

# 航空宇宙技術研究所資料

TM-38

AGARD—A 標準模型の超音速三分力試験

高木廣治・斎藤秀夫・石原久蔵

1964 年 6 月

航空宇宙技術研究所

# AGARD—A 標準模型の超音速三分力試験\*

高木廣治\*\*・斎藤秀夫\*\*・石原久蔵\*\*

## § 1 緒 言

航空宇宙技術研究所の 1m×1m 吹出式超音速風洞の検定のプログラムの 1 部として 1963 年 3 月 AGARD 標準模型 B の三分力試験<sup>1)</sup>を行なったが、これに引き続き AGARD 標準模型 A による試験を 1964 年 1～2 月に行なったのでその試験結果を示す。模型は尾翼なしの胴体単独模型および飛行試験結果との比較を行なうための尾翼・胴体結合模型の 2 種類について行なった。

三分力は、尾翼付模型については迎角範囲  $\pm 10^\circ$ 、胴体単独模型については  $-2^\circ \sim +8^\circ$  の間において、また、底面圧力は迎角零度において測定を行なった。設定マッハ数は、1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0, の 6 種で、模型胴体実長を基準にとったレイノルズ数は、 $27 \sim 60 \times 10^6$  の範囲である。

尾翼付模型の試験結果は、揚力および縦揺れモーメントは迎角  $4^\circ$  位まで直線的变化を示し、揚力傾斜はマッハ数の増加とともにほとんど直線的に減少する傾向を示した。圧力中心位置はマッハ数の増加とともに直線的に胴体前部に移動した。最小抗力係数については、マッハ数 2.0 でやや高い値を示したが以後マッハ数の増加とともに漸減する傾向を示し、飛行試験および他風洞の実験値と一致した。

次に胴体単独模型については、揚力は迎角  $\pm 1^\circ$  付近から非直線的变化を示し、縦揺れモーメントは  $\pm 4^\circ$  位まで直線的变化を示す。揚力傾斜は諸外国風洞の実験値と良く一致するが推定値よりはじゃっかん高い値を示した。圧力中心位置はマッハ数の増加とともに後方に移動し、他風洞における実験値とはほぼ一致する値を示した。最小抗力係数については、他風洞の実験値と同じ傾向を示したが本実験による値は、マッハ数 3.0 以上でじゃっかん低めにでているように思われる。

## § 2 記 号

$C_D$  : 抗力係数

$C_{Dmin}$  : 最小抗力係数 (揚力および底面抗力零)

$C_{D,b}$  : 底面抗力係数  $-P_b \cdot S_b / S$

$C_{D,\tau}$  : 全抗力係数 (底面抗力を含む)

---

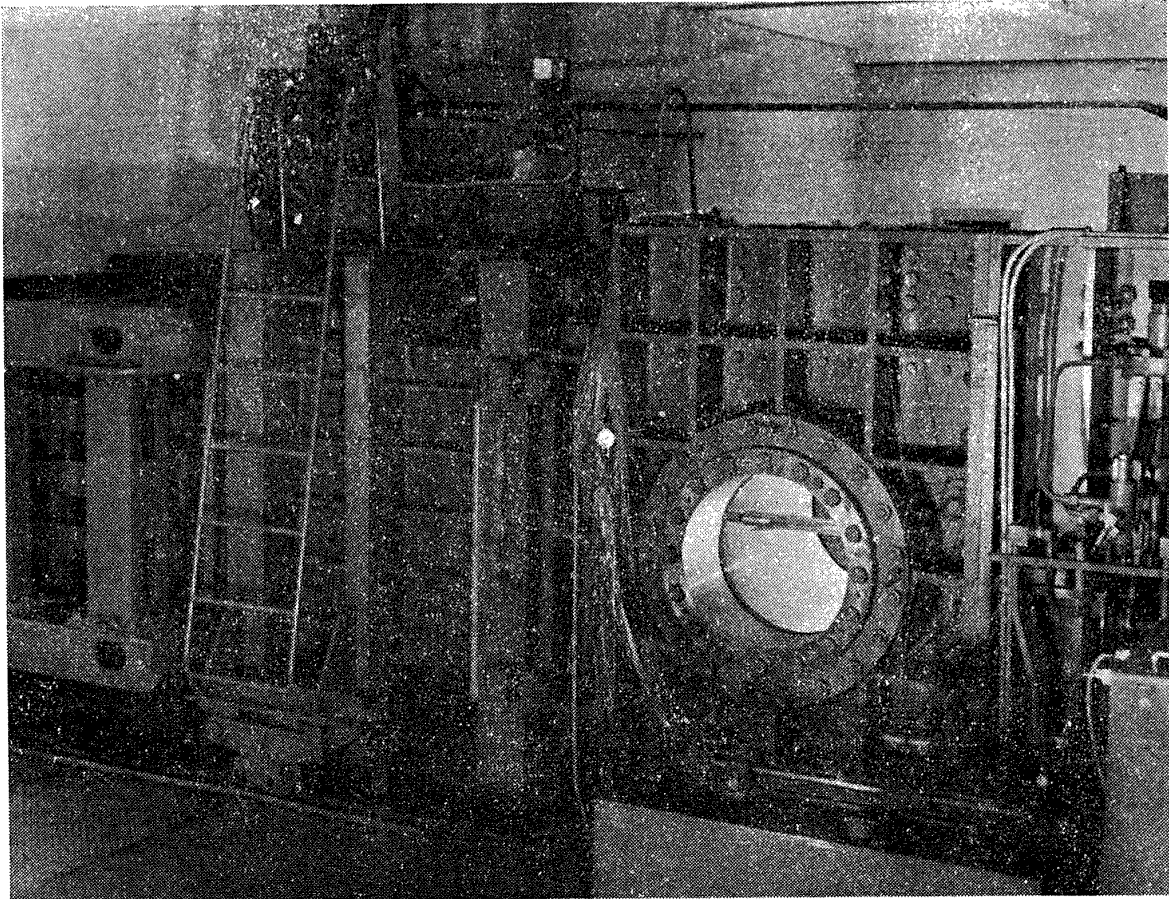
\* 昭和 39 年 5 月 18 日受付

\*\* 空気力学第二部

$C_L$	: 揚力係数	
$C_{L\alpha}$	: 揚力傾斜 $(\partial C_L / \partial \alpha)_{\alpha=0}$	(1/度)
$C_m$	: 縦揺れモーメント係数 (基準点周り)	
$C_{m\alpha}$	: 縦揺れモーメント傾斜 $(\partial C_m / \partial \alpha)_{\alpha=0}$	(1/度)
$c$	: 翼弦長 (前縁に直角に測った長さ)	6.048cm
$d$	: 胴体最大直径 (尖端から $L/2$ の点における直径)	8.0cm
$d_b$	: 胴体底面直径	4.884cm
$d_s$	: スティング直径	3.81cm
$H_{\max}$	: 模型の表面粗さ	( $\mu$ )
$L$	: 模型基準長	120cm
$l$	: 胴体実長 (基準長 $L$ の0.8133倍)	97.596cm
$l_s$	: 模型背後のスティング平行部長さ	10.15cm
$M$	: 一様流のマッハ数	
$N_1$	: 第1垂直力	(kg)
$N_2$	: 第2垂直力	(kg)
$P_b$	: 底面圧力係数	$(p_b - p_s)/q$
$p_b$	: 底面圧力	(kg/cm <sup>2</sup> )
$p_s$	: 一般流の静圧	(kg/cm <sup>2</sup> )
$p_0$	: 集合胴圧力	(kg/cm <sup>2</sup> )
$q$	: 一般流の動圧	(kg/cm <sup>2</sup> )
$R$	: レイノルズ数 (胴体実長基準)	
$r_w$	: $x$ 点における胴体半径	(cm)
$S$	: 基準面積 (胴体最大直径部の断面積)	50.24cm <sup>2</sup>
$S_b$	: 胴体底面面積	18.74cm <sup>2</sup>
$t$	: 最大翼厚	(cm)
$X$	: 軸力	(kg)
$x$	: 胴体尖端からの距離	(cm)
$x/l$	: 胴体尖端から圧力中心までの距離 (胴体実長で表わす)	
$\alpha$	: 迎角	(度)
基準点: 胴体尖端から $L/2$ の点		

### § 3 風洞，模型および計測装置

風洞：

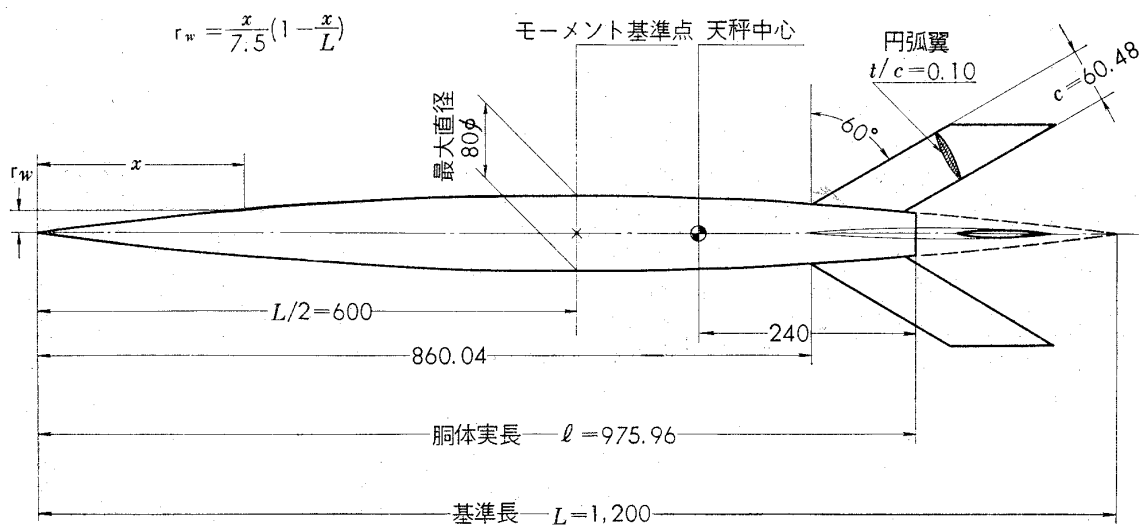


第1図 1m×1m吹出式超音速風洞測定部

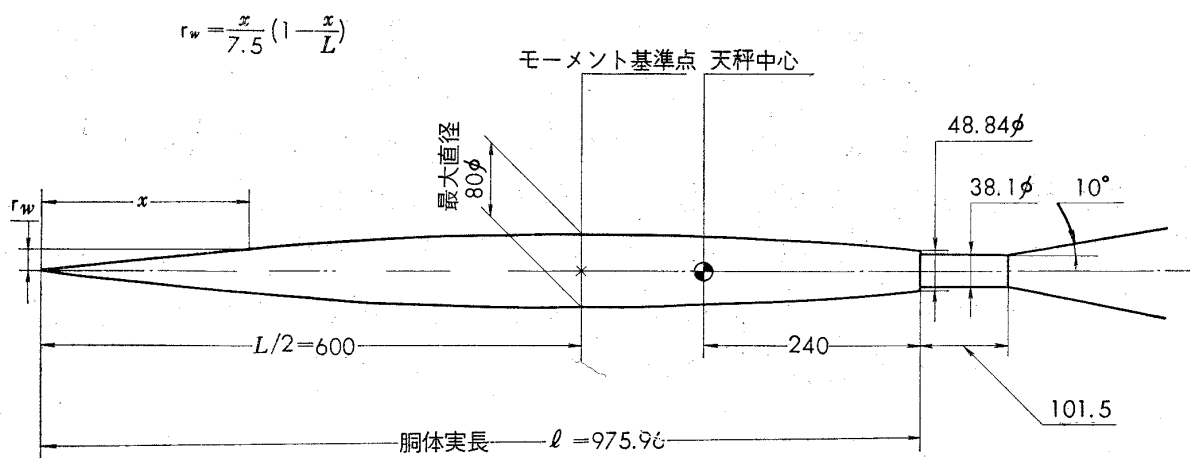
使用風洞は第1図に示す測定部断面 1m×1m の吹出式超音速風洞<sup>2)</sup>で、可撓ノズルの制御によってマッハ数1.4~4.0の間の任意な値で実験が可能である。測定中のレイノルズ数の変化は、主としてよどみ点温度の降下に起因するが、これは貯気槽内にある定温装置によりほぼ無視できる程度におさえられている。また、気流の乱れを減少するため集合胴には4枚の14メッシュのスクリーンを備えている。模型の迎角は  $-10^{\circ} \sim +10^{\circ}$  の間毎秒  $2^{\circ}$  の速度で連続的に変化させ、胴体単独模型の実験の一部は  $-4^{\circ} \sim +8^{\circ}$  の間を3秒間隔で段階的に迎角の変化を行なって実験した。また、変角のさいの模型の回転中心は尖端から 700.2mm において実験を行なった。

模型：

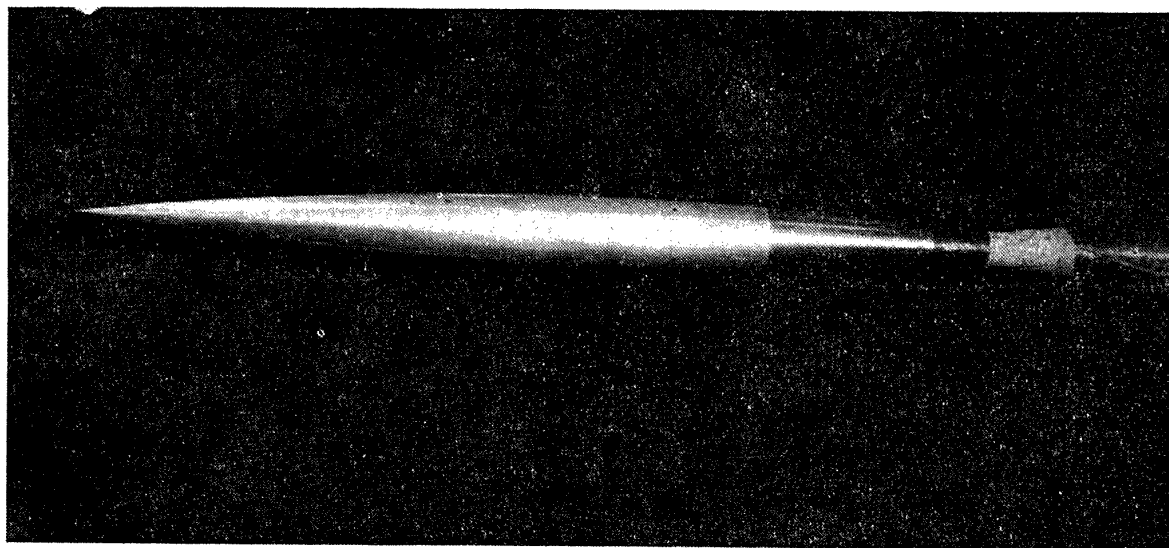
この AGARD-A 標準模型<sup>3)</sup>の形状寸法を第2図 a), b), に、その写真を第3図 a), b), に示す。尾翼は先細比1，後退角 $60^{\circ}$ の10%円弧翼である。胴体は次の二次式で与えられる回転体である。



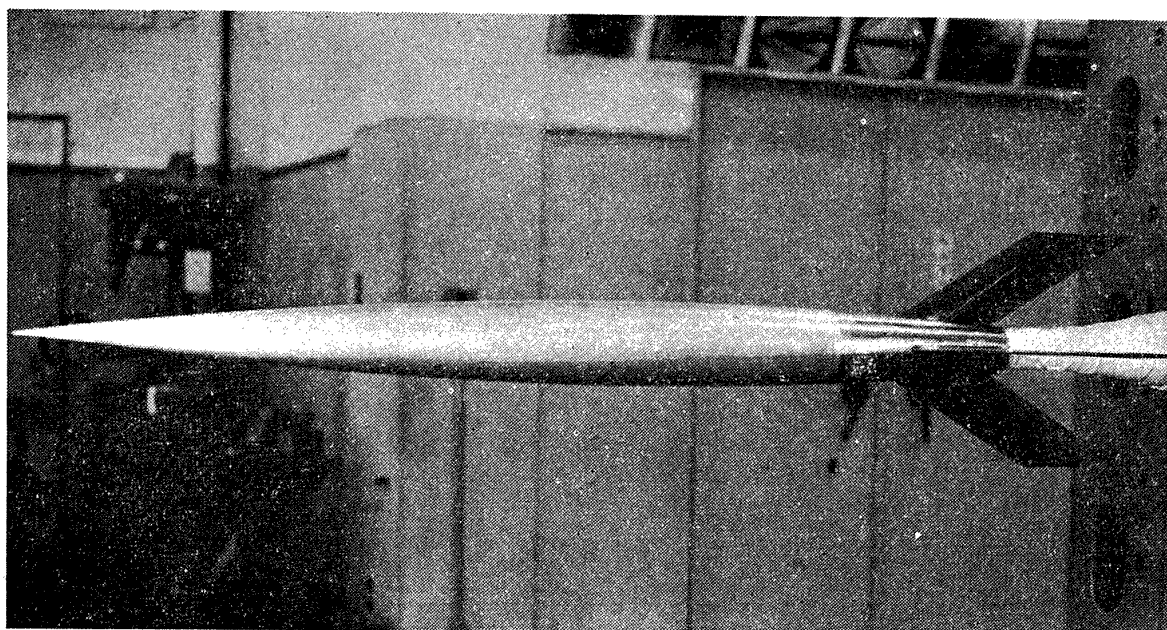
第2図 a) AGARD—A尾翼付模型



第2図 b) AGARD—A胴体単独模型寸法とスティングの関係



第3図 a) AGARD標準模型A (胴体単独)



第3図 b) AGARD標準模型A (尾翼付)

$$r_w = \frac{x}{7.5} \left( 1 - \frac{x}{L} \right)$$

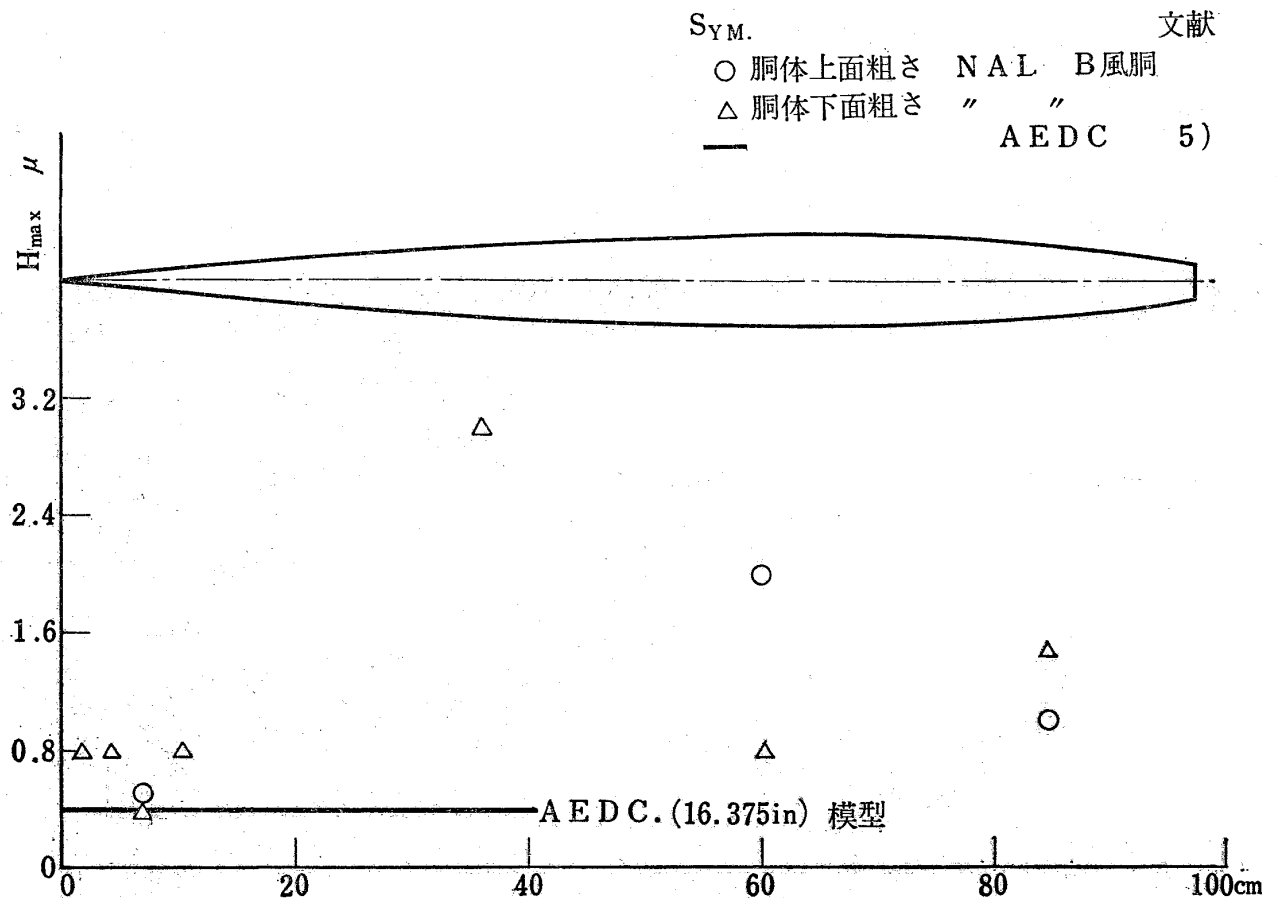
模型の材料は重量の増加を避けて前半部をアルミニウム合金で製作し、後半部はステンレス鋼 (SUS-27)、尾翼は高抗張力のステンレス鋼 (17-4PH) を使用した。

模型の主要寸法およびスティングとの関係寸法は第2図に示したとおりであるが、スティングの直径と模型の底面部の直径の比は  $d_s/d_b=0.78$  で、AGARD の仕様<sup>3)</sup> に示す値0.5と相異なっている。また、模型背後のスティング平行部の長さ<sup>4)</sup>と模型底面の直径の比  $l_s/d_b=2.08$  も AGARD の仕様による値 3.0 と相違している。このために超音速流の中では、模型の底面圧力に相当大きな影響が現われている。

模型の表面粗さの測定結果を第4図に示す。

計測装置：

使用した天秤は、米国 TASK 社製の 1.50MK XV A インターナル・ストレインゲージ・バランスでその容量は次のとおりである。



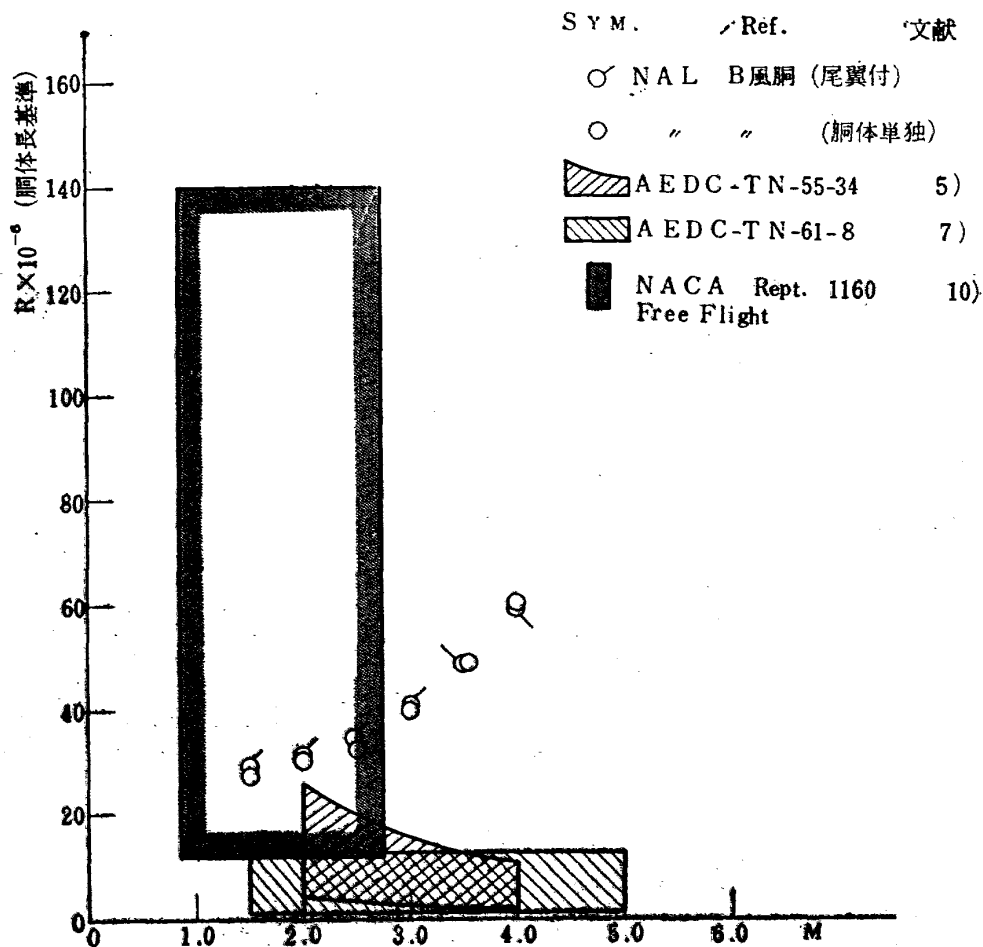
第4図 AGARD-A 胴体表面粗さ測定

第1, 第2	垂直力	各 450kg
第1, 第2	横 力	各 450kg
軸	力	67.5kg

この模型のモーメント基準点は模型の基準長の  $1/2$  すなわち、尖端から  $L/2$  の点にとることが AGARD の仕様<sup>3)</sup>で決められており、天秤の模型への取付中心はそれより後方 13.60cm の位置においた。圧力の計測は集合胴全圧を精密圧力計、(計測範囲  $10\text{kg/cm}^2$ , 精度  $\pm 0.02\text{kg/cm}^2$ ), 測定部静圧および底面圧力は水銀柱と自動平衡計器を併用して測定した。三分力の測定には、アナログデータ処理装置を使用し、それからえた全データは A-D 変換を行なってディジタル型電子計算機 Datatron 205 により演算, 整理された。

## § 4 実 験

実験の設定マッハ数は, 1.5, 2.0, 2.5, 3.0, 3.5, 4.0 の 6 通りで, 胴体実長を基準にとったレイノルズ数を第 5 図に示す。使用空気の露点は約  $-70^\circ\text{C}$  に保持されているので水分の凝結の影響は無視できる。力関係の実験は, 尾翼付模型については迎角  $\pm 10^\circ$  の範囲で行ない, 胴体単独



第5図 AGARD-A 実験 R 数

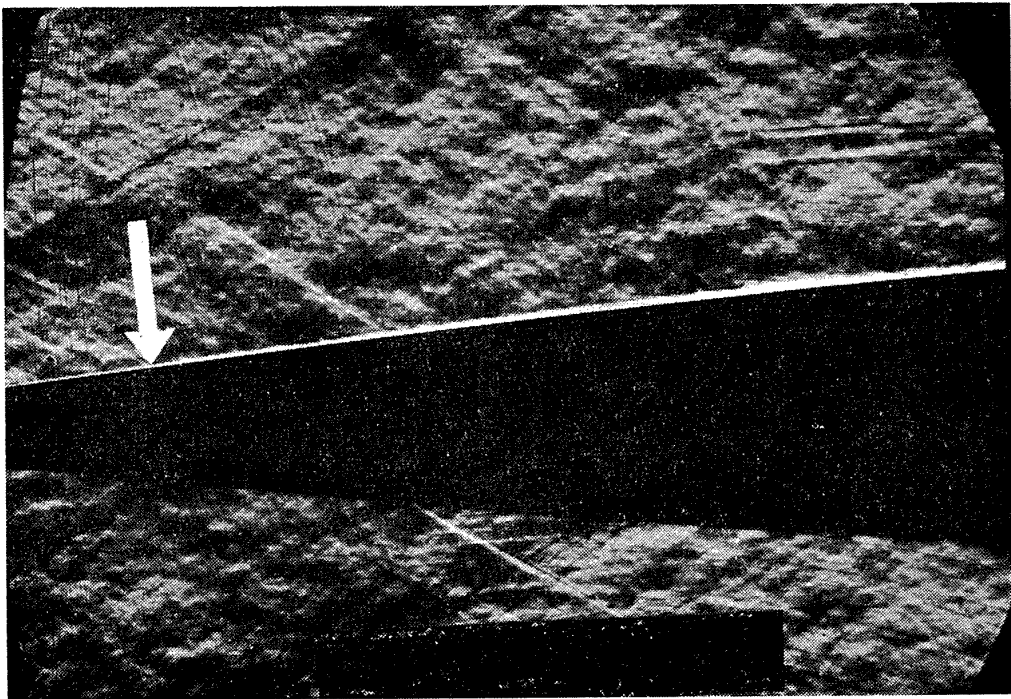


模型の一部は  $-4^{\circ} \sim +8^{\circ}$  の間を  $2^{\circ}$  おきに 3 秒間隔で段階的に迎角の変化を行なって測定した。また、底面圧力は迎角零度で測定した。 $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  の算出には基準面積として胴体最大断面積、すなわち、尖端から  $L/2$  の点における断面積  $S$  を、基準点には胴体尖端から  $L/2$  の点を使用した。第 6 図に示すように、本実験はレイノルズ数が十分に高いので遷移点は胴体尖端部にありほとんど全面乱流と考えて差し支えないので、すべて自然遷移のままで行ない、固定遷移の実験は行なわなかった。

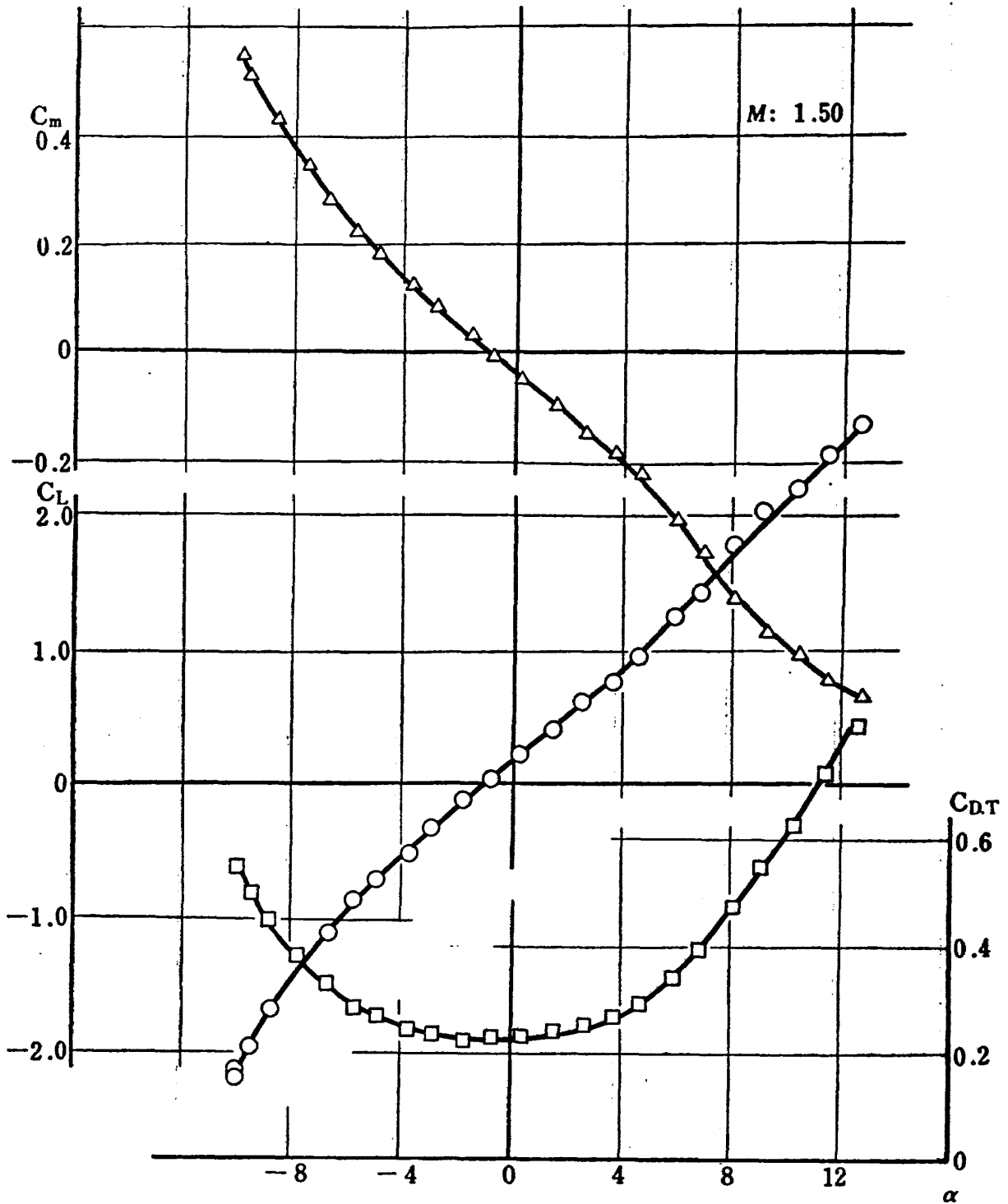
試験の一覧表を表 1 に示す

表 1 AGARD-A 試験一覧表

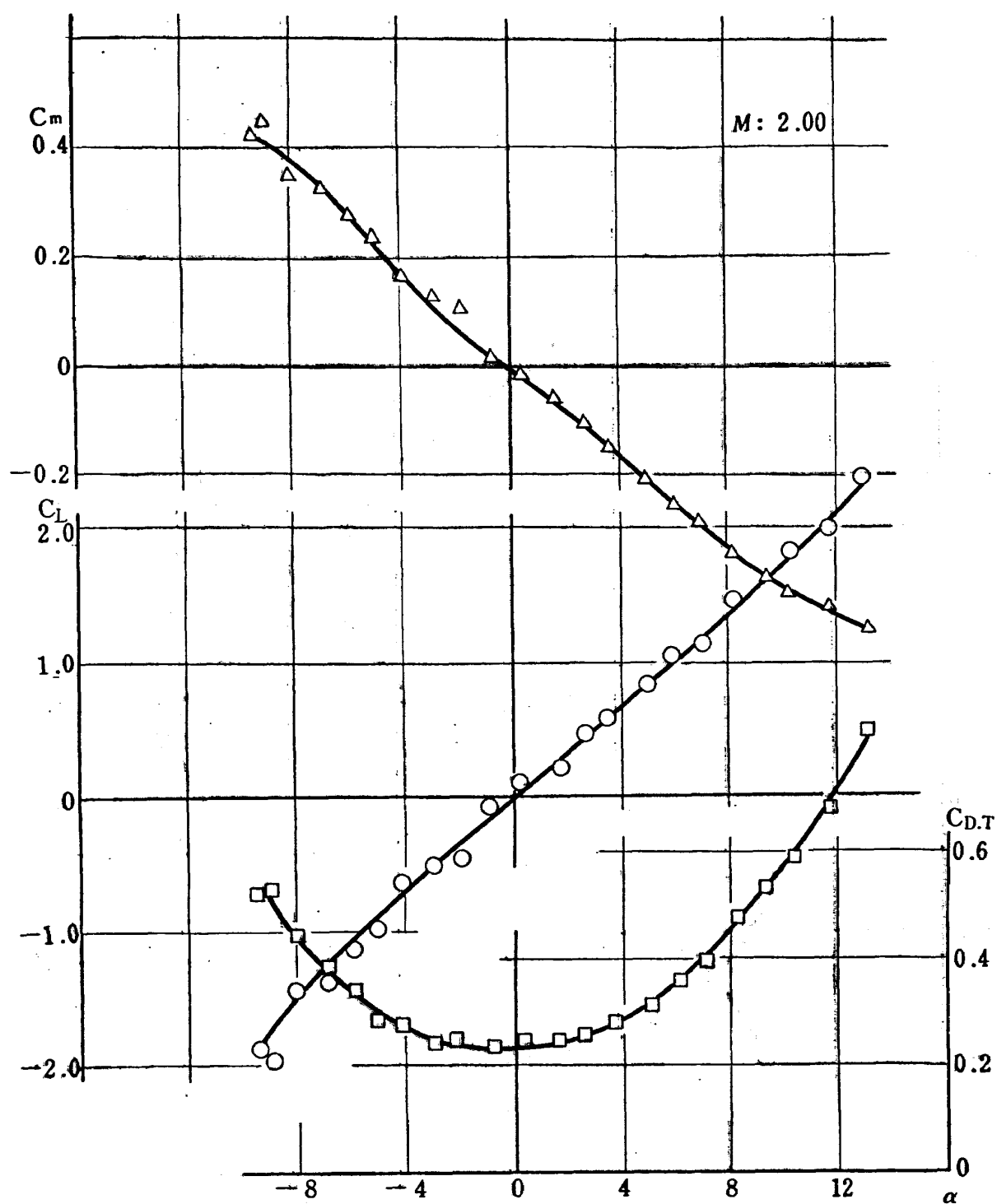
ラン No.	$M$	$P_0$ (kg/cm <sup>2</sup> )a	$q$ (kg/cm <sup>2</sup> )	$R \times 10^{-6}$	$C_{L\alpha}$ 1/deg	$C_{m\alpha}$ 1/deg	$C_{DT \min}$	$C_{Db}$	$C_{D \min}$	備 考
149	1.50	1.81	.777	27.6	.0195	.016	.120	.023	.097	胴体単独模型
263	2.03	2.28	.804	30.4	.025	0.135	.090	.018	.072	$\alpha$ : 階段変化
104	2.43	3.14	.844	33.1	.029	.015	.075	.019	.056	"
264	3.03	4.93	.823	40.7	.034	.0125	.056	0	.056	$\alpha$ : $-10 \sim +10$
265	3.55	7.61	.818	49.0	.038	.012	.0605	-.006	.0665	"
267	4.00	11.79	.869	59.5	.040	.011	.060	.023	.037	$\alpha$ : 階段変化
268	1.50	1.85	.794	29.5	.170	.041	.225	.047	.178	"
270	2.00	2.28	.813	30.8	.165	.036	.0232	.023	.209	尾翼付模型
271	2.48	3.20	.830	34.5	.154	.033	.175	.013	.162	$\alpha$ : $-10 \sim +10$
273	3.06	4.93	.801	41.6	.140	.028	.175	.005	.180	"
274	3.52	7.68	.849	48.8	.115	.021	.130	-.004	.134	"
275	3.99	11.70	.872	59.4	.104	.017	.125	-.012	.137	"



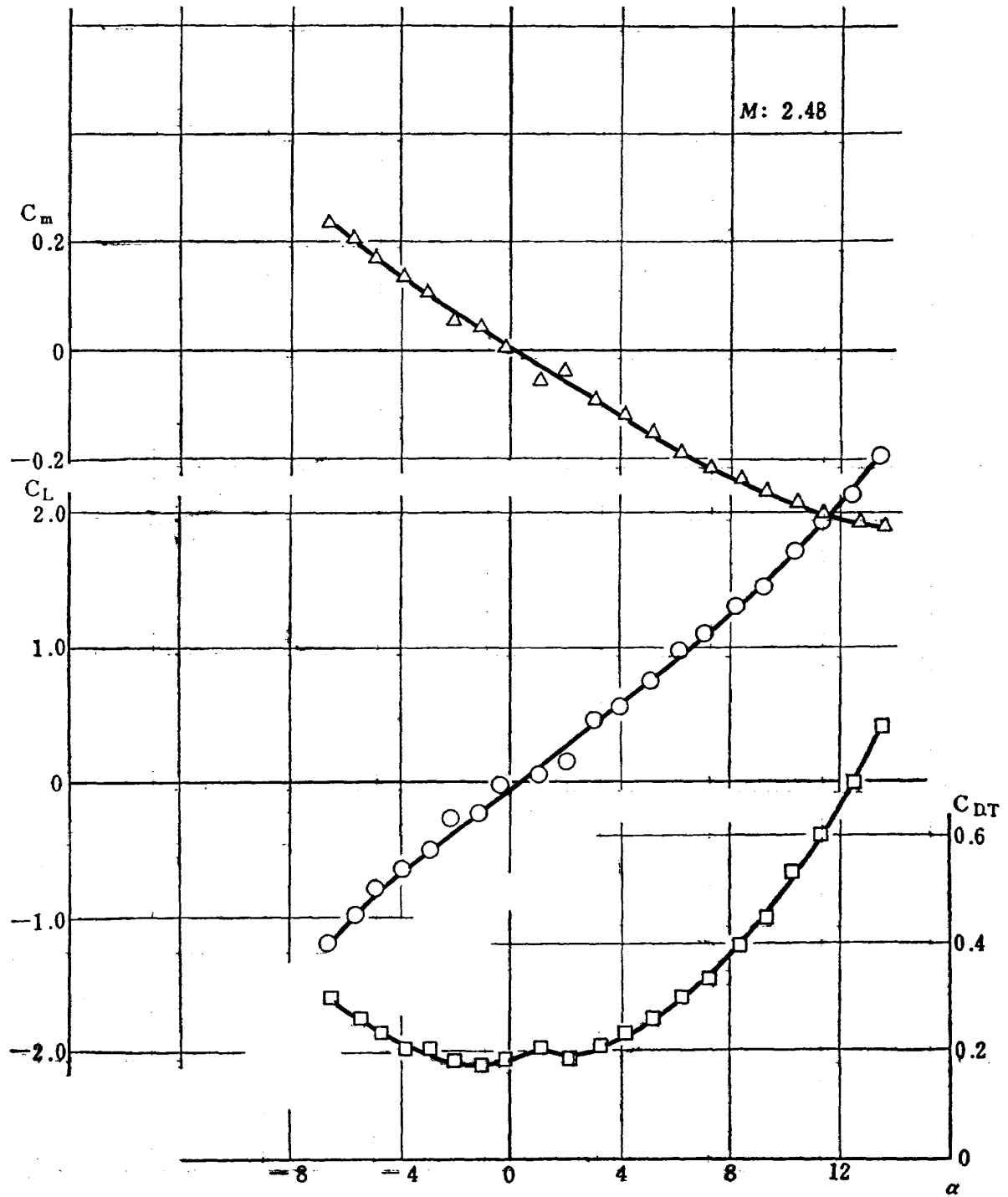
第 6 図 AGARD-A (胴体尖端) シュリーレン写真



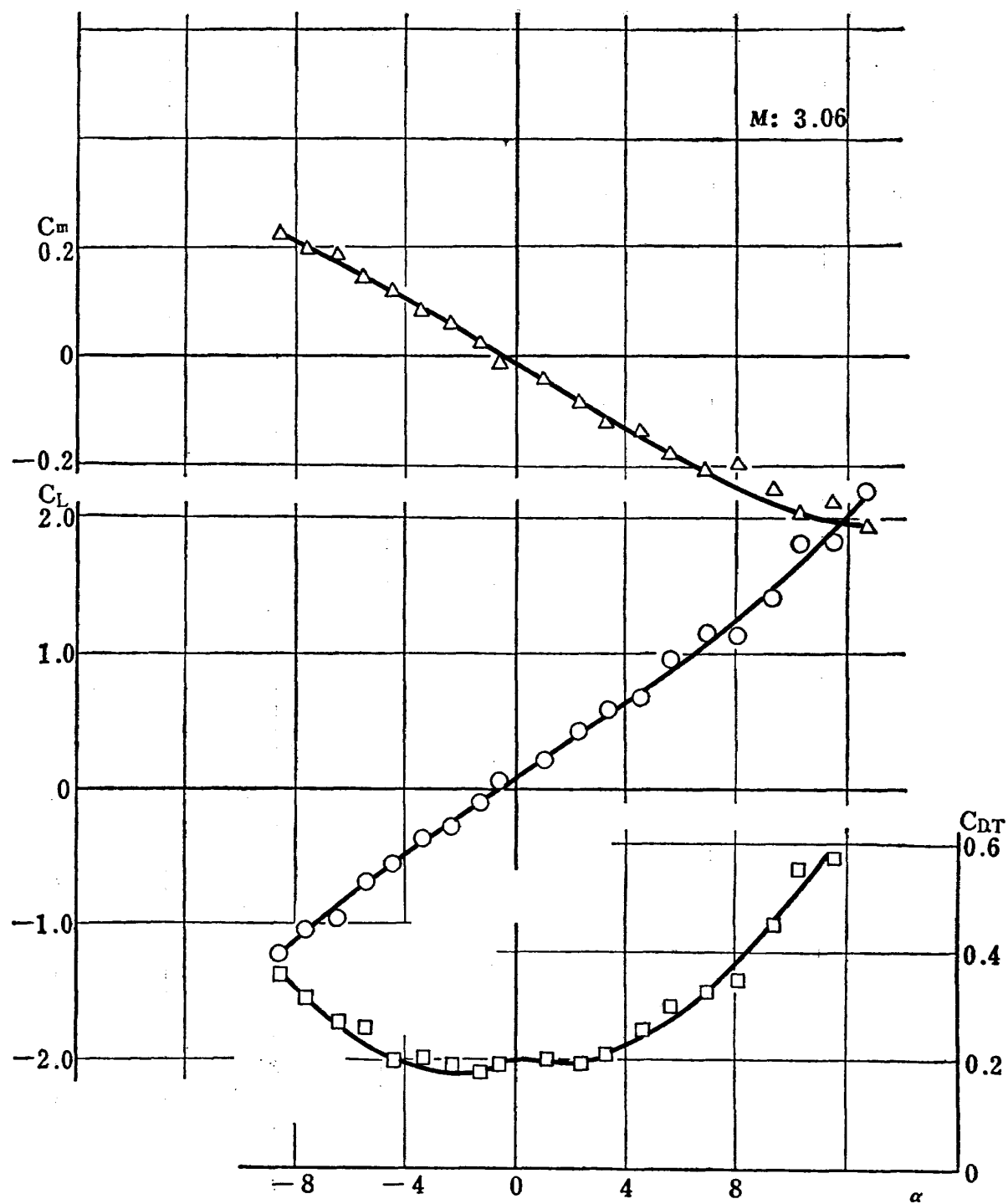
第7図 a) 尾翼付模型 三分力特性曲線



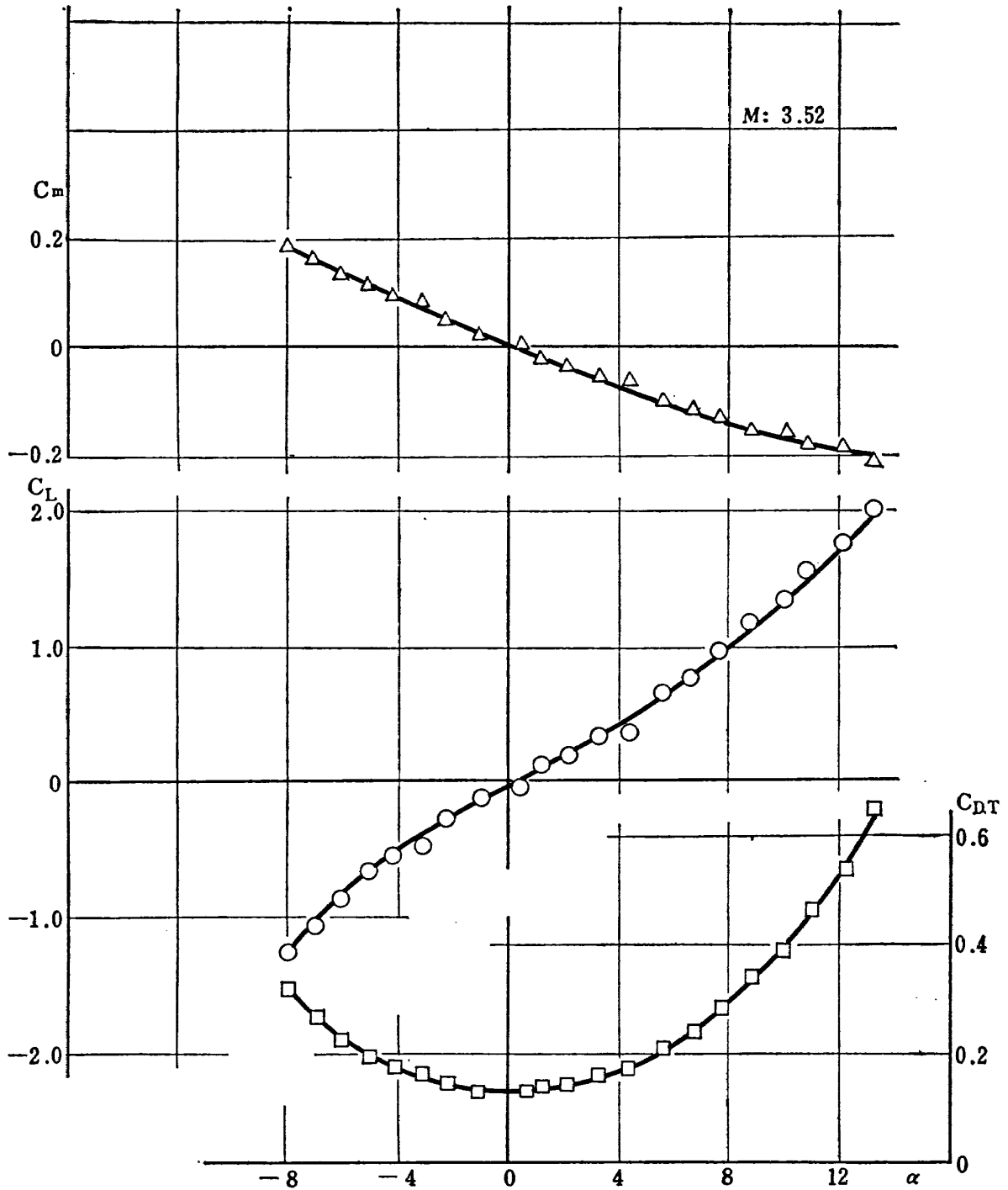
第7図 b) 尾翼付模型 三分力特性曲線



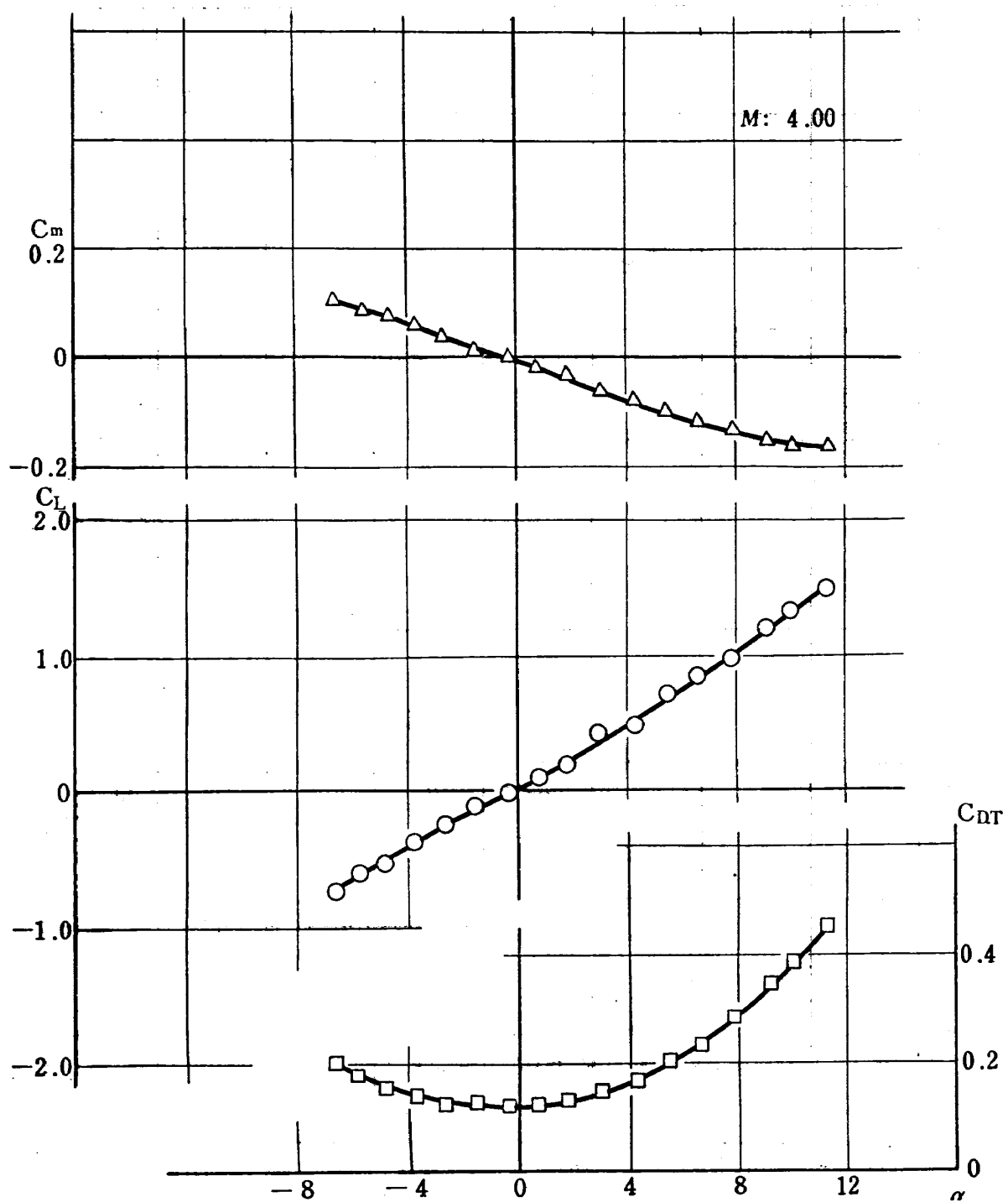
第7図 c) 尾翼付模型 三分力特性曲線



第7図 d) 尾翼付模型 三分力特性曲線

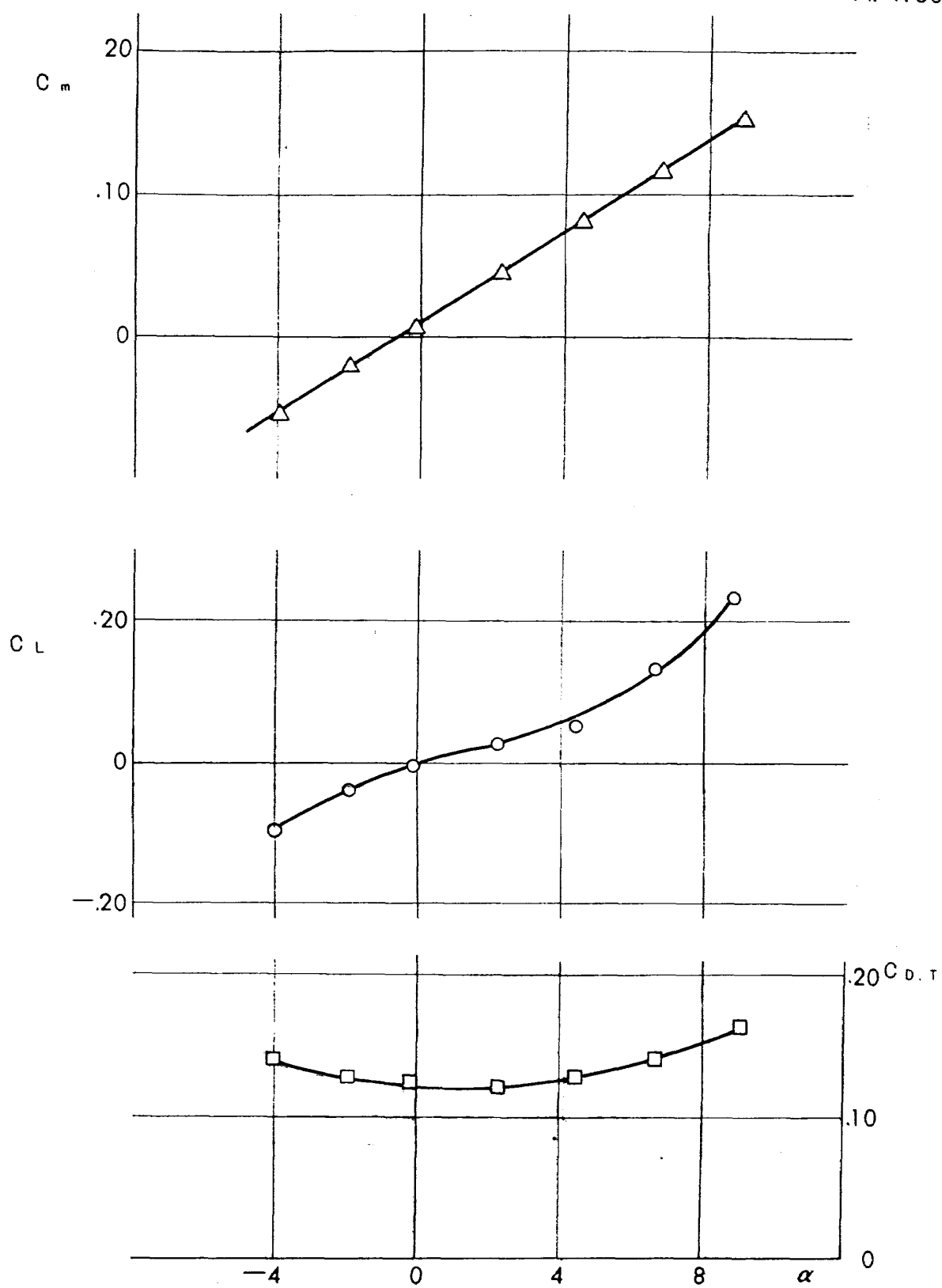


第7図 e) 尾翼付模型 三分力特性曲線



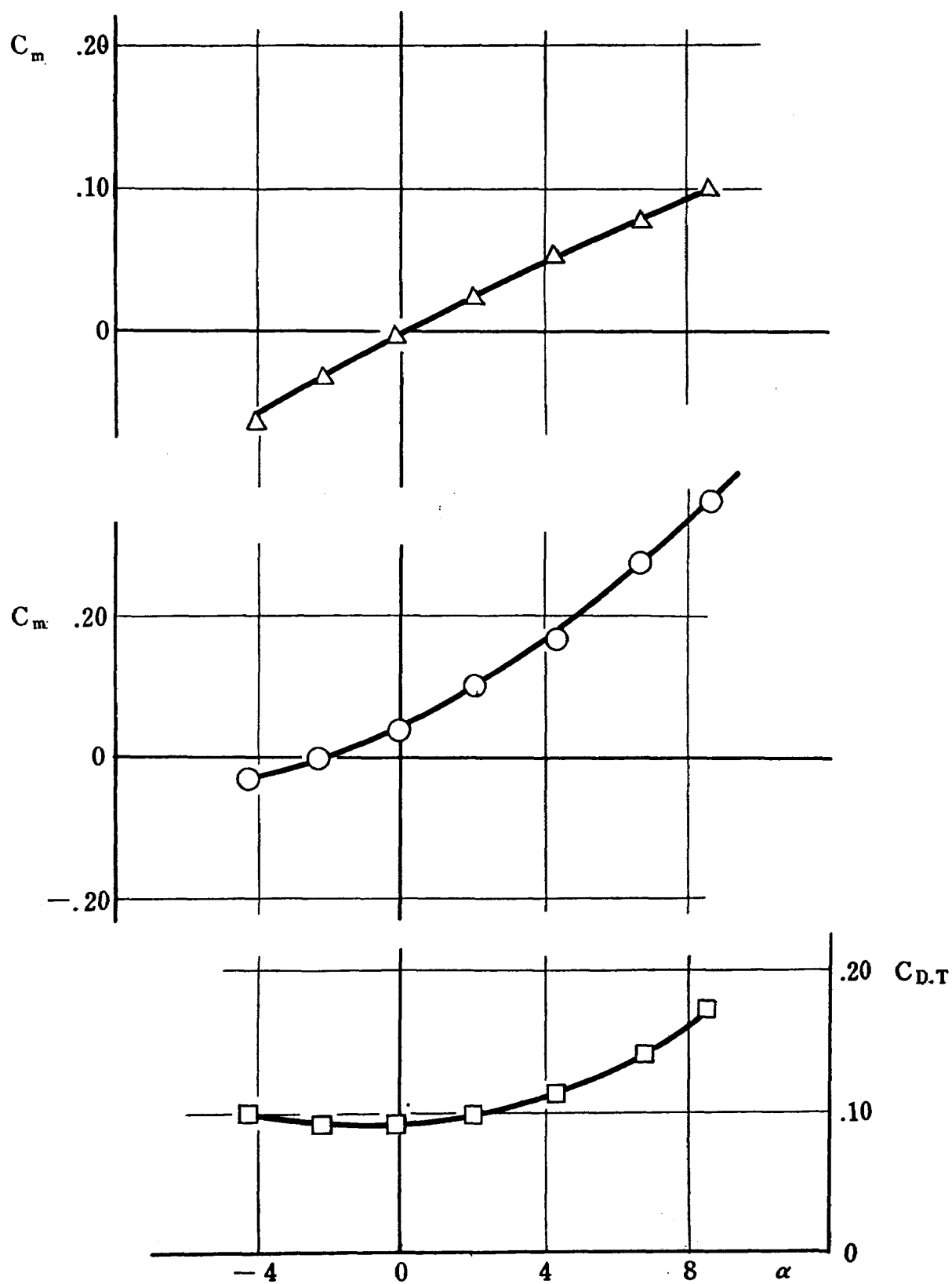
第7図 f) 尾翼付模型 三分力特性曲線

M: 1.50

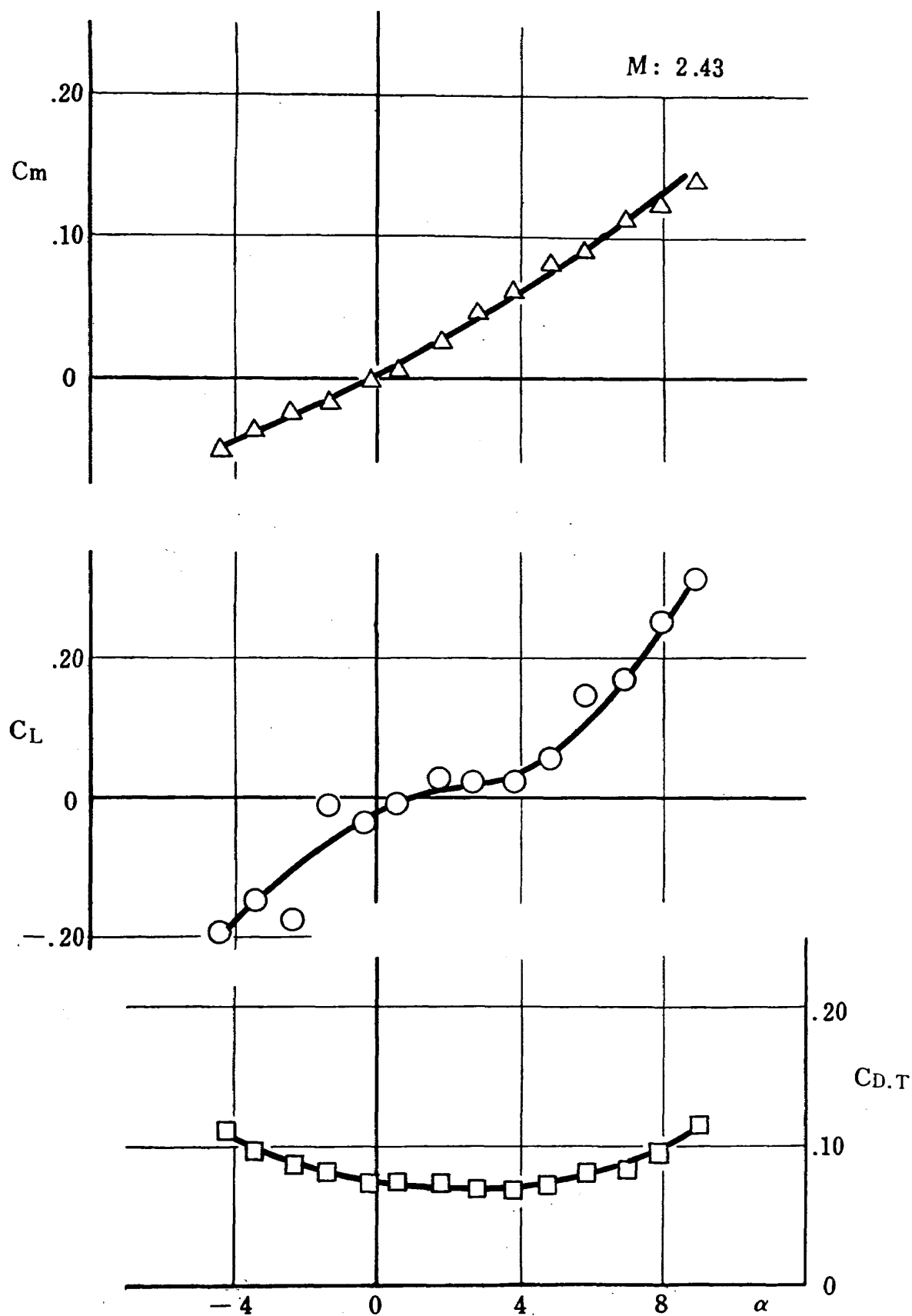


第8図 a) 胴体単独模型 三分力特性曲線

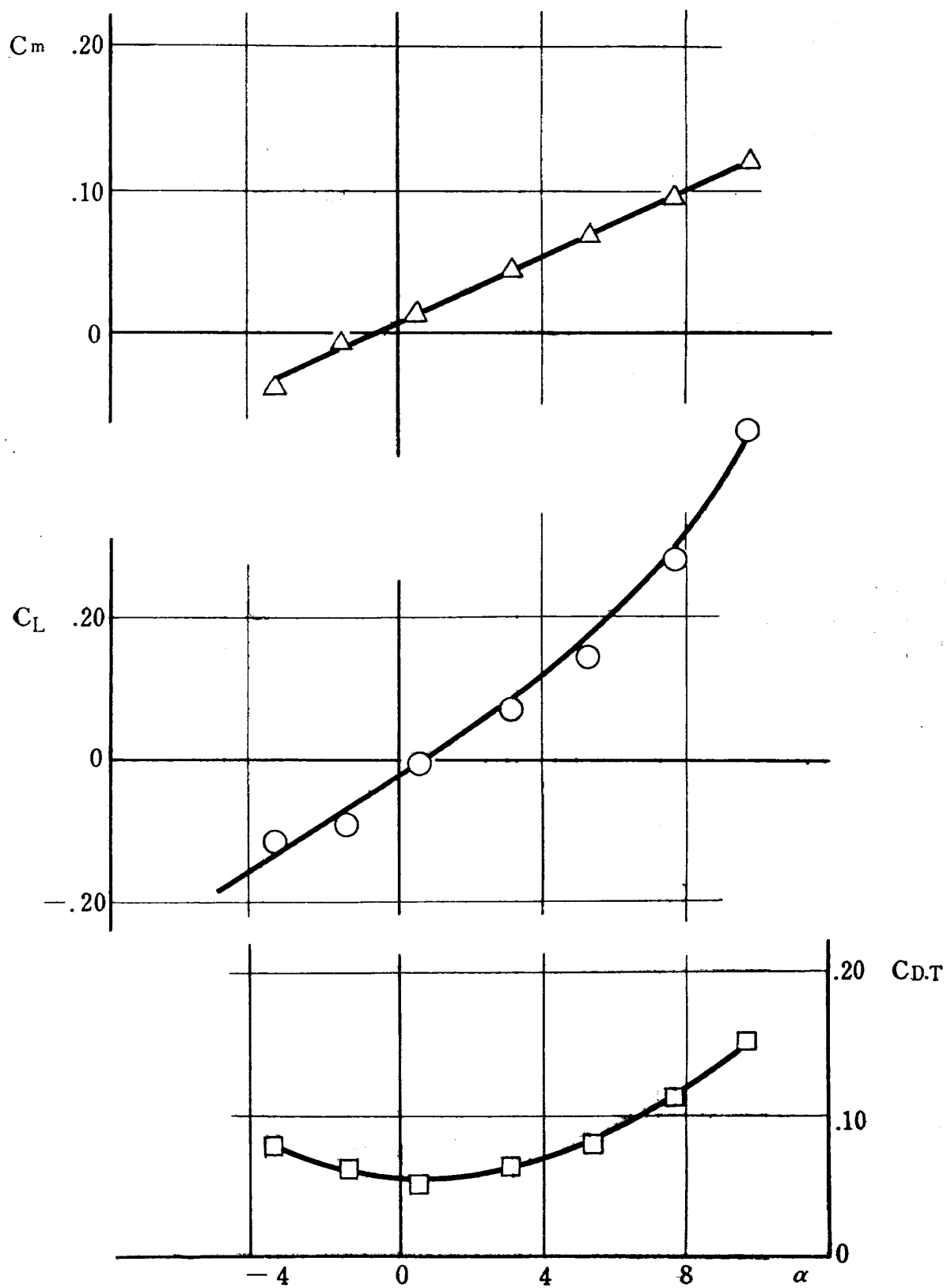


$M: 2.03$ 

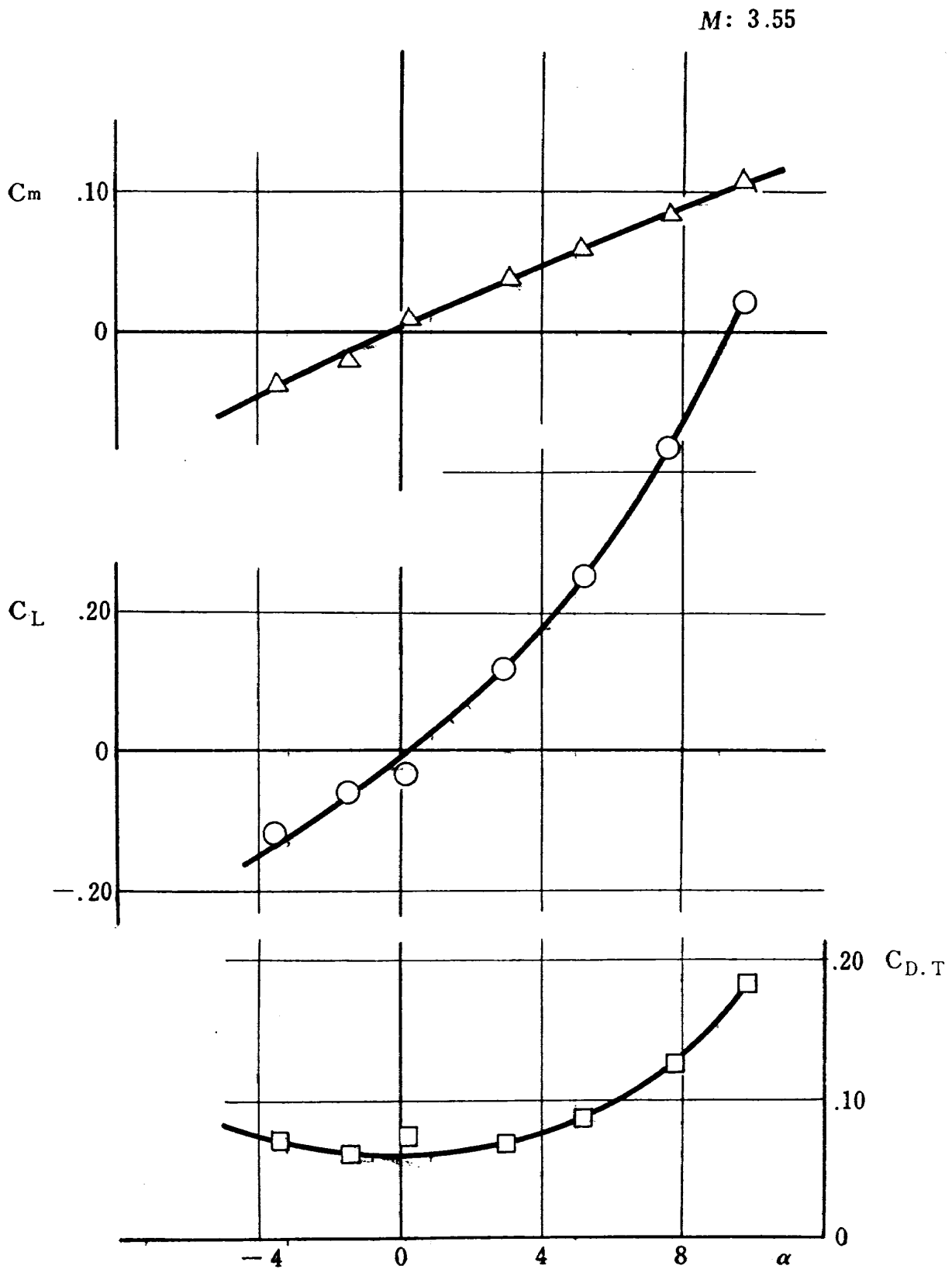
第8図 b) 胴体单独模型 三分力特性曲線



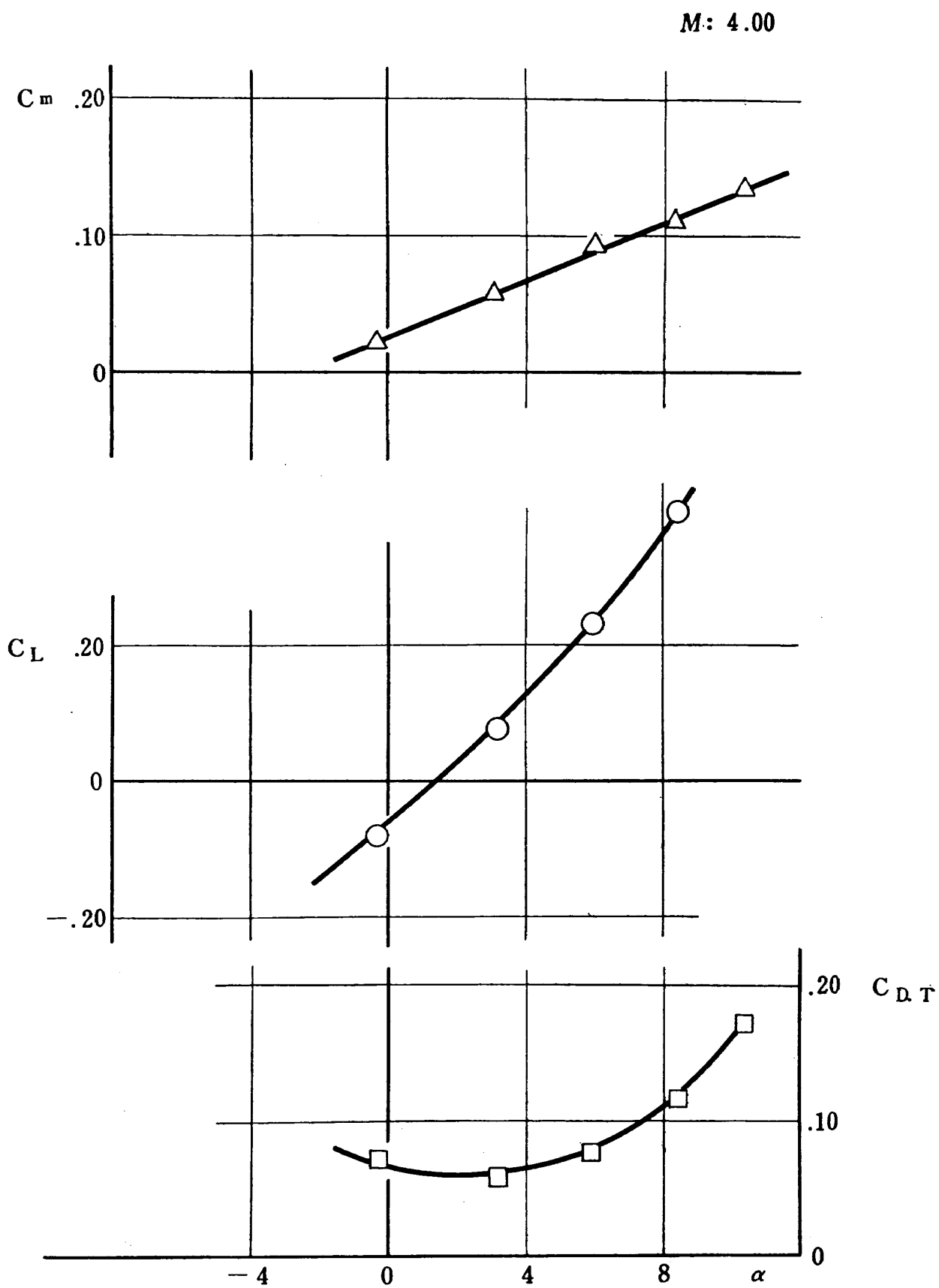
第8図 c) 胴体単独模型 三分力特性曲線

$M:3.03$ 

第8図 d) 胴体単独模型 三分力特性曲線



第8図 e) 胴体単独模型 三分力特性曲線



第8図 f) 胴体单独模型 三分力特性曲線

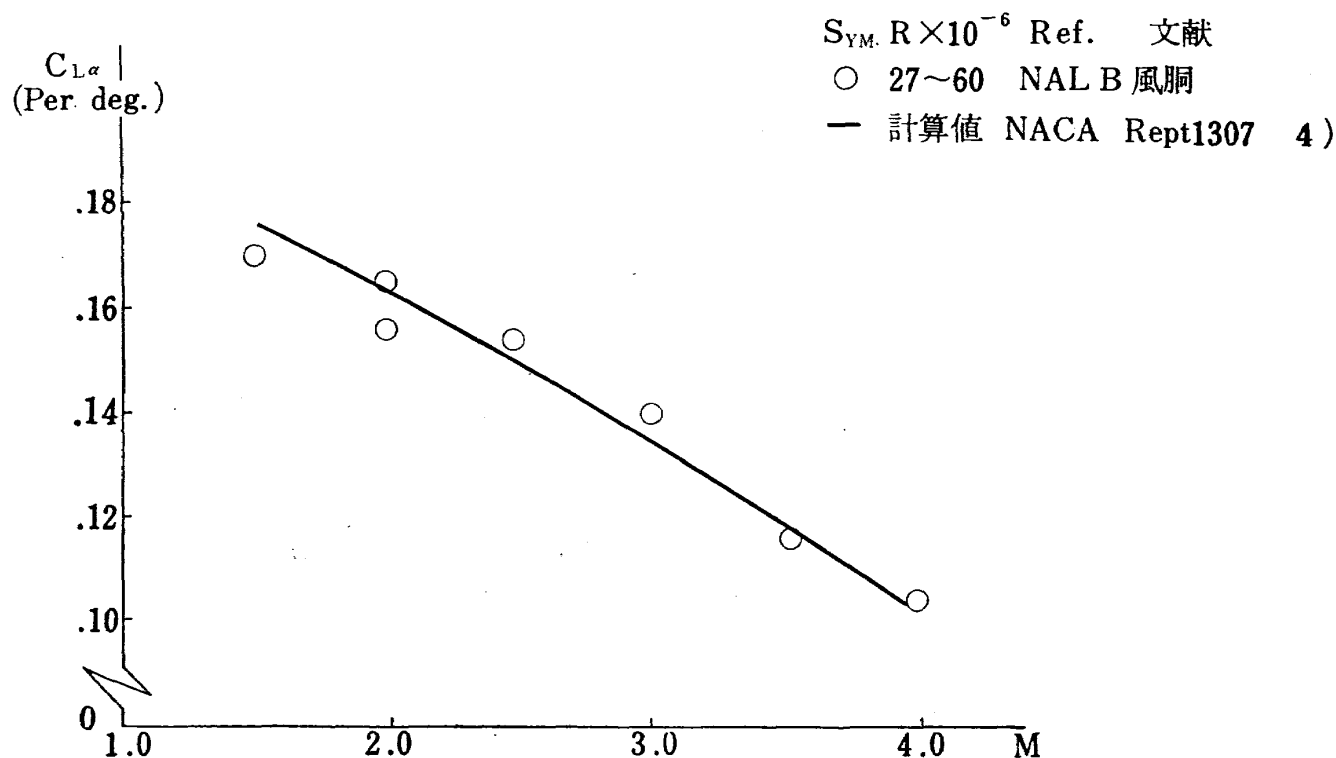
## § 5 結果の検討

第7図 a)～f) にマッハ数 1.5～4.0 における尾翼付模型の迎角による  $C_L$ ,  $C_m$ ,  $C_{D,T}$  の変化を示す。各マッハ数を通じて  $C_L$ ,  $C_m$  とともに迎角  $\pm 4^\circ$  くらいまではほぼ直線的变化を示している。

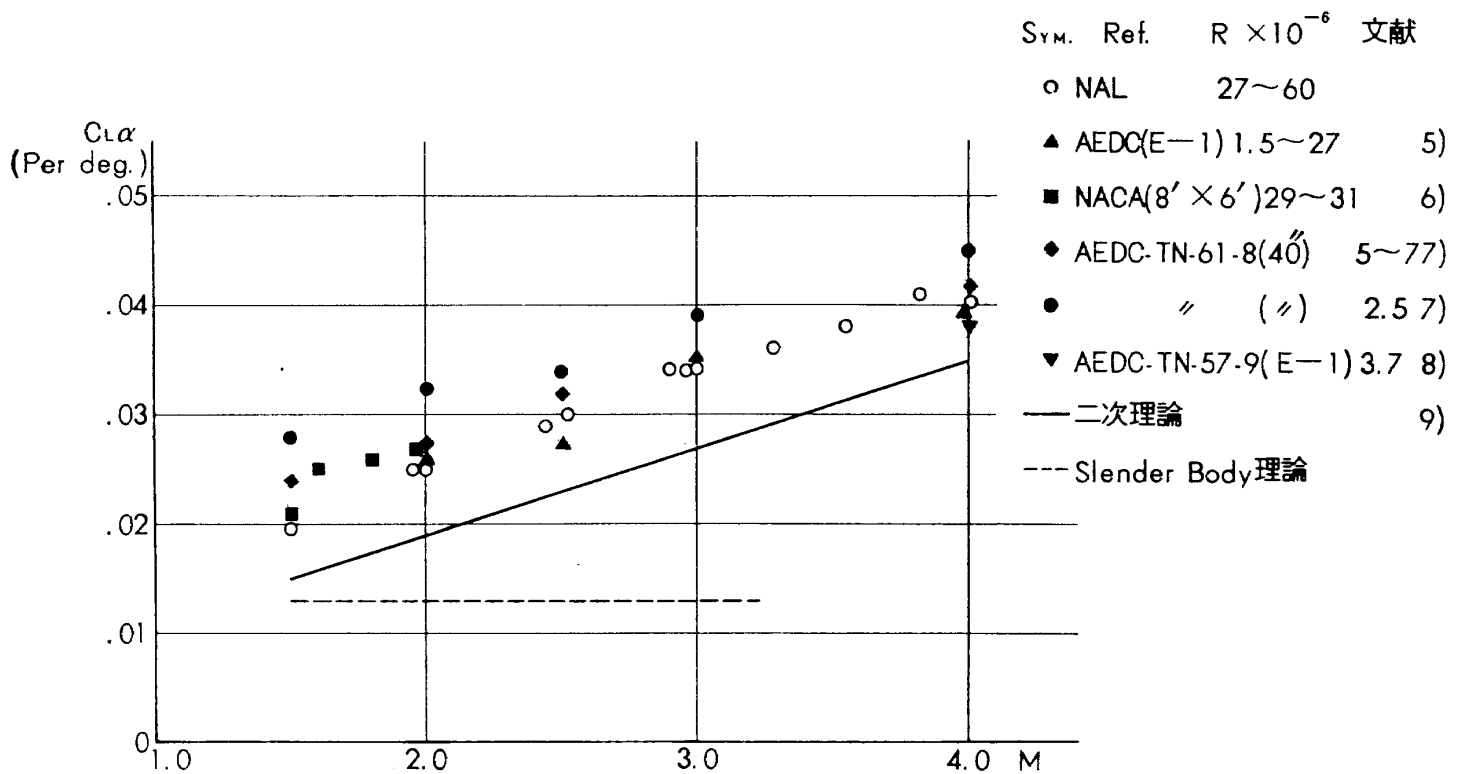
次に第8図 a)～f) にマッハ数 1.5～4.0 における胴体単独模型の迎角による  $C_L$ ,  $C_m$ ,  $C_{D,T}$  の変化を示す。各マッハ数を通じて  $C_m$  は迎角  $\pm 4^\circ$  くらいまではほぼ直線的变化を示すが  $C_L$  は迎角零付近からすでに非直線的变化を示した。

揚力傾斜：

揚力傾斜をマッハ数に対してプロットしたのが第9図 a), b) である。この図 a) の尾翼付模型については他の超音速風洞での実験データが見あたらないので実験値の比較はできないが、推定による計算値<sup>4)</sup>と比較すると非常に良く一致している。また、第9図 b) の胴体単独模型については他の超音速風洞<sup>5)6)7)8)</sup>におけるデータと比較してあるが非常に良い一致を示し、NACA<sup>6)</sup>のレイノルズ数の高い実験値とは特に良く一致している。しかし推定値<sup>9)</sup>と比較すると実験値は全体的に高めの値を示した。



第9図 a) 尾翼付模型  $C_{L\alpha} \sim M$

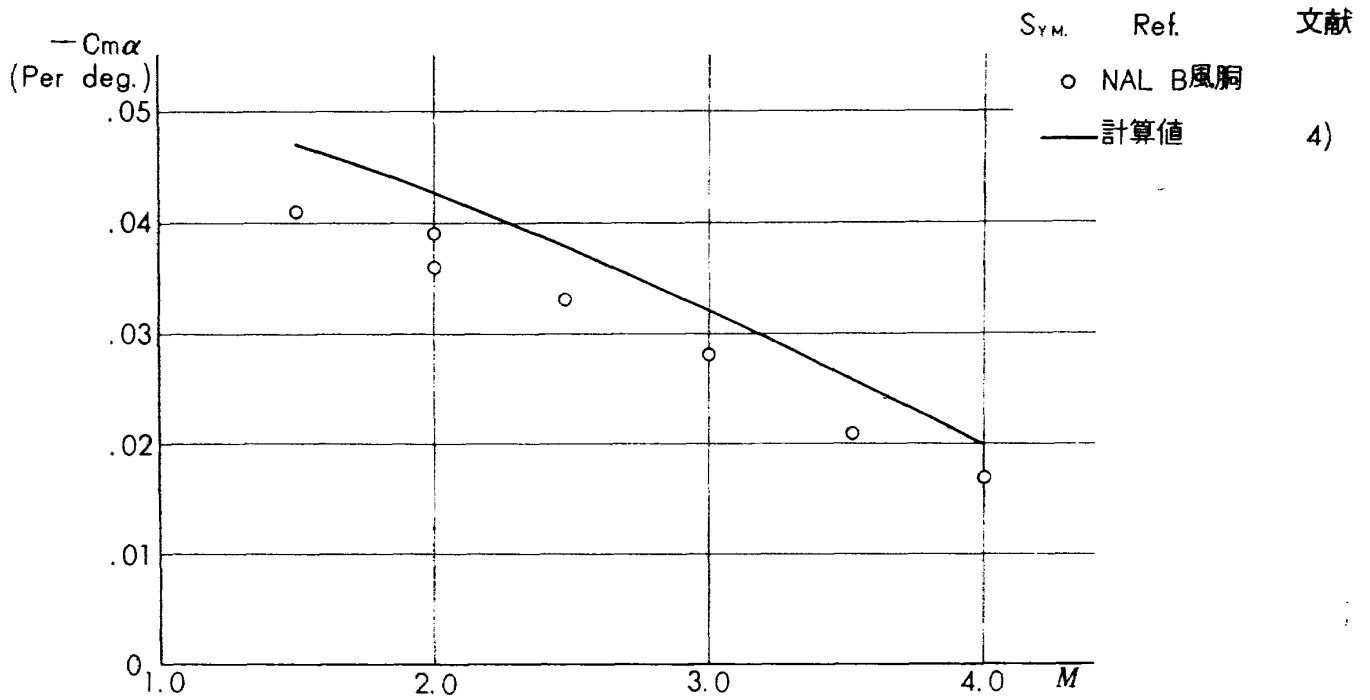
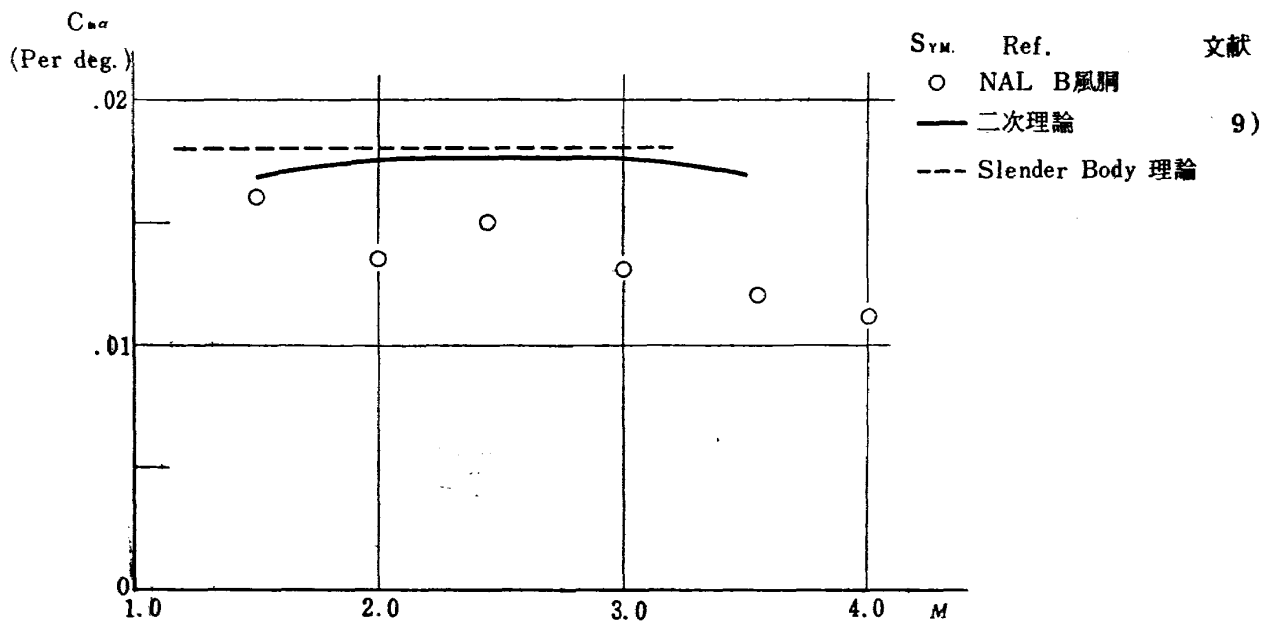
第9図 b) 胴体単独模型  $C_{L\alpha} \sim M$ 

## 縦揺れモーメント傾斜:

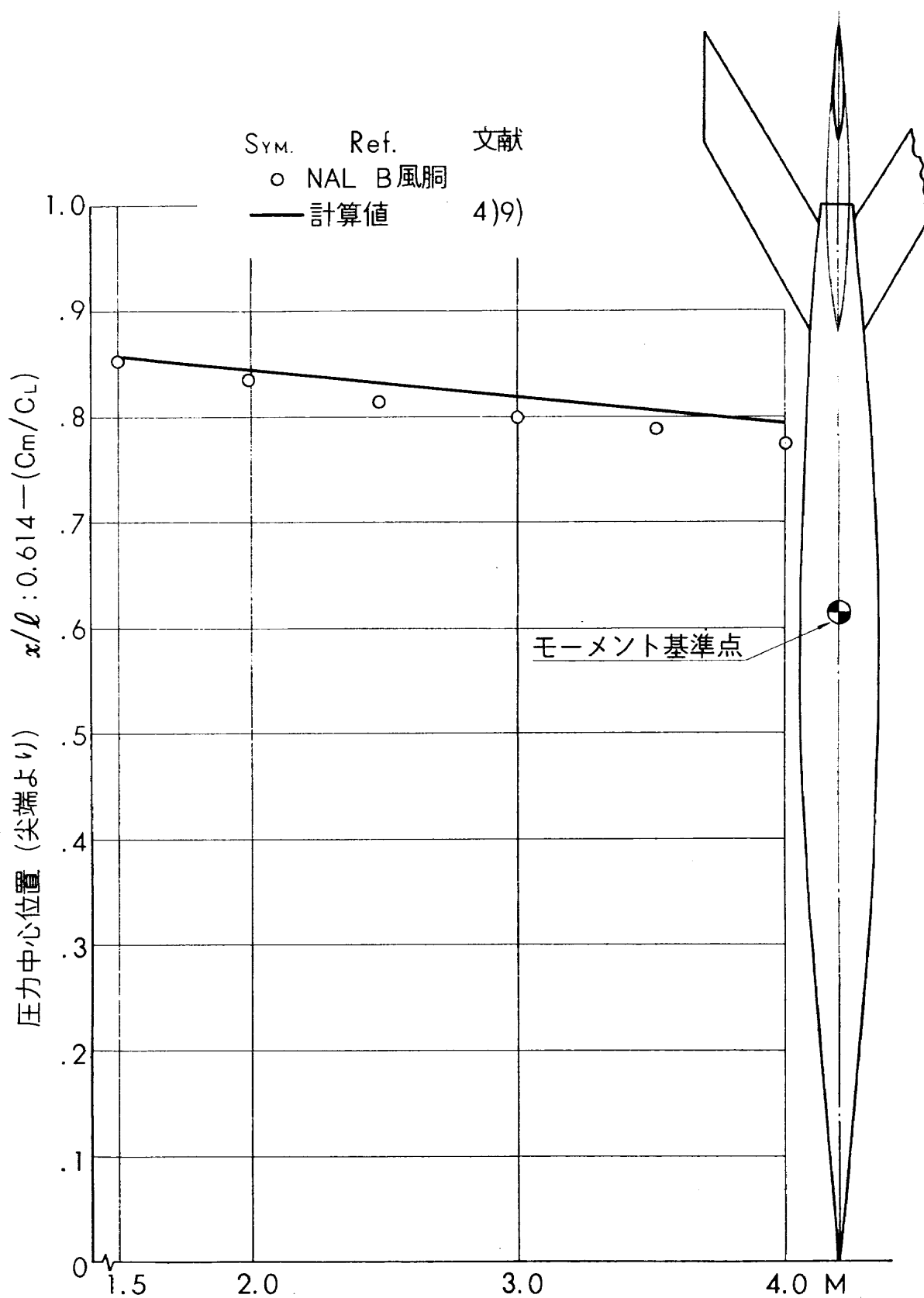
第10図 a), b) に縦揺れモーメント傾斜をマッハ数に対してプロットしてあるが図 a) の尾翼付模型については、マッハ数の増加とともに  $-C_{m\alpha}$  はほぼ直線的に減少し、マッハ数 4.0 でマッハ数 2.0 の約半分になっている。また、計算値<sup>4)</sup>と比べると実験値はじゃっかん低めの値を示した。第10図 b) の胴体単独模型については、マッハ数の増加とともに  $C_{m\alpha}$  は減少する傾向を示し、計算値<sup>9)</sup>に比べるとやや低い値を示した。この場合両者とも他風洞による実験データが見当たらないのでその比較はここに示すことができなかった。

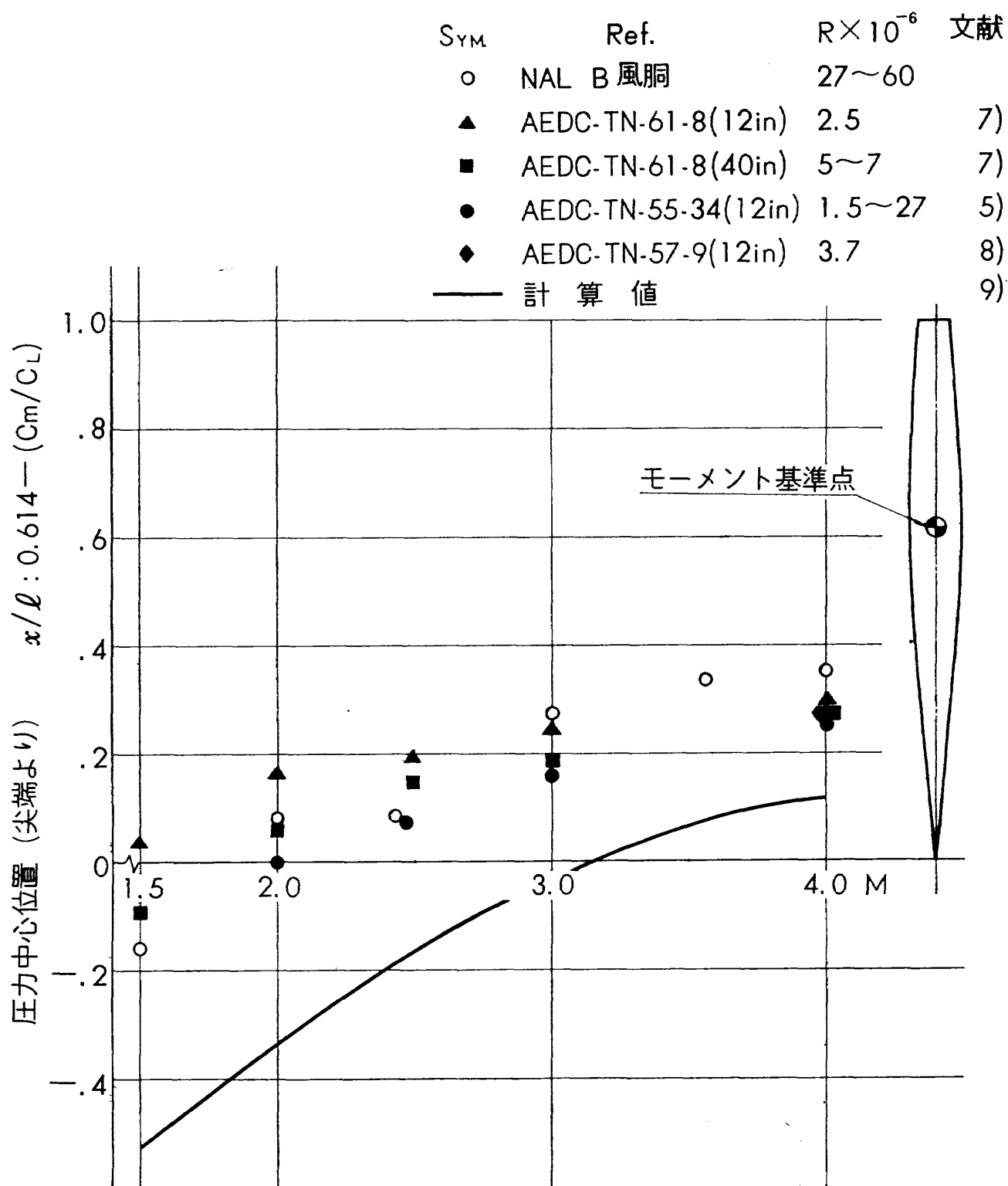
## 圧力中心位置:

胴体先端からの圧力中心位置を、胴体実長を基準にして、マッハ数に対してプロットしたものを第11図 a), b) に示す。図 a) の尾翼付模型については、圧力中心位置はマッハ数 1.5 から 4.0 の間に胴体実長の約1/10前進する。また、計算値<sup>4)9)</sup>に比べると実験値の方がわずかに前進している。第11図 b) に示す胴体単独模型については、マッハ数 1.5 で胴体先端より前方に圧力中心位置があり、以後マッハ数の増加とともに後退し、マッハ数 4.0 で胴体実長の約1/3付近に至る。計算値<sup>9)</sup>に比べ実験値は胴体実長の約1/3近く後方にずれている。この相違については現在調査中である。

第10図 a) 尾翼付模型  $-C_{m\alpha} \sim M$ 第10図 b) 胴体単独模型  $C_{m\alpha} \sim M$

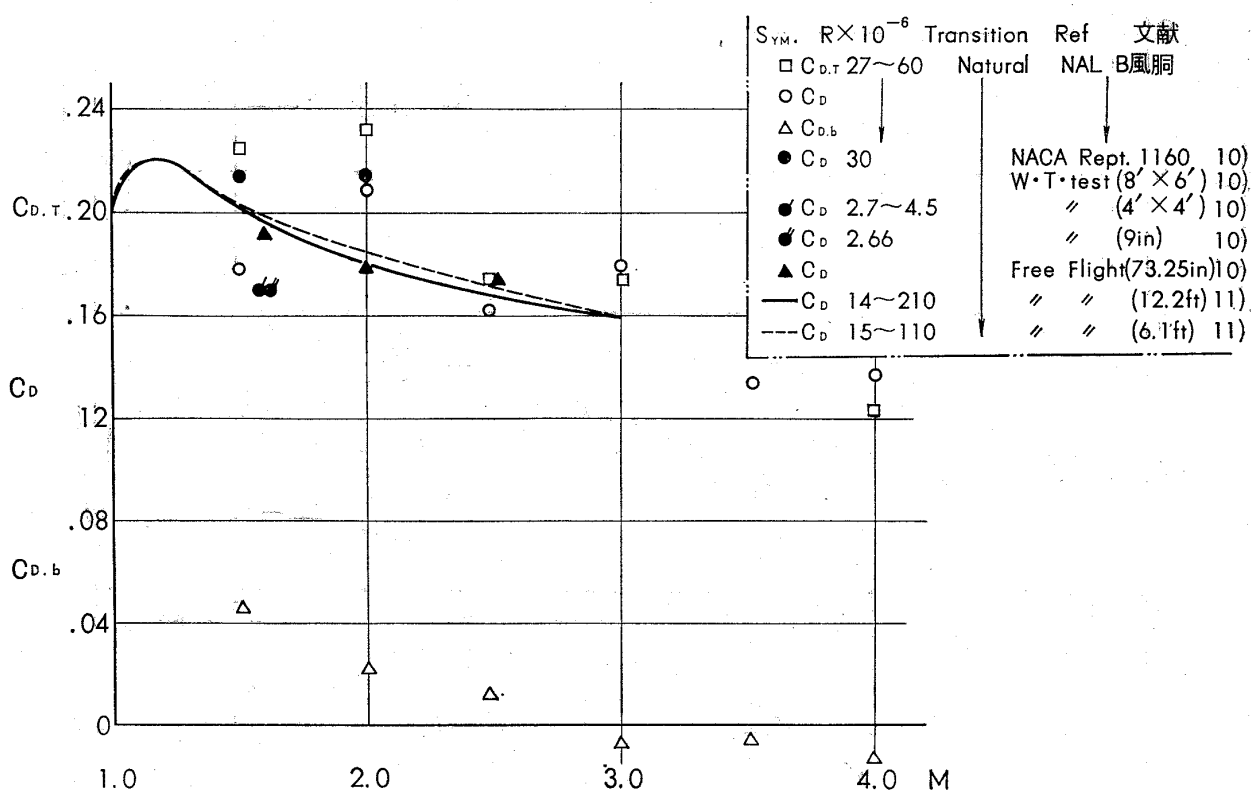


第11図 a) 尾翼付模型  $x/l \sim M$

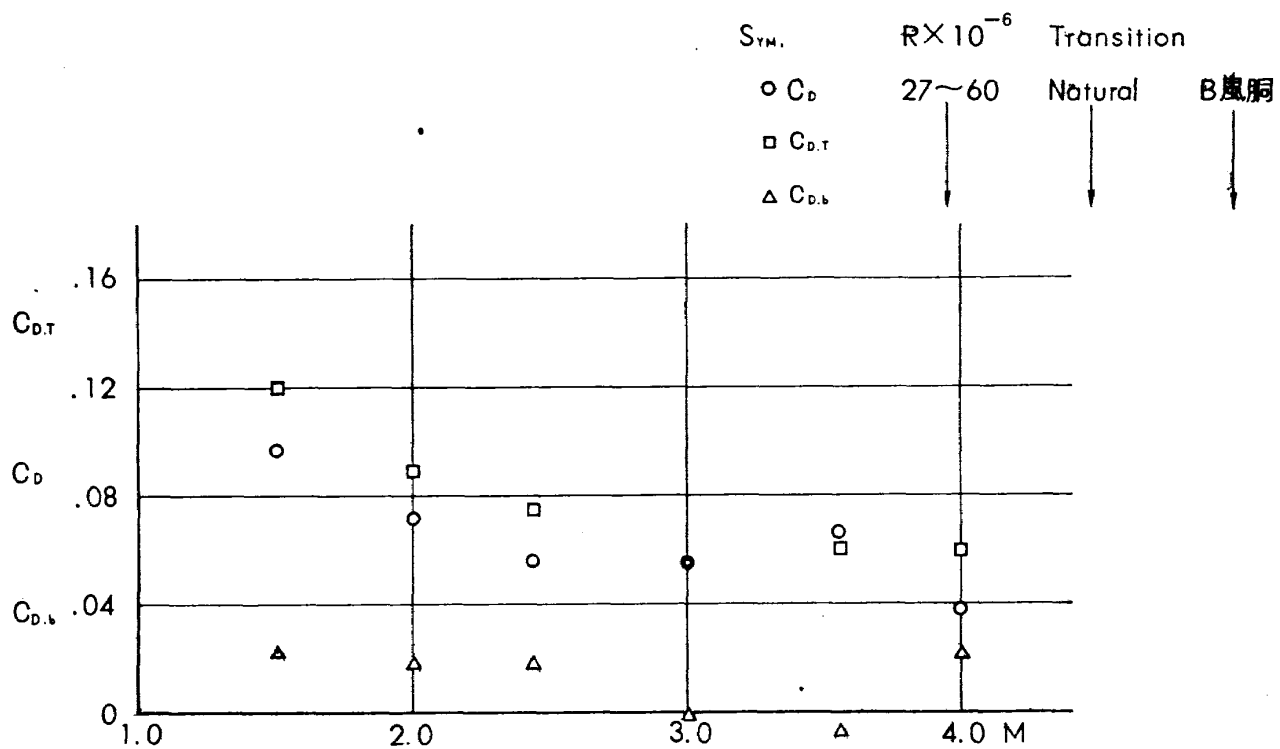
第11図 b) 胴体単独模型  $x/l \sim M$

## 最小抗力係数：

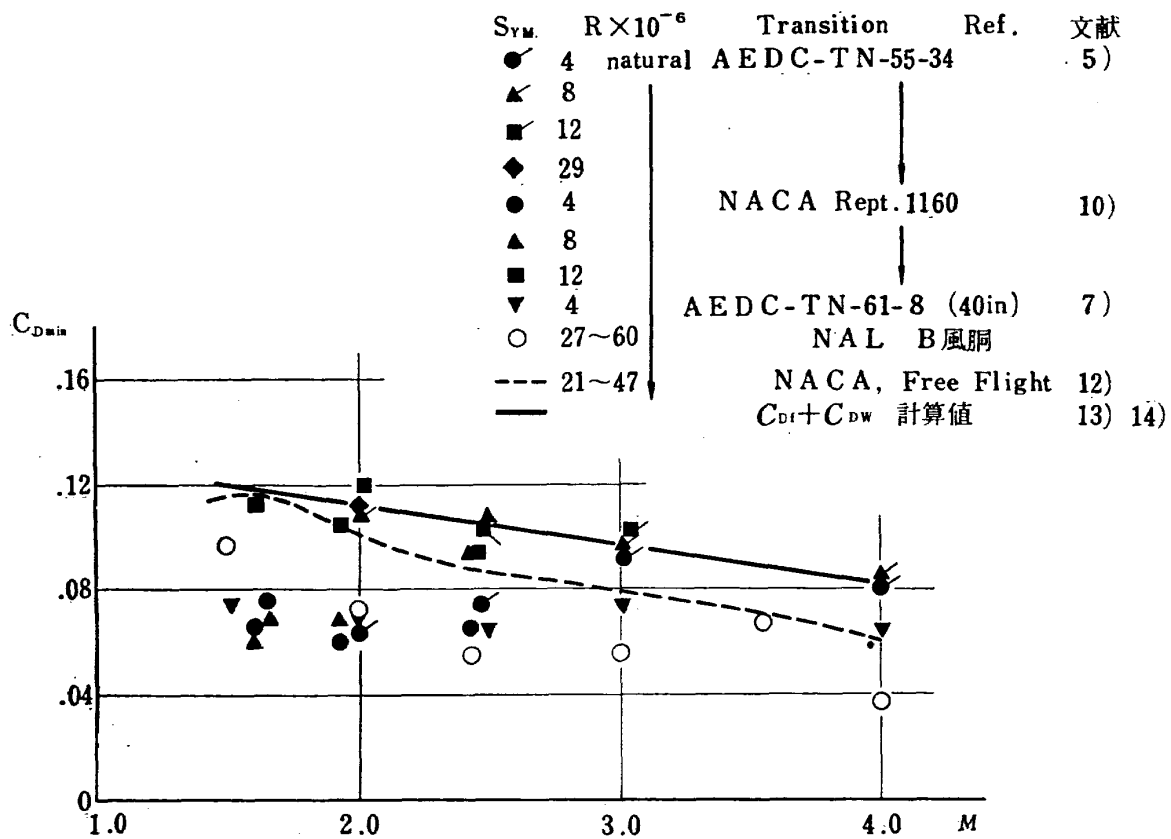
迎角ゼロにおける抗力係数についての試験結果を第12図 a), b), c) に示す。図 a) の尾翼付模型については、全抗力係数から底面抗力係数を差引いた抗力係数の値は、マッハ数 2.0 でやや高い値を示したが以後マッハ数の増加とともに減少する傾向を示した。ここに他風洞<sup>10)</sup>および飛行試験<sup>10)11)</sup>による抗力係数の値をプロットしたがだいたいにおいて一致している。図の中で底面抗力係数がマッハ数 3.0 以上で負の値を示しているのは、スティングの平行部長さが AGARD の仕様を示す値より短いためそれが底面圧力に影響したものと思われる。第12図 b) は胴体単独模型における全

第12図 a) 尾翼付模型  $C_{D,T}$ ,  $C_D$ ,  $C_{D,b} \sim M$

抗力, 抗力, 底面抗力の各係数をマッハ数に対してプロットしたものを示す。第12図 c) に抗力係数の他風洞<sup>5)7)10)</sup>における実験値および飛行試験<sup>12)</sup>との比較を示す。この飛行試験は, 風洞試験結果と比較するために母機に装着されたスティングに尾翼なし模型を取り付けて NACA で行なわれたものである。本実験値は, 飛行試験と比較すると低目の値を示したが, 他風洞の実験値と比べるとマッハ数 2.5 くらいまではよく一致した。しかしマッハ数 3.0 以上ではじゃっかん低い値を示した。図の推定値の表面摩擦抗力係数の算出については Van Driest<sup>13)</sup> の理論値を使用し, 全面乱流を仮定して, 胴体実長を基準にした実験レイノルズ数から算出した。圧力抵抗の推定は Van Der



第12図 b) 胴体単独模型  $C_{D,T}, C_D, C_{D,b} \sim M$



第12図 c) 胴体単独模型, 他風洞および計算値との比較

Blick<sup>14)</sup> の式によっている。

本実験では, 模型背後のステイキング形状による抗力への干渉は  $C_{D,T}$ ,  $C_{D,b}$  について相当大的な影響を現わしているが,  $C_D$  に対してはほぼ無視できると思われる。この点についてはステイキングの形状を変えて実験を行ない再確認をする予定である。

## § 6 む す び

この試験の結果を総括したものを次に示す。

1.  $C_L$ ,  $C_m$  の迎角に対する直線性は、尾翼付模型では  $\pm 4^\circ$  くらいまで直線性を示し、胴体単独模型では  $C_m$  は  $\pm 4^\circ$  くらいまで直線性を示すが  $C_L$  は迎角ゼロ付近から非直線的变化を示した。
  2. 揚力傾斜は、尾翼付模型はマッハ数の増加とともに減少し、胴体単独模型ではマッハ数の増加とともに増加し計算値よりは高い値を示したが他の風洞における実験値とは非常によく一致した。
  3. 縦揺れモーメント傾斜は、尾翼付模型ではマッハ数の増加とともに増加し、胴体単独模型では計算値よりわずかに低い値を示した。
  4. 圧力中心位置は、尾翼付模型ではマッハ数の増加とともに前方に移動し、胴体単独模型ではマッハ数の増加とともに胴体前方の位置から後の方へ移動した。
  5. 迎角ゼロにおける抗力係数は、尾翼付模型ではマッハ数 2.0 でやや高い値を示したが以後マッハ数の増加とともに減少する傾向を示し、飛行試験および他風洞の実験値とよい一致を示した。胴体単独模型では他風洞の実験値とよく一致し、マッハ数の増加とともにわずかに低目の値を示した。
- 今回の実験において胴体単独模型の余りよいデータが得られなかった。これは模型に働く力に比べて天秤の容量が大きすぎることに原因していると思われる。また、レイノルズ数の高い吹出式超音速風洞の実験データがほとんど入手できず完全な比較ができなかった。将来スターティングロードを軽減する装置の完成をまち、容量の小さい天秤を使用して再実験を行なう予定である。
- 終わりに、この実験を行なうについていろいろご指導をいただいた河崎室長、谷室長を始め実験にご協力を願った第一制御研究室、実験データの処理を願った計測工務部の関係者、模型研究室のかたがたおよび吹出式超音速風洞の関係者に深い感謝の意を表する次第です。

## 文 献

- 1) 高木, 谷, 斎藤, 新井: 1m×1m 吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験, 航技研資料 TM-20 (1963).
- 2) 航空技術研究所空気力学第二部: 1m×1m 吹出式超音速風洞の計画と構造, 航技研報告 TR-29 (1962).
- 3) AGARD Specification 2 AGARD Wind Tunnel Calibration Models. (Sept. 1958). Supersedes AG4/M3.

- 4) W.C. Pitt, J.N. Nielsen, and G.E. Kaattari: Lift and Center of pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds. NACA Report 1307, (1957).
- 5) C.J. Schueler, and W.T. Strike: An Investigation of the Lift, Drag and Pitching Moment Characteristics of AGARD Calibration Model A and B, AEDC-TN-55-34, (1956).
- 6) W.D. McCauley, and W.V. Feller: An Investigation of the Characteristics of the NACA RM-10 (with and without Fins) NACA RM L54I03, (Nov. 1954).
- 7) C.J. Schueler: Comparison of the Aerodynamic Characteristics of AGARD Model A from tests in 12—in and 40—in Supersonic Wind Tunnels, AEDC-TN-61-8, (Feb., 1961).
- 8) C.J. Schueler,: Lift, Drag, and Pitching-Moment Characteristics of AGARD Calibration Models "A" and "B" at Mach Number 3.98 and 4.98, AEDC-TN-57-9, (May, 1957).
- 9) M.D. Van Dyke: First—and Second—Order Theory of Supersonic Flow Past Bodies of Revolution, Jour. Aero. Sci., Vol. 18, No. 3, (March. 1951).
- 10) A.J. Evans: The Zero-Lift Drag of a Slender Body of Revolution (NACA RM-10 Research Model) as Determined from Tests in Several Wind Tunnels and in Flight at Supersonic Speeds, NACA Report 1160, (1953). (Supersedes NACA TN 2944).
- 11) H.H. Jackson, C.B. Rumsey, and L.T. Chauvin: Flight Measurements of Drag and Base Pressure of a Fin-Stabilized Parabolic Body of Revolution (NACA RM-10) at Different Reynolds Numbers and at Mach Numbers from 0.9 to 3.3, NACA TN-3320, (August 4, 1950).
- 12) R.O. Piland: Drag Measurements on a 1/6-scale, Finless, Sting-Mounted NACA RM-10 Missile in Flight at Mach Numbers from 1.1 to 4.04 Showing Some Reynolds Number and Heating Effects, NACA RM L54H09, Oct., 1954.
- 13) E.R. Van Driest: Turbulent Boundary Layer in Compressible Fluids, Jour. Aero. Sci., vol. 18, No. 3, (March, 1951. pp. 145~160, 216).
- 14) J.A. Van Der Blik: Drag Measurements on AGARD Model "A" in The NAE 30×16 inch Wind Tunnel and Comparison with Other Data, NAE, Canada, Lab. Report., LR-233, (Nov., 1958).

<p>NAL TM-38 航空宇宙技術研究所 AGARD—A 標準模型の超音速三分力試験</p> <p>1964年 6 月 30ページ</p>	<p>I. 高木 廣 治 齊 藤 秀 夫 石 原 久 蔵 NAL TM-38 533. 6. 013</p>	<p>NAL TM-38 航空宇宙技術研究所 AGARD—A 標準模型の超音速三分力試験</p> <p>1964年 6 月 30ページ</p>	<p>I. 高木 廣 治 齊 藤 秀 夫 石 原 久 蔵 NAL TM-38 533. 6. 013</p>
<p>航空宇宙技術研究所の 1 m×1 m 吹出式超音速風洞の検定のプログラムの 1 部として, 1964 年 2 月に行なった AGARD 標準模型 A による三分力の試験結果を示す。マッハ数は 1.5~4.0 でレイノルズ数は 27~60×10<sup>6</sup> の範囲である。</p> <p>試験結果については, 尾翼付模型, 胴体単独模型ともに諸外国風洞の実験値, 飛行試験による実験値および計算値とよく一致した値を示し, さきに行なった AGARD 標準模型 B による試験とあわせて, 本風洞が実用上十分な性能を有することが確認された。</p>		<p>航空宇宙技術研究所の 1 m×1 m 吹出式超音速風洞の検定のプログラムの 1 部として, 1964 年 2 月に行なった AGARD 標準模型 A による三分力の試験結果を示す。マッハ数は 1.5~4.0 でレイノルズ数は 27~60×10<sup>6</sup> の範囲である。</p> <p>試験結果については, 尾翼付模型, 胴体単独模型ともに諸外国風洞の実験値, 飛行試験による実験値および計算値とよく一致した値を示し, さきに行なった AGARD 標準模型 B による試験とあわせて, 本風洞が実用上十分な性能を有することが確認された。</p>	
<p>NAL TM-38 航空宇宙技術研究所 AGARD—A 標準模型の超音速三分力試験</p> <p>1964年 6 月 30ページ</p>	<p>I. 高木 廣 治 齊 藤 秀 夫 石 原 久 蔵 NAL TM-38 533. 6. 013</p>	<p>NAL TM-38 航空宇宙技術研究所 AGARD—A 標準模型の超音速三分力試験</p> <p>1964年 6 月 30ページ</p>	<p>I. 高木 廣 治 齊 藤 秀 夫 石 原 久 蔵 NAL TM-38 533. 6. 013</p>
<p>航空宇宙技術研究所の 1 m×1 m 吹出式超音速風洞の検定のプログラムの 1 部として, 1964 年 2 月に行なった AGARD 標準模型 A による三分力の試験結果を示す。マッハ数は 1.5~4.0 でレイノルズ数は 27~60×10<sup>6</sup> の範囲である。</p> <p>試験結果については, 尾翼付模型, 胴体単独模型ともに諸外国風洞の実験値, 飛行試験による実験値および計算値とよく一致した値を示し, さきに行なった AGARD 標準模型 B による試験とあわせて, 本風洞が実用上十分な性能を有することが確認された。</p>		<p>航空宇宙技術研究所の 1 m×1 m 吹出式超音速風洞の検定のプログラムの 1 部として, 1964 年 2 月に行なった AGARD 標準模型 A による三分力の試験結果を示す。マッハ数は 1.5~4.0 でレイノルズ数は 27~60×10<sup>6</sup> の範囲である。</p> <p>試験結果については, 尾翼付模型, 胴体単独模型ともに諸外国風洞の実験値, 飛行試験による実験値および計算値とよく一致した値を示し, さきに行なった AGARD 標準模型 B による試験とあわせて, 本風洞が実用上十分な性能を有することが確認された。</p>	



既 刊 資 料

TM- 1	高マッハ数風洞について (I)	1961年 11 月	平 木 一, 清 水 福 寿 橋 本 登
TM- 2	航空技術研究所計数型電子計算機設備 プログラムライブラリー (I)	1962年 2 月	樋 口 一 雄, 戸 川 隼 人 三 好 甫, 高 橋 利 之 能 美 力, 板 垣 芳 雄 鳥 海 良 三, 佐 藤 保 子
TM- 4	18 cm×20 cm超音速風洞について	1962年 5 月	長 洲 秀 夫, 伝 田 幸 雄
TM- 5	遷音速流の線型理論	1962年 8 月	細 川 巖
TM- 6	18 cm×18 cm遷音速風洞整備試験	1962年 8 月	橋 本 登, 井 上 政 一
TM- 7	慣性力形疲労試験機	1962年 8 月	竹 内 和 之, 山 根 皓 三 郎
TM- 8	アルミ合金の前歴が疲れ寿命に およぼす実験的研究	1962年 9 月	池 田 為 治, 坂 元 思 無 邪
TM- 9	方向性次元解析と相似解に関する覚書	1963年 2 月	甲 藤 好 郎, 小 出 勉
TM-10	DATATRON 205 用 ALGOL 58 使用法について	1963年 2 月	高 橋 利 之
TM-11	光弾性による高速車盤の縞模様	1963年 2 月	永 井 文 雄
TM-12	コーティングの断熱効果に関する実験	1963年 3 月	竹 中 幸 彦, 小 川 幸 一 林 洋 一
TM-13	遷音速における45° 後退角の予備的実 験	1963年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛
TM-14	変断面片持梁固有振動数の一計算方法 について	1963年 3 月	中 井 暎 一, 小 原 瑛 鳥 海 良 三, 安 藤 泰 勝
TM-16	フラッタ試験設備測定部交換ノズルの 予備試験	1963年 4 月	中 井 暎 一, 橋 爪 宏 高 木 俊 朗, 橋 本 登
TM-17	VTOL 機用 Jet Lift Engine に関する 一考察	1963年 5 月	鳥 崎 忠 雄, 松 木 正 勝 山 中 竜 夫, 藤 井 昭 一
TM-18	ヘリコプター振動のパワースペクトル 解析	1963年 6 月	小 野 幸 一
TM-19	吹出式超音速風洞による実験データの 処理方式について (I)	1963年 6 月	新 井 忠, 原 亘 利
TM-20	1 m×1 m吹出式超音速風洞における AGARD 標準模型 B の三分力試験	1963年 7 月	高 木 廣 治, 谷 喬 斎 藤 秀 夫, 新 井 忠
TM-21	国産中型輸送機 YS-11 主翼疲労試験 (第1報)	1963年 9 月	竹 内 和 之, 飯 田 宗 四 郎 北 谷 虔 勇, 中 井 治 夫
TM-24	円輪と薄肉円筒の回転強度の関係	1963年 11 月	永 井 文 雄
TM-25	DATATRON 205 用 ALGOL 58の Procedures ライブラリ	1964年 1 月	高 橋 利 之
TM-26	吹出式風洞の圧力制御 (フラッタ試験 設備の場合)	1964年 1 月	橋 爪 宏, 中 井 暎 一
TM-28	一段式観測ロケットの超音速風洞試験	1964年 1 月	谷 喬, 原 亘 利 柳 原 盛 三, 外 立 政 隆
TM-29	遷音速フラッタ試験設備の改造および 整備試験	1964年 2 月	中 井 暎 一, 橋 爪 宏 安 藤 泰 勝, 高 木 俊 朗
TM-30	二段式ロケット飛しょう体の揚力およ び圧力中心推定法	1964年 3 月	小 橋 安 次 郎, 宮 沢 政 文
TM-31	亜音速ジェット輸送機の遷音速風洞に おける試験	1964年 3 月	河 崎 俊 夫, 竹 内 理
TM-32	遷音速風洞の防音	1964年 4 月	牛 田 健 二, 高 橋 宏
TM-33	非定常境界層の遷移の研究に使用され た定温度型熱線風速計について	1964年 4 月	榎 並 敬 之, 山 本 稀 義
TM-34	極超音速風洞ノズルの境界層補正につ いて	1964年 5 月	長 洲 秀 夫
TM-37	気体の不完全性を考慮した極超音速風 洞ノズルの設計計算法	1964年 5 月	毛 利 浩

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 38 号

昭 和 39 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 蔵 野 (0422) (3) 5171 (代 表)  
印 刷 所 奥 村 印 刷 株 式 会 社  
東 京 都 千 代 田 区 西 神 田 1—10