

航空宇宙技術研究所資料

TM-20

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

高木廣治・谷 喬・斎藤秀夫・新井 忠

1963 年 7 月

航空宇宙技術研究所

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*

高木廣治**・谷 喬**・斎藤秀夫**・新井 忠**

§ 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、1962年12月から1963年3月の間に行なわれた AGARD 標準模型 B による試験結果を示す。測定は迎角範囲 ±10° における揚力、抗力、縦揺れモーメントおよび迎角零における底面圧力について行なった。設定マッハ数は、1.5, 1.75, 2.0, 2.5, 2.75, 3.0 で胴体長を基準にとったレイノルズ数は 17~28 ×10⁶ の範囲である。

試験結果については、揚力は迎角 6° まで、縦揺れモーメントは 4° 位まで直線的变化を示し、揚力傾斜は諸外国風洞の実験値および計算による推定値と同じ傾向を示している。圧力中心位置についてはマッハ数の増加とともに胴体前方に移動し、他風洞の実験値と非常に良く一致している。全抗力係数については、他の実験値^{3),4)} と直接比較によってはあまり良い一致は得られていないが、底面抗力係数を差し引いた最小抗力係数ではよく一致した値を示している。

なお、本試験を通じて同風洞により実用上十分な結果が得られることが確かめられた。

§ 2. 記 号

C_D : 抗力

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 $P_b \cdot \frac{S_b}{S}$

$C_{D,T}$: 全抗力係数 (底面抗力を含む)

ΔC_D : $C_D - C_{Dmin}$

C_L : 揚力係数

$C_{L\alpha}$: 揚力傾斜 $\left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right)_{\alpha=0^\circ}$

* 昭和38年7月3日受付

** 空気力学第二部

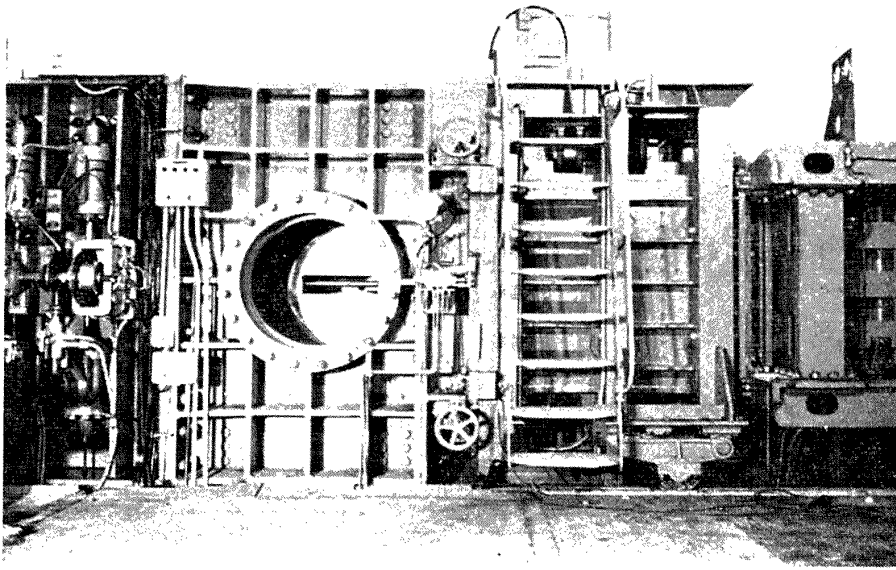
- C_m : 縦揺れモーメント係数 (基準点周り)
 $C_{m\alpha}$: 縦揺れモーメント傾斜 $\left(\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}\right)_{\alpha=0^\circ}$
 c : 胴体中心線上の弦長
 \bar{c} : 平均空力弦長 $\left(\frac{2}{3}c\right)$ 17.32 cm
 d : 胴体最大直径 7.5 cm
 d_b : スティング直径 3.81 cmφ
 H_{\max} : 模型の表面粗さ
 N_1 : 第一垂直力
 N_2 : 第二垂直力
 M : マッハ数
 P_b : 底面圧力係数 $(p_b - p_s)/q$
 p_b : 底面圧力
 p_s : 一般流の静圧
 p_o : 集合胴圧力
 q : 動圧
 R : レイノルズ数 (胴体長基準)
 r : x 点における胴体半径
 S : 基準面積 (胴体を含む翼面積) 389.7 cm²
 S_b : 胴体底面面積 44.2 cm²
 t : 最大翼厚
 X : 軸力
 x : 胴体先端からの距離
 \bar{x}_{cp} : 胴体先端から圧力中心までの距離 (胴体直径で表わす)
 α : 迎角 (度)

基準点: 胴体中心線における翼の頂点より $\frac{2}{3}c$ の点

§ 3. 風洞, 模型および計測装置

風洞:

使用風洞は第 1 図に示す測定部断面 1m×1m の吹出式超音速風洞¹⁾で, 可撓ノズルの制御によって, 1.4~4.0の間の任意のマッハ数の実験が可能である。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



第1図 1m×1m 吹出式超音速風洞測定部

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° の速度で連続的に変化させており、また、模型の回転中心は先端より 526.8mm において実験を行なった。

模型：

この AGARD 標準模型 B²⁾ は細長比 8.5 の翼胴体模型で第2図にその形状を、第3図にその写真を示す。翼は 60° デルタ形で翼幅は胴体直径の4倍、翼断面は翼厚比4%の対称円弧である。胴体は先端部が次の四次式で与えられる回転体である。

$$r = \frac{x}{3} \left[1 - \frac{1}{9} \left(\frac{x}{d} \right)^2 + \frac{1}{54} \left(\frac{x}{d} \right)^3 \right]$$

模型の材料は、クロムモリブデン鋼 (SCM-3) を使用し、胴体先端部、後部胴体、主翼を組み合わせて製作された。

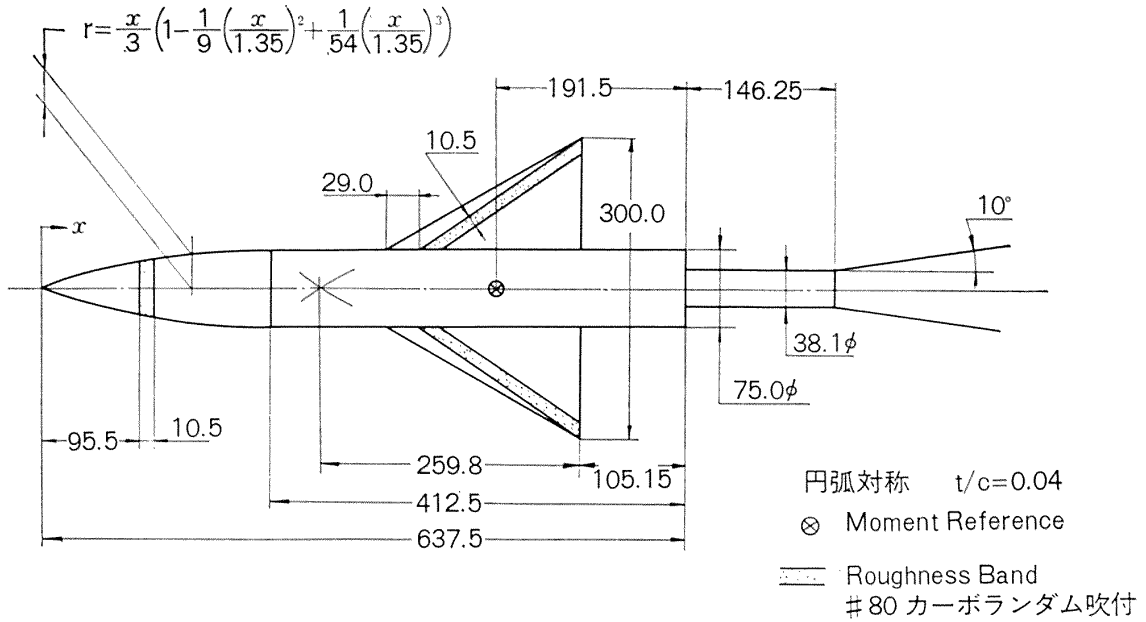
模型の主要寸法およびスティングとの関係寸法を第2図に示す。スティングの平行部と模型の直径の比は 0.5 で AGARD の仕様²⁾ に一致しているが、模型背後のスティング直線部の長さは模型胴体直径の約2倍で AGARD の仕様²⁾ に示されている値 $3.0d_b$ と異なっている。

模型の表面粗さの測定結果を第4図に示す。

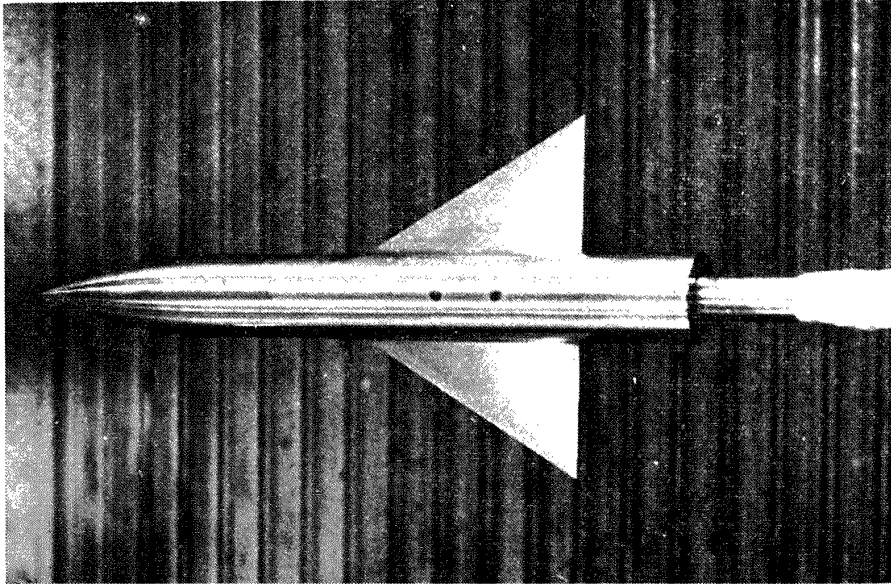
計測装置：

使用した天秤は、米国 TASK 社製の 1.50MK XV 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。

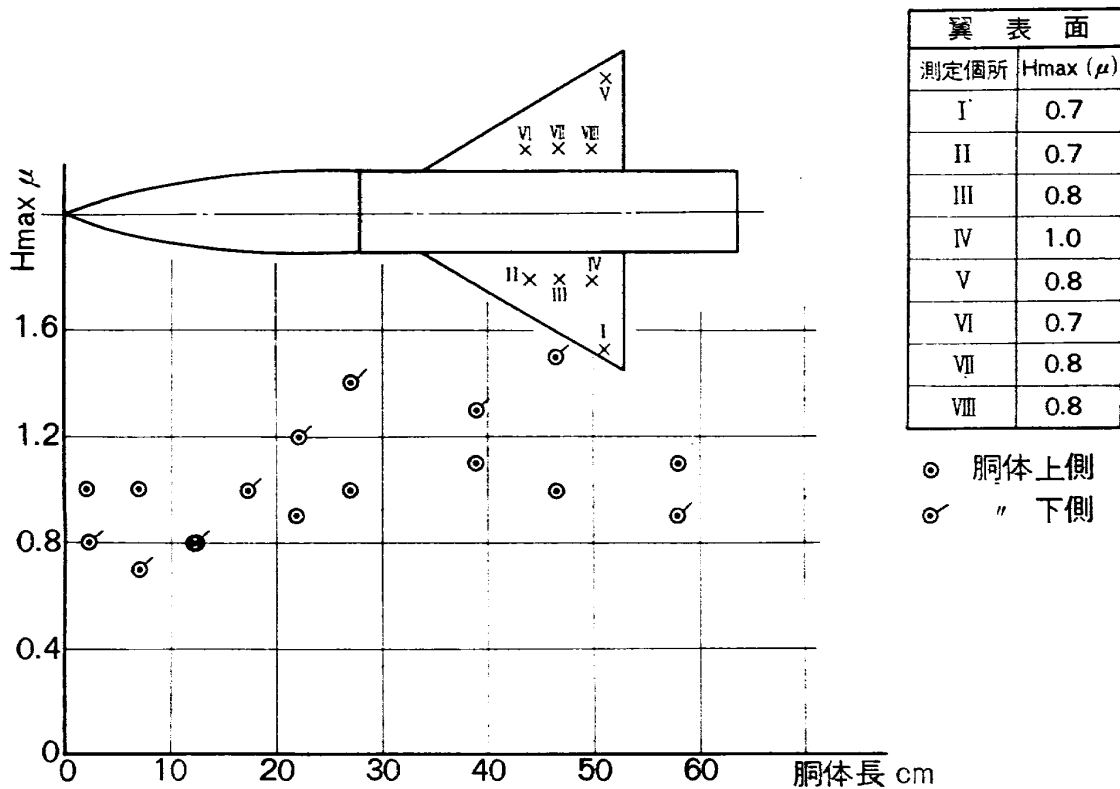
第1, 第2 垂直力 各 1,000ポンド
 第1, 第2 横力 各 1,000ポンド
 軸力 150ポンド



第2図 模型寸法とスティングの関係



第3図 AGARD 標準模型B



第4図 AGARD-B 模型表面粗さ測定

この天秤の模型への取り付けは、天秤中心をモーメント基準点においてある。天秤の出力相互間の干渉による補正およびスティングの空気力による撓みの補正については付録に示す。

圧力の計測は集合胴全圧を精密圧力計（計測範囲 10kg/cm^2 ，精度 $\pm 0.02\text{kg/cm}^2$ ），測定部静圧および底面抗力は水銀柱を用いて測定した。

三分力の測定には、アナログデータ処理装置を使用し、それから得た全データは A-D 変換を行なってデジタル型電子計算機 Datatron 205 により演算，整理された。

§ 4. 実 験

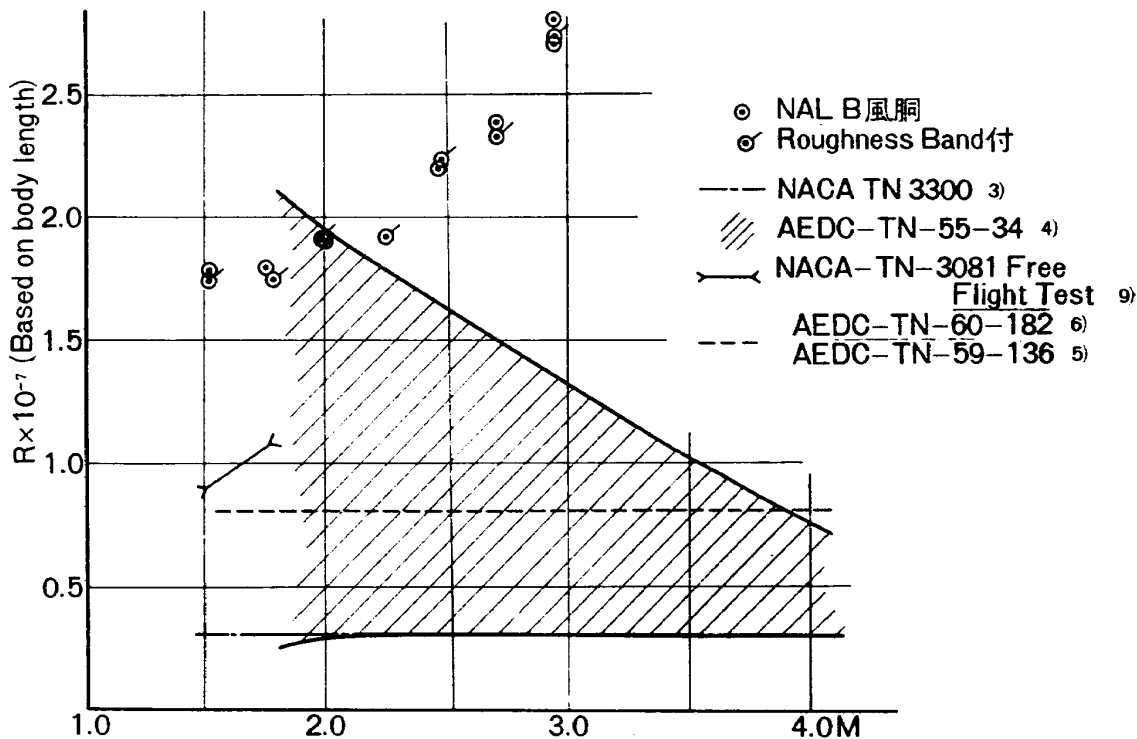
実験の設定マッハ数は、1.5, 1.75, 2.0, 2.25, 2.5, 2.75, 3.0, の7種でスターティングロードの点からマッハ数 3.0 を上限にせざるを得なかつた。胴体長を基準にとつたレイノルズ数を第5図に示す。使用空気の露点は約 -70°C に保持されているので水分の凝結の影響は無視できる。

力関係の実験は迎角 $\pm 10^\circ$ の範囲で行ない、底面圧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は胴体を含む翼面積を，基準長には平均空力弦長を，基準点には，胴体中心線における翼の頂点より $\frac{2}{3}c$ の点を使用した。

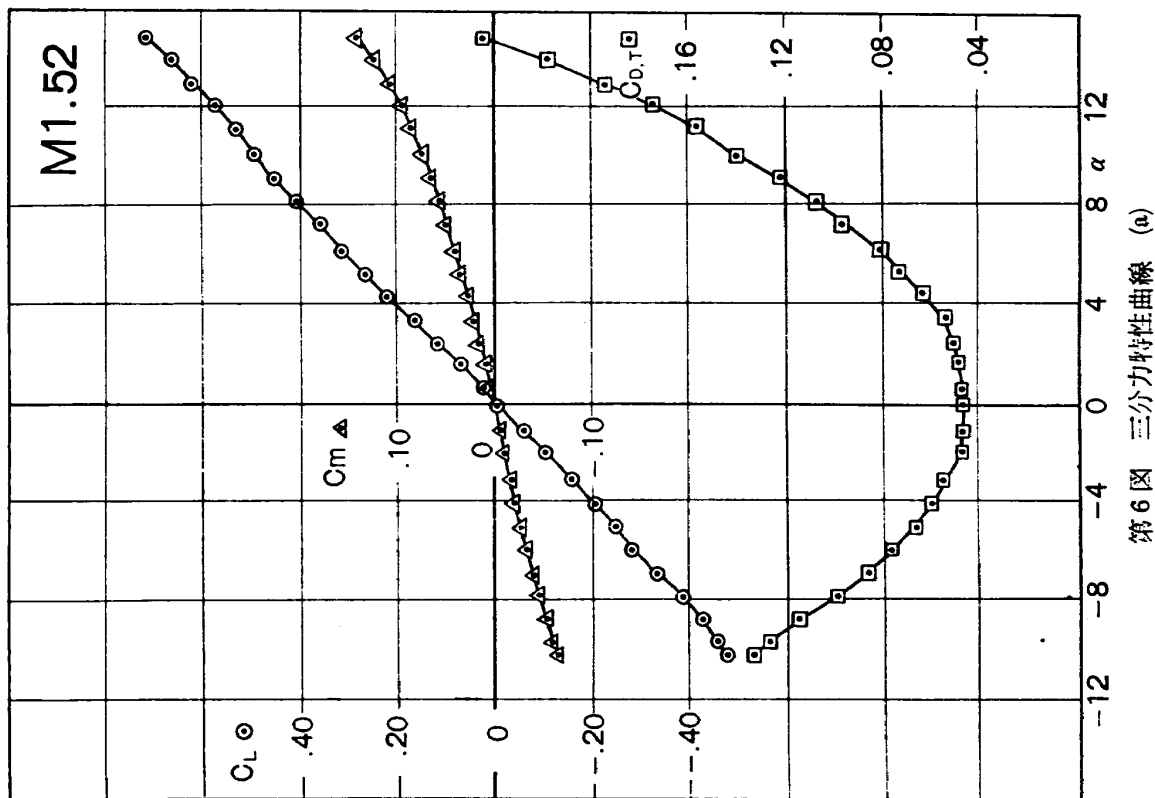
§ 5. 実験結果の検討

第6図 (a)~(f) に $M=1.5\sim 3.0$ における迎角による C_L , C_{DT} , C_m の変化を示す。各マッハ数

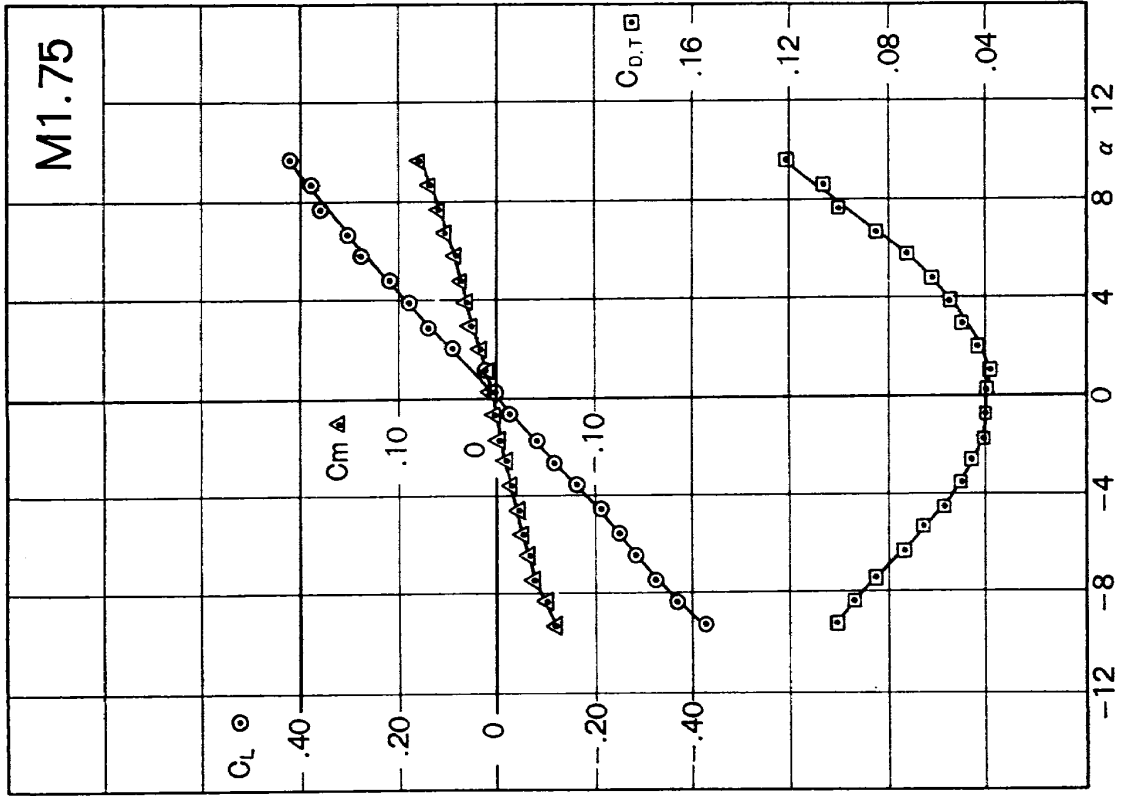


第5図 試験レイノルズ数

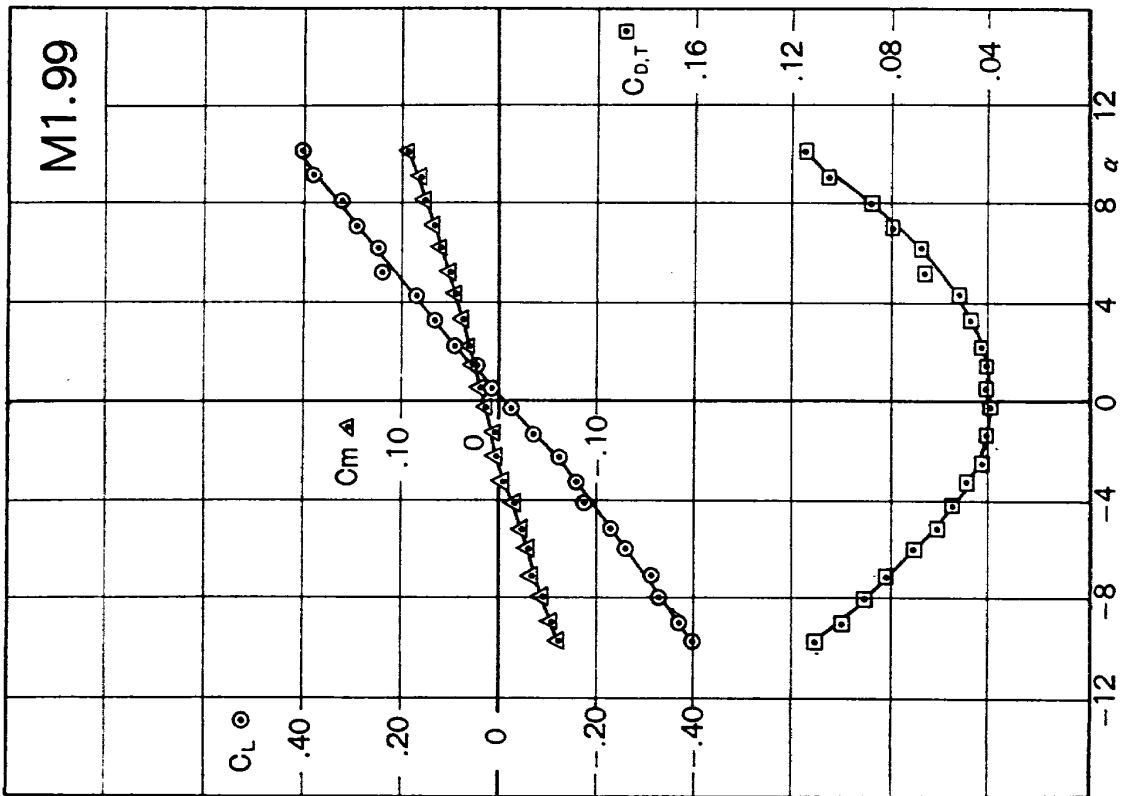
で C_L は迎角 6° , C_m は 4° くらいまではほぼ直線の変化を示している。



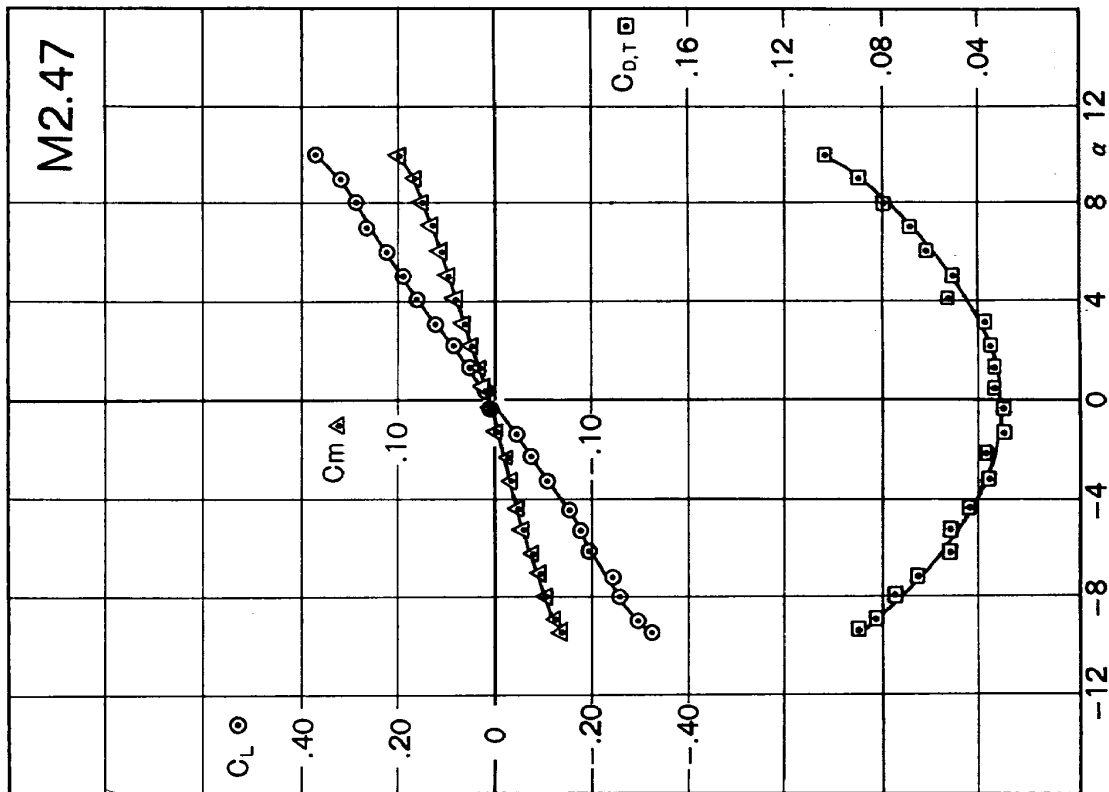
第6図 三分力特性曲線 (α)



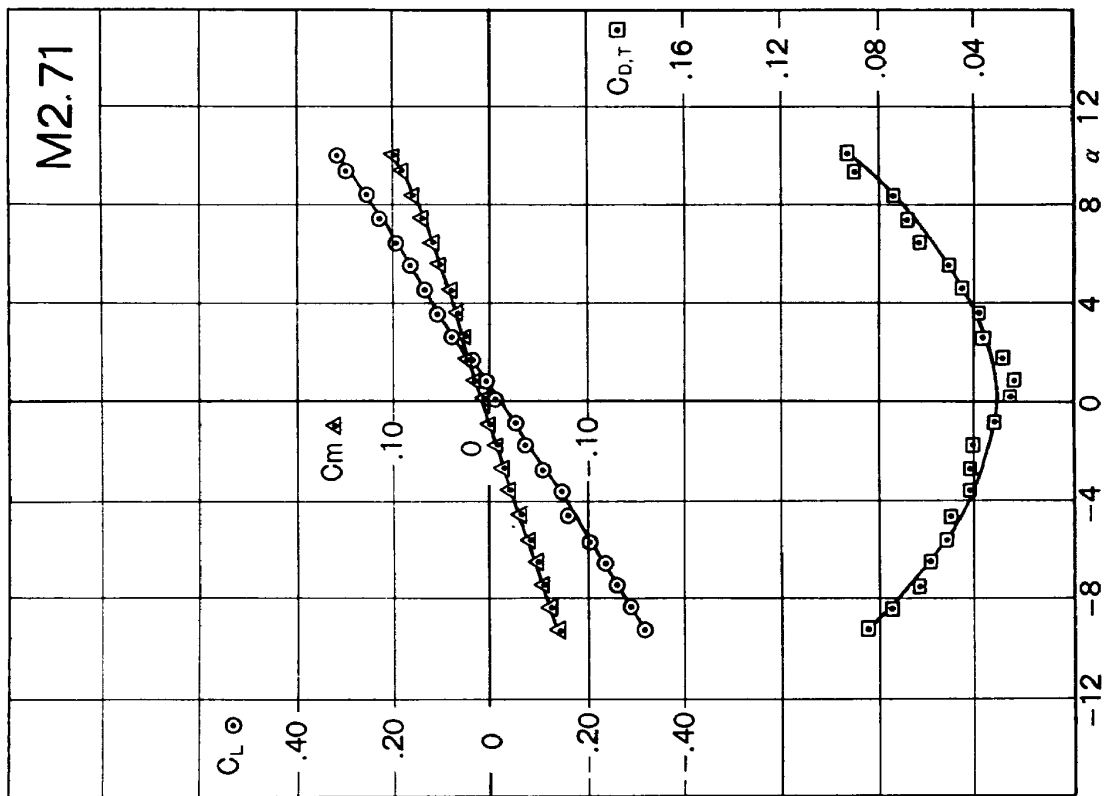
第6図 三分力特性曲線 (b)



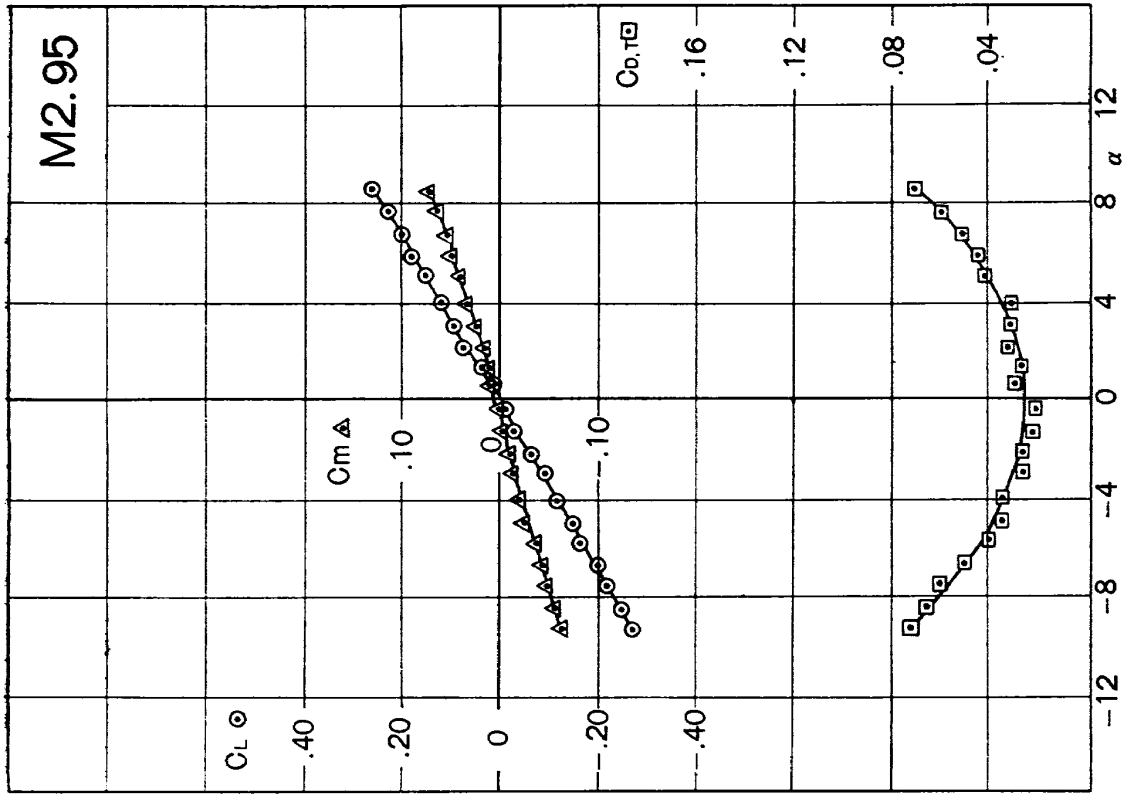
第6図 三分力特性曲線 (c)



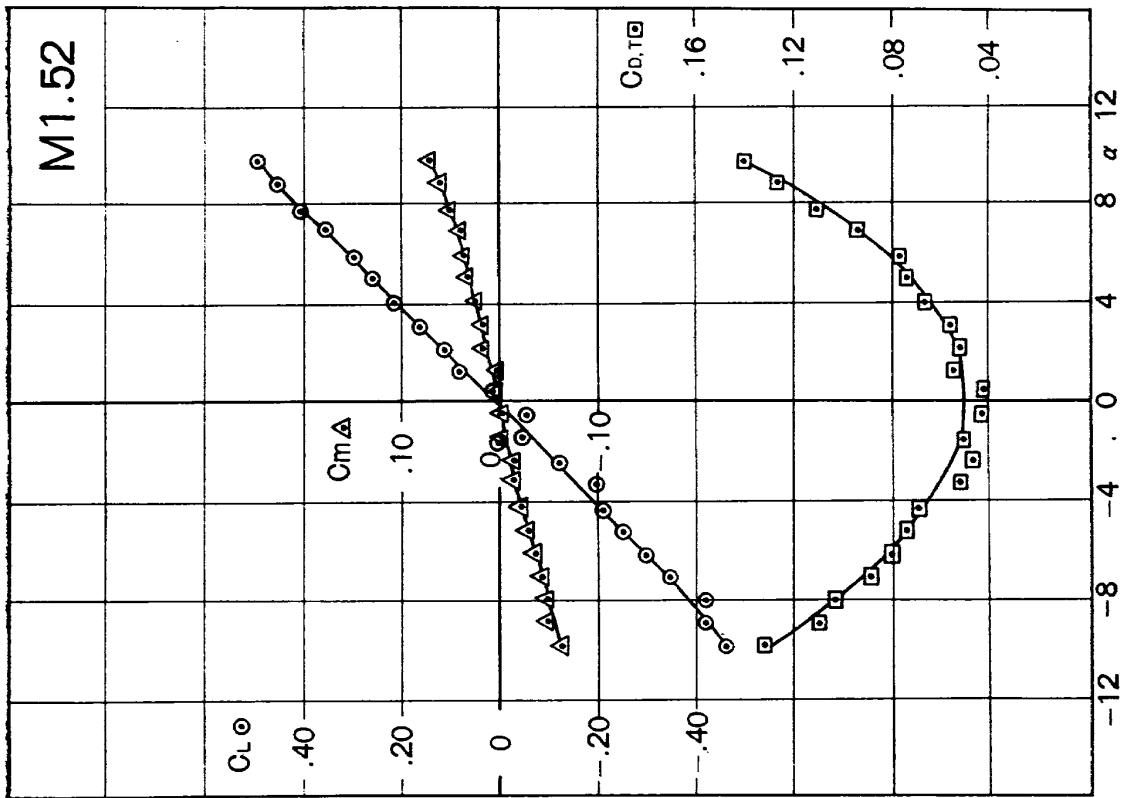
第6図 三分力特性曲線 (d)



第6図 三分力特性曲線 (e)

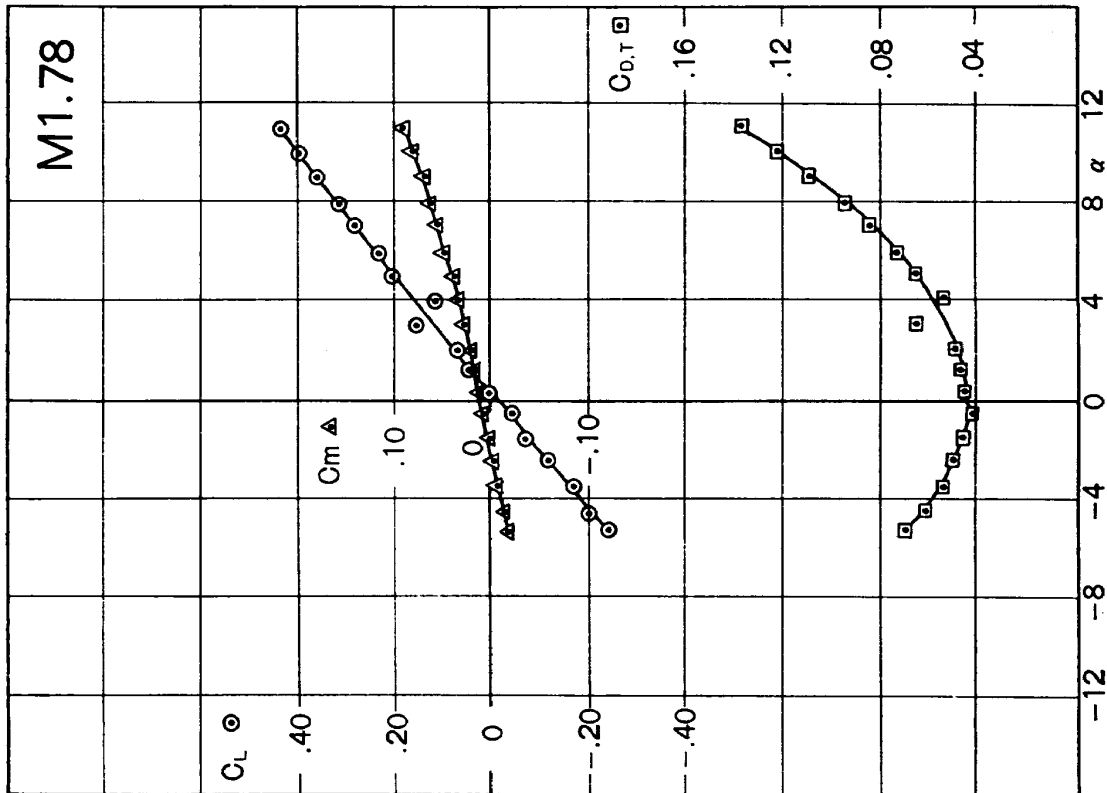


第6図 三分力特性曲線 (f)

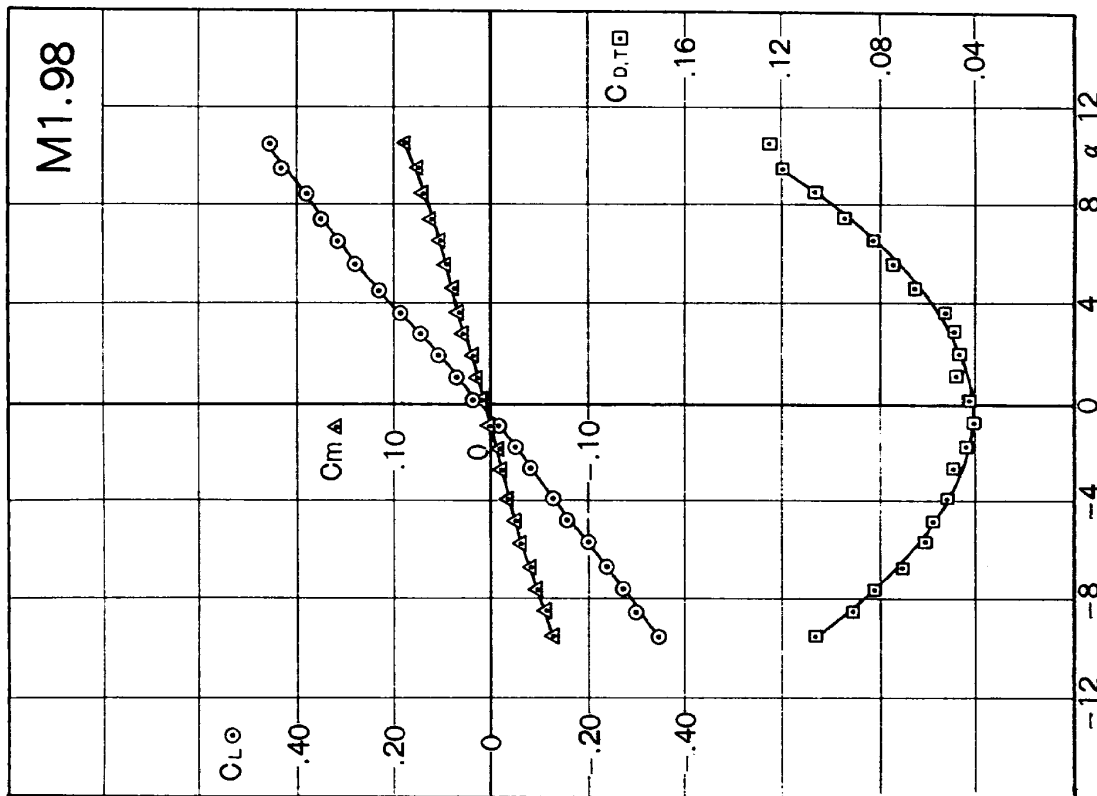


第7図 三分力特性曲線 (a)
(Roughness Band 付)

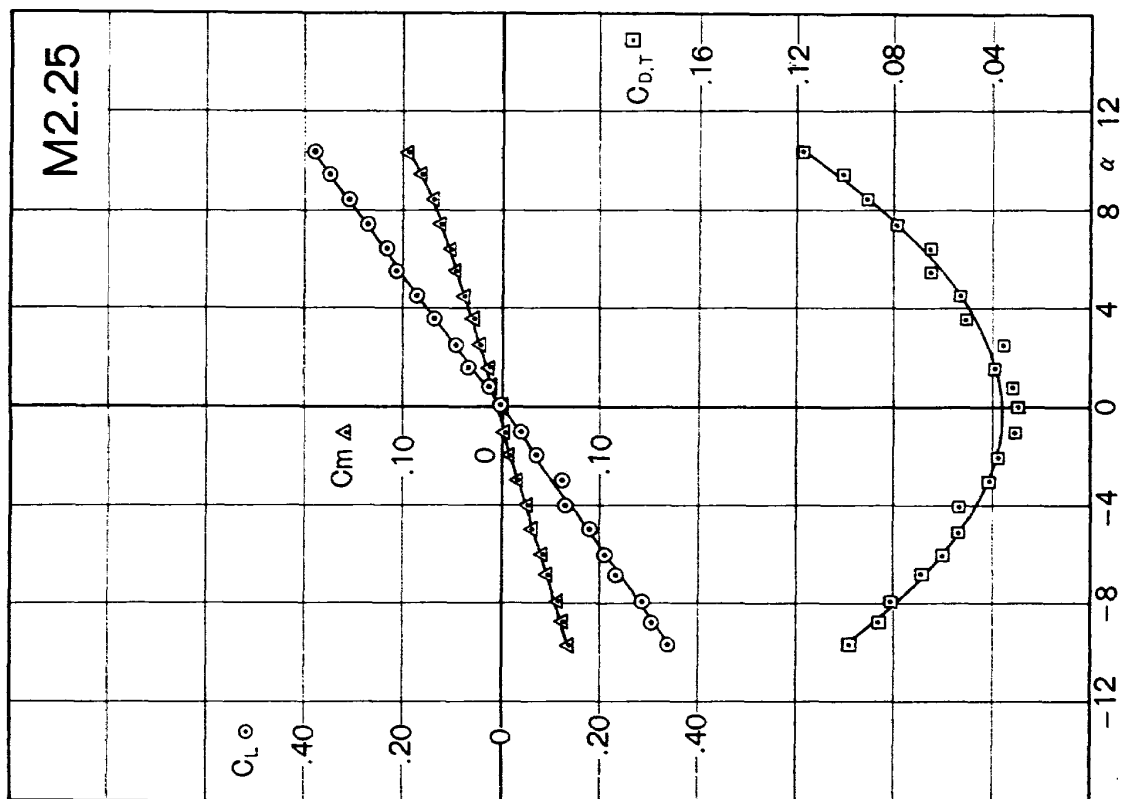
つぎに、固定遷移点の実験は第 2 図に示す位置に #80 のカーボランダムをラッカーで吹き付けて行ない、その結果を第 7 図 (a)~(g) に示す。



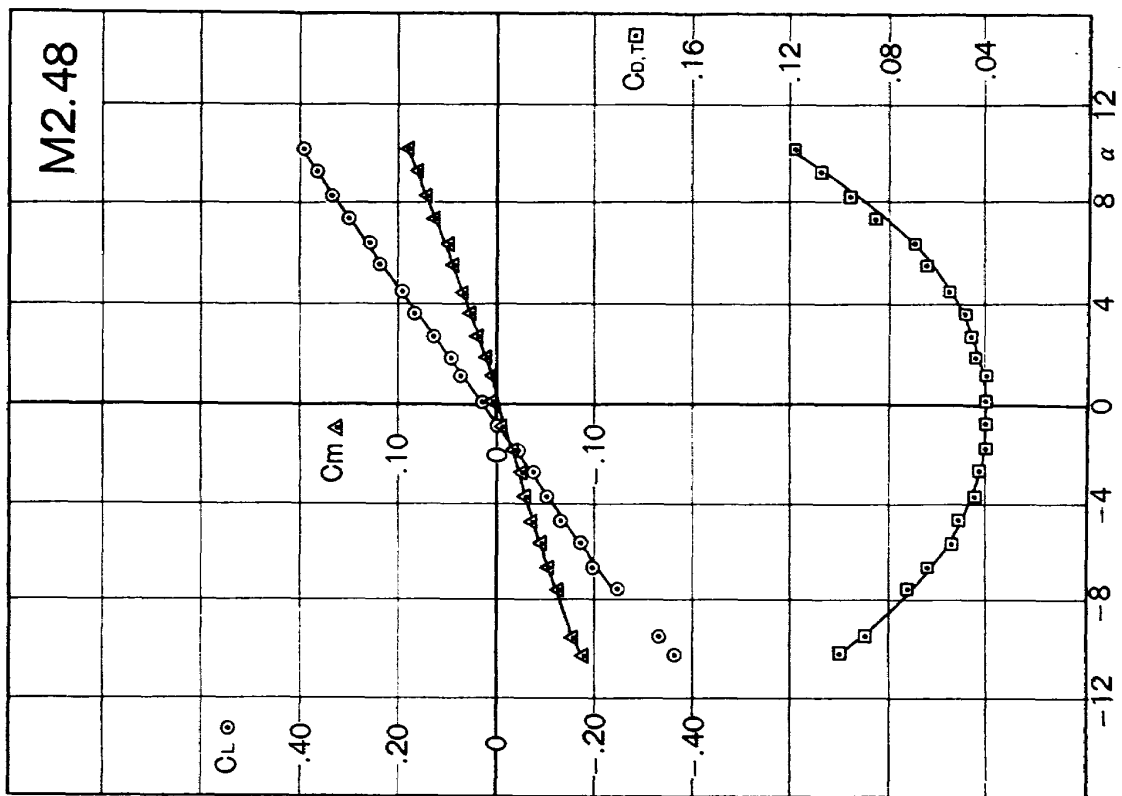
第 7 図 三分力特性曲線 (b)
(Roughness Band 付)



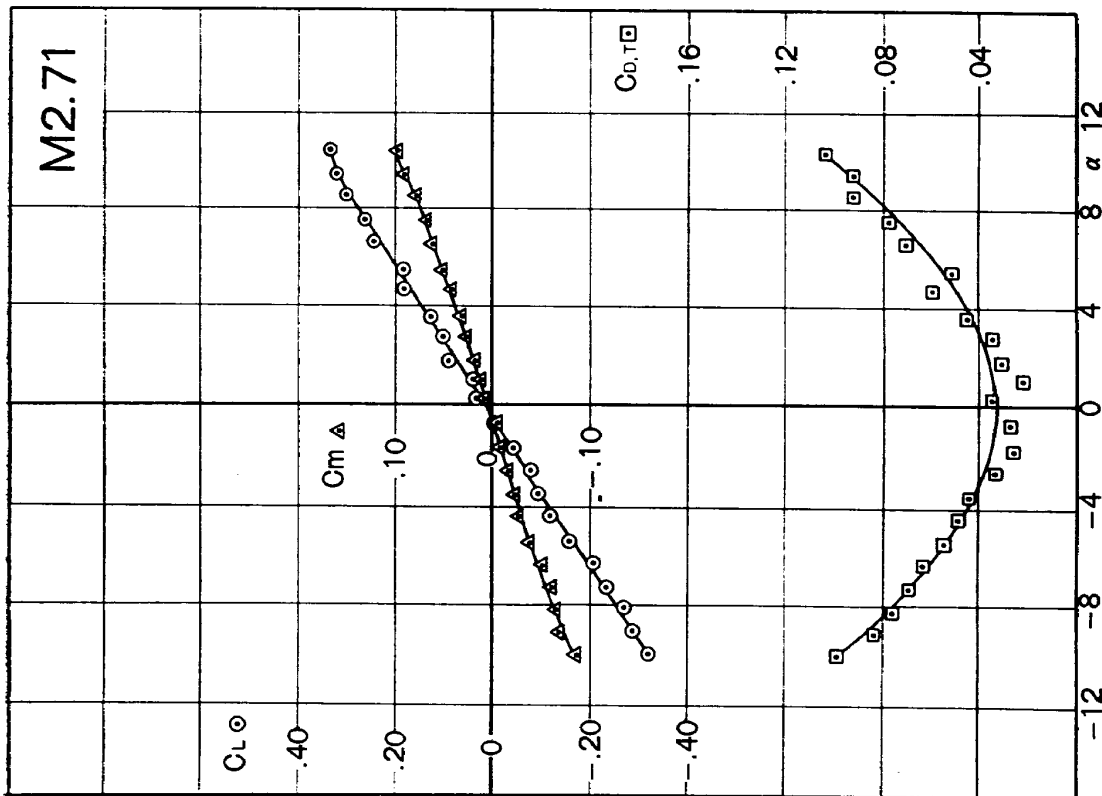
第 7 図 三分力特性曲線 (c)
(Roughness Band 付)



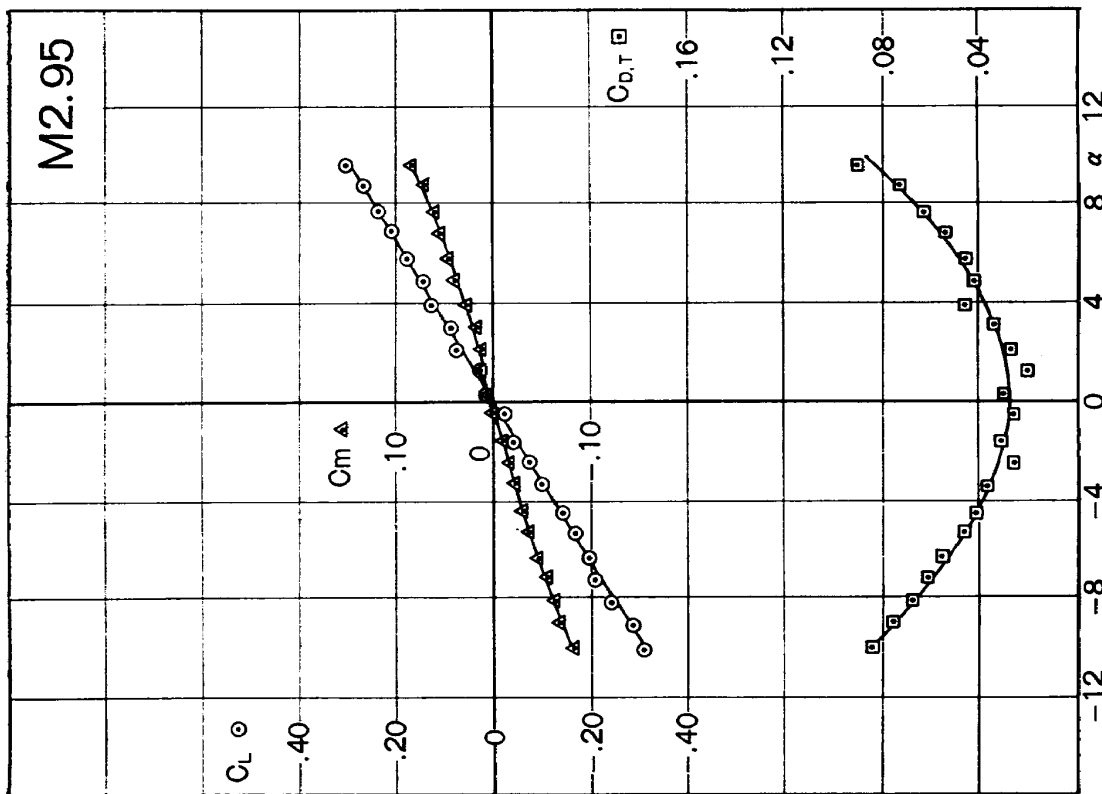
第7図 三分力特性曲線 (d)
(Roughness Band 付)



第7図 三分力特性曲線 (e)
(Roughness Band 付)



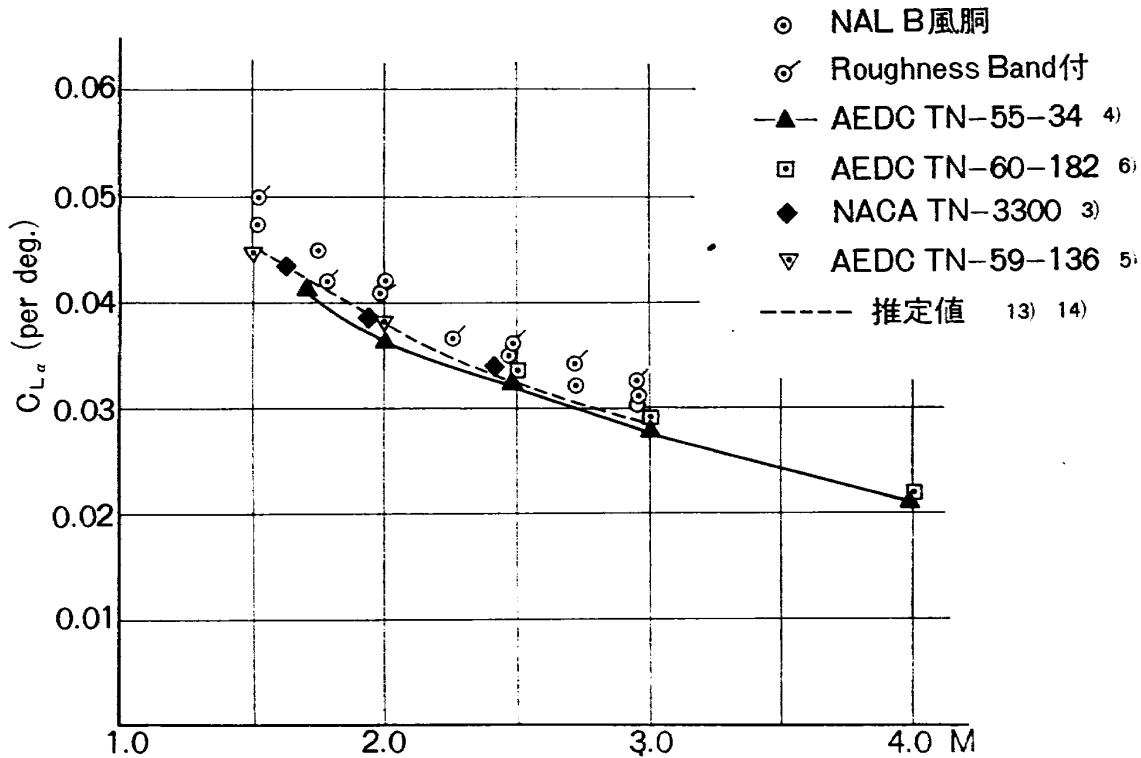
第7図 三分力特性曲線 (f)
(Roughness Band 付)



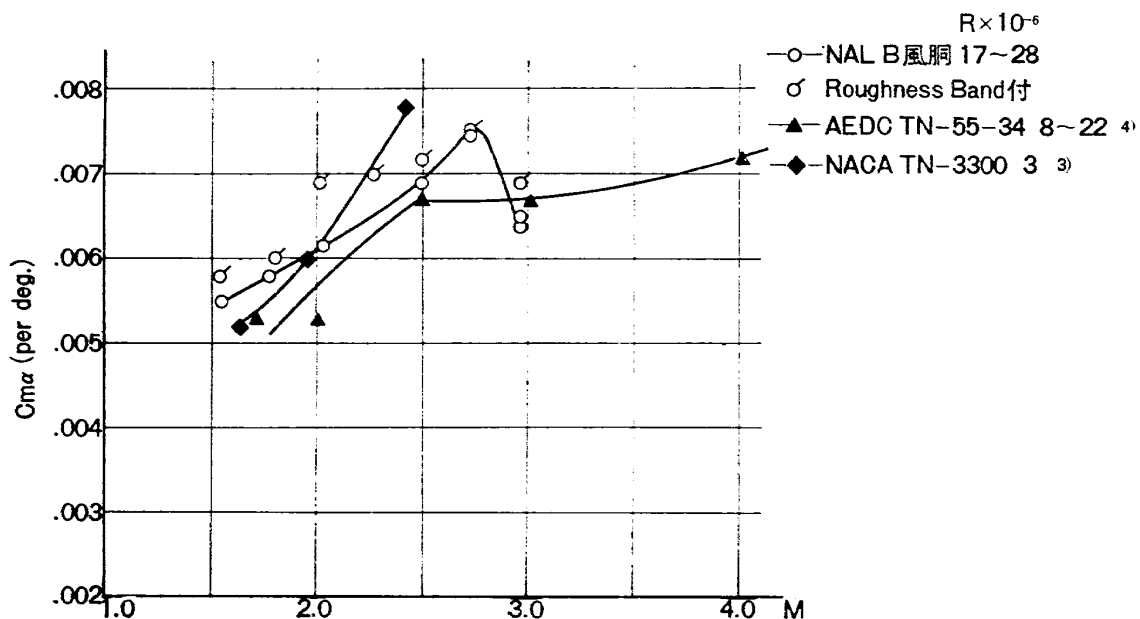
第7図 三分力特性曲線 (g)
(Roughness Band 付)

揚力傾斜:

揚力傾斜をマッハ数に対してとったのが第8図である。この図には他の超音速風洞^{3),4),5),6)}におけるデータと理論値が比較してある。傾向は合致しているが、個々の $C_{L\alpha}$ の値としては、実験の行なわれた全マッハ数領域においてじゃっかん高目に出ている。また、固定遷移点の実験では、自由



第8図 各マッハ数に対する揚力傾斜



第9図 各マッハ数に対する縦揺れモーメント傾斜

遷移点の場合とほとんど同じ値を示した。

縦揺れモーメント傾斜：

第9図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いるが、マッハ数 1.5 から 2.5 までの C_{ma} の増加は他の風洞の実験^{3),4)} と大きな差はない。マッハ数 2.5 から 3.0 へかけての C_{ma} の減少は他に実験例が見当たらないので比較できないが、胴体先端部の揚力傾斜のマッハ数に対する増加が直線的でないことによるものではないかと思われる。また、固定遷移点の実験では、自由遷移点の場合に比べジャっかん高い値を示した。

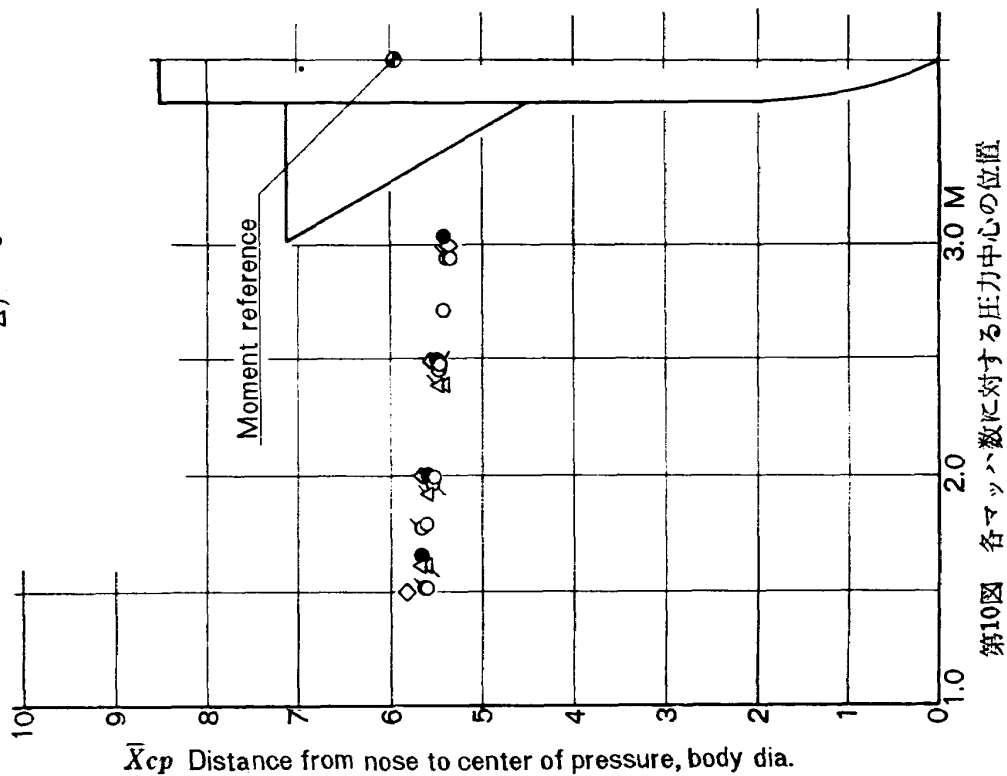
圧力中心の位置：

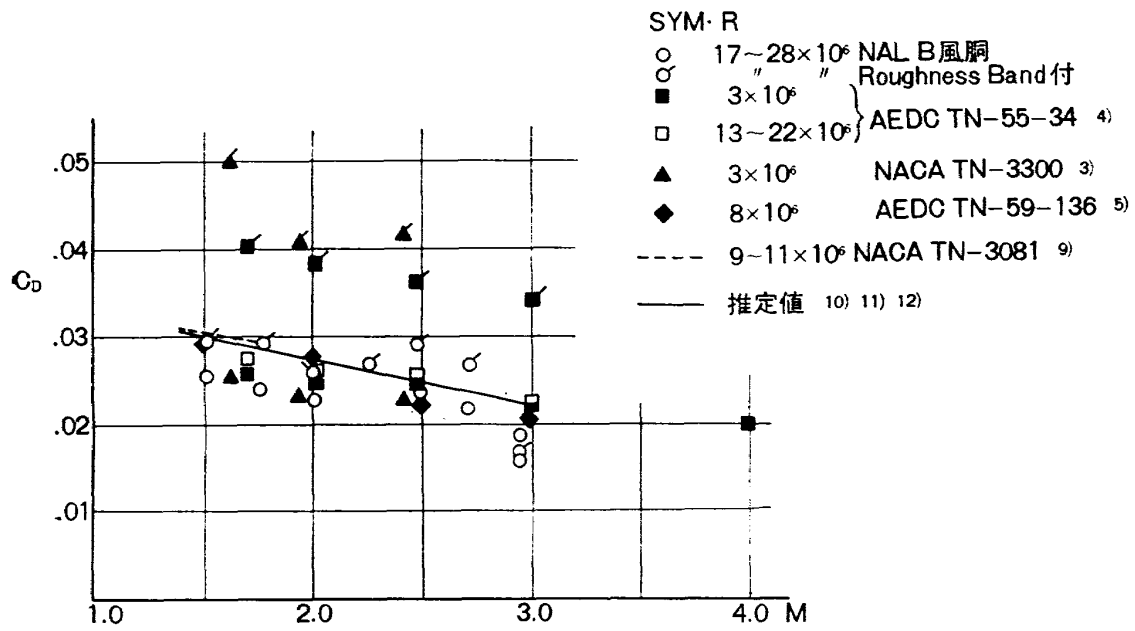
胴体先端からの圧力中心の位置を、胴体直径を基準にしてマッハ数に対して第10図に示す。マッハ数 1.5 から 3.0 の間に圧力中心は胴体直径の約 $1/2$ 前進する。圧力中心の位置に対する遷移点固定の影響はほとんど認められない。実験の行なわれたマッハ数の範囲内では、圧力中心は先端から $5.6d \sim 5.3d$ の間にある。また、他の風洞のデータ^{3),4),5)} と各マッハ数を通じて非常に良く一致している。

最小抗力係数：

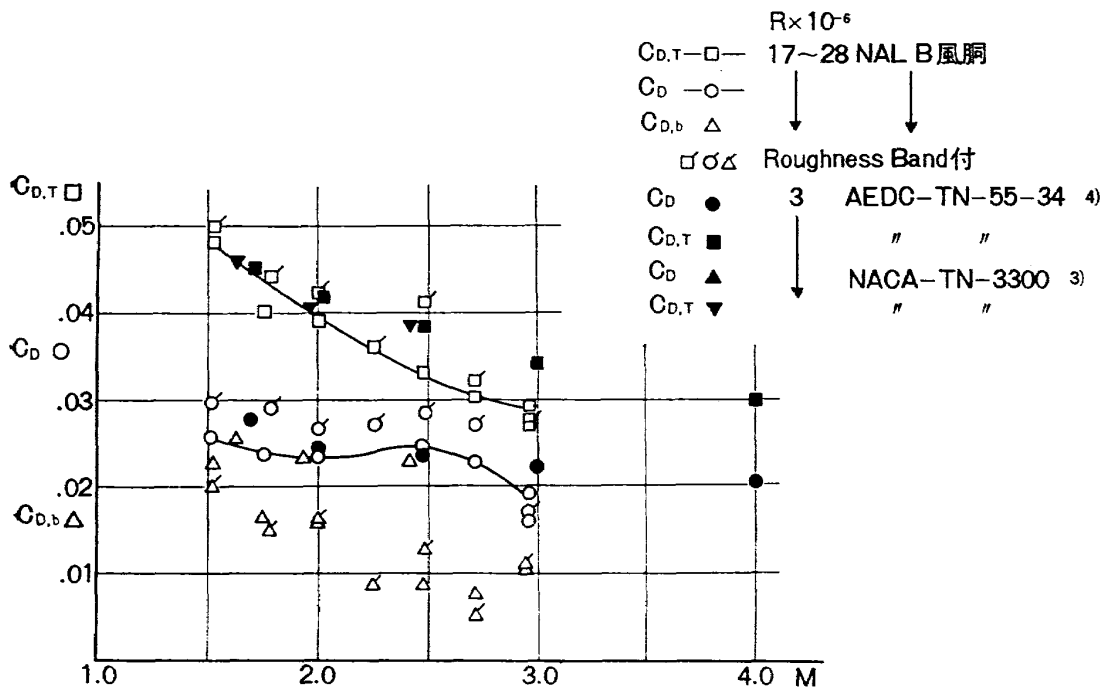
抗力係数についての結果を第11図に示す。実験ではスティングの平行部の長さが AGARD の仕様より短く、スティングからの干渉が底面抗力に効いていると思われる⁸⁾ ので、全抗力係数から底面抗力係数を差し引いてプロットしている。図の推定値における表面摩擦は Van Driest¹⁰⁾ の理論

- NAL B 風洞
- AEDC-TN-55-34 4)
- △ NACA TN-3300 3)
- ◇ AEDC TN-60-182 6)
- } Roughness Band付
- △ }





第11図 各マッハ数に対する抗力係数の他風洞との比較



第12図 $M \sim C_{D,T}, C_D, C_{D,b}$

値を使用し、全面乱流を仮定して胴体長および平均空力翼弦長を基準にした実験のレイノルズ数により算出した。圧力抵抗の推定には、翼に対しては Beane¹¹⁾ の理論値を、胴体に対しては Van Dyke¹²⁾ の方法によった。また NACA の飛行試験⁹⁾ のデータは安定のためにフィンがついているのでこの抗力は除いてある。第12図に全抗力係数、底面抗力係数およびそれを差引いた抗力係数をマッハ数に対してプロットした。

今回の実験は、他の風洞および飛行試験のデータと比較すると最小抗力係数は、大体において一致しているように思われるが、マッハ数 3.0 でじゃっかん低い値を示している。

固定遷移のときの抗力増加が NACA³⁾、AEDC⁴⁾ の実験値に比較して著しく少ないのは、レイノルズ数が今回の実験では高く乱流域が十分広いためであると思われる。また NACA³⁾ の値が特に高いのは、固定遷移の厚さが 0.5 mm で今回の実験に使用したものの約 2 倍あることにも原因していると思われる。

§ 6. む す び

この試験の結果は次のように総括しうる。

1. C_L , C_m の迎角に対する直線性は C_L は $\pm 6^\circ$, C_m は $\pm 4^\circ$ 位まではほぼ直線的变化を示す。
2. 揚力傾斜はマッハ数の増加とともに減少する傾向を示すが他の風洞の実験値、および理論値に較べじゃっかん高目に出ている。この点については、さらに、精度をあげて再実験を行なう必要があると思う。
3. 縦揺れモーメントの傾斜はマッハ数 2.75 くらいで上昇し、3.0 付近で減少している。
4. 圧力中心の位置は遷移固定に無関係にマッハ数の増加とともに前方に移動し、他風洞における実験値と非常に良く一致する。
5. 抗力係数は、他風洞の実験値に比べ、マッハ数 3.0 を除き他のマッハ数範囲ではほぼ良好な一致を示す。

以上の実験は第 1 次のもので今後、翼なしの B 模型あるいは AGARD-A 模型を使ってマッハ数 4.0 くらいまでの実験を進めていく予定である。

最後に、この実験を行なうにあたって種々御指導をいただいた河崎技官を始め、実験に御協力を願った第一制御研究室の方々、実験データの処理を願った計測工務部の関係者、模型の寸法検査および粗さ測定をしていただいた模型研究室の方々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) 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，航空技術研究所報告 TR-29 1962年10月。
- 2) AGARD Specification 2 AGARD Wind Tunnel Calibration Models. Sept. 1958 (Supersedes AG 4/M 3).
- 3) A. F. Bromm, Jr.; Investigation of Lift, Drag and Pitching Moment of a 60° Delta-Wing-Body Combination (AGARD Calibration Model B) in the Langley 9-Inch Supersonic Tunnel, NACA 3300 Sept. 1954.
- 4) 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.
- 5) C. J. Schueler and W. T. Strike; Calibration of a 40-inch Continuous Flow Tunnel at Mach Numbers 1.5 to 6, AEDC-TN-59-136 Nov. 1958.
- 6) J. D. Coats; Force Tests of an AGARD Calibration Model B at $M=2.5$ to 6.0, AEDC-TN-60-182.
- 7) 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.
- 8) C. J. Schueler An Investigation of Support Interference on AGARD Calibration Model-B. AEDC-TN-60-35, Feb. 1960.
- 9) R. O. Piland; The Zero-Lift Drag of a 60° Delta-Wing-Body Combination (AGARD Model 2) obtained from Free-Flight Tests Between Mach Numbers of 0.8 and 1.7. NACA, 3081 April 1954.
- 10) E. R. Van Driest; Turbulent Boundary Layer in Compressible Fluids. Jour. Aero. Sci., Vol. 18, No. 3, Mar. 1951. pp. 145-160, 216.
- 11) B. Beane; The Characteristics of Supersonic Wings Having Biconvex Sections, Jour. Aero. Sci., Vol. 18, No. 1, Jan. 1951, pp. 7~20.
- 12) M. D. Van Dyke; Practical Calculation of Second-Order Supersonic Flow Past Nonlifting Bodies of Revolution. NACA 2744, July. 1952.
- 13) W. C. Pitts; Lift and Center of Pressure of Wing-Body-Tail Combinations at Subsonic, Transonic, and Supersonic Speeds. NACA Report 1307, 1957.
- 14) W. E. Buford; The Effects of Afterbody Length and Mach Number on the Normal Force and Center of Pressure of Conical and Ogival Nose Bodies. Jour. Aero. Sci., Vol. 25, No. 2, Feb. 1958, pp. 103~108.

表 1

ラン 番号	M	$\rho_0(\text{kg/cm}^2 a)$	$q(\text{kg/cm}^2)$	$R \times 10^{-6}$	干渉な どの補 正方式	$C_{L\alpha} \left(\frac{1}{\text{deg}}\right)$	$C_{m\alpha} \left(\frac{1}{\text{deg}}\right)$	$C_{D, r_{min}}$	$C_{D, b}$	C_D
733	1.52	1.712	0.732	17.84	(I)	0.0475	0.0055	0.0480	-0.0225	0.0255
727	1.99	2.110	0.760	18.96	"	0.0420	0.0062	0.0390	-0.0158	0.0232
728	2.47	3.015	0.793	21.90	"	0.0350	0.0069	0.0330	-0.0085	0.0245
732	2.95	4.810	0.862	27.93	"	0.0310	0.0064	0.0290	-0.0101	0.0189
749	1.75	1.812	0.730	17.80	(II)	0.0450	0.0058	0.0400	-0.0164	0.0236
751	2.71	3.722	0.812	23.73	"	0.0320	0.0075	0.0300	-0.0075	0.0225
763	1.52	1.680	0.719	17.45	"	0.0495	0.0058	0.0495	-0.0199	0.0296
761	1.98	2.110	0.763	19.16	"	0.0410	0.0069	0.0420	-0.0155	0.0265
760	2.48	3.071	0.799	22.32	"	0.0360	0.0072	0.0410	-0.0125	0.0285
759	2.95	4.784	0.853	27.30	"	0.0325	0.0069	0.0275	-0.0112	0.0163
794	1.78	1.800	0.717	17.40	(III)	0.0420	0.0060	0.0440	-0.0149	0.0291
795	2.25	2.420	0.743	19.14	"	0.0365	0.0070	0.0360	-0.0085	0.0275
796	2.71	3.608	0.785	23.20	"	0.0340	0.0075	0.0320	-0.0048	0.0272
813	2.95	4.410	0.823	27.00	"	0.0300	0.0065	0.0265	-0.0108	0.0157

付 録

天秤および迎角の出力の物理量への変換，出力相互の干渉の補正およびスティングの撓みの補正を次表に示す。なお補正に三つの方式を使ったのは，実験中天秤の感度および40%較正值に変化を生じたためである。

補正方式	出力	物 理 量	真 の 物 理 量	適用実験番号
(I)	N_1'	$\bar{N}_1 = N_1' \times \frac{314}{40\%較正值} \text{ (kg)}$	$N_1 = \bar{N}_1 + 0.010 \bar{N}_2$	# 727 ~ # 733
	N_2'	$\bar{N}_2 = N_2' \times \frac{302}{40\%較正值} \text{ (kg)}$	$N_2 = \bar{N}_2 + 0.075 \bar{N}_1$	
	X'	$\bar{X} = X' \times \frac{48.6}{40\%較正值} \text{ (kg)}$	$X = \bar{X} - 0.005 \bar{N}_1$	
	α'	$\bar{\alpha} = \alpha' \times \frac{10.38}{40\%較正值} \text{ (}^\circ\text{)}$	$\alpha = \bar{\alpha} + 0.0045 \bar{N}_1 + 0.0015 \bar{N}_2$	
(II)	N_1'	$\bar{N}_1 = N_1' \times \frac{316}{40\%較正值} \text{ (kg)}$	$N_1 = \bar{N}_1 + \begin{cases} 0.01\bar{N}_2 & \bar{N}_2 > 0 \\ 0.01875\bar{N}_2 & \bar{N}_2 < 0 \end{cases}$	# 749 ~ # 763
	N_2'	$\bar{N}_2 = N_2' \times \frac{301}{40\%較正值} \text{ (kg)}$	$N_2 = \bar{N}_2 + \begin{cases} 0.075\bar{N}_1 & \bar{N}_1 > 0 \\ 0.0825\bar{N}_1 & \bar{N}_1 < 0 \end{cases}$	
	X'	$\bar{X} = X' \times \frac{25.8}{40\%較正值} \text{ (kg)}$	$X = \bar{X} + \begin{cases} 0.025\bar{N}_1 & \bar{N}_1 > 0 \\ -0.005\bar{N}_1 & \bar{N}_1 < 0 \end{cases}$ $+ \begin{cases} 0.001\bar{N}_2 & \bar{N}_2 > 0 \\ -0.001\bar{N}_2 & \bar{N}_2 < 0 \end{cases}$	
	α'	$\bar{\alpha} = \alpha' \times \frac{10.38}{40\%較正值} \text{ (}^\circ\text{)}$	$\alpha = \bar{\alpha} + 0.0045\bar{N}_1 + 0.0015\bar{N}_2$	
(III)	N_1'	$\bar{N}_1 = \frac{N_1'}{40\%較正值} \times \begin{cases} 303 & N_1' > 0 \\ 315 & N_1' < 0 \end{cases}$	$N_1 = \bar{N}_1 + \begin{cases} 0.01\bar{N}_2 & \bar{N}_2 > 0 \\ 0.01875\bar{N}_2 & \bar{N}_2 < 0 \end{cases}$	# 794 以降
	N_2'	$\bar{N}_2 = \frac{N_2'}{40\%較正值} \times \begin{cases} 292 & N_2' > 0 \\ 301 & N_2' < 0 \end{cases}$	$N_2 = \bar{N}_2 + \begin{cases} 0.075\bar{N}_1 & \bar{N}_1 > 0 \\ 0.0825\bar{N}_1 & \bar{N}_1 < 0 \end{cases}$	
	X'	$\bar{X} = X' \times \frac{25.1}{40\%較正值}$	$X = \bar{X} + \begin{cases} 0.025\bar{N}_1 & \bar{N}_1 > 0 \\ -0.005\bar{N}_1 & \bar{N}_1 < 0 \end{cases}$ $+ \begin{cases} 0.001\bar{N}_2 & \bar{N}_2 > 0 \\ -0.001\bar{N}_2 & \bar{N}_2 < 0 \end{cases}$	
	α'	$\bar{\alpha} = \alpha' + \frac{10.38}{40\%較正值} \text{ (}^\circ\text{)}$	$\alpha = \bar{\alpha} + 0.0045\bar{N}_1 + 0.0015\bar{N}_2$	

<p>NAL TM-20 航空宇宙技術研究所 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</p> <p>1963年 7 月 19ページ</p>	<p>I. 高木 廣 治 喬 谷 齊 藤 秀 夫 新 井 忠 II. NAL TM-20 533. 6. 013 III.</p>	<p>NAL TM-20 航空宇宙技術研究所 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</p> <p>1963年 7 月 19ページ</p>	<p>I. 高木 廣 治 喬 谷 齊 藤 秀 夫 新 井 忠 II. NAL TM-20 533. 6. 013 III.</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、1962 年 12 月から 1963 年 3 月の間に行なわれた AGARD 標準模型 B による三分力の試験結果を示す。マッハ数は 1.5 ～ 3.0 でレイノルズ数は 17 ～ 28 × 10⁶ の範囲である。</p> <p>試験結果については、揚力は迎角 6° まで、縦揺れモーメントは 4° 位まで直線的变化を示した。揚力傾斜、圧力中心位置の移動、および最小抗力係数はともに諸外国風洞の実験値および計算による推定値とよく一致した値を示し、本風洞で実用上十分な結果が得られることが確認された。</p>	<p>I. 高木 廣 治 喬 谷 齊 藤 秀 夫 新 井 忠 II. NAL TM-20 533. 6. 013 III.</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、1962 年 12 月から 1963 年 3 月の間に行なわれた AGARD 標準模型 B による三分力の試験結果を示す。マッハ数は 1.5 ～ 3.0 でレイノルズ数は 17 ～ 28 × 10⁶ の範囲である。</p> <p>試験結果については、揚力は迎角 6° まで、縦揺れモーメントは 4° 位まで直線的变化を示した。揚力傾斜、圧力中心位置の移動、および最小抗力係数はともに諸外国風洞の実験値および計算による推定値とよく一致した値を示し、本風洞で実用上十分な結果が得られることが確認された。</p>	<p>I. 高木 廣 治 喬 谷 齊 藤 秀 夫 新 井 忠 II. NAL TM-20 533. 6. 013 III.</p>
<p>NAL TM-20 航空宇宙技術研究所 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</p> <p>1963年 7 月 19ページ</p>	<p>I. 高木 廣 治 喬 谷 齊 藤 秀 夫 新 井 忠 II. NAL TM-20 533. 6. 013 III.</p>	<p>NAL TM-20 航空宇宙技術研究所 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</p> <p>1963年 7 月 19ページ</p>	<p>I. 高木 廣 治 喬 谷 齊 藤 秀 夫 新 井 忠 II. NAL TM-20 533. 6. 013 III.</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、1962 年 12 月から 1963 年 3 月の間に行なわれた AGARD 標準模型 B による三分力の試験結果を示す。マッハ数は 1.5 ～ 3.0 でレイノルズ数は 17 ～ 28 × 10⁶ の範囲である。</p> <p>試験結果については、揚力は迎角 6° まで、縦揺れモーメントは 4° 位まで直線的变化を示した。揚力傾斜、圧力中心位置の移動、および最小抗力係数はともに諸外国風洞の実験値および計算による推定値とよく一致した値を示し、本風洞で実用上十分な結果が得られることが確認された。</p>	<p>I. 高木 廣 治 喬 谷 齊 藤 秀 夫 新 井 忠 II. NAL TM-20 533. 6. 013 III.</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、1962 年 12 月から 1963 年 3 月の間に行なわれた AGARD 標準模型 B による三分力の試験結果を示す。マッハ数は 1.5 ～ 3.0 でレイノルズ数は 17 ～ 28 × 10⁶ の範囲である。</p> <p>試験結果については、揚力は迎角 6° まで、縦揺れモーメントは 4° 位まで直線的变化を示した。揚力傾斜、圧力中心位置の移動、および最小抗力係数はともに諸外国風洞の実験値および計算による推定値とよく一致した値を示し、本風洞で実用上十分な結果が得られることが確認された。</p>	<p>I. 高木 廣 治 喬 谷 齊 藤 秀 夫 新 井 忠 II. NAL TM-20 533. 6. 013 III.</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×20cm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×18cm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

注：欠番は配布先を限定したものの。

航空宇宙技術研究所資料20号

昭和38年7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
