

UDC 629.735.7.017
:629.735.062
.629.735.014.16

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-210

自由飛行模型 FFM-10 の空力特性について

河崎俊夫・斎藤秀夫・河本巖

1970年6月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

自由飛行模型 FFM-10 の空力特性について

河崎俊夫**・斎藤秀夫***・河本巖***

On the Aerodynamic Characteristics of a Free Flight Model FFM-10

By Toshio KAWASAKI Hideo SAITO and Iwao KAWAMOTO

The measurement of dynamic stability derivatives for an aircraft is important in the analysis of flight dynamics, but it is difficult to obtain accurate values of these derivatives in wind tunnel, moreover these data are scarce especially at supersonic and high subsonic speeds.

Then a free flight model FFM-10 equipped with NAL-7 rocket motor in the fuselage has been developed for the purpose of the measurement of dynamic stability derivatives at subsonic and supersonic speeds. FFM-10 is simple in its configuration, but the basic planform as an supersonic aircraft is conserved. Namely a delta wing which has been thought one of the typical wings of supersonic aircrafts is employed for the wing, and a simple conical cylinder for the fuselage. Present paper treats the aerodynamic characteristics of FFM-10, obtained mainly from wind tunnel tests, and consists of following three parts; (1) preliminary wind tunnel test aimed at the determination of FFM-10 configuration, (2) FFM-10 static and dynamic wind tunnel tests, and (3) FFM-10 final wind tunnel test, in which a pair of ailerons which causes spin for reducing the dispersion in flight and slippers which stabilize the attitude at launching are attached to the wind tunnel model.

1. 序

航空機の動安定微係数の測定は、その動特性を解析するために重要なものであるが、風洞実験でこれらの動安定微係数の測定はなかなか困難である。特に超音速あるいは高亜音速においては信頼できるデータに乏しい。そこで超音速機の超音速および亜音速における動安定微係数を測定するために、ロケットを推力として地上より発射する自由飛行模型を利用する方法が計画された。主翼平面形としては超音速機として最も代表的と考えられる三角翼を採用し、これに軸対称な胴体を組合せた。飛しょう模型は製作費を下げるために曲部をすべてなくしたが、三角翼・胴体組合せの基本的性質は十分に示されていると考えられる。

本報告はこの自由飛行模型の空力特性を風洞実験および理論的な推定によって求めようとするものである。3.において垂直尾翼の容積を決定するために行なった風洞実験と、初期の飛しょう性能推定の基礎と

なった動安定微係数の推定法を述べる。4. ではかくして決定した自由飛行模型 FFM-10 の静的および動的空力微係数の風洞実験による測定結果を示し、最後に 5. において飛しょう実験の形に最も近いエルロン・スリッパ等の付加物をつけた状態における風洞実験の結果について述べる。

2. 記号

b ; スパン [m]

c ; 平均空力翼弦長 [m]

CG ; 重心

C_{DF} ; 前面抵抗係数, Forebody Drag $\left(\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S \right)$

C_L ; 揚力係数, Lift $\left(\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S \right)$

C_m ; 縦搖モーメント係数,

Pitching Moment $\left(\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S c \right)$

C_Y ; 横力係数, Side Force $\left(\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S \right)$

C_n ; 側搖モーメント係数

Yawing Moment $\left(\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S b \right)$

* 昭和45年6月27日受付

** 宇宙研究グループ

*** 空気力学第二部

C_l	横揺モーメント係数
Lolling Moment	$\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S b$
f	振動数 [1/s]
M	マッハ数
p	横揺れ角速度 [rad/sec]
q	縦揺れ角速度 [rad/sec]
r	偏揺れ角速度 [rad/sec]
\hat{p}	無次元横揺れ角速度
\hat{q}	無次元縦揺れ角速度
\hat{r}	無次元偏揺れ角速度
R	レイノルズ数 (c 基準)
S	基準面積 (全翼面積) [m^2]
U_∞	一様流速度 [m/s]
WC	主翼面積中心
X_{cp}	圧力中心
α	迎角 [deg または rad]
β	横すべり角 [deg または rad]
η	修正係数
Λ	機体軸と風軸の傾き角度 (横型取付角)
ρ_∞	一様流密度 [$kg \cdot s^2/m^4$]
ω	角振動数 ($2\pi f$) [rad/s]
空力微係数の定義	
$C_{L\alpha} = \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	[1/rad or 1/deg]
$C_{Lq} = \frac{\partial C_L}{\partial \left(\frac{q c}{2 U_\infty} \right)}$	
$C_{L\dot{\alpha}} = \frac{\partial C_L}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha} c}{2 U_\infty} \right)}$	
$C_{m\alpha} = \frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$	[1/rad or 1/deg]
$C_{mq} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{q c}{2 U_\infty} \right)}$	
$C_{m\dot{\alpha}} = \frac{\partial C_m}{\partial \left(\frac{\dot{\alpha} c}{2 U_\infty} \right)}$	
$C_{Y\beta} = \frac{\partial C_Y}{\partial \beta}$	[1/rad or 1/deg]
$C_{Yr} = \frac{\partial C_Y}{\partial \left(\frac{r b}{2 U_\infty} \right)}$	
$C_{n\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta}$	[1/rad or 1/deg]

$$C_{nr} = \frac{\partial C_n}{\partial \left(\frac{rb}{2 U_\infty} \right)}$$

$$C_{l\beta} = \frac{\partial C_l}{\partial \beta} \quad [1/rad \text{ or } 1/deg]$$

$$C_{lp} = \frac{\partial C_l}{\partial \left(\frac{pb}{2 U_\infty} \right)}$$

静的な風胴試験はすべて安定軸まわりで整理されているが“4.2 動安定試験”は機体軸まわりで整理され、空力係数は C_z, C_m, C_y, C_l, C_n で表示され、それら微係数の定義は上に示した安定軸に関するものと同じである。

3. 予備的風胴試験

3.1 静安定

3.1.1 模型および試験方法

本自由飛行模型は、超音速機形態の航空機の高速飛しょう時の空力特性を調べるためのものであり、したがって予備実験用として製作した本風胴試験模型も通常の超音速機と同様の形態を有する。すなわち基本的には、頭部 (N), 脳体 (F), 主翼 (W), および垂直尾翼 (V1, V2 および V3) の 4 成分よりなり、主翼にはもっとも簡単な前縁後退角 60° のデルタ翼を

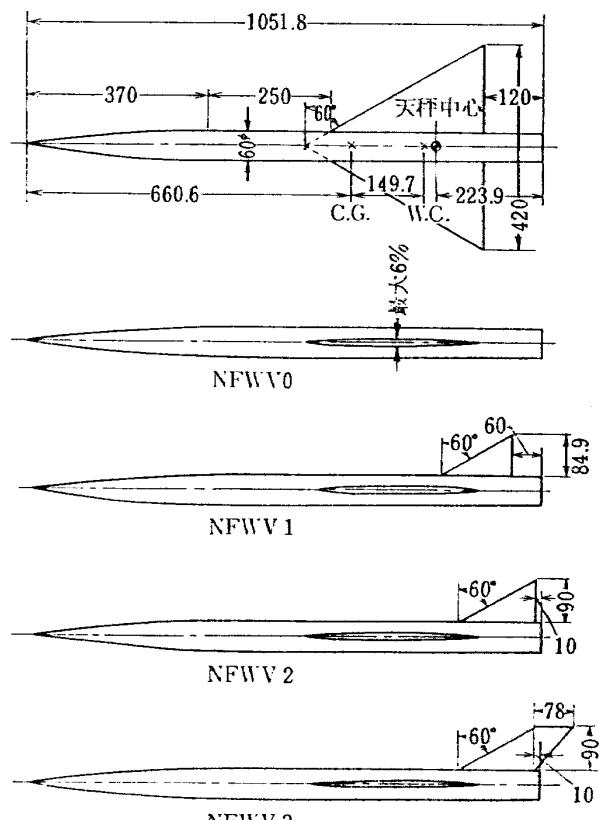


図 3.1 予備風胴試験模型

表 3.1 予備風洞試験模型諸元

		NFWV 0	NFWV 1	NFWV 2	NFWV 3
主要諸元	基 準 長 c [m]		0.2425		
	b [m]		0.42		
	基 準 面 積 S [m^2]		0.07638		
	基 準 点 WC [m] (先端より) CG [m]		0.8106 0.6606		
頭 部	形 状 [m]	$r=0.08108x\left[2-2\left(\frac{x}{0.370}\right)^2+\left(\frac{x}{0.370}\right)^3\right]$			
胴 体	形 状 [m]	$r=0.03$			
主 翼	中 心 翼 弦 長 [m]		0.3637		
	平均空力翼弦長 [m]		0.2425		
	翼 幅 [m]		0.42		
	アスペクト比		2.31		
	後 退 角 (L.E)		60°		
	" (T.E)		0°		
	上 半 角		0°		
垂 直 尾 翼	取 付 角		0°		
	翼 形	6 %厚さ円弧翼			
垂 直 尾 翼	付 根 翼 弦 長 [m]		0.1470	0.1559	0.1559
	半翼幅(胴体中心から) [m]		0.1149	0.120	0.120
	後 退 角 (L.E)	な し	60°	60°	60°
	" (T.E)		0°	0°	40.9°
	露 出 部 面 積 [m^2]		0.00623	0.00701	0.01052
	翼 形		6 %厚さ円弧翼	6 %厚さ円弧翼	6 %厚さ円弧翼

採用し、尾部はデルタ翼でその垂直尾翼容積が 0.072*なるものを基準とし (V2)，垂直尾翼取付位置を前進させ、かつ面積を減らしたデルタ翼で V2 尾翼容積の 76% としたもの (V1)，および取付位置は V2 と同じで面積を増加させた後退翼で V2 の 162% の尾翼容積をもつもの (V3) の 3 種を用意し、垂直尾翼のない場合 (V0) を含めて 4 種の形態を用意した。便利のためこれらを NFWV 0, NFWV 1, NFWV 2 および NFWV 3 模型と呼ぶことにする。本節の風洞試験はこれら形状の空力安定微係数を求ること、およびこれらデータより垂直尾翼の取付位置とその大きさを決定することを目的としている。風洞供試模型を図

3.1 に示し、その諸元を表 3.1 に与えた。

試験に用いた風洞は航空宇宙技術研究所 2m × 2m 遷音速風洞¹⁾ および 1m × 1m 吹出式超音速風洞²⁾ であり試験マッハ数は遷音速風洞で $M=0.6 \sim 1.3$ 、超音速風洞で $M=1.5 \sim 2.5$ である。レイノルズ数は平均空力翼弦長 c 基準で遷音速風洞で 2.5×10^6 程度、超音速風洞で 4.0×10^6 程度である。これら風洞による試験リストを表 3.2 に示す。なお遷音速風洞試験は頭部先端、主翼前縁および垂直尾翼前縁の後方それぞれ約 10 mm の位置に幅 5 mm にわたって #80 のカーボランダムを添加し固定遷移の状態で行なわれた。風洞試験結果のうち縦のモーメント係数 C_m および横のモーメント係数 C_n はいずれも主翼面積中心まわりに整理されているが、安定微係数の計算においてはこれらデータを迎角および横すべり角いずれも -4° ~

* 露出部面積とその面積中心-重心間の距離とで計算したものを主翼面積とスパンの積で無次元化した。

表 3.2 予備風洞試験リスト

模 型	マッハ数 M	計測項目	縦 安定	横 安定		備 考	
			迎角 α° ($\beta=0^\circ$)	横すべり角 β°			
				$\alpha=0$	$\alpha=5^\circ, 10^\circ$		
NFWV 0	0.60	6 分力	-4, -2, -1,	-4, -2, -1,	-4, -2, -1,	遷音速風洞 (固定遷移)	
	0.80		0, 1, 2, 3,	0, 1, 2, 3,	0, 1, 2, 3,		
	0.85		4, 6, 8, 10	4, 6, 8, 10	4, 6, 8, 10		
	0.90				M=0.85		
	0.95				0.95		
	1.00				1.05		
	1.05				1.15		
	1.10				は試験省略		
	1.15						
	1.2						
	1.3						
	1.5		-5°～+10°	-10°～+5°	-10°～+5°	吹出式 超音速風洞	
NFWV 1	2.0						
	2.5						

表 3.3 予備風洞試験結果一覧

	NFWV 0	NFWV 1	NFWV 2	NFWV 3
$C_{DF} \sim \alpha$			図 3.2 (1) 図 3.2 (9)	
$C_L \sim \alpha$	掲載省略	掲載省略		掲載省略
$C_m \sim \alpha$				
$C_Y \sim \beta$			図 3.3 (1) 図 3.3 (9)	
$C_n \sim \beta$			図 3.4 (1) 図 3.4 (9)	
$C_l \sim \beta$			図 3.5 (1) 図 3.5 (9)	
$(C_{DF})_{\alpha=0} \sim M$			図 3.6	
$(C_L)_{\alpha=0} \sim M$			図 3.7	
$(C_m)_{\alpha=0} \sim M$			図 3.8	
$(X_{cp})_{\alpha=0} \sim M$			図 3.9	
$(C_{Y\beta})_{\beta=0} \sim M$	図 3.10	図 3.13	図 3.16	図 3.19
$(C_{n\beta})_{\beta=0} \sim M$	図 3.11	図 3.14	図 3.17	図 3.20
$(C_{l\beta})_{\beta=0} \sim M$	図 3.12	図 3.15	図 3.18	図 3.21

$+4^\circ$ 区間で直線近似して、その傾斜より求め^{*}、 $C_{m\alpha}$ 、 $C_{n\beta}$ に関しては主翼面積中心前方 $0.619\bar{c}$ ^{**} まわりの値に換算されている。

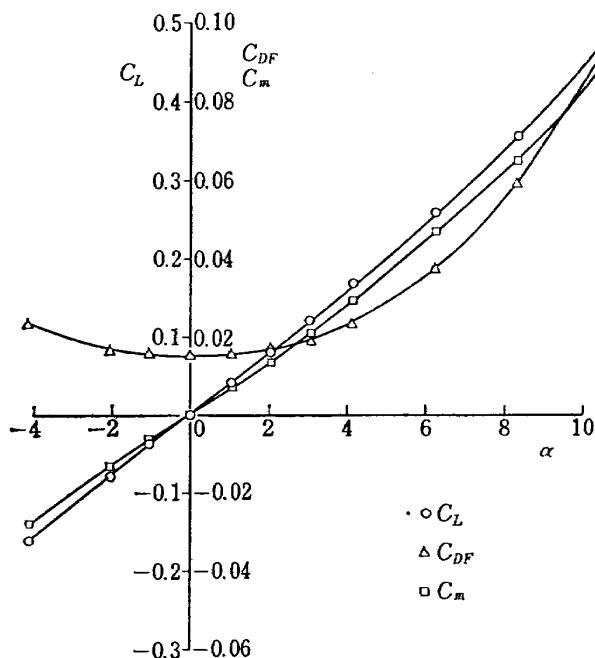


図 3.2 (1) NFWV 2 Model
 $M=0.60$
 $\beta=0$

一例として NFWV 2 に対する C_L 、 C_m 、 C_{DF} を図 3.2 に、 C_Y 、 C_n および C_t をそれぞれ図 3.3 より図 3.5 までに示す。

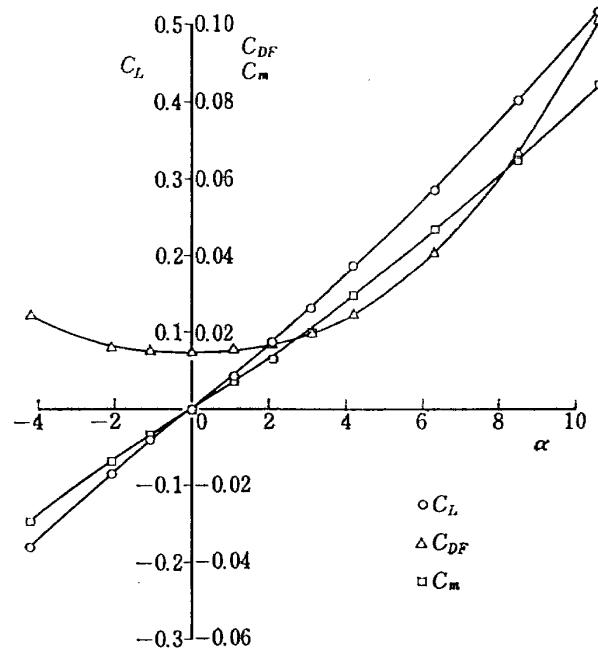


図 3.2 (2) NFWV 2 Model
 $M=0.80$
 $\beta=0$

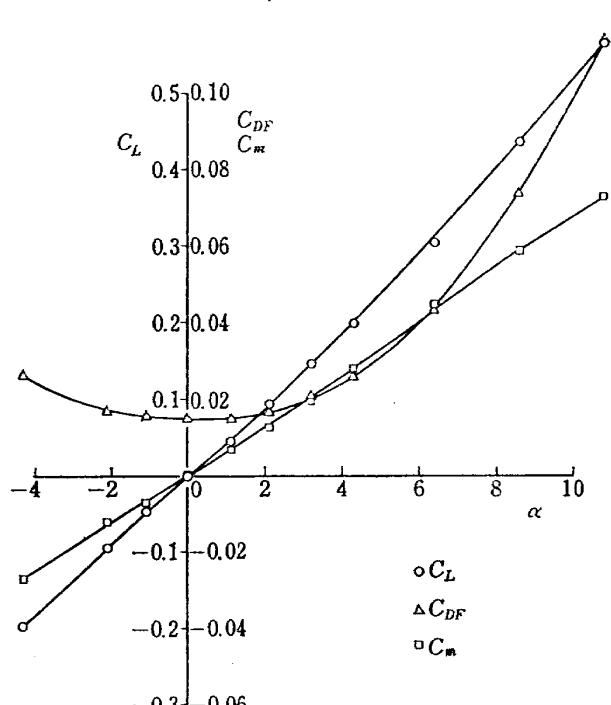


図 3.2 (3) NFWV 2 Model
 $M=0.90$
 $\beta=0$

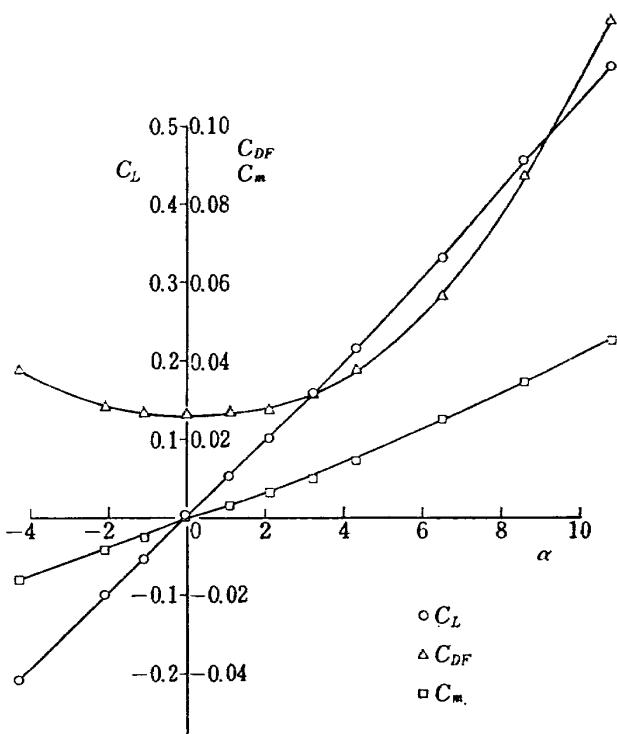


図 3.2 (4) NFWV 2 Model
 $M=1.00$
 $\beta=0$

* 横方向の空力係数に対しては一部直線性の悪いものもあり、これらに対しては -2° ～ $+2^\circ$ 程度の直線近似の成立する部分でその傾斜をとった。

** 現段階で重心は主翼面積中心前方 $0.619\bar{c}$ と推定された。

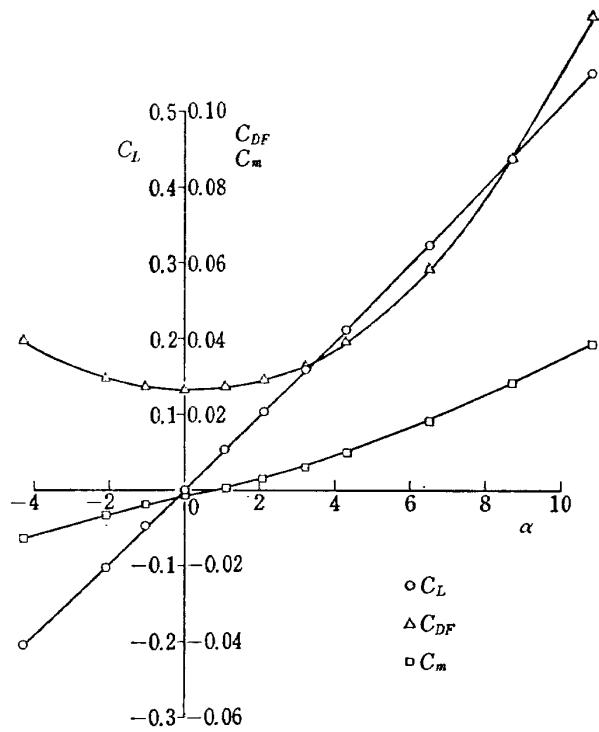


図 3.2 (5) NFWV 2 Model
 $M=1.10$
 $\beta=0$

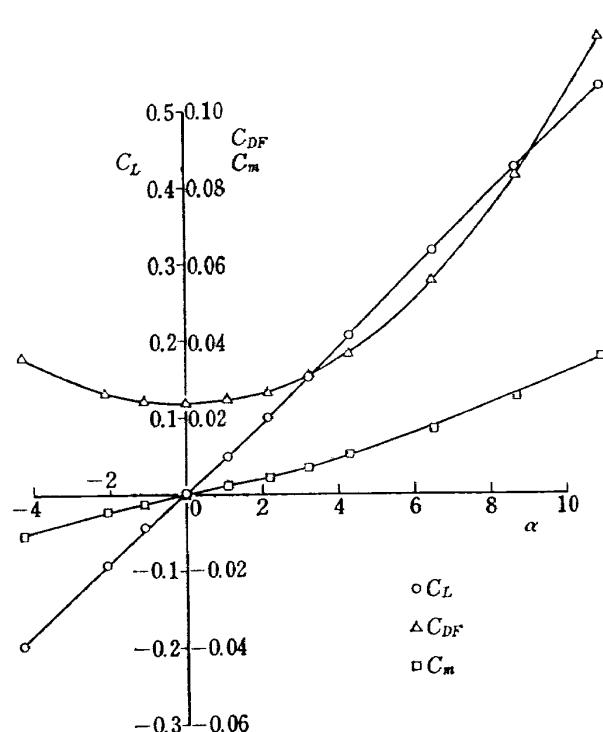


図 3.2 (6) NFWV 2 Model
 $M=1.20$
 $\beta=0$

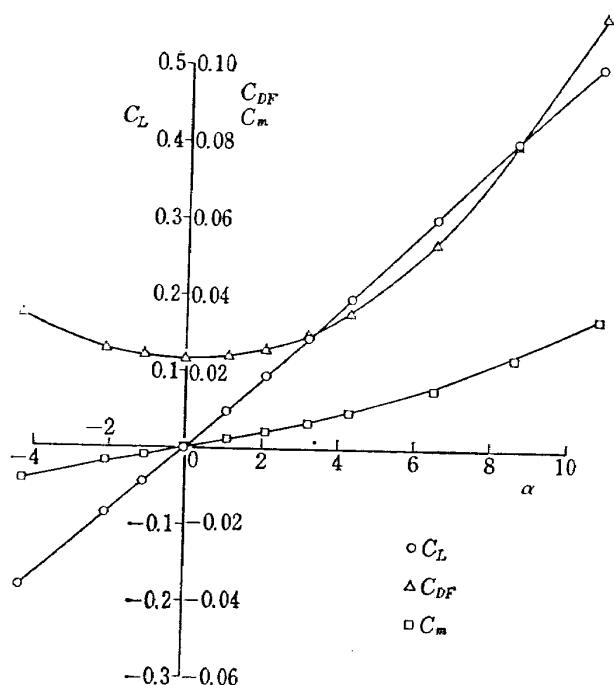


図 3.2 (7) NFWV 2 Model
 $M=1.30$
 $\beta=0$

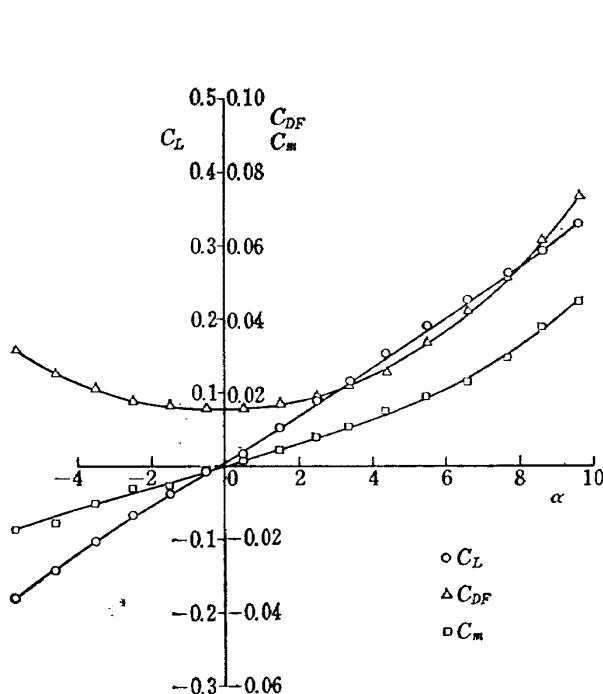


図 3.2 (8) NFWV 2 Model
 $M=2.0$
 $\beta=0$

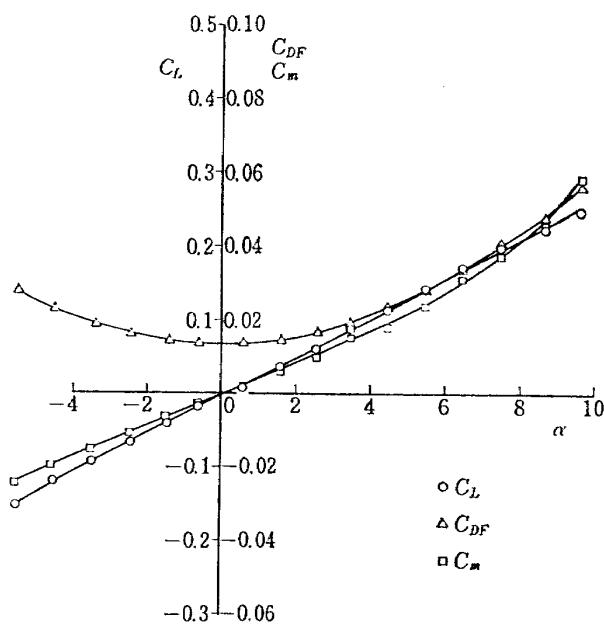


図 3.2 (9) NFWV 2 Model
 $M=2.46$
 $\beta=0$

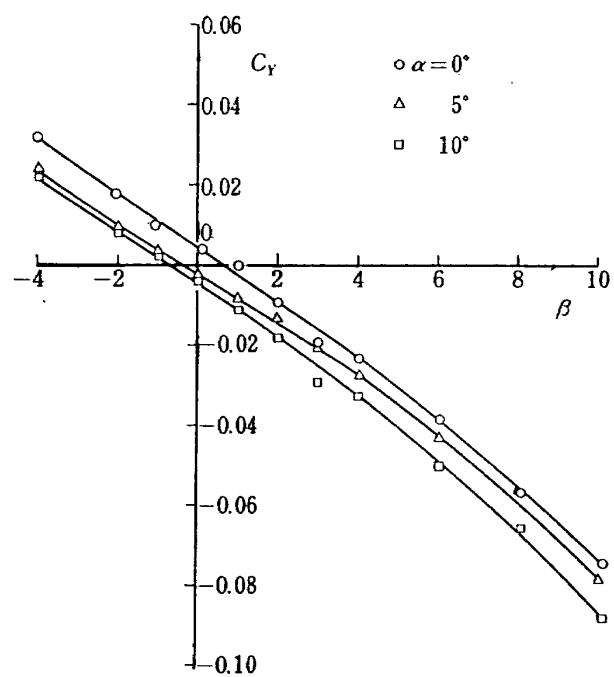


図 3.3 (1) NFWV 2 Model
 $M=0.60$

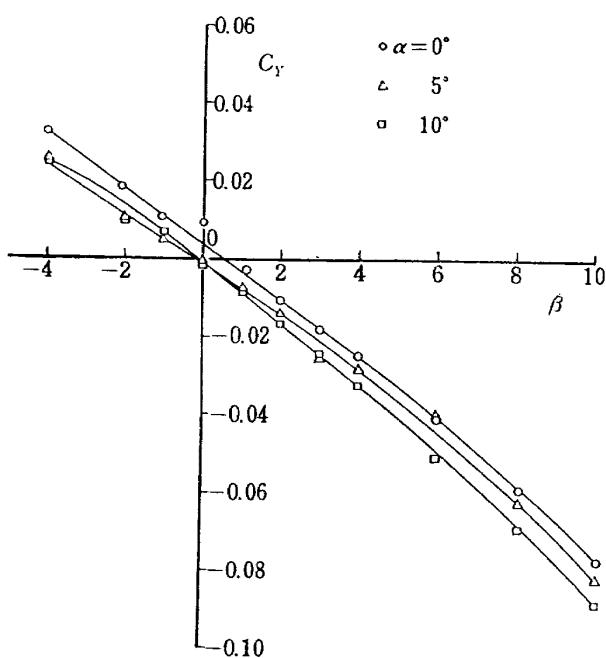


図 3.3 (2) NFWV 2 Model
 $M=0.80$

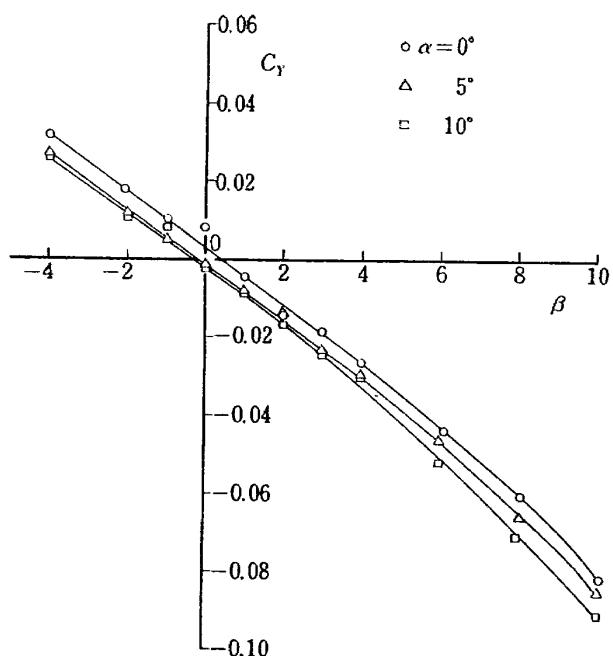


図 3.3 (3) NFWV 2 Model
 $M=0.90$

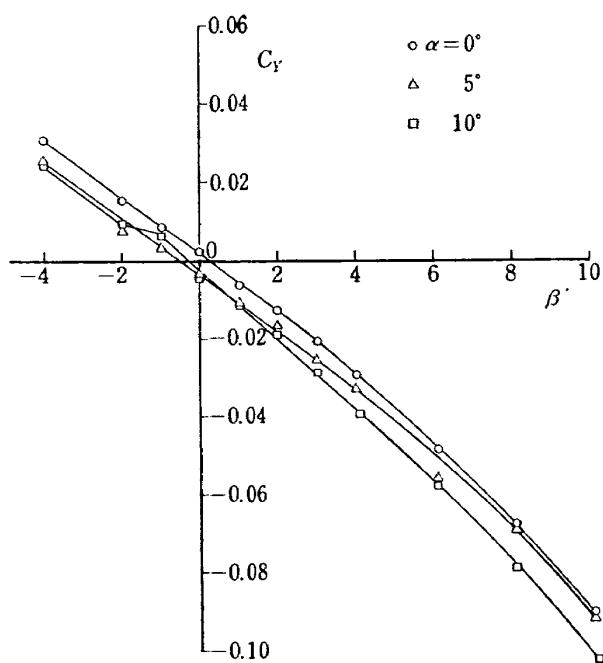


図 3.3 (4) NFWV 2 Model
 $M=1.00$

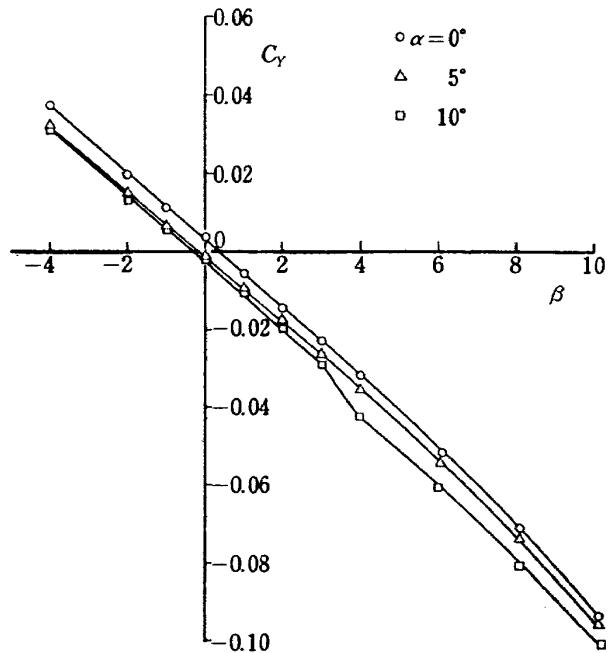


図 3.3 (5) NFWV 2 Model
 $M=1.10$

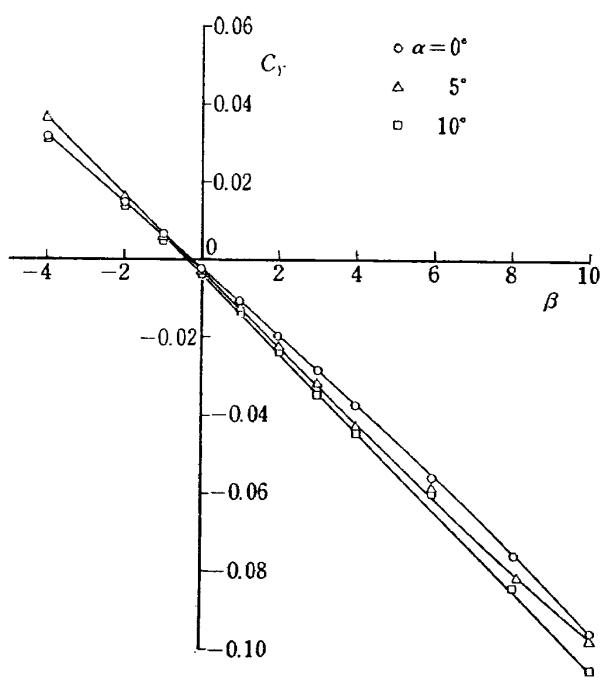


図 3.3 (6) NFWV 2 Model
 $M=1.20$

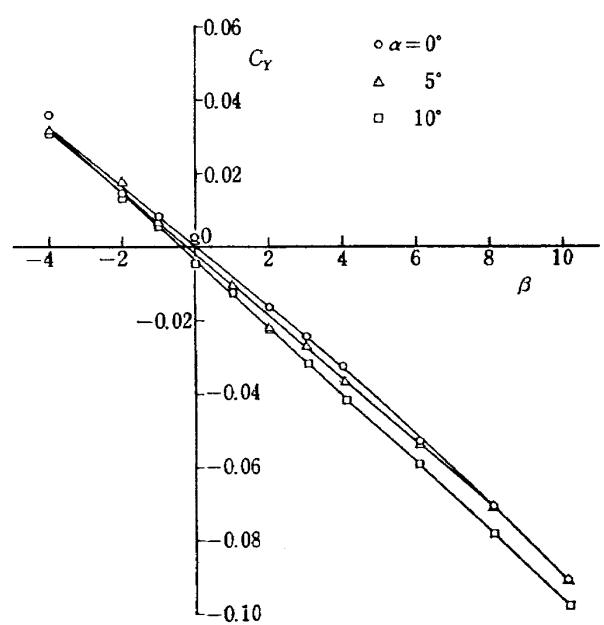


図 3.3 (7) NFWV 2 Model
 $M=1.30$

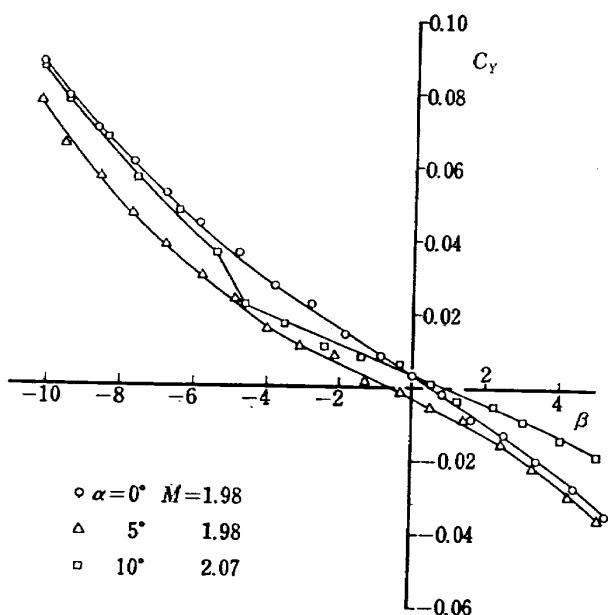


図 3.3 (8) NFWV 2 Model

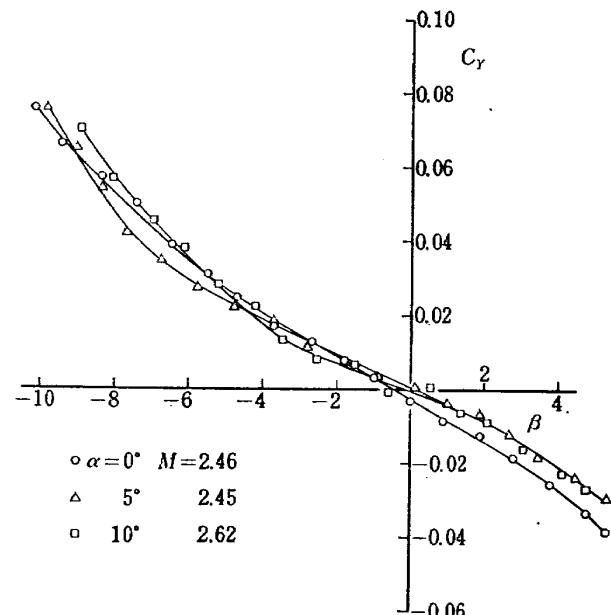
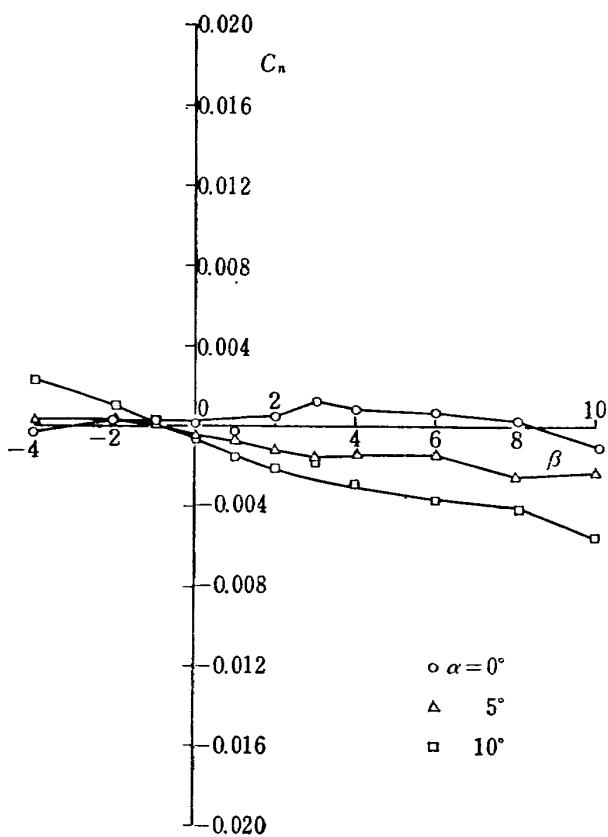
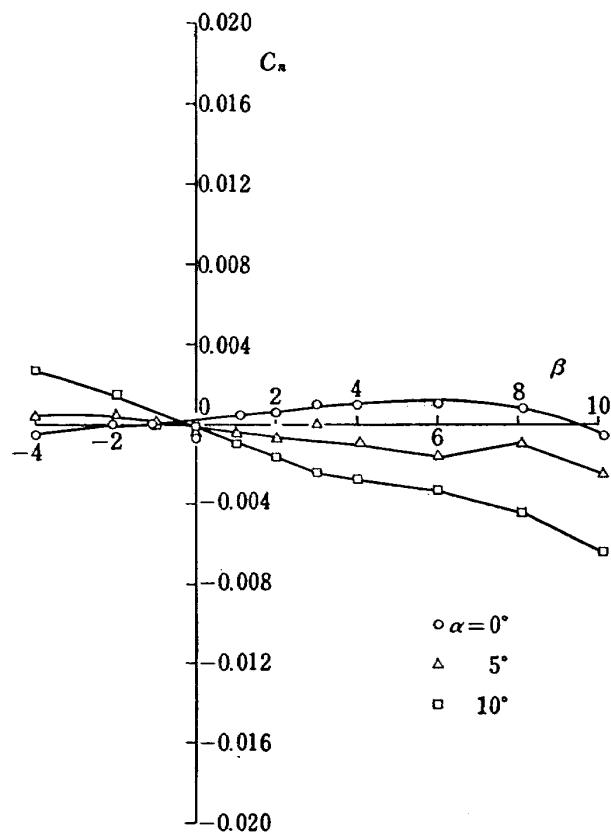


図 3.3 (9) NFWV 2 Model

図 3.4 (1) NFWV 2 Model
 $M=0.60$ 図 3.4 (2) NFWV 2 Model
 $M=0.80$

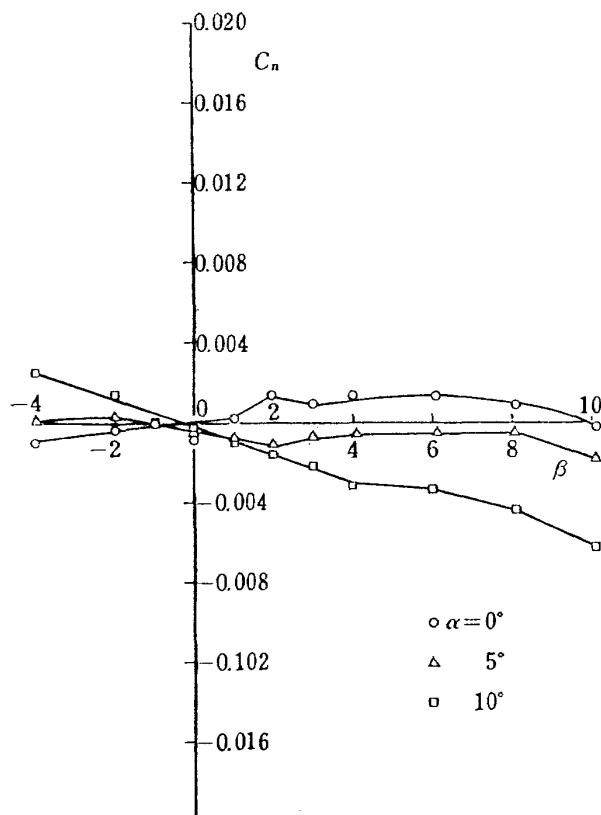


図 3.4 (3) NFWV 2 Model
 $M=0.90$

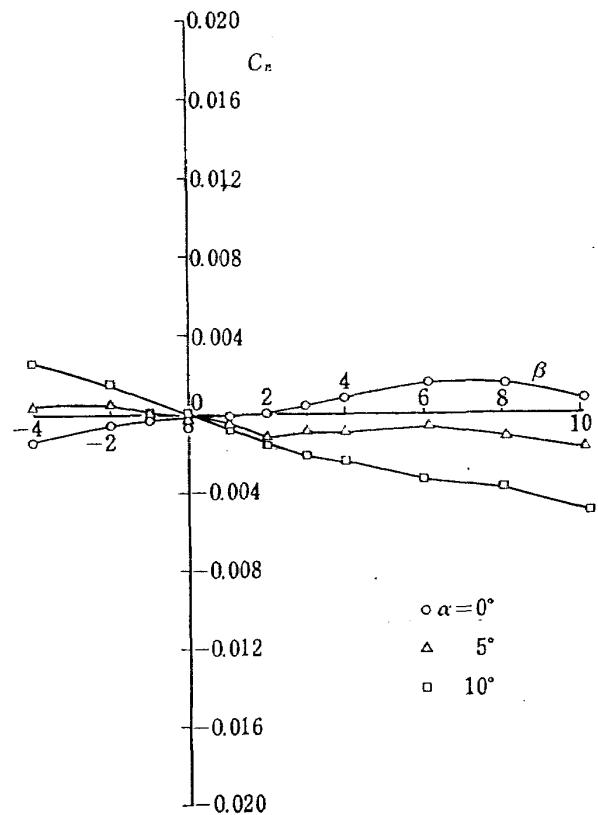


図 3.4 (4) NFWV 2 Model
 $M=1.00$

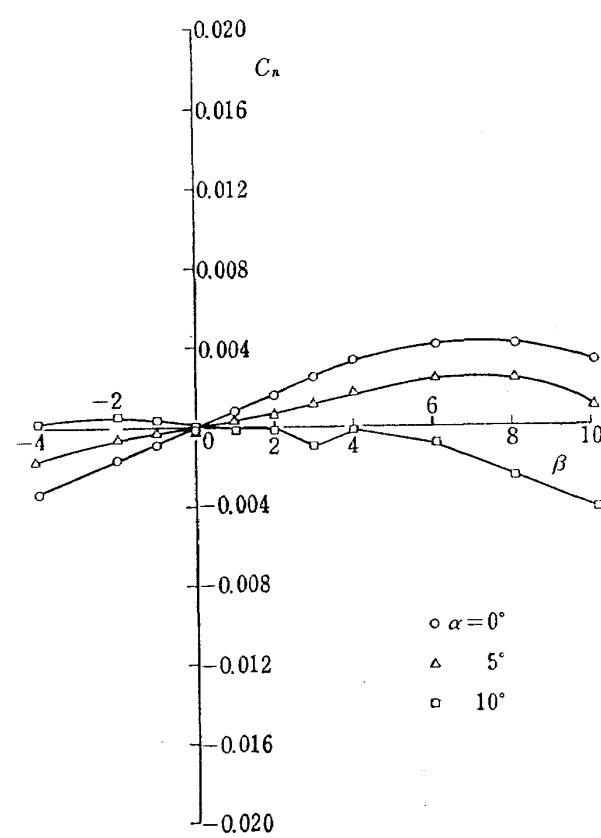


図 3.4 (5) NFWV 2 Model
 $M=1.10$

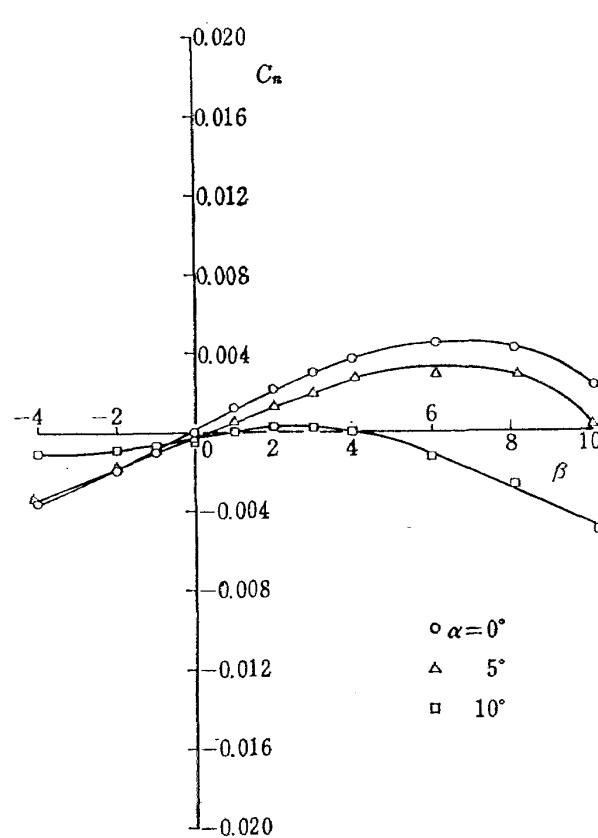


図 3.4 (6) NFWV 2 Model
 $M=1.20$

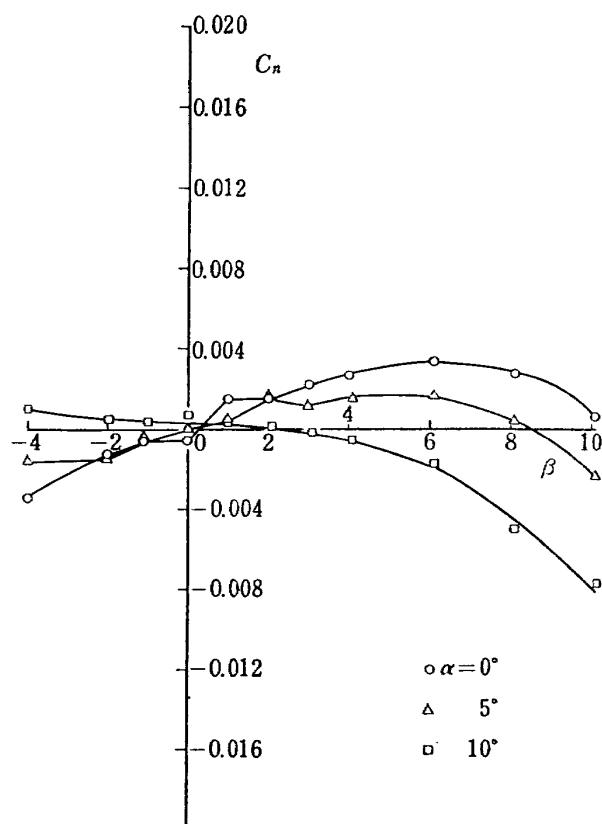


図 3.4 (7) NFWV 2 Model
 $M=1.30$

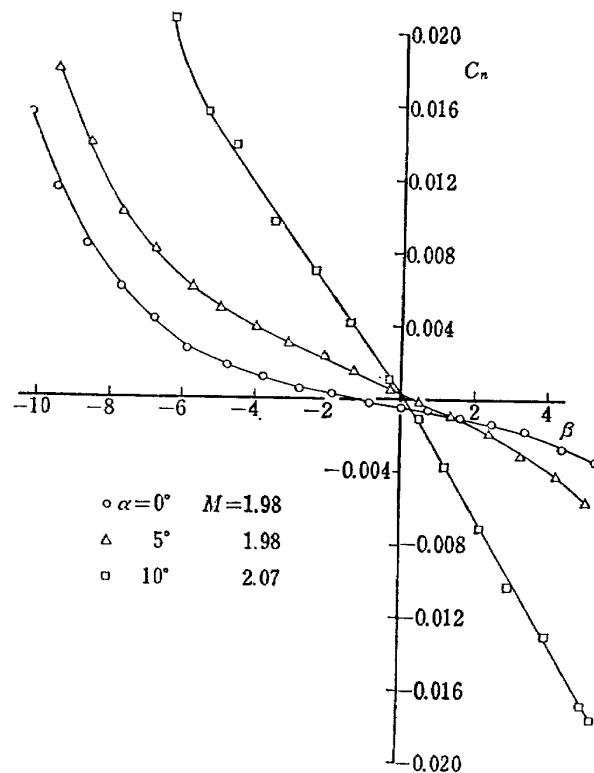


図 3.4 (8) NFWV 2 Model

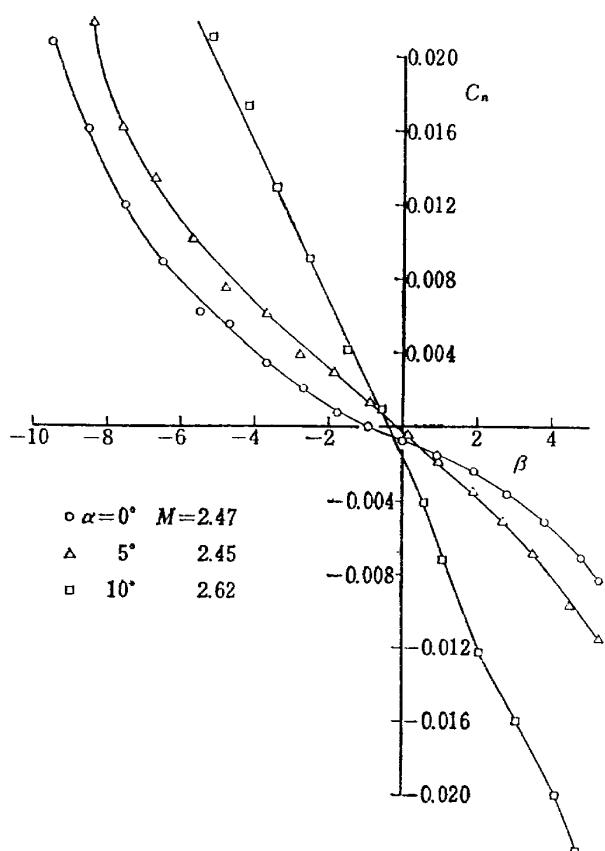


図 3.4 (9) NFWV 2 Model

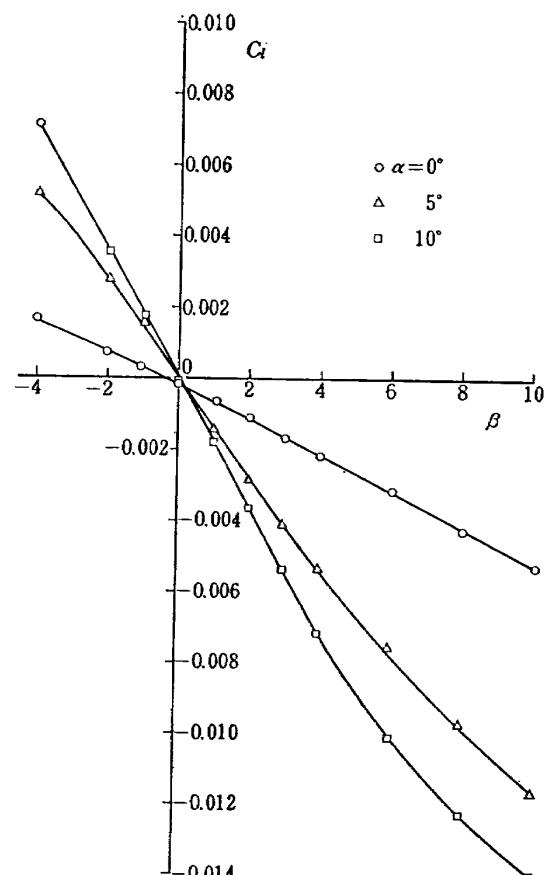


図 3.5 (1) NFWV 2 Model
 $M=0.60$

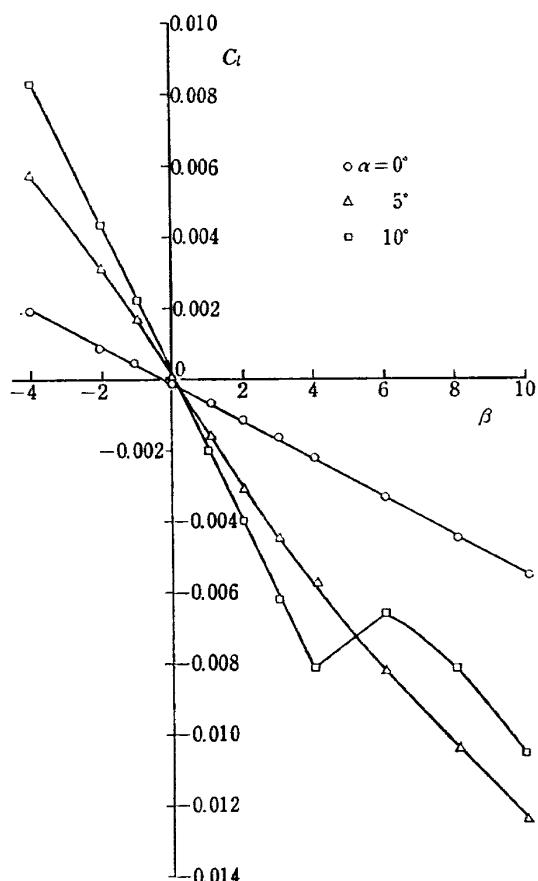


図 3.5 (2) NFWV 2 Model
 $M=0.80$

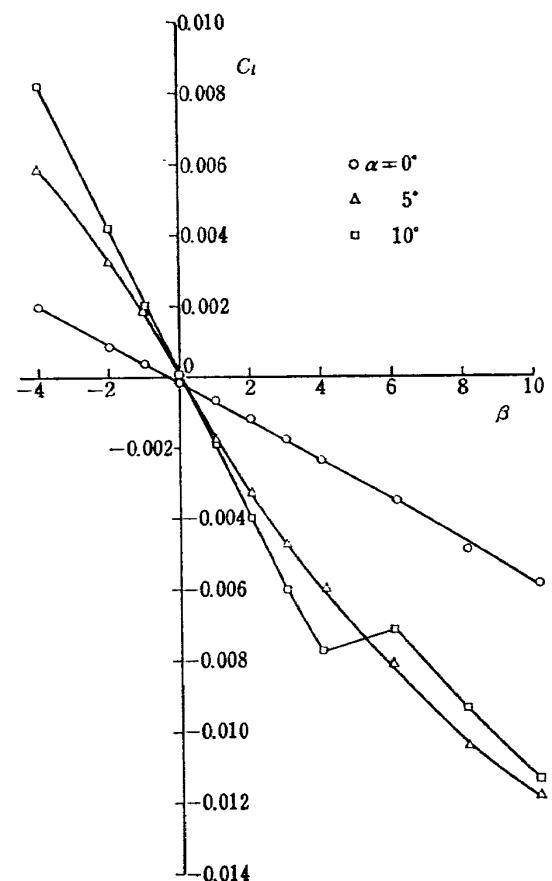


図 3.5 (3) NFWV 2 Model
 $M=0.90$

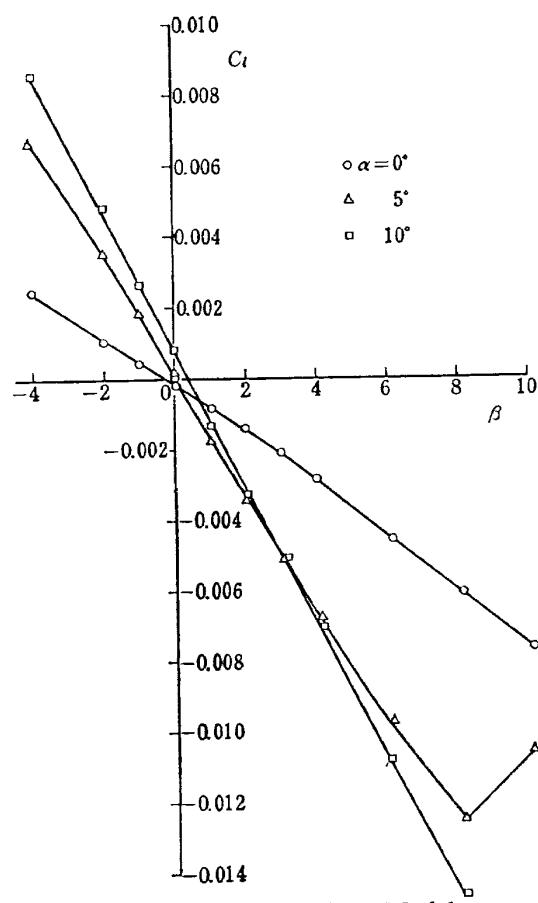


図 3.5 (4) NFWV 2 Model
 $M=1.00$

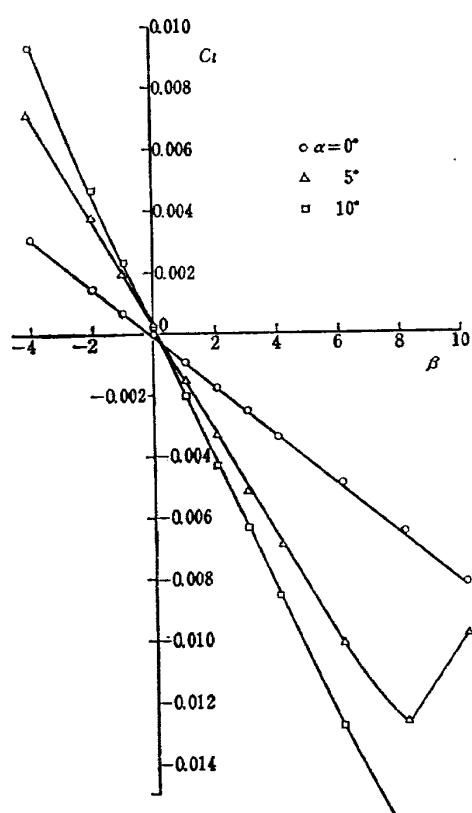


図 3.5 (5) NFWV 2 Model
 $M=1.10$

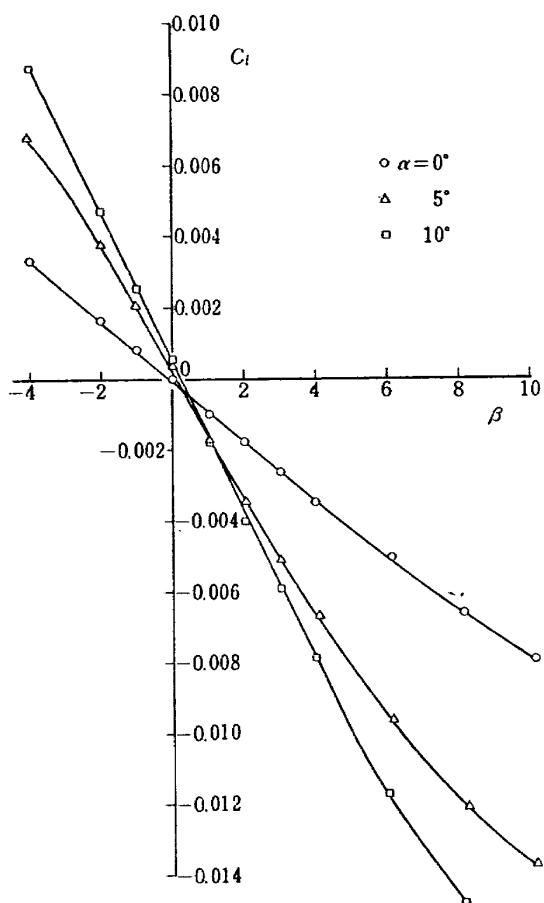


図 3.5 (6) NFWV 2 Model
 $M=1.20$

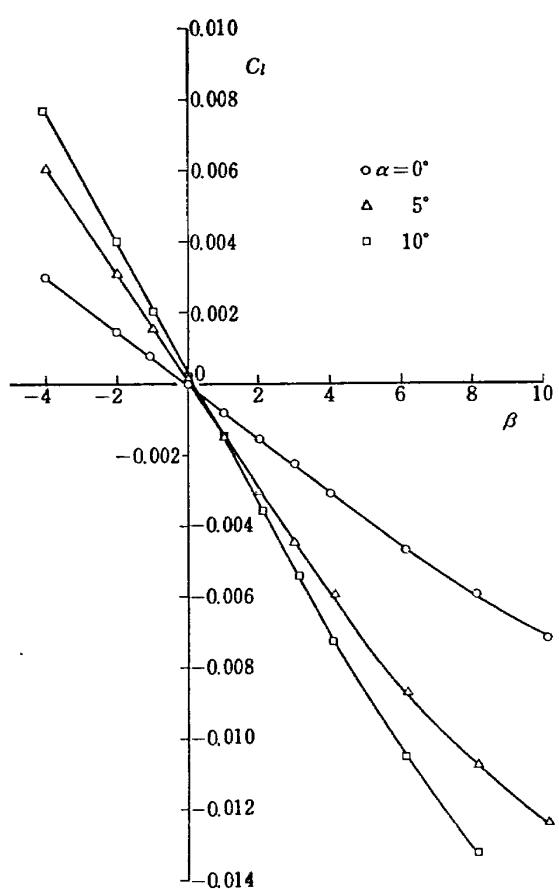


図 3.5 (7) NFWV 2 Model
 $M=1.30$

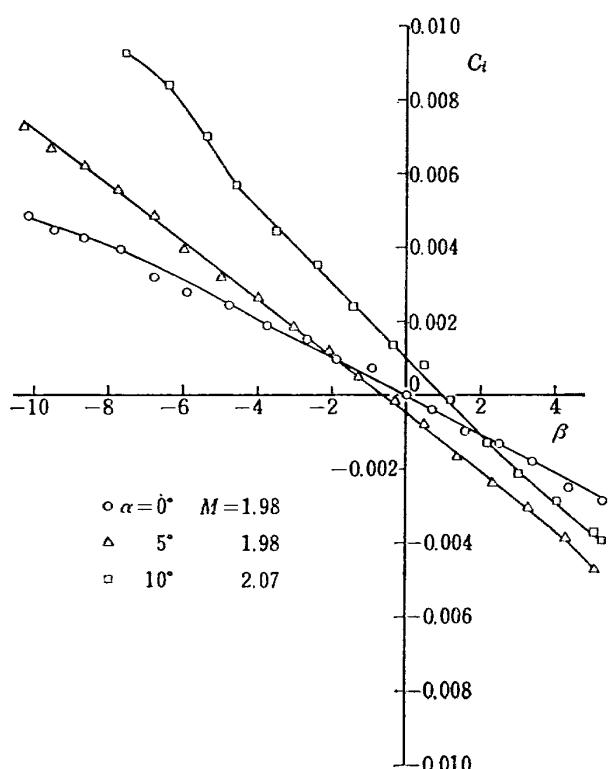


図 3.5 (8) NFWV 2 Model

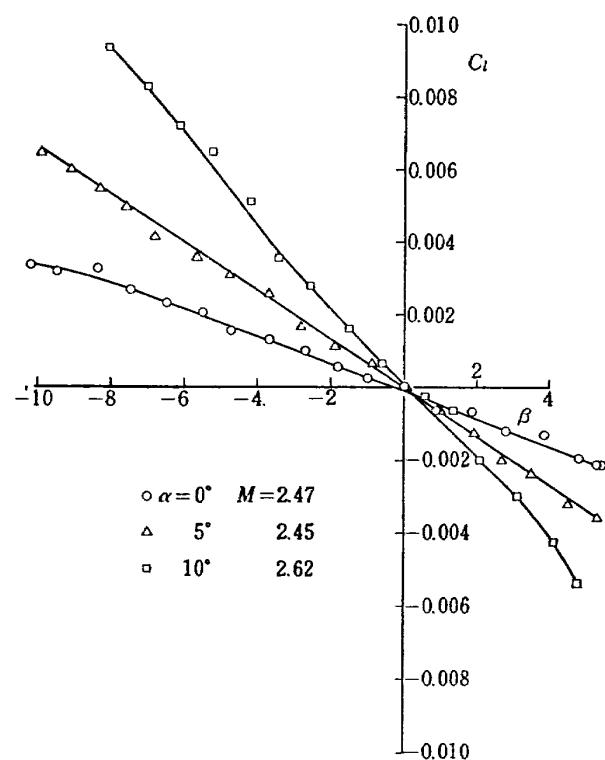
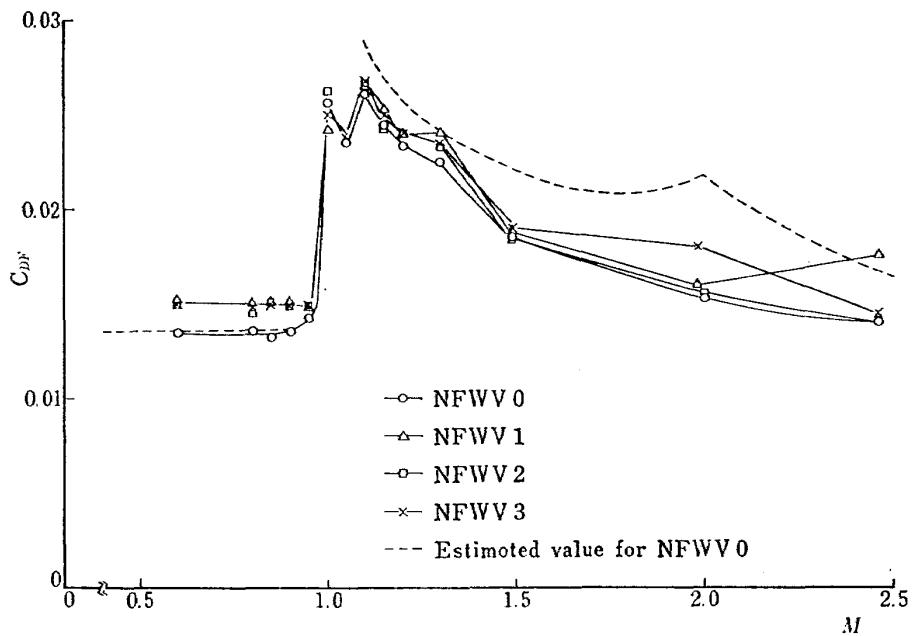
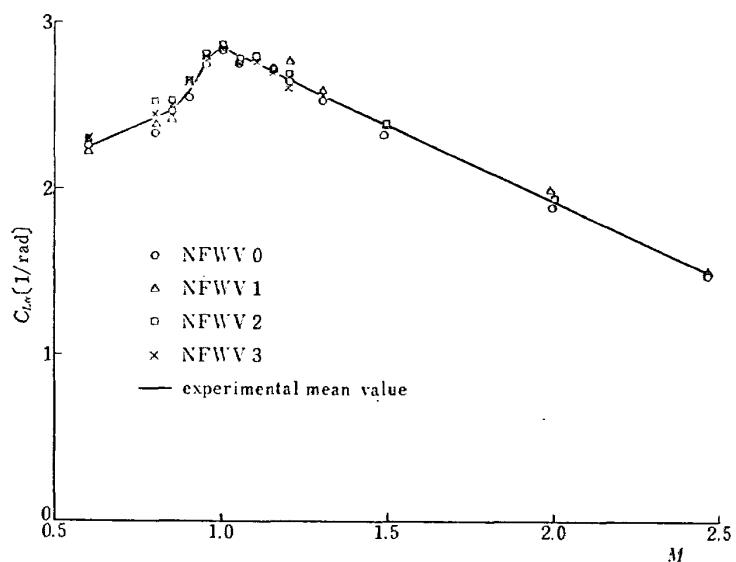
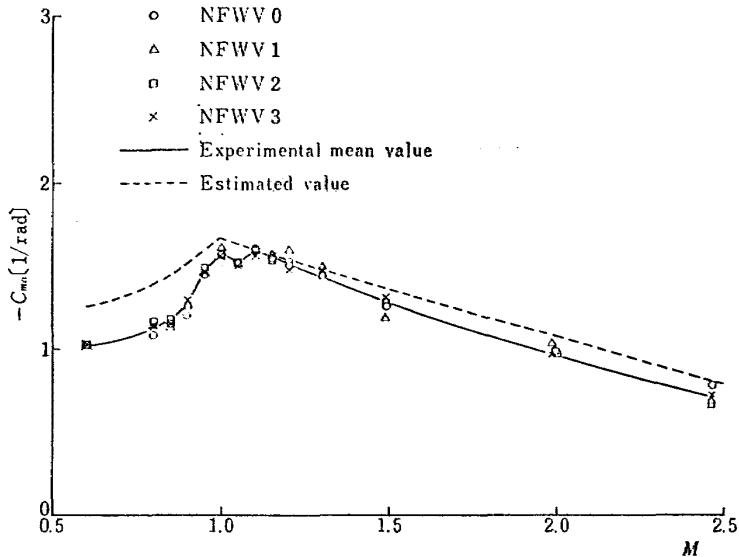


図 3.5 (9) NFWV 2 Model

図 3.6 $C_{D^F} \sim M$ 曲線図 3.7 $C_{L^a} \sim M$ 曲線表 3.4 C_{L^a} 修正係数

M	η	M	η
0.6	0.632	1.3	0.856
0.8	0.679	1.5	0.865
0.9	0.730	1.75	0.861
1.0	0.805	2.0	0.847
1.1	0.833	2.25	0.845
1.2	0.849	2.5	0.833

図 3.8 $C_{m\alpha} \sim M$

3.1.2 抵抗について

$C_{DF} \sim \alpha$ 曲線中の最小抵抗、すなわち $\alpha \approx 0$ における前面抵抗 (forebody drag) をマッハ数に対してプロットしたものを図 3.6 に示した。この抵抗曲線は飛しょう性能の推定にもっとも重要な空力係数の一つである。垂直尾翼の有無による抵抗の違いがいくぶん見られ、特に亜音速において顕著であり、垂直尾翼によって約 12% 抵抗が増加している。超音速領域ではこれら抵抗の違いはあまり顕著ではないが尾翼付模型が尾なし模型よりやや高いところに位置している。この図中に示された推定値は NFWV 0 模型に対するものであり、超音速においては、造波抗抵と摩擦抵抗とを加算した値で、造波抵抗の推定値は頭部に対しては特性曲線法を、主翼部に対してはその露出部分に超音速線型理論を適用して得られた値で、摩擦抵抗の推定値は乱流境界層としての平板の摩擦係数を計算し、それに Frankl & Voishel 理論による圧縮性の効果を考慮に入れるとともに、頭部、胴体部には三次元性を考慮して平板の場合の 2% 増とした値である。亜音速においては頭部圧力抵抗は無視し、摩擦抗抵のみとした。亜音速においては、この推定値は実験値とよく一致しているが、超音速領域では過大評価しているようである。

3.1.3 縦安定について

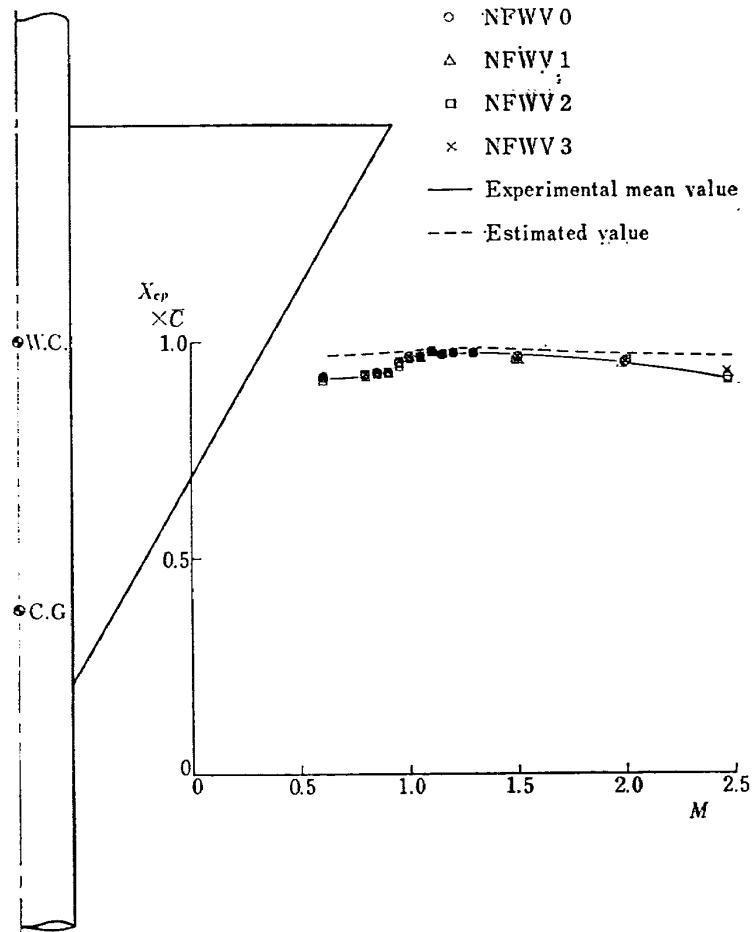
風洞試験値より求めた $C_{L\alpha}$, $C_{m\alpha}$ および X_{cp} を図 3.7～図 3.9 に示す。これらから、この模型は静的に安定であることがわかる（図 3.8, 3.9）。通常の航空機形態としては圧力中心は重心の後方 0.1 c 程度であるが、本機では、重心が主翼面積中心の 0.619 c 前方

にあることを考えあわせると、圧力中心は重心の約 0.5 c 後方となり、非常に強い縦安定を有すると言える。

次に垂直尾翼に働く抵抗は正のモーメント、すなわち微少量ではあるが頭上げへの寄与が予想されたが図 3.2 に見られるように $C_L = 0$ における C_m の量は実験精度以下の量であり確認できなかった。*

図 3.8～図 3.9 には NFWV 2 模型に対する推定値もあわせて記入してある。（縦の安定に関しては垂直尾翼の寄与はほとんどなく、したがって NFWV 0, NFWV 1 NFWV 2 および NFWV 3 はいずれもほぼ同じ値をとる。）これらは次のようにして推定された。機体各成分、すなわち頭部、前部胴体、主翼および後部胴体のおのおのに作用する空気力を求め、かかる後加算する方式である。頭部に作用する空気力は細長体理論により推定され、主翼部に働く空気力に対しては翼胴結合体として細長体理論により推定し、これ

* 縦の空力モーメントに寄与する機体成分のうち頭部、主翼は機体 XY 面に対して幾何学的形状が対称であるため、 $\alpha = 0$ でモーメントを生じない。しかしながら垂直尾翼は XY 面に非対称であるために、それに働く抗力のため機体に正のモーメントを生ずる。一方実機は $C_m = 0$ の状態で飛しようするため、垂直尾翼による正のモーメントを打消すだけの正の迎角のある状態で飛しようする。このような飛しよう状況は、たとえその釣合迎角、言いかえると、その揚力係数が小さくても著しい分散をもたらす。（これに関しては別報“自由飛行模型 (FFM 10) の運動特性と飛昇試験におけるデータ処理法”を参照されたい。）

図 3.9 $X_{cp} \sim M$

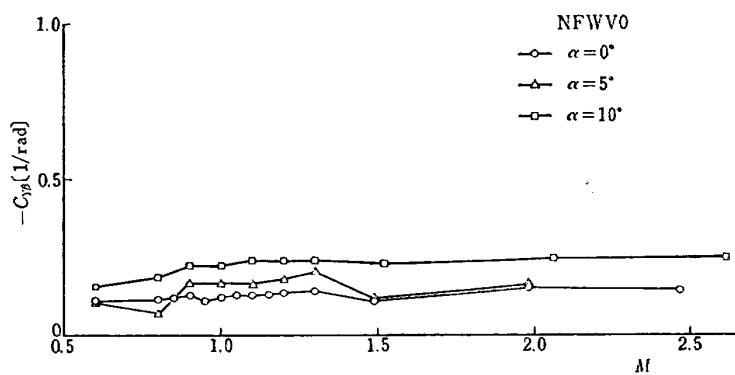
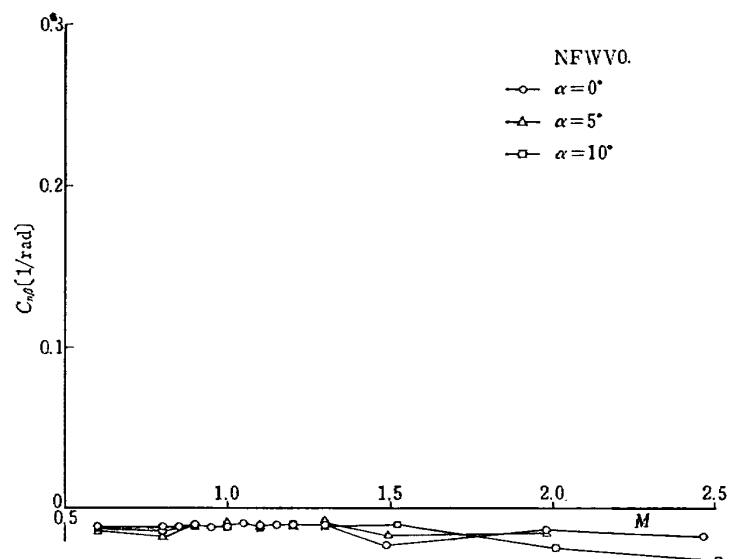
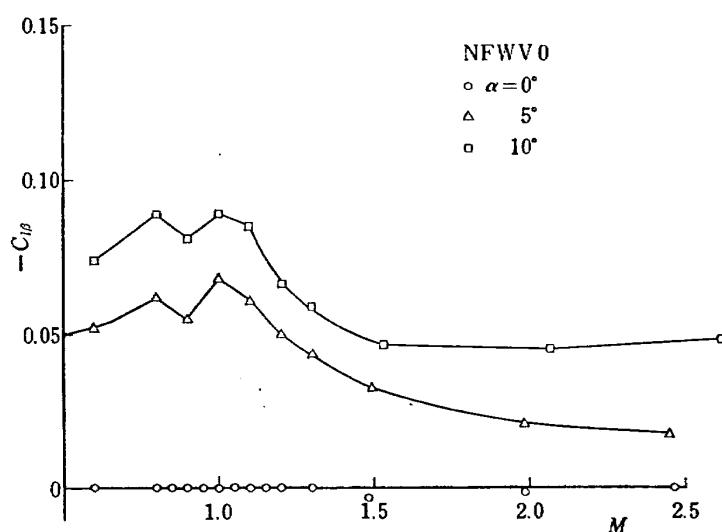
に翼単独としての超音速線形理論値と細長体理論値との比を掛けることによって精度の向上を計った。かくして合成された空気力はほぼ線形理論に近い精度をもつものと思われるが超音速領域で実験値と比較してみると、 $C_{L\alpha}$ で約 15% 程度過大評価しているようであり、 $C_{L\alpha}$ を実験値と合わせるよう、その差異を修正する係数を求め、それをすべての主翼部成分量に掛けて推定値とした。亜音速では細長体理論値に、 $C_{L\alpha}$ を合わせるように修正係数を掛けて推定値とした。これら修正係数を表 3.4 に示す。これら修正は頭部、主翼部おののに働く空気力に対してなされるべきであるが頭部の揚力への寄与は全体の 3% 程度を占めるにすぎず、その修正係数は 1 と考え、主翼部の修正のみで $C_{L\alpha}$ をあわせた。このようにして得られた $C_{m\alpha}$ の推定値を図 3.8 に記入してある。超音速においては実験値よりいくぶん高い値を示しているが、これは頭部に対して適用した細長体理論にもとづく揚力が一般に実さいより過小評価するためであろう。亜音速においては細長体理論を修正しただけでは精度的に十分で

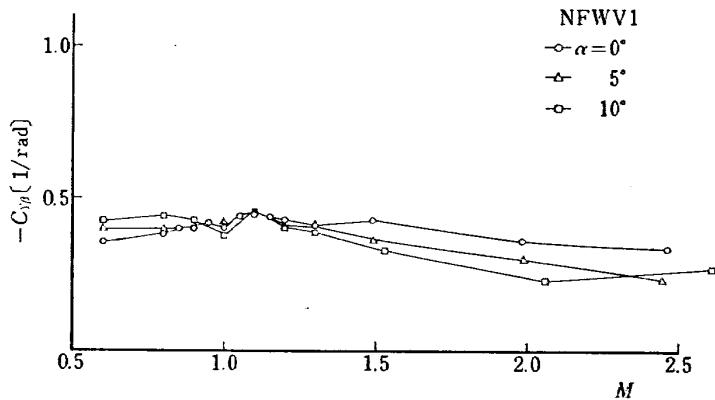
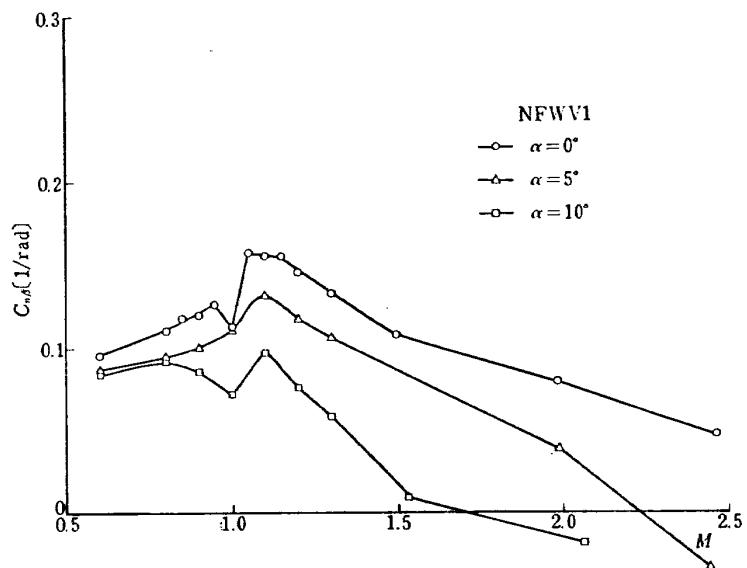
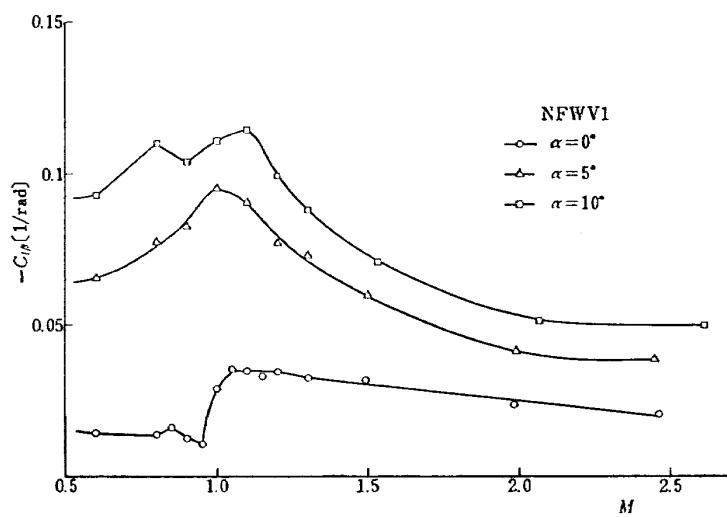
ないようである*。

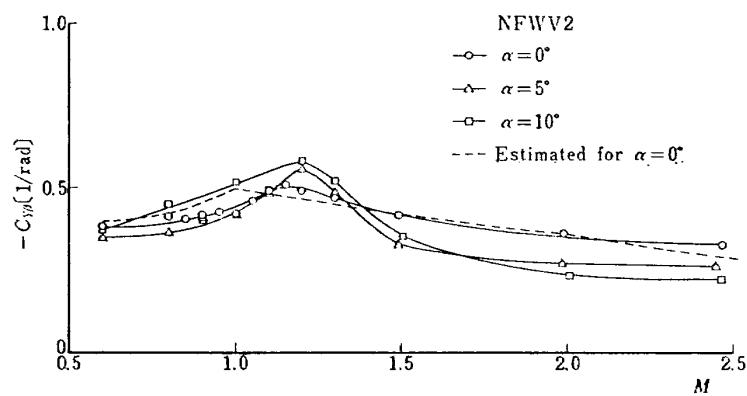
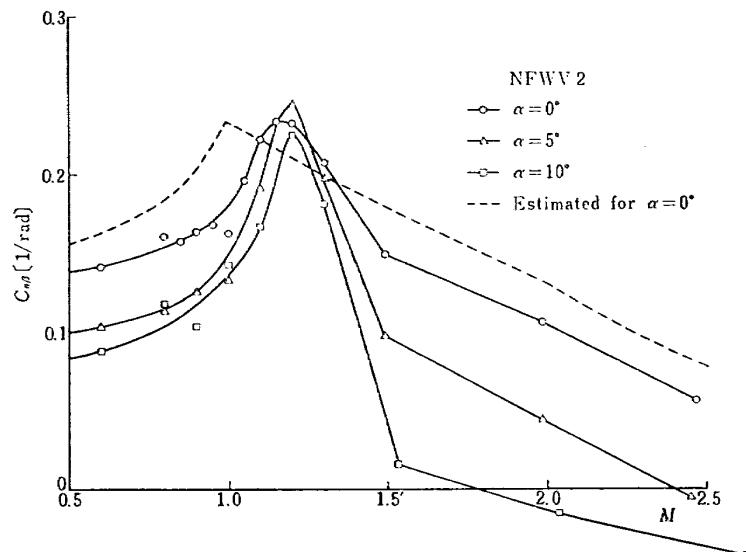
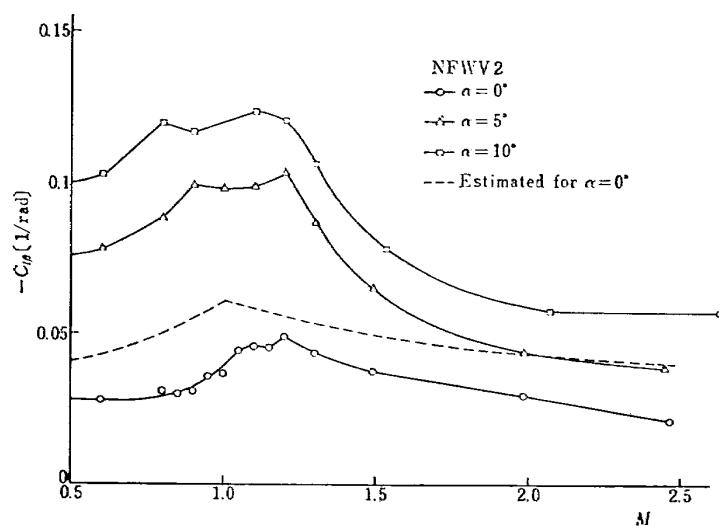
3.1.4 橫安定について

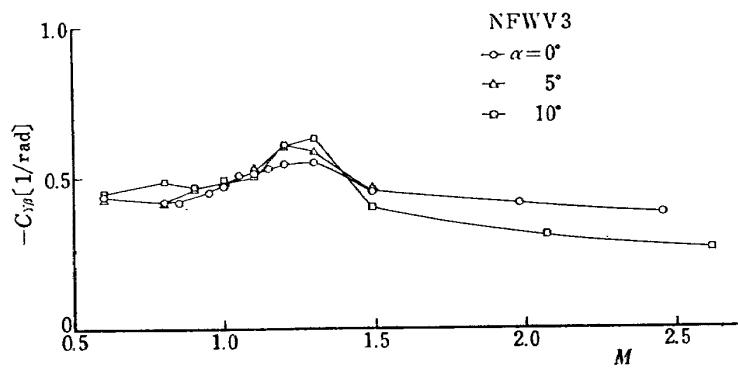
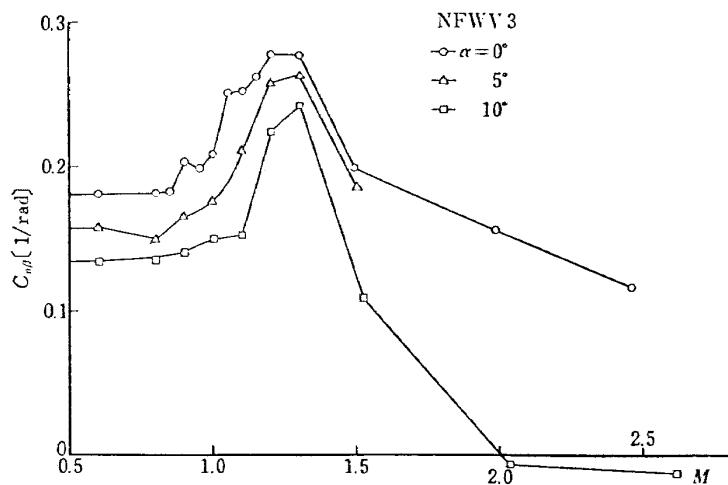
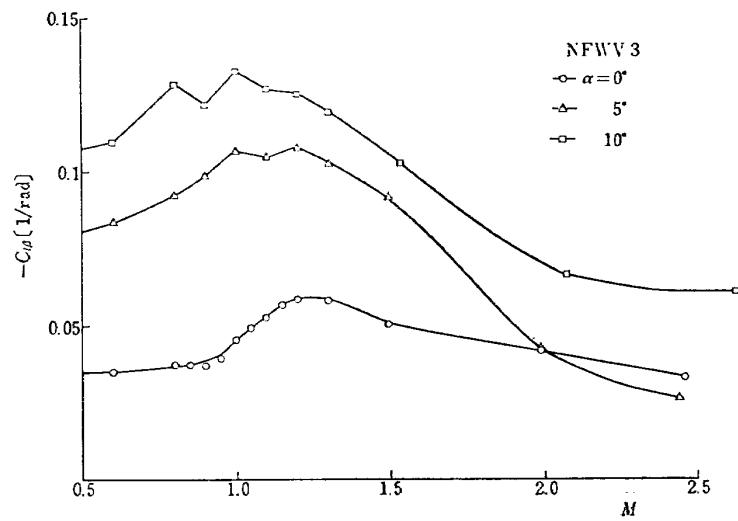
図 3.3～図 3.5 に C_Y , C_n , $C_l \sim \beta$ 曲線の一例が示されているが紙の試験に比し、天秤の容量に対する出力が小さいため、精度がいくぶんおちる。 $\beta=0$ で $C_Y \neq 0$ あるいは、 $C_n \neq 0$ など二、三の問題点もあるが、ここではその傾斜に重きをおくことにする。これらグラフより得られた横安定微係数を図 3.10～図 3.21 に示す。これら図中に NFWV 2 模型に対する推定値もあわせて記入してある。NFWV 0 模型は当然のことながら不安定である。他の 3 模型も共通してマッハ数が高いだけ、また迎角が大きいだけ不安定

* 静安定微係数だけに関する推定であれば、超音速領域では頭部に対して実験値ないし、線形理論値を用い、亜音速においては主翼部に線形理論値を、頭部に対して実験値等を採用すればもっと精度の高い推定計算が期待できるが、こたでは動安定微係数をも含めた推定計算を考えているので、静安定微係数もこの程度の精度に留まっている。

図 3.10 $C_{Y\beta} \sim M$ 図 3.11 $C_{n\beta} \sim M$ 図 3.12 $C_{l\beta} \sim M$

図 3.13 $C_{Y\beta} \sim M$ 図 3.14 $C_{n\beta} \sim M$ 図 3.15 $C_{l\beta} \sim M$

図 3.16 $C_{Y\beta} \sim M$ 図 3.17 $C_{n\beta} \sim M$ 図 3.18 $C_{l\beta} \sim M$

図 3.19 $C_{Y\beta} \sim M$ 図 3.20 $C_{n\beta} \sim M$ 図 3.21 $C_{t\beta} \sim M$

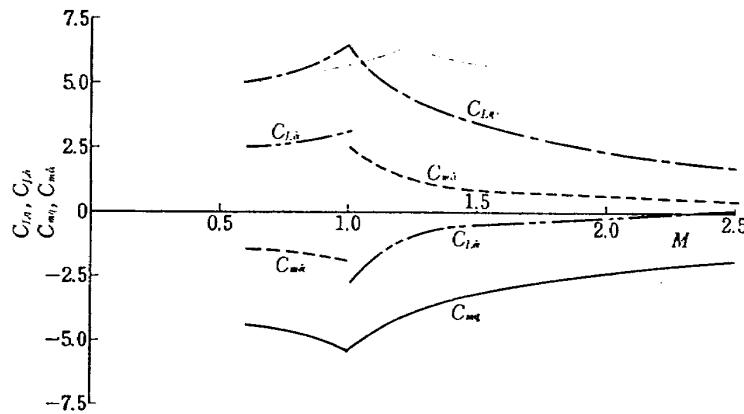


図 3.22 縦の動安定微係数（推定値）

に向う傾向がある。迎角の増加とともに方向安定が低下するのは主翼の後流によって垂直尾翼の効きが悪くなってくるためと思われる。しかしながら、実機の飛しょう試験における亜音速および超音速でのポンカによって生じる縦の擾乱は迎角で高々 $1^{\circ}\sim 2^{\circ}$ 程度と予想され、特にマッハ数が高くないかぎり、いずれの尾翼でも安定であると思われる。しかし尾翼の決定にあたっては、さらに詳細な運動性能を考慮に入れねばならない。NFWV 2 模型に対する推定値は縦の安定微係数の場合と同じ方法であるが修正係数は縦の場合と同じ表 3.4 に示した値を用いた。 $C_{n\beta}$ に対しては推定値と実験値との一致はかなりよい。このことは逆にこれら修正係数が三角翼に対する超音速線形理論値と実験値との差異を修正する係数としてある程度一般性を有することを示している。

$C_{n\beta}$ の実験値と推定値との違いは縦の安定微係数の場合と同じ事情によるが、頭部揚力の細長体理論による過小評価の影響がより顕著に表われたのは、全体の $C_{n\beta}$ のうち頭部の寄与が相対的に大きくなつたためであろう。 $C_{l\beta}$ に対する推定値は尾翼に作用する空気力の着力点を露出部分の面積中心と仮定して推定したものである。

3.2 動安定微係数の推定について

この予備試験では動安定試験は行なわれず、これらの微係数は計算によって推定され、初期の運動性能の推定に用いられた。推定方法は 3.1.3 で述べたと同じ方法である。すなわち機体各成分に対して静的および動的な安定微係数を計算し、加算する方式であり機体各成分に働く空気力の推定は頭部および胴体部に対し

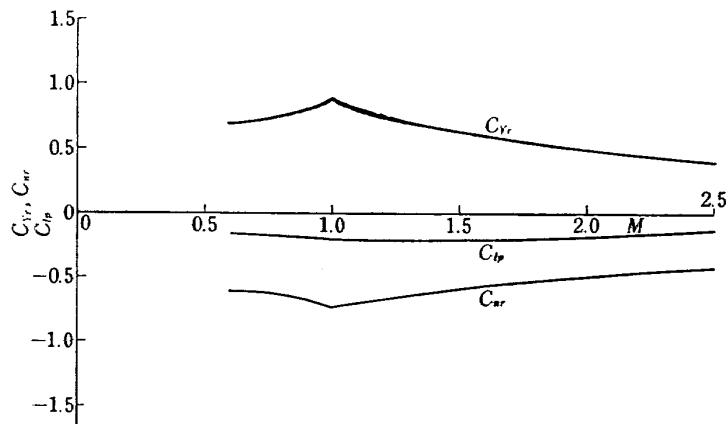
ては細長体理論³⁾により、また主翼部および尾翼部に對しては翼胴結合体としての細長体理論値³⁾に翼単独としての線形理論値³⁾を考慮に入れた次式で精度の向上を計った。たとえば C_{Lq} を代表例に選べば、

$$(C_{Lq})_{WB} = (C_{Lq})_{WB, SBT} \times \frac{(C_{Lq})_{W, LINEAR}}{(C_{Lq})_{W, SBT}} \times \eta$$

ここで WB は翼胴結合体を意味し、 WB, SBT は WB に細長体理論の適用を意味し、また $LINEAR$ は超音速線形理論によることを示す。なお η は理論値がなお実際の値とかけはなれているために修正する係数であり、ここでは一応 C_{Lq} の理論値と実験値とをあわせるのに用いた修正係数（表 3.4）を適用しておいた*。なおこの方法は超音速領域のみに適用可能で、亜音速では細長体理論値に修正係数を掛けて推定値とした。

これら計算結果を図 3.22 および図 3.23 に示した。これによると α 微係数が亜音速と超音速とでその符号が異なるが、これらは細長体理論（亜音速で適用）と線形理論（超音速で適用）との違いから来るもので、本推定方法では避けることのできないものであり、今後の問題点として残る。

* これら推定方法の適用性を知る意味で三角翼を有する 2 機の超音速機形態の飛しょう体に対して翼音速領域でこれら方法を適用した。その結果、表 3.4 に与えた修正係数を用いることで、風胴試験および飛しょう試験による縦の静安定微係数 $C_{m\alpha}$ および縦の動安定微係数 $C_{mq} + C_{ma}$ と比べ、かなりよい推定値を与えることが確かめられた。この項に関しては「自由飛行模型 FFM-10 の動安定微係数の推定について」で詳述されよう。

図 3.23 横の動的微係数 (NFWV 2 模型の推定値, $\alpha=0^\circ$)

4. FFM-10 の風洞試験

4.1 静安定試験

4.1.1 模型および試験方法

3. に述べた予備的風洞試験の結果から、自由飛行模型の形状にいくらか修正を施した。すなわち、垂直尾翼は V2 と同じ大きさとするが、重心の関係より主翼の位置を少し前進させる設計とした。その形状および寸法は、製作費のコストダウンを考慮して、曲線部分をすべてなくし、軸対称の胴体は、すでに開発実用化されている NAL 7 型ロケットモータを内蔵できるようにその大きさを決定した。

このように修正された形状につき新たに実機の 6/10 の縮尺の風洞模型を作成し、遷音速風洞および超音速風洞において 6 分力静安定試験を行なった。本章ではその結果について述べる。上述のように NFWV 2 模型とは全長および主翼取付位置が異なるが、その他のおもな形状の相違点は次のとおりである。

- i) 胴体先端が頂角 20° の円錐である。
- ii) 主翼が厚さ 3 mm の平板で、前縁はそれに直角な断面が頂角 30° のくさび型となっている。
- iii) 主翼の後縁は、切りはなしで、底面圧が働く。
- iv) 垂直尾翼は厚さ 2 mm の平板で、前縁、後縁ともにそれに直角な断面が頂角約 22° のくさび型となっている。

この模型は、アルミニウム合金製で、後に述べる動安定試験に利用するため、できるだけ肉抜きを行ない軽量化につとめた結果、重量は 2.5 kg におさえることができた。図 4.1 に模型の主要寸法と形状を示す。ただし、翼の厚さは模型縮尺 6/10 の制約に捉られず強度上の必要から若干厚翼となっている。

軸系は、遷・超音速風洞試験とともに安定軸を用い、係数化のための基準値および主要諸元を表 4.1 に示す。

なお、試験はすべて自然遷移のままで行なっている。

風洞試験リストを表 4.2 に、試験結果一覧を表 4.3 に示す。

4.1.2 実験結果

図 4.2 に遷音速風洞で行なったマッハ数 0.6~1.3 超音速風洞で行なったマッハ数 1.51 のうち代表的なマッハ数についての縦方向の特性曲線 $C_L, C_m, C_{DF} \sim \alpha$ の関係を示す。各マッハ数を通じて C_L, C_m とともに α に対して直線的变化を示している。

図 4.3 に横方向の特性曲線 $C_Y, C_n, C_l \sim \beta$ の関係を示す。この場合は亜音速におけるデータは $\beta=0^\circ$ 附近で相当な非直線性を示している。これら遷・超音速におけるデータを整理し、まとめた結果を図 4.4~図 4.6 に $C_{La}, C_{m\alpha}, C_{DF} \sim M$ の順に示す。これらの図には、FFM-10 模型の原型となつた予備的風洞試験の NFWV 2 模型の試験結果もあわせてプロットしてあるが、これは模型の形状が異なつていている。またモーメントの基準点は両者いずれも Wing Center の 0.619 c 前方にとつてあるが主翼前方の胴体部は FFM-10 の方が短くなっている。その結果モーメント基準点は FFM-10 模型では尖端より 52.8%, NFWV 2 模型では 62.8% である。

揚力傾斜: C_{La}

図 4.4 は、 C_{La} を、マッハ数に対してプロットしたものであるが、NFWV 2 模型とは比較的よくあつてているが、FFM-10 模型の主翼が薄く、空気力による静的弾性変形のため、NFWV 2 模型よりやや低目に現われている*。

* FFM-10 実機では主翼の弾性変形は、本風洞試験模型よりも著しく、これら変形による空力微係数の減りに関しては別報「自由飛行模型 FFM-10 の空力微係数におよぼす機体弾性変形の影響について」で詳細に論じられる。

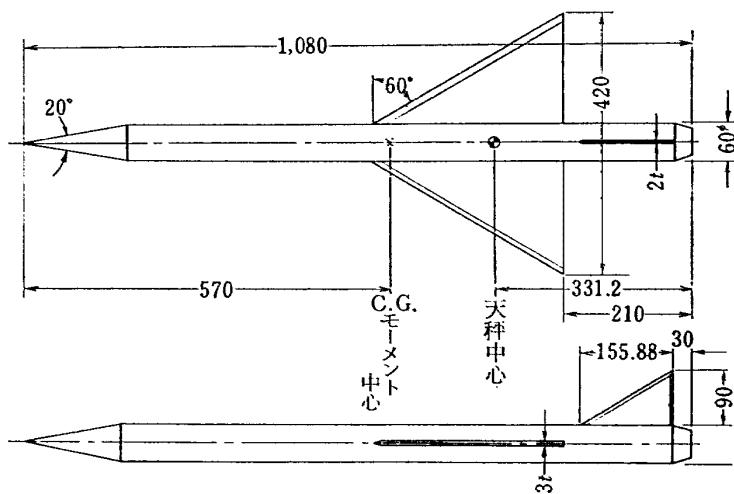


図 4.1 FFM-10 風洞模型

表 4.1 FFM-10 風洞模型主要諸元

項目	数値	
基準面積 (胴体部を含む翼面積)	0.0764	
基 準 長	0.2425	
"	0.4200	
基 準 点 W.C(尖端より) [m]	0.7488	
" C.G (") [m]	0.5700	実機の燃焼終了時における 重心位置52%に合せてある
主 翼		
弦 長 (中央) [m]	0.3637	
平均空力翼弦長 \bar{c} [m]	0.2425	
翼 幅 b [m]	0.4200	
縦横比	2.31	
後退角 (L.E) [度]	60	
(T.E) [度]	0	
上半角 [度]	0	
取付角 [度]	0	
翼 型 [mm]	4	
垂 直 尾 翼		
弦 長 (付根) [m]	0.1559	
半翼幅 (胴体中心より) [m]	0.1200	
後退角 (L.E) [度]	60	
(T.E) [度]	0	
面 積 (露出部) [m^2]	0.00702	
翼 型 [mm]	2	
胴 体 頭 部	20° 円錐	

機質：アルミニウム 24S材

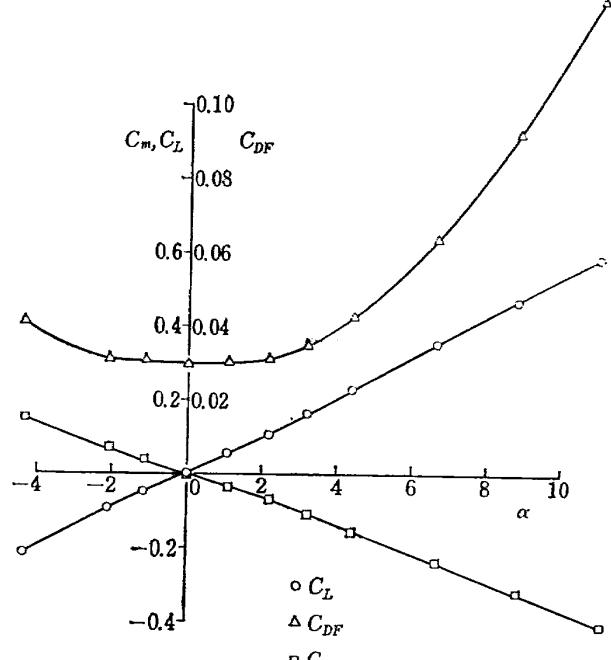
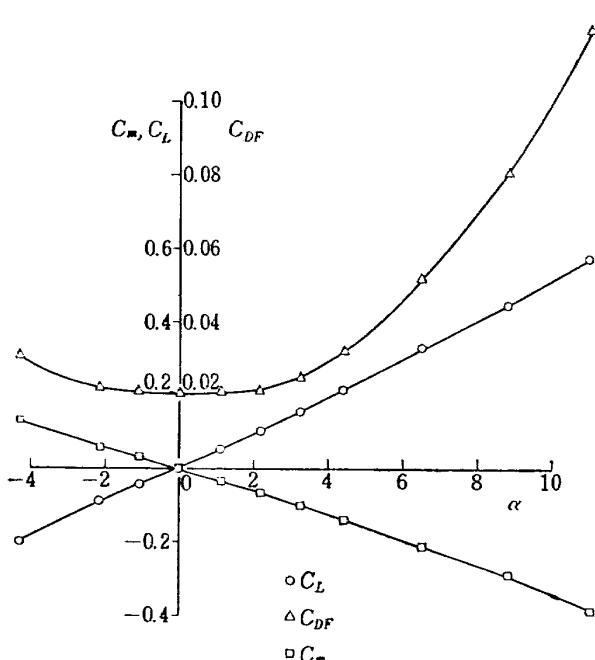
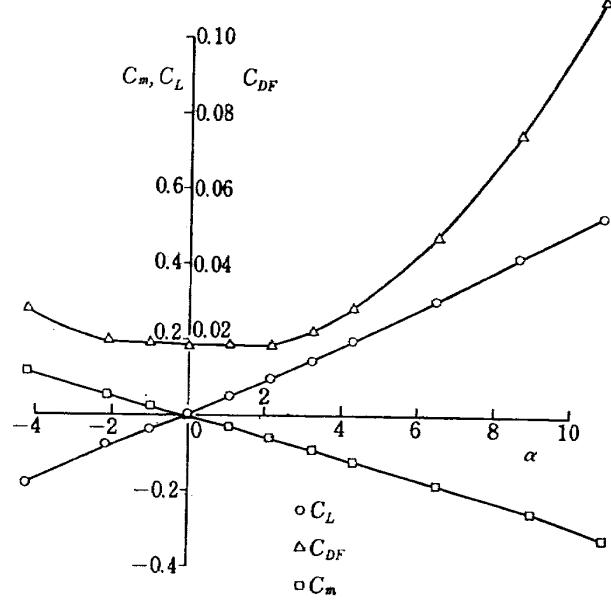
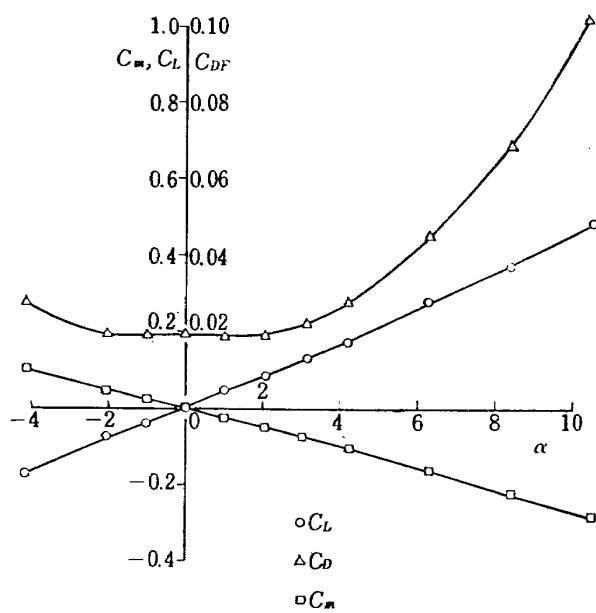
重量: 2.5 kg

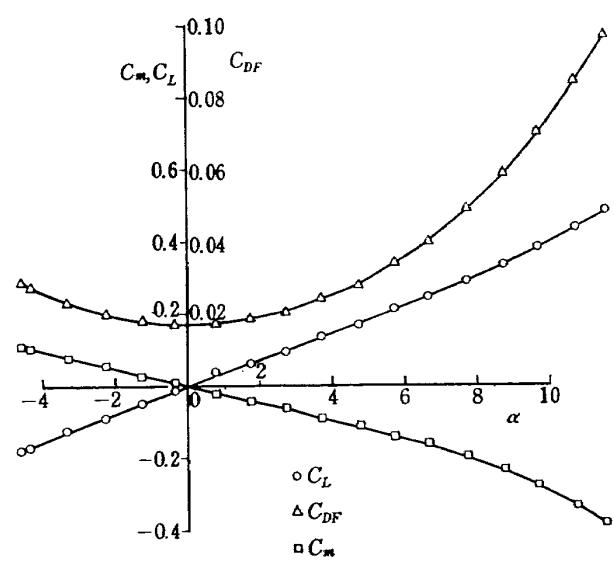
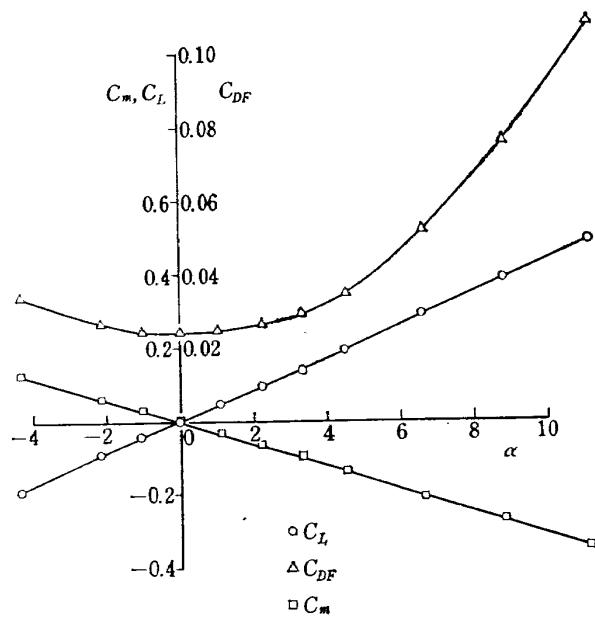
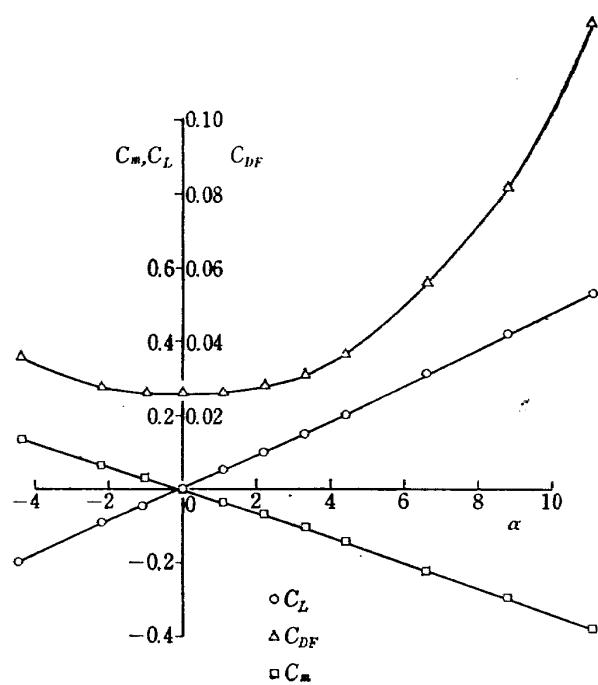
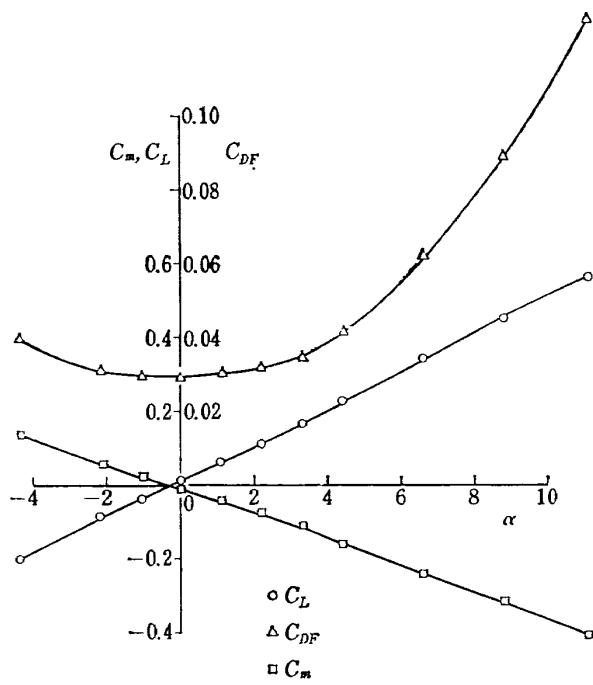
表 4.2 FFM-10 風洞試験リスト

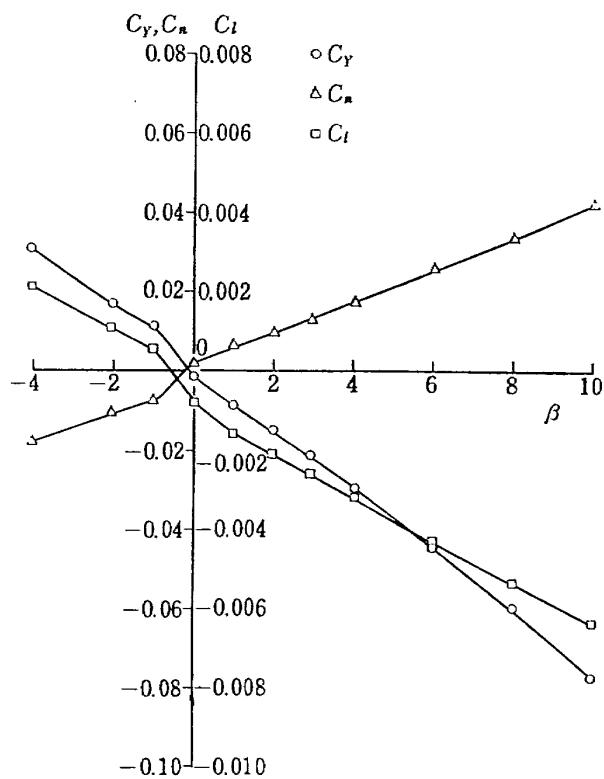
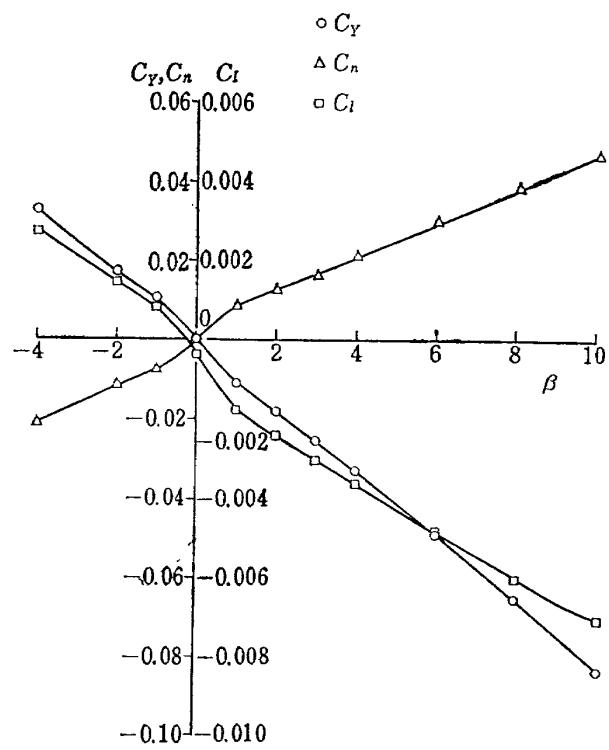
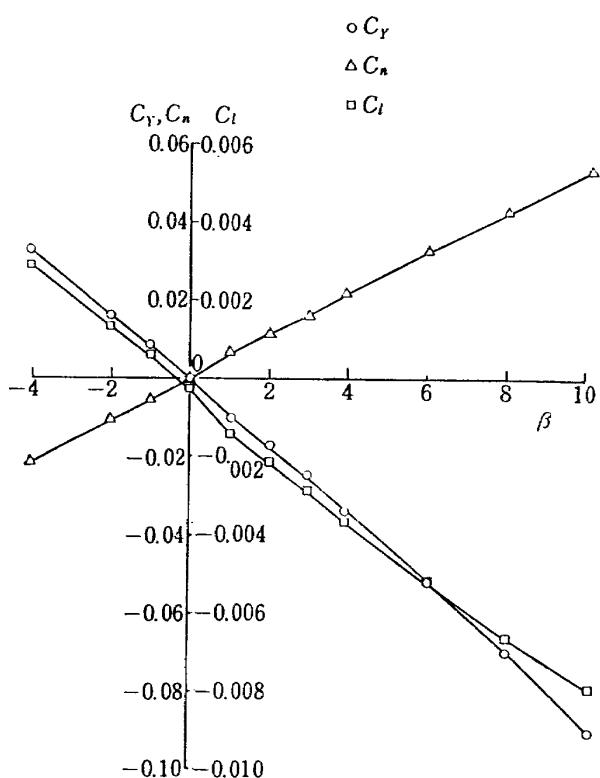
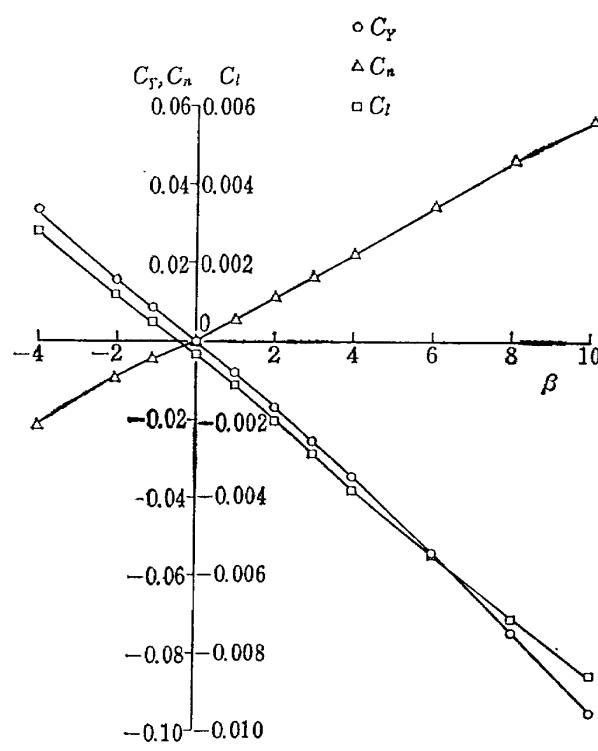
試験マッハ数 M	計測項目	縦 安定	横 安定		備 考	
		迎角 α° ($\beta=0^\circ$)	横すべり角 β°			
			$\alpha=0^\circ$	$\alpha=5^\circ, 10^\circ$		
0.60	6 分力	-4, -2, -1,	-4, -2, -1,	-4, -2, -1,		
0.80		0, 1, 2,	0, 1, 2,	0, 1, 2,		
0.85		3, 4, 6,	3, 4, 6,	3, 4, 6,	遷音速風洞	
0.90		8, 10	8, 10	8, 10		
0.95					但し	
1.00					$M=0.85$	
1.05					0.95	
1.10					1.05	
1.15					1.15	
1.2					は実験省略	
1.3						
1.5		$-4^\circ \sim +11^\circ$	$-11^\circ \sim +4^\circ$	—	吹出式 超音速風洞	

表 4.3 静安定試験結果一覧

	FFM-10 試験	エルロンスリップ 影響 試験
$C_L \sim \alpha$	図 4.2 (1)~図 4.2 (8) ($M=0.6 \sim 1.51$)	図 5.3 (1)~図 5.3 (2) ($M=0.8, 1.2$ のみ)
$C_m \sim \alpha$		他掲載省略
$C_{DF} \sim \alpha$		
$C_r \sim \beta$	図 4.3 (1)~図 4.3 (8) ($M=0.6 \sim 1.51$)	図 5.4 (1)~図 5.4 (6) ($M=0.6 \sim 1.2$)
$C_m \sim \beta$		
$C_l \sim \beta$		
$C_{L\alpha} \sim M$	図 4.4	—
$C_{m\alpha} \sim M$	図 4.5	—
$C_{DF} \sim M$	図 4.6 (1)~図 4.6 (2)	図 5.5
$C_{Y\beta} \sim M$	図 4.7	図 5.6
$C_{n\beta} \sim M$	図 4.8	図 5.7
$C_{l\beta} \sim M$	図 4.9	図 5.8
$a.c \sim M$	図 4.10	—





図 4.3 (1) FFM-10
 $M=0.6$ 図 4.3 (2) FFM-10
 $M=0.8$ 図 4.3 (3) FFM-10
 $M=0.9$ 図 4.3 (4) FFM-10
 $M=1.00$

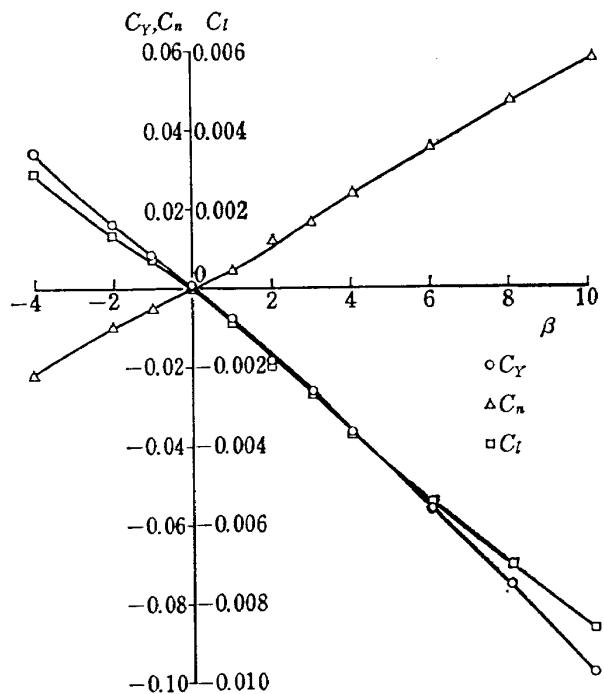


図 4.3 (5) FFM-10
 $M=1.10$

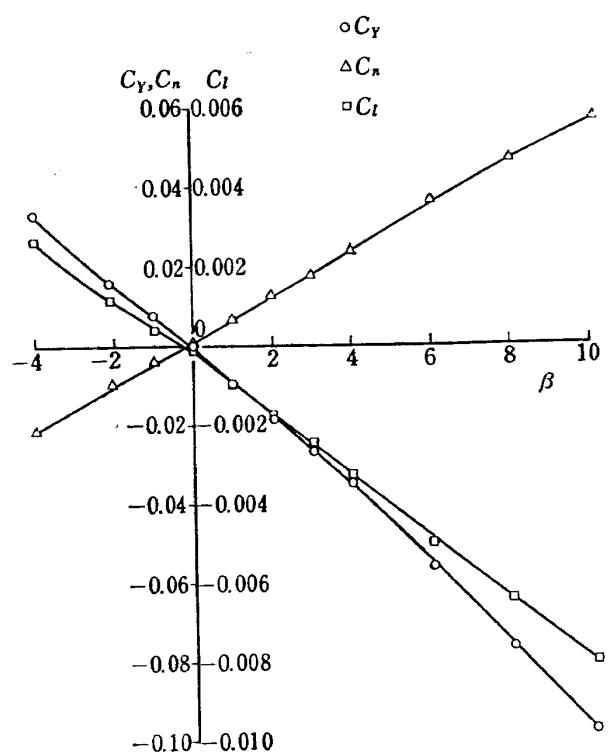


図 4.3 (6) FFM-10
 $M=1.21$

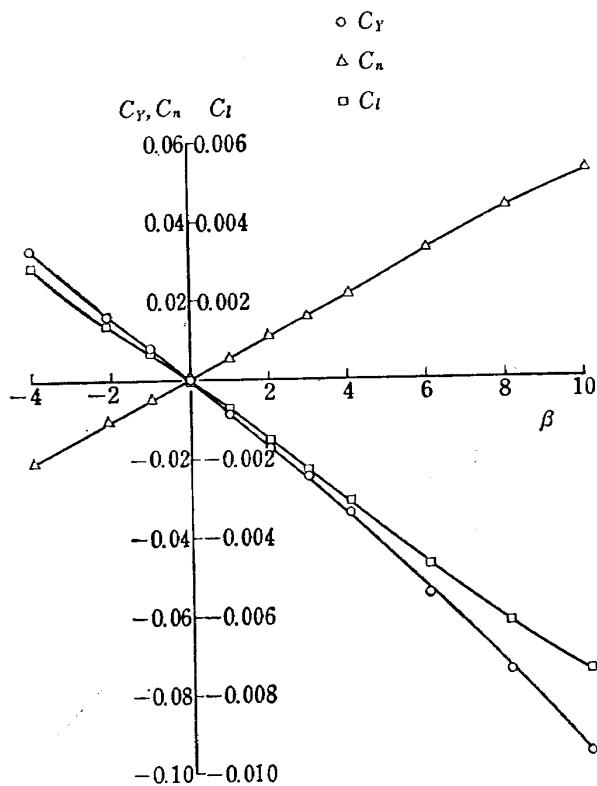


図 4.3 (7) FFM-10
 $M=1.31$

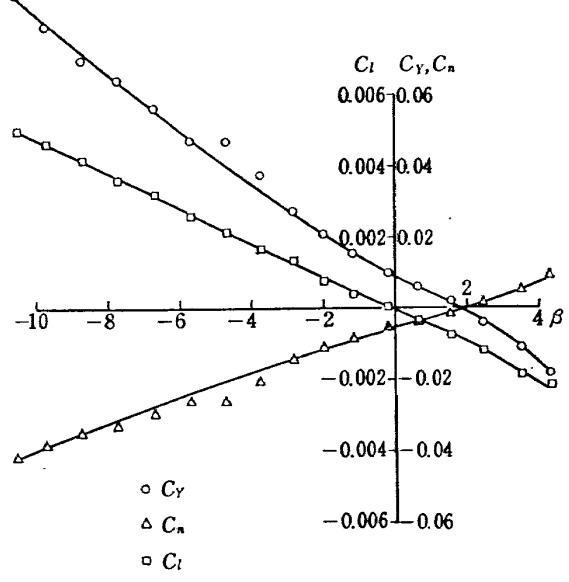


図 4.3 (8) FFM-10
 $M=1.51$

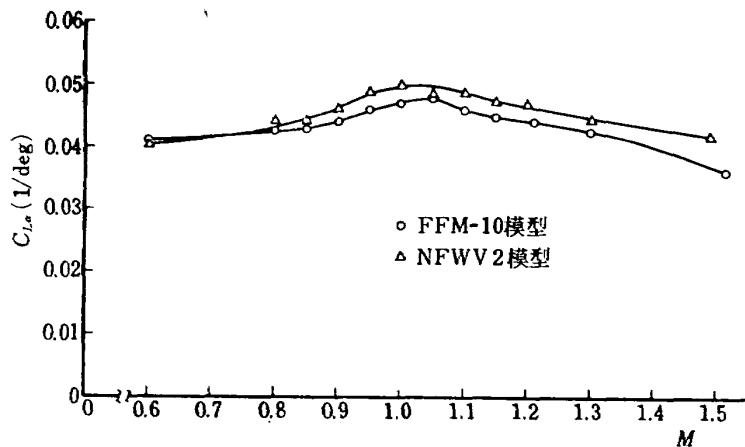
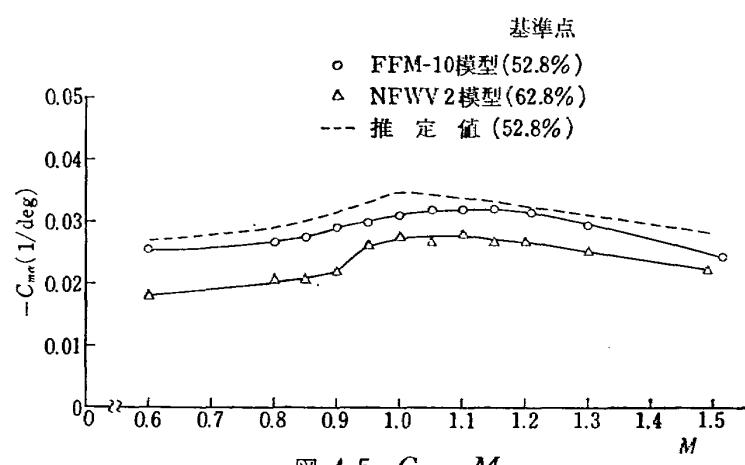
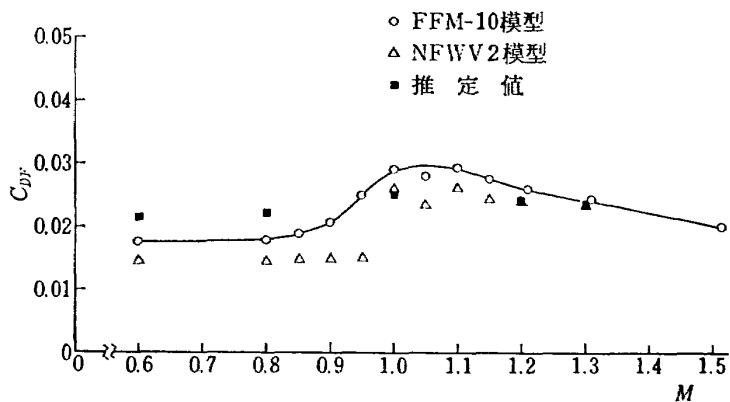
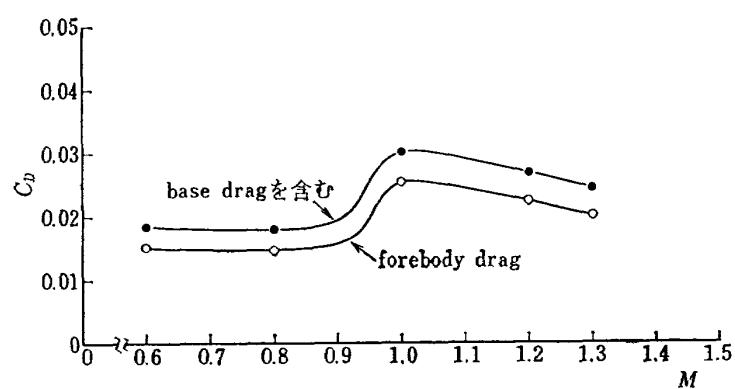
図 4.4 $C_{L\alpha} \sim M$ 図 4.5 $C_{m\alpha} \sim M$ 図 4.6 (1) $C_{DF} \sim M$ 

図 4.6 (2) 実機の推定抵抗値

表 4.4 動安定試験一覧

$C_{Z\alpha} \sim M$	図 4.12
$C_{m\alpha} \sim M$	図 4.13
$C_{Zq} \sim M$	図 4.14
$C_{mq} \sim M$	図 4.15
$C_{Y\beta} \sim M$	図 4.16
$C_{n\beta} \sim M$	図 4.17
$C_{l\beta} \sim M$	図 4.18
$C_{lp} \sim M$	図 4.19

縦揺れモーメント傾斜; $C_{m\alpha}$

図 4.5 に $C_{m\alpha}$ の値を示すが、この場合 3. で述べた方法による推定値と比べてみると、遷音速領域でいく分低い値を示している。NFWV 2 模型の実験値が下側に出ているのは、前に述べた形状の差によるもので妥当な値を示している。

最小抗力係数; C_{DF}

図 4.6 (1) に C_{DF} の値をマッハ数に対して示しているが、NFWV 2 模型の実験値に較べてかなり大きな値を示している。これは模型形状が異なる上に主翼後縁が Blunt になっているためこの部分の底面抵抗がかなり働いているものと推定される。図 4.6 (2) に示す値は、実機と風胴模型の形状の違い、およびレイノルズ数の違いなどを考慮し、図 4.6(1) の値を基に実機の抵抗を推定したもので、forebody drag と、base drag を含む両方の値を示してある。レイノルズ数は、1m 基準で風胴模型が $9.6 \sim 12.0 \times 10^6$ であるのに対して、実機では高度 0m、気温 15°C として $14.0 \sim 30.3 \times 10^6$ とかなり大きくなる。

横の静安定特性については、図 4.7~4.9 に $C_{Y\beta}$ 、

$C_{n\beta}, C_{l\beta} \sim M$ の関係を示す。亜音速における横力係数偏揺れモーメントおよび横揺れモーメントは図 4.3 (1)~図 4.3(3) に示してあるとおり $\beta=0^\circ$ 付近で相当な非直線性を示しているが、音速を超えるとこの傾向はなくなるので模型取付けによるガタがあるとは考えられない。チェックの為の再試験でもこの傾向が現われて実験の再現性は確認された。

そこで図 4.7 に示す $C_{Y\beta}$ の値で $\beta=0^\circ$ 付近のものについてはヒゲのついた印で、 $\beta=\pm 4^\circ$ 付近までの平均傾斜による $C_{Y\beta}$ をヒゲなしの印で示してある。後者は先に行なった予備的風胴試験の NFWV 2 模型の結果とよく合っている。また点線で示した推定値とも大体同じ傾向を示している。図 4.8 に示す $C_{n\beta}$ もまた $\beta=\pm 4^\circ$ 付近の値では、NFWV 2 模型と同じ傾向を示している。推定値も大体同じ値を示している。

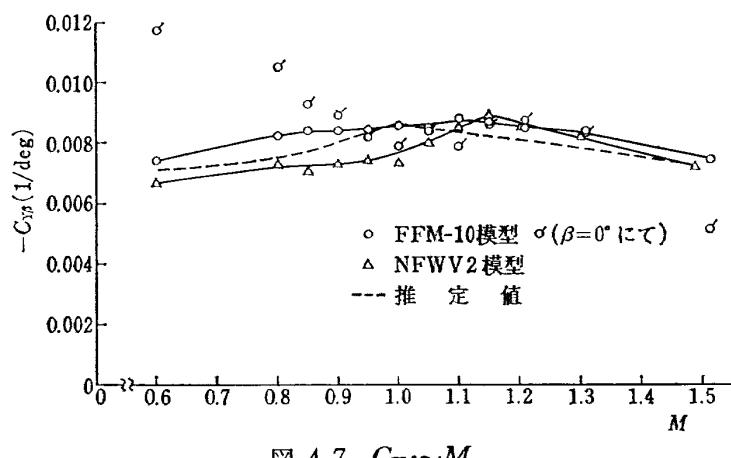
図 4.9 に示す $C_{l\beta}$ は、亜音速領域で NFWV 2 模型の値よりかなり高くなっているが $M=1.0$ 以上では大体一致している。亜音速領域での違いは $\beta=0^\circ$ 付近の非直線性がかなり激しく余り詳しい値が読めないことに原因している。推定値は大部高い値を示した。

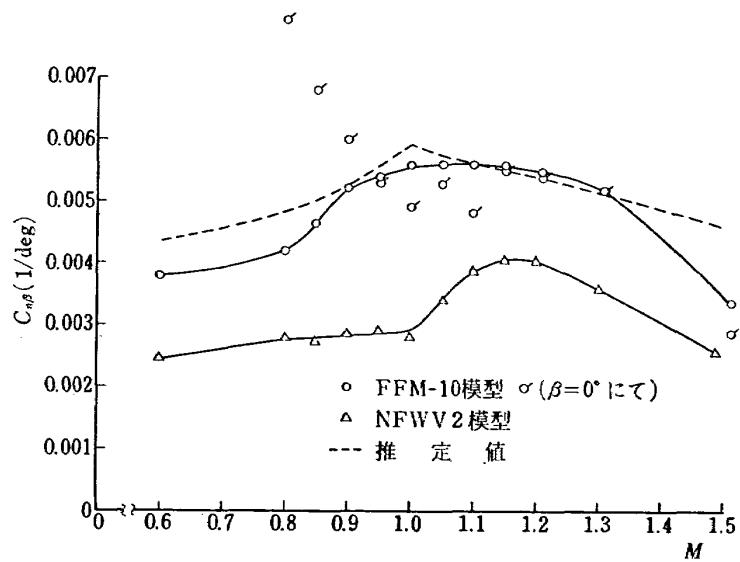
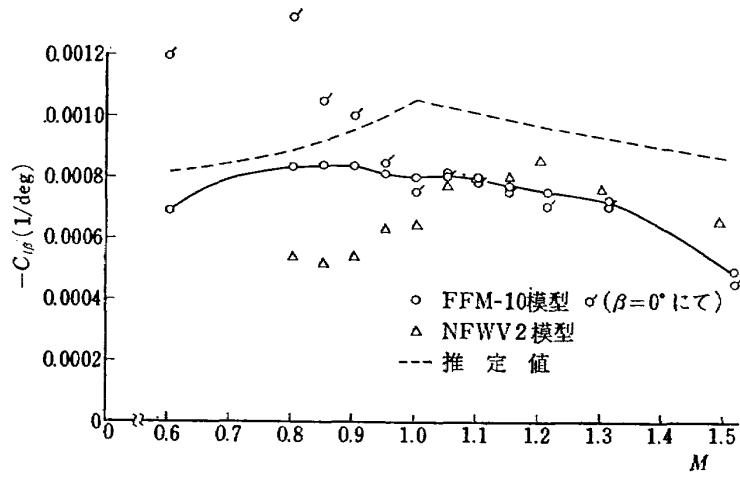
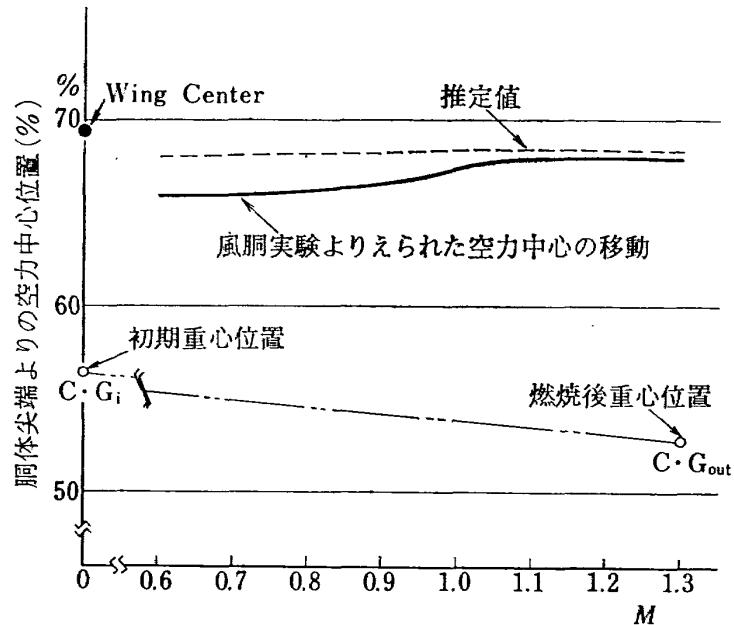
ここで $C_{l\beta}, C_{n\beta}$ について一つの小型高速練習機と比較してみると、

	FFM-10	小型高速練習機
マッハ数	1.4	1.4
$C_{l\beta}$	-0.0006	-0.0023
$C_{n\beta}$	0.0045	0.0060

となつていて、 $C_{n\beta}$ はほぼ似た大きさであるが、 $C_{l\beta}$ は FFM-10 の方が遙かに小さい。これは通常、錐揉み不安定の度合が大きく、ダッチ・ロール特性は良いことになる。

図 4.10 に空力中心の移動をマッハ数に対してプロットしたものを示す。推定値は各マッハ数を通して胴

図 4.7 $C_{Y\beta} \sim M$

図 4.8 $C_{n\beta} \sim M$ 図 4.9 $Cl_\beta \sim M$ 図 4.10 $a.c \sim M$

体尖端より約 68% の付近に定着するが、実験値はマッハ数 0.6 付近で初め胴体尖端より 66% ぐらいにあるが、マッハ数の増加とともに後退し、マッハ数 1.05 付近からは 68% の位置に定着する。また実機の場合には推進薬が装填されているので重心の移動は当然おり、燃焼前と燃焼後の推定値は図に示したようになる。

4.1.3 まとめ

以上をまとめて静的な風洞実験値としては、つぎのものを用いることにした。

$C_{L\alpha} = \text{図 4.4}$	○印
$C_{m\alpha} = \text{図 4.5}$	○印
$C_D = \text{図 4.6(2)}$	○印および●印
$C_{Y\beta} = \text{図 4.7}$	○印
$C_{n\beta} = \text{図 4.8}$	○印
$C_{l\beta} = \text{図 4.9}$	○印

Static margin については、上記実験値を用いて計算した結果、燃焼初めから燃焼後にかけて大体 0.417 ~ 0.684 位となりこのような形態の飛しょう体としてはかなり大きい値である。

4.2 動安定試験

4.2.1 実験方法および装置

自由飛行模型 FFM-10 の飛しょう実験による動安定微係数の測定に先だって、風洞実験によって動安定微係数の測定を行ない、飛しょう実験を際しての資料をうる。そこで航技研 2m × 2m 遠音速風洞の動安定試験装置⁸⁾のうちローリング装置を改良した迎角スティング、曲げスティング用装置を用いて実験を行なった。実験は模型の取付姿勢をふたとおりに変えて行ない、これを実験（I）および（II）と呼ぶ。

模型は、静安定試験に用いたものに内筒を取り付け動安定試験用天秤に装着できるようにした。模型の材質はすべてアルミニウム合金を使用し、薄肉にして軽量化に努めたが、当所の動安定試験用の模型としては重すぎる 2.5 kg ぐらいのものとなってしまった。

図 4.11 に装置の一つである“曲げスティング用装置”を示す。この装置は、図に示すように模型の機体軸 (i) を風軸 (I) に対して角度 α だけ傾け、これを I 軸まわりに回転させるもので、重心位置が回転軸と一致するように模型を取付ける。

空気力は動安定用六分力天秤を用いて検出する。

なお、これら装置および解析法の詳細については、文献 8) および 9) を参照されたい。

実験では、各回転角速度 $\omega (= 2\pi f)$ について、6 分力天秤による出力を、 $\alpha, \beta, \dot{\rho}, \dot{q}, \dot{\gamma}$ とともに測定記録する。これらの変数 ($\alpha, \beta, \dot{\rho}, \dot{q}, \dot{\gamma}, \dot{\gamma}$) による空気力の相互干渉がないと仮定し、各微係数を求めた。

実験（I）：

この実験（I）では、 $\alpha = 0^\circ, \beta = -10^\circ$ になるようにスティングに対し模型を取付ける。この結果求められる安定微係数は、

$C_{zq}, C_{mq}, C_{y\beta}, C_{l\beta}, C_{lp}, C_{n\beta}$ の 6 点である。

実験（II）：

この場合は迎角をもち $\alpha = -7.107^\circ, \beta = +7.107^\circ$ に取付ける。これで求められる安定微係数は、

$C_{za}, C_{ma}, C_{zq}, C_{mq}, C_{y\beta}, C_{l\beta}, C_{lp}, C_{n\beta}$ の 8 点であるが、 C_{za}, C_{ma} 以外の係数については模型重量の点などのためによいデータがえられなかったのでここでは削除する。これより迎角をとった場合の実験法および装置などはまだ改良の余地が多分に残されているものと思う。

推定値

動安定微係数の理論的な推定は、機体を先端、胴体および主翼に分けておのおのの動安定微係数に対する寄与を求めて加算する方式を用いた。先端および胴体に対しては、細長体理論を用い、翼の部分に対しては実験値を用いて修正した超音速線形理論で求めた。亜音速では細長体理論を適用してある。ただし $C_{L\alpha}$ は実験値と合うように修正してある。この方法を三角翼をもった翼胴体の組合せについて適用し、その実験値

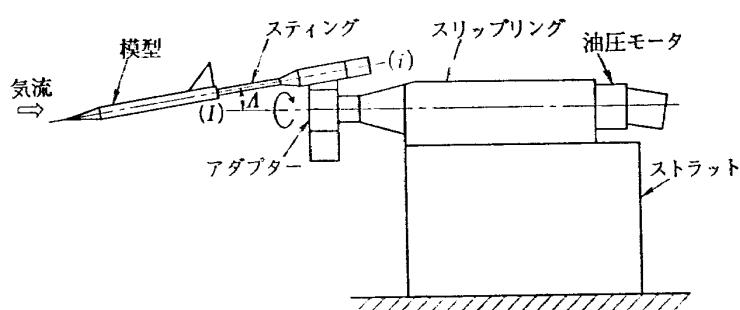


図 4.11 曲げスティング用装置

と比較して理論的推定と実験値との差の傾向を見定めてこの傾向に合うように理論的推定値を修正して FFM-10 の動安定微係数とした。以下これを推定値とよぶ。

4.2.2 実験結果

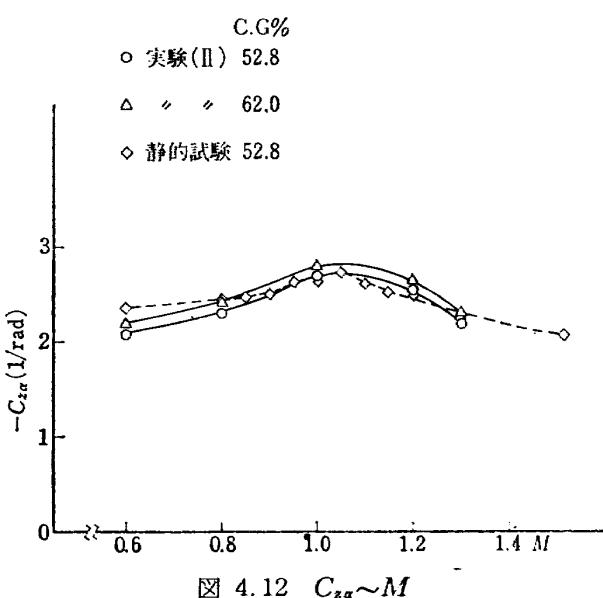
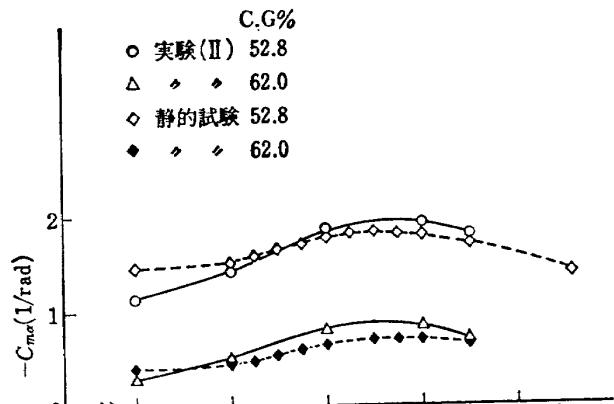
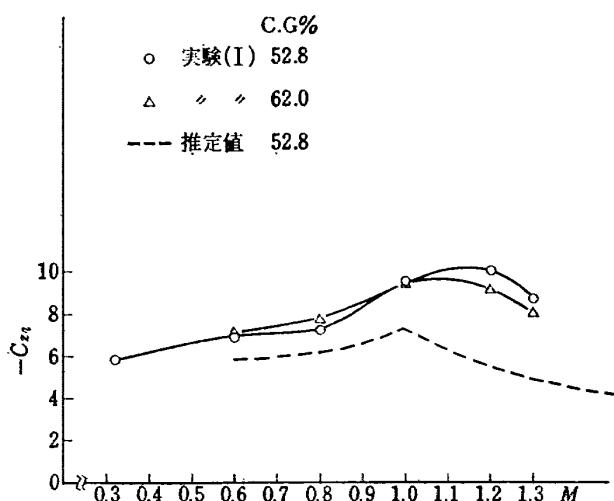
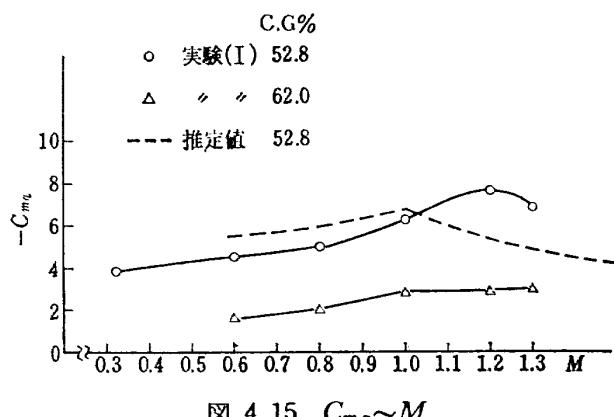
実験に使ったモーメントの基準点は、実機の燃焼終了時における重心位置に相当する 52.8% (模型尖端より) の点を使用した。試験一覧を表 4.4 に示す。

図 4.12 に実験 (II) よりえられた各マッハ数における $C_{z\alpha}$ を示し、前節に述べた静的試験の結果と比較してある。なお、参考のためモーメント基準点を 62.0% にとったときの値もあわせてプロットしてある。マッハ数の低い所では静的試験の値より若干低目にでているが、マッハ数 0.9 以上ではかなりよく合っている。

図 4.13 に $C_{m\alpha}$ を示すが、この場合は基準点の相違による差がはっきりとでており静的試験の値とも大体一致している。

図 4.14 に実験 (I) よりえられた C_{zq} の値を示す。この場合は超音速において推定値と大きな差がでている。図 4.15 に示す C_{mq} の値は亜音速において推定値より低目に、超音速では高目にでている。

つぎに横の動安定微係数は、図 4.16 に $C_{Y\beta}$ を、図 4.17, 4.18 に $C_{n\beta}, C_{l\beta}$ の値を示す。 $C_{Y\beta}$ は推定値および静的試験の値ともよく一致している。 $C_{n\beta}$ は推定値および静的試験の値より遙かに低い値を示した。 $C_{l\beta}$ は実験 (I) と別に行なった迎角スティングを用いた実験値 (風軸に対し、機体軸を λ だけ傾け、その機体軸周りに角速度 ω の回転を与えて行なう実験法)、および静的試験による実験値とは大体におい

図 4.12 $C_{z\alpha} \sim M$ 図 4.13 $C_{m\alpha} \sim M$ 図 4.14 $C_{zq} \sim M$ 図 4.15 $C_{mq} \sim M$

て合っているが、推定値は大部高い値となった。図 4.19 に示した $C_{l\beta}$ についてはわずかに高めではあるが、推定値と同じ傾向を示している。

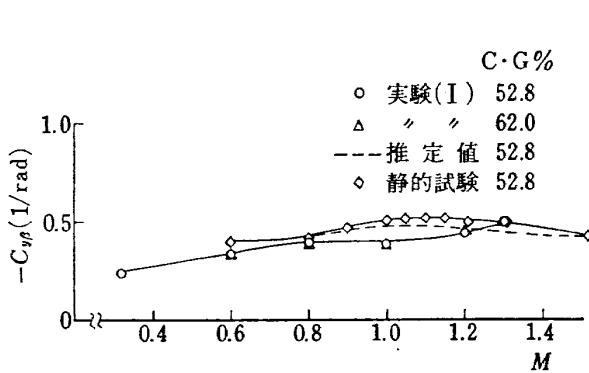
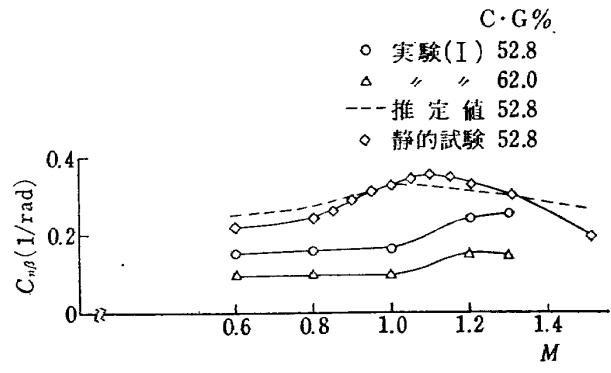
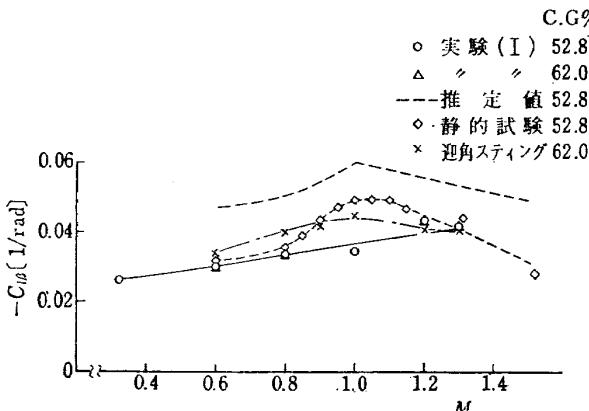
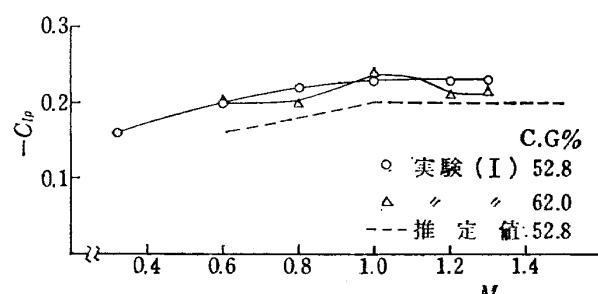
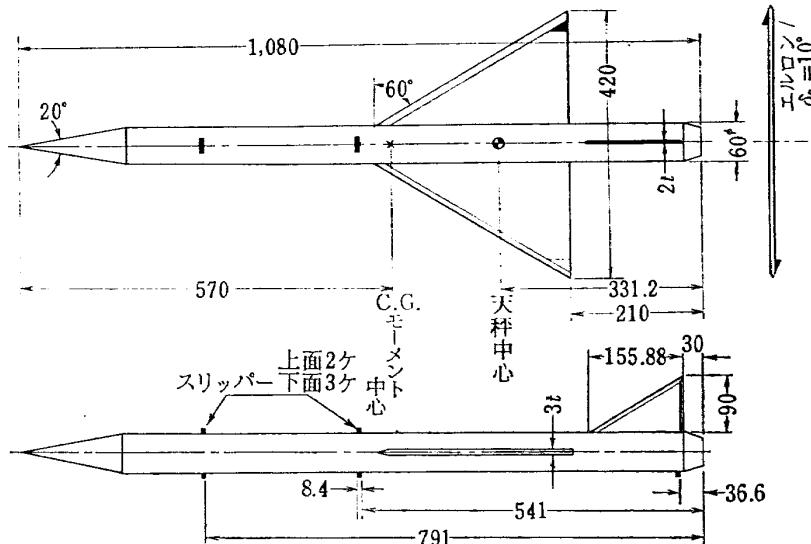
図 4.16 $C_{Y\beta} \sim M$ 図 4.17 $C_{n\beta} \sim M$ 図 4.18 $-C_{l\beta} \sim M$ 図 4.19 $-C_{lp} \sim M$ 

図 5.1 FFM-10 改風洞模型

4.2.3 結論

動安定試験の結果は、 C_{za} 、 C_{ma} を除き全般的に検出量が少なく余りよいデータはえられなかつたが、飛しょう実験に対する予備試験として一つの目安となる資料がえられた。

5. FFM-10 改* の風洞実験

5.1 エルロン、スリッパーの影響

5.1.1 エルロンおよびスリッパー

一般に飛しょう体は $C_m=0$ の迎角付近で飛しょうするが、この際揚力があると非常に分散が大きくなる。この分散を少なくするために機体に旋轉を与えることとし、エルロンを取付ける方式を採用した。この詳細については別に報告される“自由飛行模型(FFM-10)の運動特性と飛昇試験におけるデータ処理法”を

* FFM-10 改とは、飛しょう実験の形に最も近いエルロン・スリッパー等の付加物をつけたFFM-10風洞模型

参照されたい。また、実機の発射に際しては、発射台上における機体の横安定をより確実にするため、スリッパを取り付ける必要がある。そこでこれらエルロンとスリッパを取り付けた場合の空力特性におよぶす影響を調べるために図 5.1 に示す位置にそれらを取り付け実験を行なった。

横型は 4. で用いた FFM-10 風洞模型にエルロンとスリッパを取り付けたもので、毎秒 1 回転程度のローリングを与えるため図 5.2 に示すエルロン用のくさびを、機体が正の横揺れモーメントを生ずるよう右翼上面と左翼下面に取付けた。スリッパは胴体下面に 3 か所取付け、上下の非対称性を避けて上面にも 2 か所取付けた。

5.1.2 実験結果

試験マッハ数は 0.6~1.2 であるが、縦安定の C_L , $C_m \sim \alpha$ については FFM-10 風洞試験の結果と変わりはない。またエルロンの影響による横揺れモーメントの変化は $\alpha=0^\circ$, $\beta=0^\circ$ において、亜音速で 0.002, 超音速で 0.0015 ぐらいの値を示した。運動特性の計算から実機の分散を小さくし、かつロールカッピング運動をさけるために 1c.p.s 程度の旋轉を与えることに目標がおかれて、そのためには $4C_l=0.002$ 程度を必要としたがほぼ目的は達せられたと思う。図 5.3, に亜音速および超音速領域における代表例として、

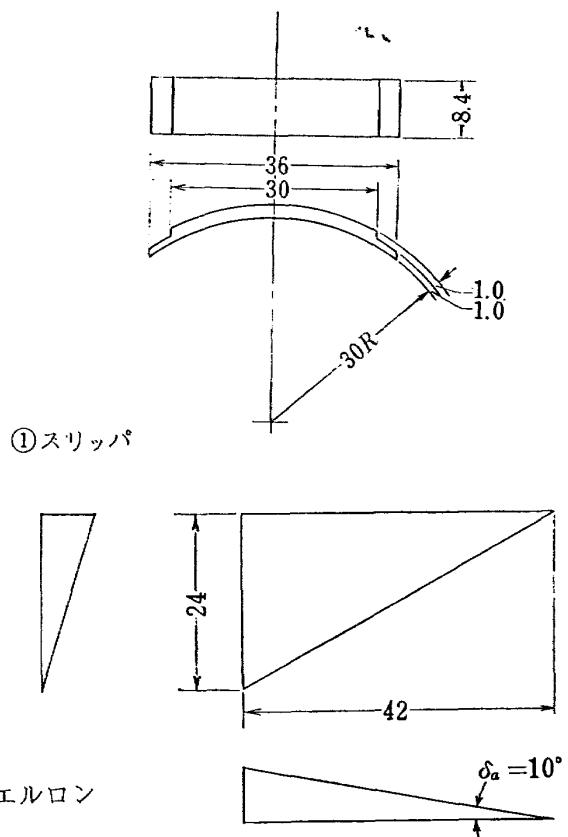
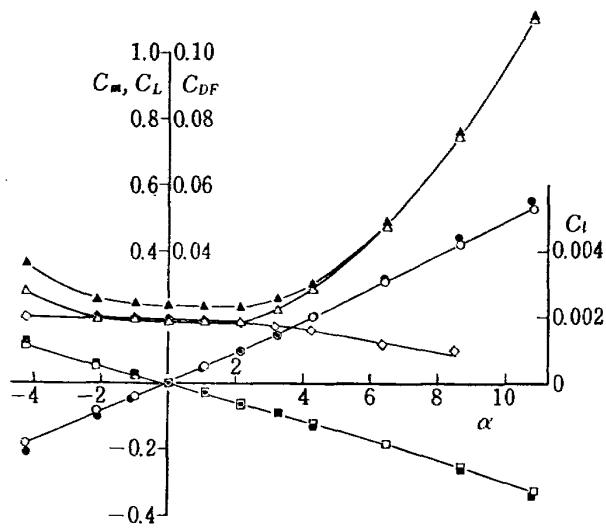
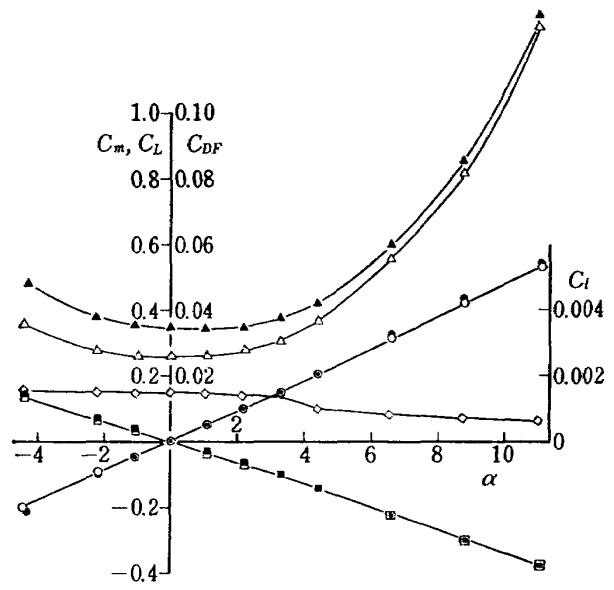


図 5.2 FFM-10 改エルロン、スリッパー



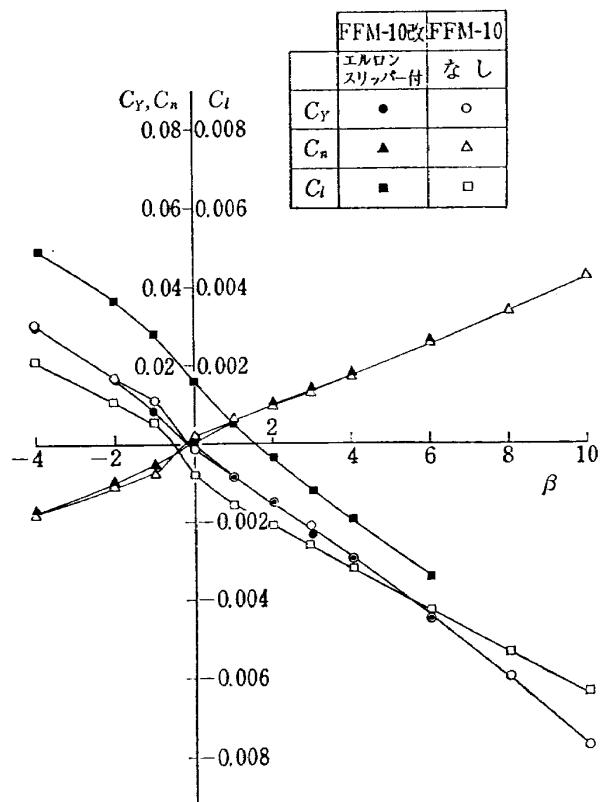
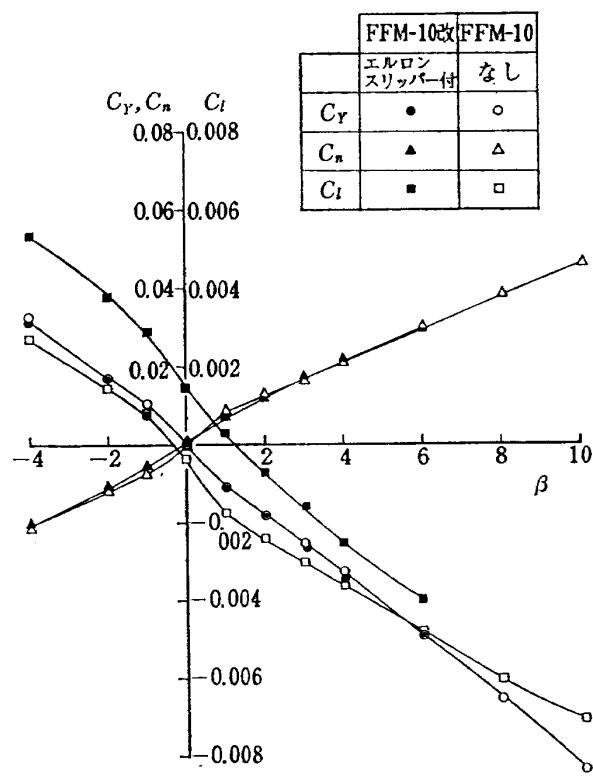
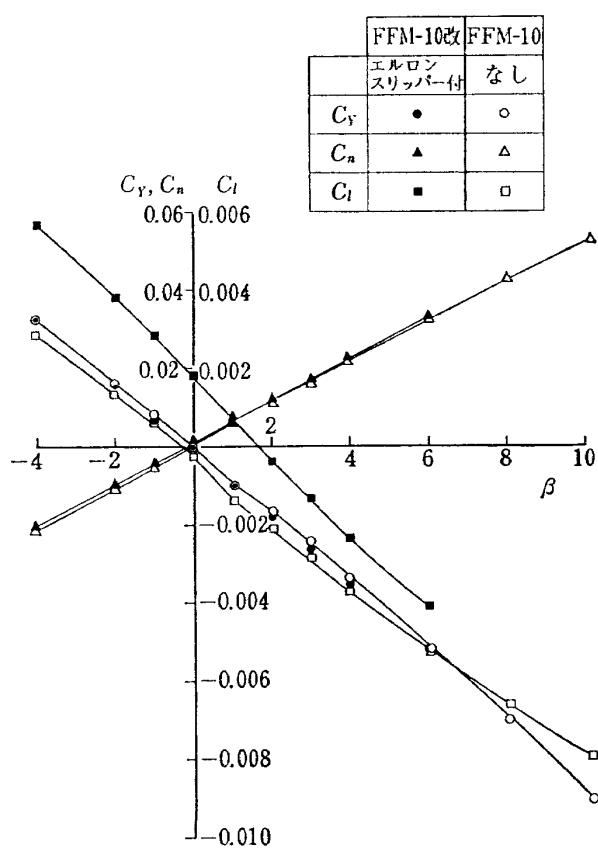
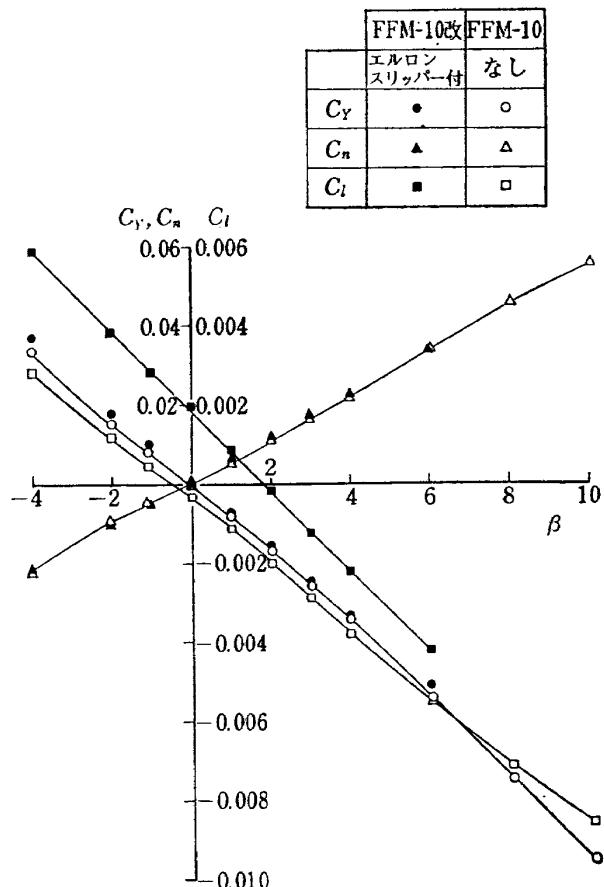
	FFM-10改	FFM-10
エルロン、スリッパー付	なし	なし
C_L	●	○
C_{DF}	▲	△
C_m	■	□
C_l	◊	/

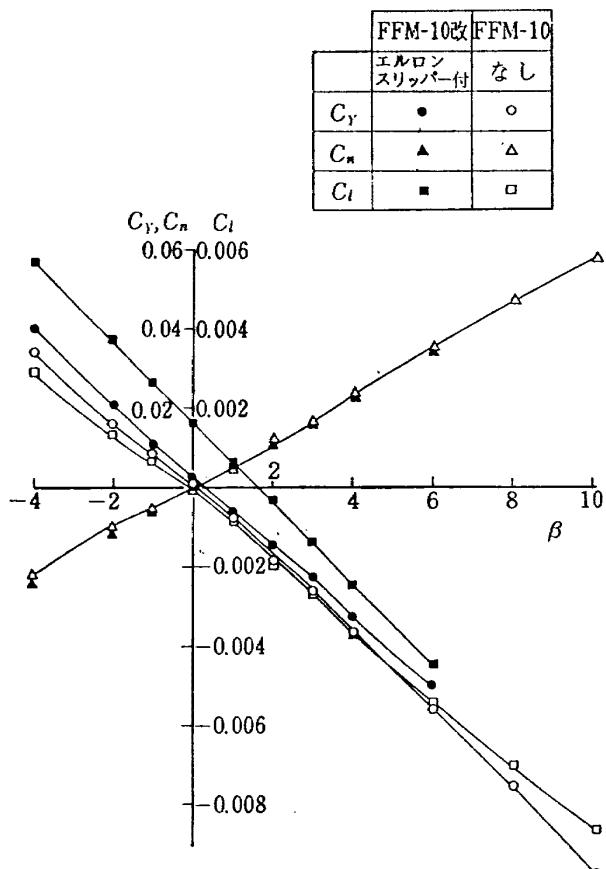
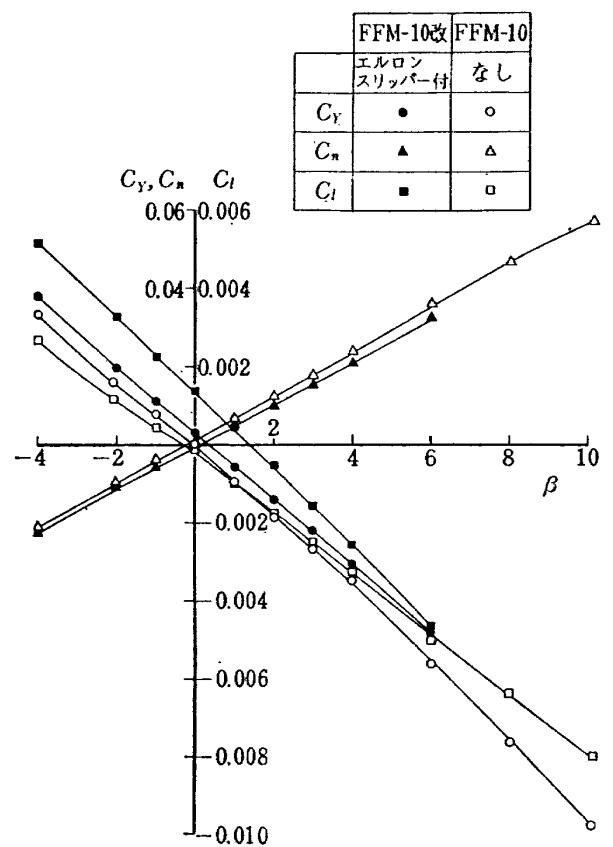
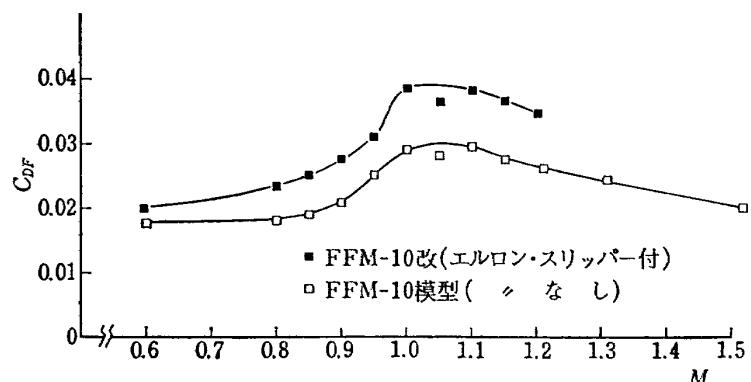
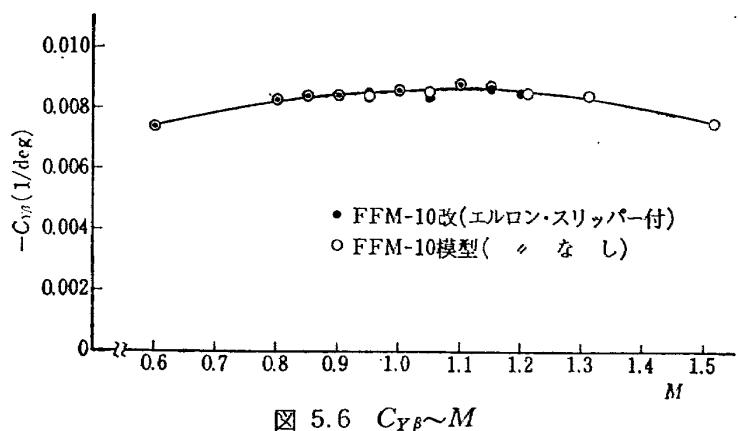
図 5.3 (1) $M=0.8$

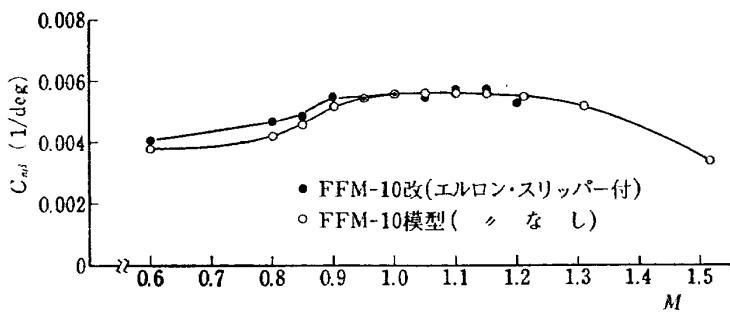
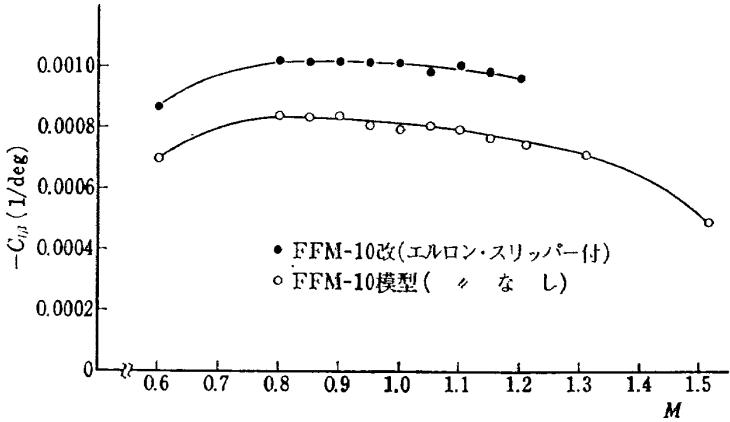


	FFM-10改	FFM-10
エルロン、スリッパー付	なし	なし
C_L	●	○
C_{DF}	▲	△
C_m	■	□
C_l	◊	/

図 5.3 (2) $M=1.21$

図 5.4 (1) $M=0.6$ 図 5.4 (2) $M=0.8$ 図 5.4 (3) $M=0.9$ 図 5.4 (4) $M=1.00$

図 5.4 (5) $M=1.10$ 図 5.4 (6) $M=1.20$ (エルロンスリッパー付)
 $M=1.21$ (" " なし)図 5.5 $C_{DF} \sim M$ 図 5.6 $C_{Y\beta} \sim M$

図 5.7 $C_{n\beta} \sim M$ 図 5.8 $C_{l\beta} \sim M$

マッハ数 0.8, 1.2 における特性曲線を FFM-10 風胴試験の値と比較して示す。

横安定については、図 5.4 に $C_Y, C_n, C_l \sim \beta$ の特性曲線を示す。この図では FFM-10 風胴試験の際に現われた亜音速領域での $\beta=0^\circ$ 付近における非直線性が改良されている。

以上を整理して、図 5.5 に $C_{DF} \sim M$ の関係を、横安定は図 5.6～5.8 に $C_{Y\beta}, C_{n\beta}, C_{l\beta} \sim M$ の順で示す。抵抗はエルロン、スリッパーの付加物によりかなり増加し、遷音速付近から急増する。 $C_{Y\beta}$ は各マッハ数を通じて全く変化しない。 $C_{n\beta}$ も亜音速でわずかに高い値を示す程度で殆んど変化していない。 $C_{l\beta}$ はエルロンの効果で 20% ぐらい大きな値となった。

6. 結 語

自由飛行模型の形状を決めるために、主として垂直尾翼の容積を変えた予備的な風胴実験と半理論的な推算を行なった。この結果と実機の重量配分とを考慮して最終的な形状を決定した。

(i) 縦安定の静的マージンは点火時で全長の 9.5 % ($0.42c$) 燃焼後 15% ($0.57c$) あって、航空機としては異常に安定が強過ぎるが、飛行の安全を考慮してこの値に落着いた。

(ii) C_Y, C_n, C_l は亜音速で迎角零の付近で著しい

非線形を示すが、超音速になると線形となる。予備実験で用いた円弧翼では見られない現象で、薄い平板翼とした点に原因があると思われる。

(iii) 小型高速練習機などに比べて $C_{n\beta}$ は同程度であるが、上反角効果は著しく小さい。

(iv) 動安定微係数については半理論的な推定と風胴実験とを行ったがまだ十分な精度がなく更に改善する必要がある。

(V) エルロン・スリッパを付加したための抵抗増加は亜音速で約 20% 超音速では 30% にも及ぶ。またくさび形エルロンを付けることによって上反角効果が約 20% 増加した。これらは設計の初期より考慮しておく必要がある。

最後に直接実験をしていただいた空気力学第二部遷音速風胴および吹出式超音速風胴の制御室ならびに計測室の各位に感謝の意を表する次第である。

文 献

- 1) 航空技術研究所 2m×2m 遷音速風胴の計画と構造、航空技術研究所報告 TR-25, 1962年3月
- 2) 1m×1m 吹出式超音速風胴の計画と構造、航空技術研究所報告 TR-29, 1962年10月
- 3) J.N. Nielsen; Missile Aerodynamics, McGraw-Hill, 1960
- 4) W.C. Pitts, J.N. Nielsen and G.E. Kaattari;

- Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combination at Subsonic, Transonic and Supersonic Speeds, NACA Report 1307
- 5) 小橋安次郎, 宮沢政文; 二段式ロケット飛翔体の揚力および圧力中心推定法, 航空宇宙技術研究所資料 TM-30
- 6) G.L. Mitcham, N.L. Crabill and J.E. Stevens; Flight Determination of the Drag and Longitudinal Stability and Control Characteristics of a Rocket-Powered Model of a 60° Delta-Wing Airplane from Mach Number of 0.75 to 1.70 NACA RM L51 104
- 7) H.F. Emerson and R.C. Robinson; Experimental Wind Tunnel Investigation of the Transonic Damping-in-Pitch Characteristics of Two Wing-Body Combinations, NASA MEMO 11-30-58A
- 8) 小橋安次郎, 河野長正, 西 武徳, 宮沢政文; 遷音速風洞動安定測定装置の構造と作動, 航空宇宙技術研究所資料 TM-174 (印刷中)
- 9) 小橋安次郎, 河野長正, 西 武徳, 宮沢政文; 回転式動安定測定装置による遷音速試験, 航空宇宙技術研究所報告 TR-196 (印刷中)

既 刊 報 告

TR- 1	遷音速風胴測定部に関する予備実験 Preliminary Investigation of N. A. L. Transonic Wind-Tunnel Test-Section	1960 年 2 月 平木 一, 石井孝雄 大島信彦
TR- 2	遷音速風胴用 22.5MW 主送風機 I. 模型送風機による性能試験 22.5MW Main Blower for N. A. L. Transonic Wind Tunnel I. Performance Test of the Model Blower	1960 年 5 月 山内正男, 松木正勝 塩入淳平, 富永守之
TR- 3	風胴用角度計の試作実験 An Experiment on Angle Measuring Instruments of Airplane Models in Wind Tunnel Test	1960 年 8 月 小橋安次郎, 長洲秀夫 高島一明, 波木井潔
TR- 4	回転円板の強度 Strength of Rotating Discs	1960 年 9 月 佐藤和郎, 永井文雄
TR- 5	航空技術研究所 (60cm × 60cm) 遷音速フラッタ試験設備の計画と整備試験 Design and Development of N. A. L. 60cm × 60 cm Transonic Blowdown Wind Tunnel for Flutter Testing	1960 年 12 月 中井嘆一, 橋爪 宏 中村泰治
TR- 6	高温歪ゲージの温度特性 Temperature Characteristics of High Temperature Strain Gage	1960 年 12 月 竹中幸彦
TR- 7	遷音速風胴の測定部 On the Transonic Test Section	1961 年 1 月 村崎寿満
TR- 8	繰返し荷重試験装置の予備試験 Preliminary Study for Development of Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Structures	1961 年 3 月 竹内和之, 飯田宗四郎
TR- 9	遷音速流小擾乱理論の研究 (I) —非線形補正理論— Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow (I) —Non-Linear Correction Theory—	1961 年 3 月 細川巖
TR-10	喰違い角の大きい減速翼列の研究 Cascade Tests of High Stagger Compressor Blades	1961 年 3 月 松木正勝, 高原北雄 西脇英夫, 森田光男
TR-11	軟鋼円板の回転による降伏 Yielding of Rotating Discs of Mild Steel	1961 年 4 月 佐藤和郎, 永井文雄
TR-12	薄肉開断面梁の自由振動について On the Natural Vibration of Thin-Walled Beams of Open Cross Section	1961 年 5 月 川井忠彦, 塙武敏
TR-13	衝撃波と境界層の干渉についての実験的研究 Experimental Results of the Interaction between Shock Wave and Turbulent Boundary Layer	1961 年 7 月 須郷道也, 伝田幸雄
TR-14	電磁流体の圧縮性境界層 On Compressible Boundary Layer in Magnetodynamics	1961 年 7 月 須郷道也, 小沢五郎
TR-15	振動翼用圧力ピックアップの試作・較正 Miniature Pressure Pickups for Measuring the Pressure on Oscillating Airfoils in Supersonic Flow	1961 年 8 月 石井孝雄, 柳沢三憲
TR-16	放物型偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 On the Difference Method Solutions of the Mixed Boundary Value Problems of Parabolic Partial Differential Equations	1961 年 12 月 樋口一雄, 三好甫
TR-17	荷電ビームによる気流密度測定の理論的考察 A Theoretical Comment on the Charge-Beam Method of Measuring Gas Density	1961 年 12 月 和田勇, 細川巖 三好甫

TR-18	前置静翼翼列と喰違い角の大きい減速翼列の二次元低速翼列性能と回転翼列性能との比較 Comparison of Inlet Guide Vane and High Stagger Compressor Bladne Performance in a Rotor and in Cascade	1961 年 11 月 松木 正勝
TR-19	高速翼車の回転強度 Strength of High-Speed Rotor	1961 年 12 月 佐藤 和郎, 永井 文雄
TR-20	Blasius 型微分方程式の両側無限遠境界値問題の数値解法 A Numerical Method for Solving Blasius' Type Differential Equation	1962 年 1 月 桶口 一雄, 戸川 隼人
TR-21	遷音速における二次元操縦面の研究 (I) An Investigation of Two-dimensional Control Surface at Transonic Speed (I)	1962 年 1 月 神谷 信彦
TR-22	変断面梁の曲げ自由振動について On the Free Lateral Vibration of a Beam with Variable Cross Section	1962 年 2 月 川井 忠彦, 戸川 隼人 林 洋一
TR-23	いくつかの型の偏微分方程式の境界値問題のモンテカルロ法による解法とその実験 Monte Carlo Solutions of the Boundary Value Problems for Some Types of Partial Differential Equations	1962 年 2 月 桶口 一雄, 高橋 利之 鳥海 良三
TR-24	航空技術研究所のターボ・ジェットエンジン要素試験設備 Test Facilities of Turbo-jet Engine Components at N. A. L.	1962 年 2 月 航空技術研究所原動機部
TR-25	航空技術研究所 2m×2m 遷音速風胴の計画と構造 Design and Construction of the 2m × 2m Transonic Wind Tunnel at the National Aeronautical Laboratory	1962 年 3 月 航空技術研究所
TR-26	吹出式超音速風胴のノズルの予備実験 Preliminary Tests of Supersonic Nozzles for the Supersonic Blowdown Wind Tunnel	1962 年 3 月 河崎 俊夫, 岡部祐二郎 尾形 吉和, 安藤 尚
TR-27	非定常遷音速流の近似解析 An Approximate Analysis for Unsteady Transonic Flow	1962 年 7 月 細川 嶽, 三好 甫
TR-28	Studies on the Small Disturbance Theory of Transonic Flow(I) —Nonlinear Correction Theory—	July 1962 Iwao Hosokawa
TR-29	疲労亀裂について On Fatigue Cracks	1962 年 8 月 竹中 幸彦
TR-30	1m×1m 吹出式超音速風胴の計画と構造 On the Design and Construction of the 1m × 1m Supersonic Blow-down Wind Tunnel	1962 年 10 月 空気力学第二部
TR-31	平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings	1962 年 10 月 川井 忠彦, 塙 武敏 戸川 隼人, 高橋 利之 越出慎一
TR-32	熱応力を受ける薄翼の安定とその微小捩り振動について On the Instability and Small Natural Torsional Vibration of a Thin Wing under Thermal Stress	1962 年 11 月 川井 忠彦, 戸川 隼人
TR-33	補強板の圧縮強度に関する一解析 A Method of Analysis on the Compressive Strength of Stiffened Plates	1962 年 11 月 川井 忠彦, 江川 幸一
TR-34	主翼繰返し荷重試験装置 Repeated Load Testing Rigs for Full-Scale Aircraft Wing Structures	1962 年 12 月 竹内 和之, 飯田宗四郎 小野 幸一

TR-34	高速軸流圧縮機の研究 (I) —翼型と翼列の検討— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (I) —The Selection of Compressor Cascade—	1963年1月 松木正勝, 大山耕一 宮地敏雄
TR-35	高速軸流圧縮機の研究 (II) —単段試験装置の設計と全体性能— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (II) —Design and Over-all Performance of a Single Stage Axial Flow Compressor—	1963年1月 松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相
TR-36	衝撃波風洞による表面熱伝達の実験 Studies of Surface Heat Transfer Using a Hypersonic Shock Tunnel	1963年1月 和田勇, 松崎利一
TR-37	T Studies of the Flow in a Low Pressure Hypersonic Shock Tunnel Using an Electron-Beam Densitometer	Jan. 1963 Isamu WADA
TR-38	鉄のような脆性材料からなる円板の回転強度 Strength of Rotating Discs of Brittle Material Like Cast Iron	1963年1月 佐藤和郎, 永井文雄
TR-39	高負荷燃焼器の研究 (第1報) —その性能におよぼす各種因子の影響の定性的考察— A Study of High Intensity Combustor (I) —Its Qualitative Analysis—	1963年2月 大塚貞吉, 鈴木邦男
TR-40	胴体内圧縮返し荷重試験装置について Repeated Load Testing Facility for Full-Scale Aircraft Fuselage Structures	1963年2月 竹内和之, 川島矩郎 野原利雄
TR-41	輻射熱量計の較正 Calibration of Radiometer	1963年2月 竹中幸彦, 江川幸一 小川鉱一
TR-42	非定常境界層の相似解とその安定 A Similar Solution of Unsteady Laminar Boundary Layer and Its Stability Characteristics	1963年7月 小橋安次郎, 恩地瑛
TR-43	超音速における操縦面の効きについて On the Effectiveness of Control Surfaces in Supersonic Flow	1963年2月 河崎俊夫
TR-44	高速翼列の実験について (流入角の大きい減速翼列の予備実験) Some Notes about the Effect of Tunnel Configuration and Testing Technique on Compressor Cascade Performance	1963年2月 近藤博, 萩田光弘 坂口一, 山崎紀雄
TR-45	固有値問題 ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$ の数値解法 A Numerical Method for the Eigenvalue Problem ($\sum \lambda^k A_k$) $x=0$	1963年4月 戸川隼人
TR-46	翼の固有振動数に関する一解析法 On the Vibration Analysis of Aircraft Wings	1963年6月 川井忠彦, 泉日出夫 戸川隼人, 林洋一
TR-47	鉄円板の回転破壊におけるコリオリの力の影響 Influence of Coriolis' Force on the Burst of Rotating Disc of Cast Iron	1963年7月 佐藤和郎, 永井文雄
TR-48	曲面に沿う境界層 Effects of Surface Curvature on Laminar Boundary-Layer Flow	1963年8月 林二議
TR-49	高速軸流圧縮機の研究 (III) —翼の厚さの影響— An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor (III) —Effects of Blade Thickness—	1963年9月 松木正勝, 宮地敏雄 大山耕一, 吉田晃 西脇英夫, 岩部柱相

TR-50	境界収縮法による偏微分方程式の境界値問題の数値解法 Numerical Method for Boundary Value Problems of Partial Differential Equations by Boundary Contraction	1963年9月 橋口一雄, 能美 力
TR-51	人間の静的不安定系の制御能力 Human Control Ability of the Statically Unstable System	1963年9月 武田 峻
TR-52	粒状加熱器の熱特性 Thermal Characteristics of a Pebble-Bed Heater	1963年10月 林 二誠
TR-53	円管流の非定常熱伝達（第1報） 一壁温が時間と流向距離のみによる場合 Thermal Characteristics of the Unsteady Flow through a Circular Pipe whose Temperature depends on Time and Flow-Directional Distance only	1963年10月 林 二誠
TR-54	偏微分方程式の混合境界値問題の差分法による数値解法 Difference Method for the Mixed Boundary Value Problems	1963年10月 三好 甫
TR-55	ボスをもった車盤の回転強度 Rotating Strength of Rotor which Has a Boss	1963年11月 佐藤和郎, 永井文雄
TR-56	亜音速および遷音速における二次元非定常空気力の測定（第1報） Measurements of the Unsteady Airloads for Two-Dimensional Flow at Subsonic and Transonic Speed Range (I)	1963年11月 中村泰治, 田辺義一
TR-57T	Measurements of the Aerodynamic Derivatives of an Oscillating Biconvex-Flat Airfoil in Supersonic Flow at Mach Number 2 to 3	Jan. 1964 Takao Ishii Mitsunori YANAGIZAWA
TR-58	高度500フィートないし10,000フィートにおける上下突風の測定および解析 Measurements and Analyses of Gust Velocities from 500 to 10,000 feet Altitude	1964年1月 竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎
TR-59	磁気テープデータ処理設備とその性能 The Magnetic Tape Date Reduction System and Its Performance	1964年1月 田畠淨治, 中正夫 山本芳樹, 三浦雅男
TR-60	変厚平板翼の振動について On the Natural Vibration of Plate-Like Wings of Variable Thicknees	1964年1月 塙武敏, 越出慎一 戸川隼人, 川井忠彦
TR-61	後退角45°, テーパ比0.6の薄い片持翼の遷音速におけるフラッタ特性におよぼすマッハ数の影響の実験的研究 Some Effects of Mach Number on the Transonic Flutter Characteristics of Thin Cantilever Wings Having a Taper Ratio 0.6 and a Sweptback Angle of 45°	1964年2月 中井暎一, 小原瑛
TR-62	超音速における翼端板効果 The Effects of the End-plates at Supersonic Speeds	1964年2月 尾形吉和
TR-63	非定常流中の円柱に作用する空気力について Aerodynamic Forces Acting on a Circular Cylinder in Unsteady Flow	1964年2月 小橋安次郎, 遠藤浩 北村清美
TR-64	航空力学における磁わい計器の応用 Some Developments of the Magnetostriction Type Measuring Instruments for the Study of Aircraft Dynamics	1964年3月 幸尾治朗
TR-65	非定常境界層の安定に関する実験 An Experimental Investigation of Stability Characteristics of Unsteady Laminar Boundary Layer	1964年7月 小橋安次郎, 恩地瑛

TR-66	変分法による平板翼の撓み、振動解における自然境界条件の数値的吟味(片持平板翼の場合) Numerical Examination on the Fulfilment of Natural Boundary Conditions by the Approximate Solutions for Bending and Vibration of Thin Elastic Plates based on the Rayleigh-Ritz's Procedure (in Case of Cantilevered Wing Plates)	1964年6月 川井忠彦, 塙武敏 越出慎一, 戸川隼人 落合薰
TR-67	プラズマ発生装置の諸特性 Characteristics of a Vortex Stabilized Plasma Generator	1964年4月 井上建二, 野村茂昭
TR-68	回転翼の線形理論(I) 一揚力面理論— Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades (I)—Lifting Surface Theory—	1964年6月 市川輝雄
TR-69	高速軸流タービンの研究(I) —(タービンノズル円環翼列の研究)— An Investigation of the High Speed Axial Flow Turbine(I) —An Investigation of the Annular Turbine nozzle Cascade—	1964年7月 鳥崎忠雄, 能瀬弘幸 森田光男
TR-70	汎用飛行シミュレータ設備の計画、構造および特性 Design, Construction and Characteristics of Flight Simulator at National Aerospace Laboratory	1965年1月 松浦陽恵, 橋口一雄 池谷光栄, 堀川勇壮 村上力, 百名盛之 三好範子, 岡部正典
TR-71	塑性の三方向せん断理論 塑性変形による異方性 塑性流動に及ぼす中間主応力の影響 応力状態と塑性変形の形 Three-Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation	1964年7月 中西不二夫, 佐藤和郎
TR-71T	Three Shear Theory of Plasticity Anisotropy Due to Plastic Deformation Influence of Intermediate Principal Stress on Plastic Flow Strain Ratio Relationship in Plastic Deformation Internal Shearing Resistances in the Three Shear Theory of Plasticity	Sep. 1964 Fujio NAKANISHI Yasuo SATO
TR-72	補助翼バズに関する一実験 Some Experiments on Control-Surface Buzz	1965年1月 中村泰治, 田辺義一
TR-72T	Some Experiments on Control-Surface Buzz	Nov. 1964 Yasuharu NAKAMURA Yoshikazu TANABE
TR-73	軸対称凝み点付近の溶融層の安定性 Stability of the Melted Layer near the Axisymmetric Stagnation Point	1964年11月 相原康彦
TR-74	遷音速パネルフラッタの研究 The Experimental and Theoretical Studies of Transonic Panel Flutter	1964年11月 石井孝雄, 柳沢三憲
TR-75	統計流体力学の初期値問題について —Hopf特性汎関数方程式の一般解— On the Initial-Values Problem in Statistical Hydromechanics —A General Solution of the Hopf Characteristic Functional Equation—	1964年12月 細川巖
TR-76	高速軸流圧縮機の研究(N) —NACA65系翼型を修正した近似二重円弧翼形の動翼相対入口マッハ数1.5までの回転翼列試験—	1965年1月 大山耕一, 松木正勝 西脇英夫, 岩部柱相 片山泰治

	An Investigation of High Speed Axial Flow Compressor(IV) —Rotor Performance at Relative Inlet Mach Numbers up to 1.5 of NACA 65-Series Compressor Blades Modified Approximately to Double Circular-Arc Blades—	
TR-77	Galerkin 法の収束性について On the Convergence of Galerkin's Method	1965 年 1 月 烏海良
TR-78	二次元準線型双曲系の特性曲線法による数値解法 Characteristic Method for the Numerical Solution of Two-Dimensional Quasi-linear Hyperbolic Systems	1965 年 1 月 三好甫
TR-79	引張りまたは圧縮をうける四角弹性平板の大振幅 振動の影響について Influence of Large Amplitude on Flexual Vibrations of Rectangular Elastic Plates under Initial Tension or Compression	1965 年 1 月 田寺木一, 古関昌次 泉日出夫
TR-80	変分法直接解法において解に及ぼす束縛の数値的 影響 —薄肉開断面片持梁の純振り振動の例— Numerical Effect of Constraints Calculus of the Direct Variational Method —In Case of Pure Torsional Vibration of Thin Walled Beams of Open Cross Section—	1965 年 1 月 塙武敏, 越出慎一
TR-81	FRP コーティングの断熱特性 Thermal Insulation Characteristics of FRP Coating	1965 年 1 月 竹中幸彦, 江川幸一 小川鑑一
TR-82	多段軸流圧縮機の部分負荷特性の簡易計算法 A Simple Method of Calculating the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressor	1965 年 2 月 松木正勝, 藤井昭一
TR-83	亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス (I)—非圧縮流理論— Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic Flow(I)—Incompressible Flow Case—	1965 年 2 月 石井孝雄
TR-84	遷音速タービン翼列二次元試験(II) Experimental Investigation on Transonic Turbine Cascades(II)	1965 年 3 月 近藤博, 斎田光弘 山崎紀雄
TR-85	回転翼の線形理論(II) —揚力線理論— Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(II) —Lifting-Line Theory—	1965 年 3 月 市川輝雄
TR-86	高速多段軸流圧縮機の部分負荷特性の一計算法 A Method for Predicting the Off-design Performance of Multi-Stage Axial-Flow Compressors Operating in the Transonic Flow	1965 年 5 月 松木正勝, 藤井昭一 五味光男
TR-87	亜音速流中のパネルフラッタとダイバージェンス (II)圧縮流理論(III)実験的研究 Theoretical Study of Two-Dimensional Panel Flutter and Panel Divergence in Subsonic (II)Compressible Flow Case(III)Experimental Study	1965 年 6 月 石井孝雄
TR-88	尾翼, 脊体結合構造物の地上振動試験結果に関する定性的な吟味 Qualitative Examinations on the Results of Ground Vibration Tests of Tail Wing-Fuselage Combination Structure	1965 年 6 月 塙武敏, 越出慎一
TR-89	垂直突風および航空機の突風応答に関する実験的研究 An Experimental Investigation on Vertical Gusts and the Airplane Response	1965 年 6 月 小野幸一, 山根皓三郎

TR-90	ヒステリシス・ループの形、繰返しによる形の変化および繰返し後の塑性流動応力の上昇(第1報実験、第2報ねじりの場合の理論) The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion)	1965年7月 中西不二夫, 佐藤和郎 永井文雄
TR-91	固体プロペラントの割れ目内への火炎伝ば(I) Flame Propagation into the Gap of Solid Propellant Grain(I)	1965年7月 五代富文
TR-92	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(I) —迎角0のとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles(I) —Linearized Flow with Axial Symmetry—	1965年8月 谷喬
TR-93	遷音速運動安定試験 Dynamic Testing at Transonic Speed	1965年10月 小橋安次郎, 河野長正 西武徳
TR-94	翼幅方向に一様な揚力分布をもつ半無限の後退翼 On the Camber Lines of Semi-Infinite Swept-back Wings which Give Uniform Spanwise Load Distribution	1965年10月 河崎俊夫
TR-95	飛行機の縦の操縦特性に関する二三の考察 A Few Comments on the Longitudinal Handling Qualities of Airplanes	1965年11月 荒木浩
TR-96T	A Generalized Functional Formalism for Turbulence	Dec. 1965 Iwao Hosokawa
TR-97	圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動円盤理論(I) —軸対称流れ— A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines(I) —Non-Swirling Fluids in Ducts—	1965年12月 藤井昭一
TR-98	後退角45°、アスペクト比4.0の薄い片持翼の遷音速フラッタ特性に及ぼすテーパ比の影響の実験的研究 Some Effects of Taper Ratio on the Transonic Flutter Characteristics of a Series of Thin Cantilever Wings Having a Sweptback Angle of 45° and an Aspect Ratio 4.0	1965年12月 中井暎一, 高木俊朗 安藤泰勝
TR-99	計器のよみやすさに関する研究 A Study of Dial Legibility	1966年2月 三好範子, 岡部正典 石川澄子
TR-100	回転翼の線形理論(III) —揚力線の方程式の解法— Linearized Aerodynamic Theory of Rotor Blades(III) —Method for Solving Lifting-Line Equations—	1966年2月 市川輝雄
TR-101	航空機の着氷気象条件について(I) Meteorological Conditions on Aircraft Icing (I)	1966年2月 古閑昌次, 田寺木一 泉日出夫, 太田幹雄 峰岸正勝
TR-102	ロケット胴体をまわる超音速流の一近似解法(II) —迎角のあるとき— An Approximate Calculation for Supersonic Flow Past Bodies of Rocket Vehicles(II) —Linearized Flow with Attack Angle—	1966年3月 谷喬
TR-103T	Basic Considerations for Treating Non-Equilibrium Fluids —A Functional Approach to Non-Equilibrium Statistical Mechanics—	Mar 1966 Iwao Hosokawa
TR-104	翼幅方向に一様な揚力分布をもつ三次元後退翼のそり	1966年4月 河崎俊夫, 海老原正夫

The Camber Distribution of a Spanwise Uniformly Loaded Subsonic wing

TR-105 バイロットの心理的負担に関する研究(I)
—操縦時の脈拍と呼吸の変化—
A Psychological Study on the Mental Stress of Pilots(I)
—Pulse and Respiratory Rate During Flight—

TR-106 遷音速における操縦面の逆効き
On Reversal of Effectiveness of Control Surfaces in Transonic Flow

TR-107 円錐型電磁衝撃波管内の流れ
Ionized Flow in a Conical Shock Tube

TR-90T The Shape of Mechanical Hysteresis Loop, Its Deformation Due to Stress Repetition and Resulting Increase in Flow Stress (Part 1. Experiment, Part 2. Theory for Torsion)

TR-108 二次元遷音速衝動タービン翼列の一実験
Some High-Speed Tests on Impulse Turbine Cascades

TR-109 大型空気エゼクタの研究
A Study on the Large-Scale Air Ejector

TR-110 電磁流体の非粘性境界層
Some Investigations on Inviscid Boundary Layer of Magnetohydro-dynamics

TR-111T An Asymptotic Solution of the Nonlinear Equations of Motion of an Airplane

TR-112 圧縮性と壁形状を考慮した軸流ターボ機械の作動
円盤理論(II)
—円周速度のある流れ—
A Theoretical Investigation of the Compressible Flow Through the Axial Turbo-Machines(II)
—Swirling Fluids—

TR-113 地面近くでホバリングするヘリコプタ・ロータに関する実験
Experimental Study on the Ground Effect of a Model Helicopter Rotor in Hovering

TR-114 フライイングテストベッドの高度制御システムの検討(I)
Analytical and Simulation Studies on the Height Control System of the Flying Test Bed (I)

TR-115 NAL-16 ロケットの研究試作および飛しょう実験
—D型およびIT型—
Single-Stage Solid Propellant Rocket(NAL-16)
—Design and Flight Experiments—

TR-116 50cm 極超音速風胴の計画と構造
Design and Construction of the 50 cm Hypersonic Wind Tunnel at National Aerospace Laboratory

TR-117 弾性振動方程式の差分解に関するエネルギー不等式
Energy Inequalities for the Difference Solutions of Equations of Elastic Vibration

TR-118 高負荷燃焼器の箱形模型による実験
Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models

TR-119 多次元1階準線型双曲方程式の解の在存について
On the Existence of Discontinuous Solutions of the Cauchy Problem for Quasi-Linear First-Order Equations

1966年4月 三好範子, 百名盛之
岡部正典

1966年5月 神谷信彦, 瀬川晋作

1966年5月 松崎利一

June 1966 Fujio NAKANISHI, Yasuo SATO, & Fumio NAGAI

1966年6月 近藤博, 萩原光弘
山崎紀雄, 古川昇

1966年7月 藤井昭一, 五味光男
菅原昇

1966年8月 井上建二

Aug. 1966 Hiroshi ENDO

1966年8月 藤井昭一

1966年8月 幸尾治朗, 岡遠一

1966年8月 武田峻, 甲斐忠夫

1966年8月 ロケット性能研究室

1966年9月 極超音速風胴建設グループ

1966年10月 三好甫

1966年10月 大塚貞吉, 福田廣
相波哲朗

1966年10月 小島清史

TR-120 航技研フライングテストベッドの姿勢制御方式の検討 Analytical and Simulation Studies on the Attitude Control System of the Flying Test Bed	1966 年 11 月 武田 峻, 堀川 勇壮 小川 敏雄, 森 幹彦
TR-121 パルスレシオ変調回路およびその修正回路について Some Circuits for Pulse Ratio Modulation and their Modified Circuits	1966 年 11 月 村上 力
TR-122 失速が起こるような高い迎角で、調和振動する二次元翼に働く空気力に対する半実験的理論 Semi-Empirical Theory to Estimate the Air-forces Acting on the Harmonically Oscillating Two-Dimensional Wing at High Angle of Attack Where Separation Can Occur	1966 年 12 月 磯貝 紘二
TR-123 姿勢制御用空気ジェットノズルの研究 Design and Experimental Study of Air Jet Nozzles for the Attitude Control of VTOL Aircraft	1966 年 12 月 滝沢 直人, 西村 博史 藤枝 郭俊, 田辺 義一 渋谷 昭義
TR-124 FM 多重テレメータの動特性 Dynamic Characteristics of FM Multichannel Telemetering System	1966 年 12 月 新田 慶治, 桜井 善雄 松崎 良継
TR-125T 実験的と計算的結果による超音速フラッタの特徴 Experimental and Calculated Results of Supersonic Flutter Characteristics of a Low Aspect-Ratio Flat-Plate Surfaces	Jan. 1967 Eiichi NAKAI, Toshiro TAKAGI, Koji ISOGAI, Toshiyuki MORITA
TR-126 高負荷燃焼器の箱形模型による実験(Ⅱ) Some Experiments on High Intensity Combustor with Partial Models(Ⅱ)	1967 年 2 月 大塚 貞吉, 福田 廣 相波 哲朗
TR-127 周波数変換による微小回転角の計測 Measurement of Small Rotating Angle by the Frequency Modulation Technique	1967 年 3 月 大月 正男, 鈴木 孝雄 円居 繁治
TR-128 輻射加熱による固体の熱的物性値の測定法 Infra-red Radiation Method of Determining Thermal Diffusivity, Heat Capacity, and Thermal Conductivity of Solid Materials	1967 年 3 月 小川 鎌一
TR-129 金属箔による円管流の熱絶縁 Thermal Insulation of Metal Foil for the Case of Circular Pipe Flow	1967 年 3 月 井上 建二
TR-130T 熱伝達現象による熱的物性値の測定 An Experimental Study of the Melting Phenomena in the Axisymmetric Stagnation Region of Thermally Highly-Conducting Materials	Mar. 1967 Yasuhiko AIHARA
TR-131 風があるときのロケットの運動の近似解析およびランチャ角修正法 An Approximate Analytical Solution for Dispersion of Unguided Rockets Due to Wind with Its Application to the Calculation of Wind Compensation for Launching	1967 年 4 月 毛利 浩
TR-132 軸方向に補強されたパネルの最大軸圧縮力 (近似解) Ultimate Axial Forces of Longitudinally Stiffened Plate Panels	1967 年 4 月 築地 恒夫
TR-133 解離した極超音速流中での Teflon への熱伝達の測定 Measurements of Heat-Transfer to Teflon in Dissociated Hypersonic Flow	1967 年 4 月 野村 茂昭
TR-134 高速単段軸流圧縮機の研究 —二重円弧翼の性能— The Aerodynamic Performance of a Single-Stage Axial-Flow Compressor with Double-Circular-Arc Blades	1967 年 5 月 藤井 昭一, 西脇 英夫 吉田 晃, 五味 光男 武田 克巳, 菅原 昇

TR-135 同軸型電磁衝撃波管の作動機構 Driving Mechanism of an Electric Shock Tube with a Coaxial Gun	1967 年 5 月 松崎利一
TR-136 Nearly-Free-Molecule-Flow におけるオリフィス 型圧力管 Experimental Study of an Orifice-Type Pressure Probe in Nearly-Free-Molecule Flow	1967 年 5 月 恩地瑛, 山本稀義
TR-137 梁, 板結合構造物の振動(I) On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures(I)	1967 年 6 月 越出慎一, 林洋一 塙武敏
TR-138 変厚片持板の静撓みについて Deflection Analysis of Variable Thickness Cantilever Plate	1967 年 7 月 塙武敏, 越出慎一
TR-139 多発動機付ヘリコプタの片発停止時における最適 着陸操作—前進速度 0 の場合— Optimal Vertical Descent Procedure with Partial Power of Multi-Engined Helicopters —The case of Rejected Take-Off—	1967 年 8 月 古茂田真幸
TR-140 流線法によるダクト流れ Streamline-Curvature Approach to Duct-Flow Problems	1967 年 9 月 藤井昭一, 宇野威信
TR-141 マトリクス内力法による半張殻構造の応力解析に ついて Semi-Monocoque Structures Solved Numerically by the Matrix Force Method	1967 年 10 月 川島矩郎
TR-142 動的模擬模型による姿勢のオンオフ制御実験 Experimental Studies on Some On-Off Attitude Control Systems Using a Dynamic Model	1967 年 10 月 横口一雄, 堀川勇壮 村上力, 小川敏雄 真柳光美
TR-143 高負荷燃焼器の一次燃焼領域の研究 Experimental Studies on the Primary Zone of High-Intensity Combustors	1967 年 10 月 大塚貞吉, 鈴木邦男 相波哲朗, 石井浅五郎 広瀬健樹
TR-144 円管流の非定常熱伝達 —第 2 報 薄い壁の場合— Transient Heat Transfer through a Thin Circular Pipe Due to Unsteady Flow in the Pipe	1967 年 11 月 林二誠, 井上建二
TR-145 ロケット用耐熱材料の研究 Study on Heat Insulation Materials for Rocket	1967 年 11 月 古田敏康
TR-146 半導体歪ゲージを用いる小型高感度加速度計の研 究 Study on the Miniature Type Hight Sensitivity Accelerometer Using Semiconductor Strain Gages	1967 年 11 月 田畠淨治, 大坪孔治 滝沢実
TR-147 固体ロケット・モータのノズルにおける熱伝達の 実験的研究 —プロペラント内へ添加されたアルミニウムの 影響— An Experimental Investigation of Heat Transfer in the Nozzle of High-Aluminized Solid Rocket	1968 年 2 月 五代富文, 湯沢克宣 伊藤克弥, 西村久男
TR-148 失速角以上で振動する翼のまわりの流れの観察 —失速フラッタの研究(I)— Optical Observation of the Separated Flow around an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter	1968 年 2 月 中村泰治, 磐貝祐二 江尻宏
TR-149 よどみ点におけるグラファイトのアブレーション の実験的研究 An Experimental Study of the Ablation of Graphite in the Stagnation Region	1968 年 2 月 相原康彦, 野村茂昭 渡辺泰夫

TR-150 強化プラスチックスの熱的物性値について (輻射加熱による測定) The Measurement of Thermal Properties of Reinforced Plastics at Temperatures up to 150°C (Infra-red Radiation Method)	1968年2月 小川鑑一, 野口義男
TR-151 空気力学的加熱の少ない極超音速飛しょう体 Minimum Heat Transfer Body at Hypersonic Speeds	1968年3月 相原康彦
TR-152 二次元二重円弧翼列の遷音速実験 High Speed Tests of Compressor Cascades With Double Circular Arc Blade Sections	1968年3月 近藤博, 萩田光弘 山崎紀雄, 古川昇
TR-153 アーク加熱衝撃波管による物体のまわりの高温気流の研究 Study of High Temperature Flow around Body Using an Arc-Driven Shock Tube	1968年4月 松崎利一, 上瀬千春
TR-154 フライングテストベッドの計画 一本体のシステムデザイン System Design of Flying Test Bed for VTOL Aircraft at National Aerospace Laboratory	1968年5月 新型航空機部
TR-155 遷音速における Control-Surface Buzz に関する研究 An Investigation on Control-Surface Buzz at Transonic Speeds	1968年5月 中村泰治
TR-156 二次元湾曲ジェットの相似構造と乱流混合によぼす曲率の研究 Effects of Curvature on the Similar Structure and Turbulent Mixing of Two-dimensional Curved Jets	1968年5月 遠藤浩
TR-157 電子線密度測定法による低密度極超音速流の実験的研究 Experimental Study of Low Density Hypersonic Flow by Using Electron-Beam Densitometry	1968年6月 和田勇, 曽我國男
TR-158 局所凸線形位相空間内の非線形初期値問題に対する近似について On Approximations for Nonlinear Cauchy Problems in Locally Convex Spaces	1968年6月 小島清史
TR-159 T型結合板の振動 The Vibration of T-Shape Plates Structure	1968年7月 塙武敏, 築地恒夫 越出慎一
TR-160 枠, 板結合構造物の振動(II) On the Natural Vibration of Plate-Beam Combination Structures (II)	1968年8月 塙武敏, 築地恒夫 多田保夫, 越出慎一 林洋一, 日下和夫
TR-161 宇宙飛しょう体の直接式最適誘導法 An Optimal Explicit Guidance Equation for Space Vehicle	1968年8月 新田慶治, 松島弘一 大坪孔治, 志甫徹
TR-162 よどみ点領域での非定常空力加熱の測定 Measurements of Unsteady Aerodynamic Heating at Stagnation Region	1968年9月 野村茂昭
TR-163 双発プロペラ STOL 機の安定操縦性に関する考察 Investigation on the Stability and Control Characteristics of a Twin-propeller STOL Airplane	1968年9月 別府護郎
TR-164 热伝導を考慮した空力加熱による薄肉機体外板の温度上昇とその電気抵抗アナログ回路 Investigation of the Streamwise Heat Conduction Effect on the Transient Aerodynamic Heating of Thin-skinned Bodies by the Resistance Network Analog Method	1968年10月 小川鑑一
TR-165 有限要素法による箱型梁の解析 Applications of the Finite Element Method to Box Beams	1968年11月 三本木茂夫

TR-166 シンバルエンジン駆動用バルブの基礎的解析 Fundamental Analyses of Gimbal-Engine Positioning Hydraulic Control System Made Use of DPF Servovalve	1968 年 11 月 輿石 肇, 烟山茂樹
TR-167 アブレーションによる空力加熱の減少の測定 Measurements of Heat Transfer Reduction by Ablation	1968 年 11 月 野村茂昭
TR-168 角度測定周波数測定併用のトラッキングシステムの計算処理に関する研究 On the Orbit Determination Procedures for the Doppler Frequency Measurement with Angular Measurement Tracking System	1968 年 11 月 鳥海良三, 松本一夫 樋口一雄, 戸川隼人 木村武雄
TR-169 VTOL 機操縦研究設備 Design and Construction of VTOL Flight Simulator System	1968 年 11 月 樋口一雄, 百名盛之 三好範子, 岡部正典 山本六郎, 川原弘靖
TR-170 STOL 機の縦の自動安定制御方式に関する研究 (I) 姿勢制御方式の解析 System Studies on Automatic Longitudinal Stabilization Control Systems for STOL Aircraft. Part 1 Automatic Attitude Control Systems.	1968 年 12 月 堀川勇壮, 森幹彦
TR-171 T Simple Flow Characteristics Across a Strong Shock Wave	Feb. 1969 Kenneth K. Yoshikawa
TR-172 高速における円錐体および三角翼の動安定微係数の測定 Measurement of Dynamic Stability Derivatives Cones and Delta-Wings at High Speed	1969 年 2 月 柳沢三憲
TR-173 T Coupling Effect of Radiative Heat on Convective Heat Transfer	Feb. 1969 Kenneth K. Yoshikawa
TR-174 Navier-Stokes 方程式に対する差分法 Difference Method for Navier-Stokes Equation	1969 年 4 月 三好甫
TR-175 低レイノルズ数における NACA 0012 翼型の失速特性について —失速フラッタの研究(II)— Stalling Characteristics of the NACA 0012 Aerofoil Section at Low Reynolds Numbers	1969 年 6 月 中村泰治, 磯貝紘二 江尻宏
TR-176 軸流回転機の翼の振動について (I) 固有振動数, 振動形および振動応力分布 On the Vibration of Axial-flow Turbomachine Blades (I) Natural Frequency, Modes and Vibratory Stress Distribution	1969 年 7 月 宮地敏雄, 星谷昌二 祖父江靖, 綱千三郎 岩部柱相, 武田克巳
TR-177 固体ロケットモータの推力大きさ制御の研究 —特性と小型モータによる実験— Thrust Magnitude Control of Solid Rocket Motors —Characteristics Analysis and Small Motor Test—	1969 年 7 月 五代富文, 湯沢克宜 伊藤克弥, 西村久雄
TR-178 測度最大の可制御領域を与える二次形式評価関数の最適重みマトリクスに対する必要条件 Necessary Conditions for the Optimal Weighting Matrices of Quadratic Performance Index to Maximize the Measure of the Controllable Set	1969 年 7 月 川幡長勝
TR-179 テフロンの非定常アブレーションの測定 Measurements of Transient Ablation of Teflon	1969 年 8 月 野村茂昭
TR-180 鈴鹿山脈付近における乱気流の観測 Measurement and Analysis of Atmospheric Turbulence over the Suzuka Mountain Range	1969 年 8 月 竹内和之, 小野幸一 山根皓三郎, 岡遠一 外崎得雄

- TR-181 振動翼における表面非定常圧力の測定
—失速フラッタの研究(III)—
Unsteady Surface Pressure on an Oscillating Aerofoil at High Mean Angles of Attack with Special Reference to Stall Flutter
- TR-182 点束縛のある板の振動について
On the Natural Vibration of Plates Restrained at Several Points
- TR-183 軸流圧縮機動翼取付部の強度についての実験的研究
—隙間のあるピン接合部—
Experimental Investigation of Strength of Axial Flow Compressor Blade Root
—Pin Joint Lug having Clearance between Pin and Pin Hole—
- TR-184T An Improved Method of Designing and Calculating the Minimal Wave Drag Configuration by Supersonic and Mament-of-Area Rules
- TR-185 FRP ロケットノーズコンの赤外線輻射による加熱実験
Thermal Characteristics of FRP Rocket Nosecone
- TR-186 ロケット搭載用伝送線路型アンテナの解析
The Analysis on Transmission-line Rocket Antennas
- TR-187 ホール効果を用いた地磁気式姿勢計の研究
A Magnetic Attitude Measuring Instrument Applying the Hall Effect
- TR-188 浮動型1自由度積分ジャイロの不等弾性誤差
Analysis of Anisoelastic Errors of a Floating Single-Degree-of-Freedom Integrating Gyro
- TR-189 誘導制御を含んだロケットの運動のハイブリッドシミュレーション
The Hybrid Simulation of Guided and Controlled Flight of Rocket
- TR-190 超音速における鈍い物体の干渉
Interaction of Blunt Bodies in Supersonic Flow
- TR-191 Nearly-Free-Molecule-Flow の物体の抵抗
Drag Measurement in Nearly-Free-Molecule-Flow Regime
- TR-192T Transient Couette Flow of Rarefied Binary Gas Mixtures
- TR-193 サーボ弁の非線形流量特性を考慮した油圧サーボ系のシミュレーション研究
Simulation Study of Hydraulic Servo System with Consideration of non-linear flow characteristic of Servo Valve
- TR-194 直接式誘導法を用いた誘導システムの誤差
—観測および制御システムの誤差の影響—
Guidance Errors
—The Effects of the Navigation and Control Systems on the Guided Trajectories—
- TR-195 箱型主翼構造模型のひずみ分布とたわみに関する計算と実験
Results of Strains and Deflection Measurements Carried out on Model Wings and their Comparison with Calculated Results
- TR-196 回転式動安定測定装置による遷音速試験
Dynamic Stability Test in Transonic Wind Tunnel Rotary System
- 1969年8月 中村泰治, 磯貝紘二
江尻 宏
- 1969年9月 塙武敏, 多田保夫
泉日出夫, 越出慎一
- 1969年9月 池田為治, 山岸崇
- 1969年10月 Kenneth K. Yoshikawa
- 1969年11月 小川鑑一, 遠藤修司
- 1969年12月 田畠淨治, 桜井善雄
三浦雅男, 松崎良繼
塚本憲男
- 1969年12月 木村茂, 田畠淨治
松崎良繼
- 1970年1月 大月正男, 新宮博公
田畠淨治, 鈴木孝雄
円居繁治
- 1970年1月 奥石肇, 中正夫
森英彦, 大石晃
冠昭夫, 本間幸造
- 1970年2月 谷喬, 河本巖
榎原盛三, 野田順一
- 1970年2月 恩地瑛, 山本稀義
- Mar. 1970 Katsuhisa Koura
- 1970年3月 奥石肇, 鈴木崇弘
中村光義
- 1970年5月 松島弘一, 新田慶治
大坪孔治, 志甫徹
- 1970年5月 久能和夫
- 1970年5月 小橋安次郎, 河野長正
西武徳, 宮沢政文

TR-197T Wind Tunnel Investigations of the STOL Airplane, with Attention to the Relations between the Aerodynamic Characteristics and their Wake Structure	May. 1970	Norio Inumaru Kiyomi Kitamura Nagakatsu Kawahata Hitoshi Takahashi Tomoaki Suzuki
TR-198 低マッハ数における翼型の翼型抗力の計算 A Calculation of the Profile Drag of Airfoils at Low Mach Numbers	1970 年 5 月	河崎俊夫, 石田洋治
TR-199 鈍い頭部を有する円筒物体まわりの超音速流れ Supersonic Flow Fields around Cylindrical Bodies with Blunt Nose	1970 年 6 月	河本巖
TR-200 フライングテストベッドの高度制御システムの検討 (II) シミュレーションによる二、三の問題点の検討 Analytical and Simulation Studies on the Height Control System of Flying Test Bed (II) On Some Problems	1970 年 6 月	堀川勇壮, 甲斐忠夫
TR-201 FA-200 改機の風洞試験 (III) 地面効果 Low Speed Wind Tunnel Test of The FA-200-XSAirplane Model Influenced with Ground Effect	1970 年 7 月	広末健一, 高橋宏 小野孝次, 桑野尚明
TR-202 過酸化水素分解ロケットモータの実験 The Experimental Investigation of Monopropellant Hydrogen Peroxide Reactor	1970 年 7 月	清水昭紀, 種村利春
TR-203 固体ロケット・多分力テストスタンドの精度について On the Accuracy of the Multi-Component Test Stand	1970 年 7 月	石井進一, 山田晃 鎮西信夫, 引地豊三 工藤賢司
TR-204 ジェットエンジン燃焼器の燃焼性能の研究 Investigation of Combustion Performance of Turbojet Combustor	1970 年 7 月	大塚貞吉, 堀内正司 本間幸吉,
TR-205 差分法による 2 次元非定常ノズル流の数値計算 Finite Difference Calculations of Two-dimensional Nonsteady Nozzle Flows	1970 年 8 月	石黒登美子
TR-206 航空機の横操縦を行なう人間の動特性についてのシミュレータ実験 (1 自由度の場合) A Simulator Experiment to Investigate the Human Behavior in Tracking Tasks	1970 年 8 月	別府護郎, 坂井紀穂 吉田純一
TR-207 境界層内圧力変動による板の振動解析 (I) —周辺単純支持板— Response Analysis of the Simply Supported Plate to Boundary Layer Pressure Fluctuations.	1970 年 9 月	藤森義典
TR-208 ガスタービン燃焼器 Gas Turbine Combustors	1970 年 9 月	鈴木邦男, 田丸卓 堀内正司, 斎藤隆
TR-209 フライングテストベッド用偏向ジェットパイプの模型実験 Model Test on Deflected Jet Pipes of NAL Flying Test Bed	1970 年 10 月	田辺義一

航空宇宙技術研究所報告210号

昭和45年6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

電話武藏野三鷹(0422)44-9171(代表) 通182

印刷所 株式会社 東京プレス

東京都板橋区桜川 2~27~12
