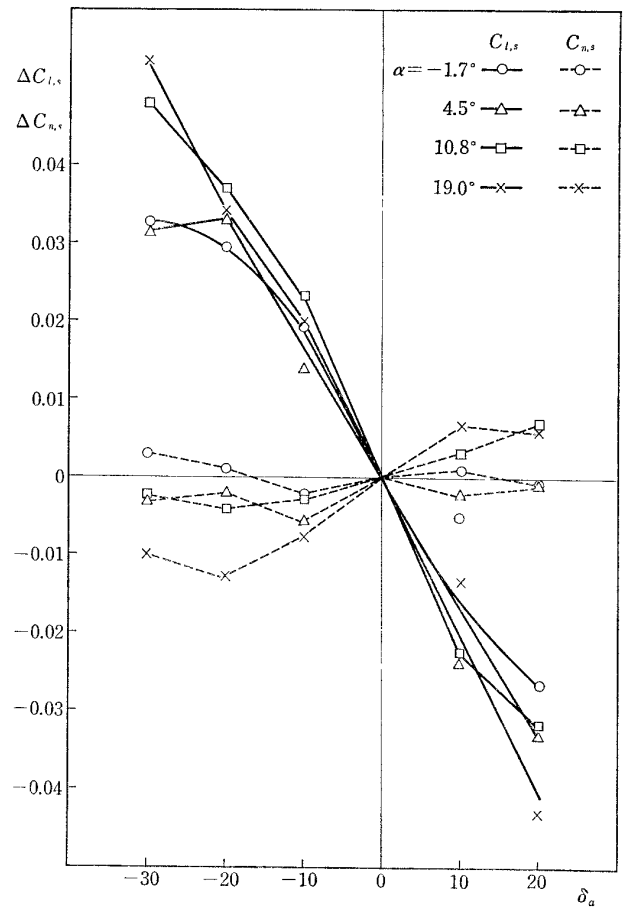


図 30 補助翼の効き, $\delta_f=0^\circ$, $C_Q=0$ (右片翼操舵)

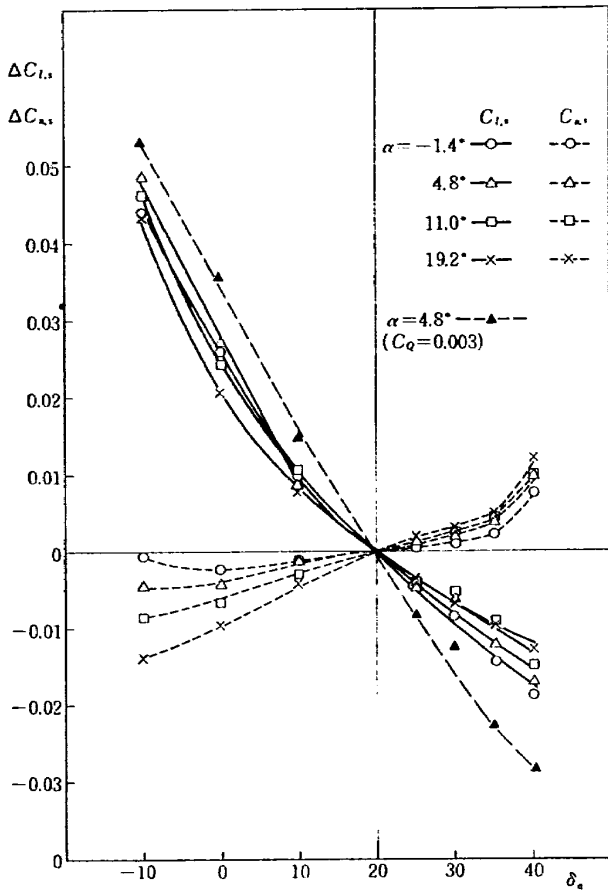


図 31 補助翼の効き, $\delta_f=50^\circ$, $C_Q=0$
(右片翼操舵, 左翼 $\delta_a'=20^\circ$ 一定)

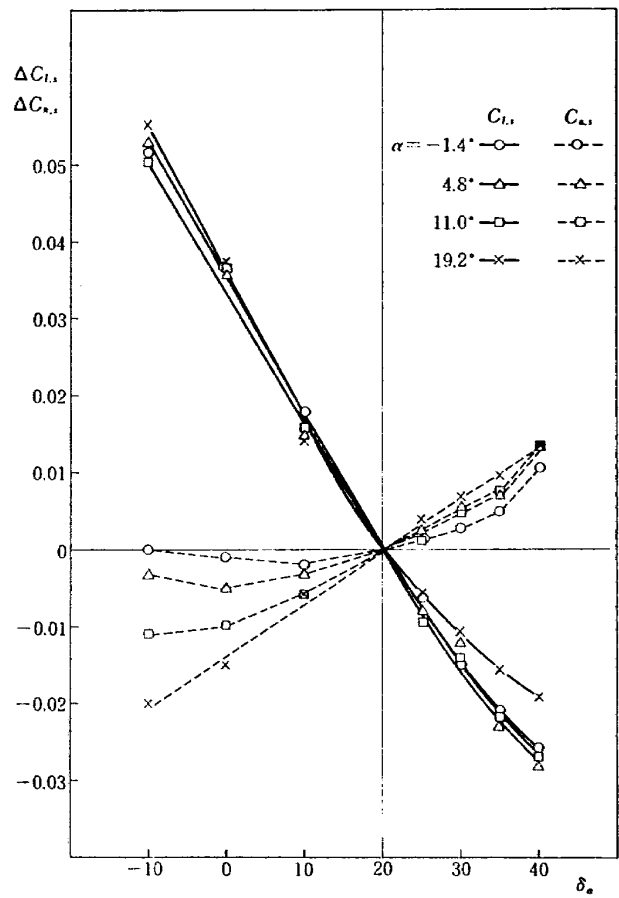


図 32 補助翼の効き, $\delta_f=50^\circ$, $C_Q=0.003$
(右片翼の操舵, 左翼 $\delta_a'=20^\circ$ 一定)

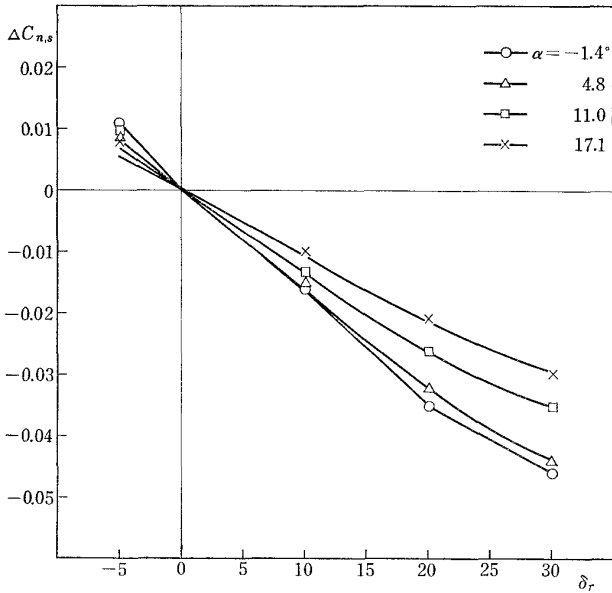


図 33 方向舵の効き $\delta_f=50^\circ, \delta_{a'}=20^\circ, C_Q=0$

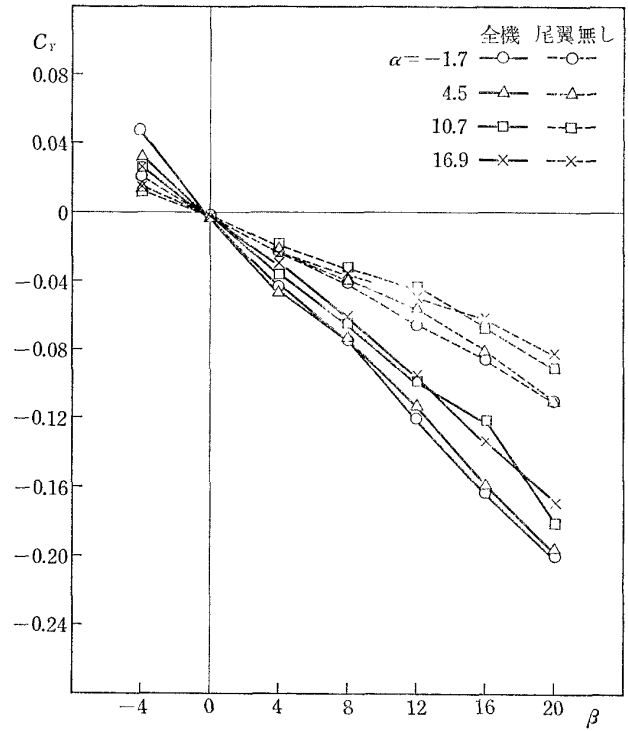


図 35 横すべり効果, $\delta_f=0^\circ, C_Q=0$

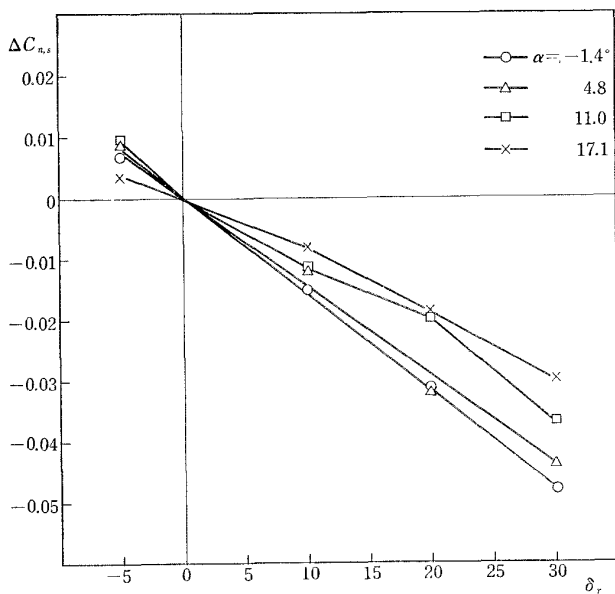


図 34 方向舵の効き $\delta_f=50^\circ, \delta_{a'}=20^\circ, C_Q=0.003$

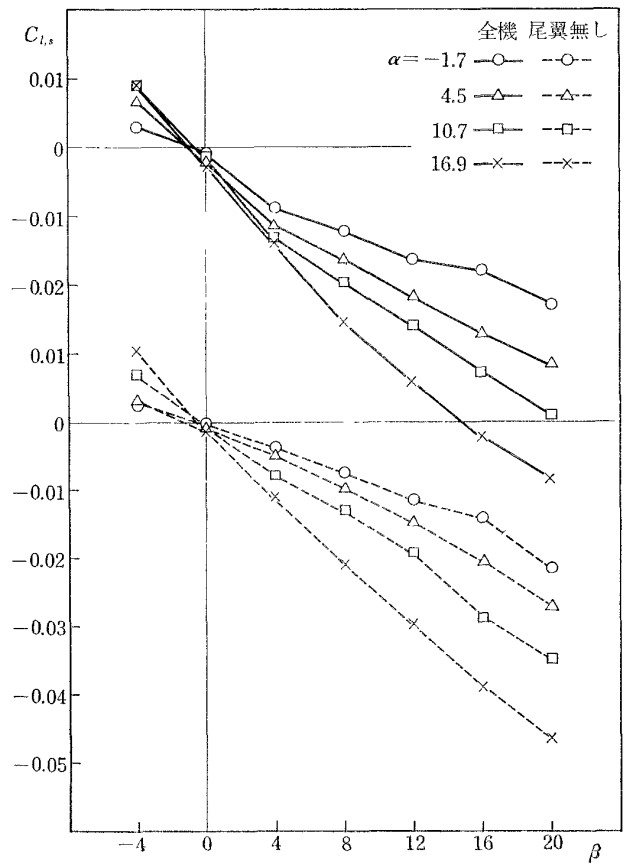


図 36 横すべり効果, $\delta_f=0^\circ, C_Q=0$

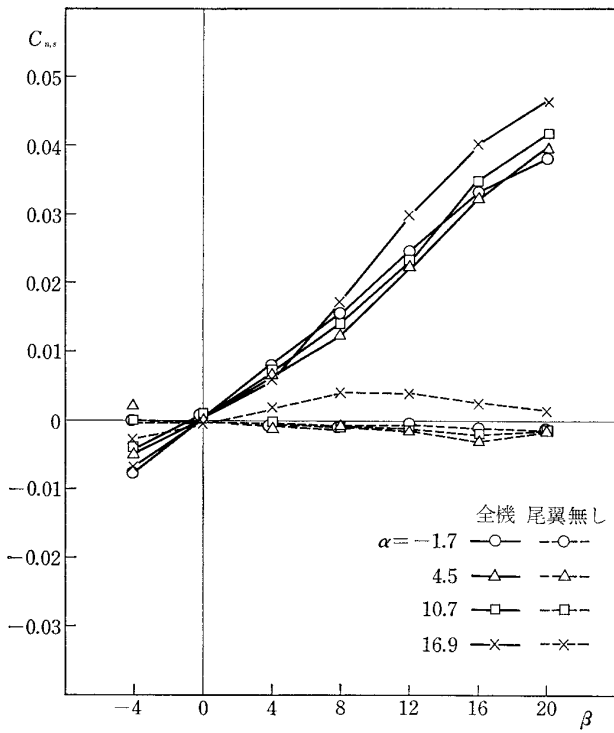


図 37 横すべり効果, $\delta_f=0^\circ$, $C_Q=0$

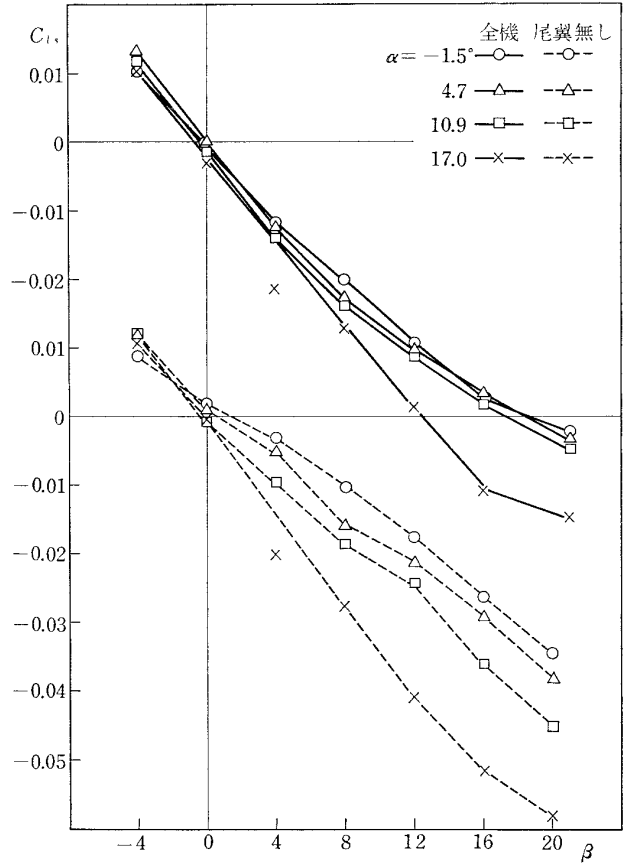


図 39 横すべり効果, $\delta_f=50^\circ$, $\delta_{a'}=20^\circ$, $C_Q=0$

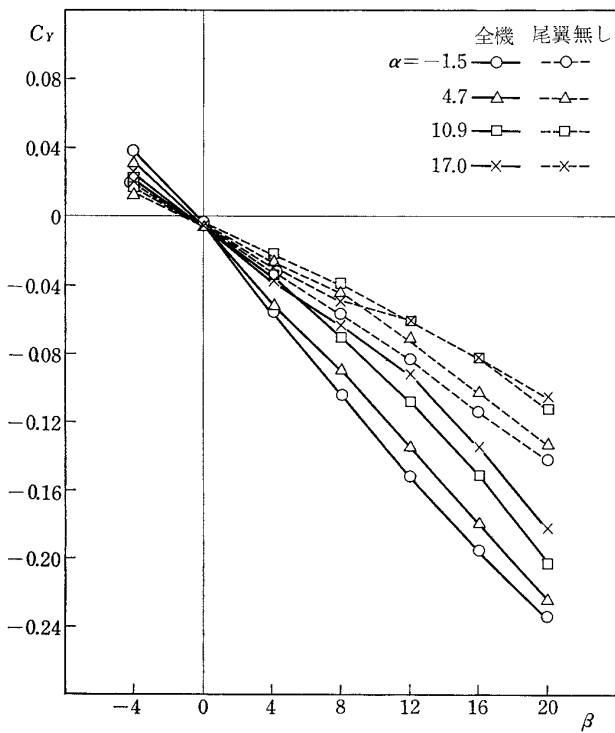


図 38 横すべり効果, $\delta_f=50^\circ$, $\delta_{a'}=20^\circ$, $C_Q=0$

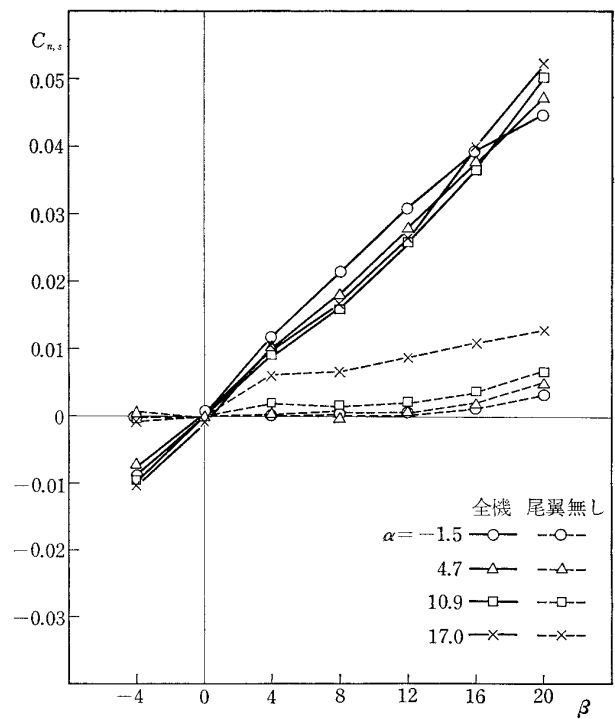
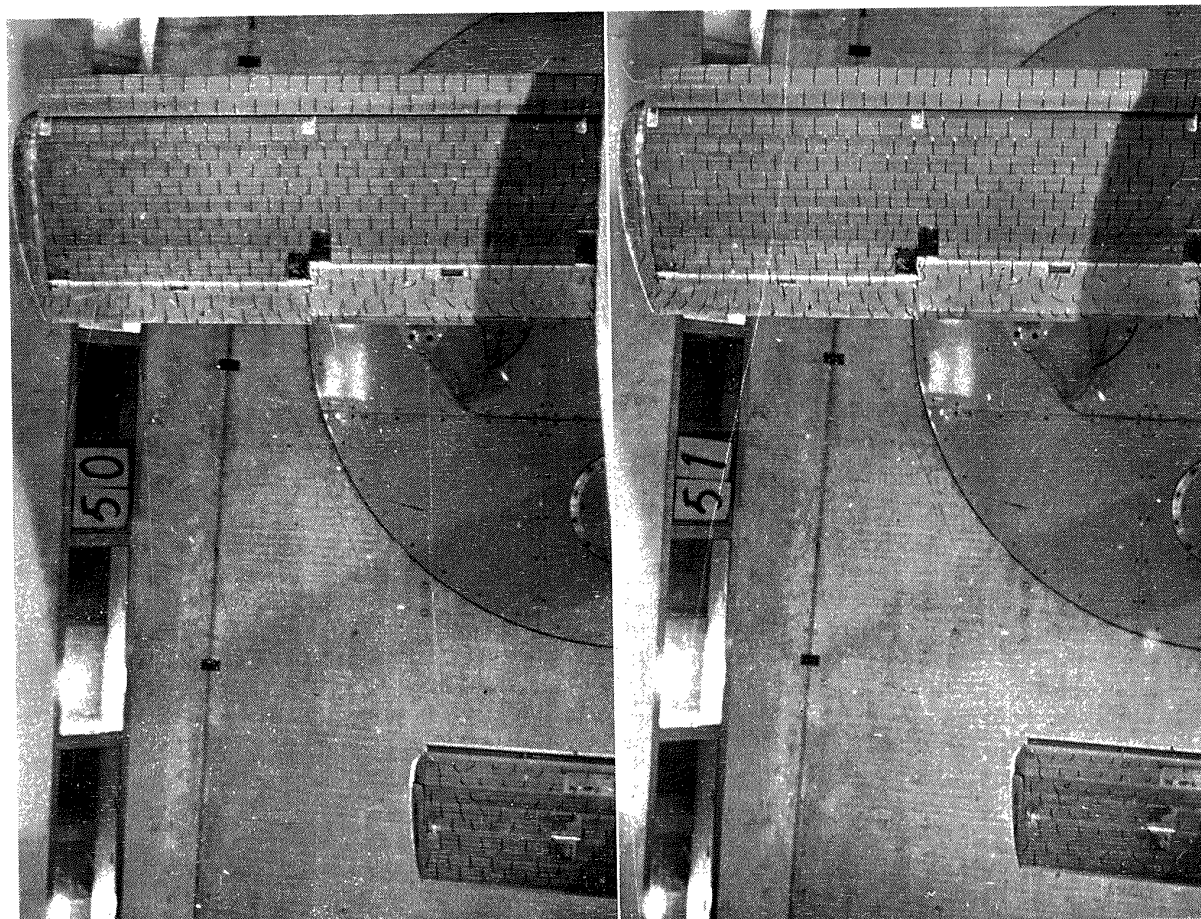
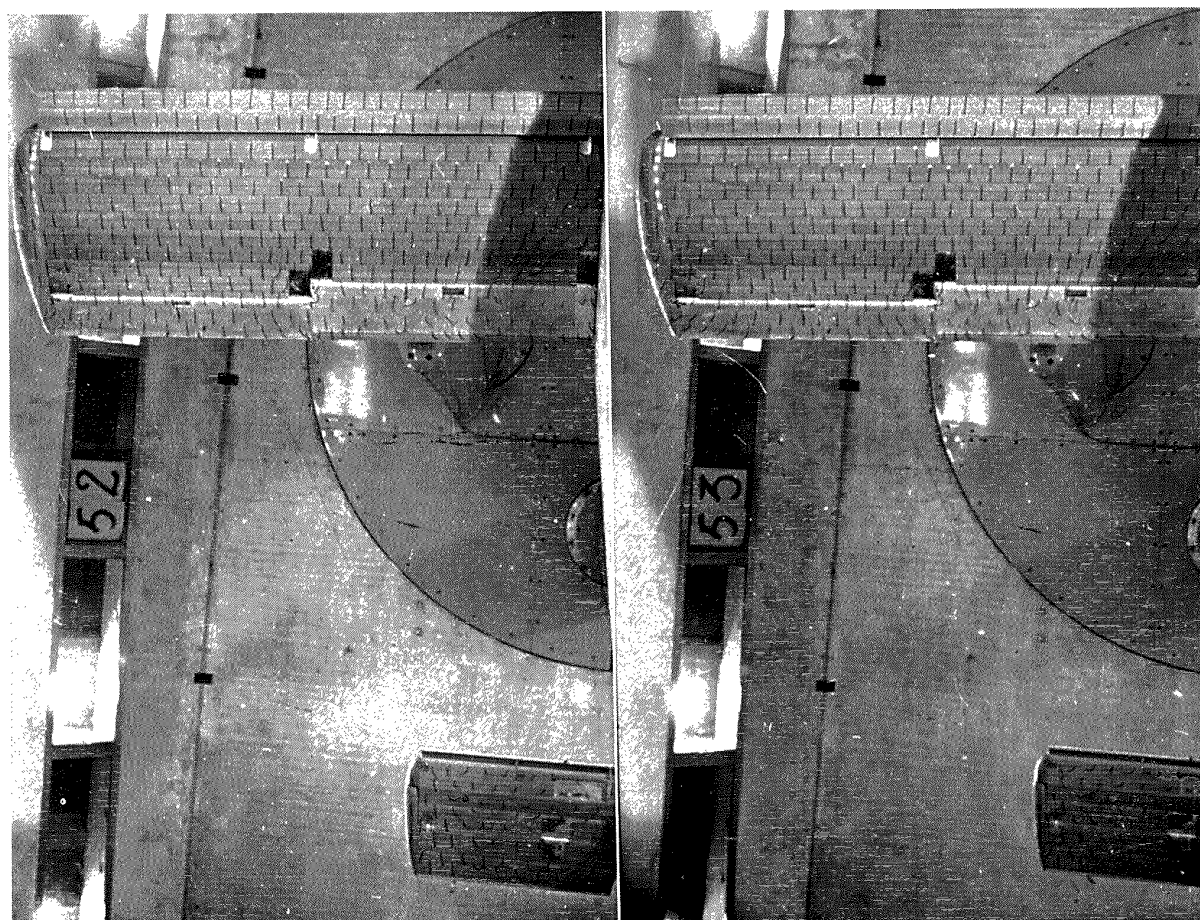
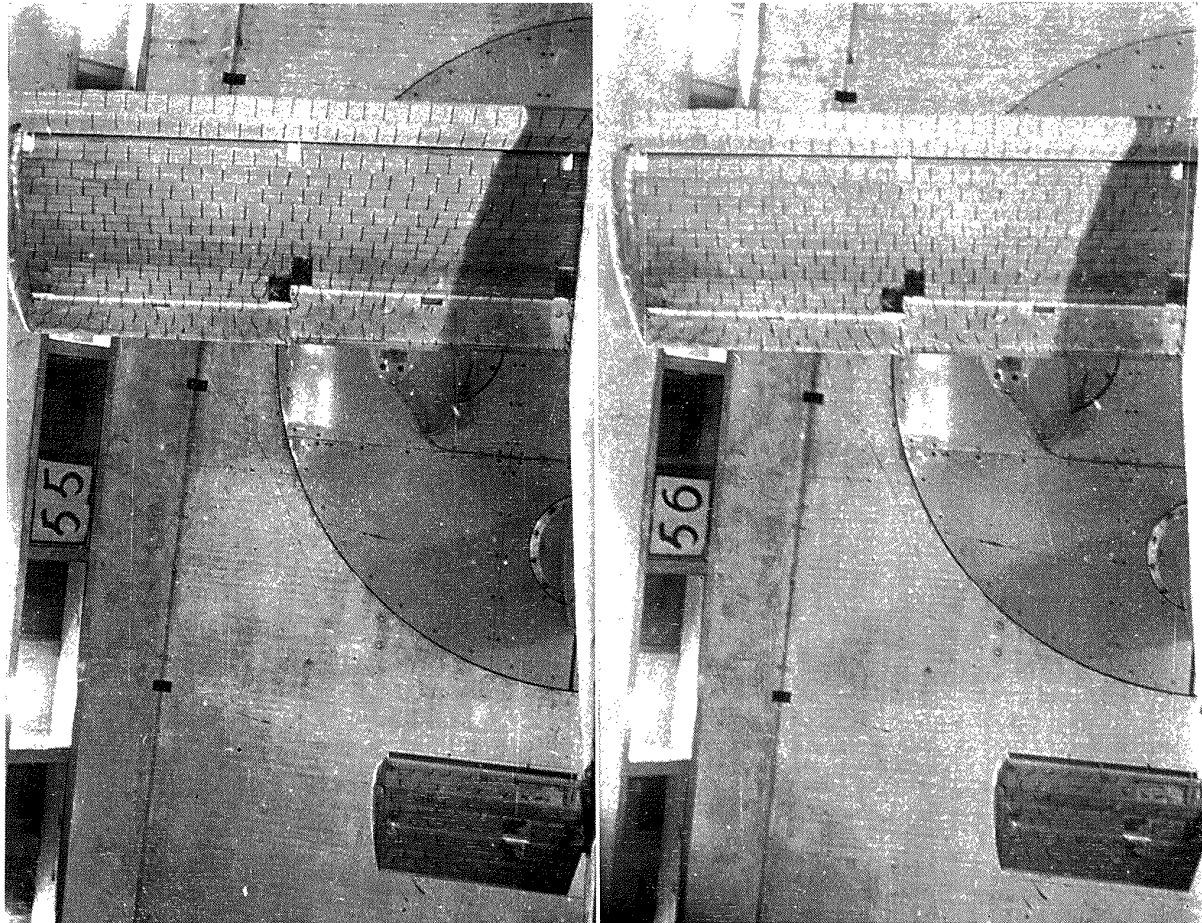


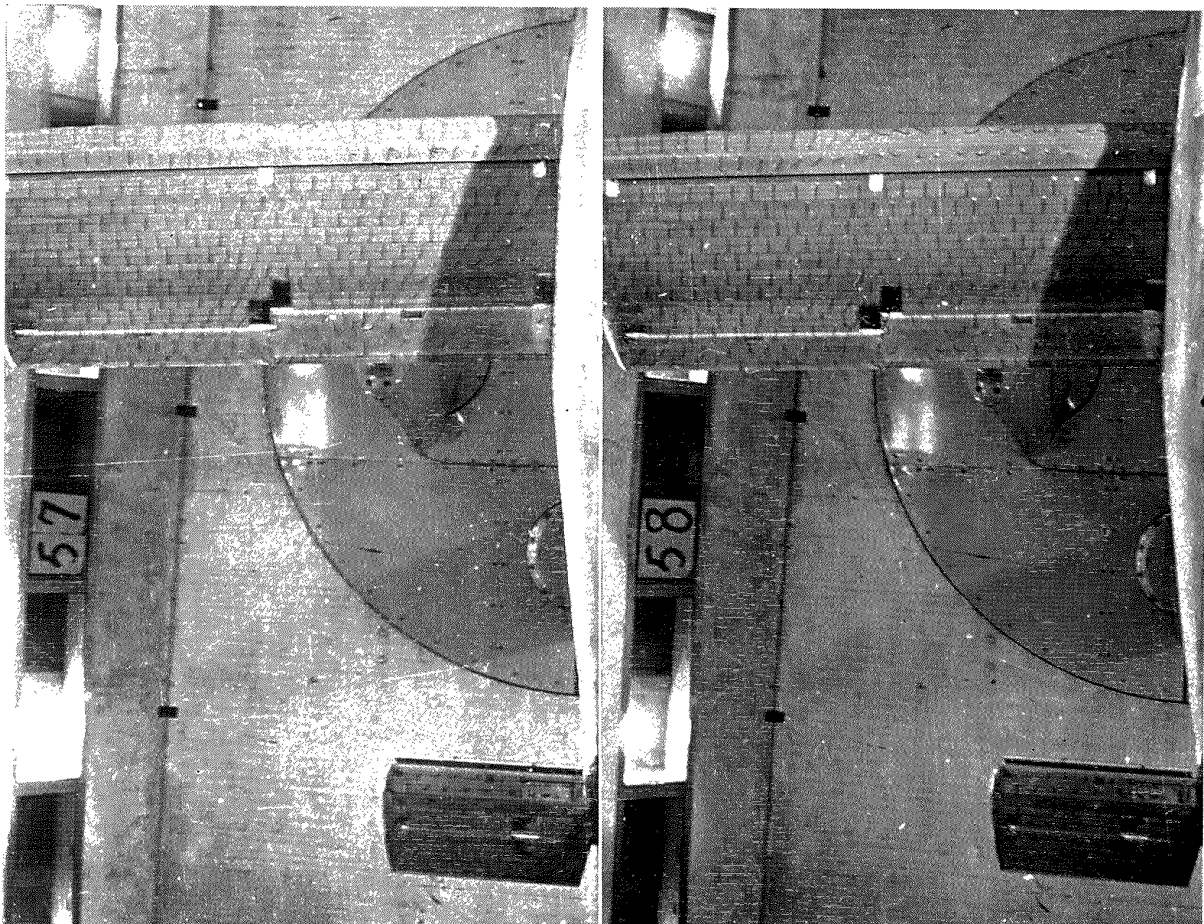
図 40 横すべり効果, $\delta_f=50^\circ$, $\delta_{a'}=20^\circ$, $C_Q=0$

 $\alpha = 14^\circ$ $\alpha = 16^\circ$  $\alpha = 18^\circ$ $\alpha = 20^\circ$ 図 41 (a₁) 気流試験 $\delta_f = 0^\circ, C_Q = 0$



$\alpha = 22^\circ$

$\alpha = 23^\circ C_{Lmax}$



$\alpha = 24^\circ$

$\alpha = 25^\circ$

図 41 (a₂) 気流試験 $\delta_f = 0^\circ$, $C_Q = 0$

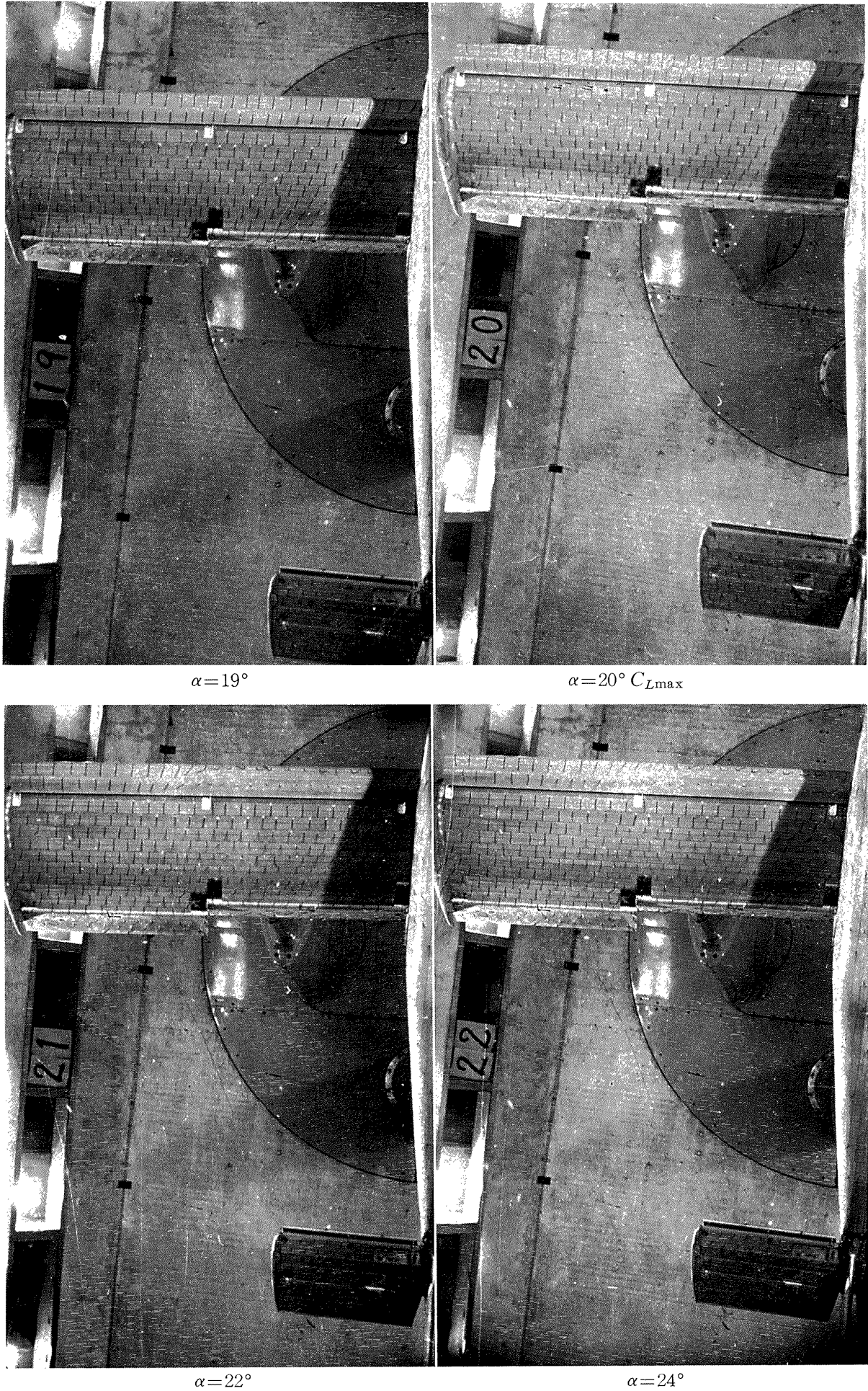
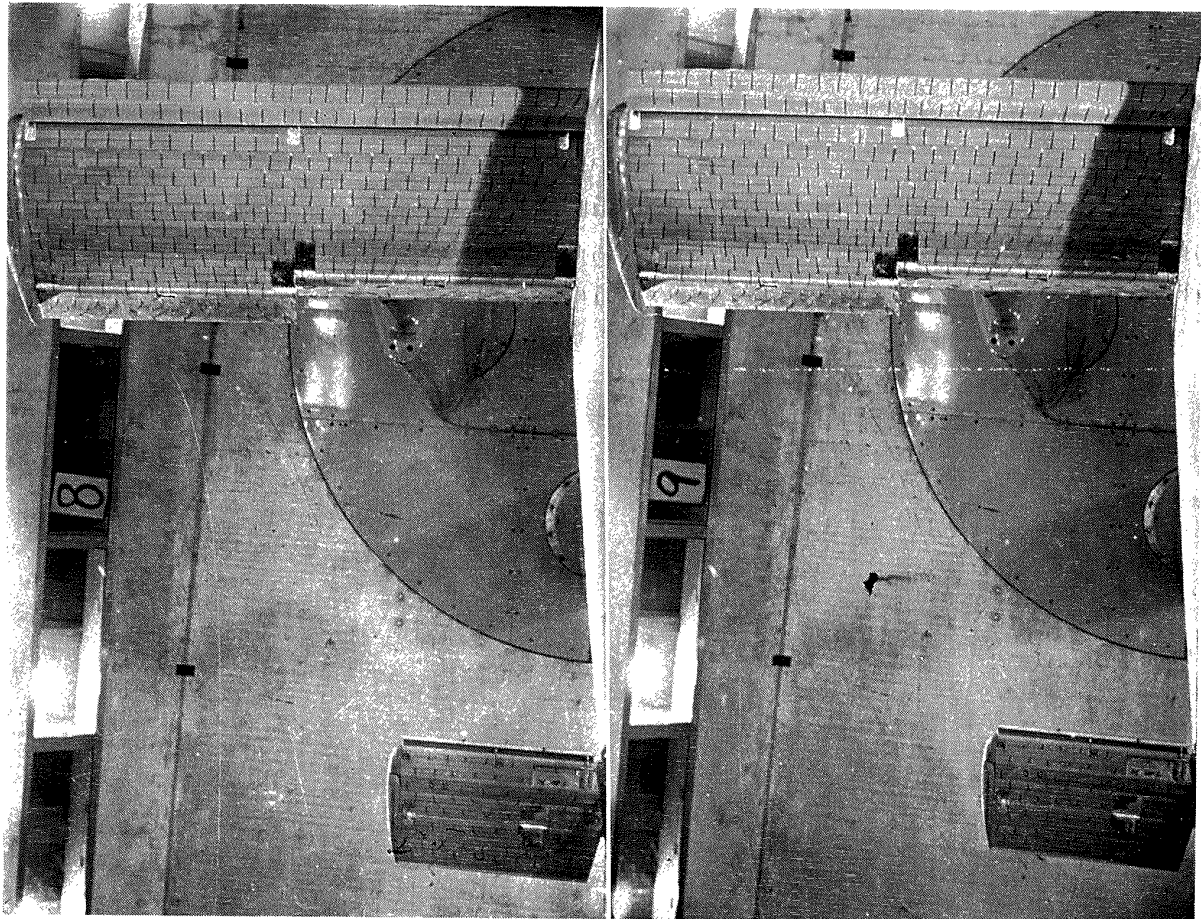
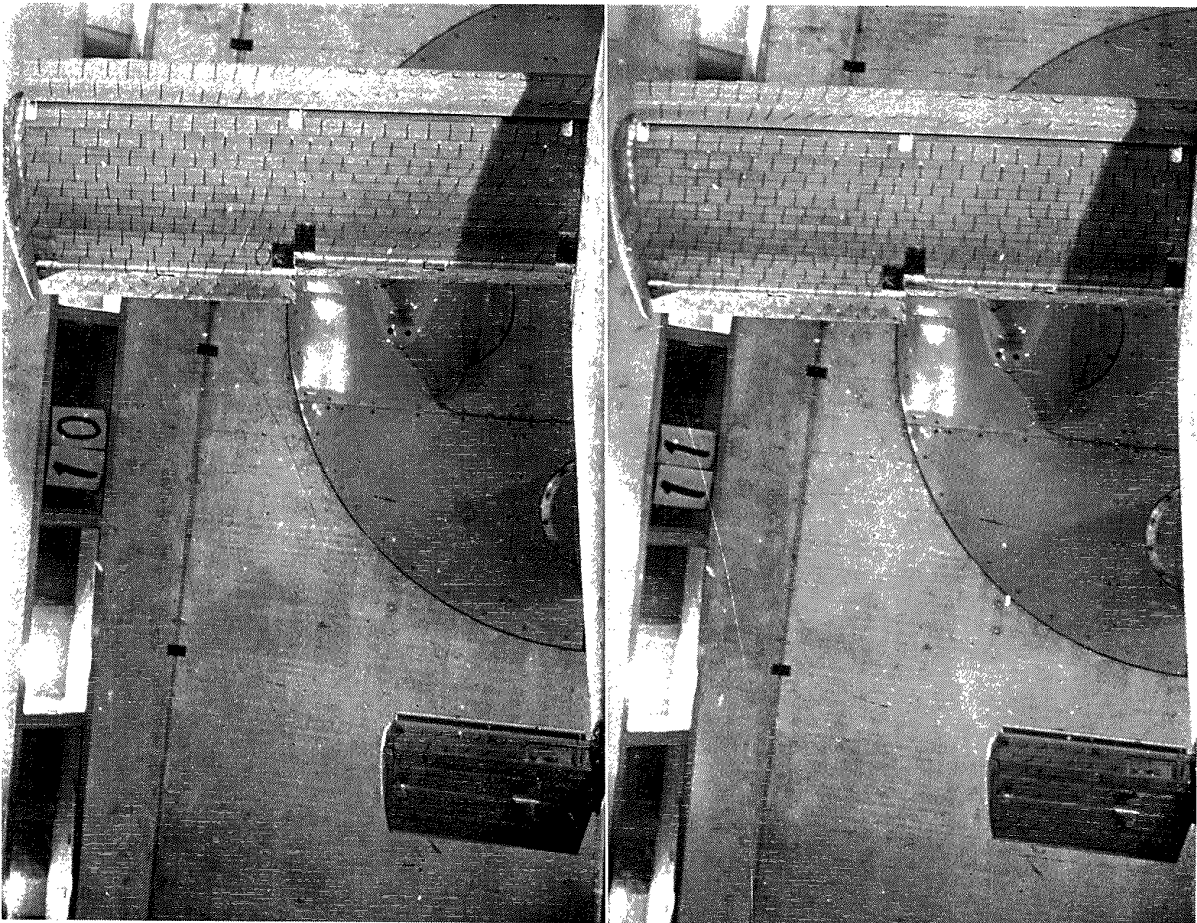


図 41 (b) 気流試験 $\delta_f = 50^\circ, \delta_{a'} = 20^\circ, C_Q = 0$



$\alpha=19^\circ$

$\alpha=20^\circ (C_{Lmax})$



$\alpha=22^\circ$

$\alpha=24^\circ$

図 41 (c) 気流試験 $\delta_f=50^\circ, \delta_{a'}=20^\circ, C_Q=0.003$

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	塙 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
TM-153	FA-200 改機の風洞試験(I) プロペラ付き	1969年2月	広末健一, 坂井紀穂 高橋 宏, 綿貫忠晴

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154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

