

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-556

## カプセル型回収体極超音速動安定特性試験

山 本 行 光 ・ 渡 辺 光 則 ・ 野 村 茂 昭  
小 山 忠 勇 ・ 穂 積 弘 一 ・ 吉 沢 昭  
伊 藤 哲 一 ・ 高 塚 均

1986年11月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# カプセル型回収体極超音速動安定特性試験\*

山 本 行 光\*\* 渡 辺 光 則\*\* 野 村 茂 昭\*\*  
小 山 忠 勇\*\* 穂 積 弘 一\*\* 吉 沢 昭\*\*  
伊 藤 哲 一\*\*\* 高 塚 均\*\*\*

## Measurements of Dynamic Stability of Capsule-Type Re-Entry Vehicles at Hypersonic Speeds

### ABSTRACT

Hypersonic wind tunnel tests were conducted to measure the pitch damping characteristics of a series of capsule-type vehicles at a Mach number of 7.1. Data were obtained utilizing the small amplitude free oscillation technique at angles of attack from 0 to 10 deg at a Reynolds number of  $4.5 \times 10^4$ , based on a unit length (cm).

Model configurations are classified into two types, i.e., 1) a blunt cone type (S-type) which consists of a model with half cone angles of  $6^\circ$  and  $10^\circ$ , and 2) a capsule type (M-type) which has a blunted forebody followed by a conical boattail and cylinder.

Results of the tests indicate that S-type models are dynamically stable through the angles of attack, whereas M-type models reveal dynamic instability at low angles of attack. These trends are thought to be due to flow reattachment effects occurring on the cylinder surface of the capsules. These undamping results can be eliminated or greatly reduced by taking angles of attack.

### 1. まえがき

回収カプセルが大気圏を飛翔、帰環する際には、その間に受ける過酷な空力加熱を和らげるため、米国のマーキュリー、ジェミニ、アポロ<sup>1)~3)</sup>にみられるように頭部はきわめて鈍頭度の高い高抗力形状となる。このような形状はガリレオ、バイキング等に見られるような他惑星再突入プローブに発展し、さ

らには空力ブレーキを利用する軌道変換飛翔体へと応用され始めている<sup>4),5)</sup>。われわれはすでに回収カプセルまわりの静的な空力特性<sup>6)</sup>、及び空力加熱特性<sup>7)</sup>の試験を行ってきたが、この他に姿勢制御に関連する問題として動的な空力特性を調べることが必要不可欠である。すなわち回収体が静的に安定であるとしても動的に不安定ならば、強力な姿勢制御能力をもたない回収体では発散現象を生じ、回収体として不適と言わざるをえない。またカプセルのような規模の大きな剥離を伴う形状では、動特性は厳しい非線形性を示し、従来のニュートン流理論や静安

\* 昭和61年9月26日受付  
\*\* 空気力学第一部  
\*\*\* 宇宙開発事業団

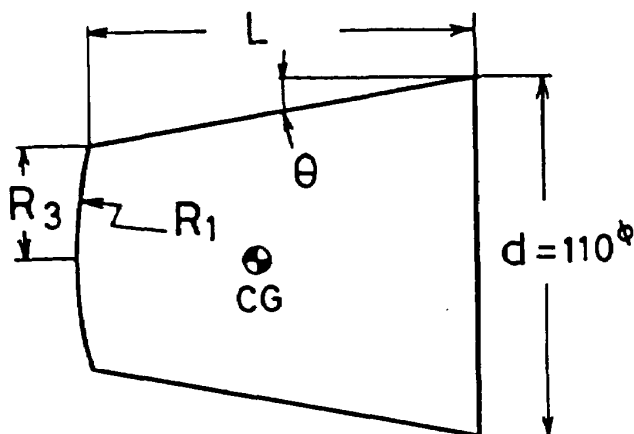
定データからの推測は困難である<sup>8)</sup>。このようなことから動的な空力微係数を調べるため、自由振動法や強制振動法等の数多くの動的試験法が確立され<sup>9)~12)</sup>、実際のカプセル形状体の動安定特性試験も行われてきた<sup>13)~17)</sup>。しかしながらこれらの試験はおおむね亜音速から超音速領域にかけての範囲で、極超音速領域における例は少ない。このことは極超音速領域においては空気力による動的減衰効果が振動系自身の減衰効果に比較して小さく、測定を非常に困難ならしめることに起因している。したがってこの領域における動的な空力特性は主に自由飛行試験法によって調べられてきた<sup>19)~21)</sup>。自由飛行試験法はスティング干渉もなく物体後部の剥離流による影響を調べるうえで非常に優れた方法である。但し測定時間が短かく模型の振動データを数多く収集できず、動的な空力特性を求める上では技術的に難しい側面も有する。これらの問題を解決するため柳沢<sup>22)</sup>は構造減衰率の小さな動安定天秤を試作し、自由振動法により鈍頭円錐体の動安定微係数を計測し、極超音速領域における動安定試験法の基礎的確立を行った。この方法は回収カプセルに適する小型動安定天秤の試作及び実験に応用され、カプセルの動特性に関する基礎的成果が得られている<sup>23)</sup>。本報告ではこれらの成果をふまえ、先の共同研究で行った静的空力特性の研究に引き続き、動的な空力特性の研究を行い、回収カプセルの概念設計のための基礎資料を得ることを目的とする。実験は航空宇宙技術研究所の

極超音速風洞を用い、マッハ数 7.1、単位長 (cm) 当たりのレイノルズ数を  $4.5 \times 10^4$  とし、迎角は  $\alpha = 0^\circ, 5^\circ, 10^\circ$  の条件で行った。なお今回の試験では新たに自由振動型安定天秤の改良試作を行い、使用したので、その特性及び構造についてもあわせて報告する。

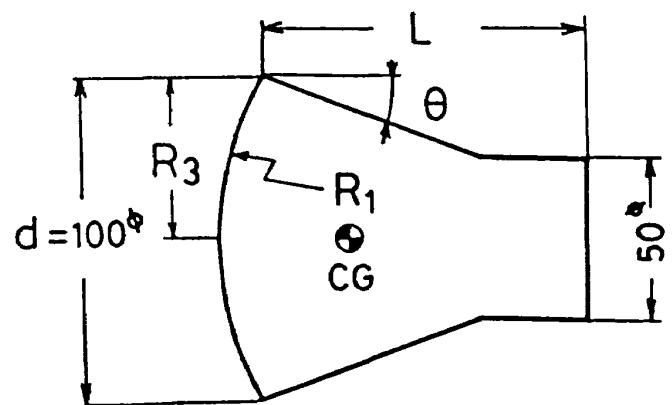
## 2. 風洞模型及び動安定天秤の設計製作

### (1) 風洞模型

実験を行った模型の形状は鈍頭円錐形状の S 型及びカプセル形状の M 型である (図 1 参照)。S 型は基部直径  $d = 110 \text{ mm } \phi$ 、円錐部の半頂角  $\theta_c$  が  $6^\circ$  と  $10^\circ$  で、頭部曲率半径  $R_1$ 、長さ  $L$  をパラメータとして計 10 種類とした。M 型は前面最大直径  $d = 100 \text{ mm } \phi$  で頭部曲率半径  $R_1$ 、逆円錐部の半頂角  $\theta_c$ 、長さ  $L$  を変えて計 6 種類製作した。S 型、M 型の各寸法を前面半径  $R_3$  で無次元化した値を表 1 に示す。また表には各模型の先端から測定した重心位置 (CG) も示す。重心位置は模型全長に対する割合を百分率 (%) で表わし、S 型で 45%、M 型では 35% 前後とした。これら重心位置の決定は実際の飛翔体の重心位置を想定したことによるものである<sup>1)~3)</sup>。特に S 型模型では圧力中心位置が先端からおおよそ 50% の位置にあり<sup>6)</sup>、重心位置がこれより後方では静的に不安定となる。ただし表 1 の S-6、S-10 模型では模型内におもりを付加することにより重心を後方 50% 程にずらし、重心移動による影響も測定できるよう

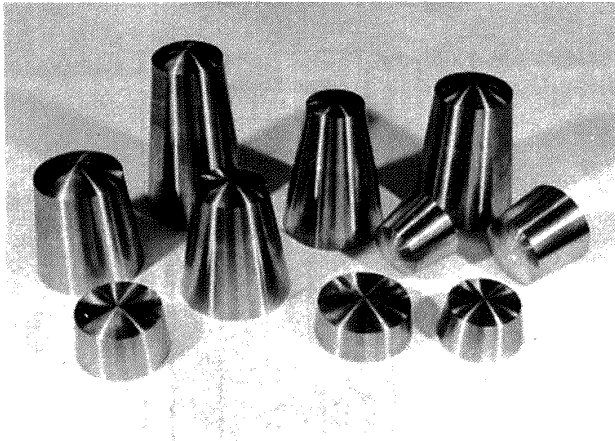


S - TYPE

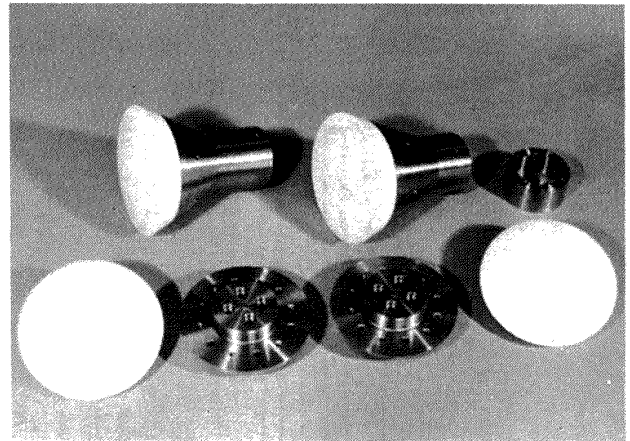


M - TYPE

図 1 模型形状



a) S型模型



b) M型模型

図2 模型写真

にした。図2に実験に使用した模型の写真を示す。模型は頭部及び後部に二分割され、後部は共通化して、 $R_1$ の異なる頭部を交換可能とした。なおM型模型では断熱及び重心を35%の位置にするため頭部材質に比重がアルミと同程度 ( $2.45 \times 10^4 \text{ kg/m}^3$ ) に軽いセラミックを用いた。

## (2) 天秤

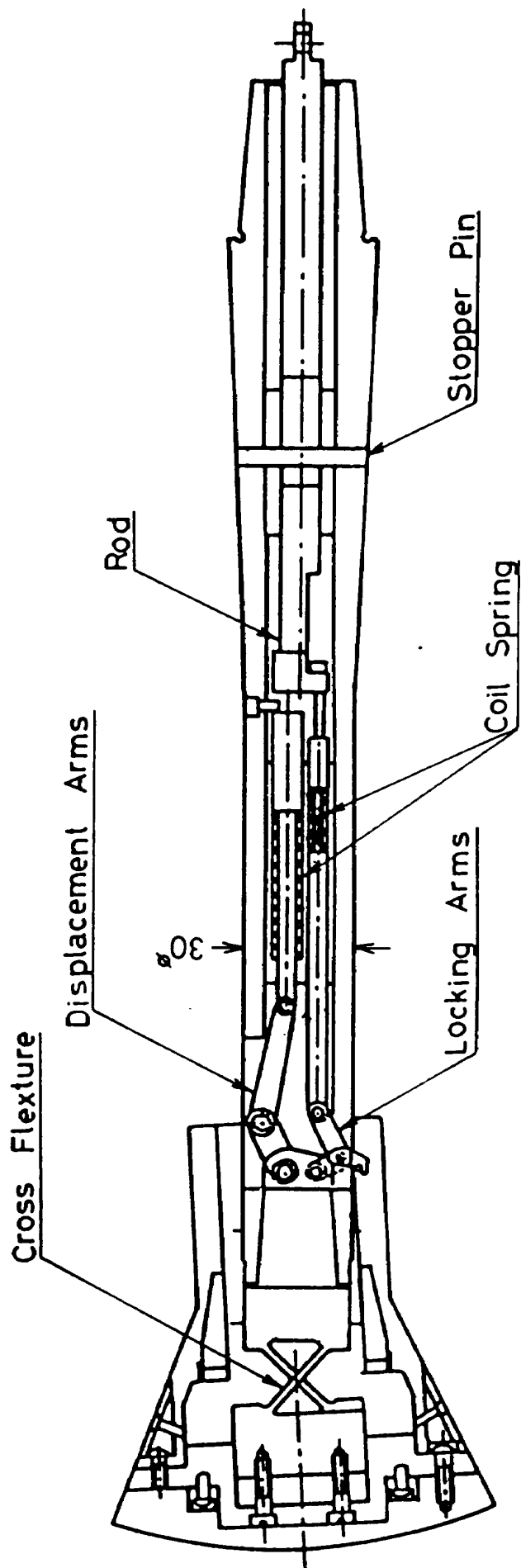
動安定特性試験のために自由振動型動安定天秤を新たに製作した。図3に動天秤とこれに装着したカプセル模型及びこれに接続するスティングポット内の駆動機構を示す。今回試作した天秤はM型模型の底面直径が小さいこと、模型内部にスペースの余裕がとれないことから、寸法的制限が厳しく、天秤外径は模型後方で30mmφにおさえている。また内径を18mmφとして肉厚をとり、各アームの作動部分の切り込み箇所を薄くし、さらに天秤後部をテーパにするなど、天秤の剛性をできるかぎり弱めないように配慮した。駆動機構は天秤内のロッドが後部のスティングポット内に取り付けられたエア・シリンダー(空気圧  $6.86 \times 10^5 \text{ Pa}$ )によって作動し、模型後部を変位腕(Displacement Arm)により押し上げ、これに連動する固定腕(Rocking Arm)により模型をある角度に固定する。次にロッドが後方に引き込まれ、固定腕が模型のピンからはずれ、それと同時に模型は動天秤に取り付けられたクロスバネを通して自由振動を行う。以上のような自由振動系では後述するように模型とクロスバネからなるバネ系の真空中での振動数と減衰率及び気流中での各々のわ

表1 模型形状パラメータ及び重心位置

Type	No	$\theta_c$	$\bar{L}$	$\bar{R}_1$	CG(%)
S	1	$6^\circ$	2.5	2	44.1
	2	"	"	4	43.8
	3	"	3.5	2	45.4
	4	"	"	4	44.7
	5	"	5	2	43.5
	6	"	"	4	42.9 / 52.4
	7	$10^\circ$	3.5	2	45.2
	8	"	"	4	44.6
	9	"	5	2	43.5
	10	"	"	4	42.5 / 48.8
M	1	20	2	2	35.2
	2	25	"	"	34.8
	3	20	2.5	"	34.2
	4	25	"	"	33.9
	5	20	2	4	34.0
	6	25	"	"	33.1

$$\bar{R}_1 = R_1 / R_3 \quad \bar{L} = L / R_3$$

ずかなずれから空力係数が計算され、しかも測定しようとする空気力学的減衰率は極超音速流中では全減衰率に比較して小さい<sup>22)</sup>。したがってクロスバネの構造減衰率は可能なかぎり小さくすることが望ましい。このためにクロスバネは材質にバネ鋼(SUP



# Free Oscillation Balance for Hypersonic Wind Tunnel

図 3(a) 自由振動型動天秤本体の構造

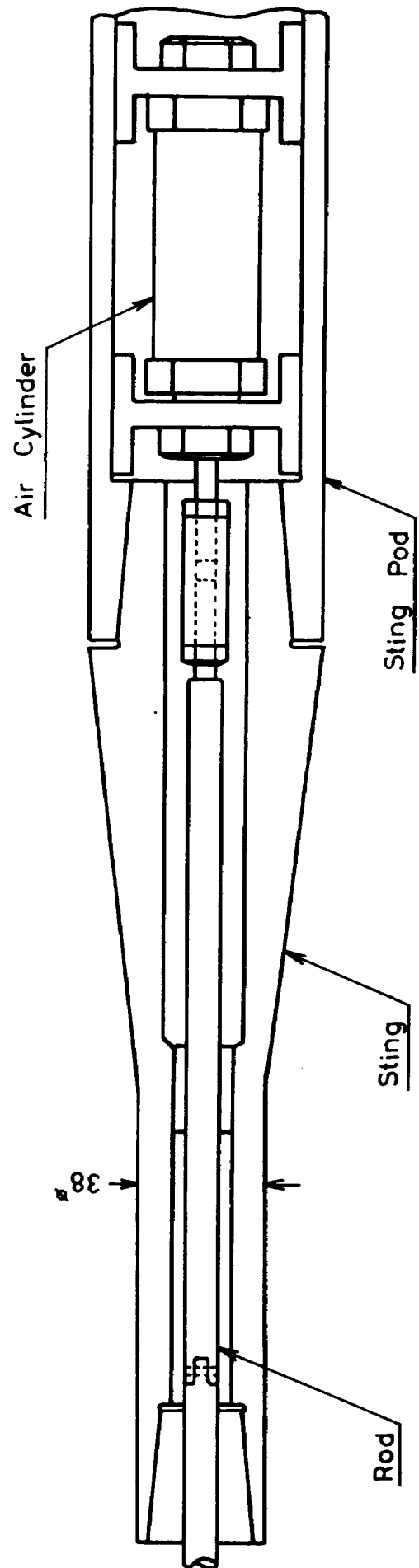


図 3(b) 動天秤後部駆動機構

表2 バネ定数

バネ厚さ (mm)	バネ定数K (N・m/rad)
1.5	58.45
2.0	118.6
2.5	220.4

6) を用い放電加工による一体構造とした。また天秤との取付部はテーパによる結合とし、表2に示すようにバネの板厚の異なるものを3種類製作した。表のバネ定数は天秤較正装置で測定を行ったものである。模型の回転角はクロスバネに接着した歪ゲージにより電氣的信号として検出する。図4(a)に動天秤本体及びクロスバネの写真を示す。また図4(b)には板厚2mmのクロスバネにS-1模型を装着し、 $\alpha = 0^\circ$  で真空中で振動させた際に振巾が時間とともにどう変わっていくかを示した。図から時間によら

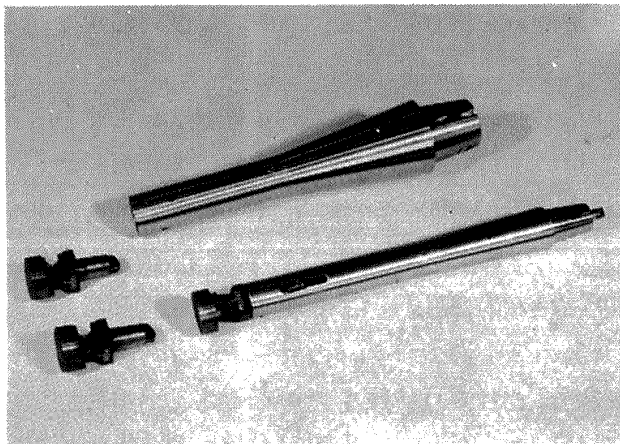


図4(a) 動天秤本体、スティング及びクロスバネ

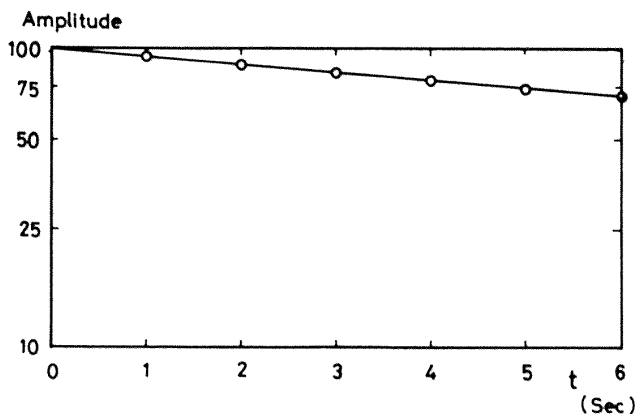


図4(b) 初期の振巾を100としたときの振巾の時間変化 (S-1模型,  $\alpha = 0^\circ$  真空中バネ板厚; 2mm使用, 振動数  $f_0 = 22.62\text{Hz}$ )

ず一定の減衰率が得られ、また後に述べる対数減衰率  $\delta_0$  は  $\delta_0 = 0.002754$  で構造減衰率の低い良好な特性を示す。

### 3. 実験方法

#### (1) 測定原理

模型の慣性モーメント  $I$ 、バネ定数  $K$  のバネからなる振動系に気流通風時の空気力が作用した場合の運動方程式は次式で表わされる<sup>22)</sup>。

$$I \ddot{\theta} + C \dot{\theta} + K \theta = M_\theta \cdot \theta + M_{\dot{\theta}} \dot{\theta} \quad (1)$$

ここで  $C$  はバネの減衰係数、 $\theta$  は模型の回転角、 $\cdot$  は時間に関する微分で、上式の右辺は振動空気力のモーメントを表わす。(1)式の減衰振動の解を  $\theta + \theta_0 e^{(\mu + i\omega)t}$  と、また振動系自身の特性すなわち(1)式の右辺の項を零としたときの解を  $\theta = \theta_0 e^{(\mu_0 + i\omega_0)t}$  とすれば、空気力のモーメントは次式で与えられる<sup>22)</sup>。

$$\begin{aligned} M_\theta &= -I(\omega^2 - \omega_0^2) \\ M_{\dot{\theta}} &= -2I(\mu_0 - \mu) \end{aligned} \quad (2)$$

但し減衰項  $\mu$ 、 $\mu_0$  が角振動数  $\omega$ 、 $\omega_0$  と比較して十分小さい ( $\mu \ll \omega$ ,  $\mu_0 \ll \omega_0$ ) と仮定している。上記のように空気力の働く場合と働かない場合の振動数、及び減衰率同士の差から空気力を求める方法を自由振動法という。また(2)式は次のように無次元化して空力微係数  $C_{m\theta}$ 、 $C_{m\dot{\theta}}$  を算出した。

$$\begin{aligned} C_{m\theta} &= \frac{1}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S d} \frac{\partial M}{\partial \theta} \\ C_{m\dot{\theta}} &= \frac{1}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S d} \frac{\partial M}{\partial \left( \frac{\dot{\theta} d}{2U_\infty} \right)} \end{aligned} \quad (3)$$

なお、(3)式の  $C_{m\theta}$  は飛行力学の上で、 $C_{m\alpha}$  に相当し、縦の静安定微係数を表わす。

#### (2) データ処理

減衰係数  $\mu$ 、角振動数  $\omega$  は振動数  $f$  及び対数減衰率  $\delta$  によりそれぞれ次式で表わされる<sup>22)</sup>。

$$\begin{aligned} w &= 2\pi f \\ \mu &= -\delta f \end{aligned} \quad (4)$$

(4)式を用い、(2)式の空気力のモーメントを(3)式の定義にしたがい無次元化すると空力微係数 $C_{m\theta}$ 、 $C_{m\dot{\theta}}$ は最終的に次式となる。

$$\begin{aligned} C_{m\theta} &= \frac{4\pi^2 I}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S d} (f_0^2 - f^2) \\ C_{m\dot{\theta}} &= \frac{8I}{\rho_\infty U_\infty^2 S d^2} (\delta_0 f_0 - \delta f) \end{aligned} \quad (5)$$

ここで $I$ 、 $d$ は模型の慣性モーメント及び最大直径を表す。 $S$ は基準面積で $S=\pi d^2/4$ である。(5)式の $f_0$ 、 $\delta_0$ の値として厳密には風洞通風時の静圧に等しい静止空気中での値を用いることが望ましいが、極超音速風洞では通風時の静圧が非常に小さく(今回行った実験の一樣流条件では約 $3.53 \times 10^4 \text{ Pa}$ )真空中との差は少ない。そこで $f_0$ 、 $\delta_0$ の値は文献22と同様に風洞起動直前の真空中での測定値を用いた。なお真空中での振動数 $f_0$ を用いて模型の慣性モーメント $I$ は $I=K/(2\pi f_0)^2$ により求められる。

図5にXYプロッタに出力した通風時の振動特性を示す。模型はS-3模型で迎角は $\alpha=5^\circ$ である。振動数は約20Hzで、横軸は時間(秒)を示す。振動のピークに若干のバラツキがあるが、これはデータ取得点数が1秒間に250点一周期当たりでは約12点前後でピークをとらえていないことに起因する。得られたデータは半周期毎に、三角関数を用いた最小二乗近似により、ピーク値を求め、これらのピーク値から対数関数による近似を行い対数減衰率を算定した。本データ処理法により求められた対数減衰率はS-1模型 $\alpha=0^\circ$ の真空中でのデータを例とすれば $\delta_0=0.002770$ である。一方ビジュグラフによるアナログデータからの読み取った値は $\delta_0=0.002754$ で、良好な一致を示し、他の模型のケースでも同様な結果を示した。このようなことからデータ処理法の信頼性は十分であると考えられる。

### (3) 実験条件及び実験法

航技研の極超音速風洞を使用し、集合洞圧力 $P_0=1.47 \times 10^6 \text{ Pa}$  よどみ点温度 $450^\circ\text{C}$ とし、マッハ数 $M_\infty=7.1$  単位cm当たりのレイノルズ数 $R_{e,\infty}=4.5 \times 10^4$ の条件で実験を行った。迎角は $\alpha=0^\circ$ 、 $5^\circ$ 、 $10^\circ$ の3迎角である。

一般に極超音流中では空気力学的減衰率が全減衰率に比較して小さく、しかも今回試験を行った鈍頭形状の物体では本来動安定性が少ないことから、気流中の測定では気流の乱れによる分散が大きい<sup>23)</sup>。このため測定は一回の通風時間に6~9回の自由振動を行い、各回7秒間の振動データを取得した。得られたデータは図5の時間軸の1.0、1.5、2.0、2.5、3.0、3.5秒の各点から1秒間のデータを(2)節の方法でデジタル処理し、それらを平均して動安定微係数を求めた。1秒間隔に分割を行った理由は、M型模型にみられる急激な振動の拡大及び縮小部分をビジュグラフによるアナログデータから判断し、そのデータ部分を取り除いてより高い精度の結果を得るためである。

なお、以下の実験はすべて板厚2mmのクロスバネを用いて行った。この際のS型模型の振動数 $f$ は20Hz前後、M型模型で40Hz程度である。非定常空気力学において重要な要素である無次元振動数 $k(k=wd/2U_\infty)$ に変換するとそれぞれ0.006、0.01の値をもつ。2mmの板厚のクロスバネを用いた理由はこれより板厚を大きくするとM型模型では振動数が高くなり、1周期当たりのデータ点数が減少すること、また実際のジェミニ型回収体の振動数は0.1 cycle/secで<sup>3)</sup>、無次元振動数 $k$ は $U_\infty=7 \text{ km/sec}$ とすると0.000135となること等による。逆に板厚を減少させるとカプセル形状にみられる高抗力形状では強度的な面から制約を受ける等の理由による。

## 4. 結果及び考察

### (1) S型模型

半頂角 $6^\circ$ 、 $\tilde{R}_1=2$ のS-1、3、5模型の動安定微係数 $C_{m\dot{\theta}}$ の結果を図6に示す。図の $C_{m\dot{\theta}}$ の符号は動的に安定ならば負、不安定ならば正の値をとり、この値が負側に増加することは動特性が良くなるこ

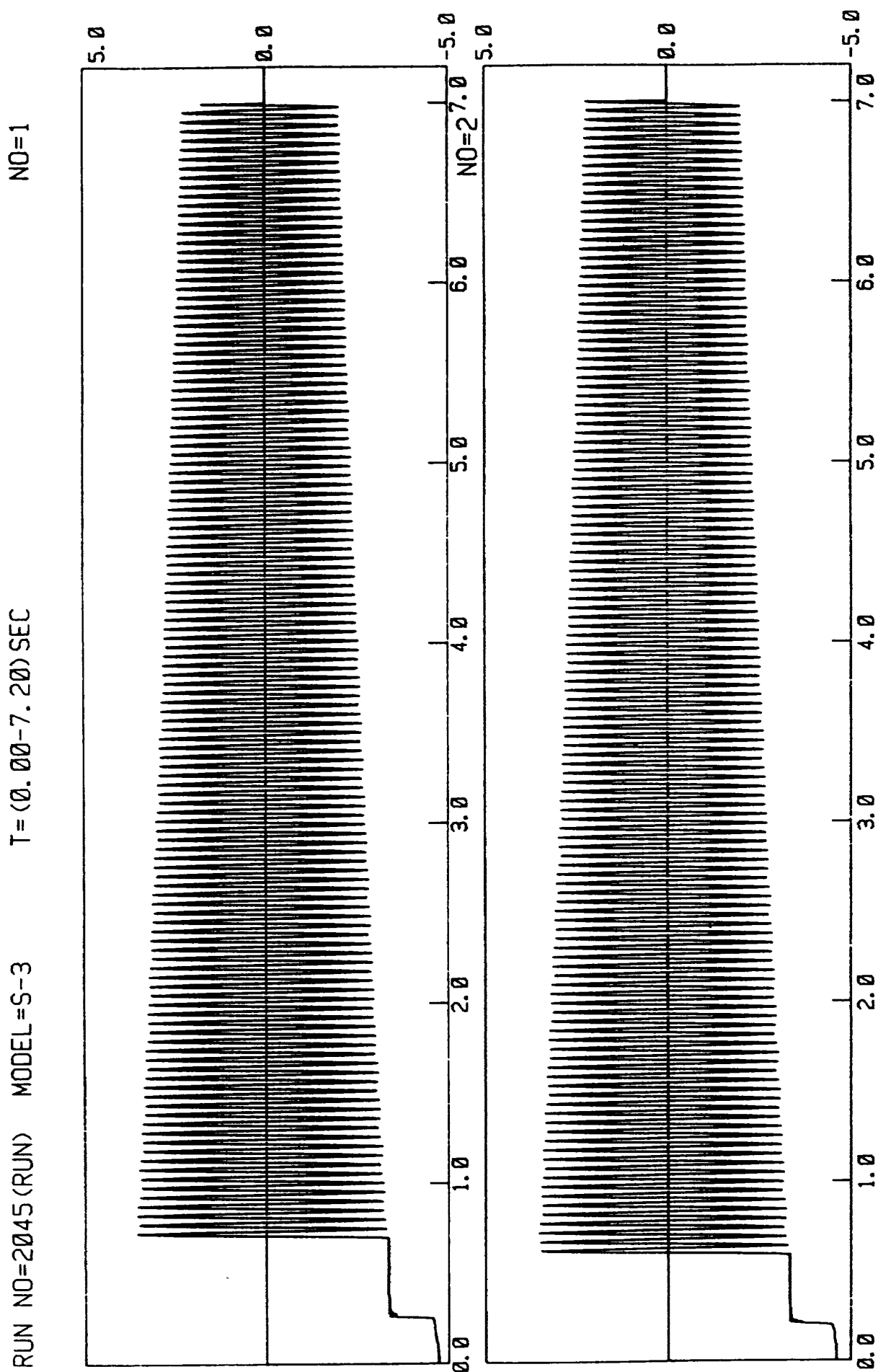


図5 通風時の振動特性 (S-3,  $\alpha = 5^\circ$ )



とを意味する。図に示されるように S-1, 3, 5 模型とも動的に安定で迎角の増加につれて動安定はやや減小する傾向となる。但し模型長の長いものほど、各迎角を通じてより動的に安定な性質を示す。図7は図6の模型の頭部をより平頭 ( $\tilde{R}_1 = 4$ ) にした S-2, 4, 6 模型の結果である。図6との比較から頭部曲率の違いによる動特性への影響は少ないことが明らかである。図8, 9は半頂角が  $10^\circ$  の S 型模型で、 $\tilde{R}_1 = 2$  の S-7, 9 及び  $\tilde{R}_1 = 4$  の S-8, 10 模型の  $C_{m\dot{\theta}}$  を示す。動安定特性は図6, 7の結果と同様に迎角の増加につれて減少し、また頭部曲率半径  $R_1$  による影響も少ない。しかしながら模型長の違いによる効果はあまりみられず、全般に動特性は半頂角  $6^\circ$  の模型よりも悪くなる。次に S-6, S-10 模型の重心移動による  $C_{m\dot{\theta}}$  の変化を図10に示す。CG1は前方、CG2は後方重心位置である (CG1, CG2 の具体的な値は表1参照)。重心が後方に移動するにしたがい、動安定は減少する。

一方、偶数番号の S 型模型に対応する静安定特性を図11に示す。(a)図は半頂角  $6^\circ$ 、(b)図は半頂角  $10^\circ$  のケースである。(a)図の迎角  $\alpha = 0^\circ$  では模型長の長い S-6 が短い S-2 に比較して静安定特性は悪くなっているが  $\alpha = 10^\circ$  ではこの関係が逆転している。これは(a), (b)図に共通して模型長が長くなるにつれて、迎角の増加に伴い静安定特性がより改善されることと関連している。なお、奇数番号に対応する静安定特性は図11と同様な値をとるので省略する。S-6, S-10 模型の重心移動による  $C_{m\dot{\theta}}$  の変化は図12である。重心位置を後方に移すにしたがい静安定特性は悪くなる。特に S-6 模型の CG2 のケースでは静的に不安定となる。 $\alpha = 0^\circ$  の  $C_{m\dot{\theta}}$  の変化から各模型の空力中心を算定すると S-6 模型で先端からの全長比になおして 47.6%, S-10 模型では 57.6% である。これを同じ模型の三分力試験<sup>6)</sup>から読み取ったデータと比較すると、三分力試験では S-6 の空力中心は 46%, S-10 のそれは 56% であり、良好な一致が得られている。

## (2) M型模型

図13に M-1, 3, 5 の M 型模型の動安定微係数  $C_{m\dot{\theta}}$  を示す。この模型のシリーズは逆円錐部の半頂

角が  $20^\circ$  のもので M-1, M-3 は頭部曲率半径が  $\tilde{R}_1 = 2$  と同一であるが M-3 は後部円筒部の長さを延長して、その影響を見積るための模型である。M-5 は M-1 の頭部をより平頭にした ( $\tilde{R}_1 = 4$ ) 形状である。図に示されるように M-1, M-3 模型は迎角  $\alpha = 0^\circ$  で非常に激しい不安定現象を生じる。しかも円筒部の長い M-3 模型はより大きな不安定性を示している。これとは対照的に M-5 模型は  $\alpha = 0^\circ$  で動的に不安定であるが、それほど顕著なものではない。この不安定現象の要因は剥離流が後部円筒部に再付着し、それが振動現象と相互干渉して振幅が大巾に増幅されることによると考えられる<sup>8)</sup>。M-5 模型で  $\alpha = 0^\circ$  の不安定現象が若干抑制されるのは M-1, M-3 模型よりも平頭なことから剥離の領域が広がり再付着の効果が弱められることによると推測される。この不安定現象は迎角をとると急激におさまリ、各模型とも動的に安定側に移行する。また図から平頭形状の M-5 が M-1 よりも各迎角を通じて動的に安定であることがわかる。但し迎角  $\alpha = 10^\circ$  では  $\alpha = 0^\circ$  の場合と逆の傾向を示し円筒部を延長した M-3 が最も安定である。

図14に逆円錐部の半頂角が  $25^\circ$  の M-2, 4, 6 模型の  $C_{m\dot{\theta}}$  を示す。他の模型形状のパラメータは図13の場合と同様である。ここで特徴的なことは M-1, 3 の逆円錐部の角度をより深くした M-2, 4 模型が  $\alpha = 0^\circ$  で図13ほどの激しい不安定現象を生じないことである。また M-6 模型も動的に中立の特性を示す。迎角をとると各模型とも動的に安定となり、その傾向は図13のそれと同様で大きな差は認められない。

図15には M-1, M-5 及び M-2, M-6 の静安定特性  $C_{m\theta}$  を示す。各模型とも静的に安定であるが、静特性は迎角をとるにつれて減少していく。なお、M-3, M-4 模型の  $C_{m\theta}$  はそれぞれ M-1, M-2 模型の値とほぼ等しい結果となっている。

最後に一連の動特性試験の妥当性を調べるため、文献6の静的試験の結果から得られる静安定特性  $C_{m\theta}$  を本試験による  $C_{m\dot{\theta}}$  と比較した。これを表3に示す。M 型模型では後部全長や後部円筒部径の寸法が異なることから  $C_{m\dot{\theta}}$  の値に若干の差が生じるが、S 型模型ではおおむね良好な一致を示している。

表3 重心まわりの静安定特性 $C_{m0}$ の比較  
( $\alpha = 0^\circ$ )

模型番号	静的試験による $C_{m0}$	動的試験による $C_{m0}$
S-3	-0.1034	-0.1002
S-4	-0.0756	-0.0944
S-5	-0.0825	-0.0684
S-6 (CG1) (CG2)	-0.0859	-0.0692
	-0.0306	-0.0455
S-7	-0.1080	-0.1138
S-8	-0.0953	-0.1078
S-9	-0.1587	-0.1330
S-10 (CG1) (CG2)	-0.1455	-0.1286
	-0.070	-0.075
M-1	-0.2954	-0.3448
M-5	-0.2743	-0.3398

## 5. まとめ

極超音速流中におけるカプセル型回収体の動安定特性試験を行い、次のような結論を得た。

- (1) 本試験に使用した自由振動型動安定天秤はカプセルの動特性測定用に特に小型化を目的として試作されたが、構造減衰率も低く、作動も滑らかで良好な性能が得られ、従来困難とされていた極超音速流中の鈍頭度の高い一連の形状に対しても実験を可能とした。
- (2) 今回試験を行ったS型模型は動的に安定で頭部曲率半径 $R_1$ の動特性に与える影響は少ない。また半頂角 $10^\circ$ のS-7～S-10模型よりも半頂角 $6^\circ$ のS-1～S-6模型が各迎角を通して動安定微係数 $C_{m\dot{\alpha}}$ の変化が少なく、動特性の面からは好ましい性質を有する。S-1～S-6模型の中では模型長の長いS-5、S-6模型が動的には最も安定である。
- (3) M型模型は迎角 $\alpha = 0^\circ$ で動的に不安定である。特に逆円錐部の半頂角が $20^\circ$ のM-1、M-3模型では著しい不安定現象を生じ、振動は加振される。これはカプセル頭部から剥離した流れが再付着することに起因すると考えられ、M型模型では剥離流に影響を与える頭部曲率や後部の形状が動

特性に関連して重要な要素であると言えよう。

- (4) M型模型は迎角をとるにつれて動的に安定となるが、無誘導飛翔時には静安定特性とも関連するが<sup>6)</sup>、半頂角 $6^\circ$ のS型模型が動的及び静的空力特性において最も望ましい形状であると結論される。

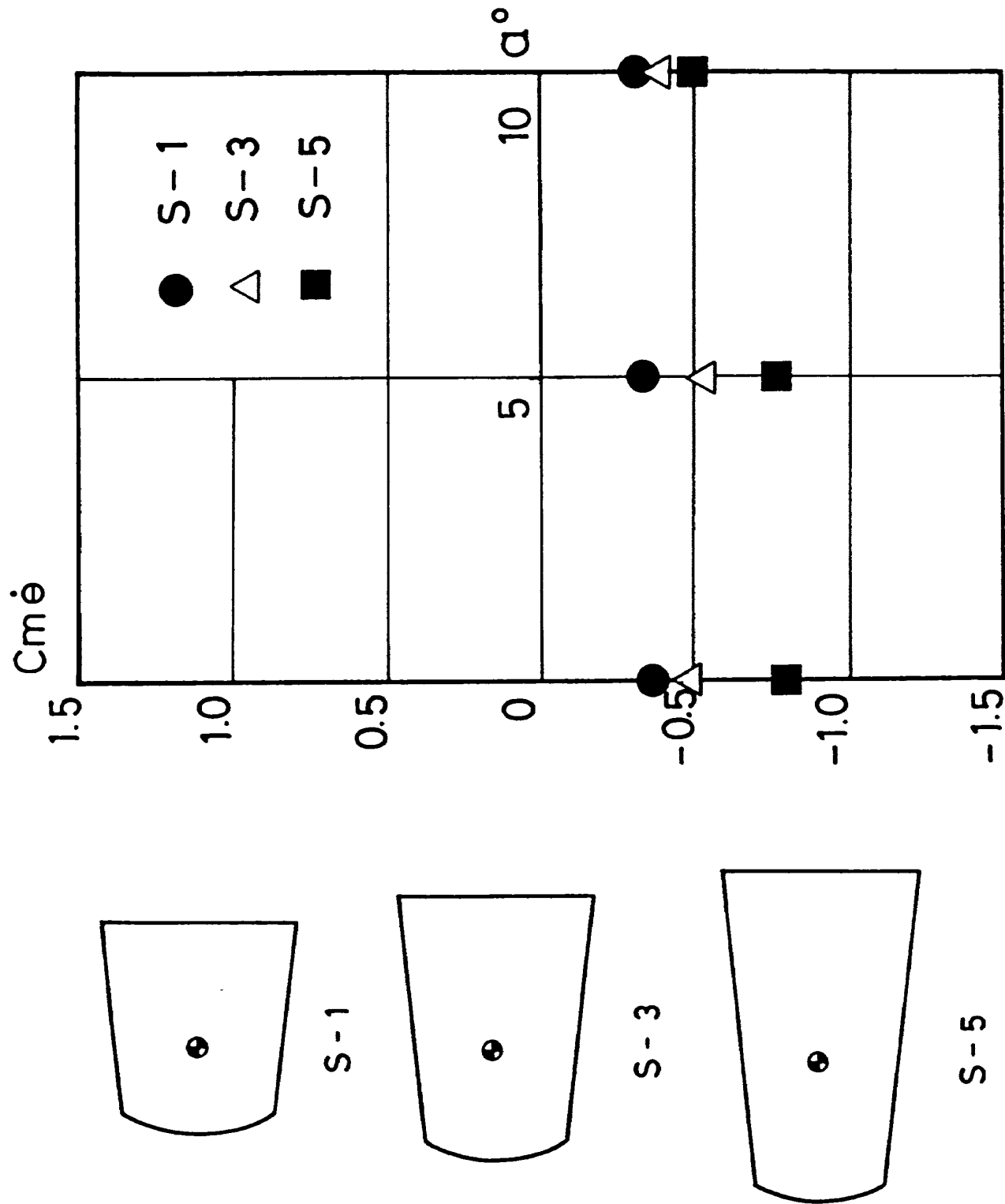
以上、今回の試験ではカプセル型回収体の種々の形状による動的空力特性を調べたが、さらにレイノルズ数や無次元振動数等の実験条件を変えた場合の評価も行う必要がある。またスティング干渉<sup>24-28)</sup>の問題も今後検討すべき重要な課題である。一方 $\alpha = 0^\circ$ でのM型模型の加振現象にみられるように、剥離流が動特性に与える効果は空気力学的な見地からは特に興味ある問題である。これらの解明はより詳細な実験や他のオイル・フロウ、圧力試験等により進めていくことが必要と考える。

最後に本研究は和田勇空気力学第一部長を中心に進められてきた航空宇宙技術研究所・宇宙開発事業団共同研究「回収技術の研究」の一環として行われたものであることを付記する。

## 参 考 文 献

- 1) R.S. Crowder & J.D. Moote; Appolo Entry Aerodynamics, J. of Spacecraft, Vol. 6, No. 3, 1969, PP 302-307
- 2) B.J. Griffith, Comparison of Aerodynamic Data from the Gemini Flights and AEDC VKF Wind Tunnels, J. of Spacecraft, Vol. 4, No. 7, 1967, PP 919-924
- 3) A.M. Whitnah & D.B. Howes; Summary Analysis of the Gemini Entry Aerodynamics, NASA TX-X 58100, 1972
- 4) L.M. Hair & C.D. Engel; Low L/D Aerobrake Test at Mach 10, AIAA paper 83-1509
- 5) P.K. Shin & A. Gay; Low L/D Aerobrake Heat Transfer Test at Mach 10, AIAA paper 84-309
- 6) 回収技術の研究, 航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団; 昭和55年度共同研究成果報告書, 第2章カプセルの空力特性の研究, 昭和56年3月, pp. 45-79
- 7) 回収技術の研究, 航空宇宙技術研究所, 宇宙開

- 発事業団；昭和56年度共同研究成果報告書，第5章打込み実験カプセルの空力加熱特性の研究，昭和57年6月，pp.109-128
- 8) L.E. Ericsson & J.P. Reding; Re-Entry Capsule Dynamics, J. of Spacecraft, Vol. 8, No. 6, 1971, PP 579-586
- 9) C.J. Schueler, L.K. Ward & A.E. Hodapp, Jr; Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities, AGARDograph 121, 1967
- 10) K.J. Orlik-Ruchemann; Techniques for Dynamic Stability Testing in Wind Tunnel, AGARD CP 235, 1978
- 11) J.C. Uselton, et al; An Examination of the Small Amplitude Dynamic Stability Test Technique, AEDC TR 74-131, 1975
- 12) B.L. Uselton, et al; Test Mechanism for Measuring Pitch-Damping Derivatives of Missile Configurations at High Angles of Attack, AEDC TR 75-43, 1975
- 13) W.B. Igoe & E.R. Hillje; Transonic Dynamic Stability Characteristics of Several Models of Project Mercury Capsule Configurations, NASA TMX 554
- 14) B.R. Wright & R.A. Kilgore; Aerodynamic Damping and Oscillatory Stability in Pitch and Yaw of Gemini Configurations at Mach Numbers from 0.50 to 4.63, NASA TN D-3334, 1966
- 15) M.V. Krumins; Drag and Stability of Mars Probe/Lander Shapes, J. of Spacecraft, Vol. 4, No. 8, 1967, PP 1052-1057
- 16) W.J. Marko; Dynamic Stability of High-Drag Planetary Entry Vehicles at Transonic Speeds, J. of Spacecraft Vol. 16, No. 12, 1969, PP 1390-1396
- 17) R.I. Sammonds; Aerodynamics of Mars Entry Probe-Lander Configurations at Mach Number of 10, NASA TN D-5608, 1970
- 18) R.I. Sammonds; Dynamics of High-Drag Probe Shapes at Transonic Speeds, NASA TN D-6489, 1971
- 19) 河本，清水，原，野田，関根，石田；超音速風洞における回収カプセルの打出し実験，第25回宇宙科学技術連合講演会，昭和56年10月，pp.96-97
- 20) 石田，河本，清水，原，野田，関根；打込み回収カプセルの超音速自由飛行試験，航空宇宙学会第13期年会講演会，昭和57年4月，pp.16-17
- 21) K. Hozumi, N. Hashimoto & T. Koyama; Wind Tunnel Free-Flight Test of Cones at a Hypersonic Mach Number of 7, Proc. of the 14th ISTS, 1984
- 22) 柳沢，菊地；極超音速領域における軸対称物体の動安定微係数の測定，航技研報告 TR-542, 1978年9月
- 23) 山本，渡辺，野村；回収カプセルの動安定特性試験，第13回流体力学講演会講演集，昭和56年10月，pp.150-153
- 24) S. Steinberg, B.L. Uselton & P.M. Siemers; Viking Pitch Damping Derivatives as Influence and Test Techniques, J. of Spacecraft, Vol. 10, No. 7, 1973 PP 443-449
- 25) G.E. Burt & J.C. Uselton; Effect of Sting Oscillations on the Measurement of Dynamic Stability Derivatives, J. of Spacecraft, Vol. 13, No. 3, 1976 PP 210-216
- 26) B.L. Uselton; Sting Effects as Determined by the Measurement of Pitch-Damping Derivatives and Base Pressures at Mach Number 3, AIAA Paper 78-830, 1978
- 27) L.E. Ericsson & J.P. Redding; Transonic Sting Interference, J. of Spacecraft, Vol. 17, No. 2, 1980, PP 140-144
- 28) 橋本，穂積，小山，吉沢，松崎；極超音速流れにおけるスティング干渉の実験，航技研報告 TR-622, 1980年3月

図6 S型模型の $C_{m\delta}$  ( $\tilde{R}_1 = 2$ ,  $\theta = 6^\circ$ )

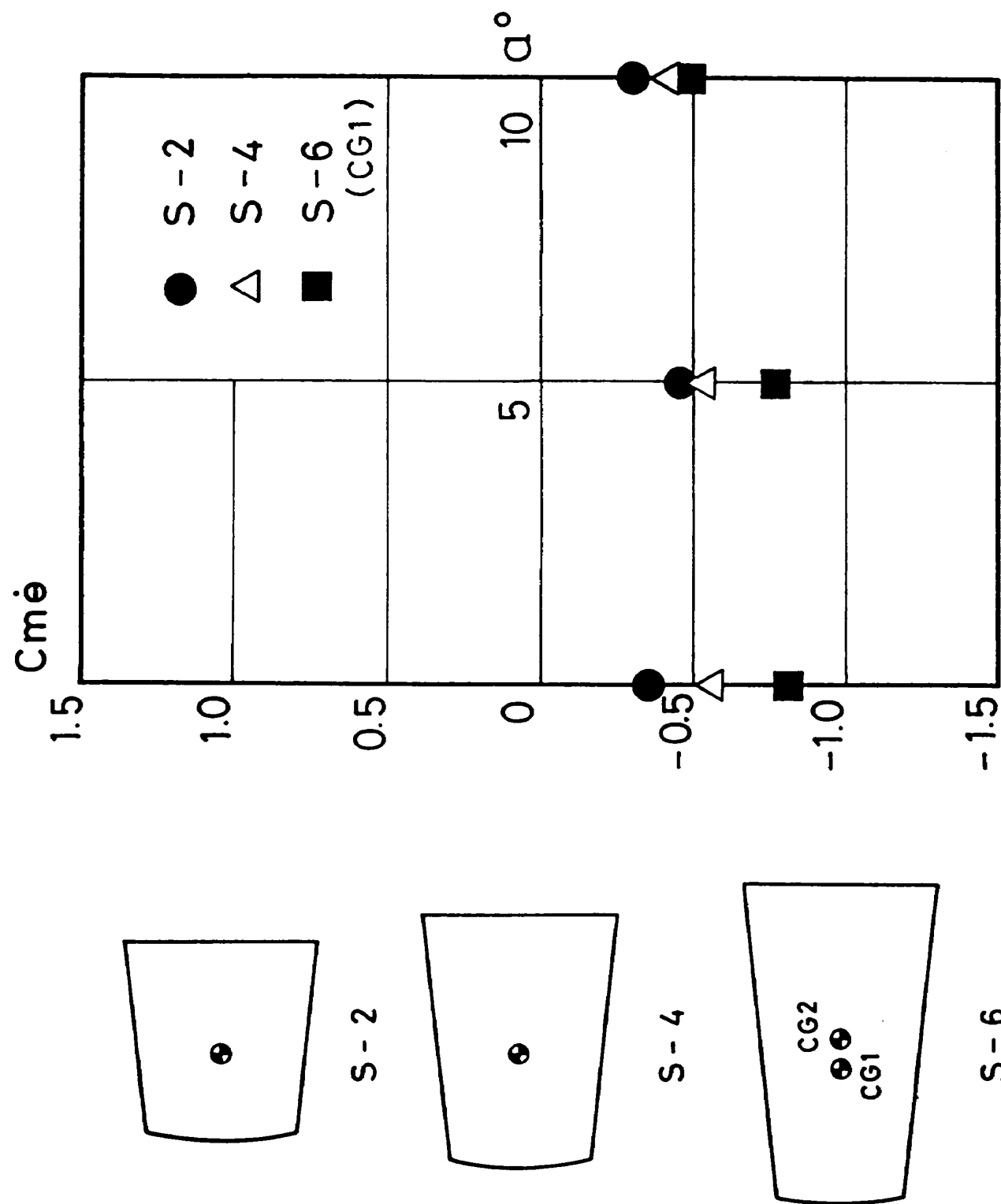


図 7 S 型模型の  $C_{m\dot{\theta}}$  ( $\tilde{R}_1 = 4, \theta = 6^\circ$ )

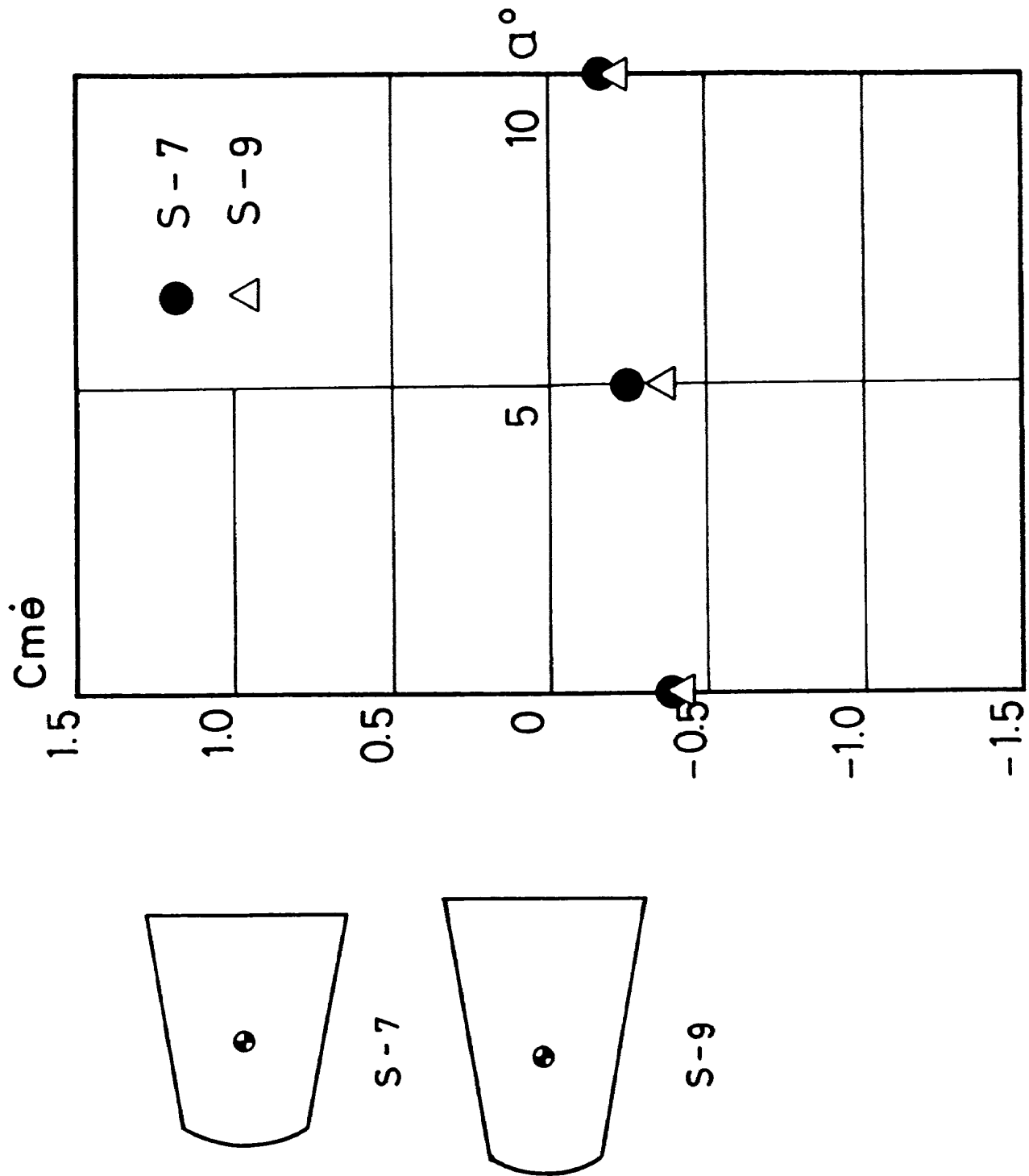


図8 S型模型の $C_{m\delta}$  ( $\tilde{R}_1 = 2, \theta = 10^\circ$ )

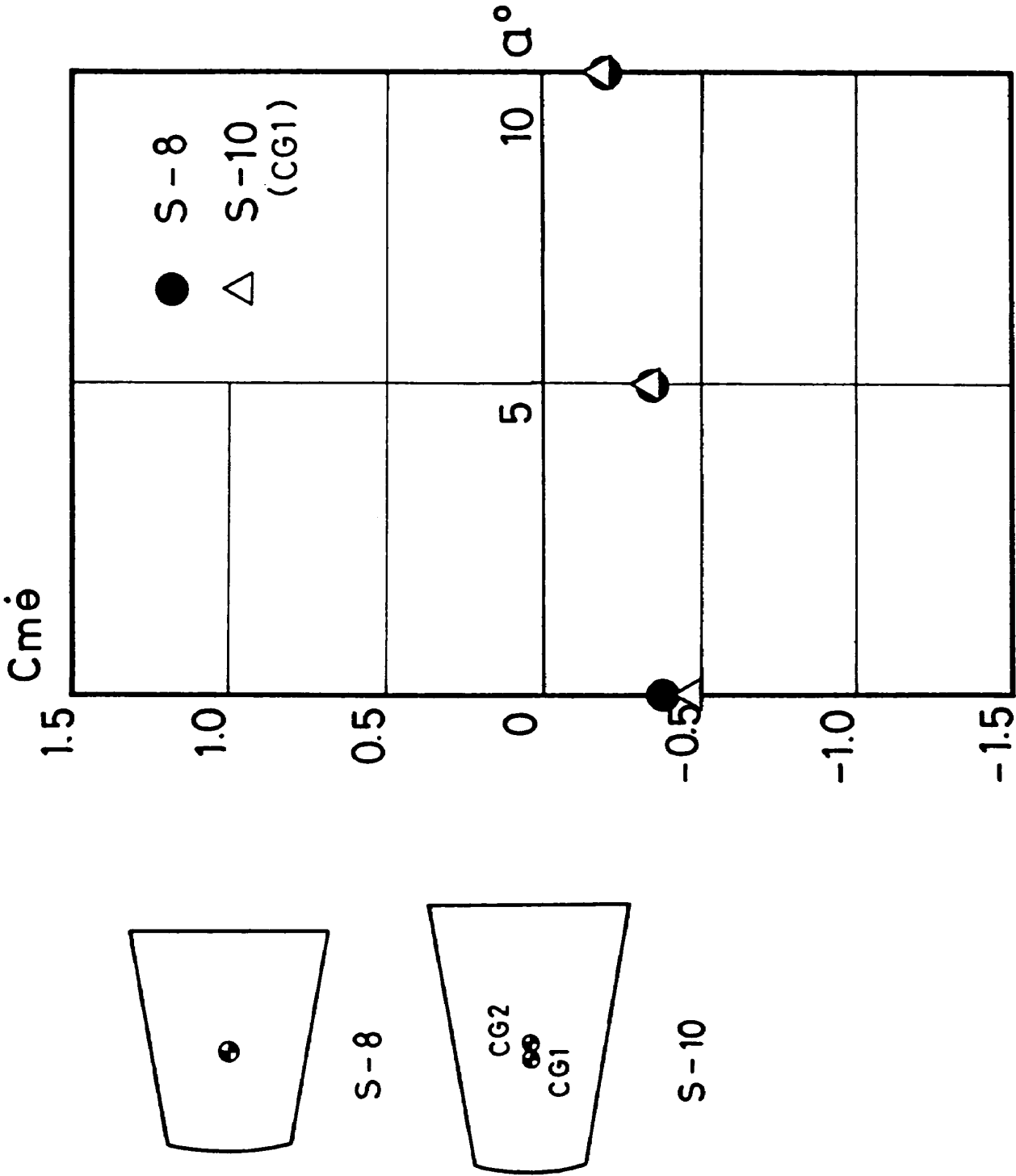
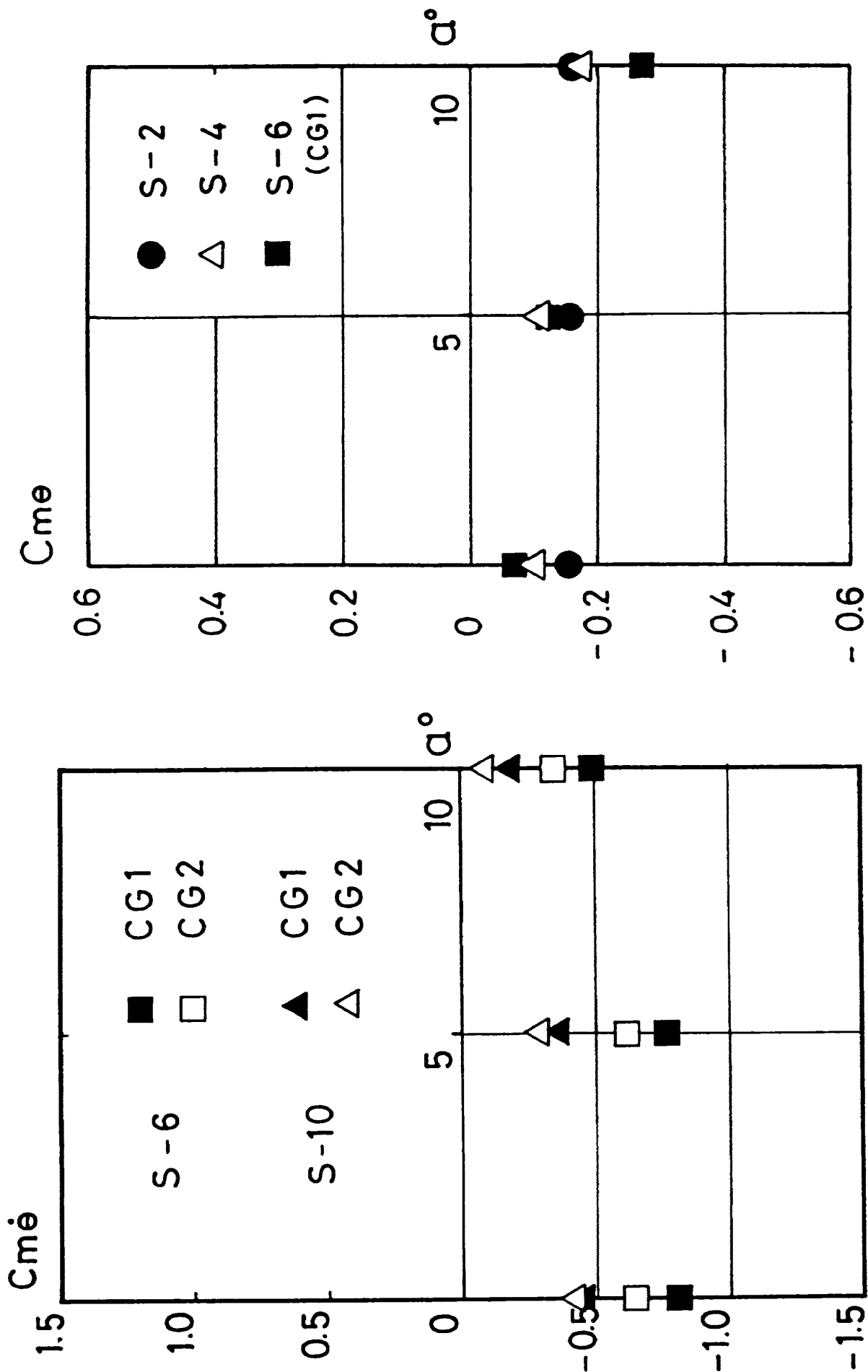


図 9 S 型模型の  $C_{m\dot{\delta}}$  ( $\bar{R}_1 = 4, \theta = 10^\circ$ )

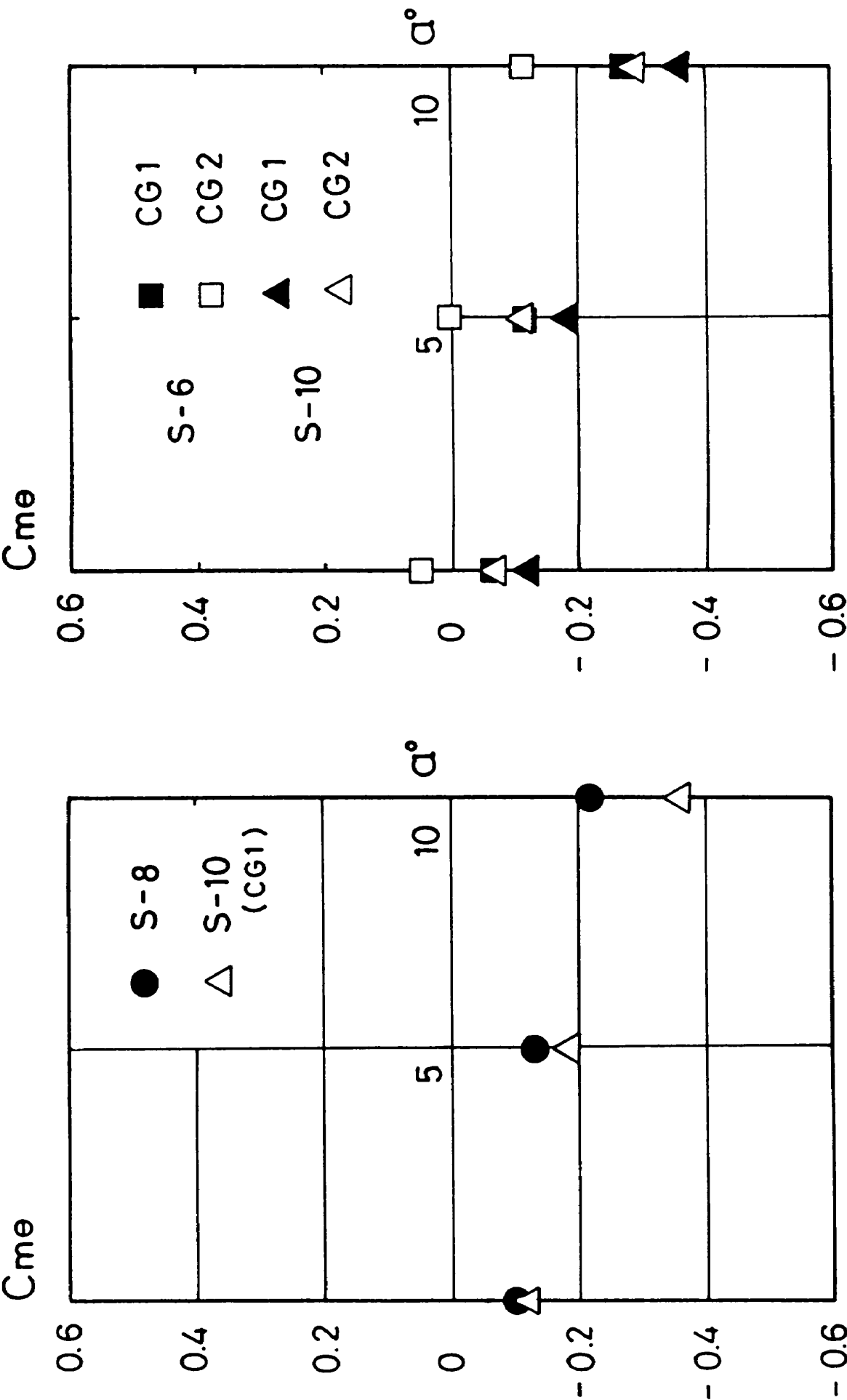


(a)

図11 S型模型の静安定特性  $C_{m\theta}$

図10 重心移動によるS型模型の  $C_{m\delta}$  の変化





(b)

図11 続 図12 重心移動によるS型模型の $C_{m\theta}$ の変化

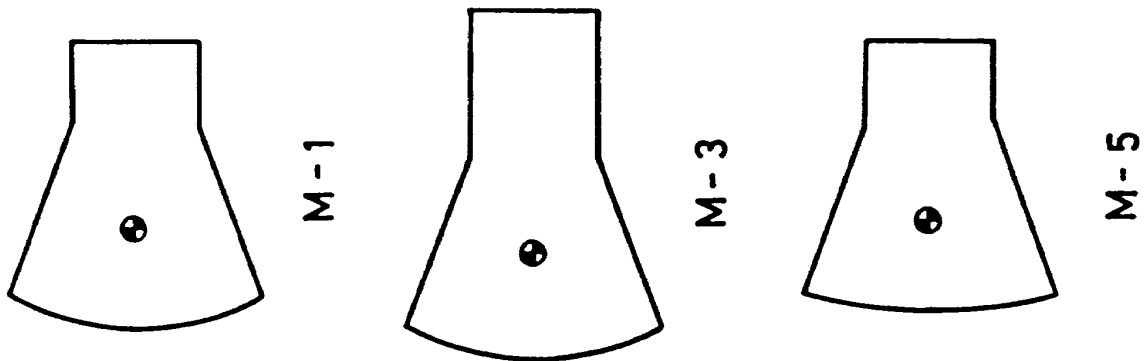
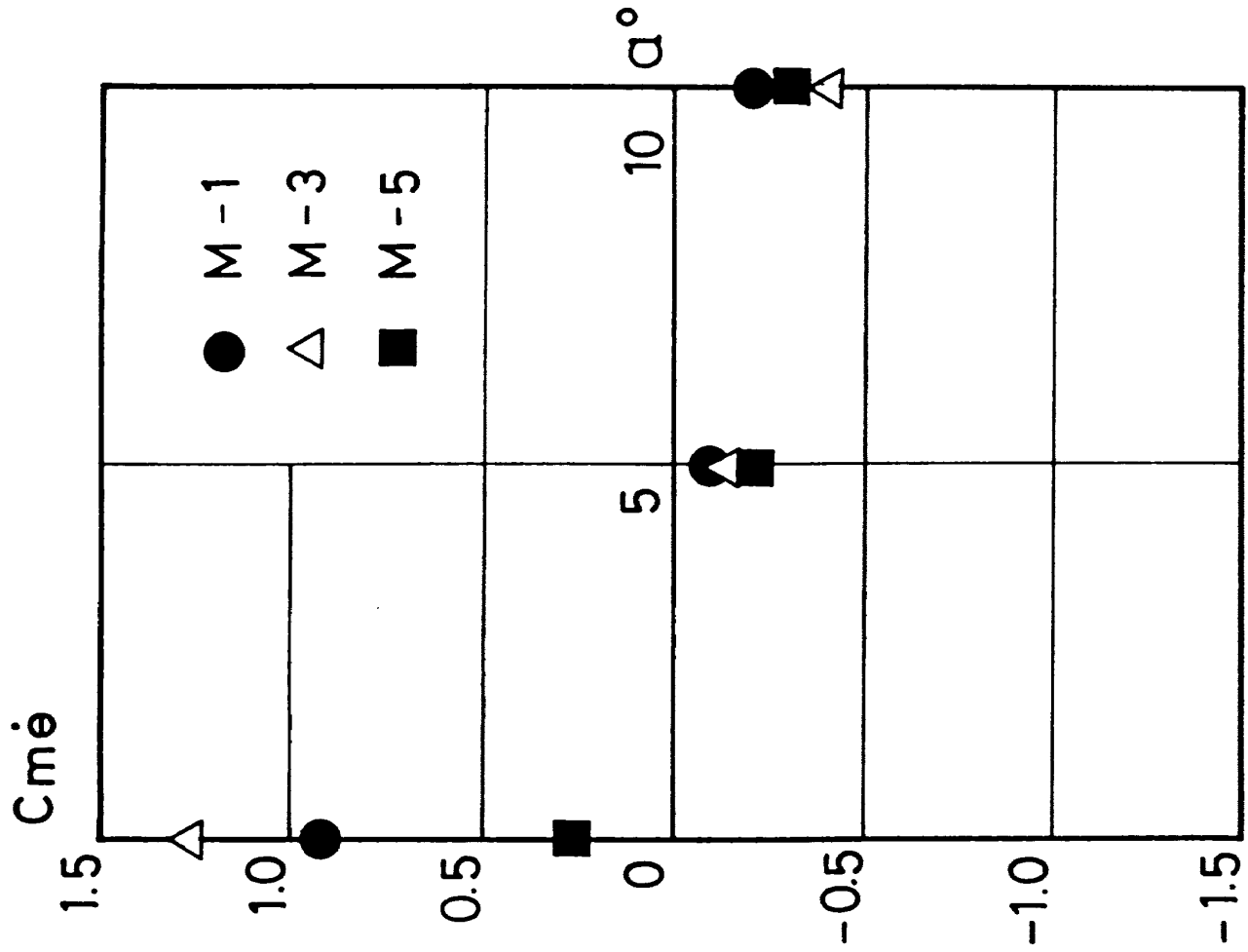
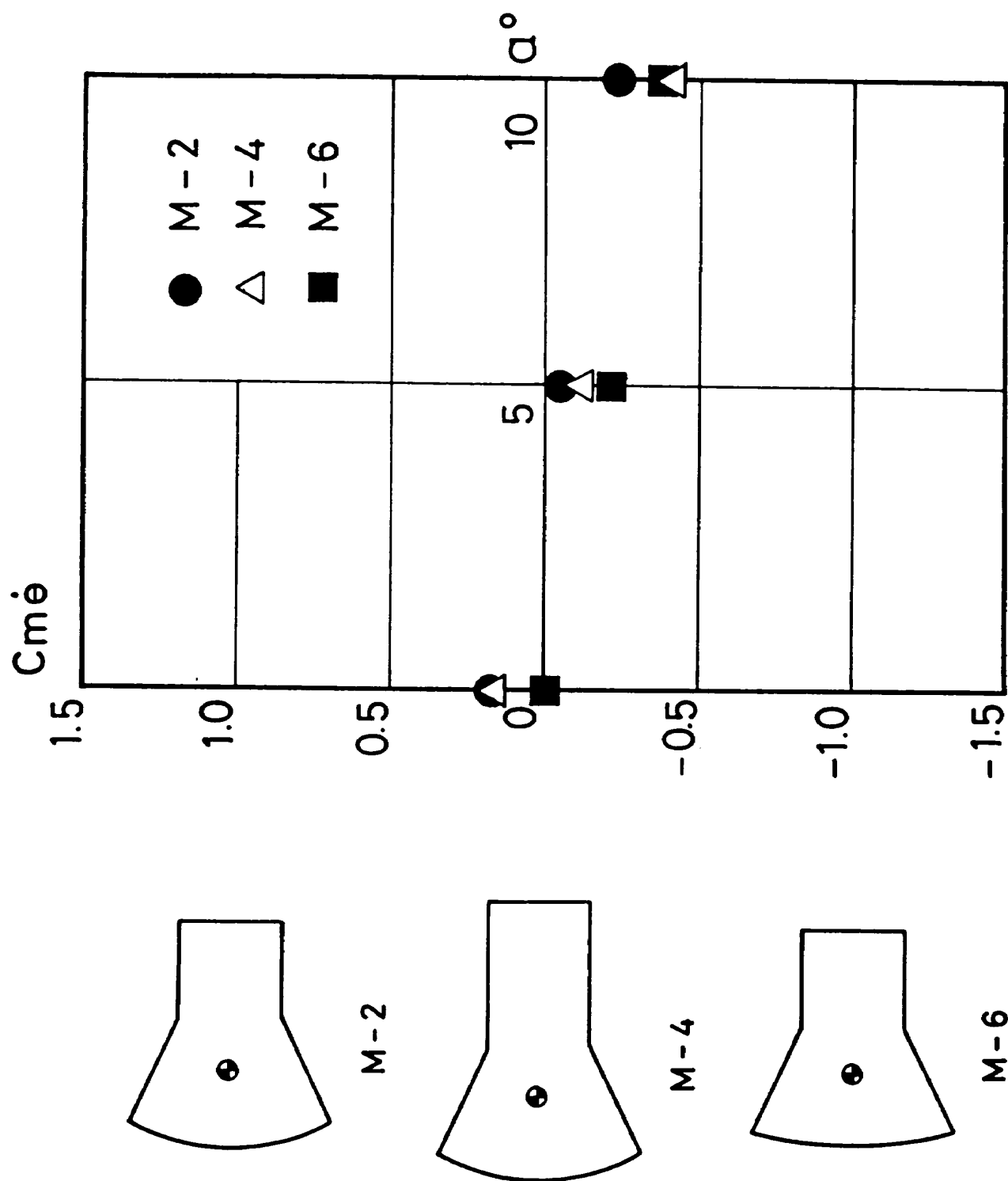


図13 M型模型の $C_{m\theta}$  ( $\theta = 20^\circ$ )

図14 M型模型の  $C_{m\delta}$  ( $\theta = 25^\circ$ )

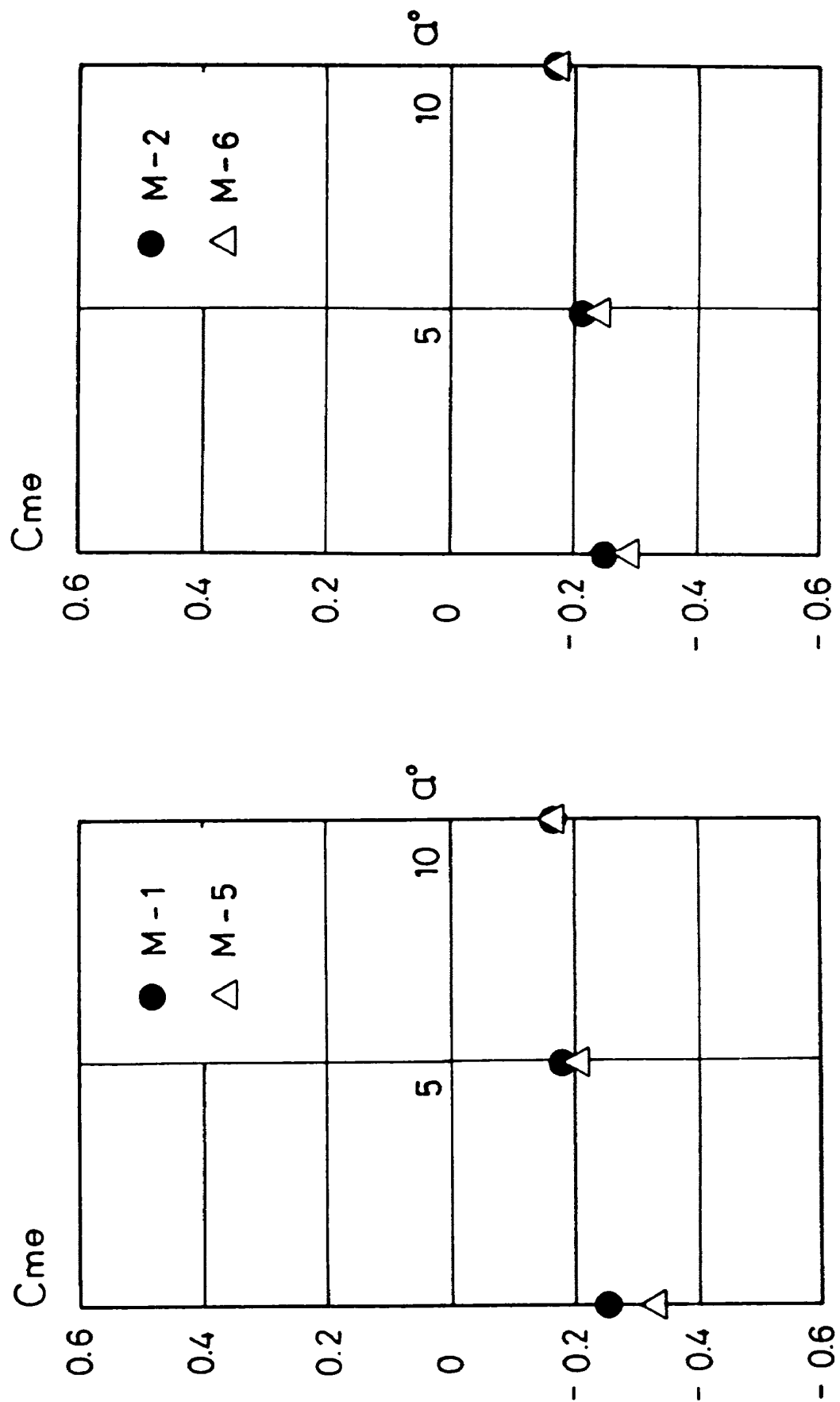


図15 M型模型の静安定特性  $C_{m\theta}$

---

## 航空宇宙技術研究所資料 556 号

昭和 61 年 11 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所  
東京都調布市深大寺東町 7-44-1  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182  
印刷所 株式会社実業公報社  
東京都千代田区九段南4-2-12

---

