

UDC 533.6.69.048:  
533.6.011.5:  
629.76:

# 航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-393

鈍頭半円錐物体の超音速空力特性とその背面剥離の  
可視化実験

河本 巖 ・ 清水 福 寿 ・ 外 立 政 隆  
野 田 順 一 ・ 関 根 英 夫 ・ 石 田 清 道

1979年9月

航空宇宙技術研究所  
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

# 鈍頭半円錐物体の超音速空力特性とその背面剥離の\* 可視化実験

河本 巖\*\*      清水 福寿\*\*      外立 政隆\*\*  
野田 順一\*\*      関根 英夫\*\*      石田 清道\*\*

## Aerodynamic and Flow-Visualization Studies of Half-blunt Cones at Supersonic Speeds.

Iwao KAWAMOTO, Fukujyu SHIMIZU, Masataka HASHIDATE  
Junichi NODA, Hideo SEKINE and Kiyomichi ISHIDA

### ABSTRACT

This paper presents the aerodynamic characteristics of some blunt half-cones with and without fins which have been considered typical configurations of lifting recovering-bodies, and the flow visualizations of leeward separation at angles of attack.

The wind tunnel force tests were conducted over the Mach number range 1.5 to 3.0 and for angles of attack from  $-25^\circ$  to  $25^\circ$ .

The experimental results show that the aerodynamic hysteresis due to lee-surface separation was not observed and,  $C_N$  and  $C_m$  against  $\alpha$  were well predicted by slender body approximation better than by Newtonian approximation.

The flow-visualizations of lee-surface separation were also conducted at low supersonic speeds. Visualization techniques consisted of the schlieren, oil flow and vapor screen methods. In the vapor screen photographs, two flow patterns over the leeside of a half-cone were observed according to attack angle.

The first, at a  $10^\circ$  attack angle, had only a pair of vortex similar to incompressible flow cases. The second, at a  $20^\circ$  attack angle, had a plane shock wave connected with a pair of vortices.

The lee-surface flow patterns were schematically depicted from these visualized pictures.

### 1. 緒 言

近年ペイロードの安全な回収のため小型ロケット形状の空力特性、特にいままで経験の少ない超音速大迎角での空力データの提供が急がれている。<sup>1,2)</sup> さらに将来計画として、より高度な回収技術として低G回収まで予定されており、<sup>3)</sup> そこでは揚力物体の空力特性が大切となる。

半円錐は形状そのものが比較的簡単でブースタに搭載しやすいこと、また比較的ペイロードが高く揚抗比の高

い形状<sup>4)</sup>であることなど揚力物体としての空力的基本性質のいくつかをそなえていると考えられる。また揚力回収物体は比較的迎角の大きいところでの性質が重要となるがそこでは背面剥離が主要な振舞をする。背面剥離は飛しょう体空力特性に通常次の三つの点で現実的なかわりをもつ。

(1) 胴体垂直力は迎角に対して非線形的に増加し、その非線形量は背面剥離渦に関係する。<sup>5~13)</sup> また胴体物体の力試験結果によればこの非線形性は高マッハ時より低マッハ時の方がより強く現われる。<sup>9)</sup>

(2) 胴体の大迎角風試にあってはある限られた cross

\* 昭和54年7月9日受付

\*\* 空気力学第二部

flow  $M$  数, cross flow  $R_e$  数で垂直力係数と同程度の横力が働き、<sup>14~28)</sup> これは背面からの非対称ないし非定常な剥離渦の放出に関係する。

(3) 高マッハ時に背面に空力加熱のピークが存在し、それは一對の背面渦と背面の干渉、または剥離渦の Impinging に関係する。<sup>29~42)</sup>

本報告は揚力物体の一例として半円錐を取り上げ、風洞試験により空力特性を調べ既存の理論と比較しさらにその非線形の原因である背面剥離の様子を明らかにしようとするものである。

半円錐形状の空力特性は高マッハ時の特性はすでに調べられており、<sup>43,44)</sup> そこでは Newtonian 近似で十分理論推定も行なえるとされて来た。しかしながら通常の小型ロケット等軸対称物体では低マッハ数では Newtonian 近似は必ずしも良い近似を与えないことが知られており高マッハ時の結論を低マッハに適用することは疑わしい。また軸対称胴体では  $M_\infty \cong 1.5$  程度と  $M_\infty \cong 4$  程度では垂直力の迎角に対する非線形性の程度がかなり異なることが知られており、<sup>9)</sup> 半円錐形状にあってはその特性がどの様なものとなるか剥離渦の振舞とともに明らかにする必要がある。

背面剥離渦の研究は通常高速風洞では背面上の観察を oil flow, 静圧分布, 熱伝達測定等を通して行ない、背面空間の観察はシュリーレン法、<sup>45~47)</sup> vapor screen 法、<sup>48~53)</sup> ピトトラバース法、<sup>54,55)</sup> レーザ速度計<sup>48~58)</sup> 解析および数値実験<sup>59~69)</sup> 等により行なわれて来た。これらによれば高速流中での△型物体の背面剥離は Dunavant<sup>30)</sup> や Stambrook<sup>70)</sup> によるようにほぼ4種類に分類されるが本資料で問題としている主流が低マッハで高迎角時は剥離が前縁から生じるのが特色である。超音速主流時の前縁剥離型の渦およびそのまわりの流れの様子は半円錐では必ずしも明らかでなく、空力特性の非線形性の原因をより良く理解するために可視化実験も行なわれた。

実験結果のうち力試験結果によればこの種の形状で低マッハ数域では Newtonian 近似より細長体近似の方がより良く空力特性を推定できることが明らかとなった。しかし実験値と推算値との差は有意であり剥離渦の背面への影響は無視できないことも明らかとなった。

次にシュリーレン写真による背面剥離によると、文献 45~47 等で示されたと同じ強い密度不連続が観察され、oil flow 試験, vapor screen 試験等とともにおよその流れの様子が明らかとなり Dunavant 等の示す前縁剥離型の一対の渦が明瞭に示された。特筆すべきは迎角の大きい時左右前縁より巻き上る一対の強い剥離渦の巻き込みにより背面に垂直衝撃波の発生することが明瞭に観察

されたことである。背面剥離域での衝撃波のうち背面に垂直方向の Inner shock は実験的にも理論的にもその存在が認められている。<sup>62)</sup> 背面に平行な normal shock は高マッハ主流時に Whitehead<sup>32)</sup> 等が△翼背面の shock induced separation 型剥離渦で観測しており、Hall<sup>46)</sup> 等は軸対称胴体で  $M_c = 0.76$  で観測している。しかしながらこの normal shock の発生する条件等については十分な説明はなく定性的には cross flow マッハ数  $M_c$  の大きい場合と予想されるが、本実験では  $M_c \cong 0.36$  で存在せず、 $M_c \cong 0.61$  で存在することが観察された。

以下に実験データのまとめを行っておく。

## 2. 主な記号

$C_A$	: 軸力係数
$C_D$	: 抗力係数
$C_l$	: ローリングモーメント係数
$C_m$	: ピッチングモーメント係数
$C_{m\alpha}$	: ピッチングモーメント傾斜
$C_N$	: 垂直力係数
$C_{N\alpha}$	: 垂直力傾斜
$C_n$	: 偏揺モーメント係数
$C_{n\beta}$	: 偏揺モーメント傾斜
$C_Y$	: 横力係数
$C_{Y\beta}$	: 横力傾斜
$D$	: 抵抗係数
$L$	: 揚力係数
$M_\infty$	: 一様流マッハ数
$M_C$	: cross flow マッハ数
$l_R$	: 基準長
$P_{o1}$	: 集合胴圧力
$P_b$	: 底面圧力
$P_s$	: 測定部静圧
$q_\infty$	: 測定部動圧
$R_B$	: 底面半径
$R_e$	: 全長基準レイノルズ数
$R_N$	: 頭部曲率半径
$S_R$	: 基準面積
$x_{cp}$	: 模型先端からのパーセント長で測った圧力中心
$\alpha$	: 迎角
$\beta$	: 横すべり角
$\varphi$	: バンク角

### 3. 試験内容

#### 3.1 供試模型

模型形状は半頂角  $10^\circ$  の半割円錐を基本形状として頭部鈍さをパラメータとした Body 1 ~ Body 5 および翼付形状としたものでその一覧を図 1 に示す。空力係数の定義および係数化する時の基準量, 基準点を図 2 に示し, 天秤-スティング系を図 3 に示す。

模型サイズは(イ)風洞ブロッケージレシオ, (ロ)天秤容量, (ハ)スティング強度等を考えあわせ可能な限り大きい方が

望ましい。ブロッケージレシオについては  $10^\circ$  曲りスティング (No 6 スティング) を利用する時はストラットの動きとあわせて最大  $\pm 25^\circ$  程度の迎角が取れる。この時 Body 6 に対しては 2.6% 程度のブロッケージレシオとなり, 経験的にかなり大きい値の部類に属するが, 理論的には  $M_\infty = 1.5$  で 8% 程度許されるので, この値は容認される。

#### 3.2 風洞, 天秤および力試験ケース

実験は航空宇宙技術研究所  $1\text{m} \times 1\text{m}$  吹出式超音速風洞<sup>71)</sup>で行なわれ, 天秤は 1.5 インチ内挿式天秤でその定格を表 1 に示す。空気力の負荷が特に大きくなければ通常, 通風時の天秤出力をペン書きレコーダでモニタすることで天秤容量を超過しないよう注意すればよいが, 本実験シリーズはかなり大型模型で迎角の大きい範囲をカ

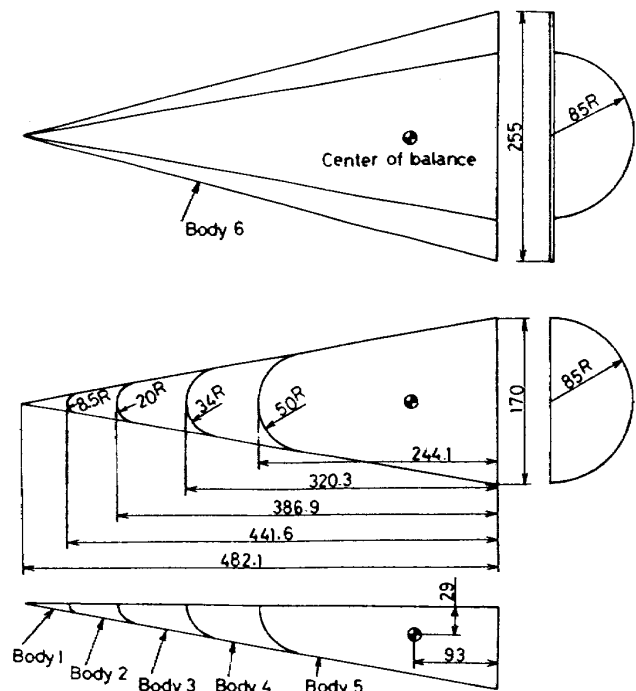
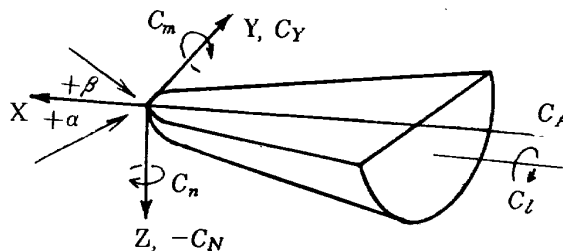


図 1 模型形状



	Body 1	Body 2	Body 3	Body 4	Body 5	Body 6
Reference area (planform area) cm <sup>2</sup>	407.9	406.7	392.7	360.3	302.9	614.6
Reference length cm (base diameter)	17	17	17	17	17	17
Reference point	top of the body					
Nose bluntness (RN/RB)	0.0	0.10	0.235	0.400	0.588	0.0

図 2 空力係数および基準量, 基準点

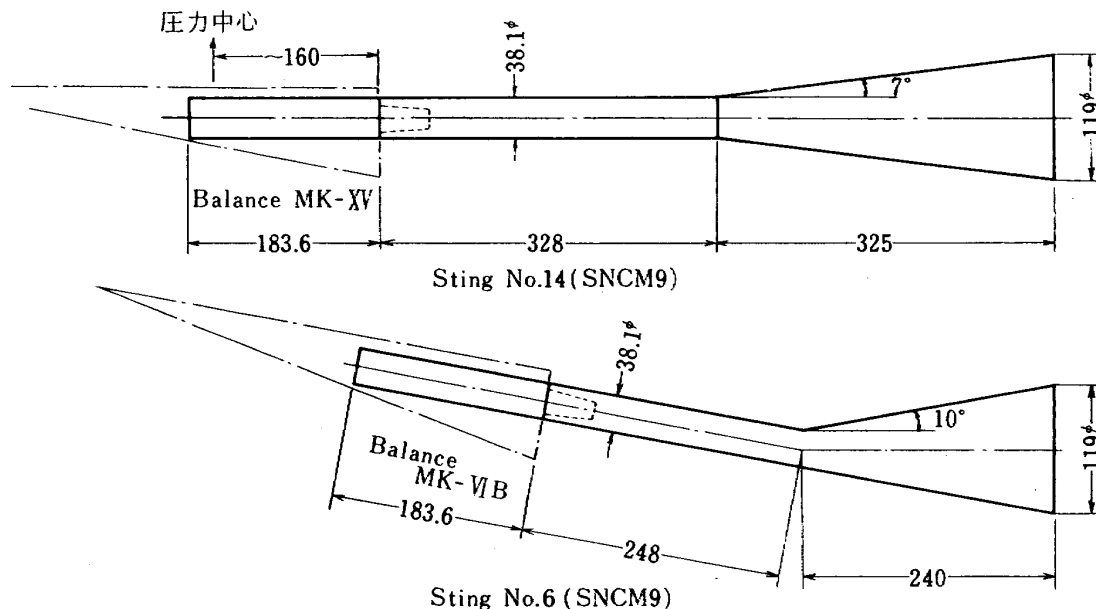


図 3 模型-天秤-スティング系

パーしたい希望もあり、あらかじめ若干の強度検討を要した。風洞の制御は超音速風洞標準集合胴圧力に設定するものとして、その時の測定部動圧等は図4の通りである。この時の空気力の着力点は細長体近似程度の見積りで模型後端より1/3の点とする。平面形の最も大きいBody 6で垂直力は $\alpha \approx 25^\circ$ で $N = q_\infty A \cdot C_N \approx 0.8 \times 615 \times 0.9 = 443 \text{ kg}$ 程度と見積れ、第1, 第2垂直力エレメントの容量限度程度であり、実験時に十分注意深いモニタリングが必要である。この時のスティング強度はNo. 6 スティングの屈曲部が最も過酷であり、Moment = (16 + 24.8) × 443 = 18074 kg·cm, したがって応力は

$$\sigma = \frac{18074 \times \frac{1}{2} \times 3.81}{\frac{\pi}{64} \times (3.81^4 - 2.0^4)} = 3602 \text{ kg/cm}^2, \text{ すなわち}$$

36 kg/mm<sup>2</sup> の引張強度が必要となるがスティング材料のSNCM 9の降伏点は105 kg/mm<sup>2</sup>程度であるから安全係数は3程度となる。これらより定常的な空気力に関しては、ほぼ $\alpha = 25^\circ$ 程度の実験は安全に行なえることがわかる。しかし経験事実として $M_\infty \geq 2.5$ 程度では静

的空気力に数倍する衝撃荷重が風洞スタート時およびストップ時に発生するから極めて慎重に対処する必要があり、特に最も大きいBody 6に対しては、 $M_\infty \geq 2.5$ では危険であり実験ケースを割愛した。またスターティングロード等は単に垂直力エレメントだけでなく横力のエレメントにも過大な負荷を生じるので $M_\infty = 2.5$ 以上の高マッハにおける試験は横力の容量の大きい天秤を使用した。また実験は $-25^\circ \sim +25^\circ$ の迎角は1 Run でカバーできないのでそのようなケースは2 Run に分けて一実験ケースとした。表2に力試験ケースの一覧を示す。

### 3.3 Schlieren, Oil flow, Vapor screen

本実験では天秤による力計測の他に2, 3の可視化法による迎角時の背面剥離の観察が行なわれた。本実験における供試模型は鈍頭物体と△翼との中間の形状であり大迎角時に背面に強い剥離渦が存在し、その振舞は非線形空力特性に影響することが予想された。シュリーレン写真撮影は超音速風洞に常設されている光学系(図5)を用いモノクロ写真にはHg LampまたはXeパルス光源が、カラーシュリーレンにはXe Lamp(連続光)またはXeパルス光とアミチプリズムが用いられた。背面剥離に帰因するであろう密度の不連続は鉛直方向が顕著であると予想されるのでモノクロ写真ではknife edge (K)は水平に置き下半分を切り、カラーシュリーレンではknife edgeの代わりに、鉛直方向にスペクトルバンドを作りその中央部にスリット(S)を水平にセットした。

オイルフローはASE 30のディーゼル油に重量比25%の二酸化チタンを加えたものにオレイン酸数滴加えたものを利用した。風洞停止時の模型の零迎角復帰によるオイルストリークへの影響を考え、正常の通風シーケンスをくずして、通風前に所定の迎角を取り、通風後に零迎角復帰するようプログラムセットした。迎角を取った状態での通風、停止は好ましい通風シーケンスではないが、oil streakを保護する目的で低マッハに限りこのようなシーケンスを採用した。

シュリーレン撮影では光軸方向に密度変化が積分された結果が観察されるがVapor screen法によれば多少なりとも各断面の流れの様子が観察され、特に背面の剥離渦の位置等が明らかになる。今回の試験に用いたwet airの作り方および撮影方法を図6に示す。乾燥空気中( $6.5 \times 10^{-6} \text{ kg water/kg air}$ )に添加すべき水量は少ない方が好ましいが、風洞ノズルを通して膨張し冷却されて発生する霧が薄すぎると写真撮影が成功しない。本風試で用いた水の供給能力は図7の通りである。集合胴内の水の吹出口は1φキリ孔41個よりなり、吹出された

表1 力試験用6分力天秤定格

	TASK MKXV	TASK MK VIB
第1 垂直力 (kg)	450	450
第2 垂直力 (kg)	450	450
軸 力 (kg)	60	65
第1 横力 (kg)	450	225
第2 横力 (kg)	450	225
ローリングモーメント (kg·m)	13.8	13.8

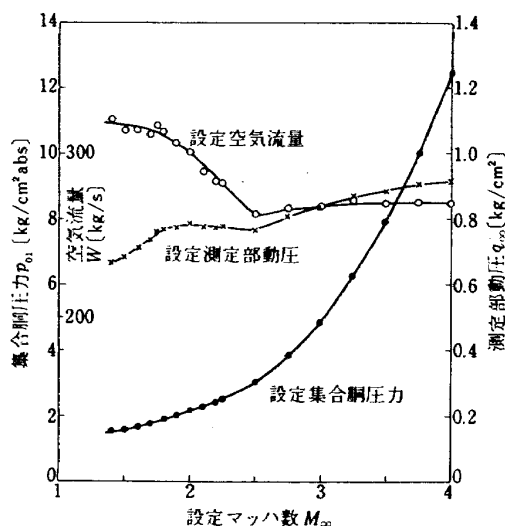


図4 風洞気流条件

表2 力試験ケース一覧表

	$M_\infty = 1.5$		2.0		2.5		3.0	
	$\phi = 0$	90	0	90	0	90	0	90
Body 1	Run 8268 8269 $\alpha$ -23~+23 $R_e$ $1.16 \times 10^7$ 付図 1 (1)	Run 8270 $\beta$ -3~+23 $R_e$ $1.16 \times 10^7$ 付図 1 (2) 1 (3)	Run 8261 8262 $\alpha$ -23~+23 $R_e$ $1.36 \times 10^7$ 付図 2 (1)	Run 8263 $\beta$ -3~+23 $R_e$ $1.37 \times 10^7$ 付図 2 (2) 2 (3)				
Body 2			Run 8264 8265 $\alpha$ -23~+23 $R_e$ $1.25 \times 10^7$ 付図 3					
Body 3	Run 8111 8113 $\alpha$ -24~+24 $R_e$ $0.99 \times 10^7$ 付図 4 (1)	Run 8114 $\beta$ -4~+24 $R_e$ $0.98 \times 10^7$ 付図 4 (2) 4 (3)	Run 8105 8106 $\alpha$ -24~+24 $R_e$ $1.17 \times 10^7$ 付図 5 (1)	Run 8116 $\beta$ -4~+24 $R_e$ $1.15 \times 10^7$ 付図 5 (2) 5 (3)	Run 7411 $\alpha$ -15~+15 $R_e$ $1.22 \times 10^7$ 付図 6		Run 7412 $\alpha$ -15~+15 $R_e$ $2.00 \times 10^7$ 付図 7	
Body 4			Run 8266 8267 $\alpha$ $R_e$ $0.90 \times 10^7$ 付図 8					
Body 5	Run 8109 8110 $\alpha$ -24~+24 $R_e$ $0.62 \times 10^7$ 付図 9 (1)	Run 8115 $\beta$ -4~+24 $R_e$ $0.67 \times 10^7$ 付図 9 (2) 9 (3)	Run 8107 8108 $\alpha$ -24~+24 $R_e$ $0.73 \times 10^7$ 付図 10		Run 7416 $\alpha$ -15~+15 $R_e$ $0.80 \times 10^7$ 付図 11		Run 7417 $\alpha$ -15~+15 $R_e$ $1.24 \times 10^7$ 付図 12	
Body 6	Run 8255 8256 $\alpha$ -16~+23 $R_e$ $1.18 \times 10^7$ 付図 13 (1)	Run 8257 $\beta$ -3~+24 $R_e$ $1.18 \times 10^7$ 付図 13 (2) 13 (3)	Run 8258 8259 $\alpha$ -16~+16 $R_e$ $1.36 \times 10^7$ 付図 14 (1)	Run 8260 $\beta$ -3~+24 $R_e$ $1.37 \times 10^7$ 付図 14 (2) 14 (3)				

- L: レンズ
- Hg, W, Mg, Xe: 光源ランプ
- Pr: プリズム
- M: ミラー
- K: ナイフエッジ
- S: スリット
- C<sub>1</sub>: 乾板

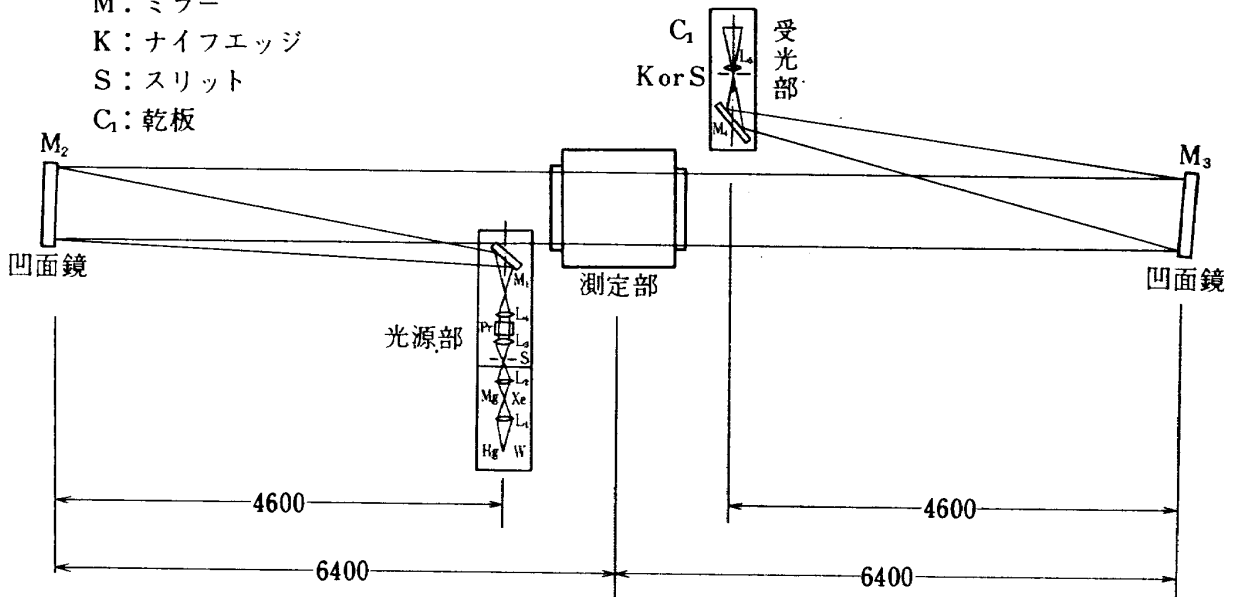


図5 シュリーレン撮影光学系

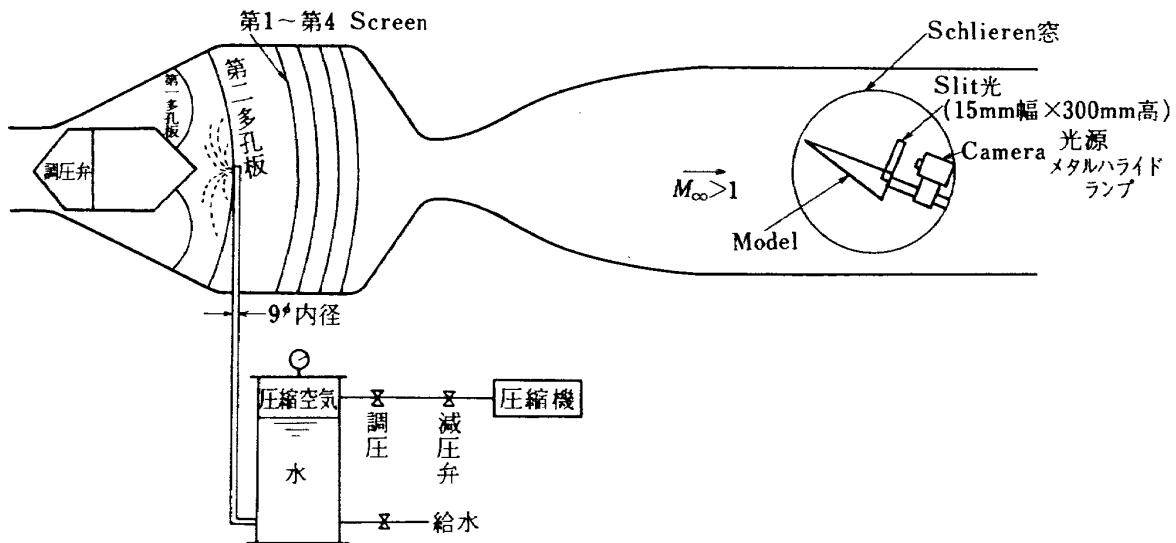


図6 Vapor Screen法による写真撮影法

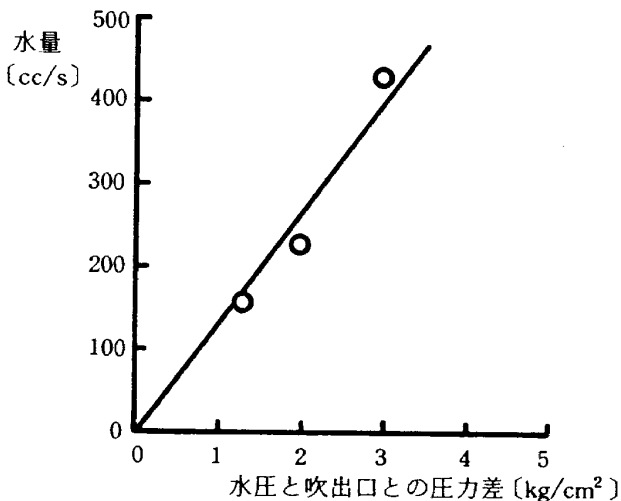


図7 集合胴への供給水量

微粒子状の水はさらに多孔板，4枚のスクリーンによって十分碎かれ空気と一様に混合する。本実験はまだ予備的な段階であるが今回は 250 cc water/s を採用し，乾燥空気流量が図4に示されるよう約 300 kg/s であるから，多孔板，スクリーンで十分拡散，均一化されていれば霧の濃度は  $8.3 \times 10^{-4}$  kg water/kg air 程度と見込まれる。

#### 4. 力試験結果とその検討

系統的力試験に先だって迎角時に発生する背面剥離の空力特性へのヒステリシスを見る目的で予備実験が行なわれた。その結果の一例を図8に示す。図中○印は背面

剥離のない状態（負の迎角）から  $2^\circ/\text{sec}$  の割合で迎角を増加していったもので×印は背面剥離のある状態（正の迎角）より  $-2^\circ/\text{sec}$  で迎角を減少した時のものである。この天秤出力に見られる限りにおいては背面剥離による空力特性のヒステリシスへの影響は特に問題とならず、ほぼ背面剥離は安定したものであることが予想される。同時にこの天秤出力より空力特性の非線形性も必ずしも著しくなく、第0近似としての理論推算として背面剥離を考慮しない既存理論が役立つことがうかがえる。図9より  $\theta_c$  を円錐片側開き角として、 $\mathbf{v}$  を速度ベクトル、 $\mathbf{n}$  を表面に垂直な単位ベクトルとすると

$$C_p = C_{p\max} \cdot \cos^2(\mathbf{v} \cdot \mathbf{n}) \quad \text{to windward}$$

$$= 0 \quad \text{to leeward}$$

で、dividing lineは

$$\mathbf{v} \cdot \mathbf{n} = 0$$

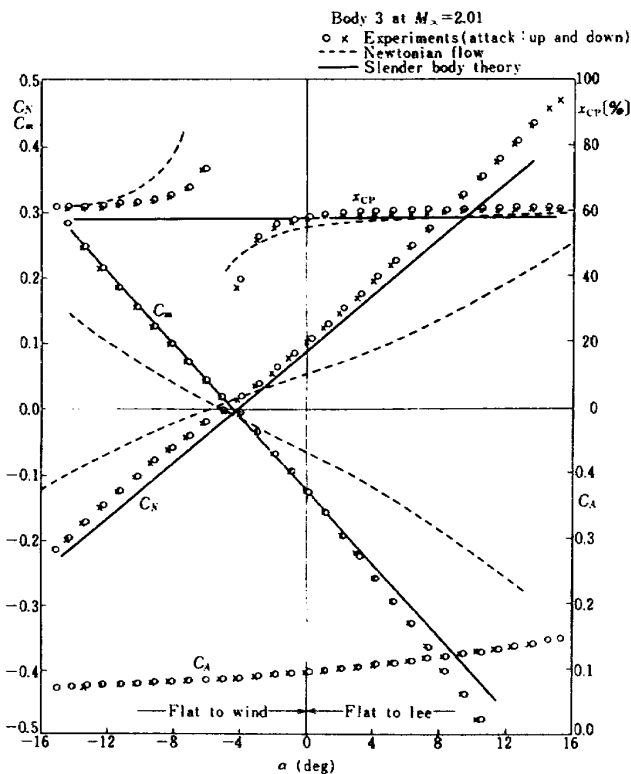


図8

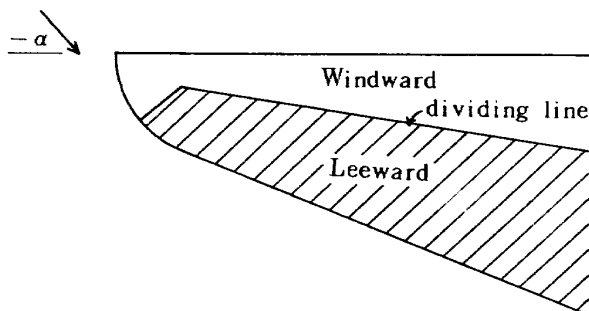


図9 Newtonian flow

より知れ積分範囲は定まり空力特性は知れる。

また細長体理論をもとに推定もできる。任意断面形状の細長物体に対する安定微係数は Sacks<sup>72)</sup>によりまとめられている。

$$C_{Na} = -\frac{2}{S_R} \left\{ 2\pi(a_1 - r_0^2) + S \right\}_{x=l}$$

$$C_{Y\beta} = -\frac{2}{S_R} \left\{ 2\pi(a_1 + r_0^2) - S \right\}_{x=l}$$

$$C_{ma} = \frac{2}{S_R l_R} \int_0^l (x-c_1) \frac{\partial}{\partial x} \left\{ 2\pi(a_1 - r_0^2) + S \right\} dx$$

$$C_{n\beta} = \frac{2}{S_R l_R} \int_0^l (x-c_1) \frac{\partial}{\partial x} \left\{ 2\pi(a_1 + r_0^2) - S \right\} dx$$

ここで  $r_0$  は底面半径、 $S$  は底面積、 $C_1$  はモーメント基準点、 $S_R, l_R$  は基準量、 $x$  は軸方向座標である。また  $a_1$  は物理面（ $\zeta$  面）での任意形状を虚像面（ $\sigma$  面）の単位円に等角写像した時の級数第1項より知れるものである。すなわち

$$\zeta = \sigma + \sum_{n=1}^{\infty} \frac{a_n}{\sigma^n}$$

この写像は Skulsky<sup>73)</sup> の方法に習い、いま問題としている半円形状を多角形で近似し、上に記した多項式を100項で近似した時の結果を表3、および図10に示す。なお零迎角での垂直力、モーメントの見積りは Sacks の計算のうち  $x$  軸が断面中心を通らないことを評価すればよい。<sup>74)</sup>  $\zeta_c$  を面積中心の座標として、零迎角での  $C_N, C_m$  を  $C_{No}, C_{mo}$  とかくと、半割円錐では

$$C_{No} = C_{Na} \cdot \frac{d\zeta_c}{dx}$$

$$C_{mo} = C_{ma} \cdot \frac{d\zeta_c}{dx}$$

ここで写像面での底面半径を単位半径にとれば

$r_0 = 1.304, S = 2.671, a_1 = -0.3125, S_R = 9.644, l_R = 2.608$ , より  $C_{Na} = 0.0202$  [1/deg],  $C_{Y\beta} = -0.00597$  [1/deg],  $C_{ma} = -0.0381$  [1/deg],  $C_{n\beta} = 0.00113$  [1/deg], また面積中心の座標と  $x$  軸とのずれは  $\frac{d\zeta_c}{dx} = 4.2^\circ$  であり、 $C_{No} = 0.085, C_{mo} = -0.16$  となる。

以上の結果を実験結果と比較し一覧を付図にまとめておく。Newtonian 近似はその理論の精度内で本質的には物体形状にかかわらず適用できるものであるが、細長体理論は body 1 に対しておむね成立すると考えられるが頭部が鈍くなるにつれその適用の可否は問題となる。しかし付図1～付図14によればこのような半割



物体では頭部鈍さにかかわらず，細長体近似はかなり良い近似を与えることがわかる。このことは先端のプラントな部分の寄与が全体として小さければ依然として第0近似としては一応役立つことを示し，かつここに取上げた形状に対してはNewtonian近似よりすぐれていることがわかる。次に軸力 $C_A$ については通常の風試ではその底面圧力を測定し，forebody 軸力として整理するが，

付図 15 に示した底面圧力の測定結果（付図 16～付図 24）に見られるように同一剥離域内でも迎角および測定場所により一定値とならず，底面圧力の補正は困難で，ここでは全軸力で整理が行なわれている。したがって安定軸系へ換算された抵抗値も底面圧を含んだ状態であることを付記しておく。

はじめに垂直力係数の迎角に対する変化を図11～図13

表 3 多項式の係数

$n$	$a_n$	$n$	$a_n$	$n$	$a_n$	$n$	$a_n$
1	-0.3125082	26	0.0003037	51	0.0000124	76	-0.0000408
2	0.1570409	27	-0.0000197	52	-0.0001069	77	-0.0000430
3	-0.0513882	28	-0.0001949	53	0.0000038	78	-0.0000222
4	-0.0020899	29	0.0001238	54	0.0000754	79	0.0000075
5	0.0157914	30	0.0000240	55	0.0000395	80	0.0000679
6	-0.0090068	31	-0.0000282	56	-0.0000342	81	0.0000848
7	-0.0011654	32	0.0000245	57	-0.0001233	82	0.0000666
8	0.0055390	33	-0.0001404	58	-0.0000364	83	0.0000466
9	-0.0034043	34	0.0000822	59	0.0001420	84	0.0000040
10	-0.0009487	35	0.0002604	60	0.0001422	85	0.0000004
11	0.0030222	36	-0.0002250	61	0.0001097	86	0.0000329
12	-0.0015340	37	-0.0003336	62	0.0001339	87	-0.0000016
13	-0.0011816	38	0.0001838	63	0.0000444	88	-0.0000356
14	0.0018675	39	0.0003857	64	-0.0000306	89	0.0000108
15	-0.0000456	40	0.0003438	65	0.0000249	90	0.0000308
16	-0.0012198	41	0.0003164	66	0.0000284	91	-0.0000067
17	-0.0001308	42	0.0001148	67	-0.0000190	92	-0.0000222
18	0.0005771	43	0.0000116	68	-0.0000139	93	-0.0000115
19	0.0020560	44	0.0000460	69	-0.0000024	94	0.0000144
20	0.0023120	45	-0.0000369	70	0.0000218	95	0.0000320
21	0.0003324	46	-0.0000063	71	0.0000257	96	-0.0000024
22	-0.0001257	47	0.0000741	72	-0.0000455	97	-0.0000328
23	0.0004740	48	-0.0000601	73	-0.0000382	98	-0.0000158
24	-0.0001534	49	-0.0000560	74	0.0000607	99	-0.0000073
25	-0.0002546	50	0.0001068	75	0.0000431	100	0.0000087

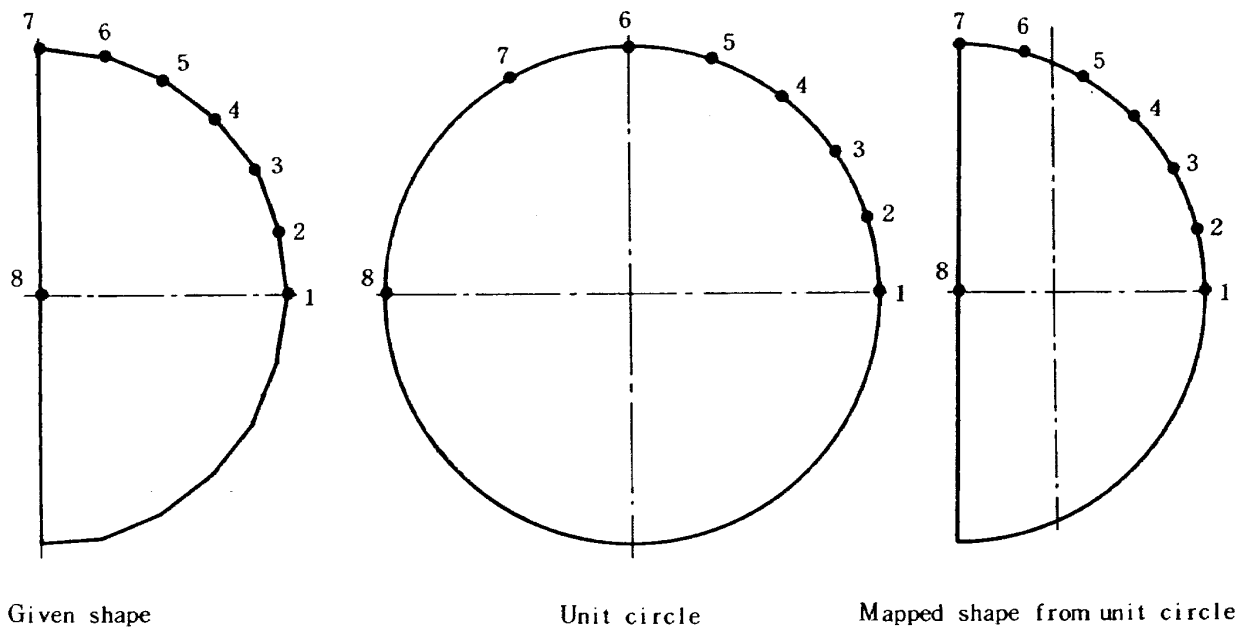


図 10 多角形の等角写像

に示す。図 11 は頭部鈍さをパラメータとし、図 12、図 13 はマッハ数をパラメータとしてある。図の重なりを防ぐ意味で縦軸の原点をそれぞれ 0.2 ずつずらせてある。頭部鈍さによる垂直力への影響は比較的小さく、マッハ

数の増加とともに垂直力の傾斜が小さくなる。モーメント係数の迎角に対する変化を body 形状をパラメータとして図 14 に示す。ここでも Body 1 から Body 6 にむかって原点を 0.2 ずつ移動しプロットしてある。物体形状

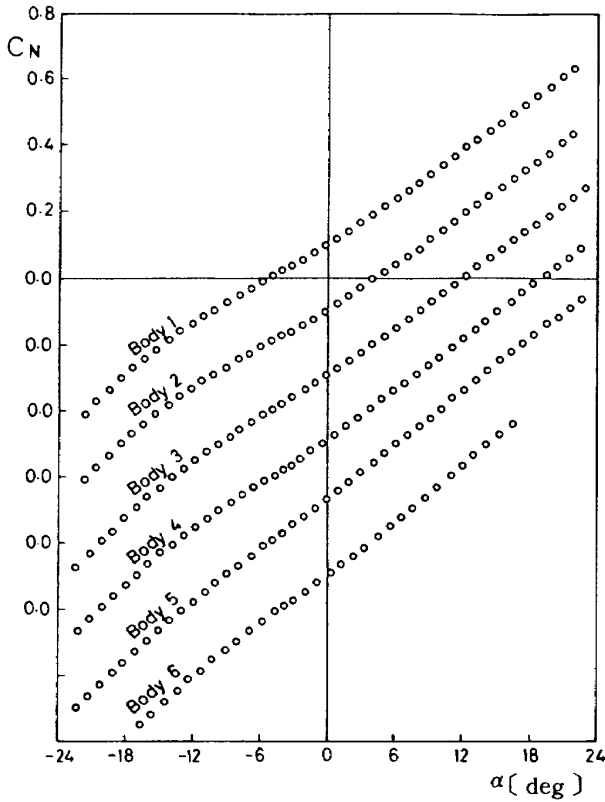


図 11 物体形状の垂直力係数への影響、 $M_\infty \cong 2.01$

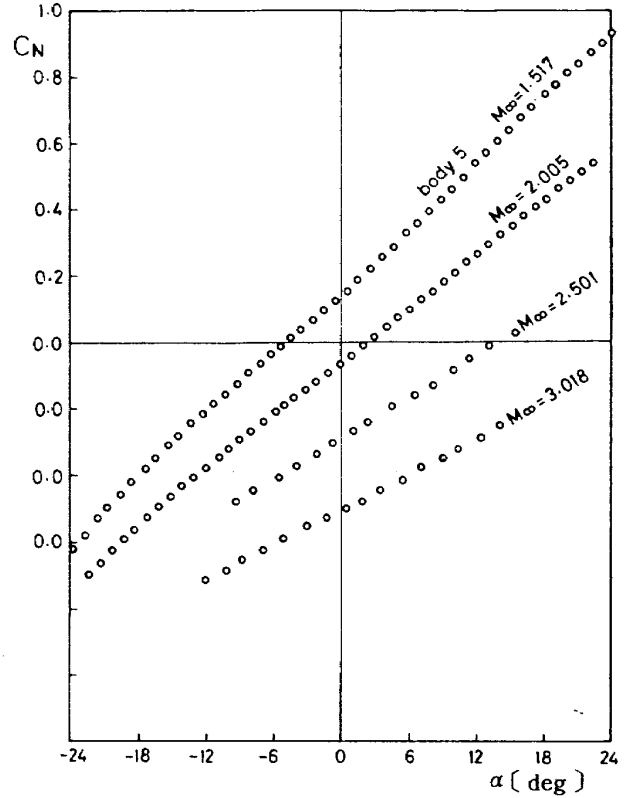


図 13 マッハ数の垂直力係数への影響、Body 5

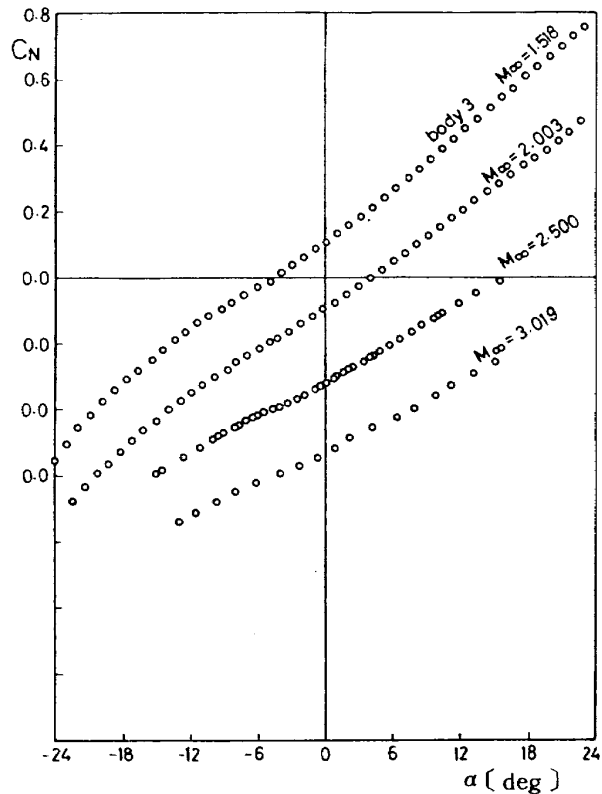


図 12 マッハ数の垂直力係数への影響、Body 3.

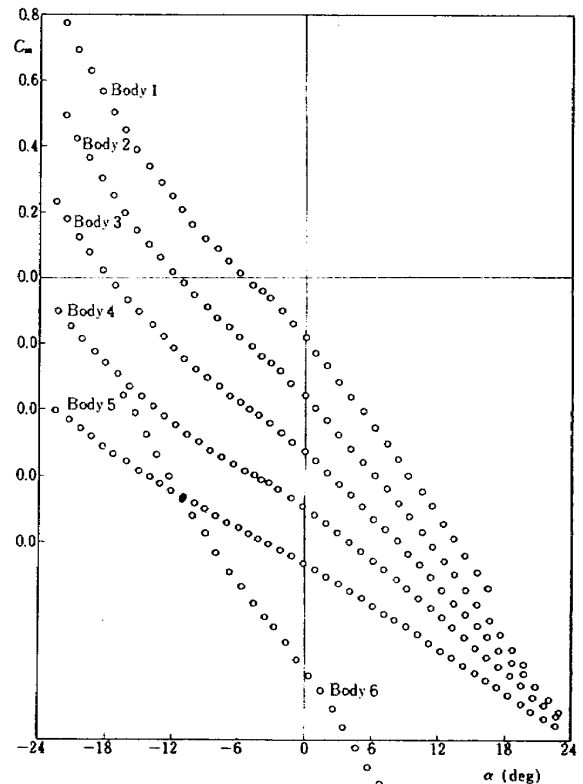


図 14 物体形状のモーメント係数への影響  $M_\infty \cong 2.01$

によりやや特性の変化は見られるがこの原因はもっぱら基準点を先端に取っていることに帰因するものである。すなわち図 11 に見られるように、 $C_N$ の大きさは各形状によりあまり変化なく、図 15 に見られるよう着力点は平面形のはぼ面積中心に位置し、物体形状によりあまり変化しない。しかしながら図 16 に見られるようにマッハ数の増加による  $C_m$  の減少は図 12 に見られたマッハ数の増加による  $C_N$  の減少と対応するものである。軸力係数  $C_A$  について物体形状をパラメータとした時の迎角に対する変化を図 17 に示し、マッハ数をパラメータにした時のそれを図 18 に示す。物体形状による軸力の変化は頭部鈍さが大きくなるにつれてやや大きくなっているが、頭部鈍さがあまり大きくない Body 1 ~ Body 3 程度では先端の強い衝撃波による抵抗の寄与は必ずしも支配的ではない。またマッハ数の増加につれて軸力係数は低下しているがこれは通常のロケット形状に見られる傾向と同

様である。

次に付図の結果より得られる揚抗比曲線の一例を図 19 に示し、この実験値より読み取った極大、極小値およびその時の迎角値を求めた結果を表 4 および図 20 ~ 図 23 に示す。図 20 より明らかなように  $L/D$  の最大値(正の

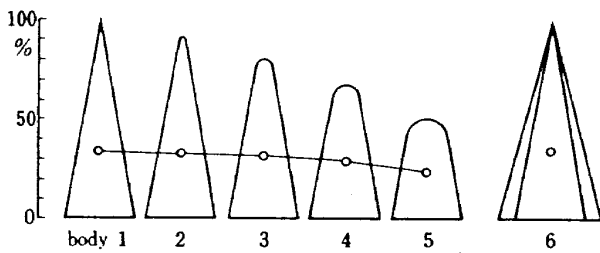


図 15 圧力中心  $M_\infty \cong 2.01$

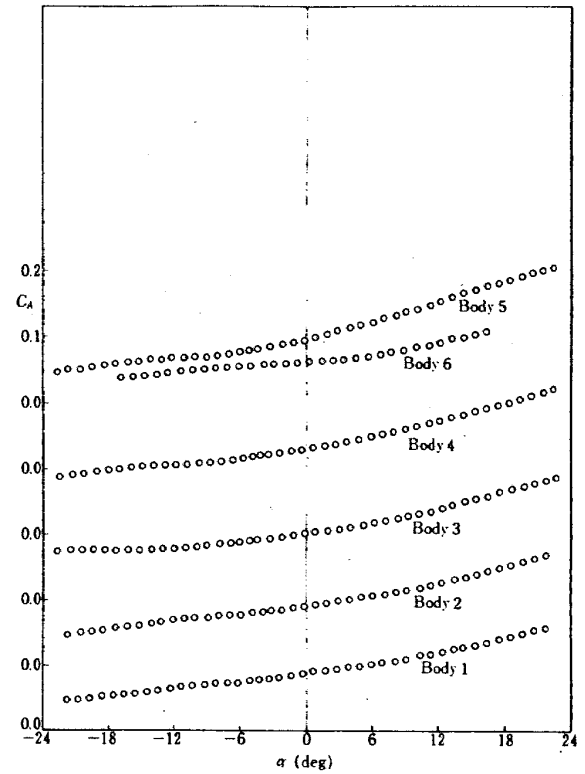


図 17 物体形状の軸力係数への影響  $M_\infty \cong 2.01$

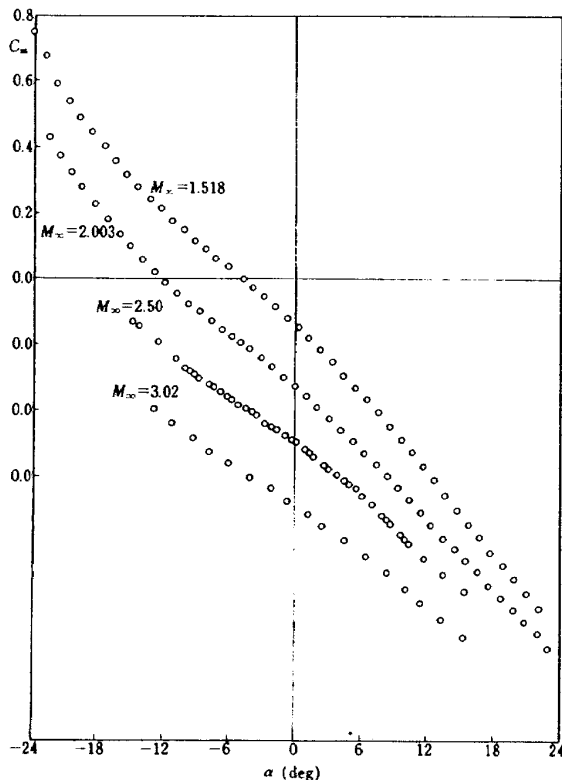


図 16 マッハ数のモーメント係数への影響 Body 3

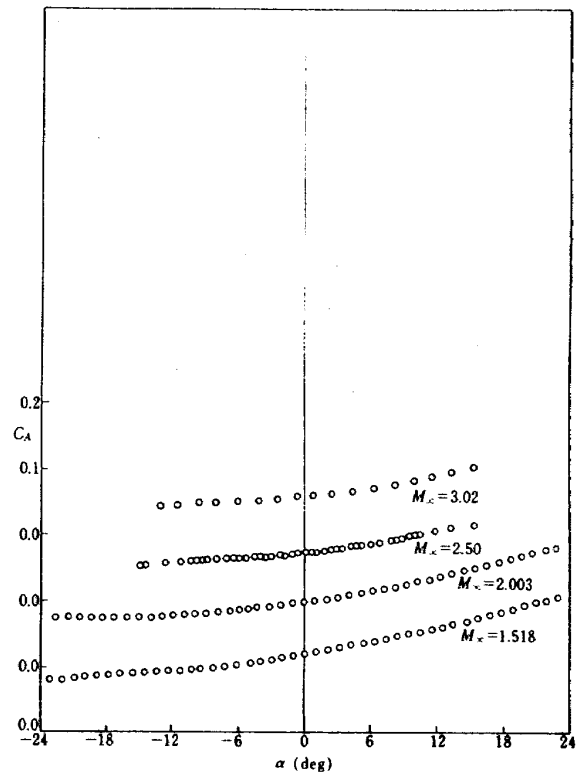


図 18 マッハ数の軸力係数への影響 Body 3

迎角時) および最小値(負の迎角時) いずれも頭部鈍さに対してほぼ同様な傾向を有しており低マッハ数時に最大1.6~1.8程度が期待できる。マッハ数による影響も若干うかがえるが図21にこの様子を示す。頭部鈍さが小さい時(L/D)<sub>max</sub>はマッハ数と共に増加する傾向がうかがえるが、頭部鈍さが大きい場合は逆の傾向にある。

またL/Dの最大値および最小値がえられる迎角はそれぞれ $\alpha = 10^\circ$ 前後および、 $\alpha = -20^\circ$ 前後であり、その角度は頭部鈍さの増加に対して絶対値はやや増加気味で(図22)、マッハ数増加に対して若干減少する傾向がうかがえる(図23)。

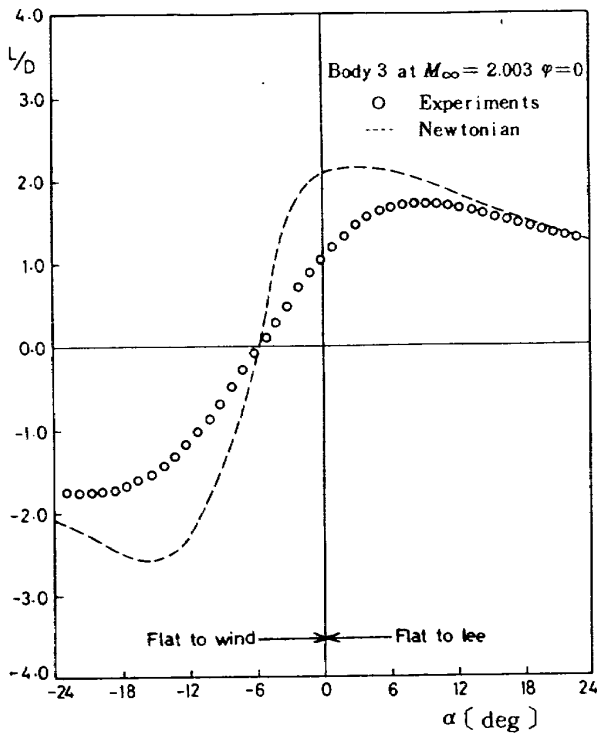


図19 揚抗比の一例

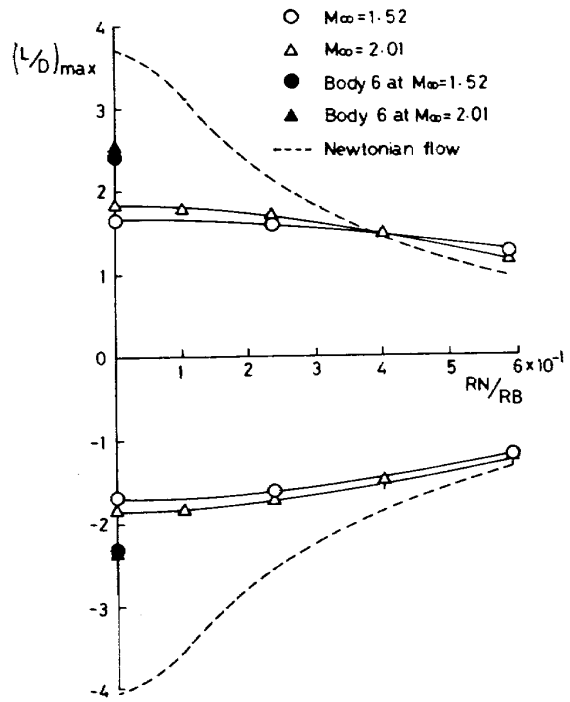


図20 最大揚抗比に対する頭部鈍さの影響

表4 揚抗比の最大, 最小値とその時の迎角  
(実験値が定量化しにくいケースは不等号で示してある)

	$M_\infty = 1.5$ $\phi = 0$		2.0 $\phi = 0$		2.5 $\phi = 0$		3.0 $\phi = 0$	
	L/D	$\alpha$	L/D	$\alpha$	L/D	$\alpha$	L/D	$\alpha$
Body 1	L/D=1.65 L/D<-1.7	$\alpha=10.5$ $\alpha<-22$	L/D=1.82 L/D=-1.86	$\alpha=9.0$ $\alpha=-20.5$				
Body 2			L/D=1.78 L/D=-1.85	$\alpha=8.5$ $\alpha=-21$				
Body 3	L/D=1.60 L/D=-1.62	$\alpha=10.5$ $\alpha=-23$	L/D=1.70 L/D=-1.75	$\alpha=8.8$ $\alpha<-21$	L/D=1.82	$\alpha=8.0$	L/D=1.88	$\alpha=7.5$
Body 4			L/D=1.46 L/D<-1.5	$\alpha=10.5$ $\alpha<-22$				
Body 5	L/D=1.23 L/D<-1.20	$\alpha=12.0$ $\alpha<-24$	L/D=1.15 L/D<-1.2	$\alpha=11.5$ $\alpha<-22$	L/D=1.15	$\alpha=11$	L/D=1.1	$\alpha=10.5$
Body 6	L/D=2.4 L/D=-2.3	$\alpha=7.5$ $\alpha=-15.0$	L/D=2.53 L/D=-2.38	$\alpha=6$ $\alpha=-14$				

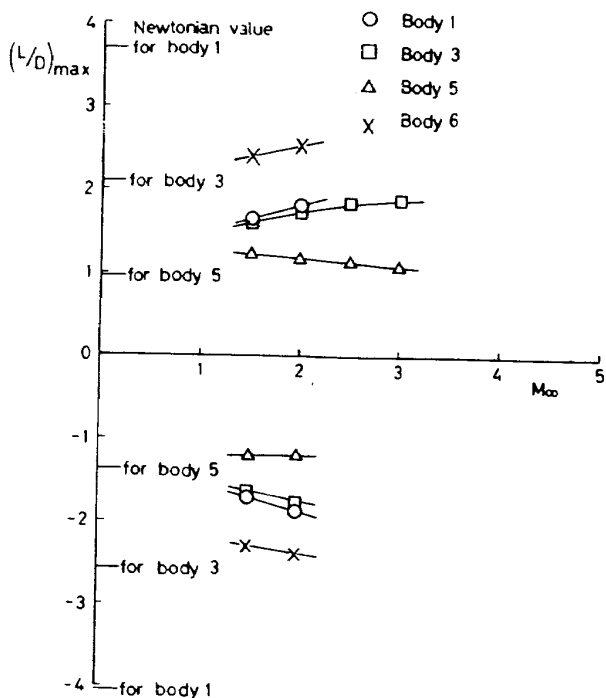


図 21 最大揚抗比へのマッハ数の影響

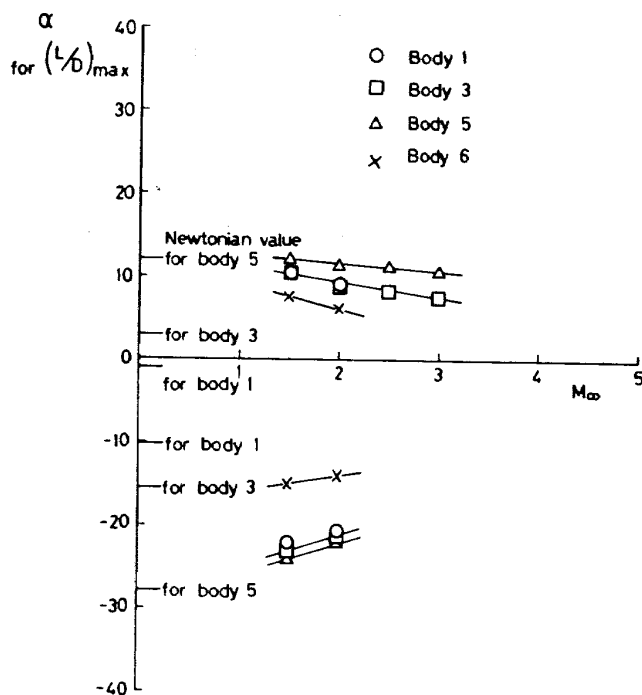


図 23 最大揚抗比がえられる迎角に対するマッハ数の影響

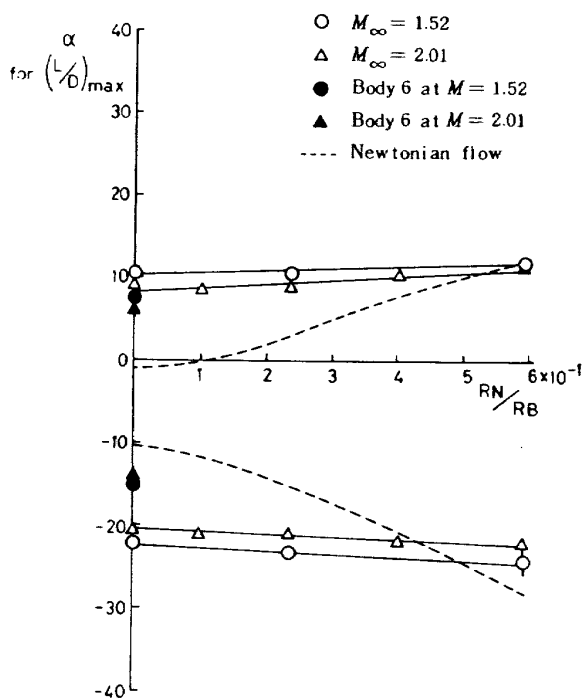


図 22 最大揚抗比がえられる迎角に対する物体形状の影響

### 5. 背面剝離の可視化実験

図 24 (1)にモノクロマチックシュリーレンを図 24 (2)にカラーシュリーレンを示す。写真はいずれも Body 3 が主流マッハ数 1.5 の超音速気流中に  $\alpha = 20^\circ$  で置かれているものである。モノクロ写真は光源に Xe パルスを用い  $4 \times 10^{-6}$  秒の露光を与えたものである。この写真より

通常の鈍頭物体に見られる強い離脱衝撃波の外に背面にはっきりとした密度の不連続層が見られる(背面の黒い影)。シュリーレンの項で述べたようにこの時の光学系は受光部(カメラ側)焦点位置で水平下半分をナイフエッジで遮蔽してある。したがって背面の黒い層は風洞測定部を通る平行光線が下方へ偏光し、その変位のためナイフエッジに光量がさえぎられフィルム上に照度の不足が生じた結果と解釈される。一方シュリーレン法では密度傾斜の光軸方向積分と偏光量とが比例するから図 24 (1)の背面の黒い層はその上部近傍より空気密度が高いことを示し、かつ光量のかなりの不足が予想されることより密度傾斜が著しいことをうかがわせる。同様の現象はカラーシュリーレンでも観察される。モノクロマチックシュリーレンは密度の不均一を乾板上の照度変化に変換するものであるが偏光量を色彩の変化にしたものがカラーシュリーレン法で、特に今回のように背面に存在する相当複雑な流れの観察にはすぐれている。図 24 (2)では受光部側スリット位置でのスペクトルバンドは鉛直上方から下方に向かって約 4 mm 区間にわたって赤から紫に変化しており密度変化のない一様流部分をスペクトルバンドのほぼ中央、ライトブルーにセットした。モノクロマチックシュリーレン写真とカラーシュリーレン写真とのきわだった違いは背面の deep blue line にある。前者ではこの不連続線は十分とらえられていない。上述した光学系のスペクトルバンドをもとにこの図においても定

性的な密度変化は知れる。すなわち、物体背面では物体側より yellow zone, light blue zone, deep blue line, light blue zone とにわかれる。yellow zone は平行光線が下方に偏光しスペクトルバンドの yellow 部分がスリットを通過した結果であり、この部分の密度の高いことを示唆しておりこの結論は先のモノクロマチックシュリーレンの写真の結果と一致し、そこでの黒い影の部分と yellow zone は対応する。次に yellow zone の上方の deep blue line は平行光線が上方に曲げられた結果であり、その部分で上向きの密度上昇があることを示唆している。全体として定性的に物体背面直近に密度の高い

層がありその上方で密度が低下し更にその上方で再び密度の高い部分があることになる。この背面の流れの様子は図 25 に示すように一様流マッハ数、迎角によって若干変化する。 $M_\infty = 1.5, 2.0, 3.0$  とマッハ数の増加につれて背面の密度の変化は弱くなる(中立の light blue から yellow zone, deep blue line とともに偏光の程度が小さくなる)。また低マッハ時には迎角の増加にともない極めて強い密度変化が生じており発色の様子から detached shock の密度変化と同程度ないし、それ以上の偏光すらうかがえる。また deep blue line に関しては高迎角時に 2 本の line として識別されるのも特徴的である。

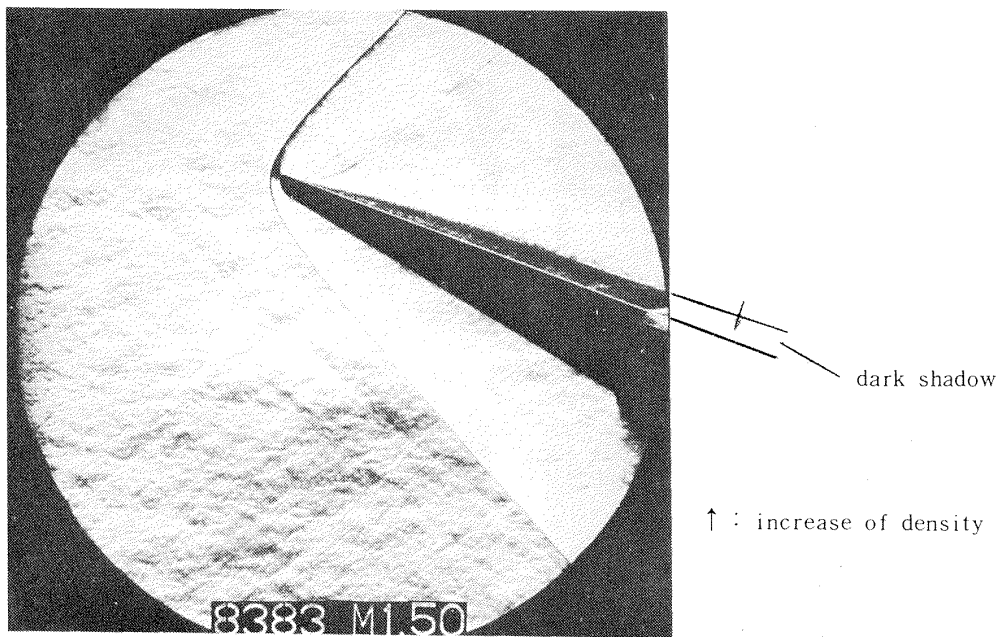


図 24(1) Monochromatic schlieren  $M_\infty = 1.5, \alpha = 20^\circ$

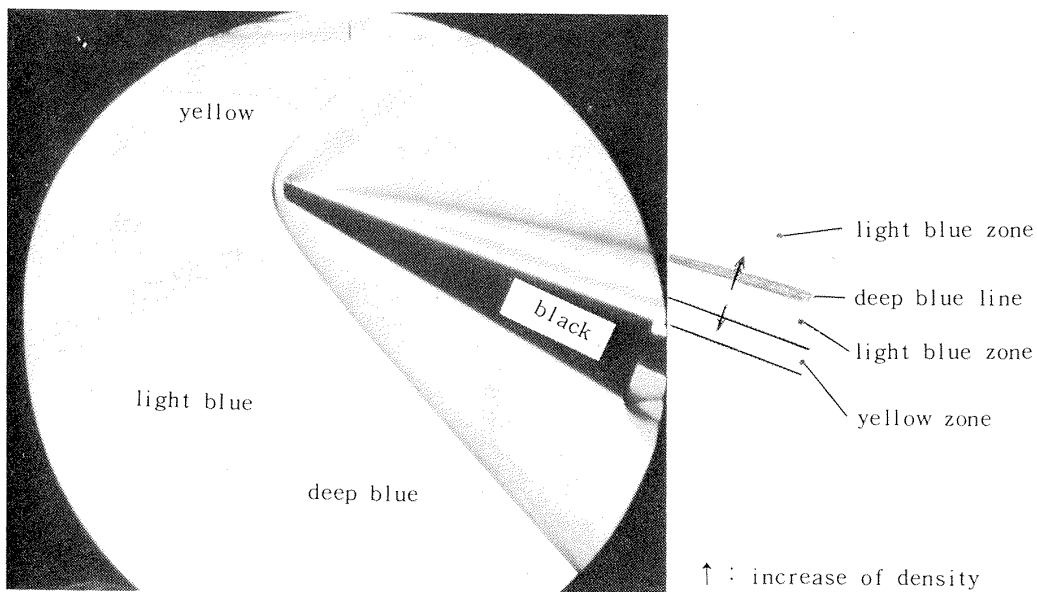


図 24(2) Color schlieren,  $M_\infty = 1.5, \alpha = 20^\circ$

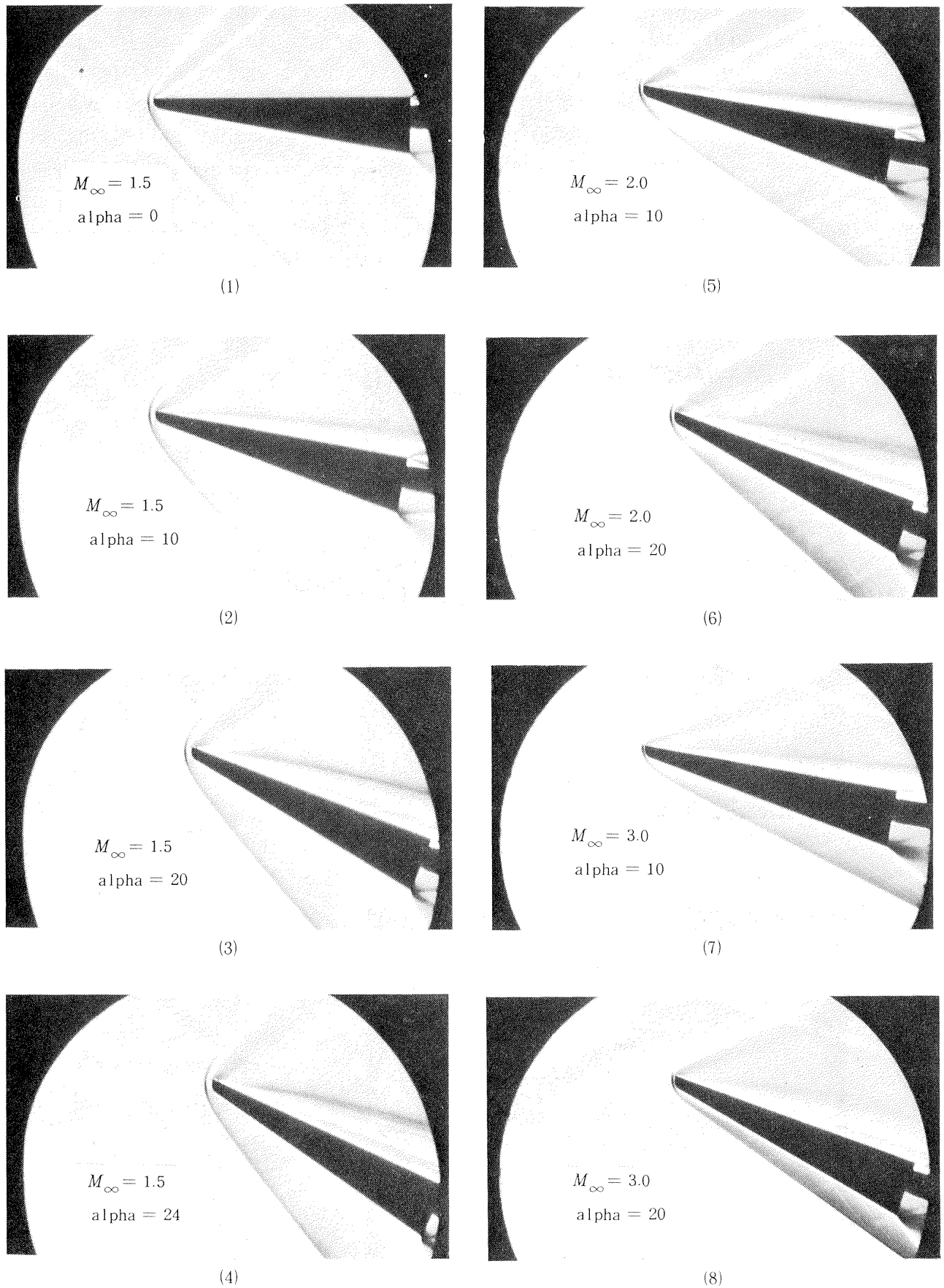


図 25 カラーシュリーレン, 背面剥離の迎角とマッハ数による変化

模型底面位置でのこれら不連続層の背面からの距離  $\delta$  を写真より読みとったものを図 26～図 28 に示す。写真のとり方にはあまり関係なく、yellow zone は迎角の増加とともにほぼ一定値に漸近しているが、deep blue line は迎角の増加とともに増加し、約  $\alpha = 20^\circ$  近くで 2 つの line に分れる。Body 3 を例にとれば 2 つの deep blue line の発生する迎角はマッハ数が高い場合が小さい。

これら背面における密度分布の不連続は背面に発生する渦ないし、それに誘起される流れに関係するものであり、背面の渦の存在とその位置を明確にする目的で oil flow および vapor screen 法による観察を行なった。Body 1 を代表例にえらび、特に後端に近い背面の可視化観察が行なわれた。図 29(1)に背面の oil streak, 図

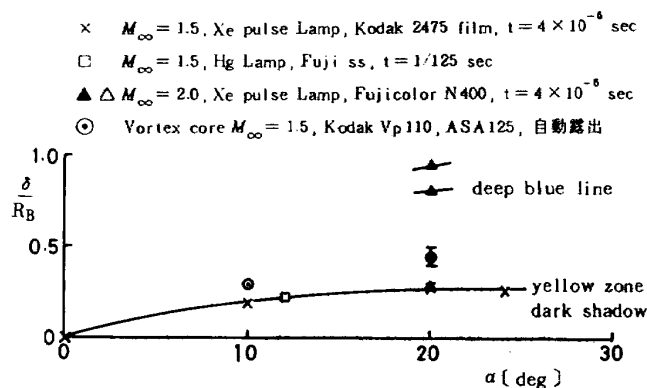


図 26 密度不連続の位置 Body 1,  $M_\infty = 1.5, 2.0$

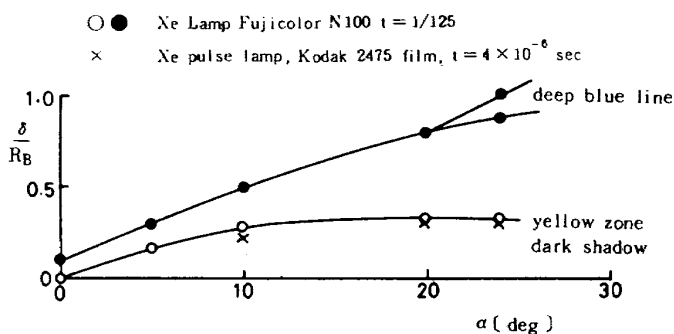


図 27 密度不連続の位置 Body 3,  $M_\infty = 1.5$

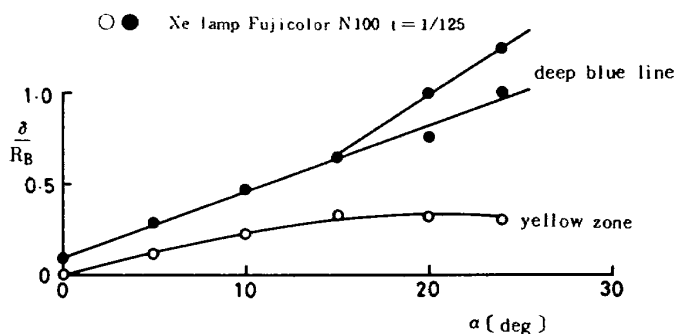


図 28 密度不連続の位置 body 3,  $M_\infty = 2.0$

29(2)に vapor screen photo を示す。なおこれらは後端より 5 cm 前方位置での写真である。これら両者より body 側端より巻き上がった一対の vortex sheet が左右対称に core に巻き込まれていることが知れる。この一対の渦そのものは中心部で強い巻き込みがあるものの全体としては  $\alpha = 10^\circ$  程度では影響領域は大きくない。また oil streak より背面上の cross flow の再付着点是对称面(中心線)よりやや外方に位置し、そこより強い cross flow region をへて secondary separation を生じていることが知れる。この secondary separation の様子や secondary vortex もやや鮮明さを欠くが vapor screen から側端に観察される。以上の様子を図 29(3)に示す。次に図 30 にマッハ数を一定として迎角を  $20^\circ$  に増加した時の可視化写真を示す。ここでは模型後端位置での写真である。 $\alpha = 10^\circ$  と  $\alpha = 20^\circ$  では次の 2 点で最も異なる。

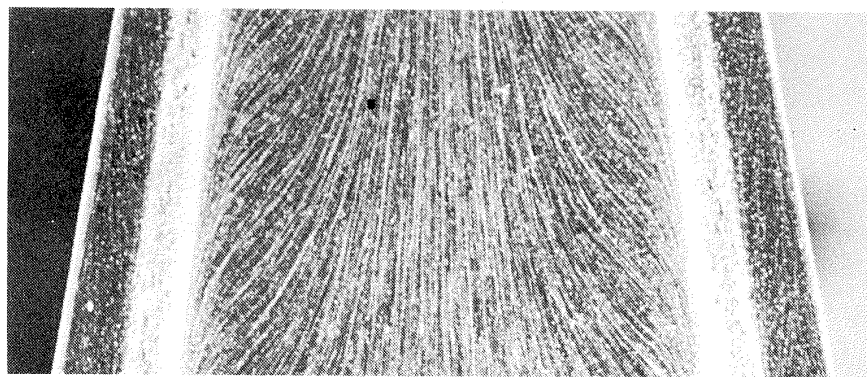
(1) oil flow, vapor screen 両方から迎角の増加によって著しく渦が発達している様子が知れる。oil streak から側端の cross flow の再付着点は背面の対称線上に位置し、背面全域が強い cross flow region におおわれ、しかる後 secondary separation が生じている。迎角の増加による渦の発達にはシュリーレン写真に見られた迎角の増加とともに背面の不連続が著しく強くなることに対応する。

(2) vapor screen 写真により背面に平行な垂直衝撃波の存在が見られる。このとき背面では迎角の増加によって発達した左右一対の渦が背面に巻き込まれ、お互い干渉しあいその近傍で十分速度が大きくなり超音速流となり垂直衝撃波を介して減速し物体背面に衝突するものと考えられる。この様子は主流マッハ数を上げてても ( $M_\infty = 2$ ) 本質的には変化ないことが図 31 よりうかがえる。

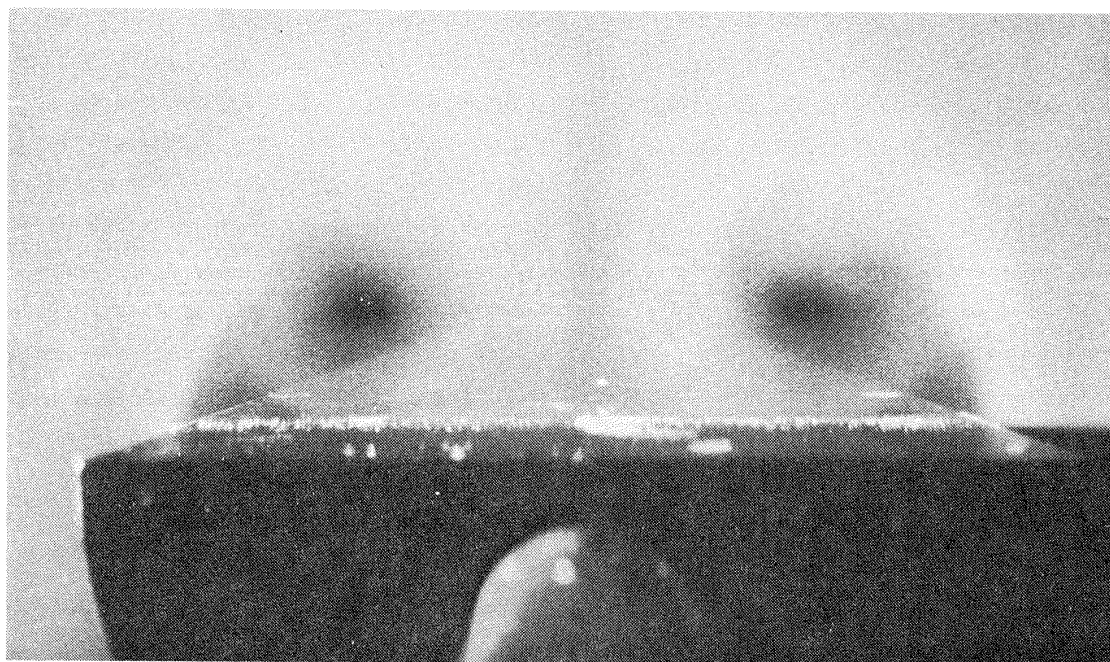
vapor screen 法による写真撮影は被写体が必ずしも十分明るくなくかなり長い露光時間を要していると思われるが衝撃波のブレは見られず、かなり安定している様子がうかがえる。しかしカラーシュリーレンに見られた  $\alpha = 20^\circ$  の 2 本の deep blue line は左右一対の剥離渦の非対称性を想像させるが vapor screen 法では渦の非対称性はほぼ見られない。この点はさらに検討を要する。

最後に vapor screen に見られる流れとシュリーレン写真に見られる密度不連続との対応を調べておく。vapor screen に見られる流れより渦の core を推定し ⊙印で図 26 に記入してある。これより vortex core で低密度でその上方でも下方でも密度が増加すると考えると先のシ

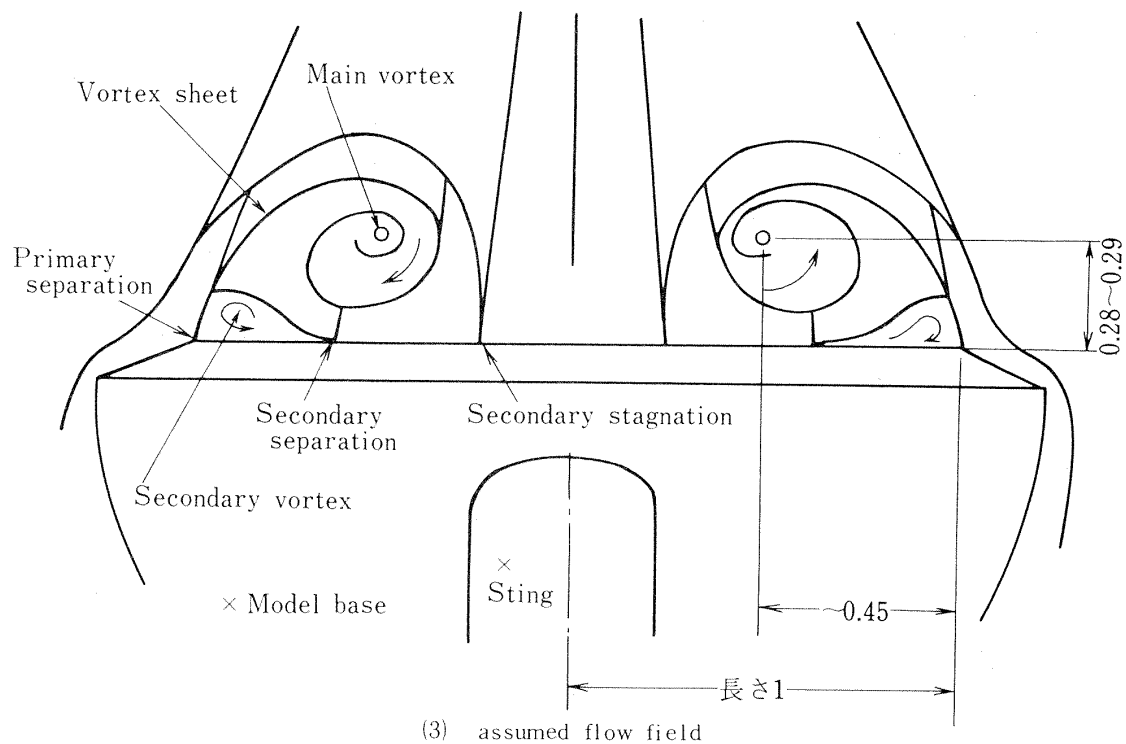




(1) oil streak

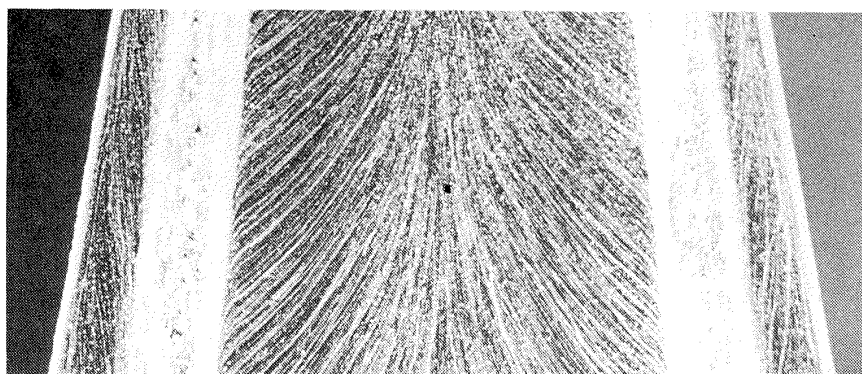


(2) Vapor screen photo

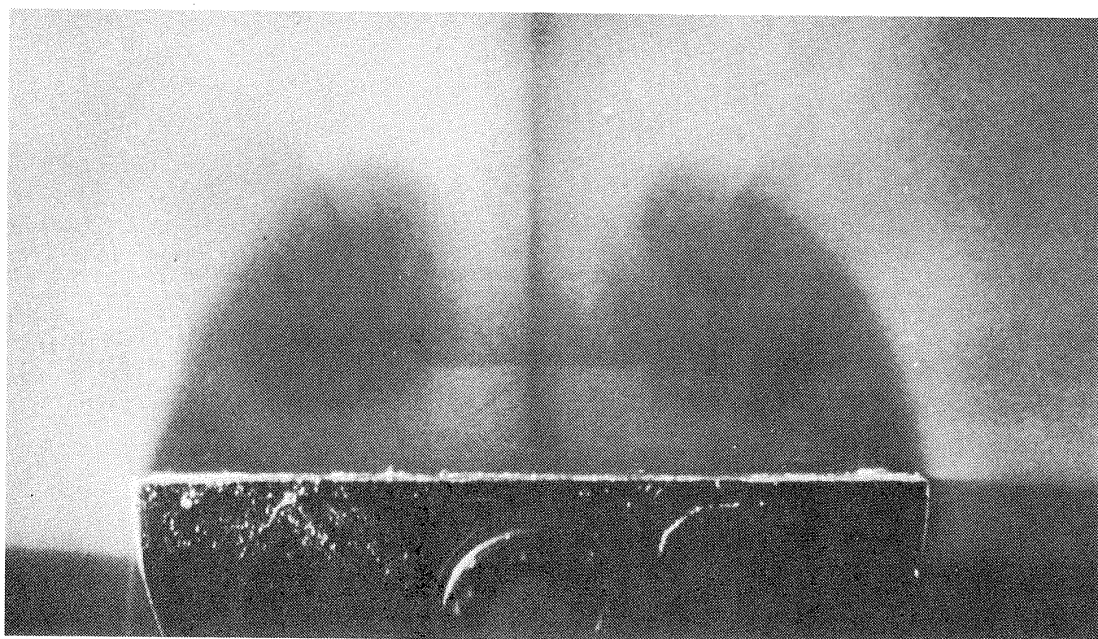


(3) assumed flow field

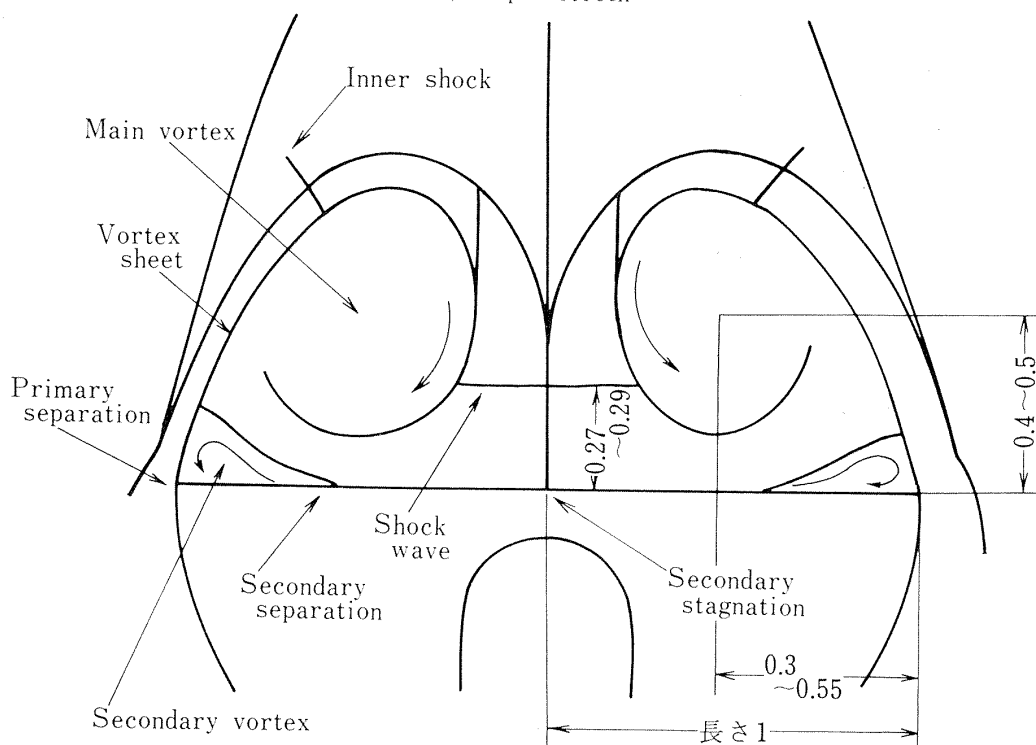
図 29 Body 1,  $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 10^\circ$



(1) oil streak

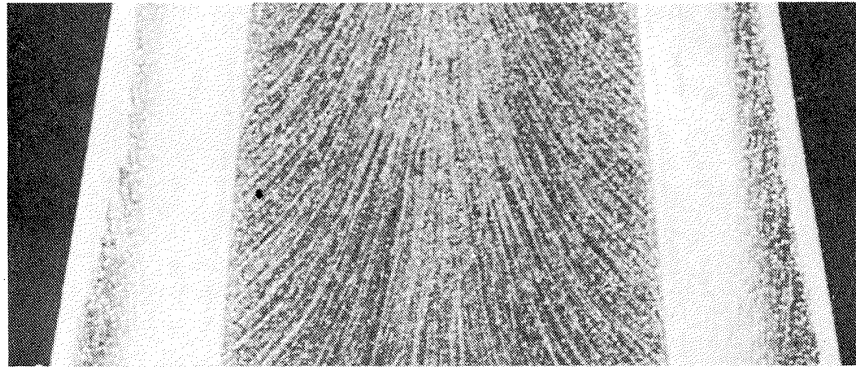


(2) Vapor screen

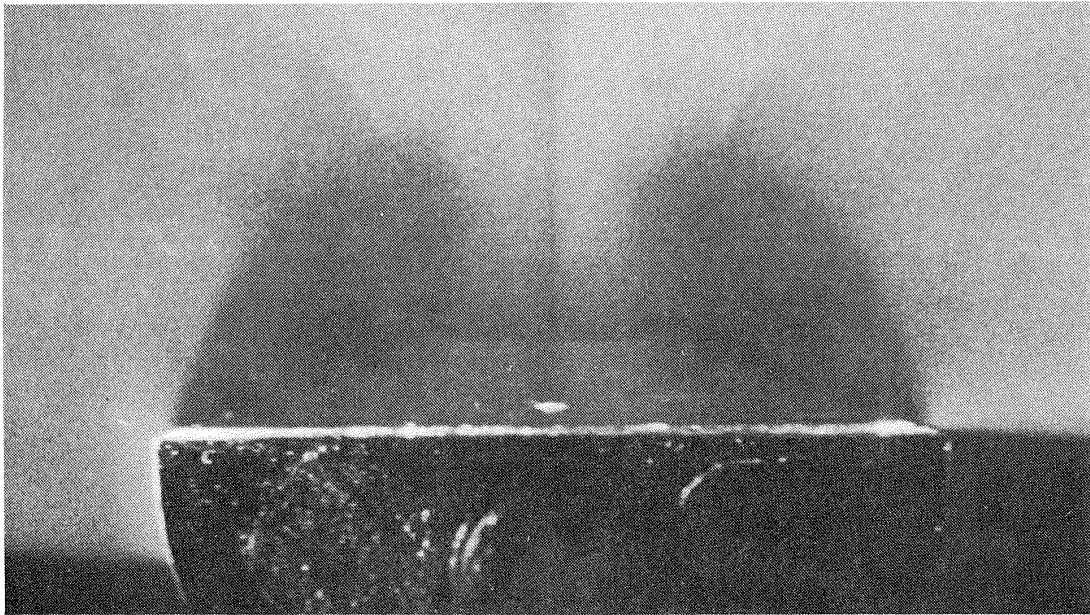


(3) assumed flow field

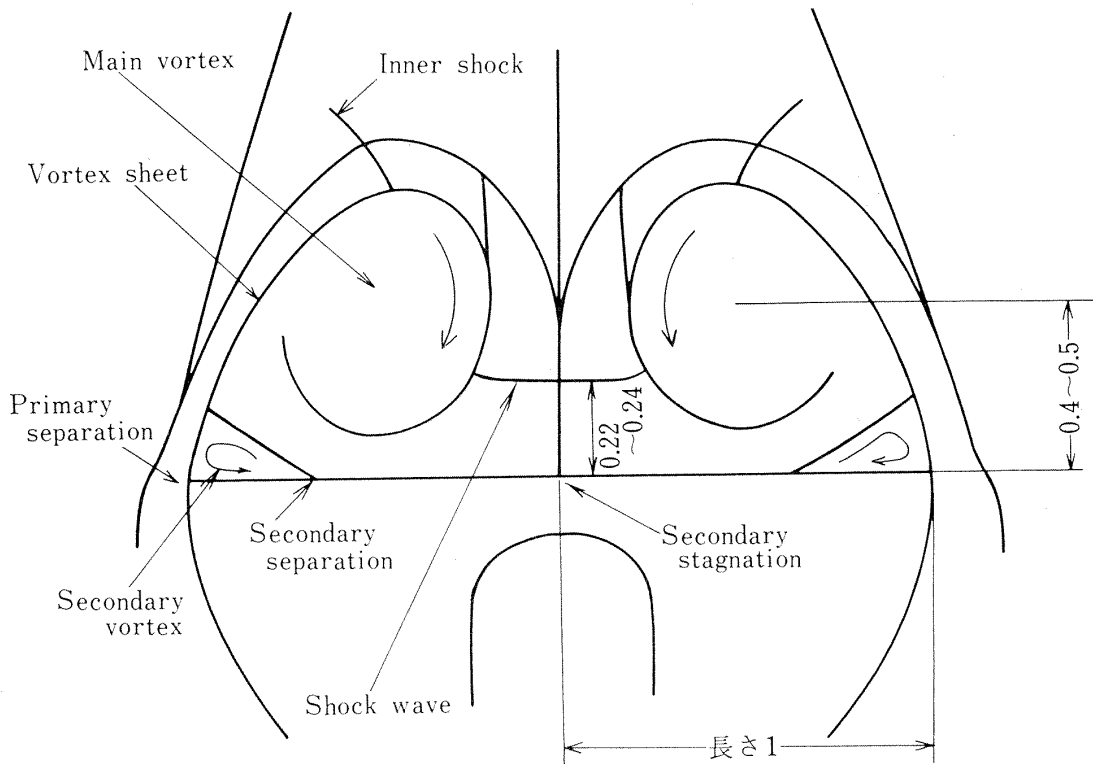
図 30 Body 1,  $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 20^\circ$



(1) oil streak



(2) Vapor screen



(3) assumed flow field

図 31 Body 1,  $M_\infty = 2.0$ ,  $\alpha = 20^\circ$

ユリーレン写真の読取と一致する。しかし yellow zone に関しては、下方に向かって密度増加があるものの、その原因は渦そのものの密度変化による場合もあるし図30等に見られるような衝撃波の発生によるものかも知れない。ちなみに vapor screen 写真での衝撃波の位置は  $M_\infty = 1.5$ ,  $\alpha = 20$  で  $\delta/R_B = 0.27 \sim 0.29$  程度と読め図26の yellow zone と完全に一致する。これらについては衝撃波の発生メカニズムも含めて更に系統的試験を行ない明らかにする必要がある。

## 5. 結 論

半円錐揚力物体の超音速風洞試験により次の結論がえられた。

(1) 半割鈍頭円錐の中程度マッハ数領域における空力特性は Newtonian 近似では不十分で細長体近似でかなり正しく推定できる。

(2) 背面剥離にもとづく空力特性のヒステリシスは見当らない。

(3) 頭部鈍さによる垂直力係数への影響は小さいが、マッハ数の増加によりやや減少する。

(4) 圧力中心位置は頭部鈍さが小さい範囲では頭部鈍さにはあまり影響なく、ほぼ平面形の面積中心に位置する。

(5) 軸力は、離脱衝撃波による抵抗増加への寄与のため、頭部鈍さが大きくなるにつれて大きくなり、またマッハ数の増加につれて低下していることがわかる。

(6) 揚抗比の極大値および極小値は半割円錐に対して低マッハ時に約 1.6 ~ 1.8 程度が得られ、その時の迎角は  $10^\circ$  および  $-20^\circ$  程度である。

(7) 流れ場の可視化により背面の剥離渦の観察を行い、その渦は小迎角では左右対称に生じている。

(8) 背面に剥離渦をともなった流れの様子は  $\alpha \approx 10^\circ$  程度と  $\alpha \approx 20^\circ$  程度ではその様子を異にし、小迎角時は低速流におけると同じような一対の対称渦のみであるが、迎角の大きい時は背面への吹下しが極めて強く、衝撃波を伴った一対の強い渦となることが観察された。

以上揚力回収物体の一例として半円錐について、その空力特性および流れの様子を観察したが、特に背面剥離については、まだデータが不十分な段階であり特に背面衝撃波の発生する条件、発生メカニズム等について系統的に調べる必要があり、また剥離を考慮した空力特性の推定は今後の問題として残される。

終りに本実験は近藤洋史室長をはじめとする計測研究室の方々、遷音速風洞制御研究室の方々の協力があったことを付記する。

## 6. 文 献

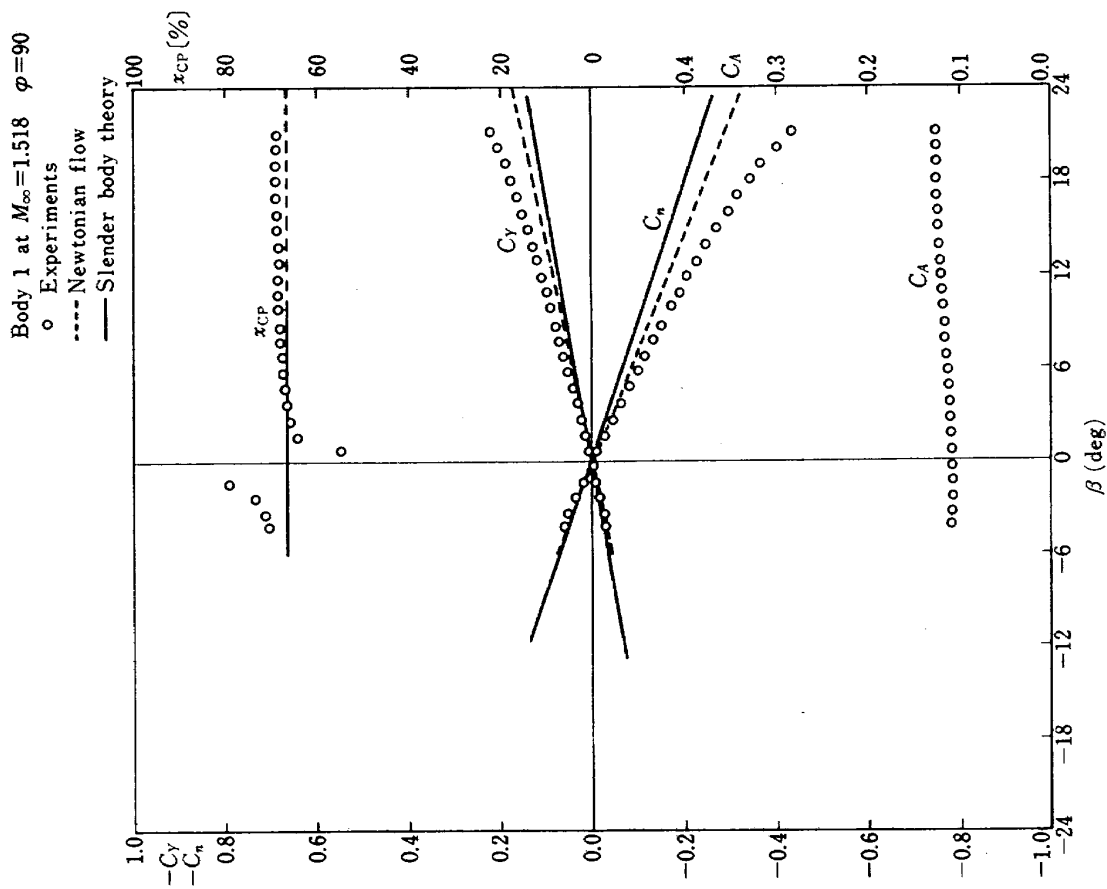
- 1) 野田順一, 清水福寿, 関根英夫; 小型ロケットの大迎角時における超音速風洞試験, NAL TM-351, 1978年5月
- 2) 航空宇宙技術研究所, 宇宙開発事業団; 材料実験用ロケットの研究(小型ロケットの回収に関する研究), 共同研究成果報告書, 昭和53年3月
- 3) 宇宙開発委員会; 宇宙開発政策大綱, 昭和53年3月17日
- 4) Walter P. Nelms, Jr.; Effect of Body Shape on the Aerodynamic Characteristics of an All-Body Hypersonic Aircraft Configuration at Mach Numbers from 0.65 to 10.6, NASA TN D-6821, May 1972
- 5) J. N. Nielsen; Nonlinearities in Missile Aerodynamics, AIAA Paper 78-20, January 1978
- 6) C. A. Smith and J. N. Nielsen; Prediction of Aerodynamic Characteristics of Cruciform Missiles to High Angles of Attack, AIAA Paper 79-0024, January 1979
- 7) J. W. Purvis; Analytical Prediction of Vortex Lift, AIAA Paper 79-0363, January 1979
- 8) E. C. Polhamus; Prediction of Vortex-Lift Characteristics Based on a Leading-Edge-Suction Analogy, AIAA Paper No. 69-1133, Oct. 1969
- 9) William John Rainbird; Turbulent Boundary-Layer Growth and Separation on a Yawed Cone, AIAA Journal, Vol. 6 No. 12, December 1968, pp. 2410 ~ 2416
- 10) James A. Weber, Guenter W. Brune, Forrester T. Johnson, Paul Lu and Paul E. Rubbert; Three-Dimensional Solution of Flows over Wings with Leading-Edge Vortex Separation, AIAA Journal, Vol. 14 No. 4, pp. 519 ~ 525, April 1976
- 11) J. F. Mello; Investigation of Normal Force Distributions and Wake Vortex Characteristics of Bodies of Revolution at Supersonic Speed, JAS Vol. 26, pp. 155 ~ 168, March 1959
- 12) S. B. Angelucci; A Multivortex Method for Axisymmetric Bodies at Angle of Attack, Journal of Aircraft, Vol. 8 No. 12, pp. 959 ~ 966, Dec. 1971
- 13) E. C. Polhamus; A Concept of the Vortex Lift of Sharp-Edge Delta Wings Based on a Leading-Edge Suction Analogy, NASA TN D-3767, Dec. 1966

- 14) C. E. G. Przirembel and D. E. Shereda; Aerodynamics of Slender Bodies at High Angles of Attack, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 16 No. 1, pp. 10 ~ 14, Jan.-Feb. 1979
- 15) H. C. Kao; Side Forces on Unyawed Slender Inclined Aerodynamic Bodies, *Journal of Aircraft*, Vol. 12 No. 3, pp. 142 ~ 150, March 1975
- 16) J. E. Fidler and M. C. Bateman; Asymmetric Vortex Effects on Missible Configurations, *AIAA Paper*, pp. 75 ~ 209, 1975
- 17) P. J. Lamont and B. L. Hunt; Prediction of Aerodynamic Out-of-Plane Forces on Ogive-Nosed Circular Cylinders, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 14 No. 1, pp. 38 ~ 44, Jan. 1975
- 18) F. D. Deffenbaugh and W. G. Koerner; Asymmetric Vortex Wake Development on Missiles at High Angles of Attack, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 14 No. 3, pp. 155 ~ 162, March 1977
- 19) Y. Niwa, R. P. Mikkilineni and J. M. Wu; Study of Asymmetric Nose Vortices of Bodies of Revolution, *AIAA Paper 79-0027*, January 1979
- 20) V. Dahlem; Semi-Empirical Prediction Method for Induced Side Forces on Missiles at Angles of Attack, *AIAA Paper 79-0025*, January 1979
- 21) L. E. Ericsson; Steady and Unsteady Vortex-Induced Asymmetric Loads, Review and Further Analysis, *AIAA Paper 79-1531*, July 1979
- 22) M. R. Mendenhall, S. B. Spangler and S. C. Perkins, Jr.; Vortex Shedding from Circular and Noncircular Bodies at High Angles of Attack, *AIAA Paper 79-0026*, January 1979
- 23) E. R. Keener and G. T. Chapman; Onset of Aerodynamic Side Forces at Zero Sideslip on Symmetric Forebodies at High Angles of Attack, *AIAA Paper 74-770*, August 1974
- 24) G. S. Pick; Investigation of Side Forces on Ogive-Cylinder Bodies at High Angles of Attack in the  $M=0.5$  to  $1.1$  Range, *AIAA Paper 71-570*, June 1971
- 25) E. R. Keener and others; Effects of Mach Number and Afterbody Length on Onset of Asymmetric Forces on Bodies at Zero Sideslip and High Angles of Attack, *AIAA Paper 76-66*, Jan. 1976
- 26) A. B. Wardlaw, Jr.; Multivortex Model of Asymmetric Shedding on Slender Bodies at High Angle of Attack, *AIAA Paper 75-123*, Jan. 1975
- 27) P. L. Coe, Jr., J. R. Chambers and W. Letko; Asymmetric Lateral-Directional Characteristics of Pointed Bodies of Revolution at High Angles of Attack, *NASA TN D-7095*, November 1972
- 28) A. B. Wardlaw, Jr.; Prediction of Yawing Force at High Angle of Attack, *AIAA Journal*, Vol. 12 No. 8 pp. 1142 ~ 1144, Aug. 1974
- 29) A. H. Whitehead, Jr., J. N. Hefner and D. M. Rao; Lee-Surface Vortex Effects over Configurations in Hypersonic Flow, *AIAA Paper 72-77*
- 30) J. C. Dunavant, K. Y. Narayan and G. D. Walberg; A Survey of Leaside Flow and Heat Transfer on Delta Planform Configurations, *AIAA Paper 76-118*
- 31) J. J. Bertin and others; Effects of Surface Temperature and Reynolds Number on Heat Transfer to the Shuttle orbiter Leeward Fuselage, *AIAA Paper 76-123*
- 32) A. H. Whitehead, Jr. and J. W. Keys; Flow Phenomena and Separation over Delta Wings with Trailing Edge Flaps at Mach 6, *AIAA Journal*, Vol. 6 No. 12, pp. 2380 ~ 2387, Dec. 1968
- 33) Dhanvada Madhava Rao; Hypersonic Lee-Surface Heating Alleviation on Delta Wing by Apex-Drooping, *AIAA Journal*, Vol. 9 No. 9, pp. 1185 ~ 1186, September 1971
- 34) Allen H. Whitehead, Jr. and Mitchel H. Bertram; Alleviation of Vortex-Induced Heating to the Lee Side of Slender Wings in Hypersonic Flow, *AIAA Journal*, Vol. 9 No. 9, pp. 1870 ~ 1872, September 1971
- 35) Dhanvada M. Rao and A. H. Whitehead, Jr.; Lee-Side Vortices on Delta Wings at Hypersonic Speeds, *AIAA Journal*, Vol. 10 No. 11, pp. 1458 ~ 1465, November 1972
- 36) Jacques Marcillat and Bernard Roux; Experimental and Theoretical Study of Supersonic Viscous Flow over a Yawed Circular Cone, *AIAA Journal*, Vol. 10 No. 12, pp. 1625 ~ 1630, December 1972
- 37) Jerry N. Hefner; Vortex-Induced Heating to a Cone-Cylinder Body at Mach 6, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 11 No. 2, pp. 127 ~ 128, February 1974

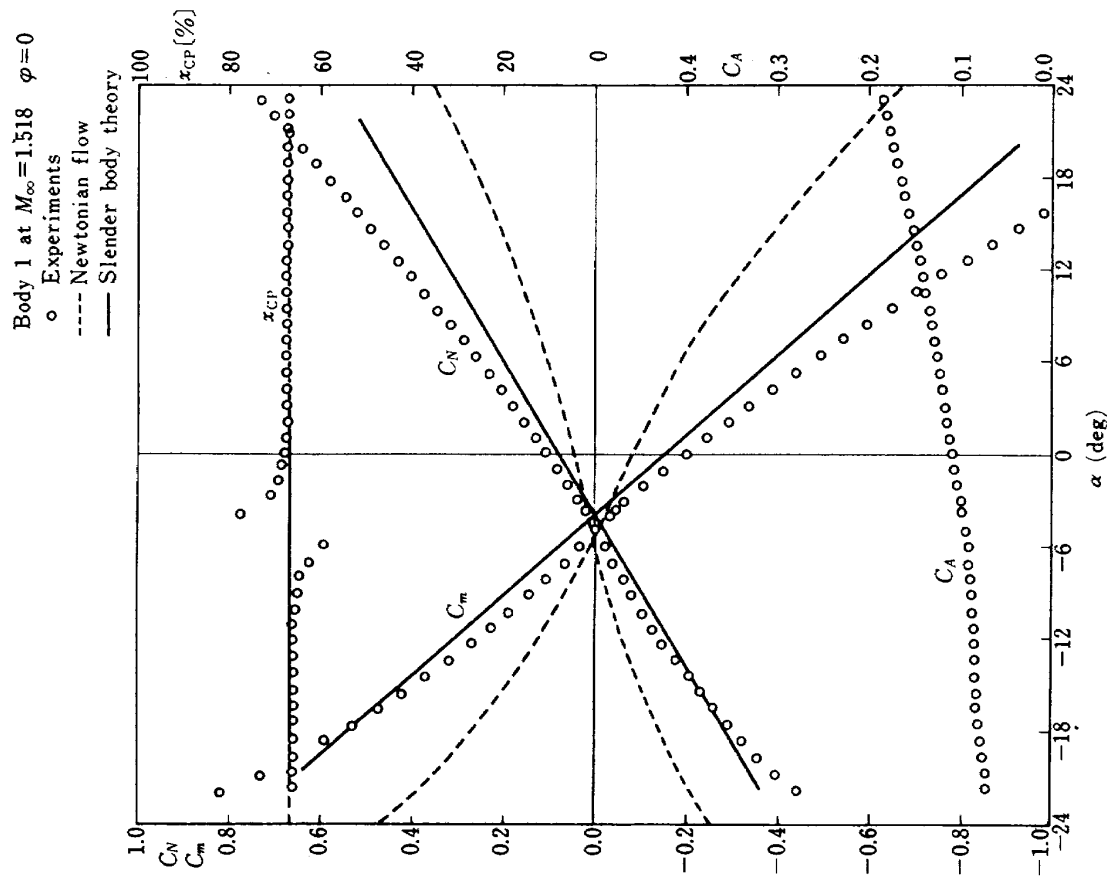


- 38) Jerry N. Hefner and Allan H. Whitehead, Jr.; Vortex-Induced Heating to Cone Flaps at Mach 6, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 11 No. 3, pp. 200 ~ 201, March 1974
- 39) Fred R. Dejarnette and H. Harris Hamilton; Aerodynamic Heating on 3-D Bodies Including the Effe Entropy-Layer Swallowing, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 12 No. 1, pp. 5 ~ 12, January 1975
- 40) H. Thomann; Measurement of Heat Transfer, Recovery Temperature, and Pressure Distribution on Delta Wings at  $M = 3$ , FFA Report 93, 1963
- 41) Shigeaki Nomura; Study on Lee-Surface Heating over Yawed Blunt Cone in Hypersonic Flow, NAL TR-494T, March 1977
- 42) W. M. Murray, Jr. and R. L. Stallings, Jr.; Heat Transfer and Pressure Distributions on 60 and 70 Swept Delta Wings Having Turbulent Boundary Layers, NASA TN D-3644, 1966
- 43) Richard E. Geiger; Experimental Lift and Drag of a Series of Glide Configurations at Mach Numbers 12.6 and 17.5, *Journal of the Aerospace Sciences*, Vol. 29 No. 4, pp. 410 ~ 419, April 1962
- 44) 神元五郎, 木村雄吉, 上中義敏, 橋本晃, 橋本宏行  
鈍頭半円錐物体の極超音速空力特性の測定, 日本航空学会誌第 15 巻第 166 号, 昭和 42 年 11 月
- 45) K. D. Thomson and D. D. Morrison; The Spacing, Position and Strength Vortices in the Wake of Slender Cylindrical Bodies at Large Incidence, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 50, Part 4, pp. 751 ~ 783, 1971
- 46) I. M. Hall, E. W. E. Rogers and B. M. Davis; Experiments with Inclined Blunt-Nosed Bodies at  $Mo = 2.45$ , R. & M. No. 3128, 1959
- 47) 中尾辰一, 並木道義, 河村龍馬; 飛しょう体の渦後流についての実験的研究, 東京大学宇宙航空研究所報告, 第 12 巻第 3 号
- 48) I. McGregor; The Vapor-Screen Method of Flow Visualization, *Journal of Fluid Mechanics*, Vol. 11, Part 4, pp. 481 ~ 511, December 1961
- 49) J. M. Allen and F. E. Dillenius; Vortex Development on Slender Missile at Supersonic Speeds, AIAA Paper 79-0360, January 1979
- 50) Julian H. Allen and Edward W. Perkins; A Study of Effects of Viscosity on Flow Over Slender Inclined Bodies of Revolution, NACA Rep 1048
- 51) Leland H. Jorgensen; Elliptic Cones Alone and With Wings at Supersonic Speeds, NACA Rep 1376
- 52) M. Tobak, L. B. Schiff and V. L. Peterson; Aerodynamic of Bodies of Revolution in Coning Motio, *AIAA Journal*, Vol. 7 No. 1, pp. 95 ~ 99, 1969
- 53) Dhanvada Madhava Rao; Delta Wing Shock Shape at Hypersonic Speed, *AIAA Journal*, Vol. 9 No. 10, pp. 2093 ~ 2094, October 1971
- 54) W. J. Bannink and C. Nebbeling; Investigation of the Expansion Side of a Delta Wing at Supersonic Speed, *AIAA Journal*, Vol. 11 No. 8, pp. 1151 ~ 1155, August 1973
- 55) Leland H. Jorgensen and Edward W. Perkins; Investigation of Some Wake Vortex Characteristics of Inclined Ogive-Cylinder Body at Mach Number 2, NACA Report 1371, 1958
- 56) W. J. Yanta and A. B. Wardlaw; Laser Doppler Velocimeter Measurements of Leeward Flow Fields on Slender Bodies at Large Angles of Attack, AIAA Paper 77-660, June 1977
- 57) F. K. Owen and other; Wake Vortex Measurements of Bodies at High Angle of Attack, AIAA Paper 78-23, January 1978
- 58) R. G. Schwind and J. Mullen, Jr.; Laser Velocimeter Measurements of Slender Body Wake Vortices, AIAA Paper 79-0302, January 1979
- 59) L. R. Fowell; Exact and Approximate Solutions for the Supersonic Delta Wing, *Journal of the Aeronautical Sciences*, Vol. 23 No. 8, pp. 709 ~ 720, 770, August 1956
- 60) F. Walkden, G. T. Laws and P. Caine; Shock Capturing Numerical Method for Calculating Supersonic Flows, *AIAA Journal*, Vol. 12 No. 5, pp. 642 ~ 647, May 1974
- 61) Stephen C. Lubard and William S. Helliwell; Calculation of the Flow on a Cone at High Angle of Attack, *AIAA Journal*, Vol. 12 No. 7, pp. 965 ~ 974, July 1974
- 62) Clive A. J. Fletcher; Vertical Singularity behind a Highly Yawed Cone, *AIAA Journal*, Vol. 13 No. 8, pp. 1073 ~ 1078, August 1975
- 63) J. D. Waskiewicz and C. H. Lewis; Hypersonic Viscous Flows over Sphere Cones at High Angles of Attack, *AIAA Journal*, Vol. 17 No. 2, pp. 131 ~ 132, February 1979

- 64) Paul Kutler and Harvard Lomax; Shock-Capturing, Finite-Difference Approach to Supersonic Flows, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 8 No. 12, pp. 1175 ~ 1182, December 1971
- 65) William C. Rochelle, Barney B. Roberts, Leo D'Atorre and M. A. Bilyk; Shuttle Orbiter Re-Entry Flowfields at High Angle of Attack, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 10 No. 12, pp. 783 ~ 789, December 1973
- 66) D. S. Chaussee, P. Kutler and T. Holtz; Inviscid Supersonic/Hypersonic Body Flowfield and Aero-dynamics from Shock-Capturing Technique Calculations, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 13 No. 6, pp. 325 ~ 331, June 1976
- 67) Leon H. Schindel; Effects of Vortex Separation on the Lift Distribution on Bodies of Elliptic Cross Section, *Journal of Aircraft*, Vol. 6 No. 6, pp. 537 ~ 543, Nov.-Dec. 1969
- 68) W. S. Helliwell and S. C. Lubard; An Implicit Method for Three-Dimensional Viscous Flow with Application to Cones at Angle of Attack, *Computer and Fluids*, Vol. 3, pp. 83 ~ 101, 1975
- 69) J. V. Rakich and others; Computational of Supersonic Viscous Flows over Ogive-Cylinders at Angles of Attack, *AIAA Paper 79-0131*, January 1979
- 70) A. Stanbrook and L. C. Squire; Possible Types of Flow at Swept Leading Edges, *The Aeronautical Quarterly*, Vol. 15, pp. 72 ~ 82, 1960
- 71) 空気力学第2部 1m × 1m吹出式超音速風洞の計画と構造, *NAL TR-29*, 1962
- 72) Alvin H. Sacks; Aerodynamic Forces, Moments and Stability Derivatives for Slender Bodies of General Cross Section, *NACA TN 3283*, November 1951
- 73) Robert S. Skulsky; A Conformal Mapping Method to Predict Low-Speed Aerodynamic Characteristics of Arbitrary Slender Re-Entry Shapes, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 3 No. 2, February 1966
- 74) S. C. Ghorai and J. B. Clifford, Jr.; Calculation of Stability Derivatives by Slender Body Theory, *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 4 No. 7, pp. 946 ~ 947, July 1967

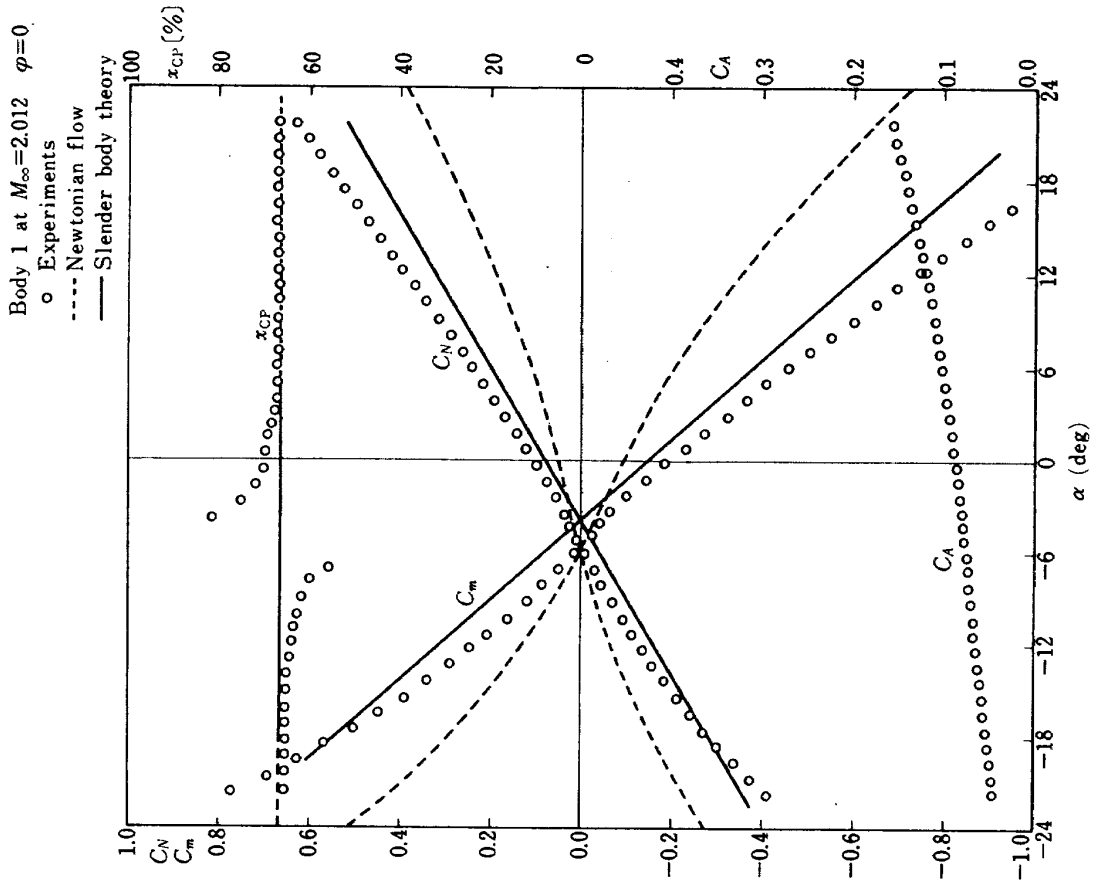


付図 1(2)

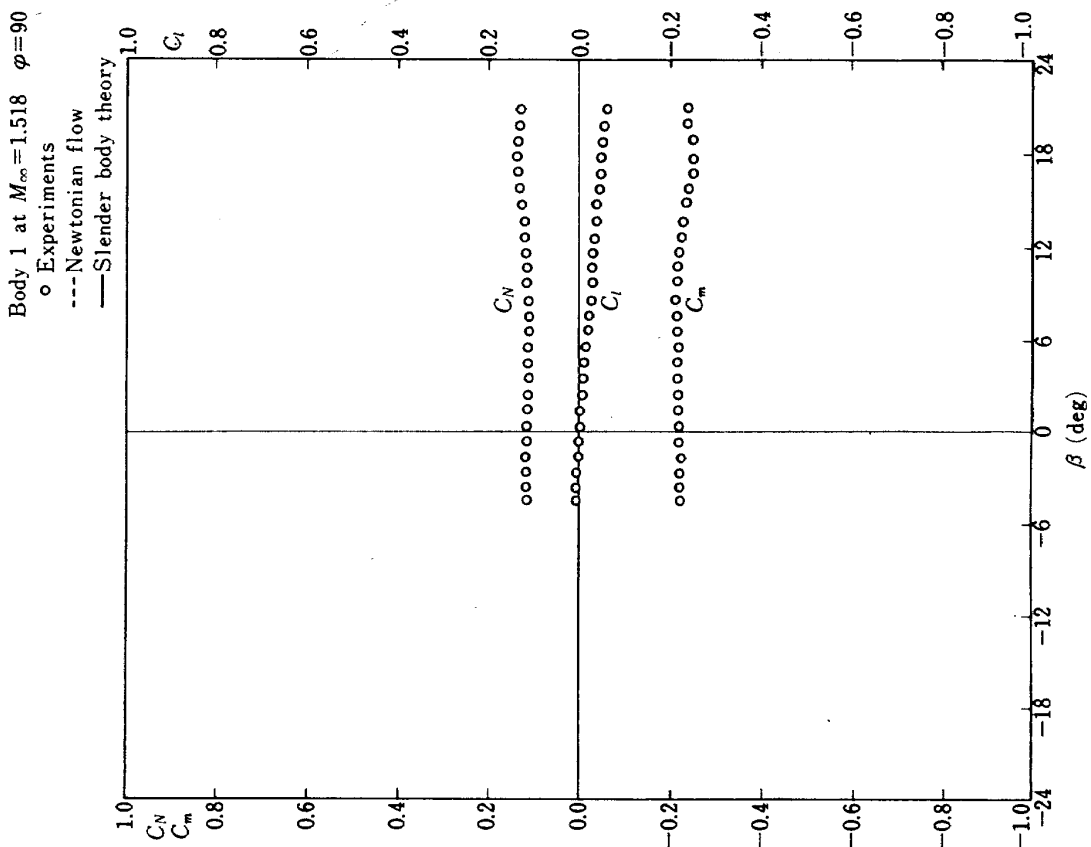


付図 1(1)

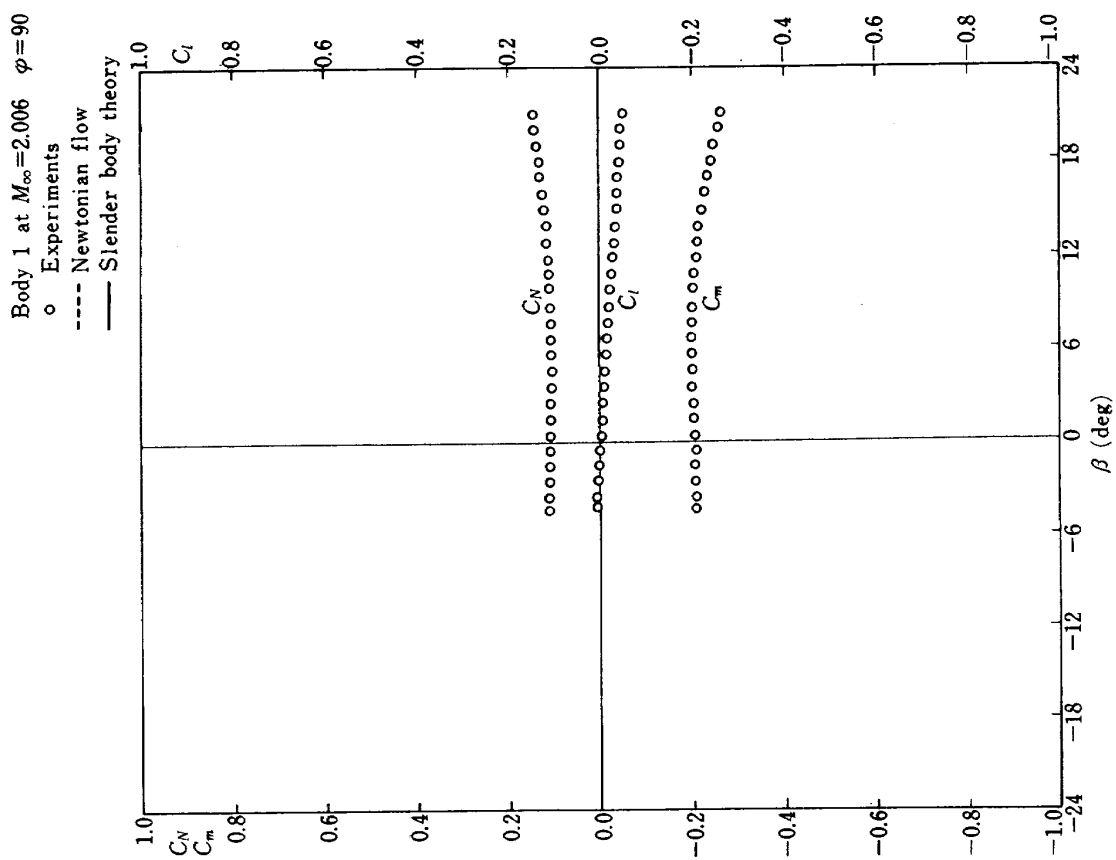




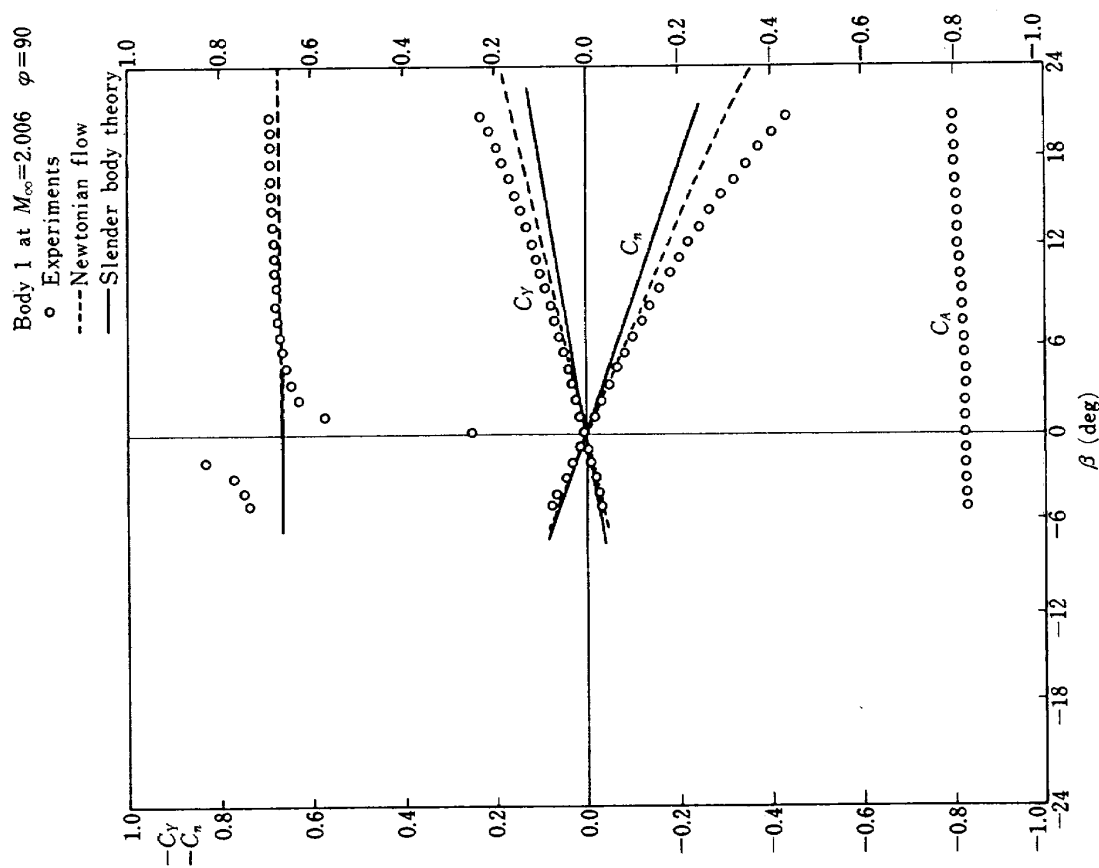
付図 2(1)



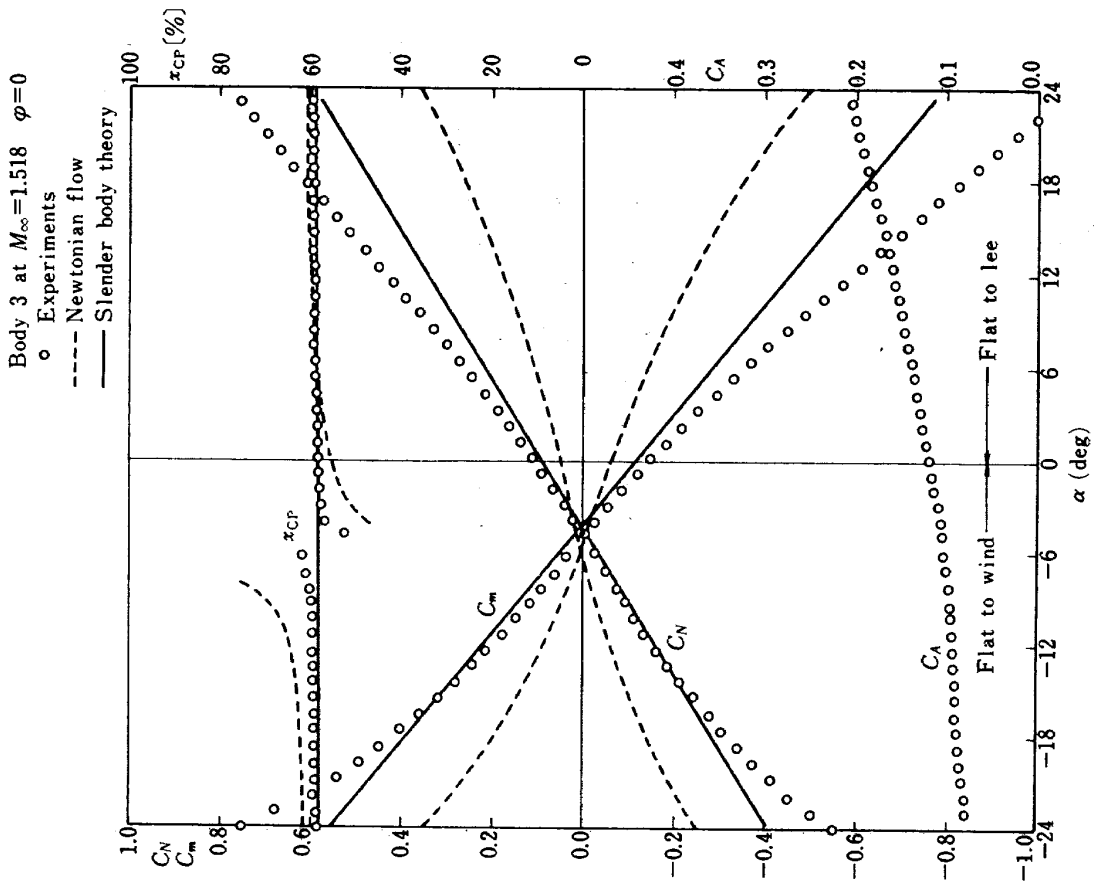
付図 1(3)



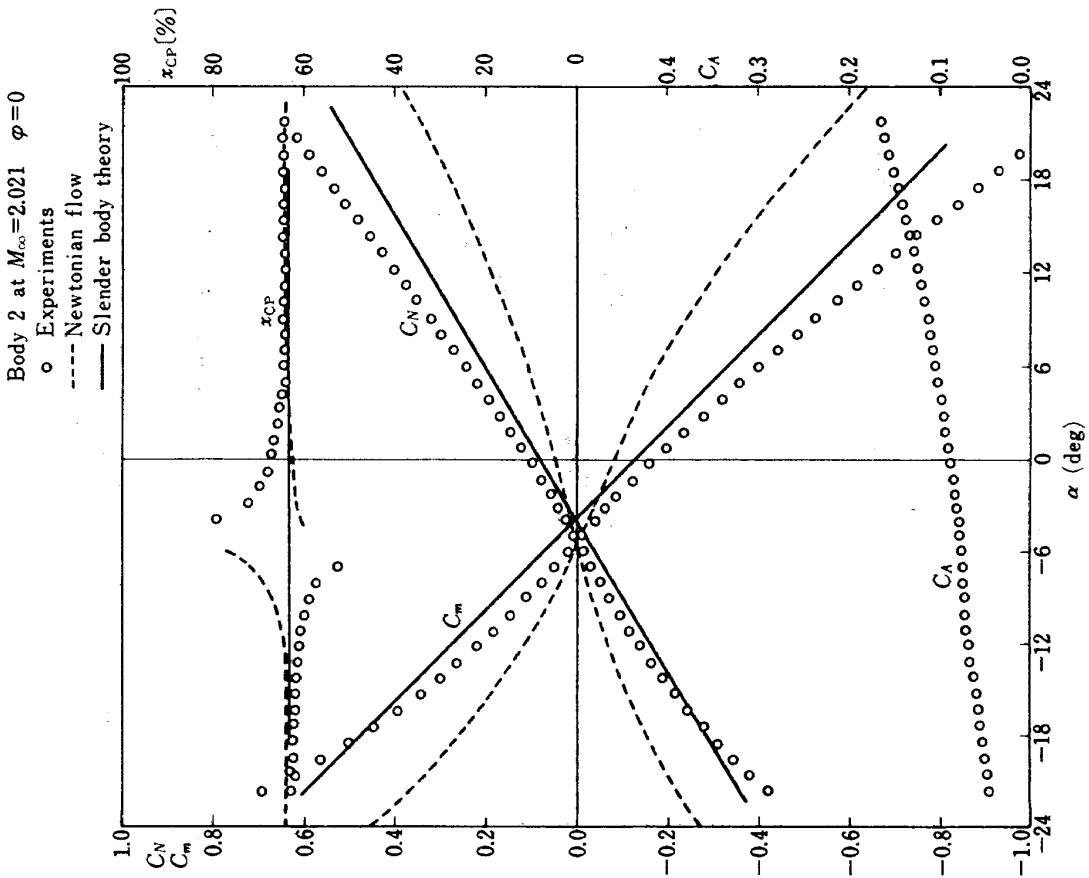
付図 2(3)



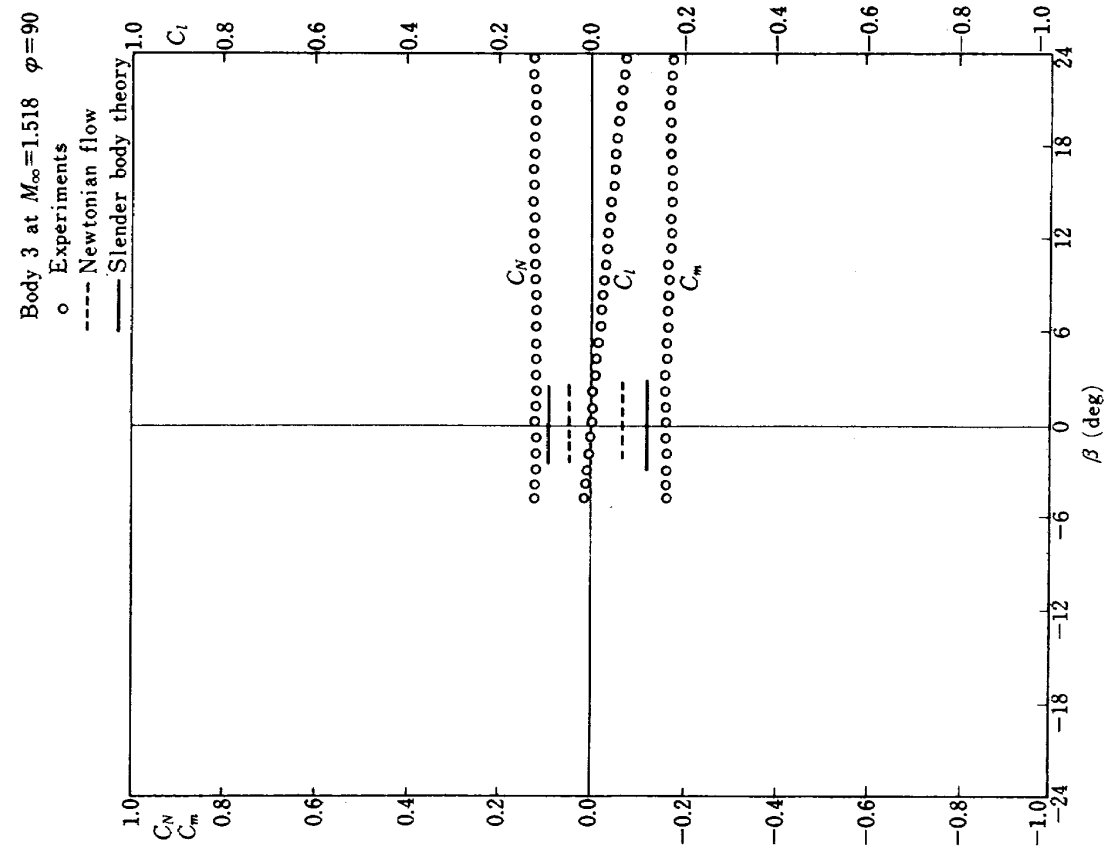
付図 2(2)



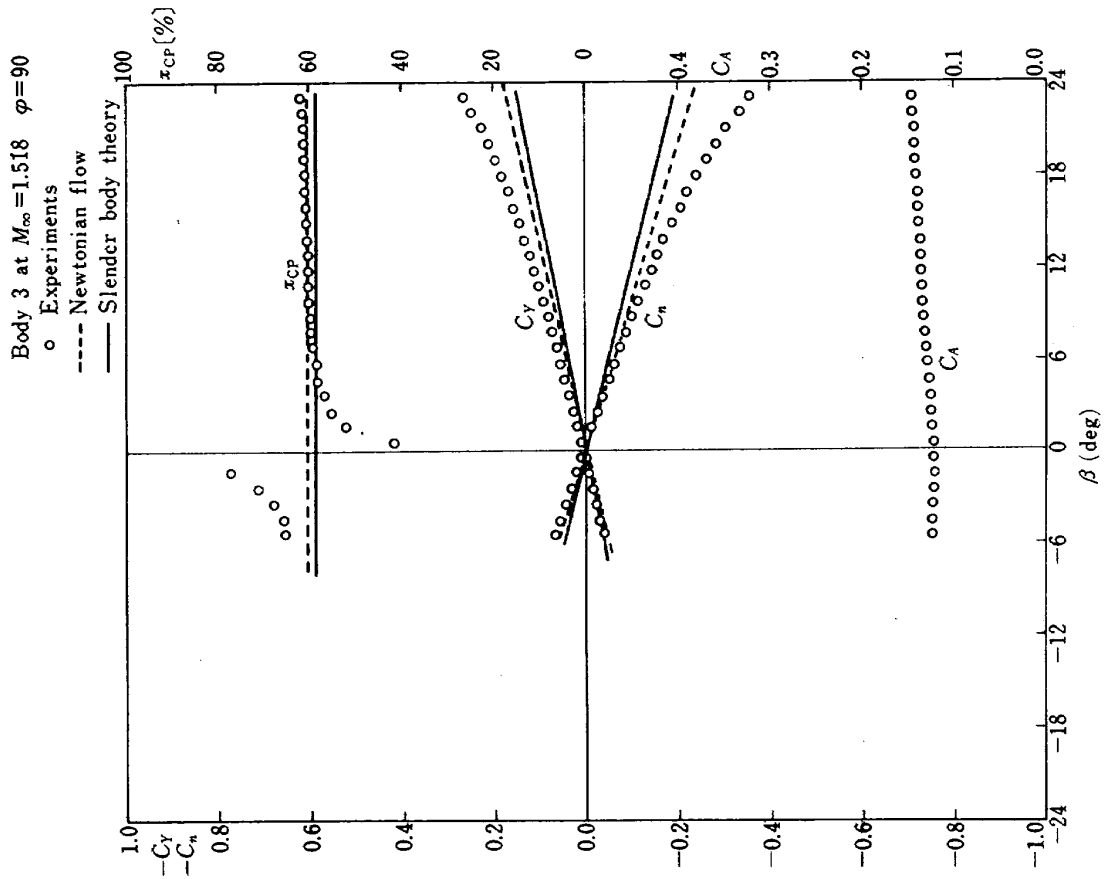
付図 4(1)



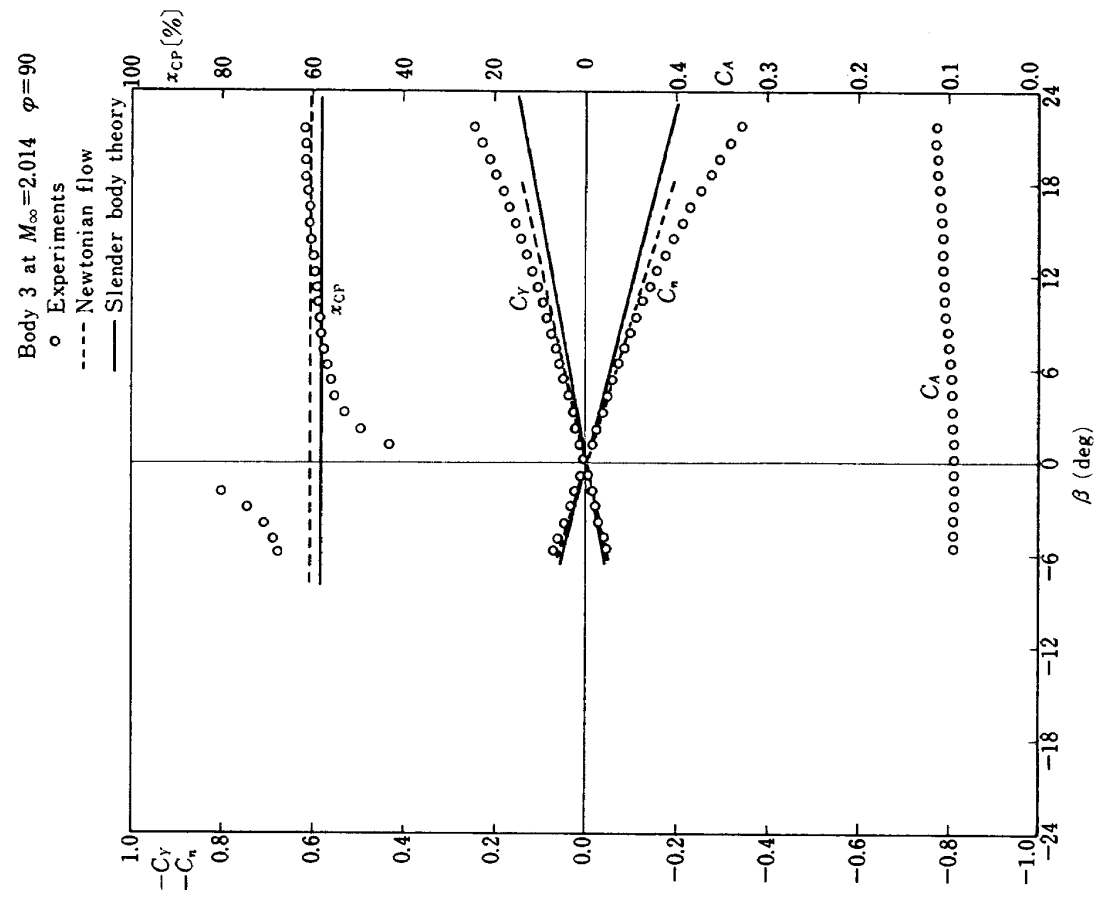
付図 3



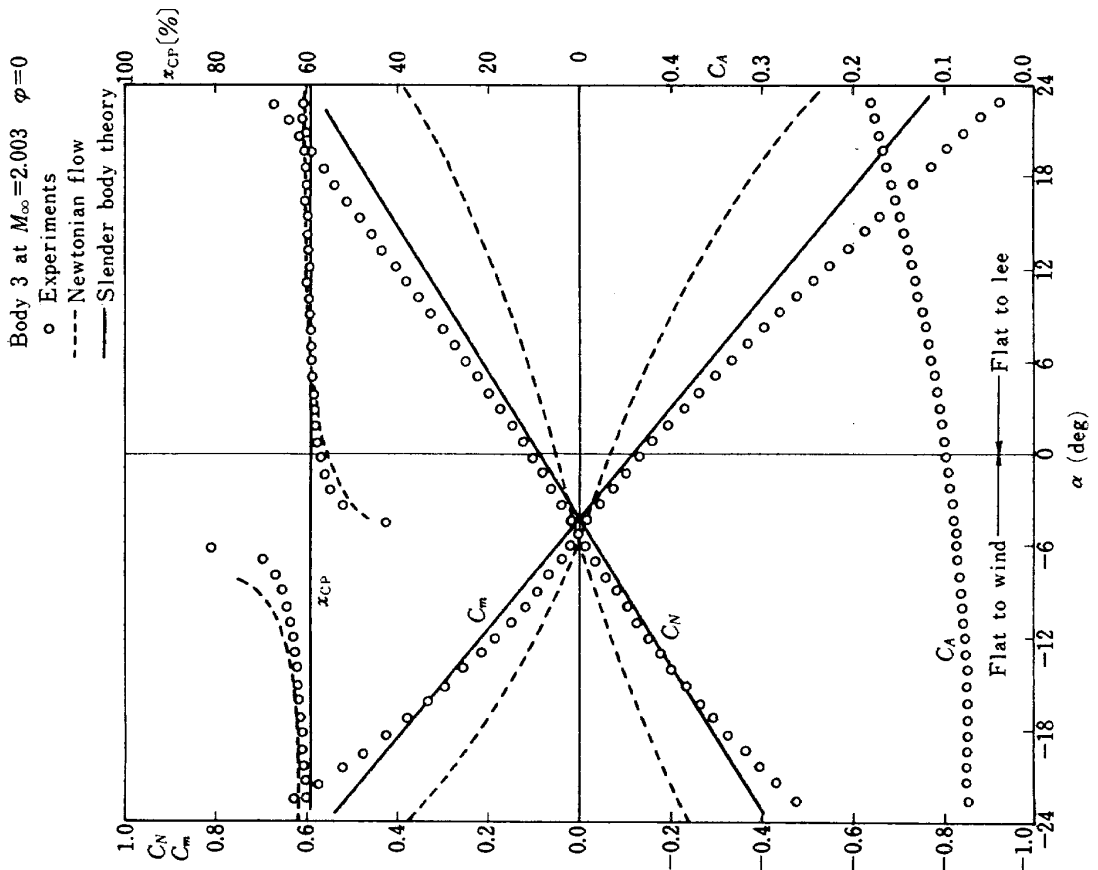
付図 4(3)



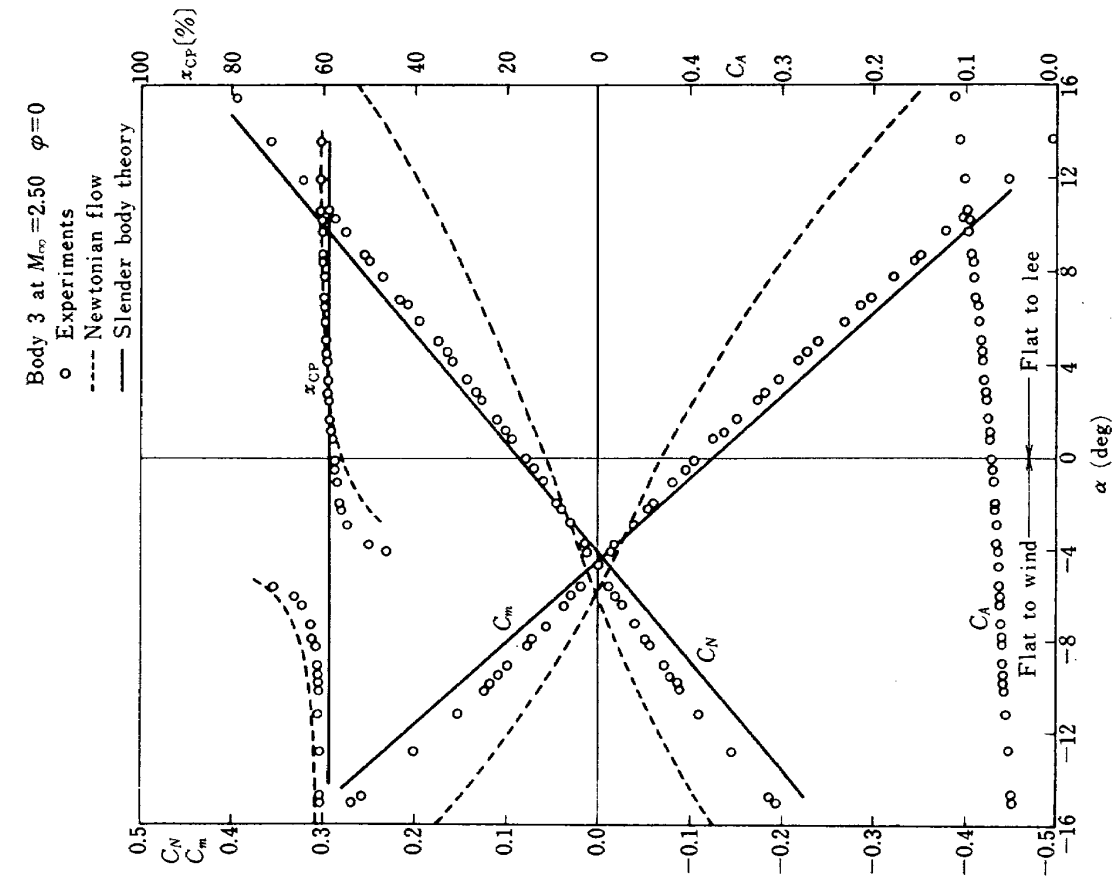
付図 4(2)



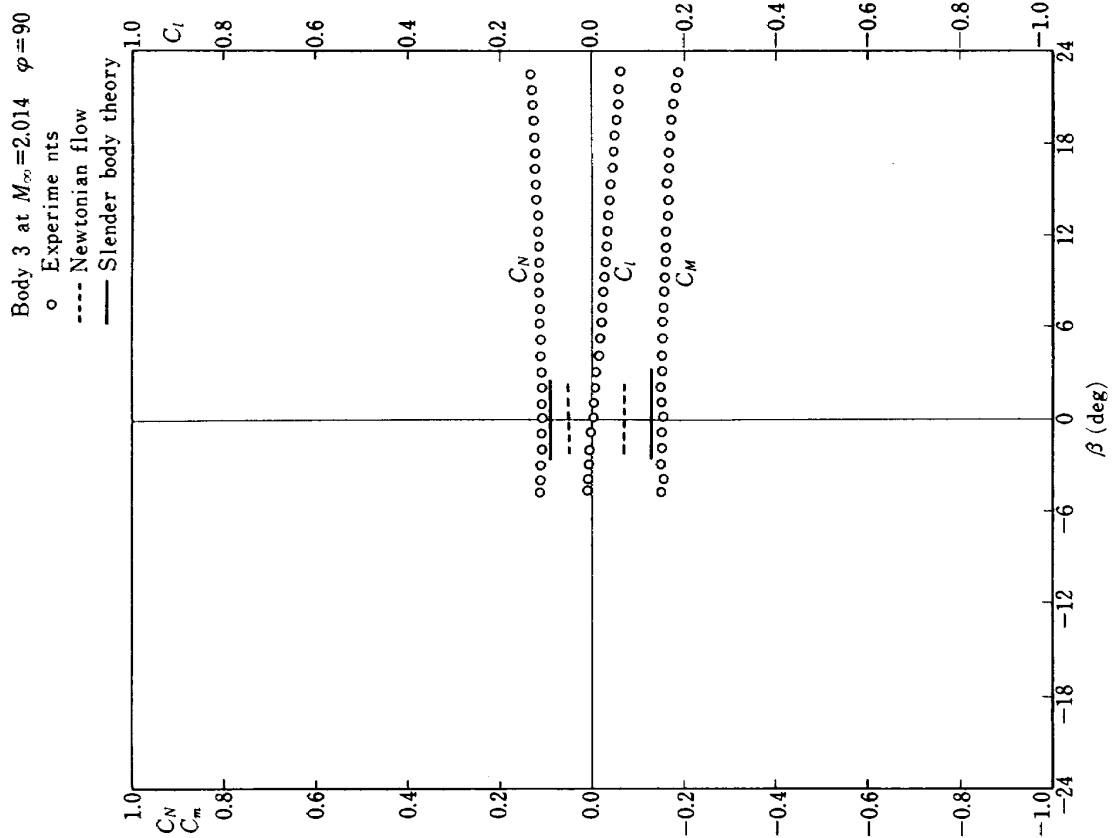
付図 5(2)



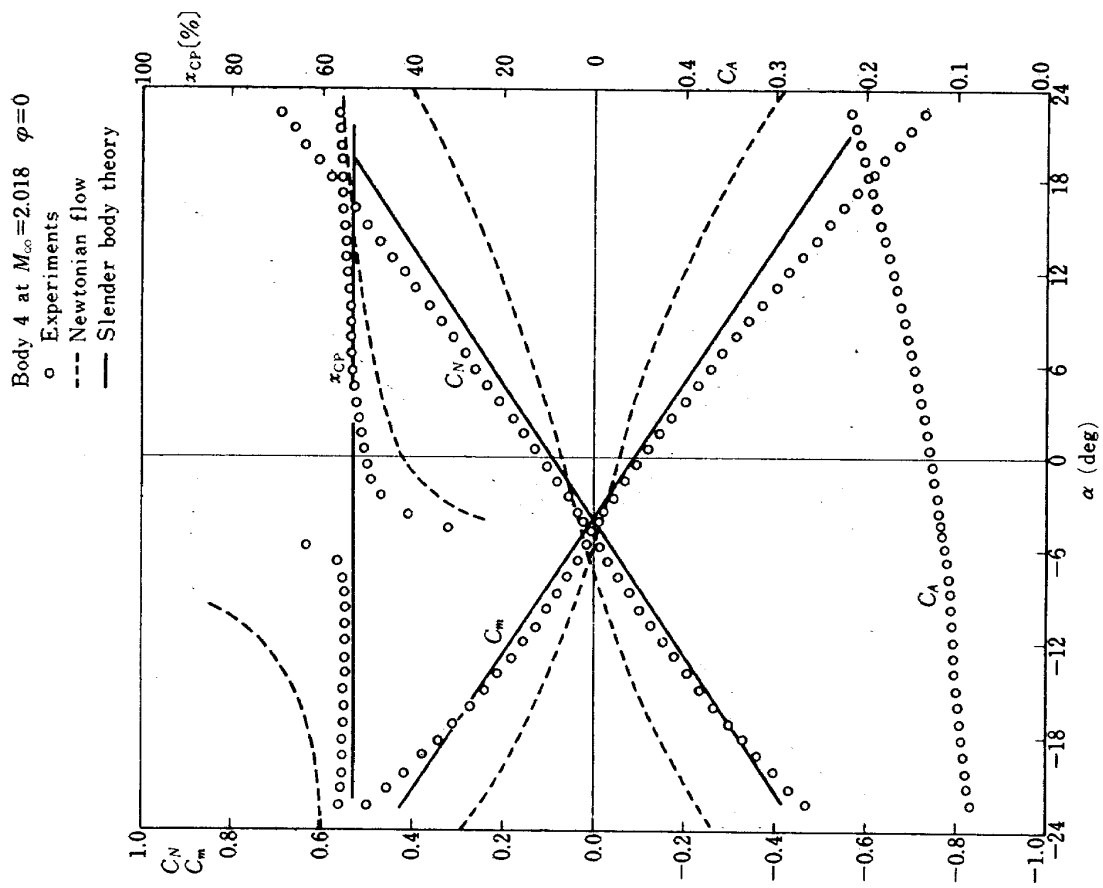
付図 5(1)



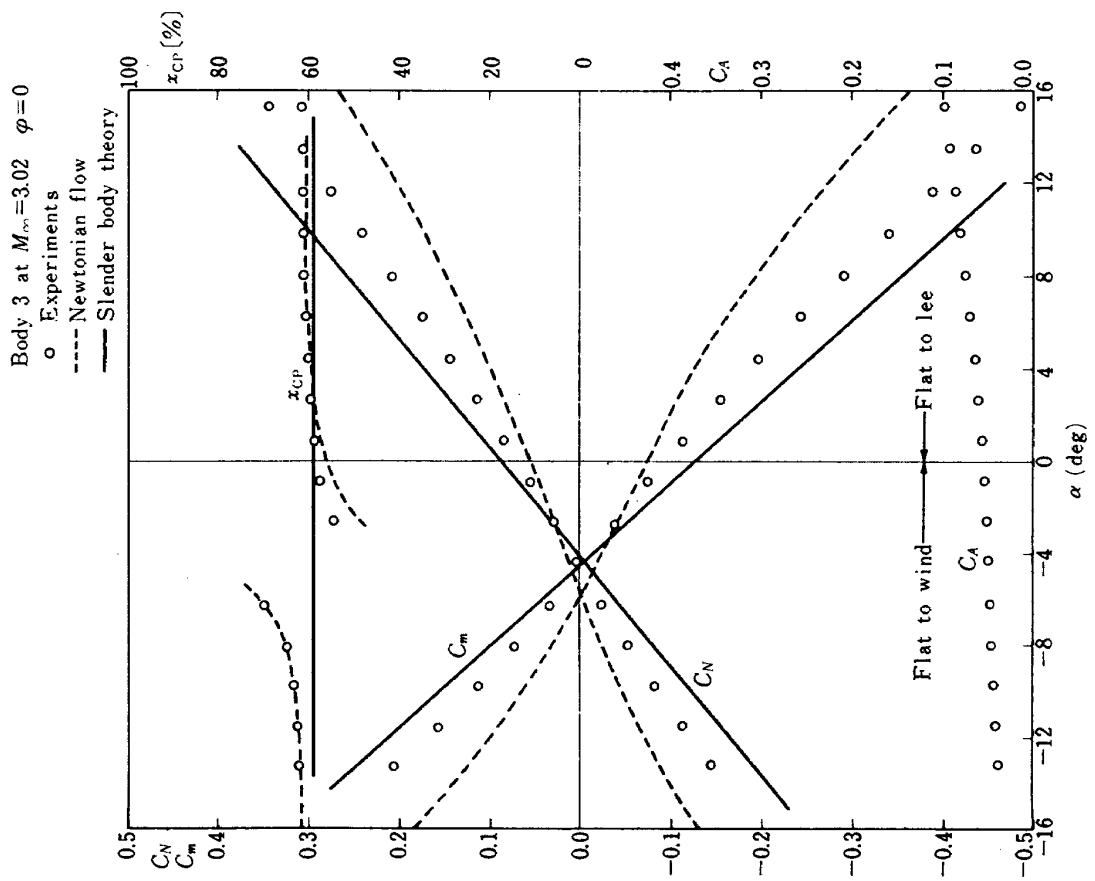
付図 6



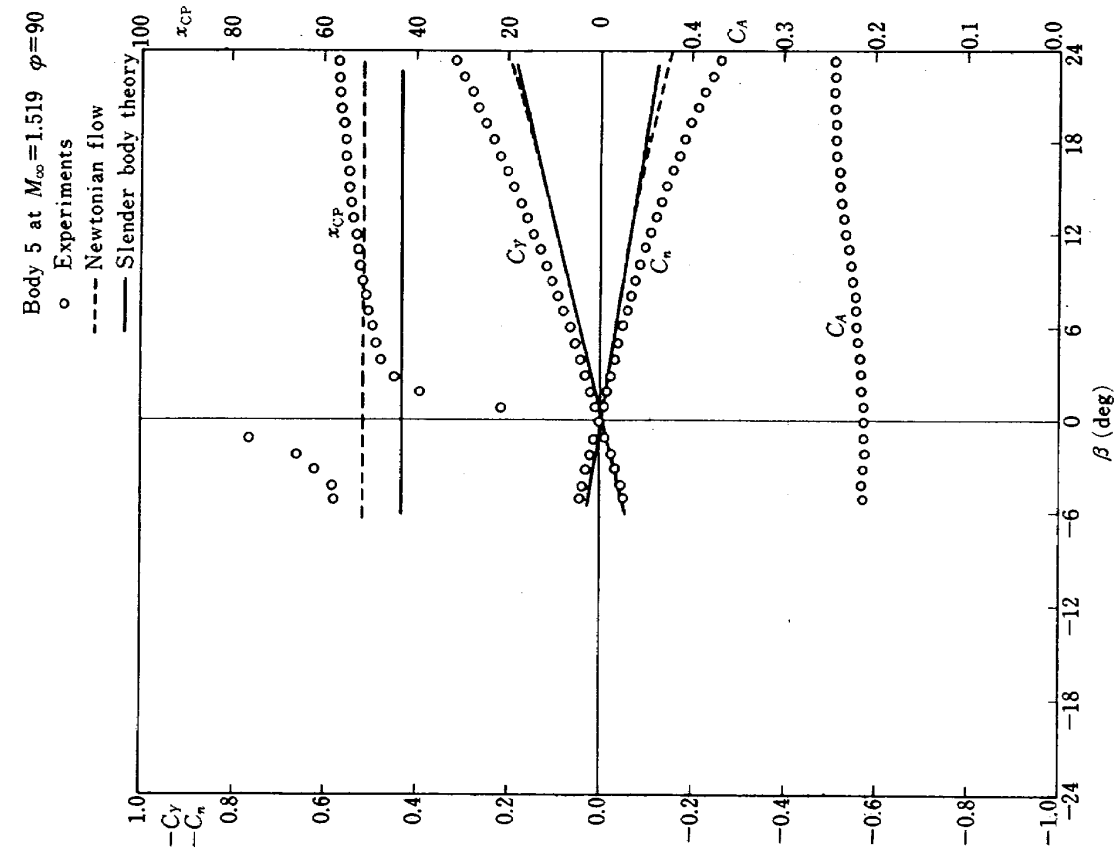
付図 5(3)



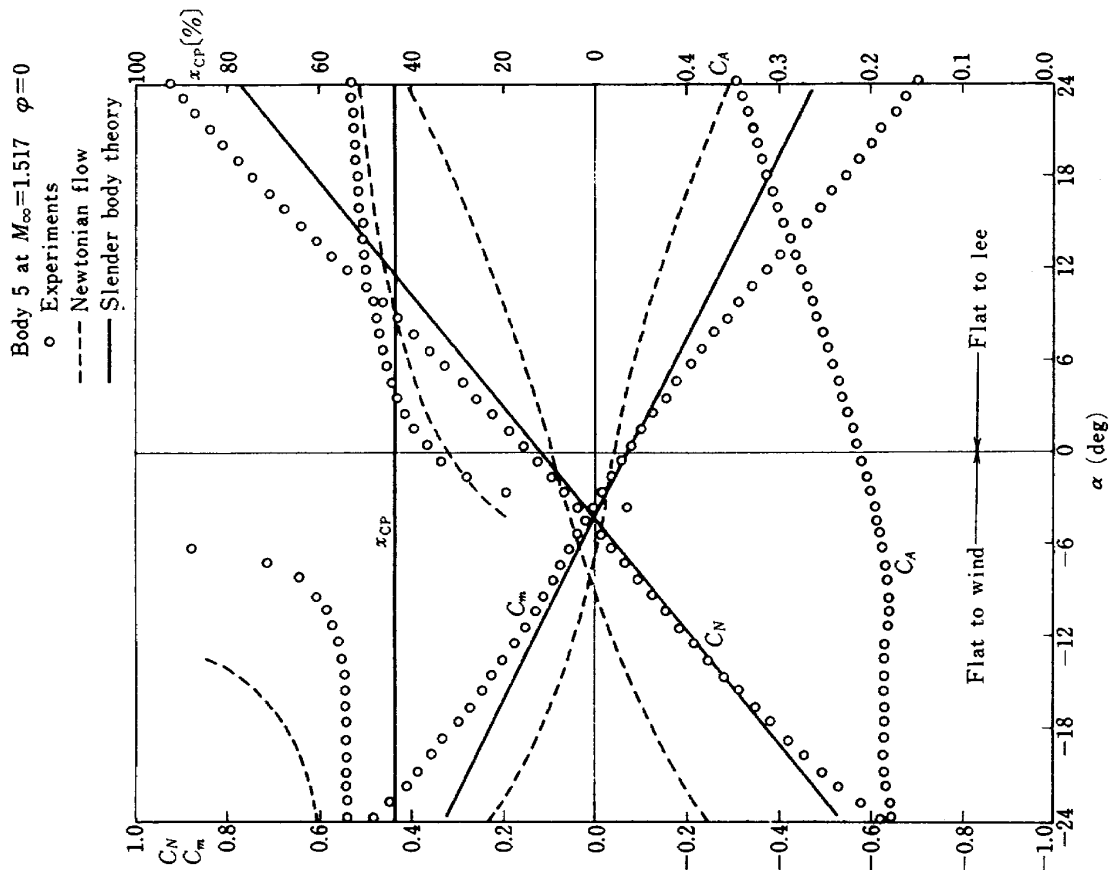
付 図 8



付 図 7

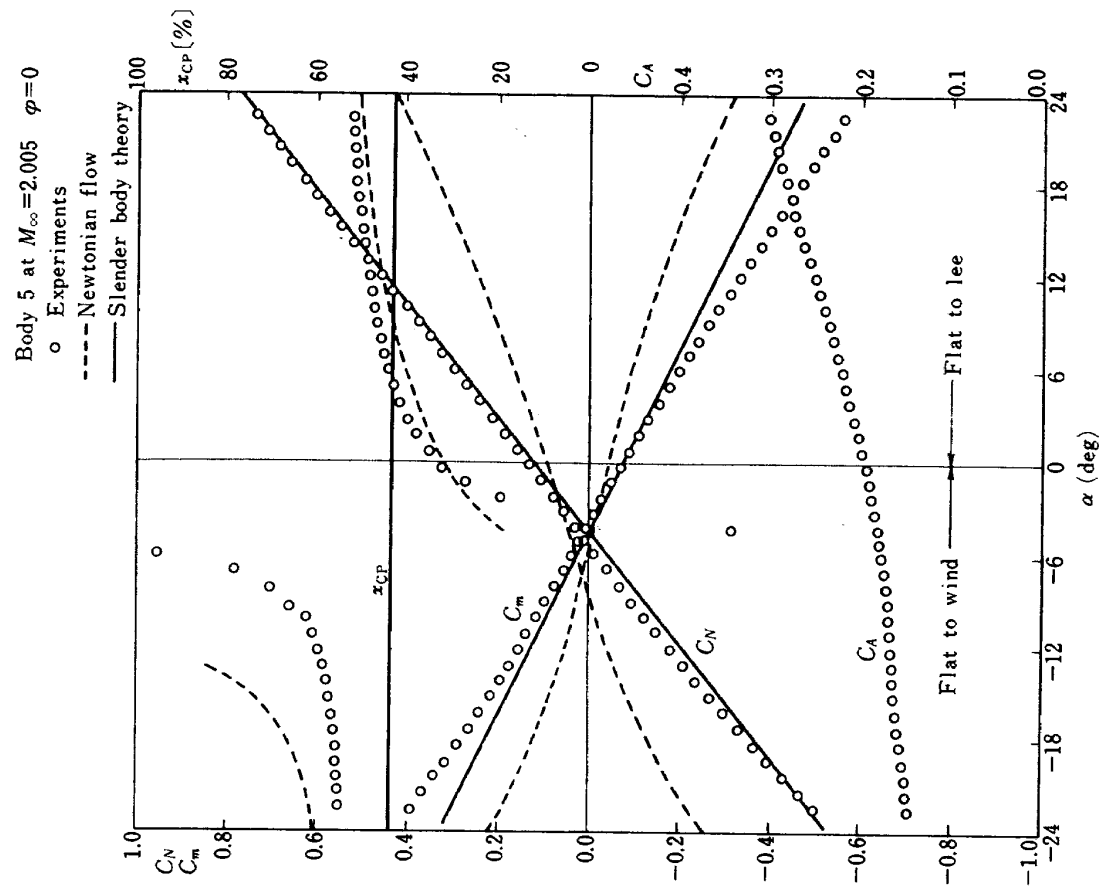


付図 9(2)

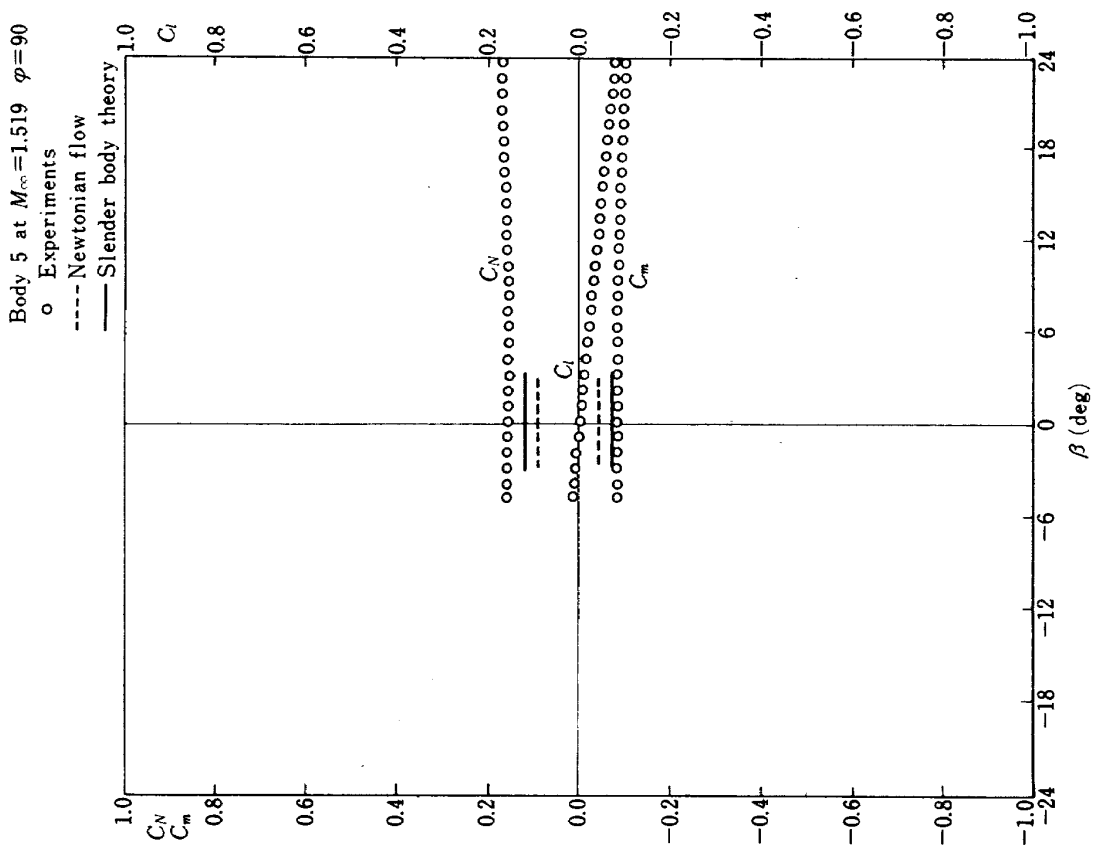


付図 9(1)

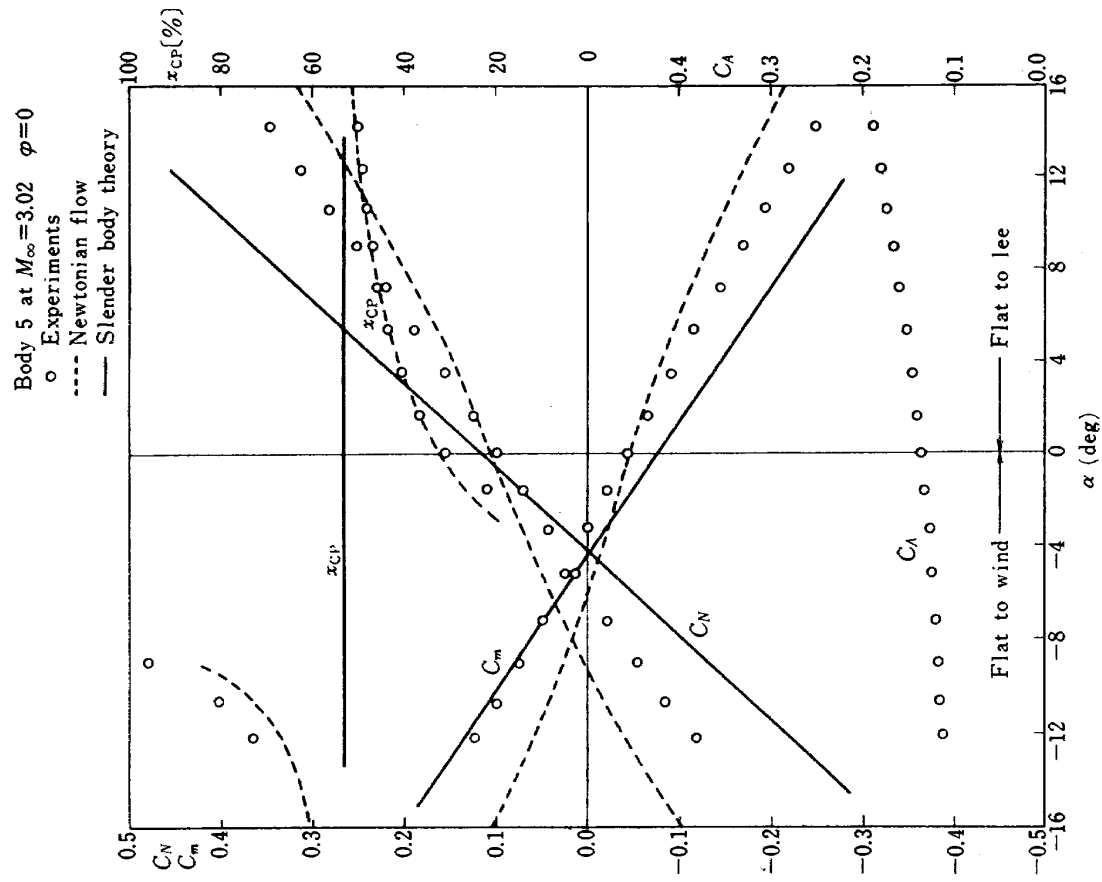




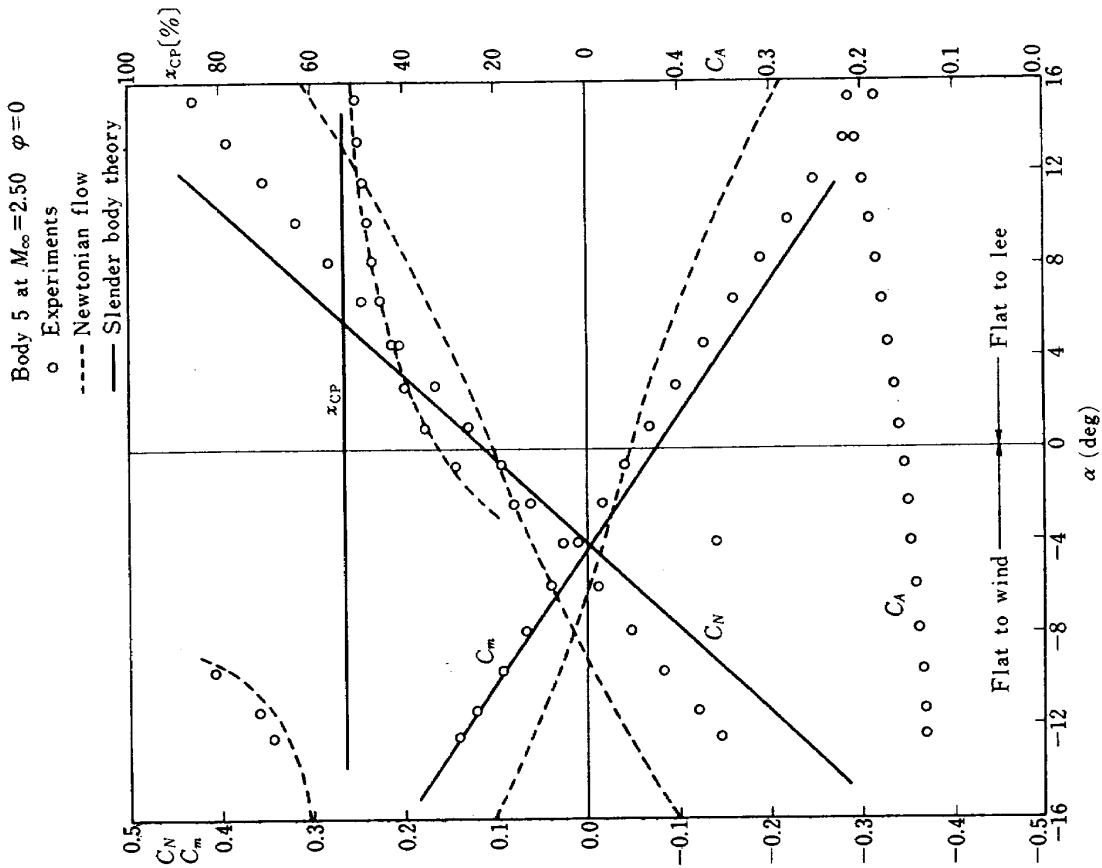
付図 10



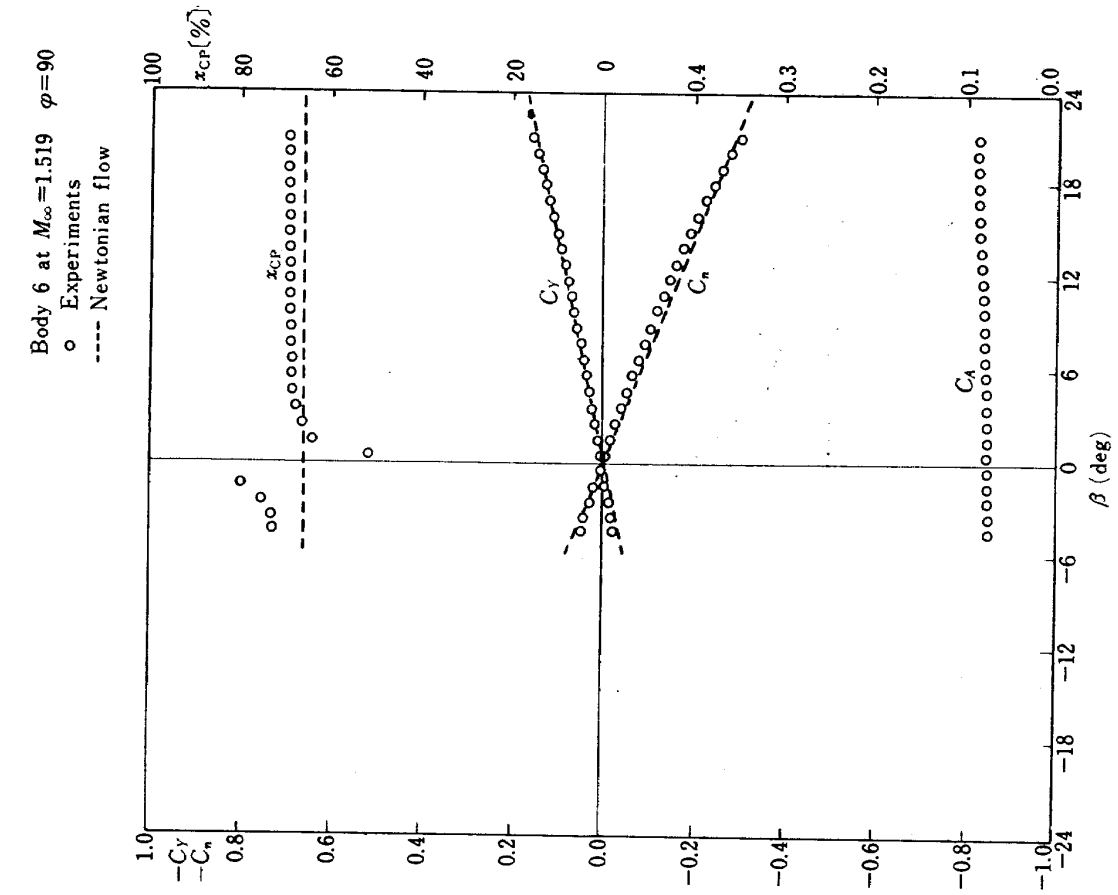
付図 9(3)



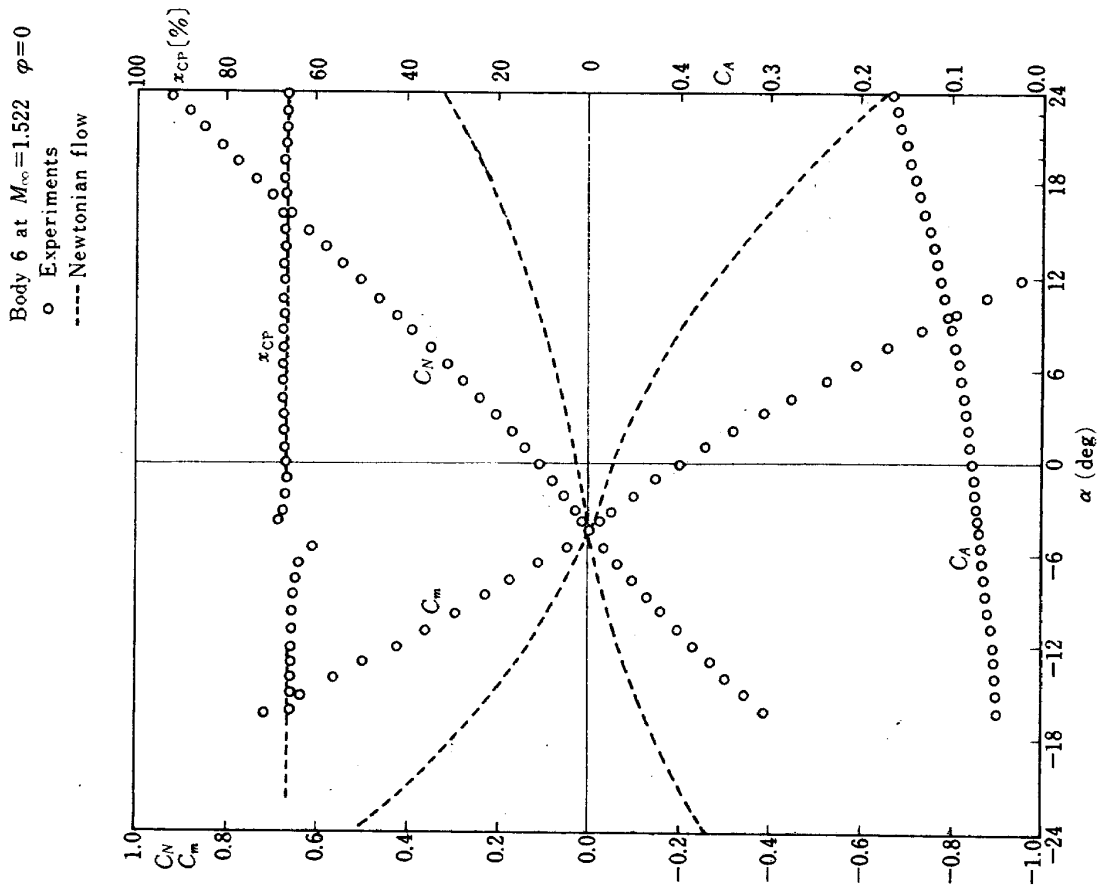
付図 12



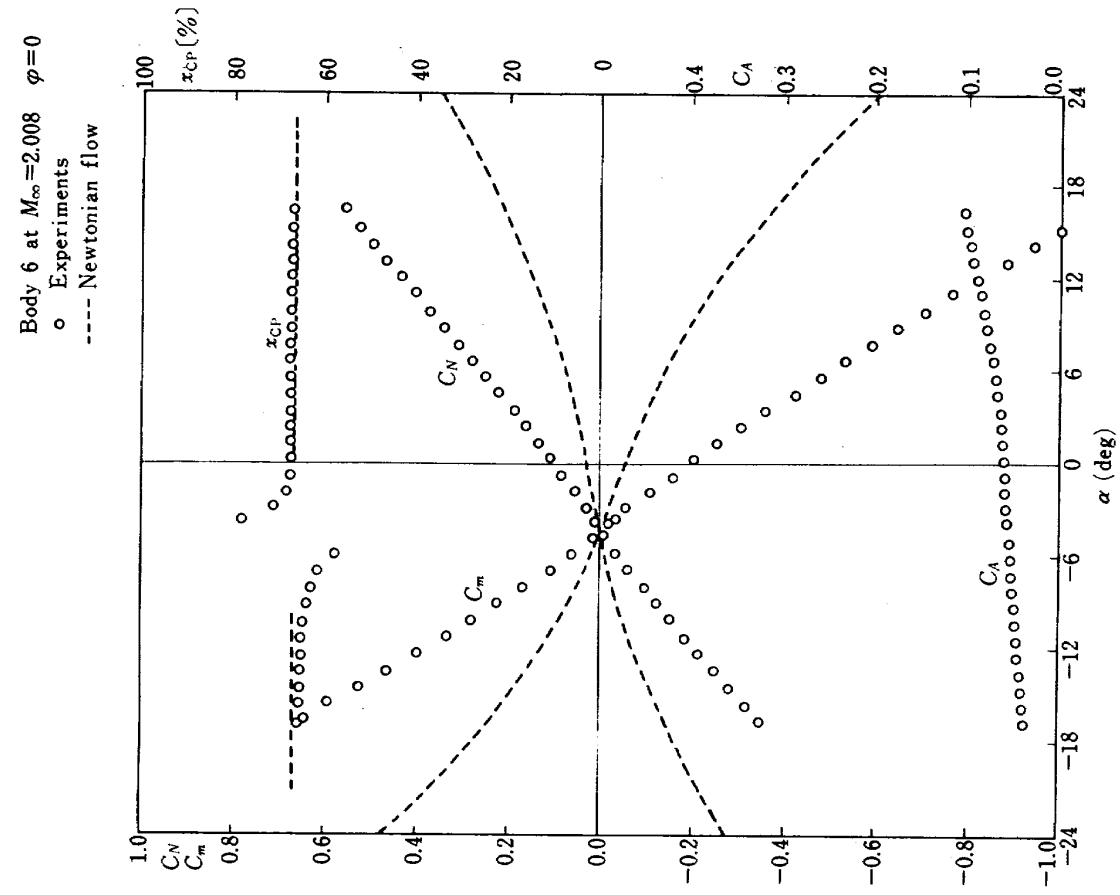
付図 11



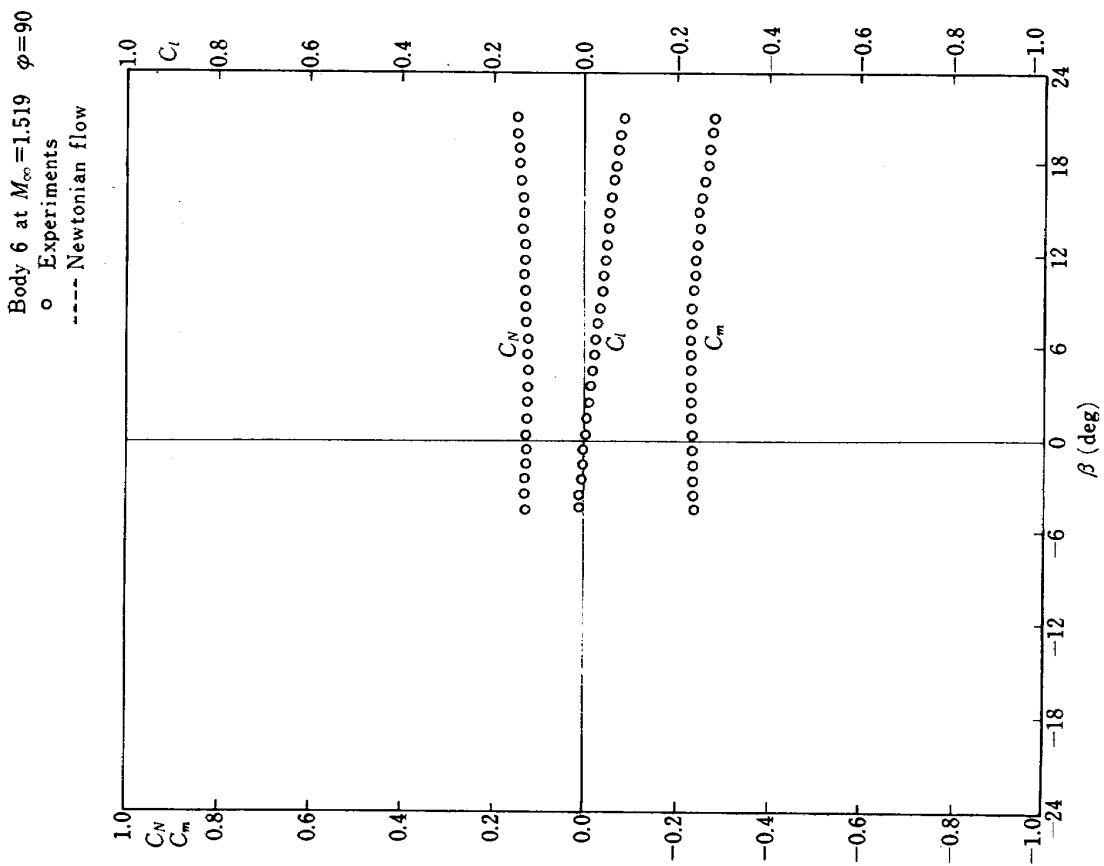
付図 13(2)



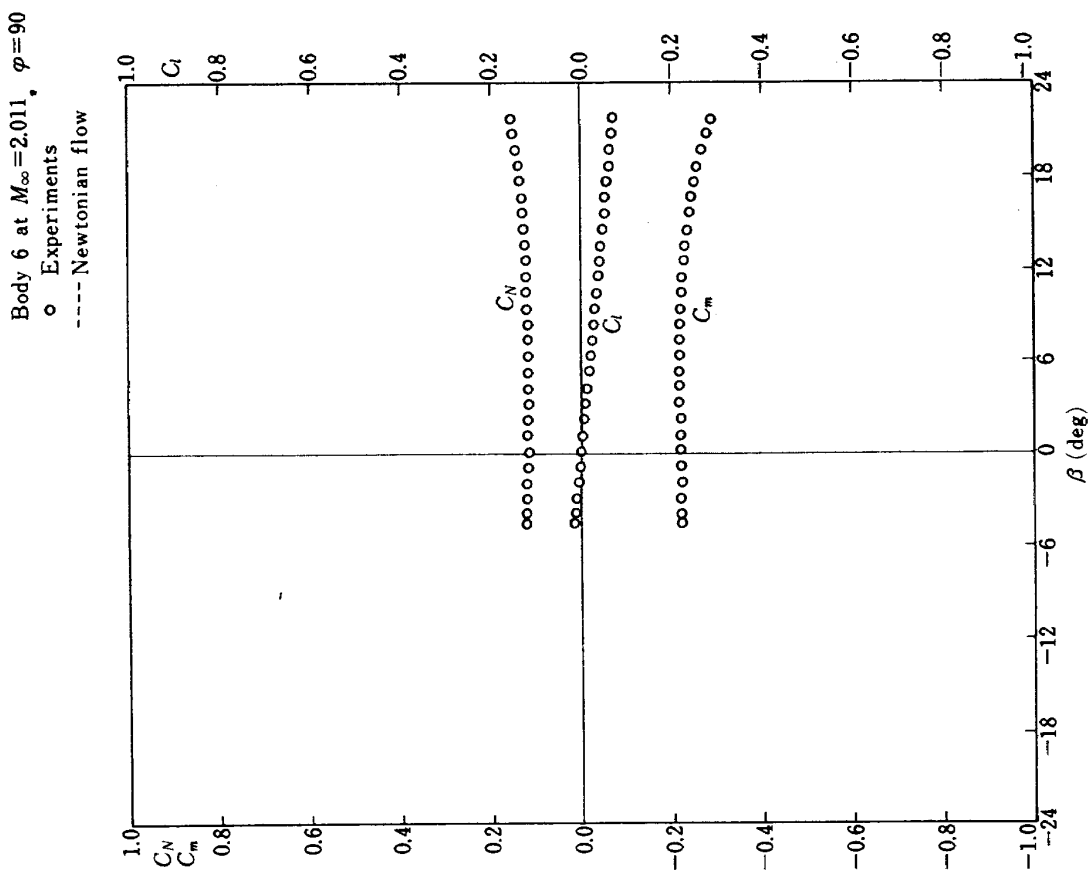
付図 13(1)



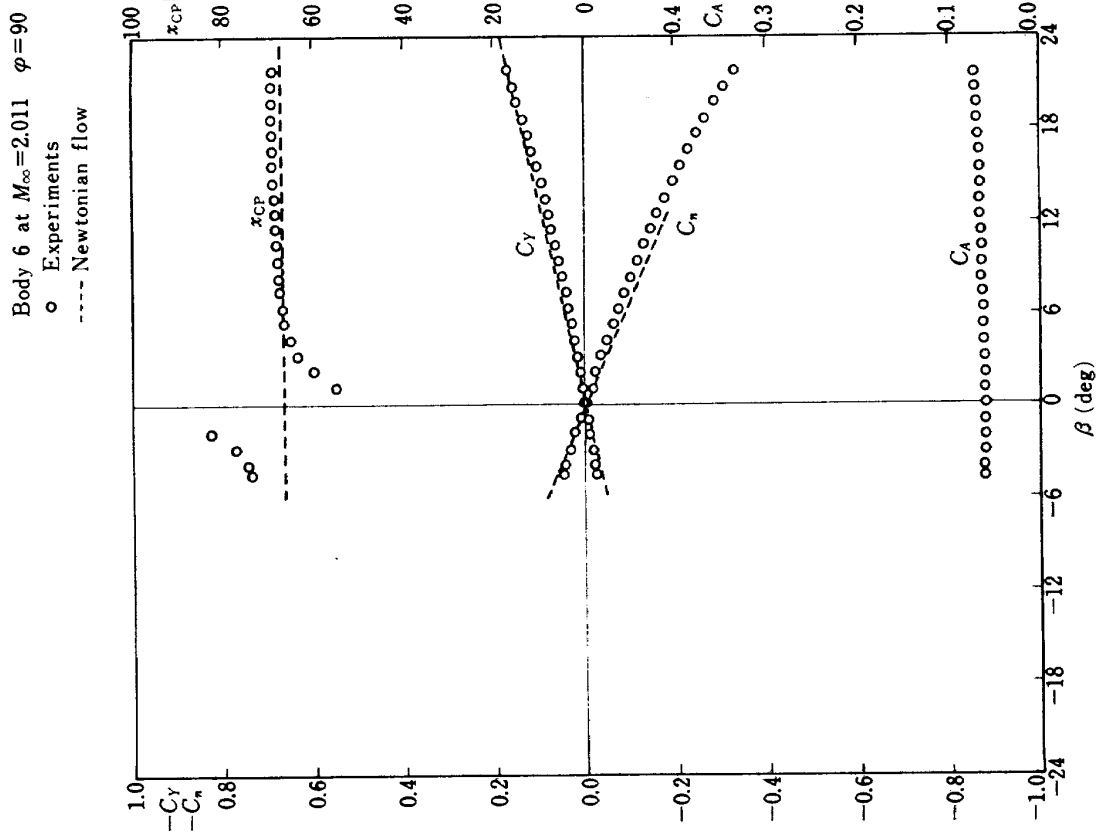
付図 14(1)



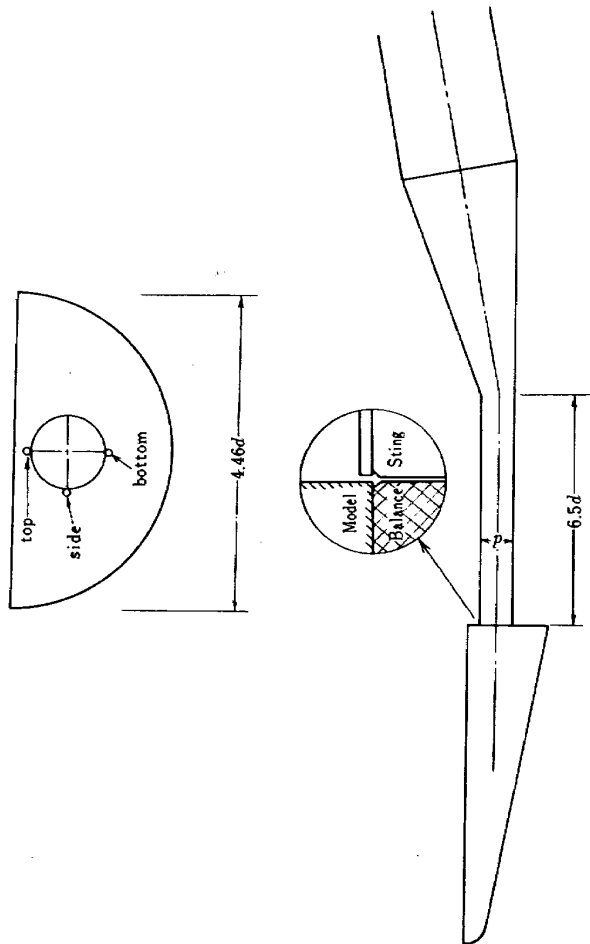
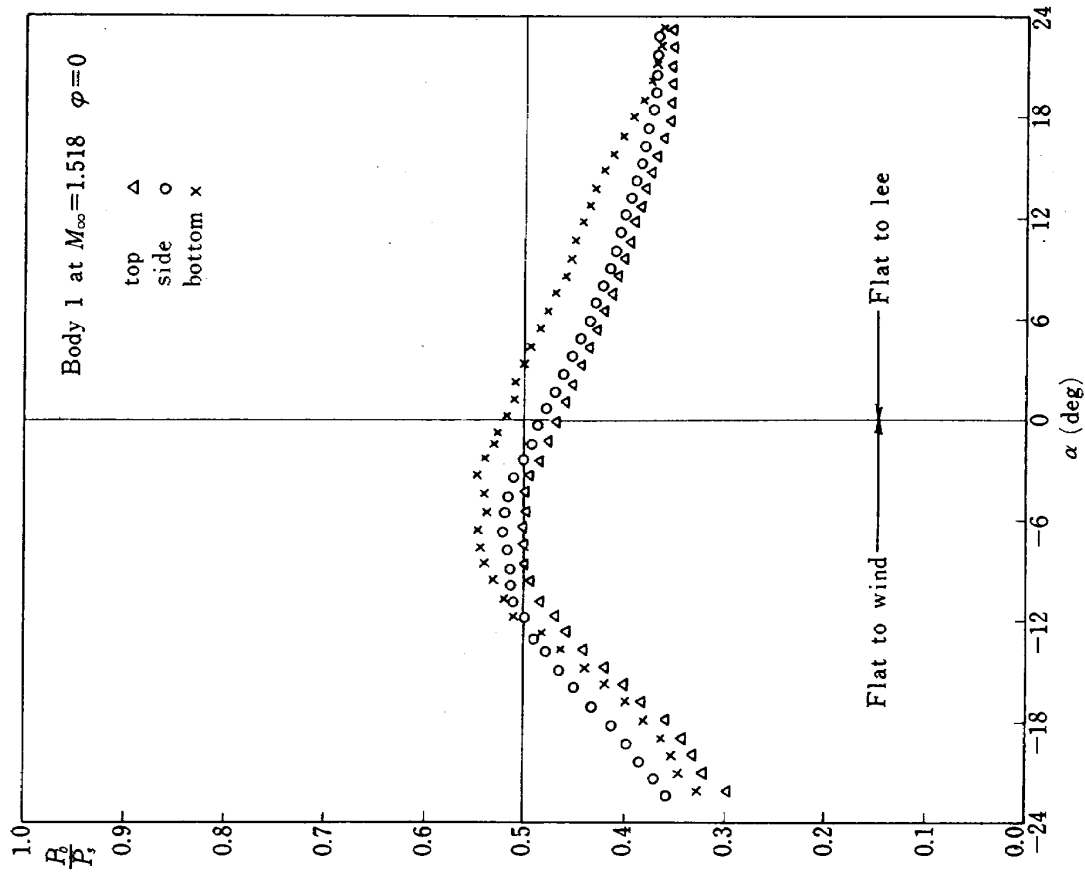
付図 13(3)



付図 14(3)

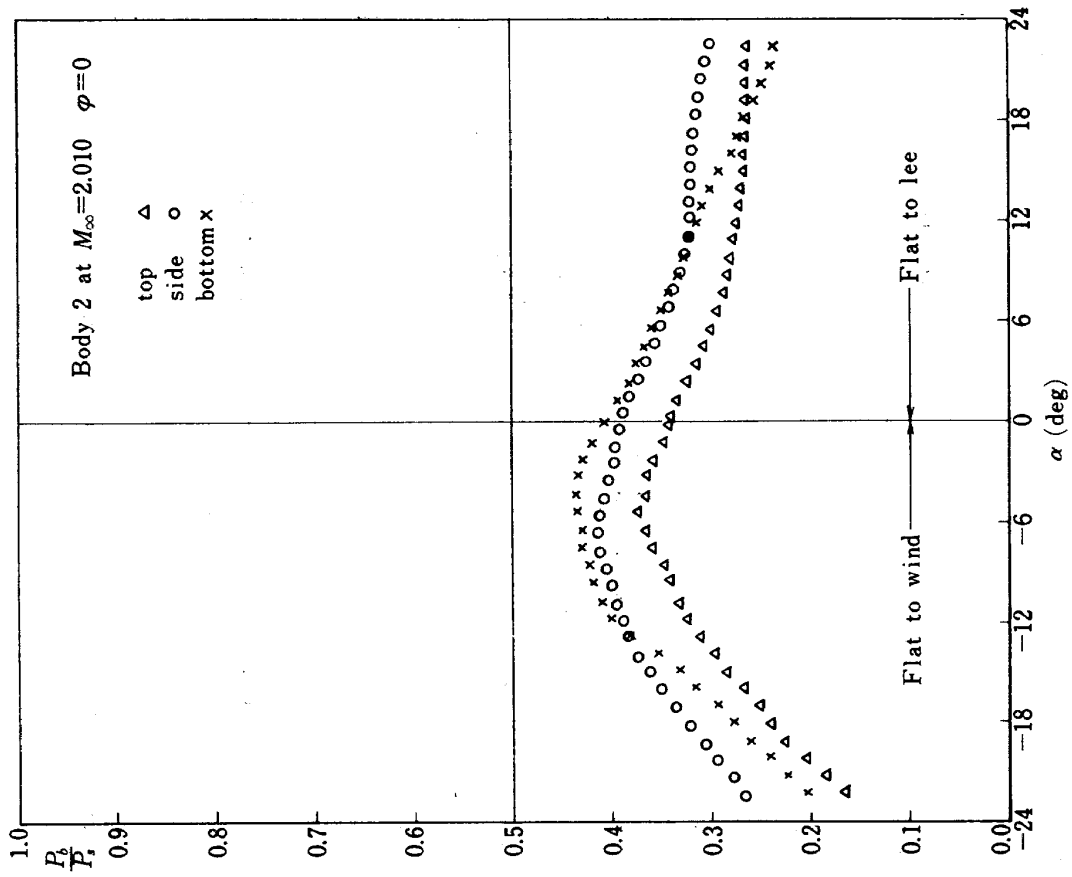


付図 14(2)

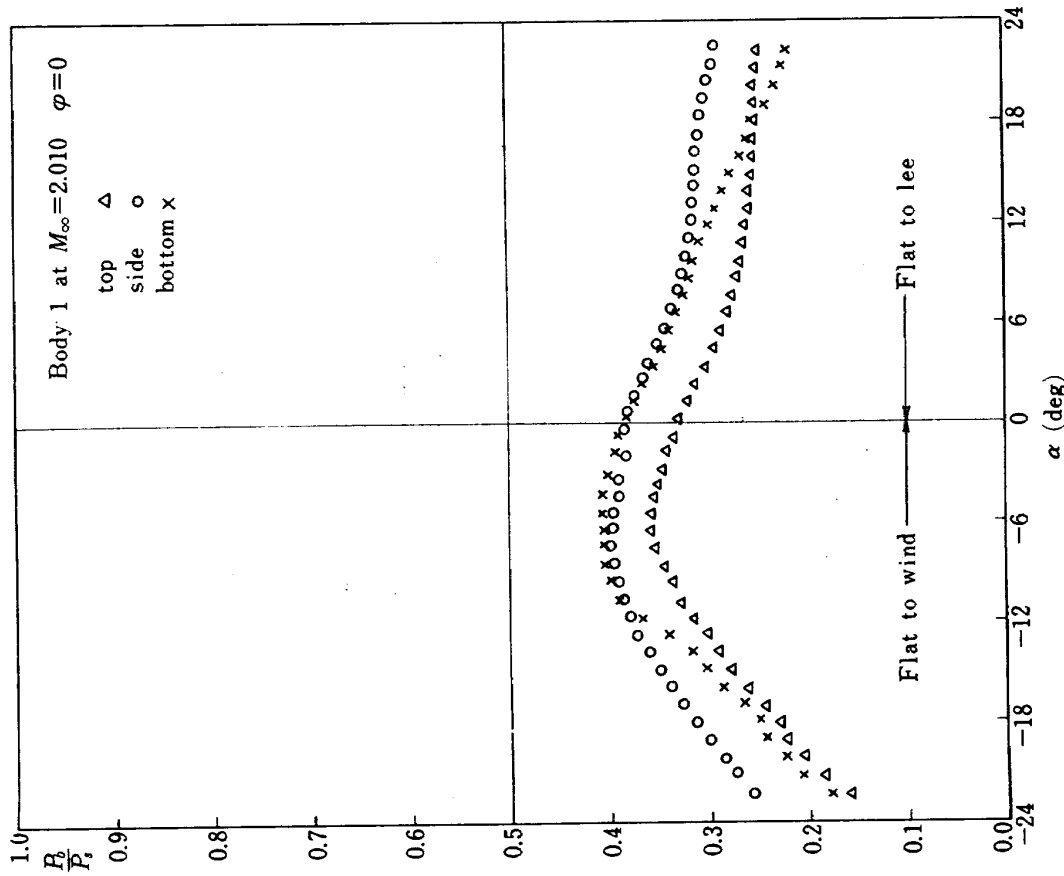


付図 15 base Pressure の測定

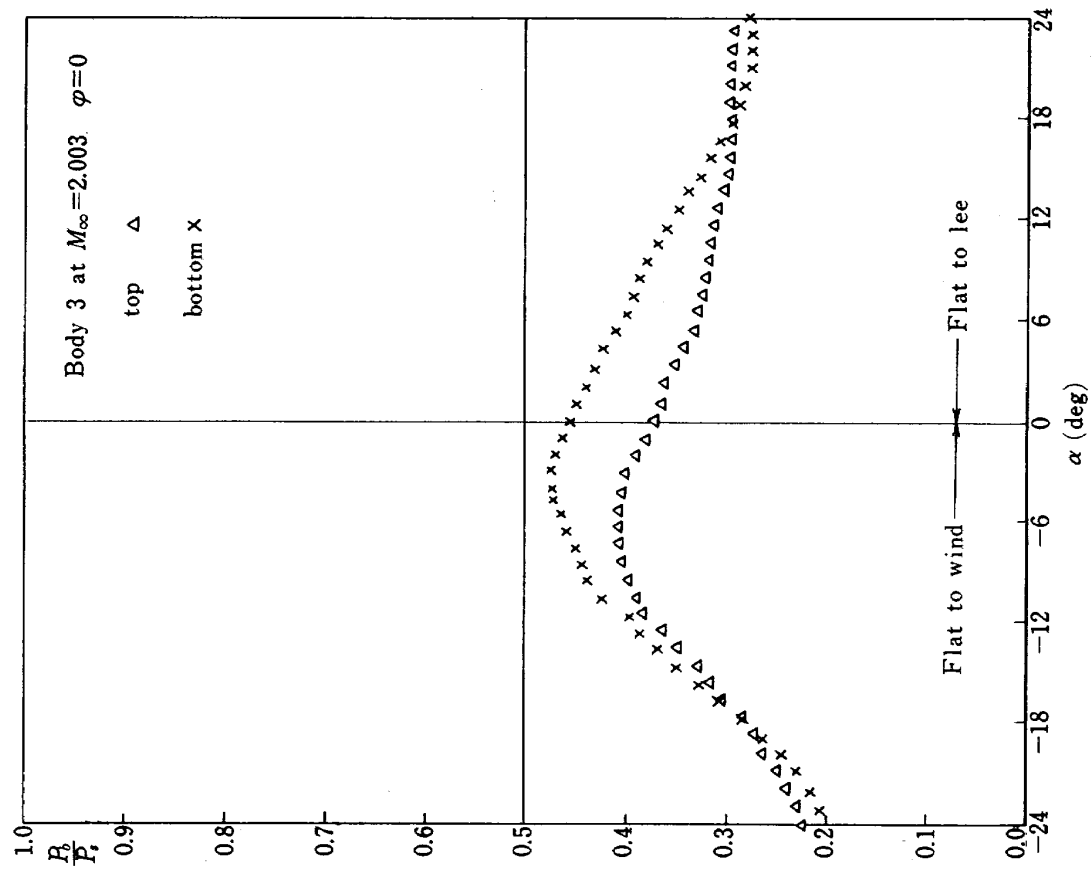
付図 16



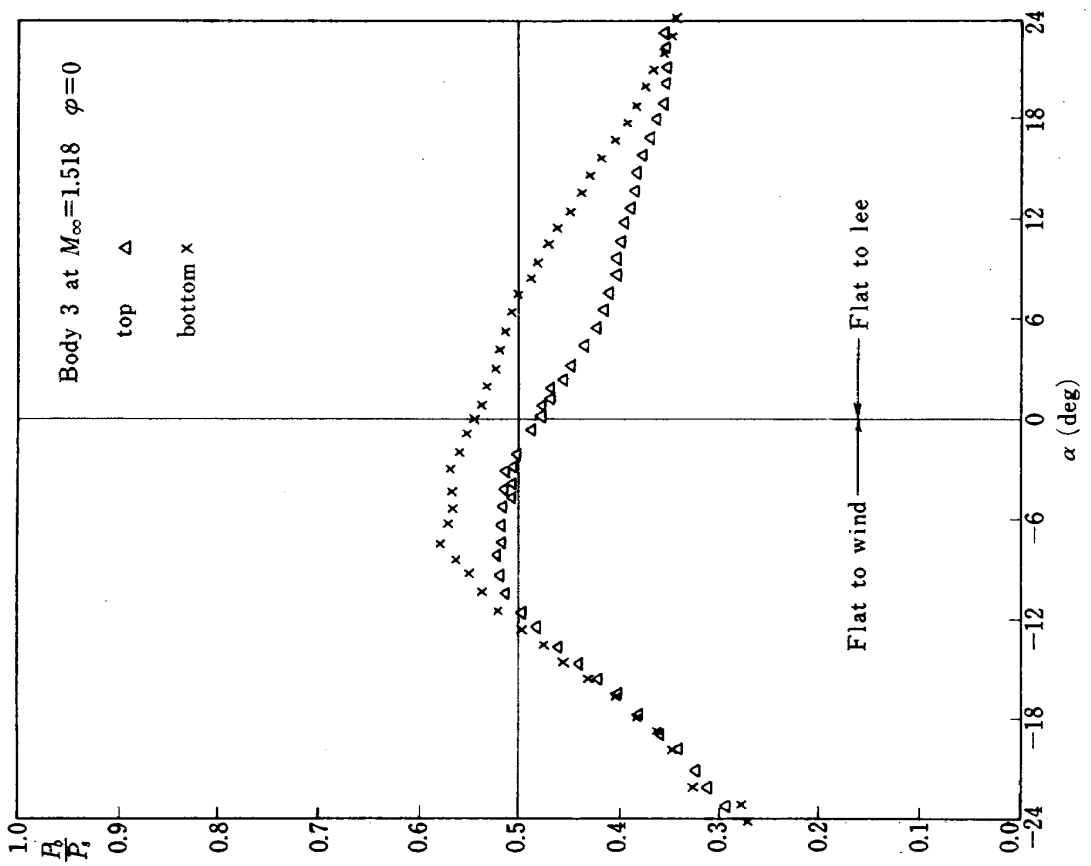
付図 18



付図 17

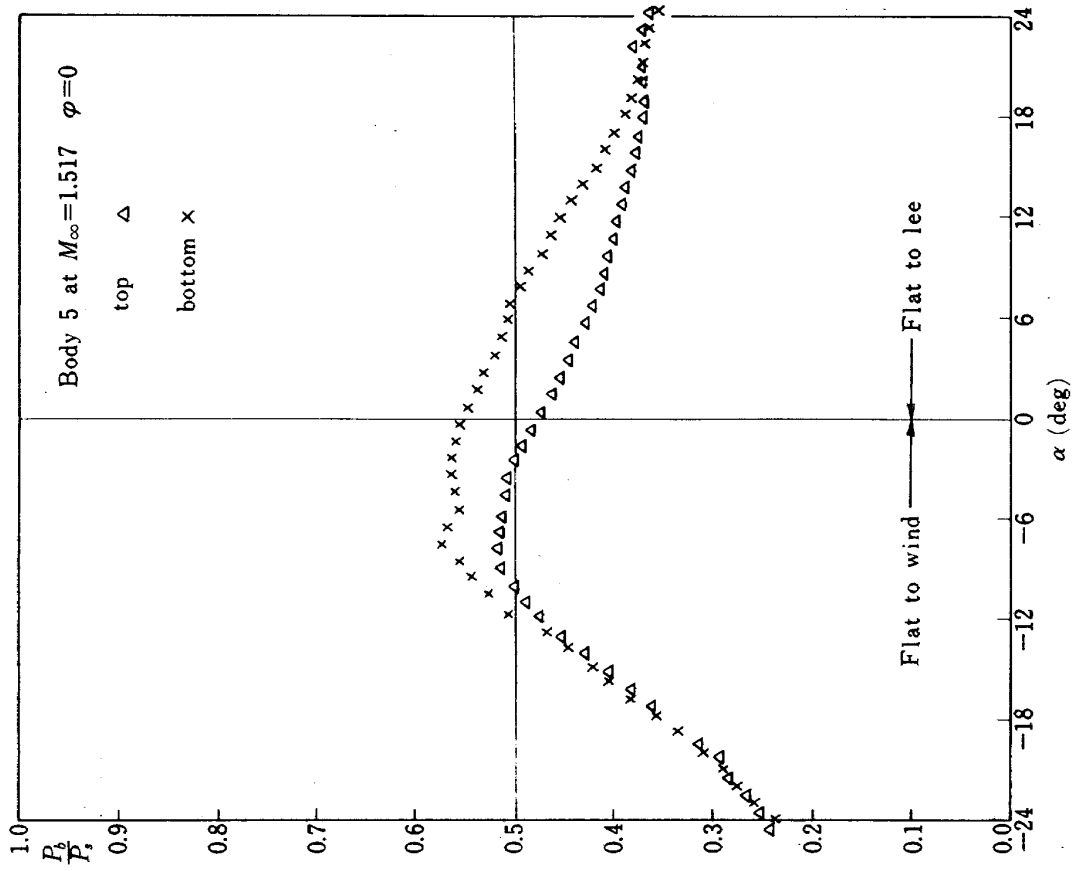


付図 20

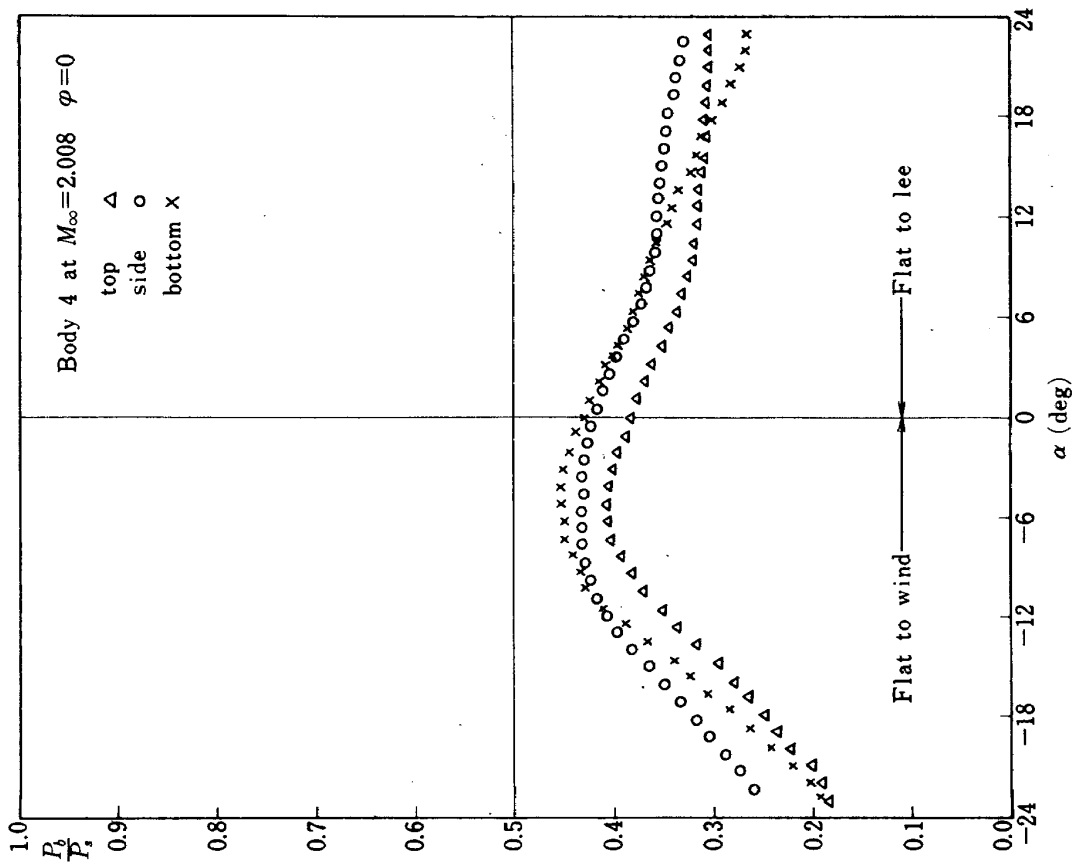


付図 19

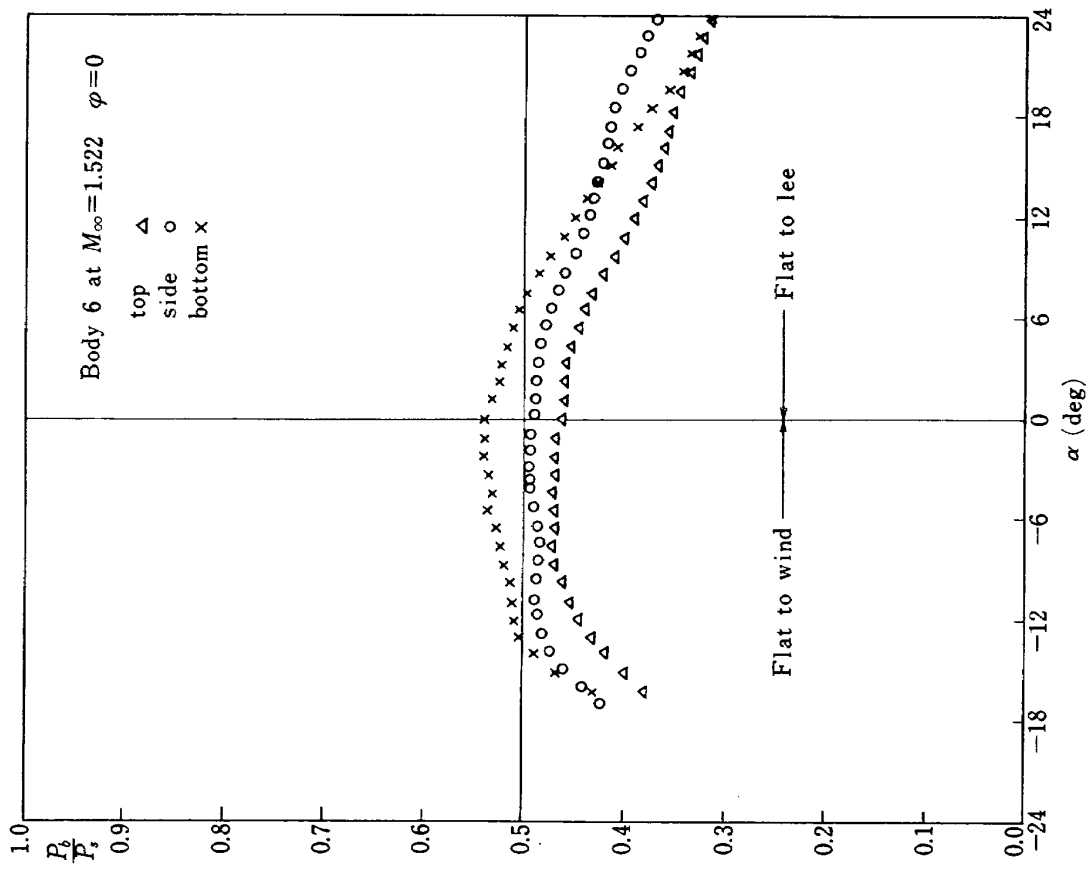




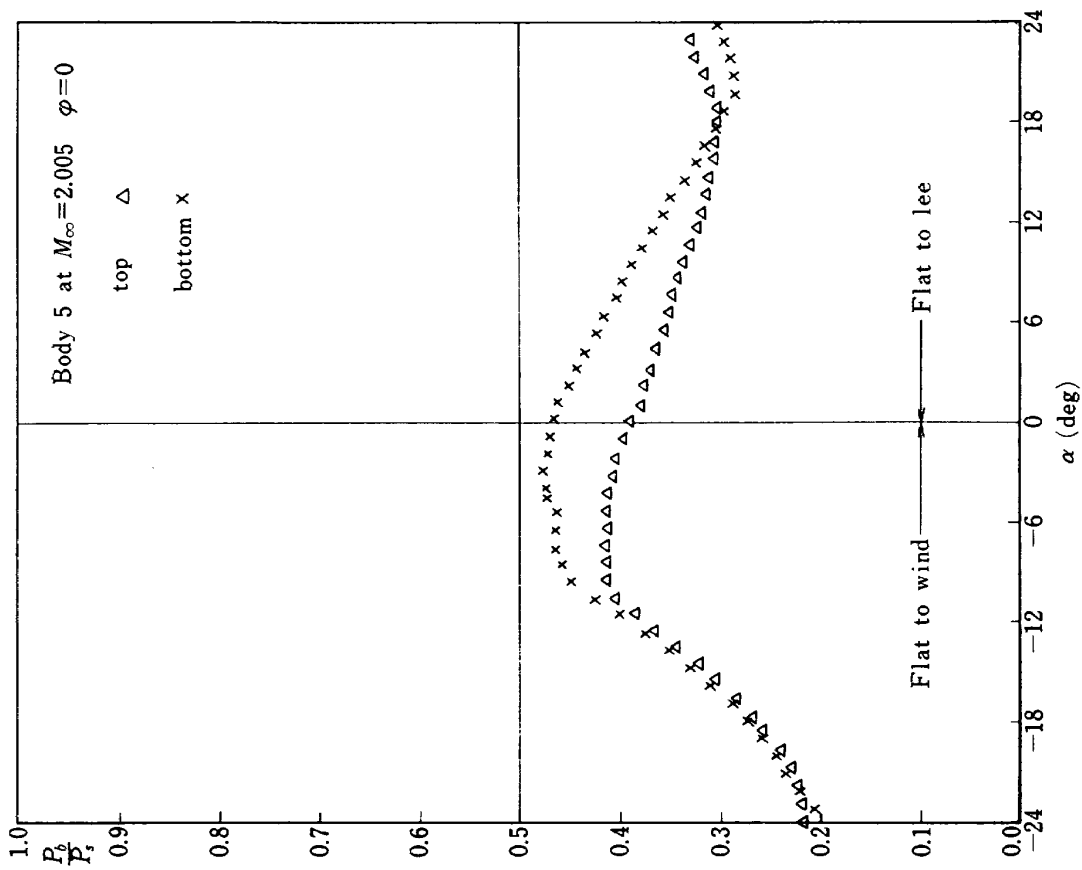
付図 22



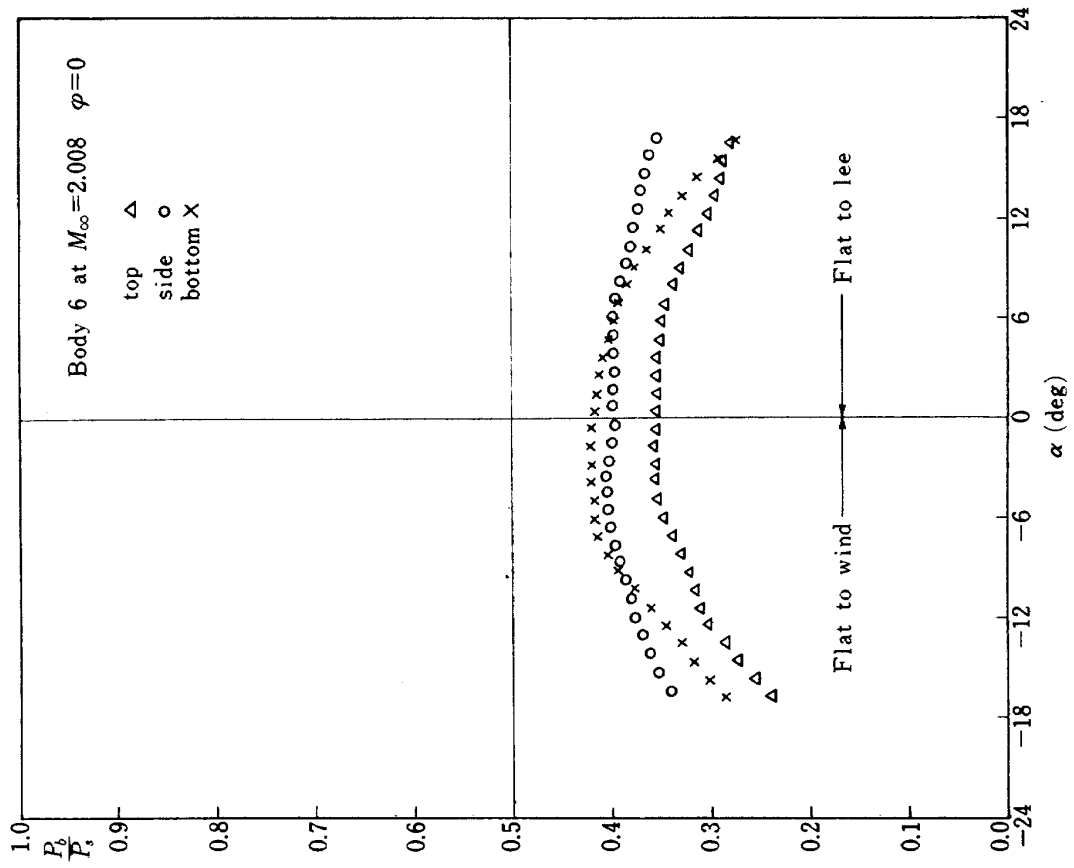
付図 21



付図 24



付図 23



付 図 25

---

## 航空宇宙技術研究所資料 393号

昭和54年9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  
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182

印刷所 株式会社 東京プレス  
東京都板橋区桜川2-27-12

---

