

# 航空宇宙技術研究所資料

TM-28

一段式観測ロケットの超音速風洞試験

谷 喬・原 亘 利  
榊 原 盛 三・外 立 政 隆

1964 年 1 月

航空宇宙技術研究所

# 一段式観測ロケットの超音速風洞試験\*

谷 喬\*\*・原 亘 利\*\*  
榊 原 盛 三\*\*・外 立 政 隆\*\*

## § 1 ま え が き

航空宇宙技術研究所の1m×1m吹出式超音速風洞において1962年12月より1963年9月まで数次にわたって行なわれた一段式観測ロケット模型の三分力試験結果について報告する。模型はプリンス自動車㈱よりの委託試験として昭和36年度に遷音速風洞試験を行なったものの一部を改造して使用した。測定は迎角範囲 $\pm 10^\circ$ における揚力、抗力、縦ゆれモーメント、圧力および迎角0における底面圧力について行なった。測定マッハ数は1.5から3.5までの間で模型に応じて適当に選定された。試験結果はほぼ推定値に近い結果が得られ、遷音速風洞試験結果ともおおむねなめらかにつながっている。

## § 2 記 号

$C_{DF}$  抗力係数、但し底面抗力を除いたもの、 $C_{DF}=C_{DT}-C_{Db}$

$C_{Db}$  底面抗力係数  $C_{Db}=P_b(S_b/S)$

$C_{Dmin}$  最小抗力係数、揚力零で底面抗力も除いたもの

$C_{DT}$  全抗力係数、底面抗力を含むもの

$C_L$  揚力係数

$C_{La}$  揚力傾斜  $(\partial C_L/\partial \alpha)_a=0$

$C_m$  縦ゆれモーメント係数、先端まわり、全長基準

$C_{ma}$  縦ゆれモーメント傾斜、 $(\partial C_m/\partial \alpha)_a=0$

$C_N$  垂直力係数

$C_{Na}$  垂直力傾斜  $(\partial C_N/\partial \alpha)_a=0$

$M$  マッハ数

$N_1, N_2$  天秤垂直力成分

\* 昭和39年1月8日受付

\*\* 空気力学第二部

$P_b$	底面抗力係数	$(p_b - p_\infty)/q$
$p_b$	底面圧	
$p_\infty$	一様流静圧	
$q$	動 圧	
$S$	基準面積, 胴体の平行部断面積	
$S_b$	胴体底面面積	
$X$	軸方向力	
$x_{cp}$	先端より圧力中心までの距離	
$\alpha$	迎 角	

### § 3 風洞, 模型および実験の要領

試験を行なった風洞は航技研の  $1\text{ m} \times 1\text{ m}$  吹出式超音速風洞であって, 可撓ノズルにより  $1.4 \sim 4.0$  間任意のマッハ数に設定できるものである。風洞については航技研報告<sup>1)</sup>に記載されている。

模型は頭部および尾翼が交換できる形式のもので, 頭部 5 種, 中間部 2 種, 尾翼 5 種が用意された。その組合せと対応する番号および各部の寸法を第 1 図に示す。これらの模型は遷音速風洞天秤に装着するように製作されていたもので, 超音速風洞天秤にとりつけるため若干加工が必要であった。

実験の要領は前に報告した AGARD 標準模型 B 型の三分力試験<sup>2)</sup> とほぼ同様であって, 迎角は  $-10^\circ \sim +10^\circ$  の間を毎秒  $2^\circ$  の速さで連続的に変化させながら計測を行なった。

空気力の計測は米国 TASK 社の 1.5 インチ内挿式ストレインゲージバランスを用いており, その容量は

垂直力成分  $N_1, N_2$                       各 1,000 ポンド

軸 方 向 力  $X$                               150 ポンド

である。この秤量は後にのべるように本模型に働く空気力に比して大き過ぎるが, 高いマッハ数の試験における起動停止時の荷重に対して必要と考えられた。

データはデジタルに変換された後天秤各要素間の干渉を補正し, まず機体軸に関して  $N_1, N_2$  より合力としての垂直力, 先端まわりのモーメントを算出し, またこれらを係数としてあらわしている。さらに, 安定軸に変換し揚力, 抗力としても表示されるがいずれも結果はほぼ迎角変化  $1^\circ$  ごとに算出される。ただし軸方向力  $X$  および抗力は底面抵抗を含んだ値であって, 後に最小抗力について整理するときはこれを補正している。

垂直力傾斜, 揚力傾斜およびモーメント傾斜はこれらの係数値を迎角に対してプロットした後図上で求めている。この方法では迎角 0 における傾斜が幾分真の値より大きく, 又  $C_{L\alpha}$  と等しいは

ずの  $C_{Na}$  が  $C_{La}$  よりも大きくよみとられる傾向がある。これらのことから最も重要と思われる圧力中心の位置は直接  $N_1$ ,  $N_2$  の値から算出した。しかしこのばあいも迎角 0 近くでは両成分とも微小の量となるため測定誤差の比率が増して精度が低下することが多い。 $C_{ma}/C_{Na}$  から求めた値はほぼこの直接計算値に近いが、 $C_{ma}/C_{La}$  より求めるときは前述のことから幾分大きい値となる。

集合胴圧力  $p_0$ 、一様流静圧  $p_s$ 、模型底面圧  $p_b$  等は精密圧力計、あるいはマノメータで計測しており、 $p_0$ ,  $p_s$  は実験中一定とみなしうる。 $p_b$  は迎角 0 の状態のみで計測しているが、このシリーズの模型は後端がポートテイルとなっており、また圧力孔もないため（測定はスティング上に圧力導管を引き先端が尾部直前に位置するようにして行なったが）計測にはかなり困難を伴った。

実験中シュリーレン写真も撮影されたが模型の寸法に対しシュリーレン観測用窓の視野が十分でないため良好な結果が得られなかった。後にかかげる第10図は特にスティングの長さを変えてシュリーレン撮影のため行なったテストによるものである。

## § 4 実験結果

### 3.1 実験

実験を行なったマッハ数は基本型となっている #1 の模型に重点をおき、その他のものについては一部のマッハ数についてだけ行なわれた。各模型について試験マッハ数を第1表に、また代表的な三分力データを第3図(a)~(n)に示す。

(第1表) 実験番号

試験マッハ数		1.5	1.75	2.0	2.25	2.5	2.75	3.0	3.5
模型番号									
#	1	Run 776	777	773	686	781	782	783	786
	2	700	949	866		692			
	3	699		867		688			
	4	853		868	779	780		784	787
	5	697		696					
	6	701		865					
	7	920	919	918		917		948	
	8	952	857	863		916		947	
	9	855	856	864		910			
	10	705		706		945		946	
	3 (45°ロール)	1,048		1,043		1,042			

特に #6 については全長が本風洞に対して過大であり低いマッハ数では先端から出る衝撃波が風洞壁で反射して再び模型に当たっていると思われ、また高いマッハ数では起動、停止時の振動が甚し

いたためごく限られたテストだけを行なった。

なお、実験は普通一對の尾翼が常に垂直面（ $z-x$  面）上にあるような状態で迎角をとって行なっているが（十字尾翼）一部模型を  $45^\circ$  ロールさせた実験（X字尾翼）をも行なった。その結果少くとも迎角の小さい範囲では理論から予想される通り空力特性に変化のないことがたしかめられた。

一例として第 3 図(g)に対するばあいを第 3 図(o)に示す。

試験レイノルズ数は  $1\text{ m}$  につき  $2 \sim 4 \times 10^7$  の範囲であった。

### 3.2 揚 力

揚力傾斜のマッハ数による変化を第 4 図(a)~(c)に示す。今図(a)にみるように頭部形状を変化させても揚力にはほとんど影響がない。しかし尾部の形状を変えると当然性能に大きく影響する。デルタ翼（# 7）が最も大きい揚力傾斜をもつが、これは翼面積も最大である。揚力傾斜のマッハ数による変化はデルタ翼が最も甚しく、 $60^\circ$ 後退翼（# 8）が最もゆるやかである。比較に用いた計算は *NACA Report 1307*<sup>4)</sup> の方法によったものであるが、実験結果はおおむねこれと一致している。なお胴体のみ（# 9）の試験は出力が天秤容量に比して過小のためよいデータが得られなかったものでマッハ数に対する表示は今回は省略した。

### 3.3 縦ゆれモーメントおよび圧力中心

縦ゆれモーメントは先端まわりに頭上げ正、全長基準にとっているが、ロケットの安定性の判定には圧力中心位置の表示が見易いと思われたので、ここにはマッハ数に対するモーメント傾斜の変化は一例だけを示した（第 5 図）

圧力中心のマッハ数による変化は第 6 図に示される。頭部の変化はほとんど影響ないためここには省略してある。予想通りマッハ数の増加と共に圧力中心は甚しく前進する。後退翼が最も安全側にあるがその差はわずかである。結果は *NACA Report 1307* の方法による推定値に近いものと考えられる。

### 3.4 軸方向力、抗力

天秤に感じる軸方向力  $X$ 、およびこれから計算した全抗力係数  $C_{DF}$  は底面抗力を含んでいるので後の整理にはこれを補正した  $C_{DF}$  或は  $C_{Dmin}$  を用いている。前にのべたように底面圧力の測定はかなり困難であったが一般に静圧との差は小さく、またほとんどの模型がポートテイルになっており底面積も小さいため補正值としてはあまり大きくなかった。

第 7 図 (a)~(e) に各模型のマッハ数による  $C_{Dmin}$  の変化を示す。遷音速風洞のデータについても底面抗力を補正した値を用いているがレイノルズ数は一致しないため摩擦抵抗にも差があるはずである。しかし見掛け上データはほぼつながっているものと言えよう。

#1 と #2 との抵抗の差はほとんど  $20^\circ$  cone と  $30^\circ$  cone との pressure drag の差とみられる

が、この理論値は  $M=1.5$  で約 0.12,  $M=2.5$  で約 0.09 でありこれは実験結果と一致している。  
#3 と #4 との差もおおむね予想通りであった。#1 の先端にわづかの丸みをつけた #5 については精度の範囲で差が認められなかった。60° 後退翼については音速前縁 ( $M=2$ ) に達するまでは抵抗がかなり小さいことが確かめられた。

最後に第 8 図に胴体のみの模型 #9 とこれに翼をつけた #1 とについて抵抗の近似計算との比較が示されている。摩擦抵抗は全面乱流として胴体および翼について平板の値<sup>5)</sup> を用いたがこの際レイノルズ数としては、それぞれ胴体全長あるいは平均弦翼長によっている。翼(第 9 図)の pressure drag は前縁のみを無限長後退翼の値によって推定した。これらの結果から翼のもつ抵抗が全体に対して占める割合の大きいことが確かめられた。

第10図には第 3 図にデータを示したテストの一部に対応するシュリーレン写真をかかげた。

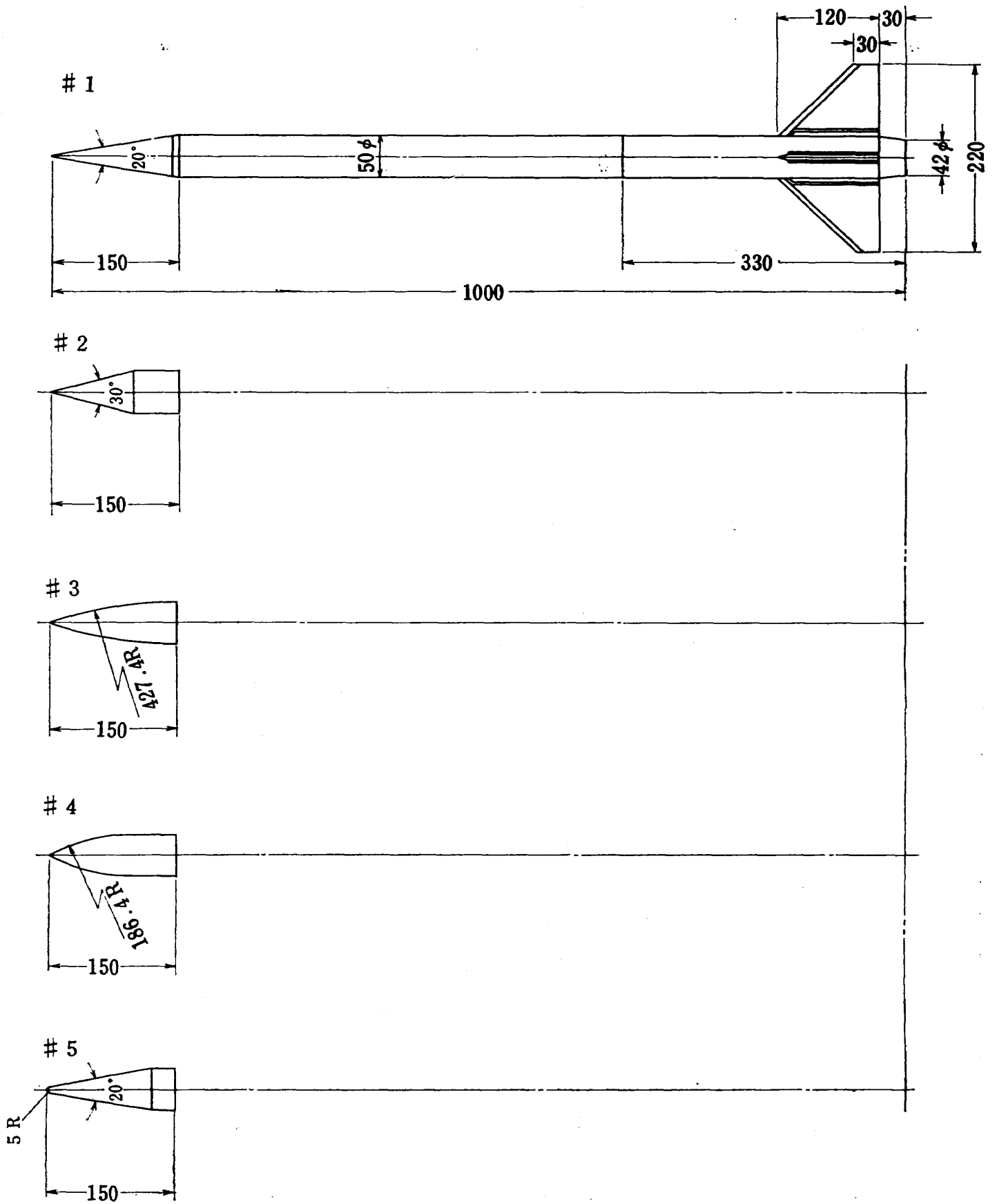
## § 5 む す び

今回の報告は吹出式超音速風洞で行なわれている ロケット全機模型試験の最初のシリーズである。したがって精度その他にもまだ問題の点も多いが最近この方面のデーターの要求が多いので一応現在までの結果をまとめたものである。現在この結果にもとづきさらに広い範囲の系列試験や多段式ロケットの実験が計画され、進行中である。

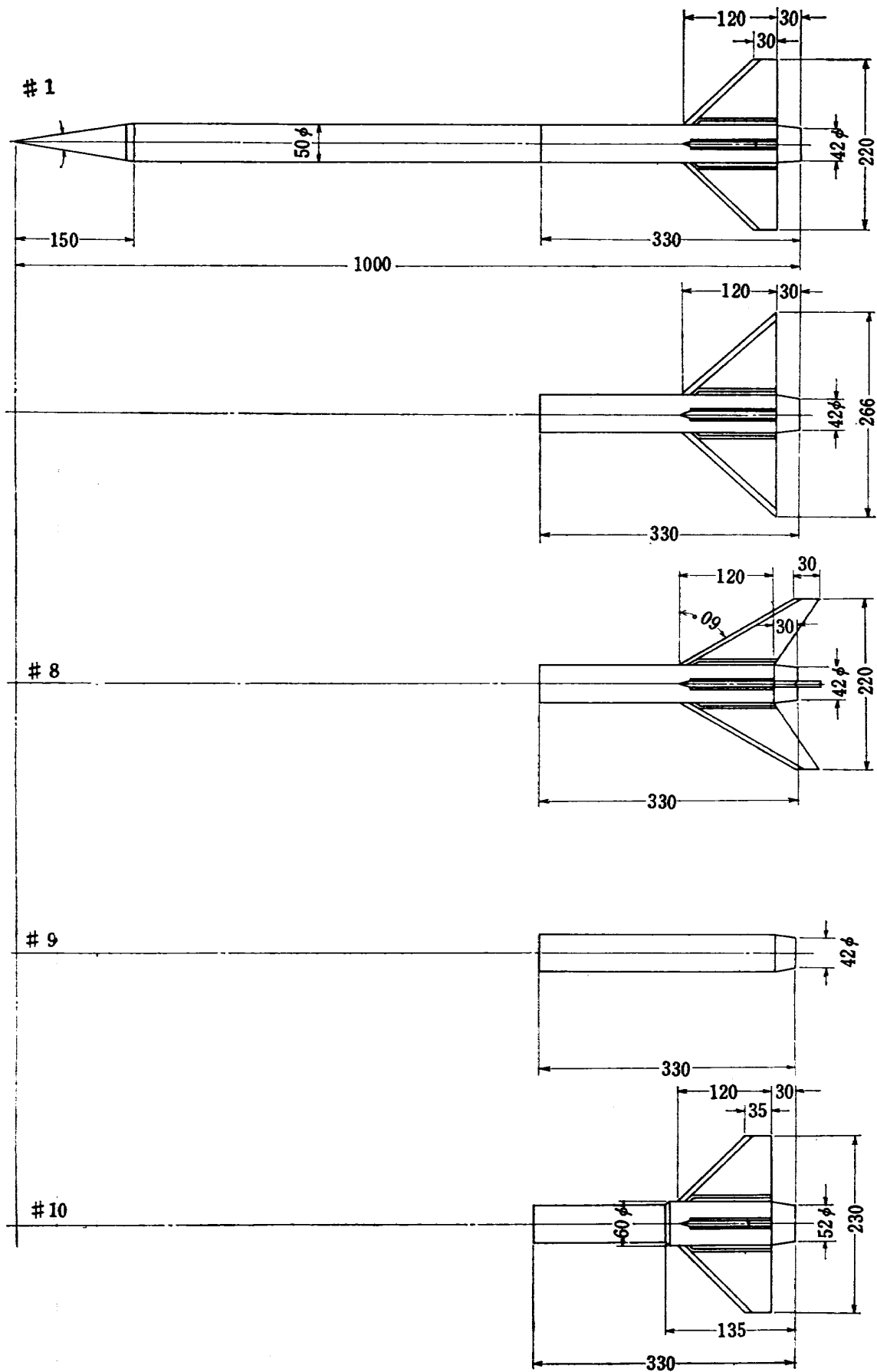
吹出式超音速風洞の試験は本風洞制御・計測研究室全員のほか第一制御研究室、計測工務部の協力によって行なわれるものであり、また特に本試験を通じて御指導いただいた重見部長、河崎技官、小橋技官、高木技官、模型の改造に協力いただいたプリンス自動車工業㈱の関係者に深く感謝する次第である。

## 文 献

- 1) 航空技術研究所空気力学第二部: 1 m×1 m 吹出式超音速風洞の計画と構造, 航空技術研究所 報告 TR-26 1962年10月
- 2) 高木廣治・谷喬・斎藤秀夫・新井忠: 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, 航空宇宙技術研究所資料 TM-20 1963年 7 月
- 3) プリンス自動車工業㈱研究所: 気象観測ロケットの空力性能に関する研究報告書 研究報告第 40号, 昭和37年 2 月
- 4) W.C. Pitts, 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) E.R. Van Driest, Turbulent Boundary Layer in Compressible Fluids, Jour. Aero. Sci. Vol 18, pp. 145~160, 1951

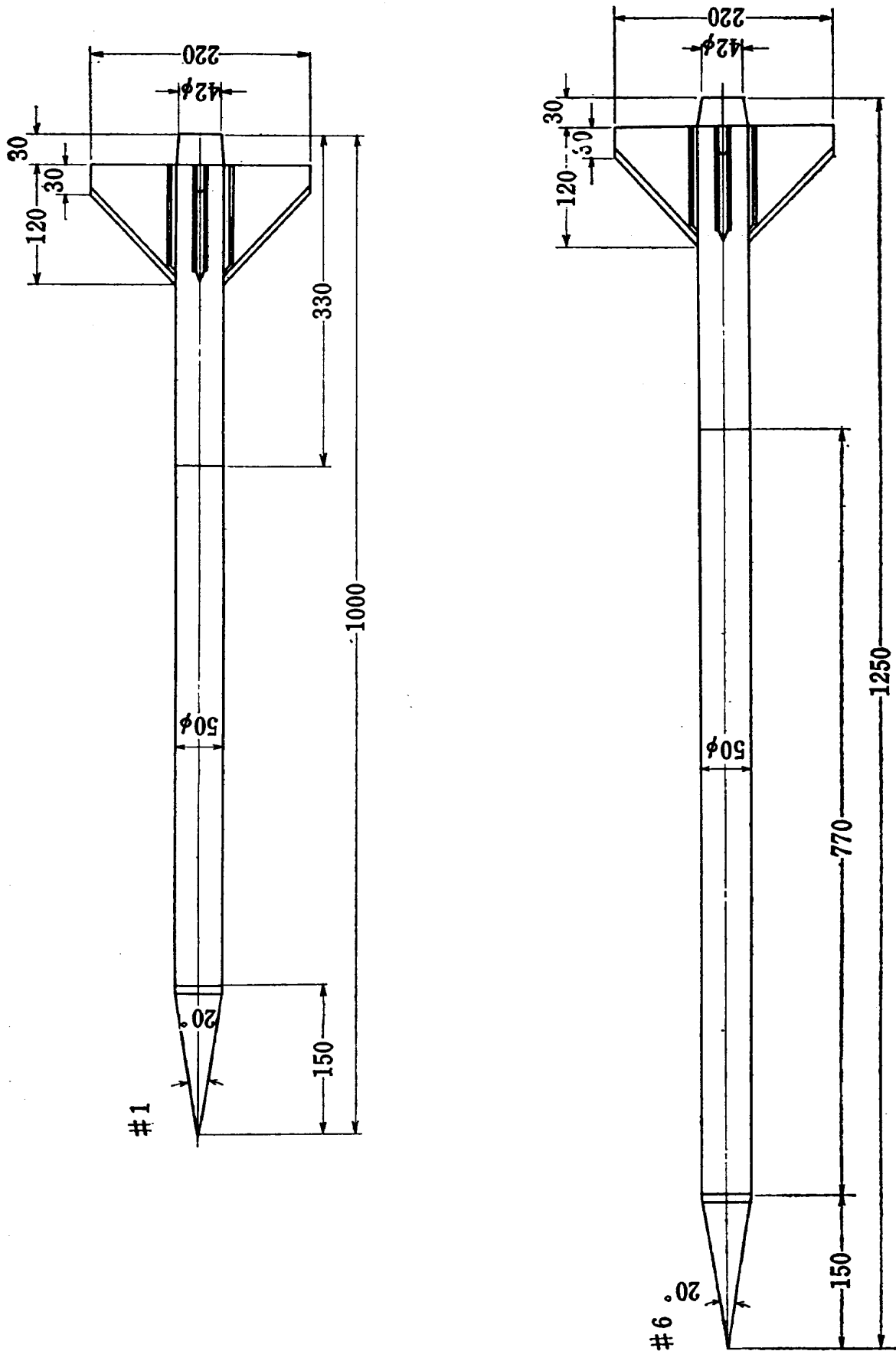


第1図 供試模型と番号

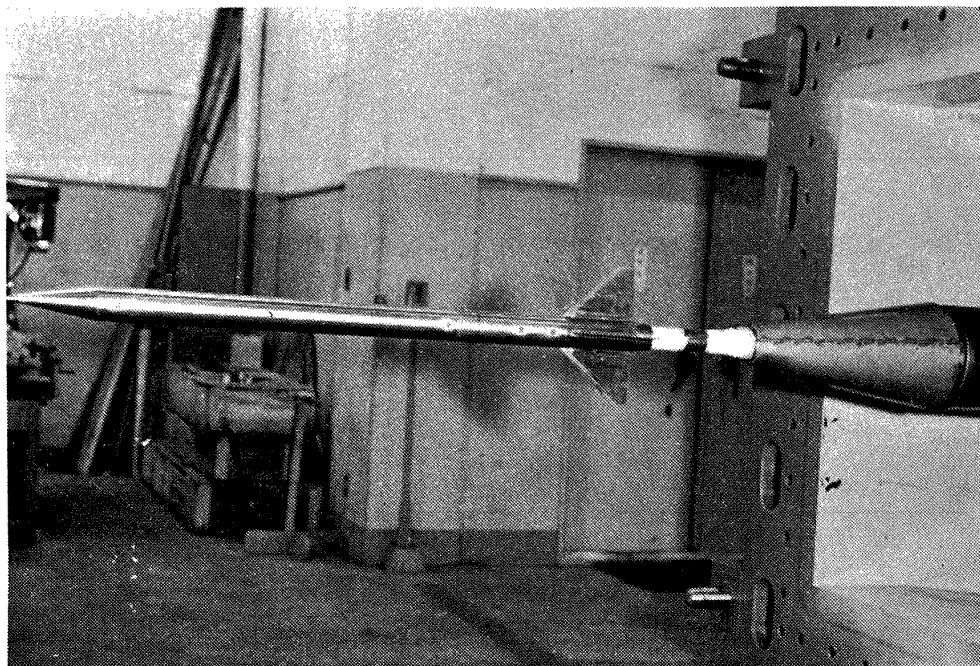


第1図 つづき

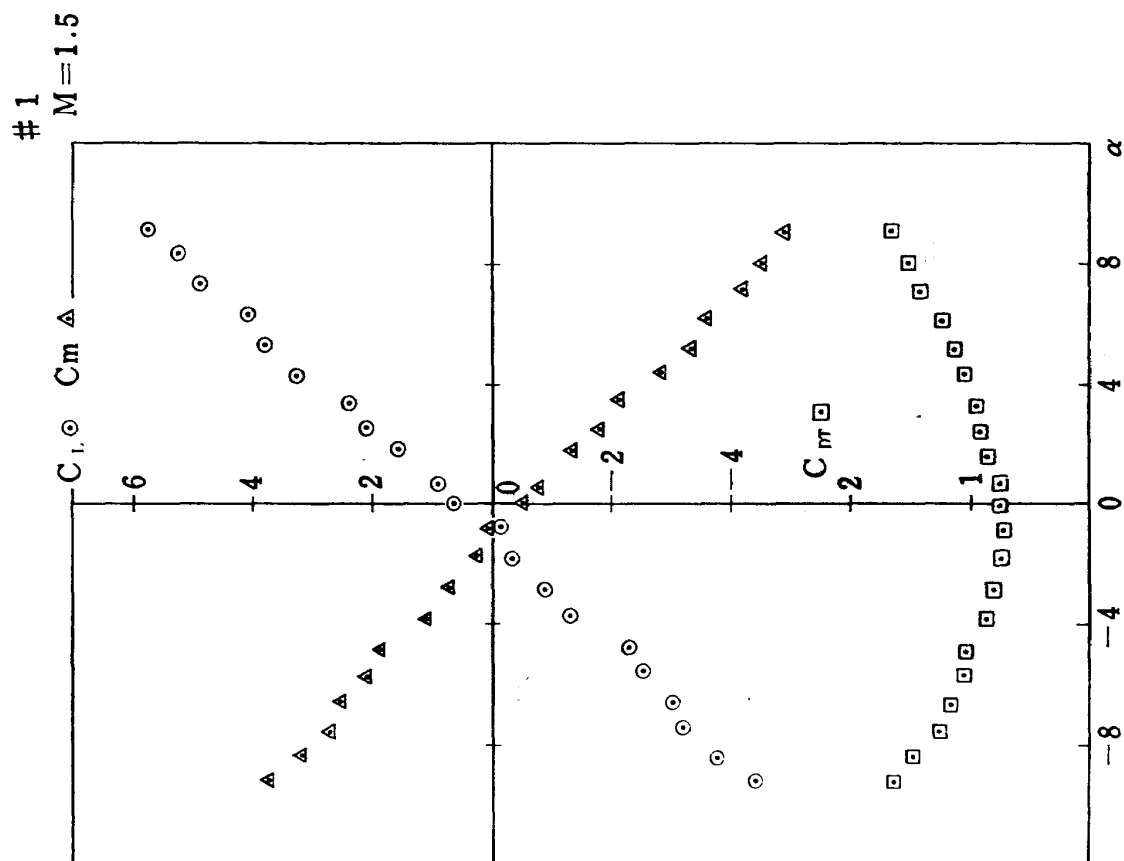




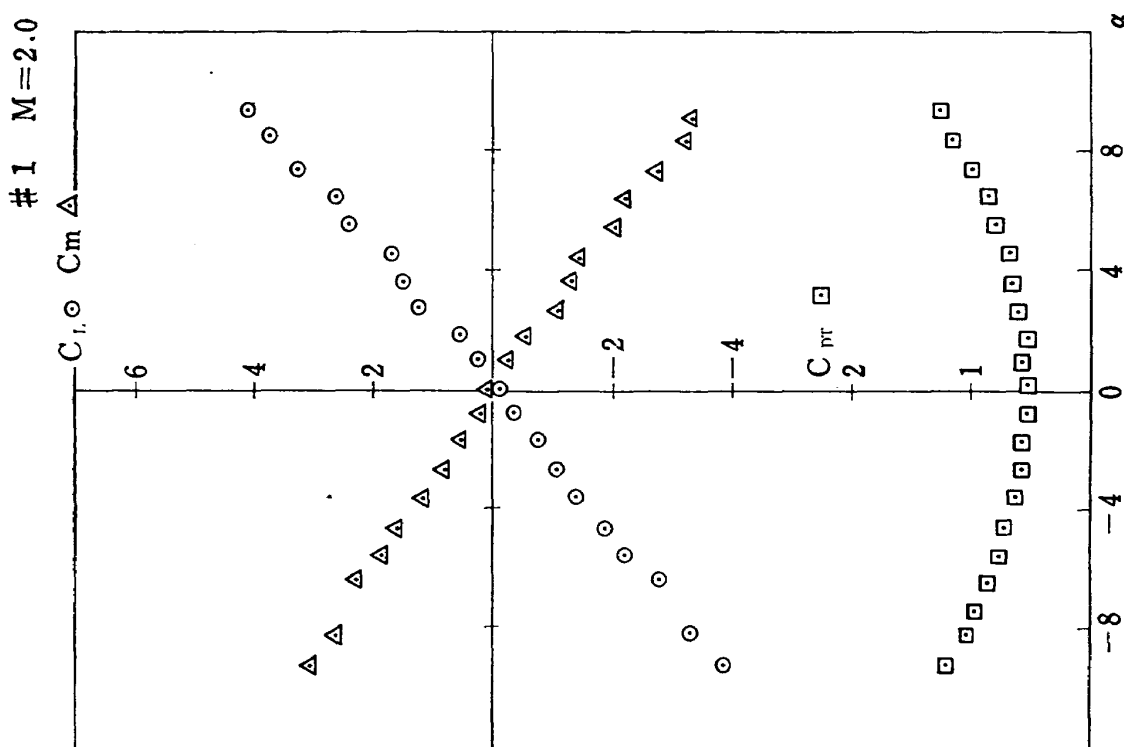
第1図 つづき



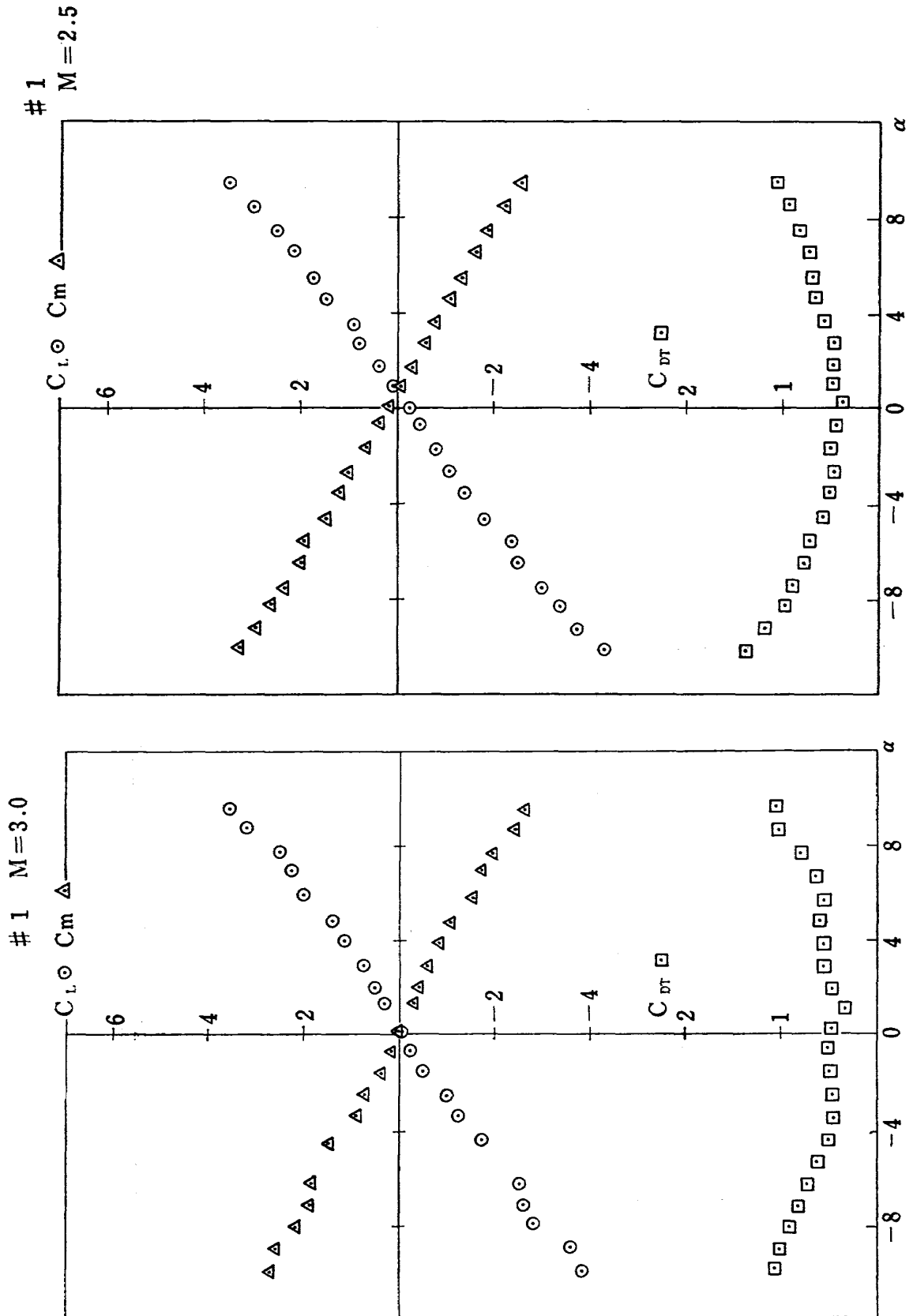
第2図 #1 模型を風洞にとりつけた状態

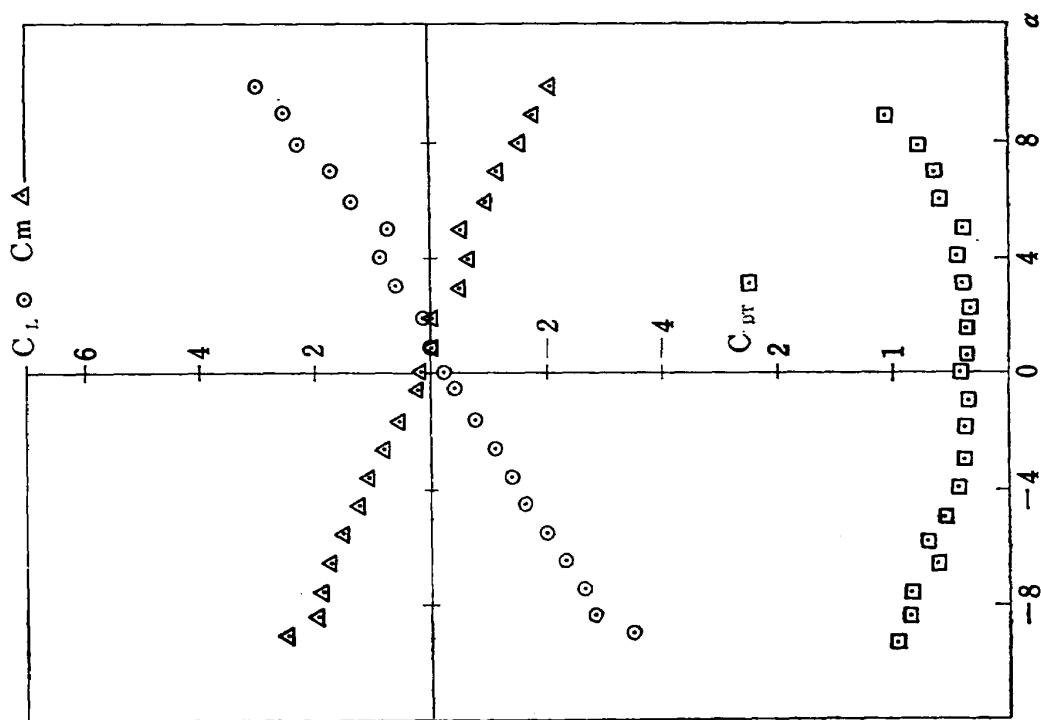


第3図(a) 三分力測定結果 (Run 776)

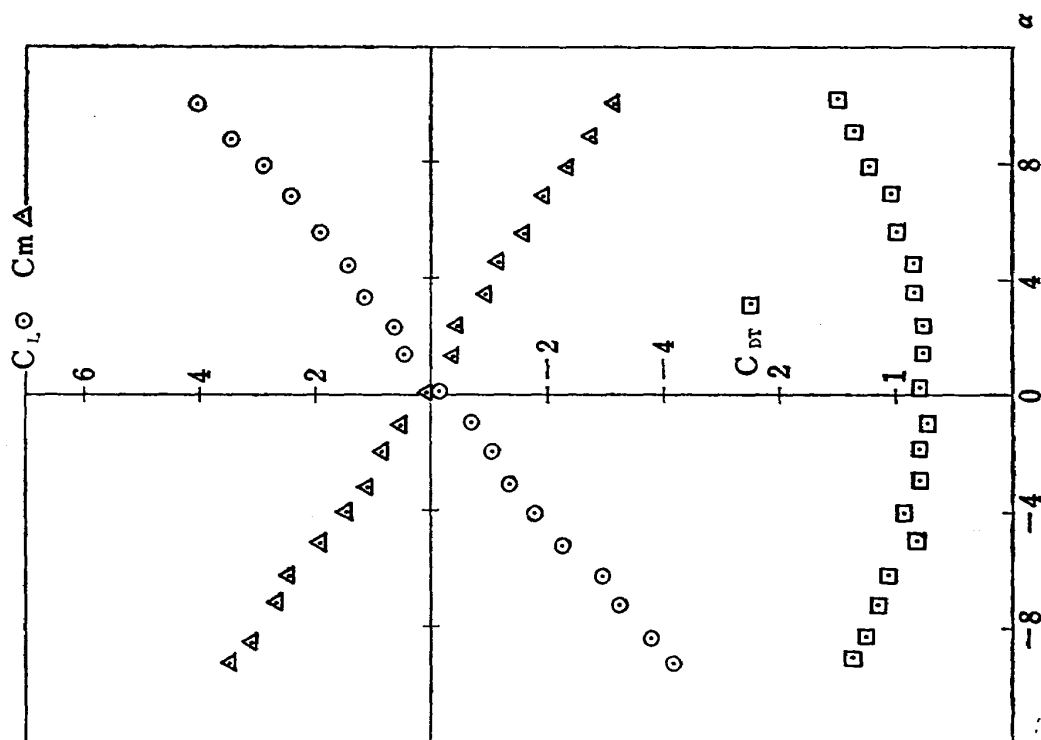


第3図(b) (Run 773)

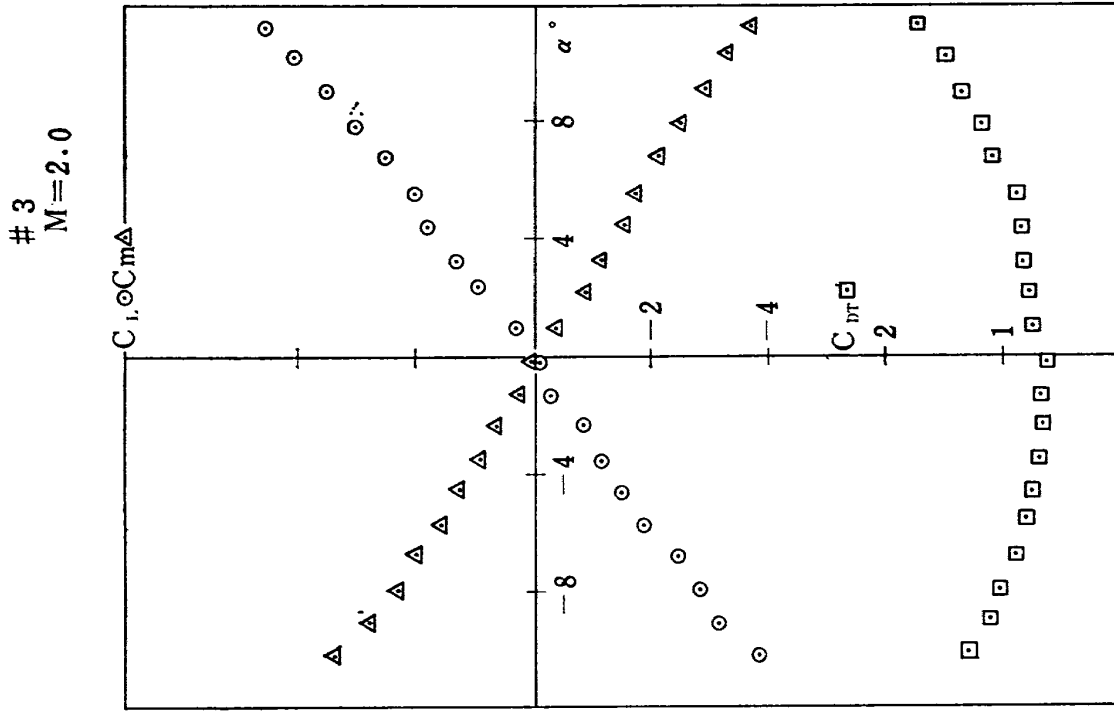


#1  $M=3.5$ 

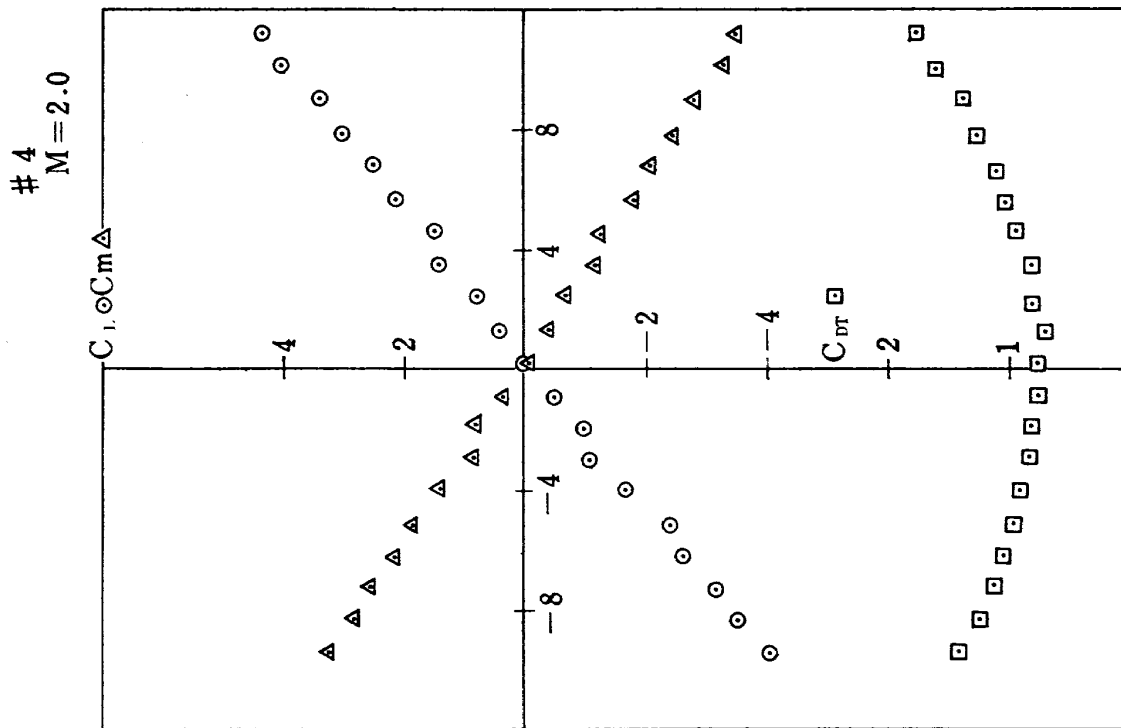
第3図(e) (Run 786)

#2  $M=20$ 

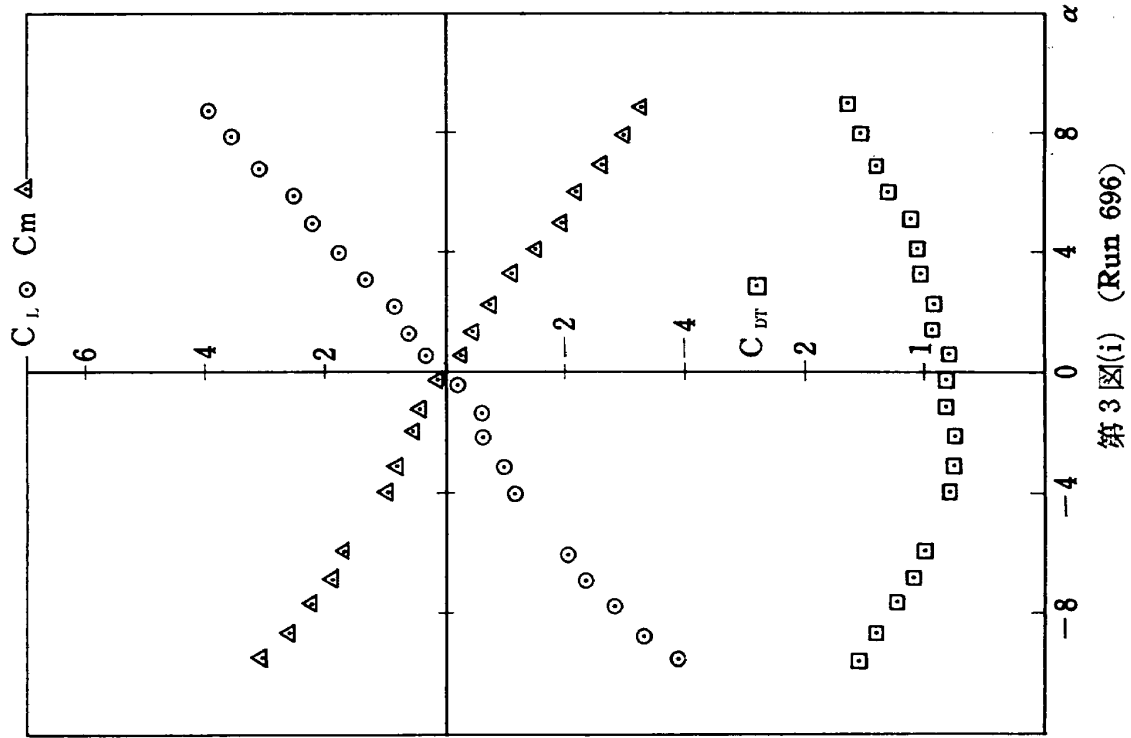
第3図(f) (Run 866)



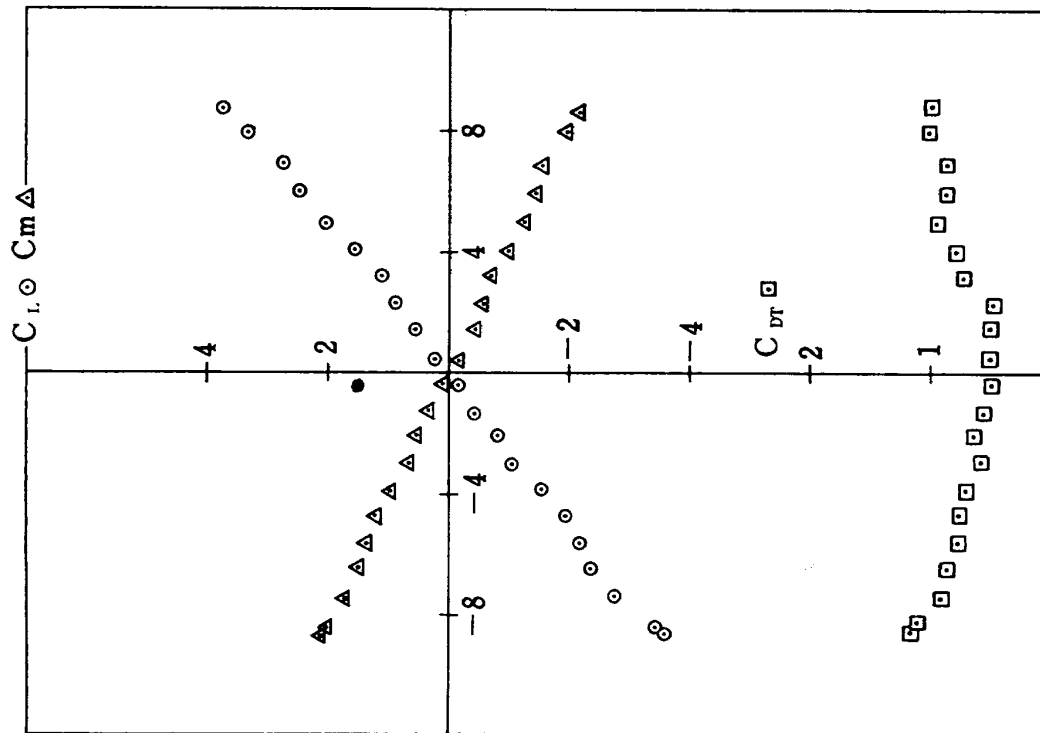
第3図(g) (Run 867)



第3図(h) (Run 868)

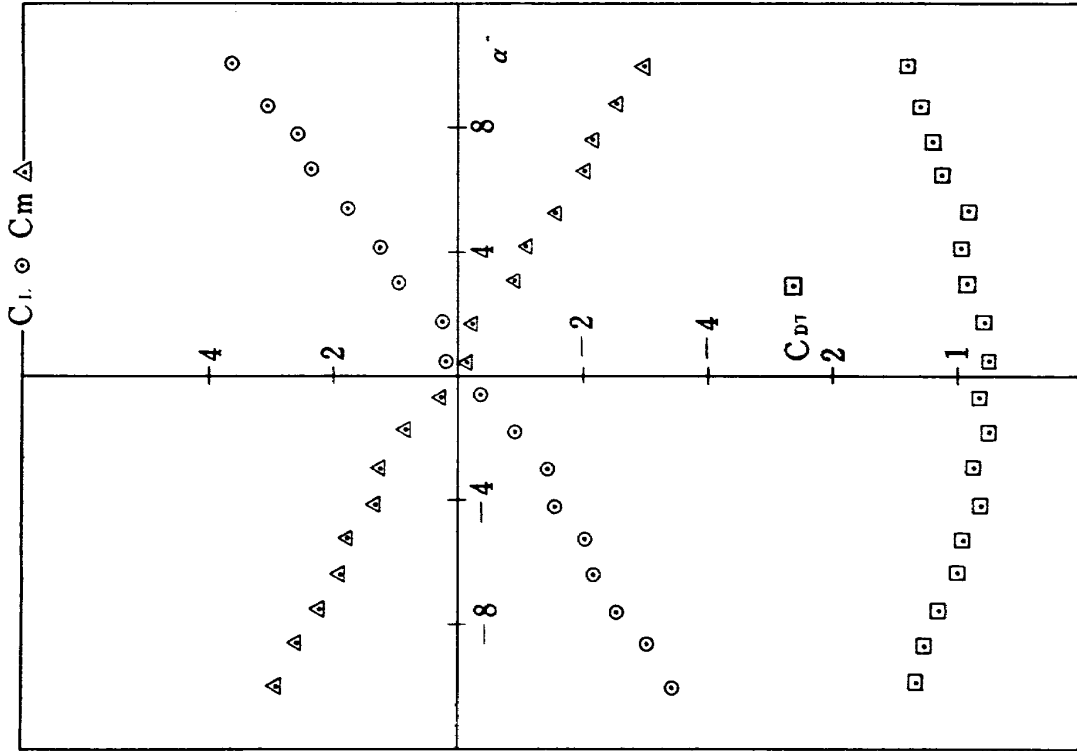
# 5  
 $M=2.0$ 

第3図(i) (Run 696)

# 6  
 $M=2.0$ 

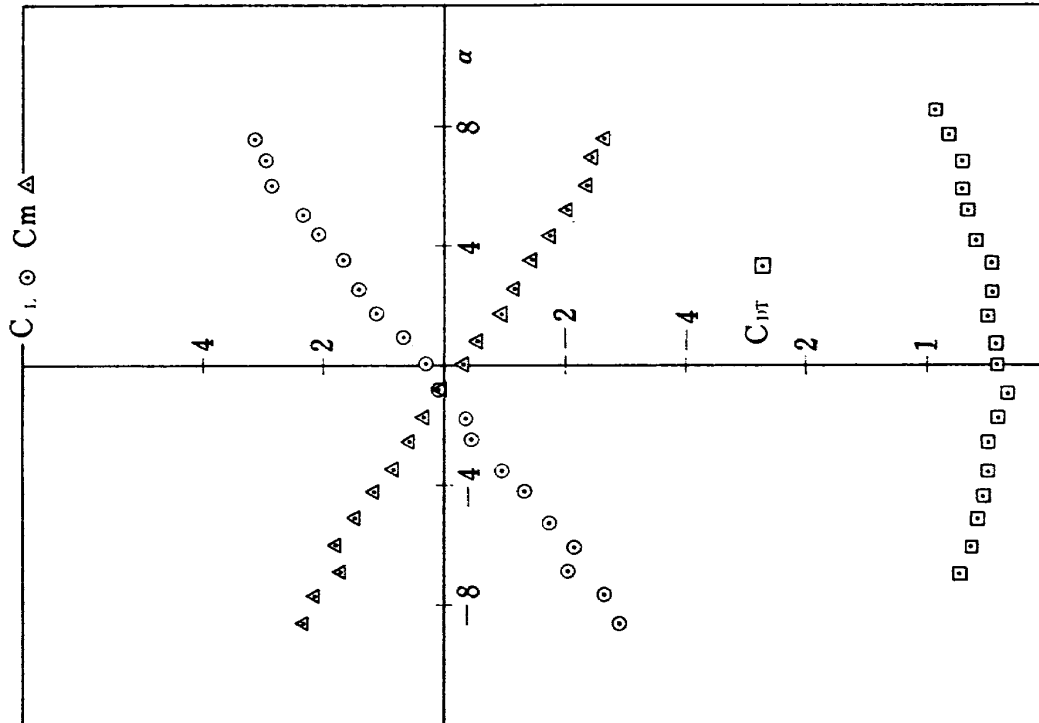
第3図(j) (Run 865)

# 7  $M=2.0$



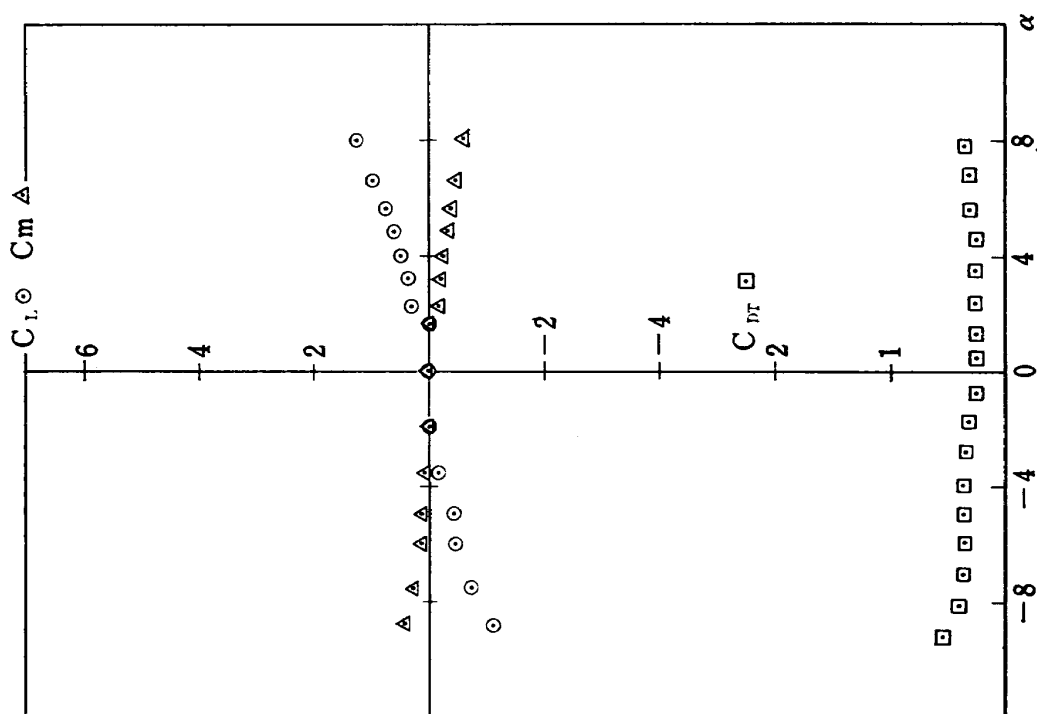
第3図(k) (Run 918)

# 8  $M=2.0$



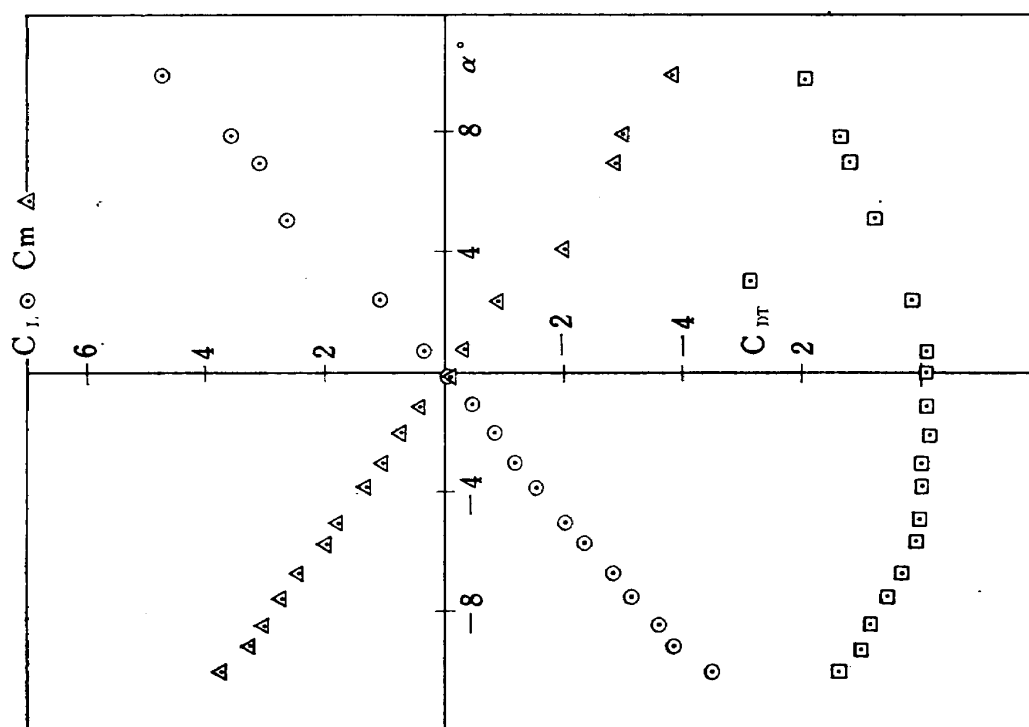
第3図(l) (Run 863)



#9  
M=2.0

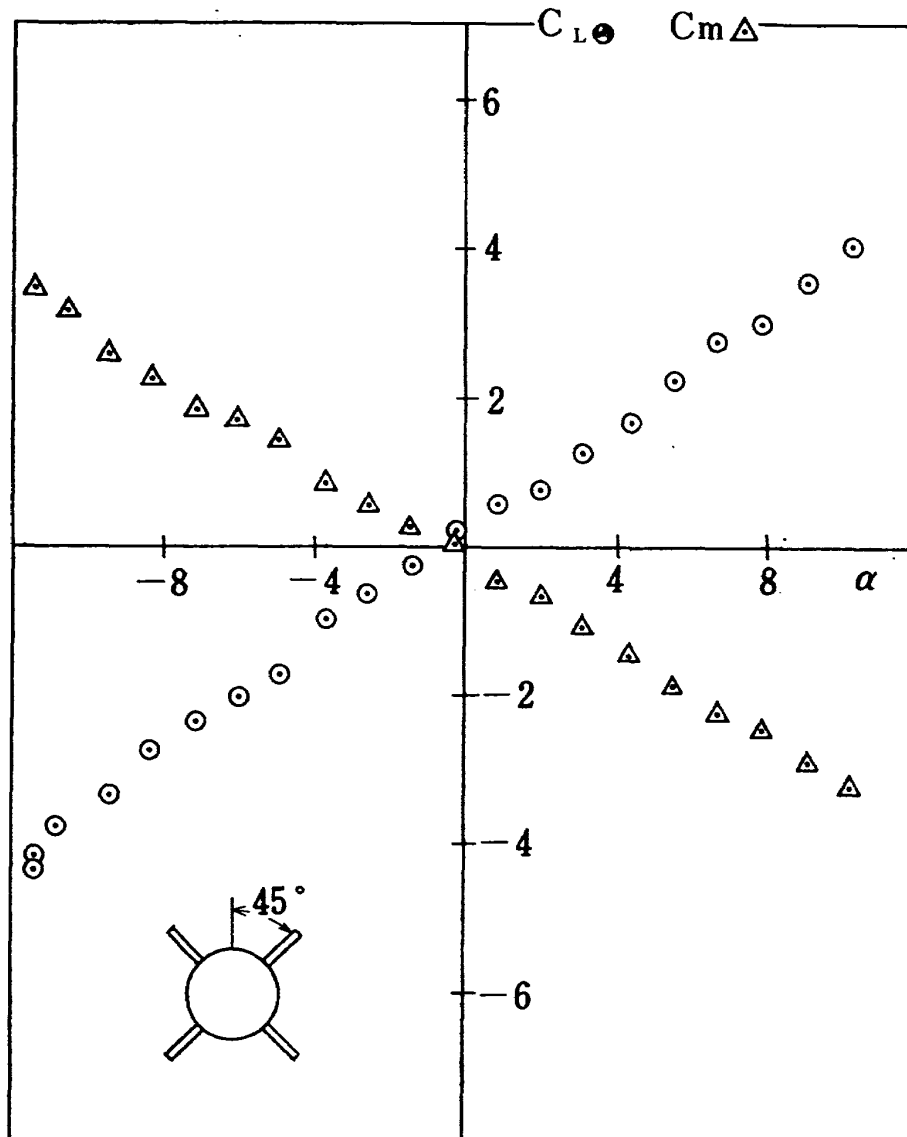
第3図(m) (Run 864)

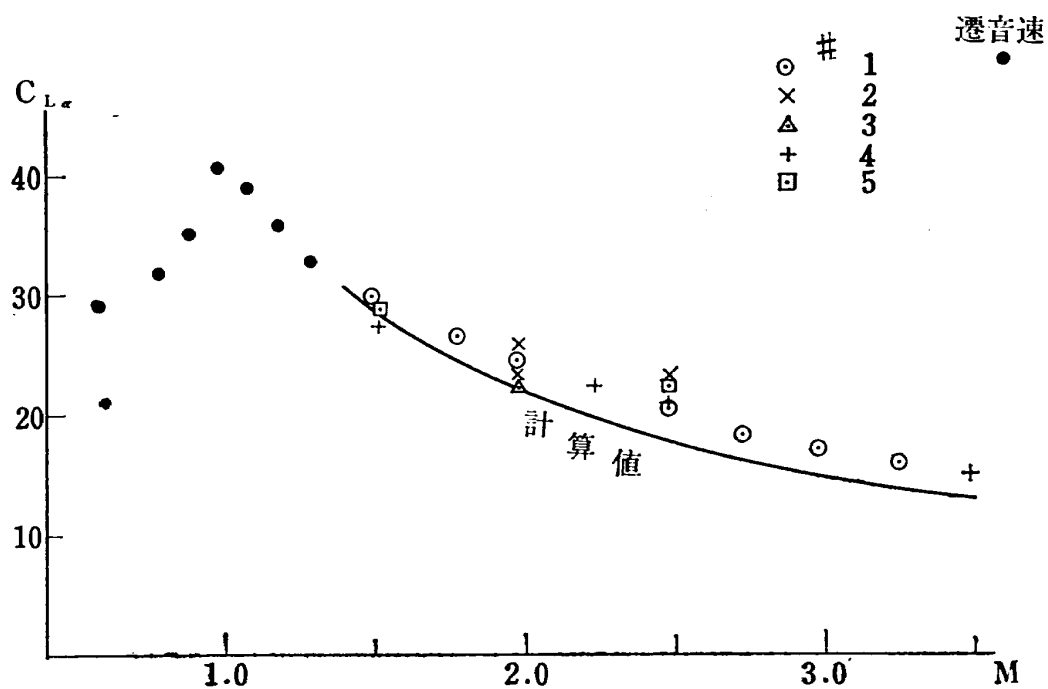
#10 M=2.0



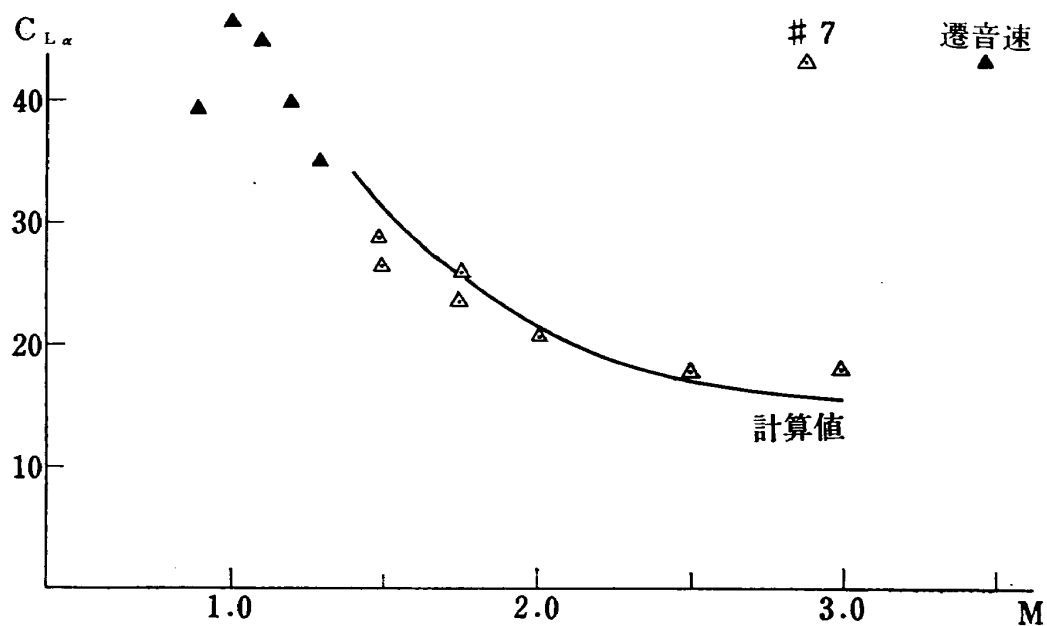
第3図(n) (Run 706)

# 3

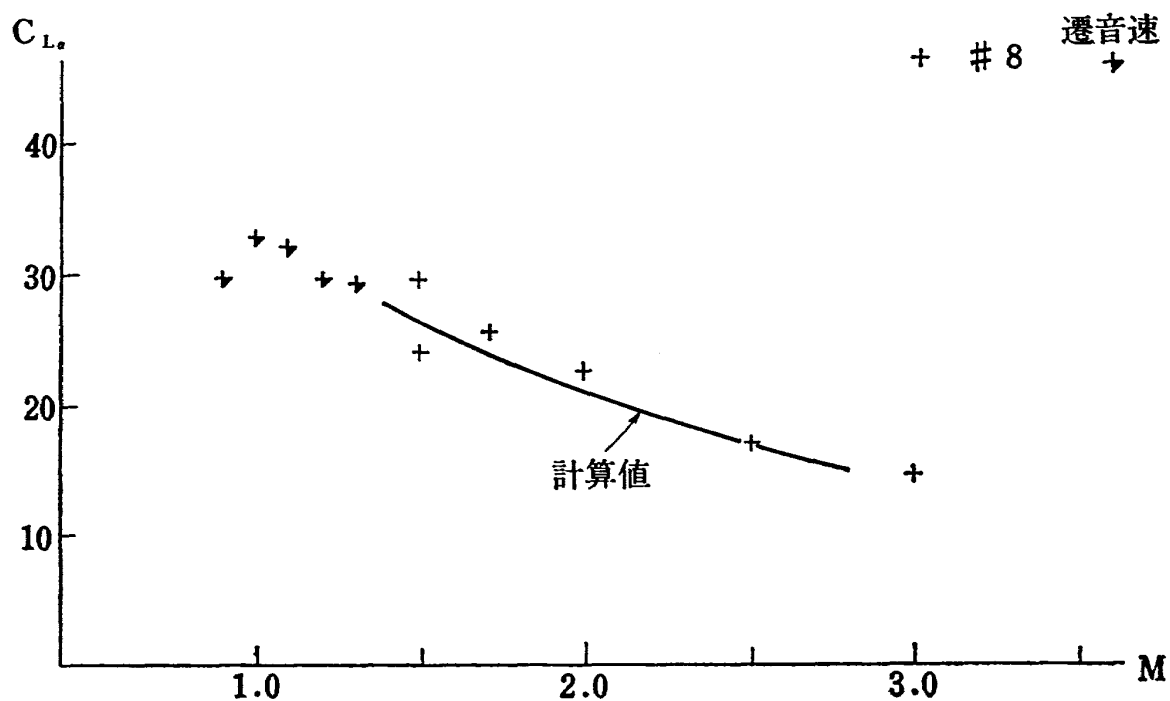
 $M=2.0$ 第3図(o) 模型を  $45^\circ$  ロールさせたテスト (Run 1,043)



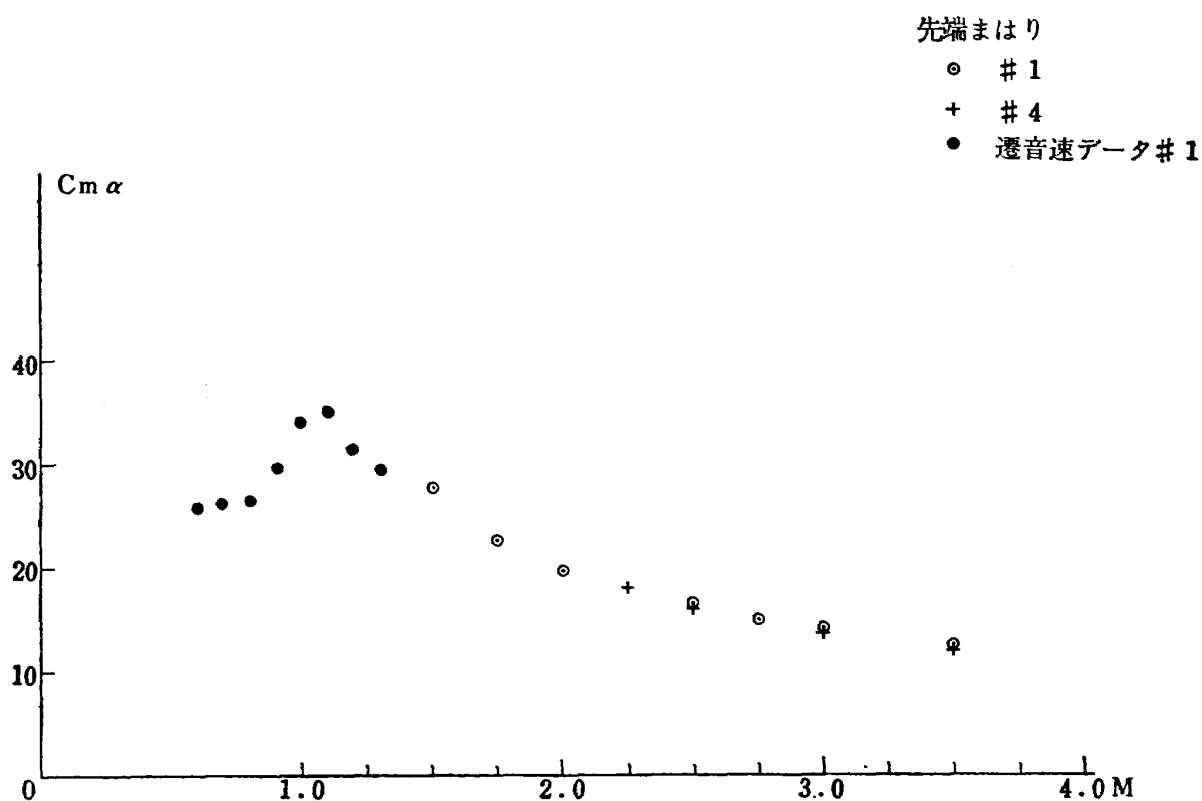
第4図(a) 揚力傾斜のマッハ数による変化



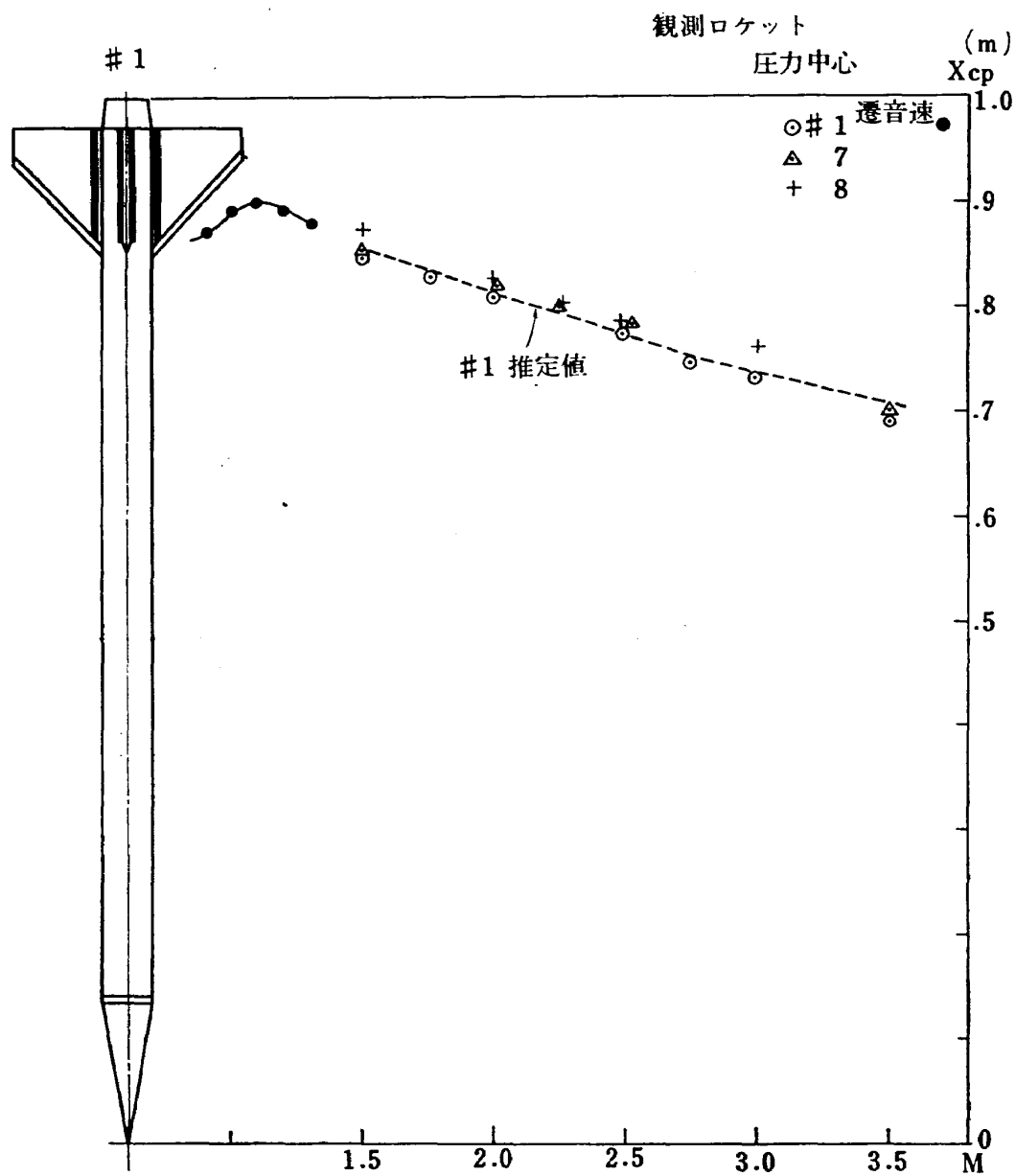
第4図(b)



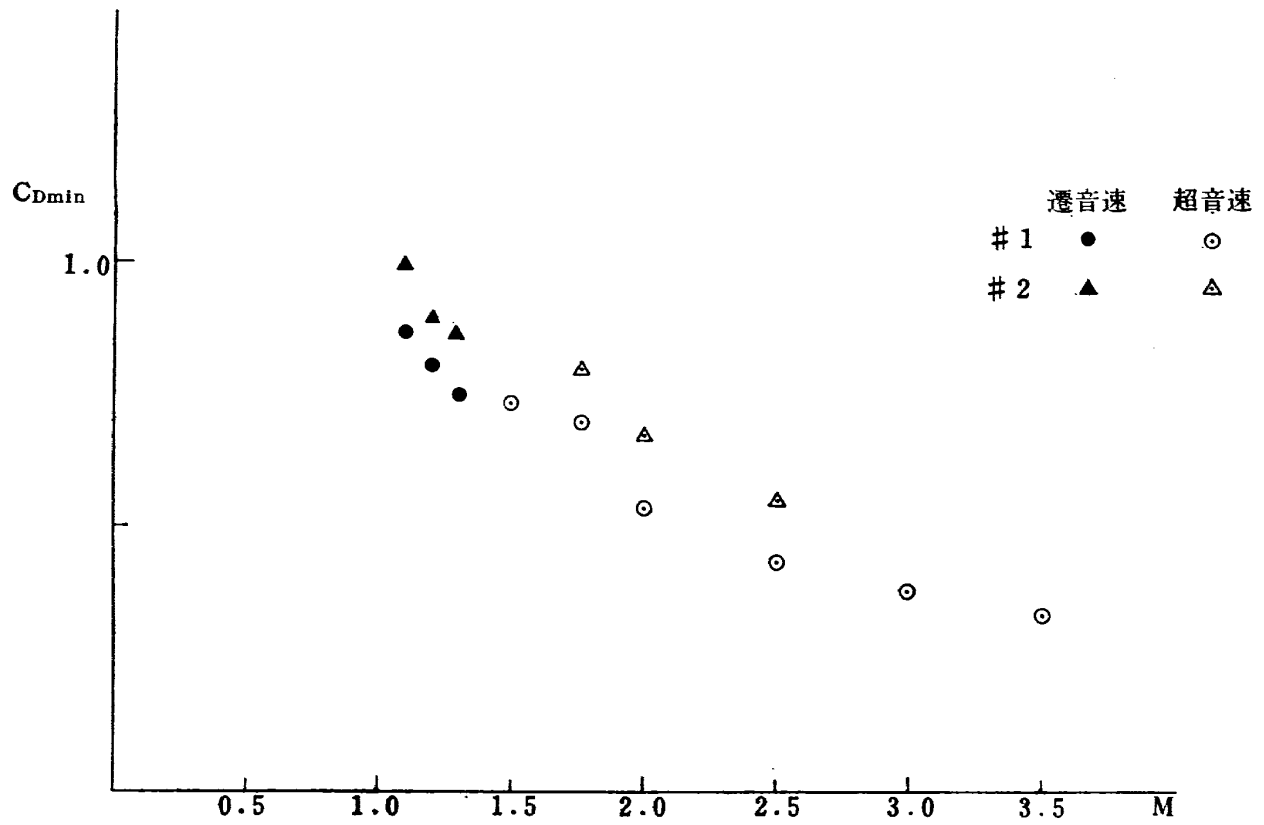
第4図(c)



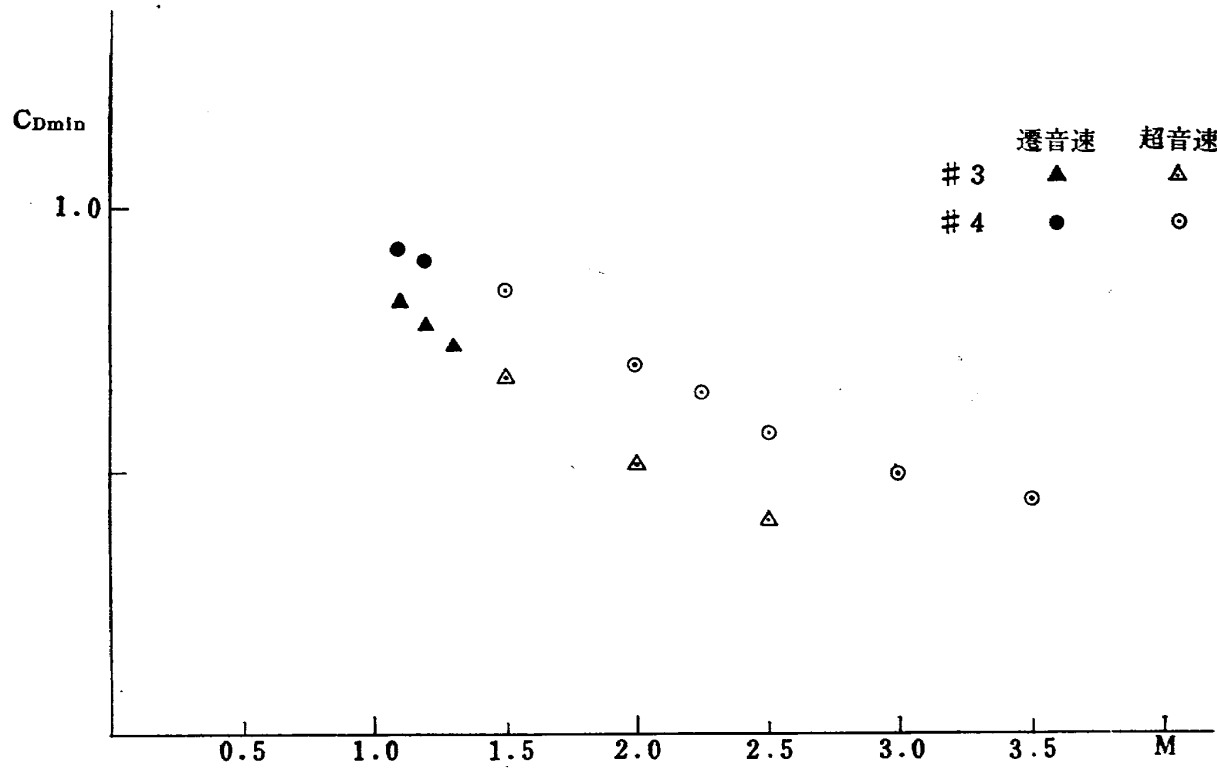
第5図 先端まわり縦ゆれモーメント傾斜のマッハ数による変化



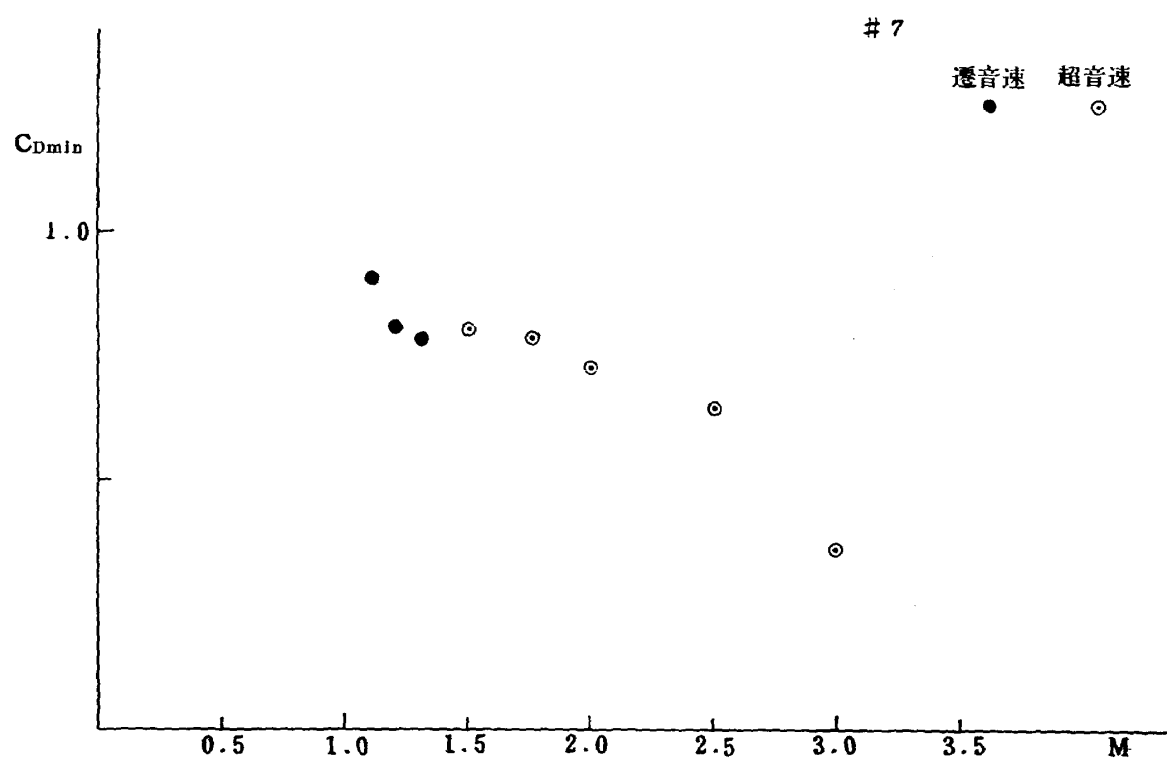
第6図 圧力中心位置のマッハ数による変化



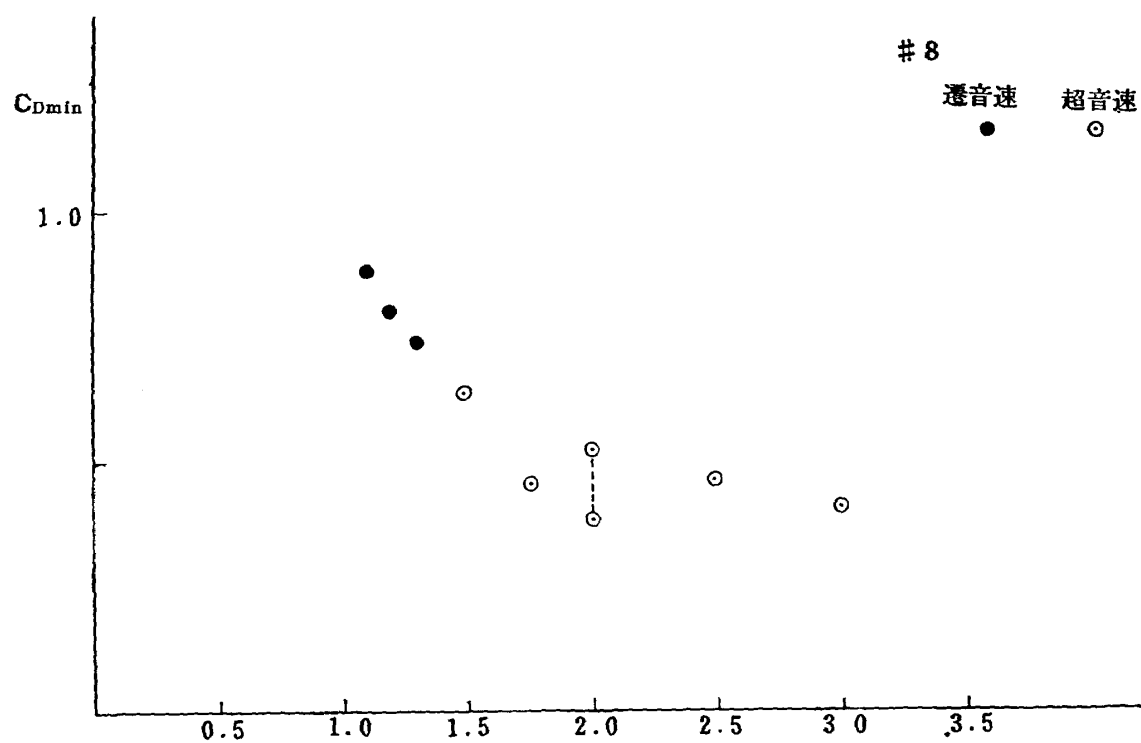
第7図(a) 抵抗のマッハ数による変化



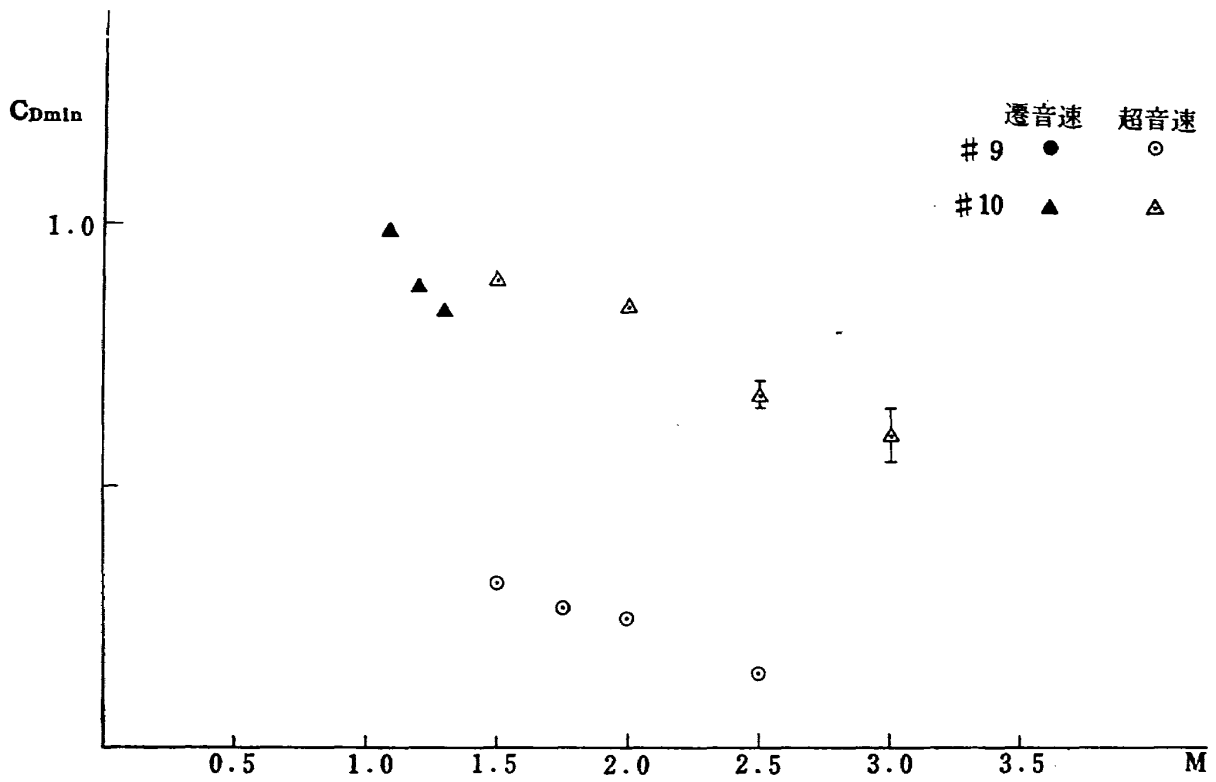
第7図(b)



第7図(c)

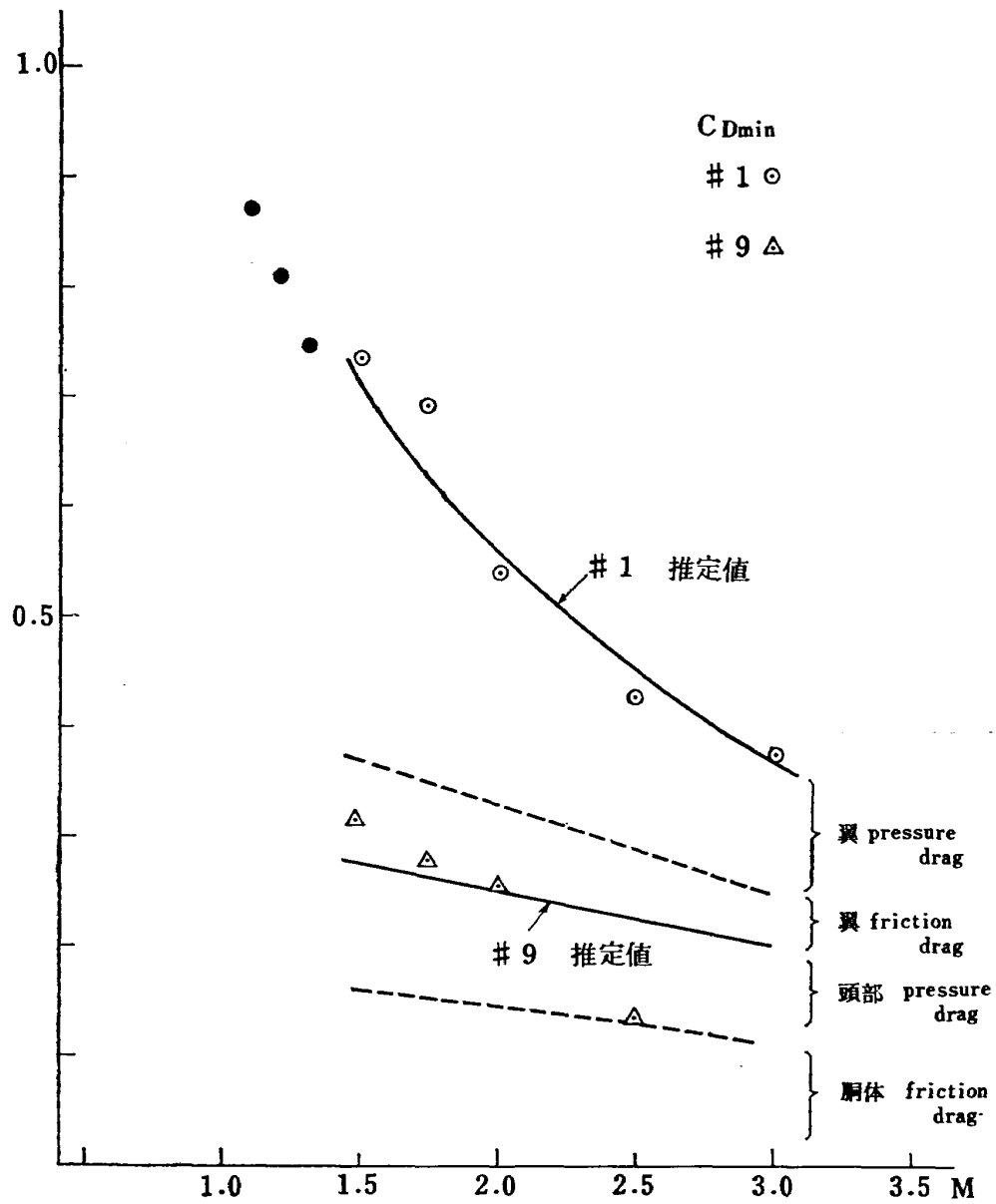


第7図(d)

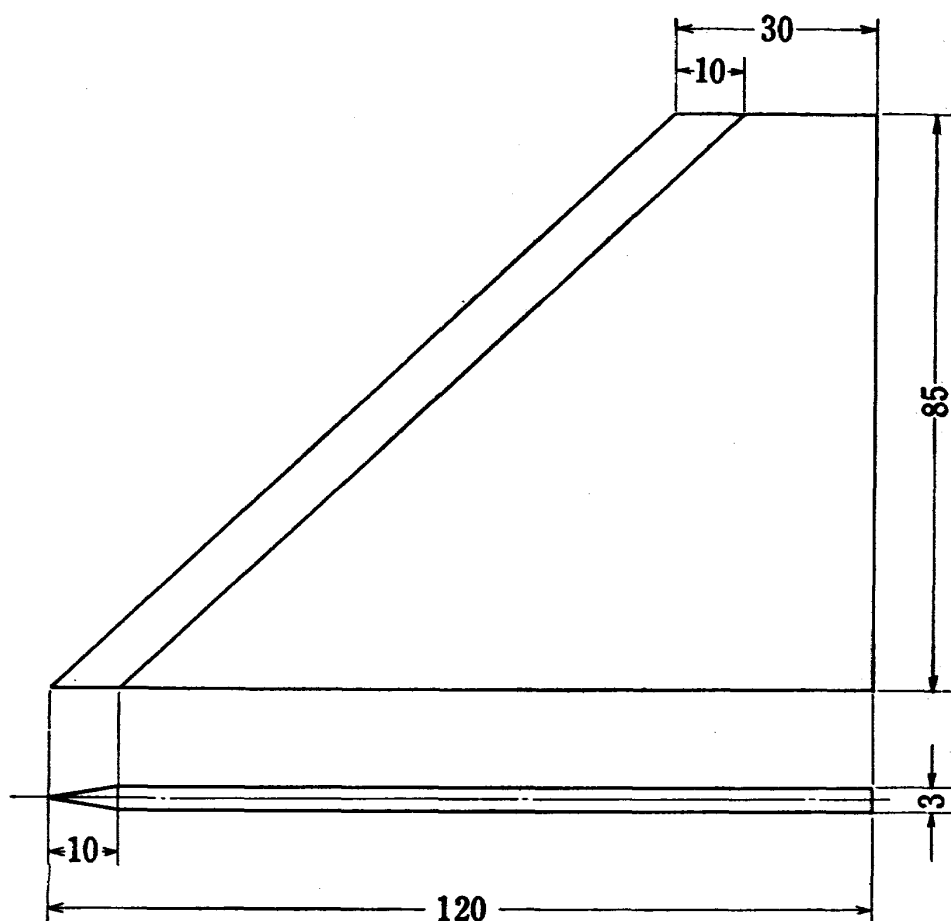


第7図(e)

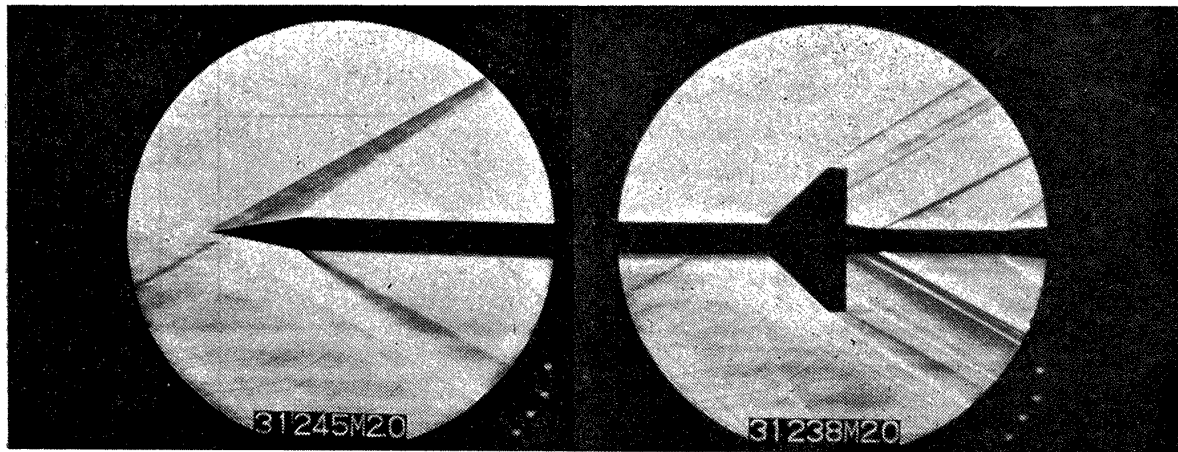
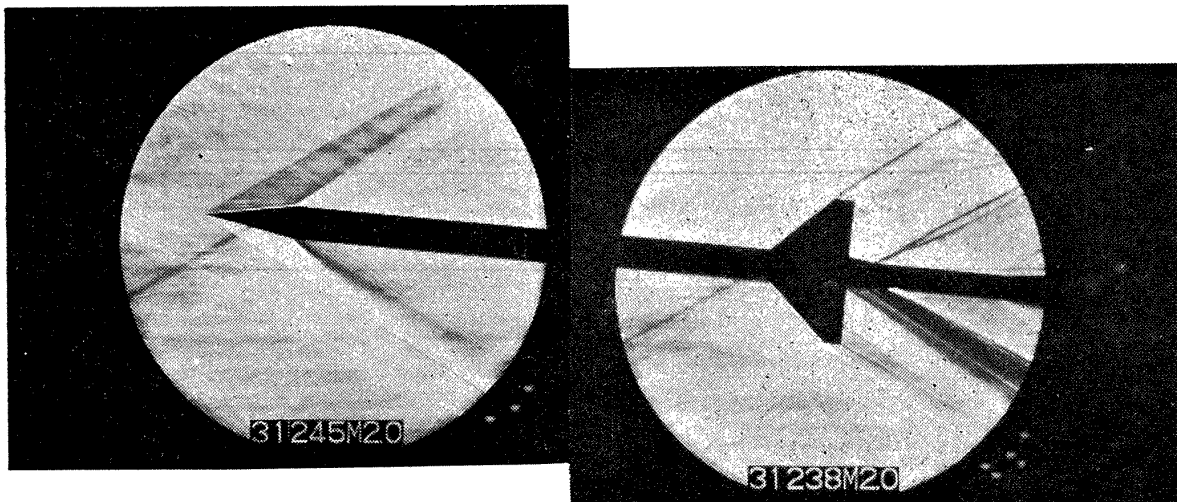


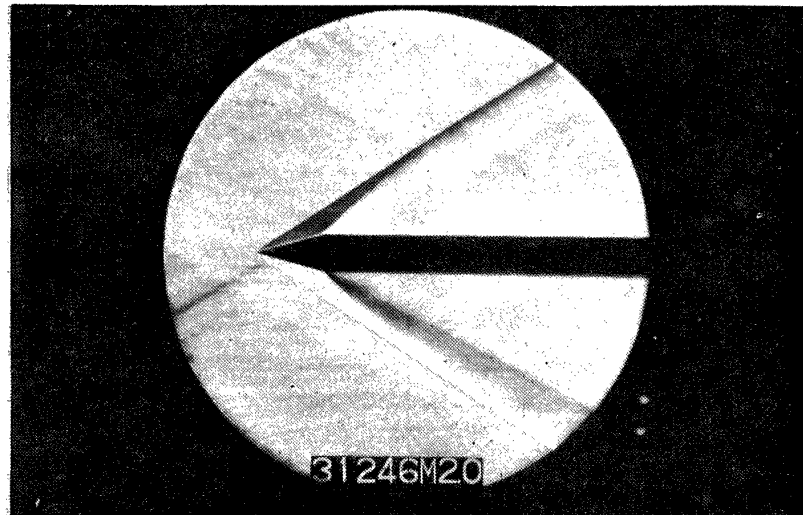


第8図 抵抗値の推定値との比較

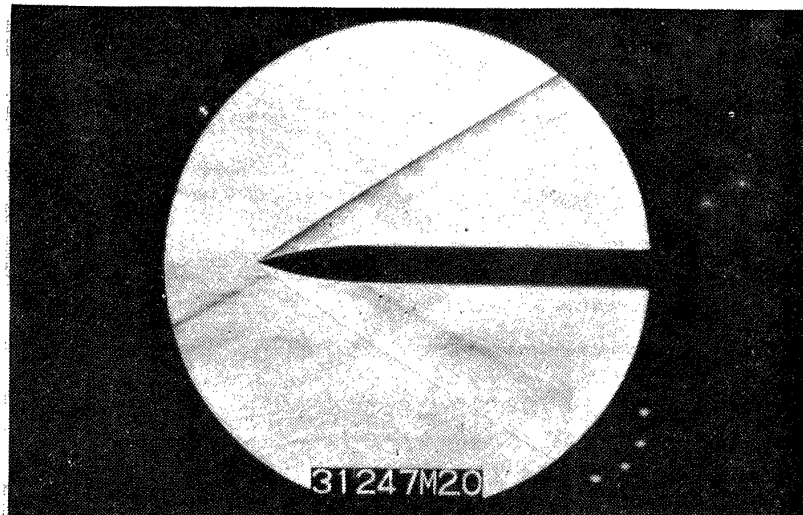


第9図 #1 模型尾翼の詳細

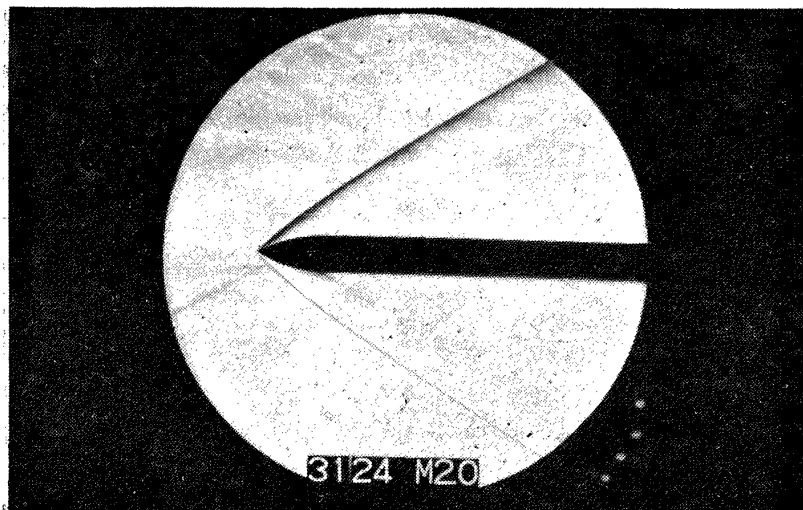
第10図(a) #1,  $M=2$ ,  $\alpha=0^\circ$ 第10図(b) #1,  $M=2$ ,  $\alpha=5^\circ$



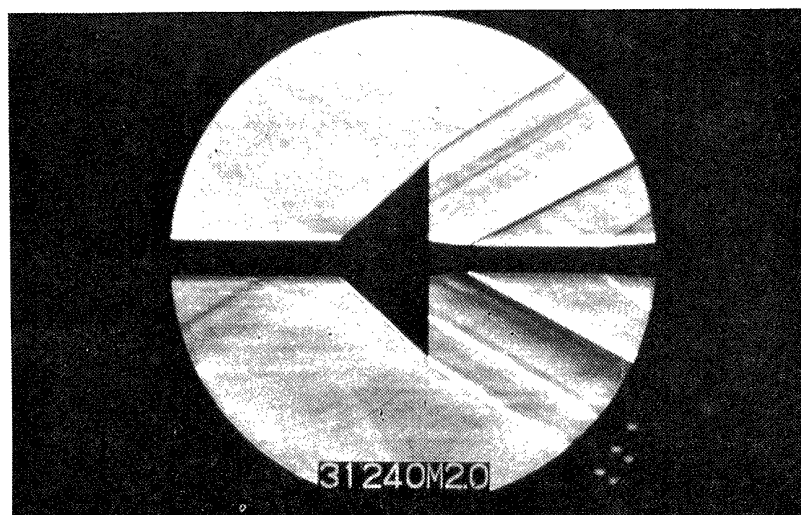
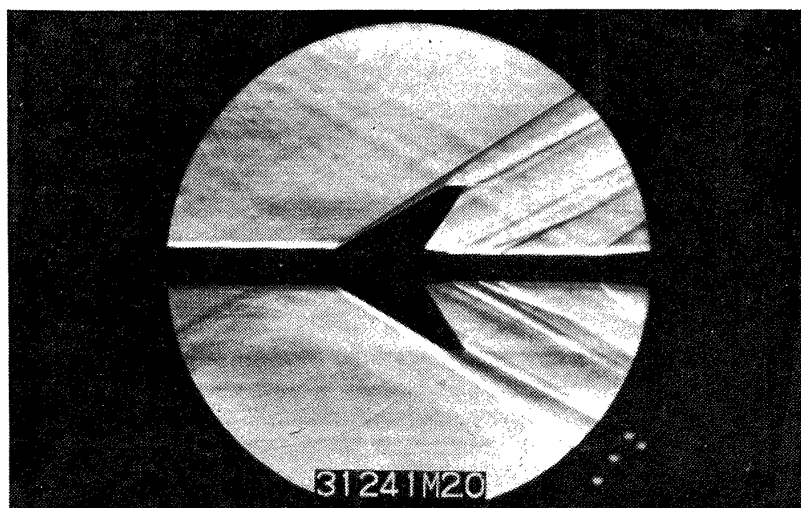
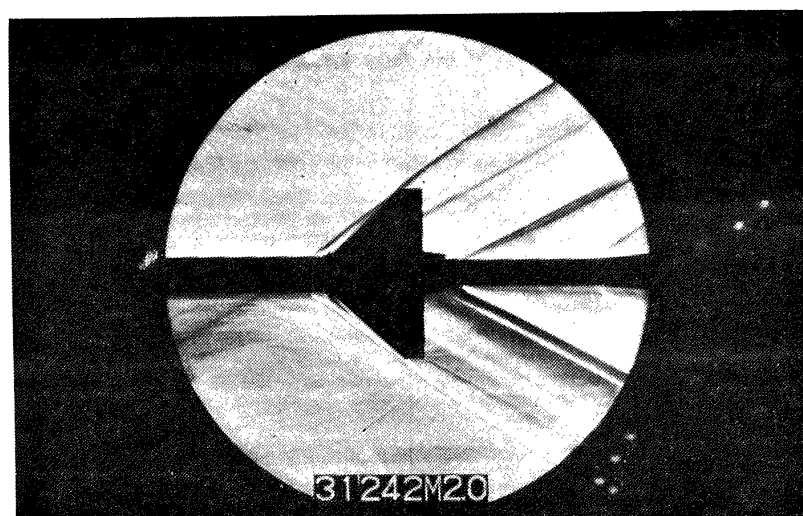
第10図(c) #2,  $M=2$



第10図(d) #3,  $M=2$



第10図(e) #4,  $M=2$

第10図(f) #7,  $M=2$ 第10図(g) #3,  $M=2$ 第10図(h) #10,  $M=2$



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
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 忠 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

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28号

昭和39年1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