

# M-4Sの空力特性

玉木章夫・河村龍馬・雛田元紀  
寺田守男・関和市・井内松三郎

## 1. はじめに

M-4SはL-4Sと同じく4段式でシステム全体としては両者は大差ない。M-4Sの飛しょう安定の方法は

- 第1段：尾翼による空力安定
- 第2段：フレヤによる空力安定およびスピン安定
- 第3段：スピン安定
- 第4段：スピン安定

で、第3、4段にスピン安定を用いるのはL-4Sと同じである。第3段の飛しょう高度は110km以上であり、空気力の影響は無視できるので第2段のスピン(2.5 rps)をそのまま第3段に受けつがせマスピンによって安定をとる。第2段は飛しょう高度が50~110kmであり、空気力を無視できないので空力安定とスピン安定が併用されるが、空力的に見てL-4Sと相異している点は尾翼の代りに開傘方式の飛出しフレヤ(第9図)によって空力安定をとることである。これは第1段で胴体に沿って収納されている6枚の板を、第1段切離し後円錐状に飛出させ開傘させるもので、第1段に対しては空力的影響をもたず第2段に空力安定を与える。計画当初、L-4Sと同じく第1、2段ともに尾翼を用い、これと同程度の静安定を得ることも考えられたが、ランチャの大きさや尾翼の構造強度の制限から、第1段ではL-4Sのものと比較して相対的に小さい尾翼にする必要があり、そのため第2段には第1段に対して空力的影響をもたない飛出しフレヤを用いる方式に到着した。この方式によって、第1段の静安定をL-4Sと比較して相対的に小さい尾翼でL-4Sのそれと同程度にし、かつ第2段を中性安定に近いが一応静安定に保つことが可能となった。しかし、開傘方式の飛出しフレヤは通常よく用いられるすさまのない円錐状フレヤとは異なり、“すさまのある円錐状フレヤ”であり、当時これの空力特性について十分な知識を持ち合せず、風洞実験(〔1〕あるいは本稿第6節参照)、小型テスト機ST-160F-1、2号機、K-10C-1号機の飛しょう実験、M-3D-1号機によるM-4Sと同一のものによる飛しょう実験などによって“すさまのあるフレヤ”の空力特性が順次確められた。そして、実機M-4S-1~4号による科学衛星打上げの本格的な実験へと進行した。

以下に、第1、2段の空力諸係数、風洞実験などについて報告する。

## 2. 空力係数の定義と計算法

(1) 記号 通常の記法にしたがい、座標系、力、モーメント、速度、角速度をつぎの表のように定める(第1図)。

座標軸 (機軸)	力	モーメント 正の方向	速度	角速度
縦 (前向き) X	X	ロール L	$u$	
横 (右向き) Y	Y	ピッチ M	$v$	$q$
法線 (下向き) Z	Z	ヨー N	$w$	$r$

$\rho$  = 大気密度

$V$  = ロケットの速度

$D$  = ロケットの直径

$S = \pi/4 \cdot D^2$  = 胴体断面積

$l$  = ロケットの長さ

$\alpha = w/V$  = 迎角 (以下角度はラジアンで表わす)

$\dot{\alpha} = \dot{w}/V$  = 迎角の変化率

$x_{CG}$  = 先端から重心 (CG) までの距離

$x_{CP}$  = 先端から圧力中心 (CP) までの距離

$C_N = -C_Z = -Z / (1/2 \cdot \rho V^2 S)$  = 法線力係数

$C_{N\alpha} = \partial C_N / \partial \alpha$  = 法線力係数傾斜

$C_Y = Y / (1/2 \cdot \rho V^2 S)$  = 横力係数

$C_D = -X / (1/2 \cdot \rho V^2 S l)$  = 抵抗係数

$C_m = M / (1/2 \cdot \rho V^2 S l)$  = ピッチングモーメント係数

$C_{m\alpha} = \partial C_m / \partial \alpha$  = ピッチングモーメント係数傾斜 (静安定)

$C_n = N / (1/2 \cdot \rho V^2 S l)$  = ヨーイングモーメント係数

ピッチ角速度  $q$  および迎角変化率  $\dot{\alpha}$  に対する微係数をつぎの形に定義する。

$$C_{zq} = \partial C_Z / \partial (ql/2V)$$

$$C_{mq} = \partial C_m / \partial (ql/2V)$$

$$C_{z\dot{\alpha}} = \partial C_Z / \partial (\dot{\alpha}l/2V)$$

$$C_{m\dot{\alpha}} = \partial C_m / \partial (\dot{\alpha}l/2V)$$

マグナス力およびモーメントについて、

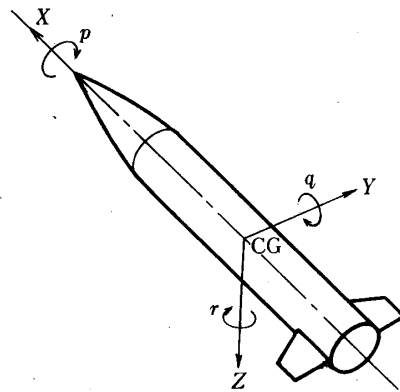
$$C_{Yp\alpha} = \partial^2 C_Y / \partial \alpha \partial (pl/2V)$$

$$C_{Np\alpha} = \partial^2 C_N / \partial \alpha \partial (pl/2V)$$

$$C_{Ypq} = \partial^2 C_Y / \partial (ql/2V) \partial (pl/2V)$$

$$C_{Npq} = \partial^2 C_N / \partial (ql/2V) \partial (pl/2V)$$

(2) 計算法 これについて [2], [3] を参照されたい。

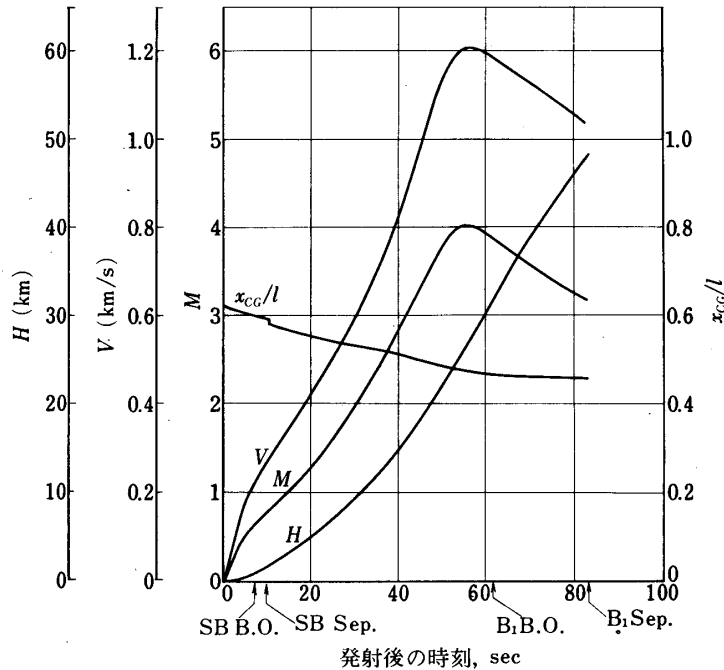


第1図 座標軸と記号

### 3. 第1段の特性

M-4 Sでは、L-4 Sと同じく、人工衛星打上げ能力を増しかつ発射時の風の影響を減らすため、第1段の推力が補助ブースタによって増強される。M-4 Sでは直径310mmの8本の補助ブースタが2本ずつ束にして4組胴体に取り付けられるので、これの空力特性におよぼす影響も考慮する必要があるが、これは胴体がその分だけ断面積を増したという近似で計算できる [2]。

標準発射上下角  $77.5^\circ$  に対する高度  $H$ 、速度  $V$ 、マッハ数  $M$  および重心  $CG$  の変化を第2図に示す。これに対する空力諸係数はつぎのようになる。



第2図 第1段の高度  $H$ 、速度  $V$ 、マッハ数  $M$ 、重心  $CG$

(1)  $C_{Na}$ 、 $CP$  および  $C_{ma}$

主な秒時における計算値はつぎのようになる。

秒時	$M$	$C_{Na}$	$x_{cp}/l$	$x_{cg}/l$	$-C_{ma}$	備考
$0^s$	0	14.9	0.80	0.622	2.65	発射時 ( $B_1 I_g$ )
$7.4^s$	0.67	17.0	0.81	0.595	3.60	補助ブースタ燃焼終了 ( $SB B.O.$ )
$9.5^s$	0.75	18.8	0.82	0.582	4.37	補助ブースタ切離し ( $SB Sep.$ )
$61^s$	3.9	7.2	0.62	0.463	1.13	第1段燃焼終了 ( $B_1 B.O.$ )

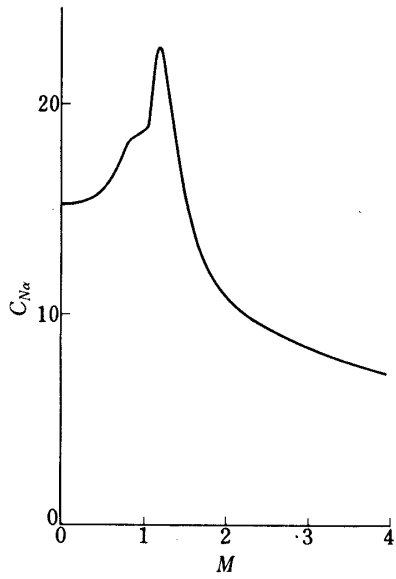
ただし、計算値と低速風洞実験値（本稿第5節）とを比較すると、 $L-4S$  や  $M-4S$  のように円錐・円柱・円錐・円柱の段付き胴体では、 $C_{Na}$  についてはほとんど差はないが、 $CP$  の実験値が通常の実験値より全長の3~4%前が出る傾向があるので、この点に修正を加えている。第3、4、5図にマッハ数  $M$  に対する  $C_{Na}$ 、 $CP$ 、 $C_{ma}$  を示す。

(2) 動安定微係数  $C_{z\dot{\alpha}}$ 、 $C_{m\dot{\alpha}}$ 、 $C_{zq}$ 、 $C_{mq}$

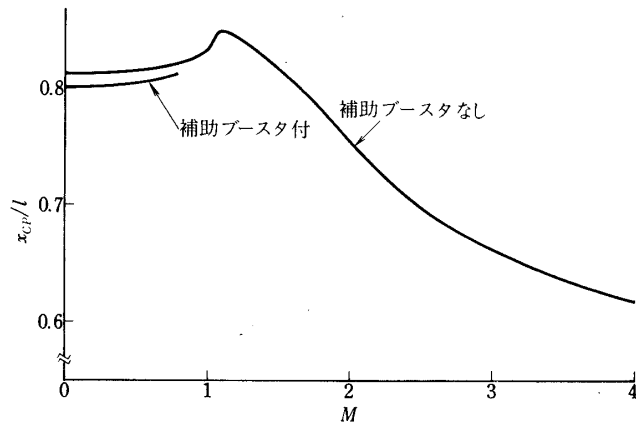
翼・胴体結合部にマッハ数の影響を入れて計算した結果を第6、7図に示す。

(3) 抵抗係数  $C_D$

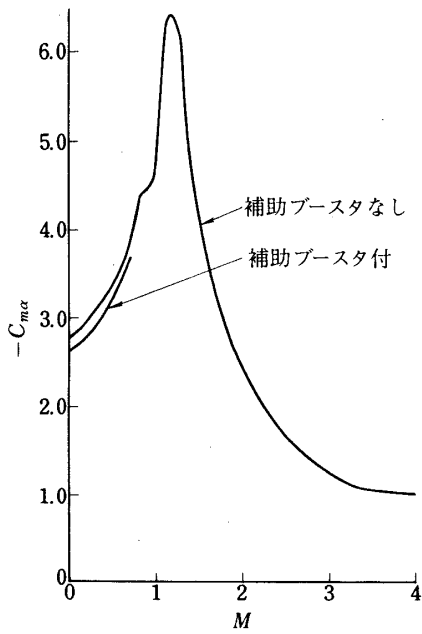
マッハ数  $M$  に対する  $C_D$  を第8図に示す。補助ブースタの有無によって  $C_D$  は大きく変る。



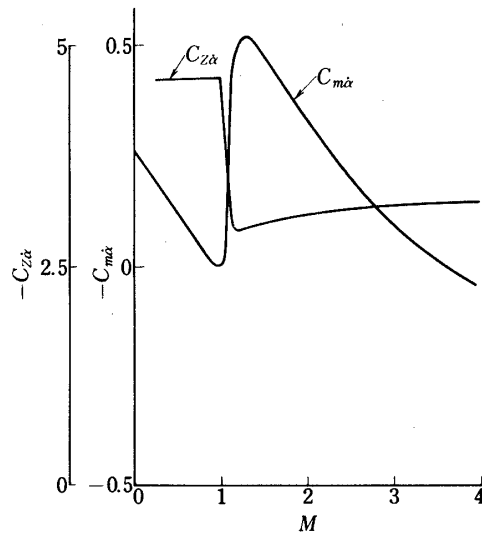
第3図 第1段の $C_{N\alpha}$



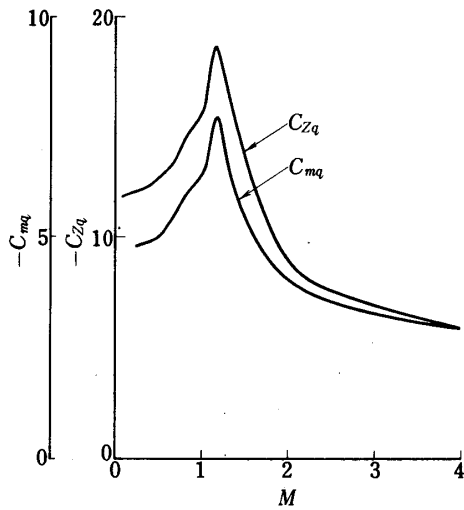
第4図 第1段の $CP$



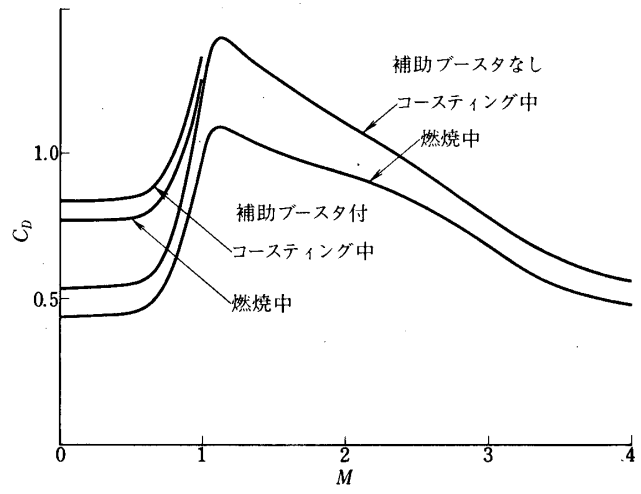
第5図 第1段の $C_{m\alpha}$



第6図 第1段の $C_{z\dot{\alpha}}, C_{m\dot{\alpha}}$



第7図 第1段の $C_{zq}$ ,  $C_{mq}$

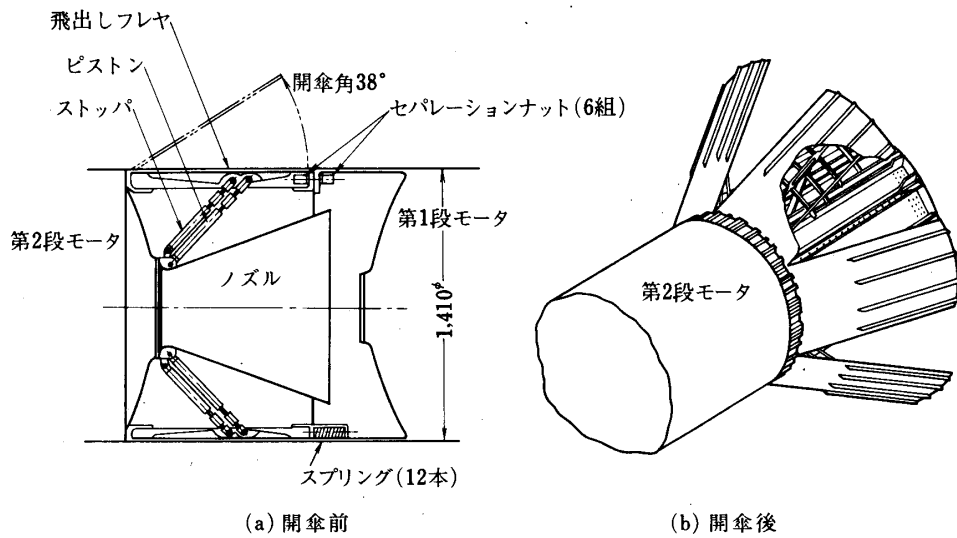


第8図 第1段の $C_d$

補助ブースタなしの場合は従来の各種ロケットの飛しょう実験および風洞実験を基礎にして作られたものである[4]。補助ブースタによる抵抗係数の増加は低速風洞実験では0.4であるが、低速における補助ブースタの抵抗はほとんど乱流摩擦抵抗であると考えられるので、模型実験と実機発進時のレイノルズ数の差異による補正として、レイノルズ数の比の0.17乗の因子をかけて、 $C_d$ の増加を $M=0$ において0.27と見積った。第8図中で補助ブースタ付の場合はこのことを考慮して評価した。

#### 4. 第2段の特性

第2段には尾翼の代わりに、第9図に示すような開傘方式の飛出しフレヤが用いられる。こ



第9図 飛出しフレヤ

れは図からも分るように第1段では胴体に沿って収納されている6枚の板が、第2段で円錐状に飛出し開傘するもので“すきまのあるフレヤ”である。通常の円錐状フレヤの一般的特性として、法線力係数、抵抗係数、圧力中心などの飛しょう特性に重要な空力諸係数が飛しょうマッハ数によってあまり変化せず、多段式ロケットの第2段のように比較的高マッハ数 ( $\geq 3$ ) の領域では尾翼に代ってフレヤを用いることも有用であることはよく知られている。しかし開傘方式の飛出しフレヤのような“すきまのあるフレヤ”の空力特性については設計当初十分な知識を持ち合せず、超音速風洞による実験(本稿第6節)、ガン・タンネルによる実験〔1〕でその特性が調べられた。

実験結果はつぎのように要約できる。まず、すきまのあるフレヤ部の法線力係数傾斜、抵抗係数、表面積をそれぞれ、 $(C_{Nd})_F$ ,  $(C_D)_F$ ,  $S_F$  とし、すきまのない截頭円錐の法線力係数傾斜、抵抗係数、表面積をそれぞれ、 $(C_{Nd})_{CF}$ ,  $(C_D)_{CF}$ ,  $S_{CF}$  とする。ただし  $(C_D)_F$ ,  $(C_D)_{CF}$  には底面抵抗によるものを含むとする。そして、

$$(C_{Nd})_F = \eta_{Nd} \left( \frac{S_F}{S_{CF}} \right) (C_{Nd})_{CF} \quad (1)$$

$$(C_D)_F = \eta_D \left( \frac{S_F}{S_{CF}} \right) (C_D)_{CF} \quad (2)$$

によってすきまの効率  $\eta_{Nd}$ ,  $\eta_D$  を定義する。さらに、截頭円錐に対する  $(C_{Nd})_{CF}$ ,  $(C_D)_{CF}$  は円錐の  $(C_{Nd})_c$ ,  $(C_D)_c$  を用いて、

$$(C_{Nd})_{CF} = (C_{Nd})_c \left[ \left( \frac{r_F}{r_B} \right)^2 - 1 \right] \quad (3)$$

$$(C_D)_{CF} = (C_D)_c \left[ \left( \frac{r_F}{r_B} \right)^2 - 1 \right] \quad (4)$$

のように表わされるものと考え。ここで  $r_B$  は胴体底面半径である。 $r_F$  はフレヤ後端における半径で、フレヤの長さ  $l_F$ , 開傘角(円錐半角)  $\theta_F$  を用いれば  $r_F = r_B + l_F \sin \theta_F$  である。 $(C_D)_c$  には底面抵抗によるものを含めているので、円錐の圧力係数  $(C_P)_c$  と底面圧力係数  $(C_P)_B$  を用いて、 $(C_D)_c = (C_P)_c - (C_P)_B$  である。 $(C_P)_B$  を近似的に  $(C_P)_B \cong -0.85/M^2$  とおけば

$$(C_D)_c = (C_P)_c + \frac{0.85}{M^2} \quad (5)$$

したがって、

$$(C_{Nd})_F = \eta_{Nd} \left( \frac{S_F}{S_{CF}} \right) \left[ \left( \frac{r_F}{r_B} \right)^2 - 1 \right] (C_{Nd})_c \quad (6)$$

$$(C_D)_F = \eta_D \left( \frac{S_F}{S_{CF}} \right) \left[ \left( \frac{r_F}{r_B} \right)^2 - 1 \right] \left( (C_P)_c + \frac{0.85}{M^2} \right) \quad (7)$$

である。 $M=2, 3$  の超音速風洞の実験結果では、 $\eta_{Nd}$ ,  $\eta_D$  は胴体形状によらず、開傘角  $\theta_F$  にのみ依存しているが、 $M=4$  S第2段の相似模型では  $\eta_{Nd} = 0.9 \sim 1.0$ ,  $\eta_D = 0.69 \sim 0.74$  である。また  $M=8$  のガン・タンネルの実験結果では  $\eta_{Nd} = 0.7 \sim 0.8$  である。

これらの結果から、 $M=4$  S第2段の飛出しフレヤの  $(C_{Nd})_F$ ,  $(C_D)_F$  の算定には

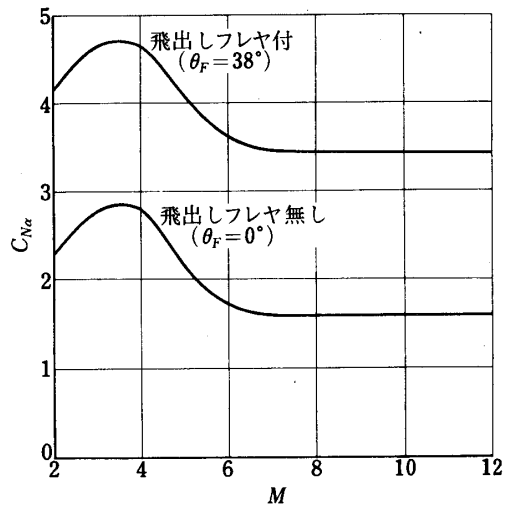
(6), (7)式を用い, 効率  $\eta_{Nd}$ ,  $\eta_D$  としては第2段の飛しょうマッハ数範囲が  $M = 3 \sim 10$  であること (第13図), また静安定の過大評価を避けるため,  $\eta_{Nd}$ ,  $\eta_D$  を小さめにしかも一様に  $\eta_{Nd} = \eta_D = \eta = 0.75$  とした。

(1)  $C_{Nd}$ ,  $CP$ ,  $C_D$

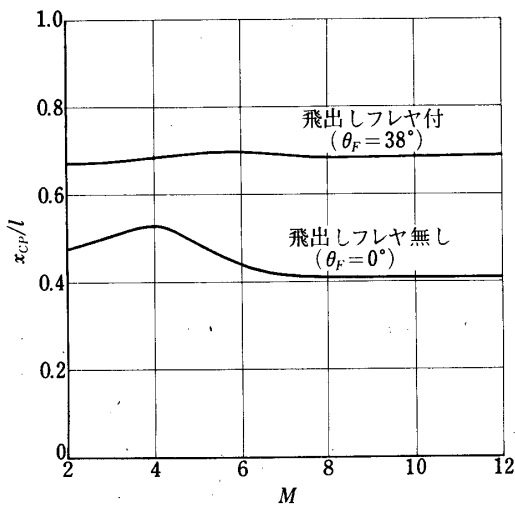
第2段に用いられる飛出しフレヤでは完全開傘時に  $\theta_F = 38^\circ$  で, また  $l_F = 1.195\text{ m}$ ,  $r_B = 0.705\text{ m}$  であるから  $S_F/S_{CF} = 0.663$ ,  $r_F/r_B = 2.02$  である。先に述べた算定法でマッハ数  $M$  に対する  $C_{Nd}$ ,  $CP$ ,  $C_D$  を求めると第10, 11, 12図のようになる。図中で“飛出しフレヤ付”は飛出しフレヤが完全に開傘した状態  $\theta_F = 38^\circ$  に, “飛出しフレヤ無し”はフレヤが開傘しない状態  $\theta_F = 0^\circ$  に対応する。

(2) 空力諸係数の時間的变化

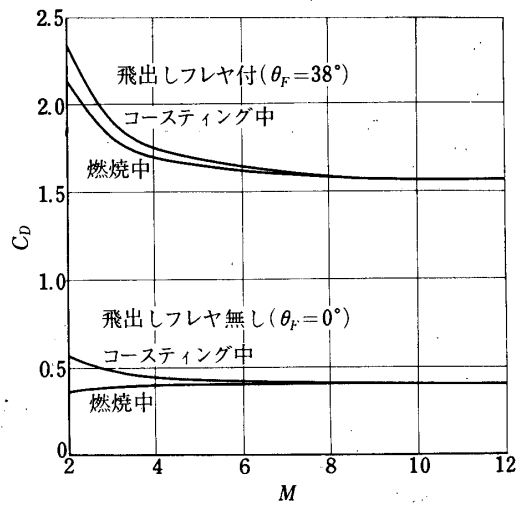
第2段の飛しょう条件は第13図で示される。この段での飛しょう動特性に関連した主な事項は発射後  $83^{\text{S}}$  第1段切離し ( $B_1 \text{ Sep.}$ ),  $84^{\text{S}}$  スピンモータ点火 ( $\text{Sp. Ig.}$ ),  $85^{\text{S}}$  飛出しフレヤ開傘 ( $\text{F. Open}$ ),  $86^{\text{S}}$  第2段点火 ( $B_2 \text{ Ig.}$ ),  $152^{\text{S}}$  第2段燃焼終了 ( $B_2 \text{ B.O.}$ ) である。 $C_{z\alpha} (= -C_{Nd})$ ,  $C_{m\alpha}$  の時間的变化を示せば第14図のようになる。 $B_1 \text{ Sep.}$  から  $\text{F. Open}$  までの2秒間は空力的に不安定であるが, 以後は飛出しフレヤの



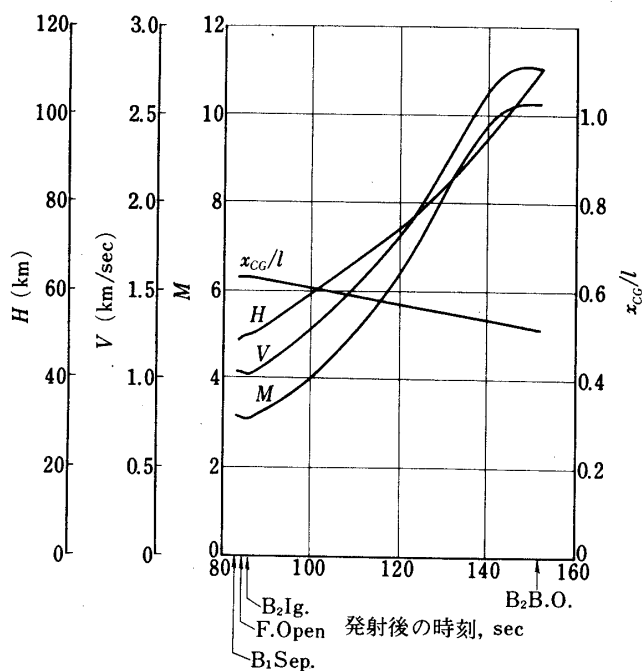
第10図 第2段の  $C_{Nd}$



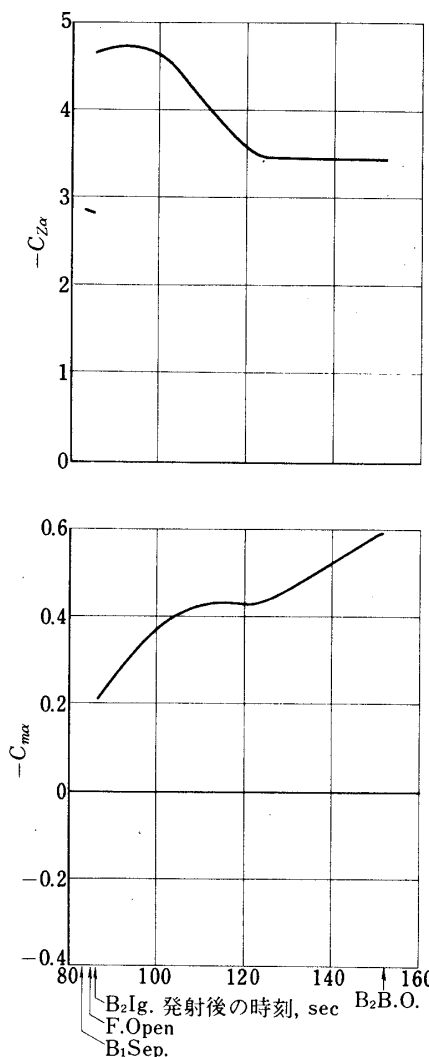
第11図 第2段の  $CP$



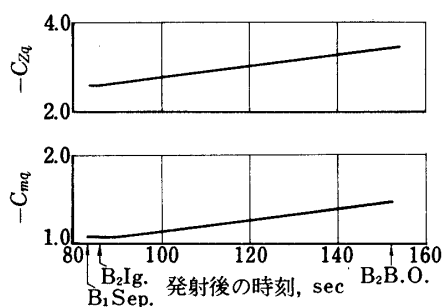
第12図 第2段の  $C_D$



第13図 第2段の高度H, 速度V, マッハ数M, 重心CG



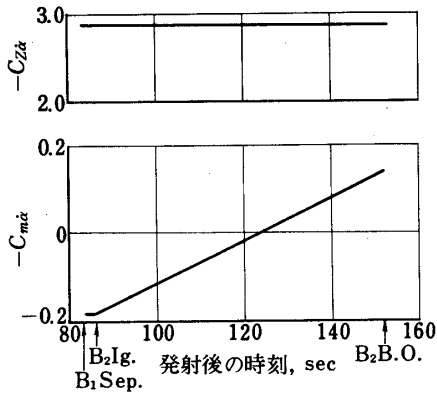
第14図 第2段の  $C_{z\alpha}$ ,  $C_{m\alpha}$



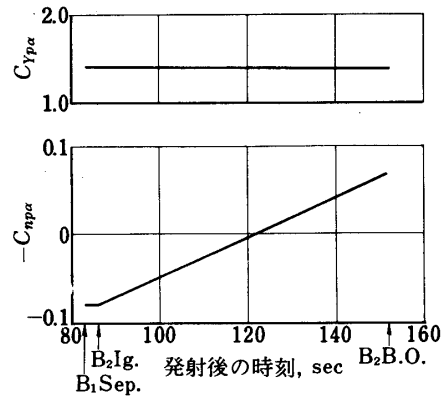
第15図 第2段の  $C_{zq}$ ,  $C_{mq}$

ために空力的に安定である。これに加えて、スピンモータによって2.5 cpsのスピンの与えられるので、そのジャイロ効果でこの段の飛しょう安定が更に強化される。動安定微係数  $C_{zq}$ ,  $C_{mq}$ ,  $C_{z\dot{\alpha}}$ ,  $C_{m\dot{\alpha}}$ , マグナス微係数  $C_{Ypd}$ ,  $C_{Npd}$ ,  $C_{Ypq}$ ,  $C_{Npq}$  などの時間的変化を示せば第15, 16, 17, 18図のようになる。ただし、これらの微係数を算定するにあたり、すきまのあるフレヤを、すきまの効率まで含めてこれと等価な法線力係数傾斜をもつすきまのない截頭円錐で置き換えた。等価なすきまのない截頭円錐の半頂角  $\theta_{Fe}$  はこの場合  $\theta_{Fe} = 19^\circ$  である。





第16図 第2段の  $Cz\alpha$ ,  $Cm\alpha$



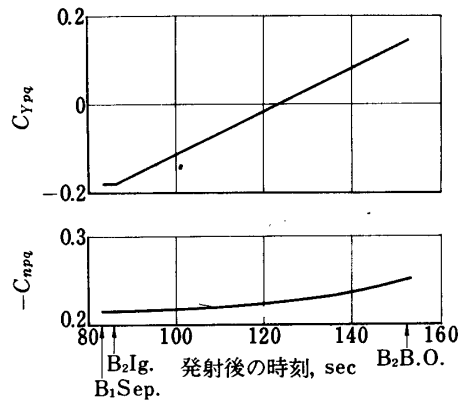
第17図 第2段の  $Cyp\alpha$ ,  $Cnp\alpha$

5. 低速風洞実験

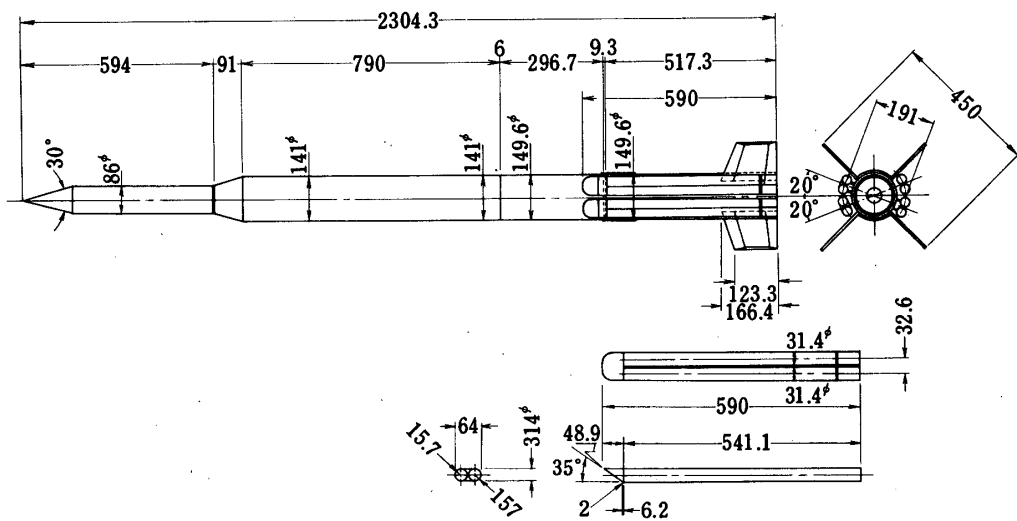
宇宙航空研究所の3m風洞によるM-4 S第1段の1/10模型での低速風洞実験の結果を示す。

(1) 模型および実験条件

模型は木製で実物の1/10である(第19図)。模型を通常の3分力方法の吊り方にして、揚力、抵抗、縦揺モーメントを測定した。尾翼の配置は水平および鉛直面に対して45°の角度をなすようにした。風速は約40m/s, 1m当りのレイノルズ数は約  $2.6 \times 10^6$  である。



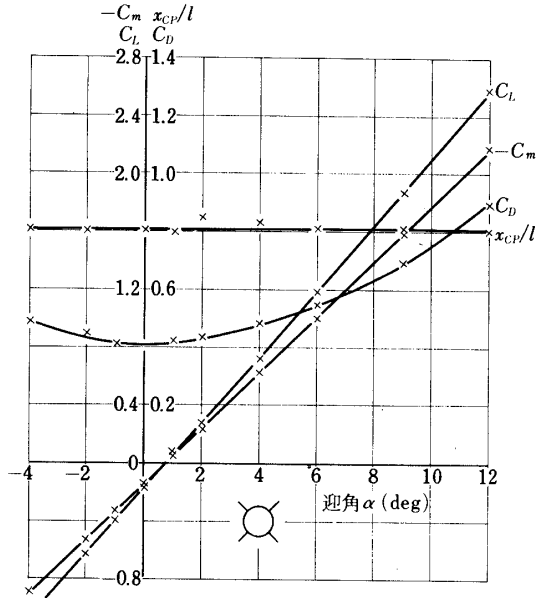
第18図 第2段の  $Cypq$ ,  $Cnpq$



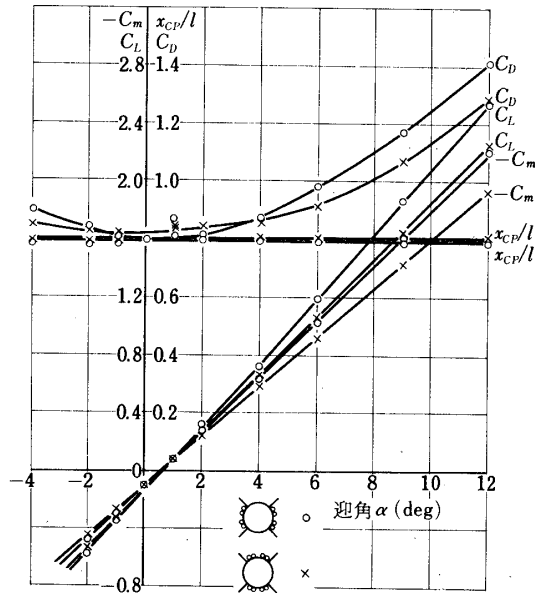
第19図 模型の寸法 (単位mm)

(2) 結果

補助ブースタを付けない場合と、補助ブースタを左右および上下の位置に付けた場合の結果を第20, 21 図に示す。\$C\_L\$, \$C\_D\$, \$C\_m\$は揚力係数, 抵抗係数, 縦揺モーメント係数で,



第20 図 補助ブースタを付けない場合



第21 図 補助ブースタ付きの場合

基準面積, 基準長はそれぞれ胴体平行部断面積, 全長である。また, ここでの \$C\_m\$ は先端まわりの値である。法線力係数 \$C\_N\$, 圧力中心 \$CP\$ は

$$C_N = C_L \cos \alpha + C_D \sin \alpha$$

$$x_{cp}/\ell = -C_m/C_N$$

で与えられる。\$\alpha = 0^\circ\$ 付近での \$C\_L\$, \$C\_N\$, \$C\_m\$ の傾斜, \$x\_{cp}/\ell\$ および \$C\_{Dmin}\$ (最小値) をまとめるとつぎのようになる。

補助ブースタ	\$C_{L\alpha}\$	\$C_{N\alpha}\$	\$C_{m\alpha}\$	\$x_{cp}/\ell\$	\$C_{Dmin}\$
なし	12.9	13.3	-10.9	0.81	0.42
あり (左右)	12.5	13.3	-10.8	0.79	0.80
あり (上下)	11.4	12.2	-9.8	0.80	0.83

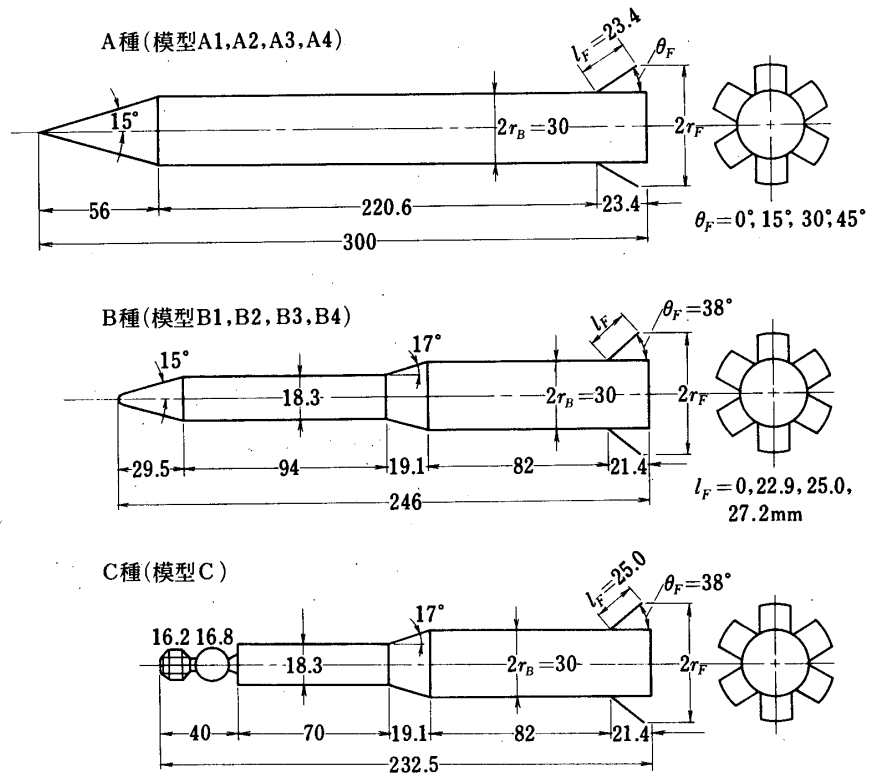
この実験から \$C\_{N\alpha}\$, \$CP\$ に関しては補助ブースタの有無およびブースタの配置による差はほとんどないが \$C\_{Dmin}\$ に関しては補助ブースタの有無によって大きな差があることが認められた。

6. 超音速風洞実験

第1節で述べたような経緯で、M-4S第2段に開傘方式の飛出しフレヤを用い、これによって静安定を得る方法が計画されたわけであるが、第2段に使用しうるフレヤの長さ  $l_F$  には取付け位置その他構造上の制約から  $l_F \approx 1 \sim 1.4$  m, すなわち胴体直径  $2r_B = 1.41$  m に対して  $l_F/2r_B \approx 0.7 \sim 1.0$  程度に抑える必要があり、その場合開傘角  $\theta_F$  をどの程度にすれば第2段を空力的に安定にしようかを決めることが主な問題であった。したがって、 $l_F/2r_B \approx 0.7 \sim 1.0$  程度のフレヤの空力特性を知ることが急務であったが、当時この種のすきまのある円錐状フレヤの特性はほとんど未知であったため、その基礎資料を得、さらには第2段に適したフレヤを決定することを目的として、以下に述べる超音速風洞実験が宇宙航空研究所超音速風洞を用いて行なわれた。

(1) 模型および実験条件

模型には大別してA, B, Cの三種類を用いた(第22図)。フレヤの長さ  $l_F$  は上に述べた理由から  $l_F/2r_B$  が0.8前後になるように選んだ(第1表)。A種はA1, A2, A3, A4からなり、A1は円錐・円柱からなる胴体のみのもので、A2, A3, A4はA1と同じ胴体にそれぞれ長さ  $l_F = 23.4$  mm ( $l_F/2r_B = 0.78$ ), 開傘角  $\theta_F = 15^\circ, 30^\circ, 45^\circ$  のフレヤを取付けたものである。B種はB1, B2, B3, B4からなり、B1は円錐・円柱・円錐・円柱からなる胴体のみのもので、B2, B3, B4はB1と同じ胴体とそれぞれ開傘角  $\theta_F = 38^\circ$ , 長さ  $l_F = 22.9, 25.0, 27.2$  mm ( $l_F/2r_B = 0.76, 0.83, 0.91$ ) のフレヤ



第22図 模型の寸法 (単位mm)

第1表 模型に取付けられるフレヤに関する諸元

模 型	$\theta_F(\text{deg})$	$l_F(\text{mm})$	$l_F/2r_B$	$r_B/r_B$	$S_F/S_{CF}$
A 1	0	0	0	1.00	1.000
A 2	15	23.4	0.780	1.40	0.832
A 3	30	23.4	0.780	1.78	0.719
A 4	45	23.4	0.780	2.10	0.644
B 1	0	0	0	1.00	1.000
B 2	38	22.9	0.763	1.94	0.681
B 3	38	25.0	0.833	2.02	0.663
B 4	38	27.2	0.906	2.11	0.642
C	38	25.0	0.833	2.02	0.663

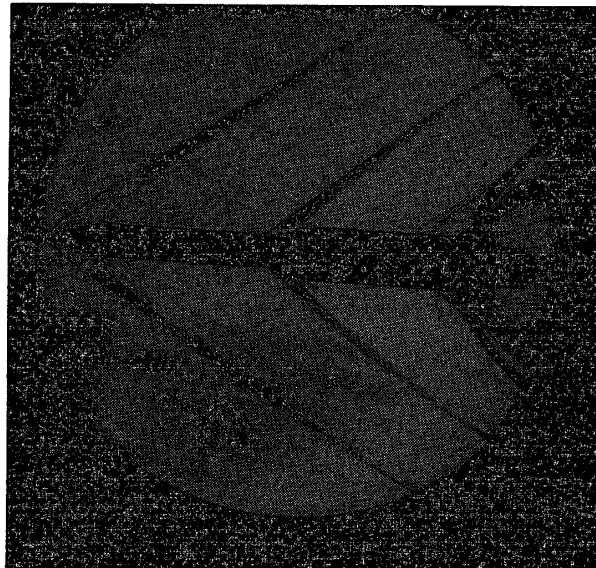
を取付けたものである。B 1は頭部が開頭しない状態のM-4 S第2段胴体と略相似形でその縮尺は約 $1/47$ である、B 3はフレヤ部も含めて、頭部が開頭しない状態のM-4 S第2段と相似である。C種はB 3と頭部だけが異なったものである。実際のM-4 S第2段では頭部は開頭状態であり、これに形状を似せるため、M-4 S-1号機の衛星・第4段球形モータの形状に擬した頭部形状にしたものである。

実験としてはマッハ数 $M=2, 3$ の場合の3分力測定を行なった。迎角 $\alpha$ を $-9^\circ \sim 9^\circ$ の範囲で $3^\circ$ おきに変えて3分力を測定するとともに、シュリーレン写真で流れ場を観察した(写真)。気流の1cm当りのレイノズル数は $M=2, 3$ に対しそれぞれ $3.0 \times 10^5$ ,  $9.1 \times 10^5$ である。

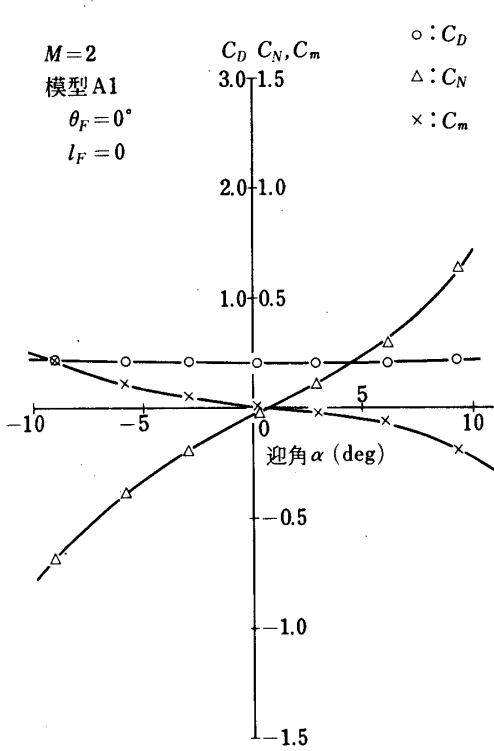
## (2) 実験結果

抵抗係数 $C_D$ 、法線力係数 $C_N$ 、縦揺モーメント係数 $C_m$ (ただし、基準長、基準面積はそれぞれ全長、胴体底面積である。また、ここでの $C_m$ は先端まわりのものである。)の結果を第23~31図に示す。第23~26図はA種の結果、第27~30図はB種の結果、第31図はC種の結果である。

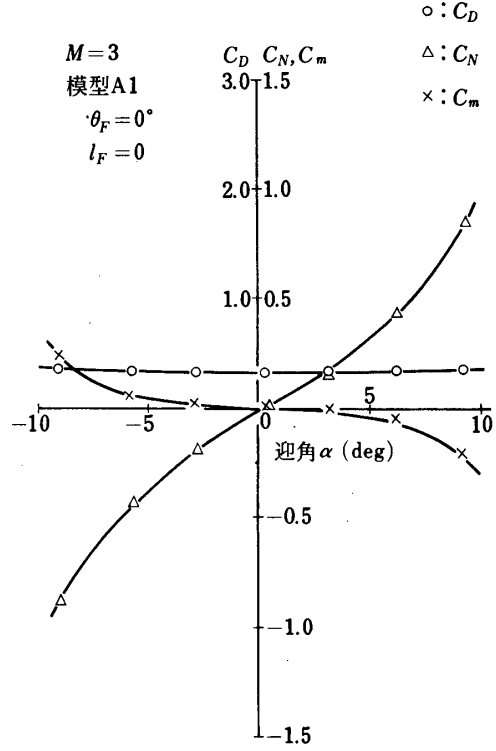
まず、これらの結果から、 $C_D$ はマッハ数 $M=2, 3$ でかなり差があるが、 $C_N$ 、 $C_m$ はマッハ数 $M=2, 3$ でほとんど差がない(特に迎角 $\alpha$ が $-5^\circ \sim 5^\circ$ の範囲で)ことが分かる。したがって、 $\alpha=0^\circ$ での $C_N$ 、 $C_m$ の傾斜 $C_{N\alpha}$ 、 $C_{m\alpha}$ や、これらを用いて $x_{CF}/l = -C_{m\alpha}/C_{N\alpha}$



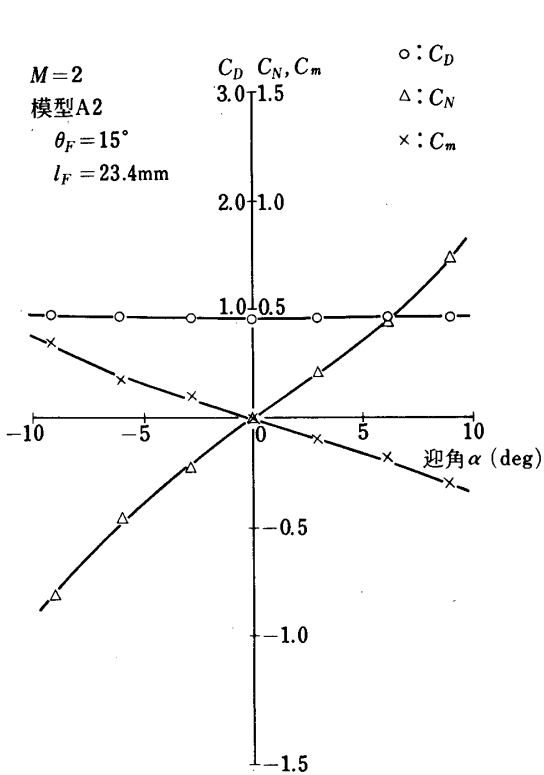
模型B3のシュリーレン写真



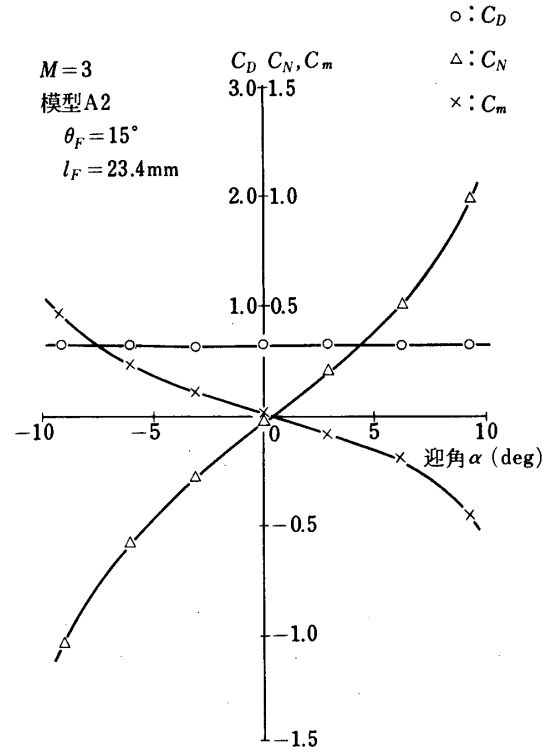
第 23 図 (a)



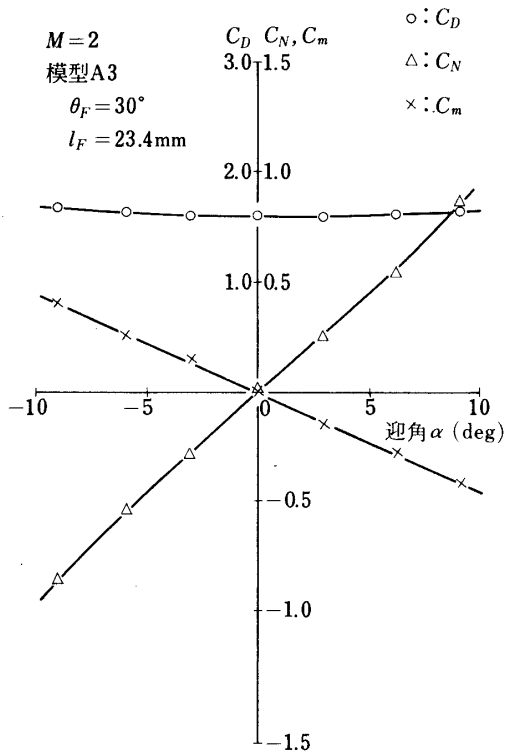
第 23 図 (b)



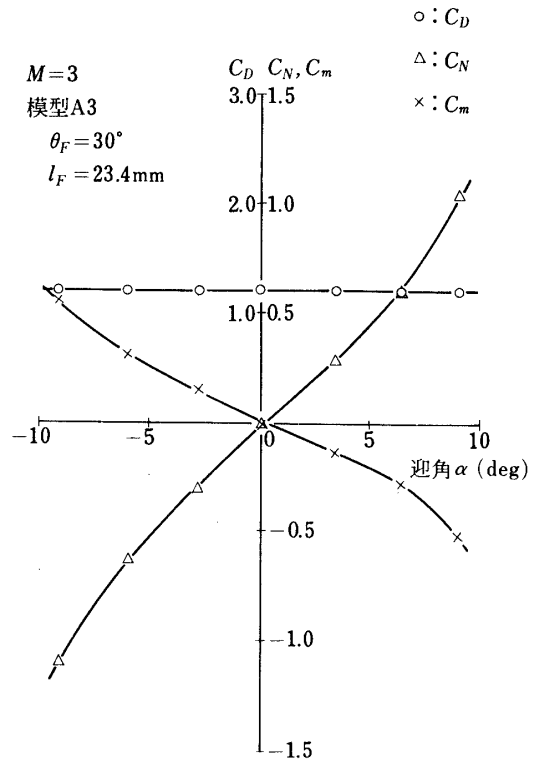
第 24 図 (a)



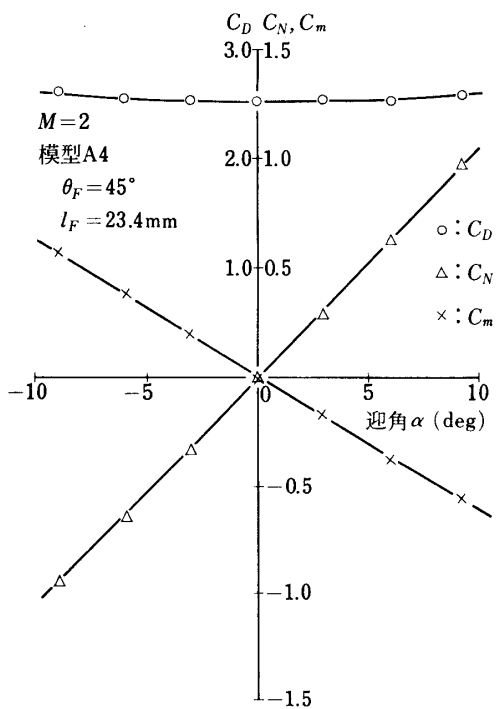
第 24 図 (b)



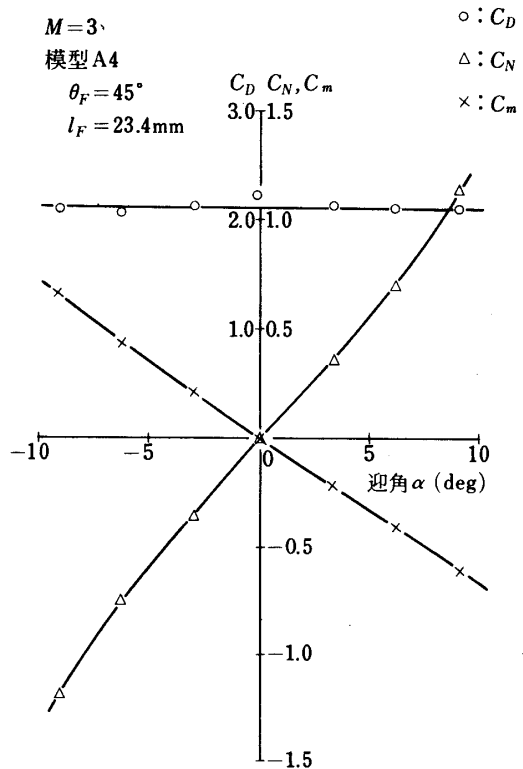
第25图 (a)



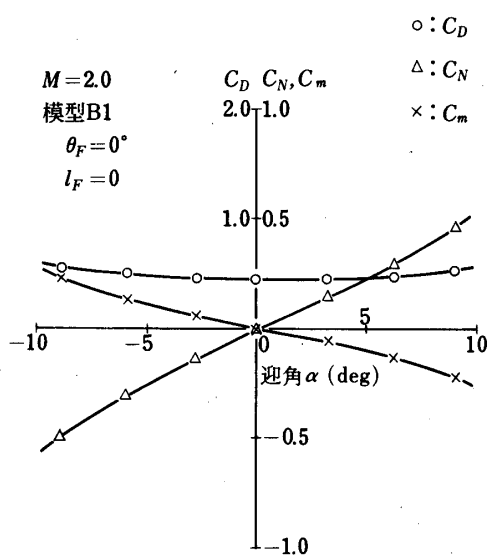
第25图 (b)



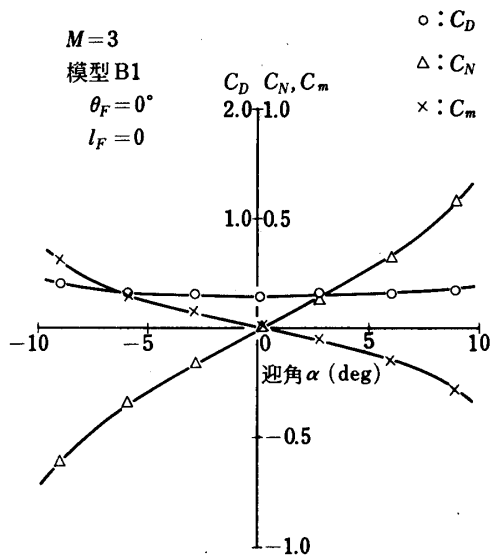
第26图 (a)



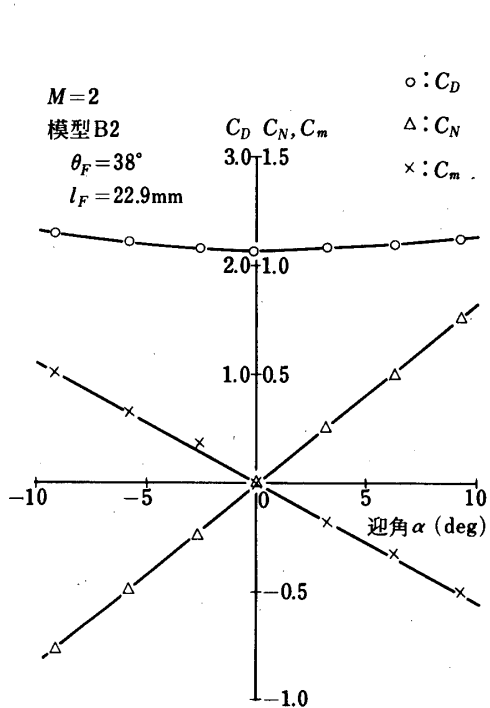
第26图 (b)



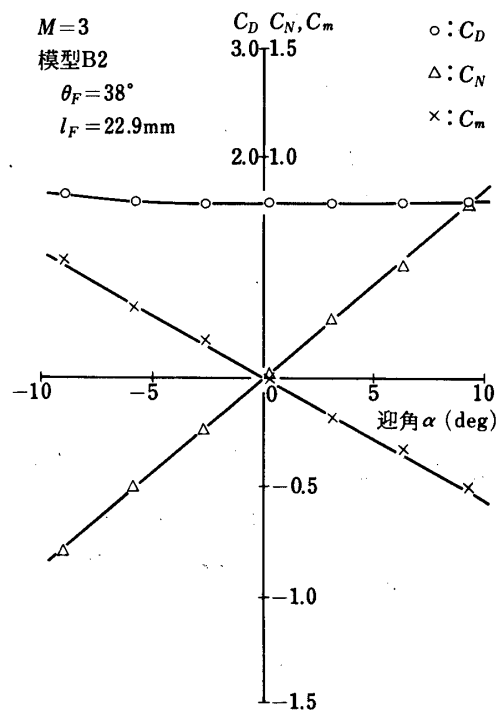
第27図 (a)



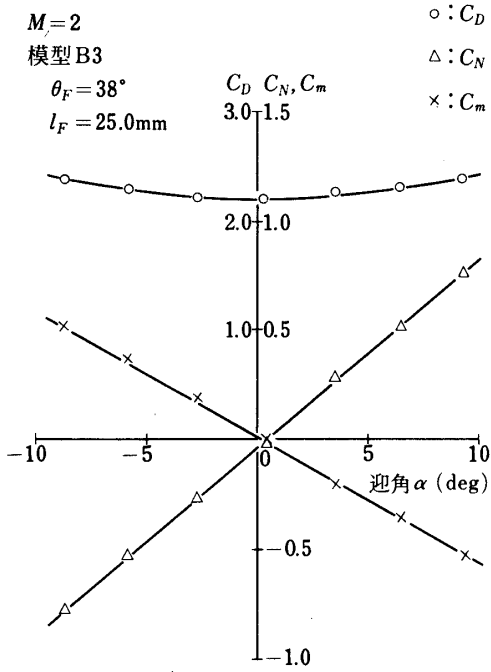
第27図 (b)



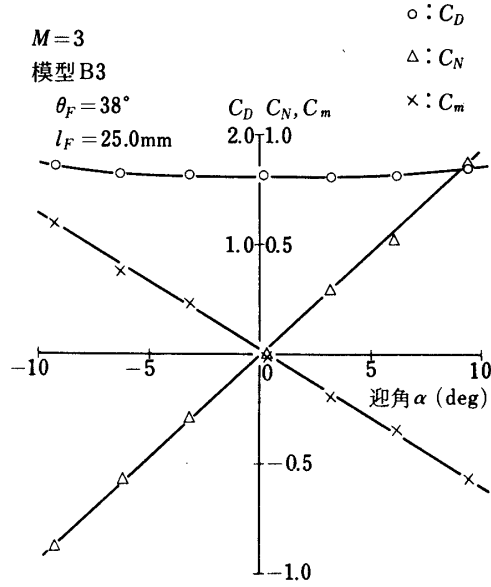
第28図 (a)



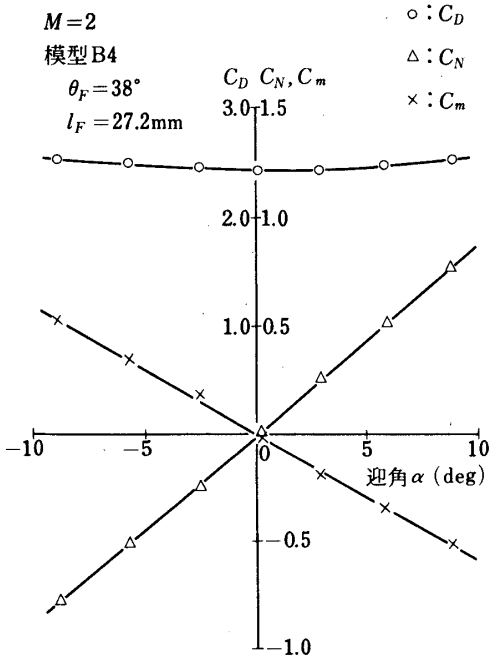
第28図 (b)



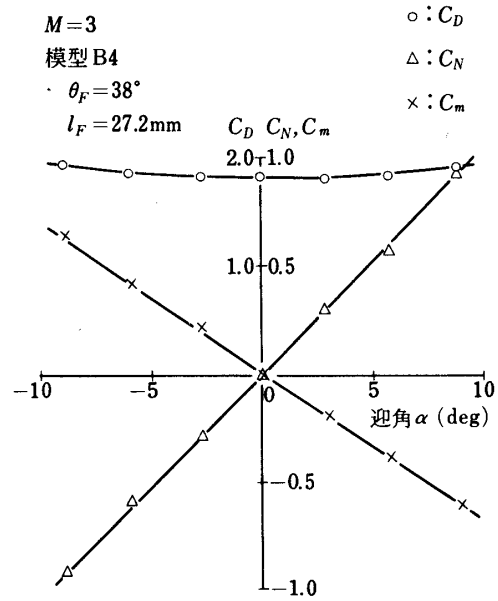
第 29 图 (a)



第 29 图 (b)

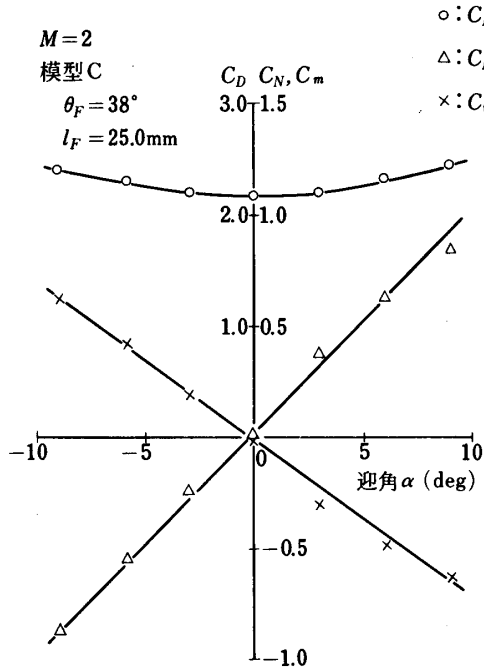


第 30 图 (a)

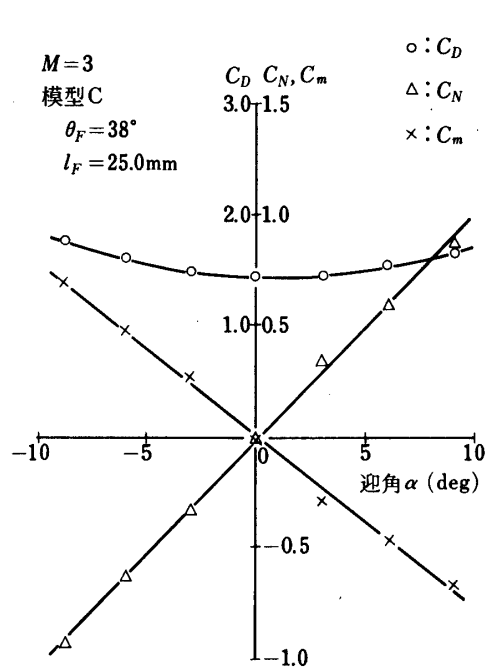


第 30 图 (b)





第31図 (a)



第31図 (b)

より求められる圧力中心CPはマッハ数M=2, 3でほとんど差がないといえる。このことは $\alpha=0^\circ$ での $C_D, C_{N\alpha}, C_{m\alpha}, x_{CP}/\ell$ をまとめた第2(a), (b)表からも確かめられる。

第2(a)表 迎角 $\alpha=0^\circ$ での特性 (M=2)

模 型	$\theta_F(\text{deg})$	$l_F/2r_B$	$C_D$	$C_{N\alpha}$	$x_{CP}/\ell$	$-C_{m\alpha}$	$\eta_D$	$\eta_{N\alpha}$
A 1	0	0	0.41	3.037	0.245	0.745		
A 2	15	0.780	0.90	4.183	0.424	1.776	1.4	0.820
A 3	30	0.780	1.60	5.042	0.500	2.521	0.889	0.918
A 4	45	0.780	2.53	6.646	0.534	3.552	0.695	1.723
B 1	0	0	0.44	2.521	0.455	1.146		
B 2	38	0.763	2.12	4.699	0.683	3.209	0.744	0.951
B 3	38	0.833	2.22	4.871	0.682	3.266	0.727	0.947
B 4	38	0.906	2.41	5.043	0.693	3.496	0.735	0.928
C	38	0.833	2.16	5.758	0.716	4.125	—	—

第2(b)表 迎角 $\alpha = 0^\circ$ での特性 ( $M = 3$ )

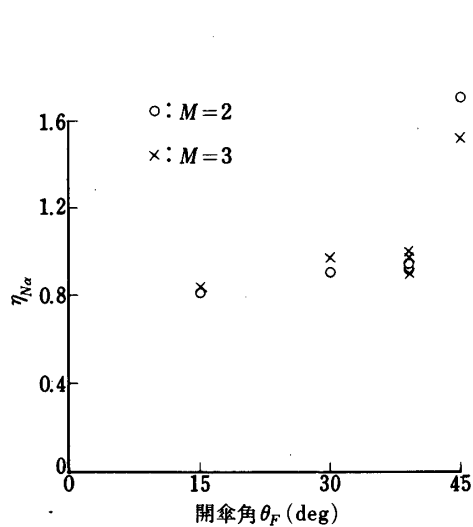
模 型	$\theta_F$ (deg)	$\ell_F/2r_B$	$C_D$	$C_{N\alpha}$	$x_{c_P}/\ell$	$-C_{m\alpha}$	$\eta_D$	$\eta_{N\alpha}$
A 1	0	0	0.32	3.381	0.085	0.286		
A 2	15	0.780	0.64	4.584	0.413	1.891	1.48	0.845
A 3	30	0.780	1.19	5.615	0.496	2.636	0.834	0.988
A 4	45	0.780	2.13	6.761	0.576	3.896	0.661	1.533
B 1	0	0	0.29	2.865	0.440	1.261		
B 2	38	0.763	1.57	4.927	0.651	3.209	0.711	0.893
B 3	38	0.833	1.63	5.387	0.649	3.496	0.687	1.008
B 4	38	0.906	1.81	5.903	0.670	3.954	0.711	1.109
C	38	0.833	1.48	5.787	0.738	4.269	—	—

さて、これらの結果からフレヤ部だけの特性を取出してみよう。フレヤ部だけの特性は、A種ではA2, A3, A4等とA1との差から求められるであろう。たとえば、A2に用いられているフレヤ部だけの法線力係数傾斜 $(C_{N\alpha})_F$ , 抵抗係数 $(C_D)_F$ は

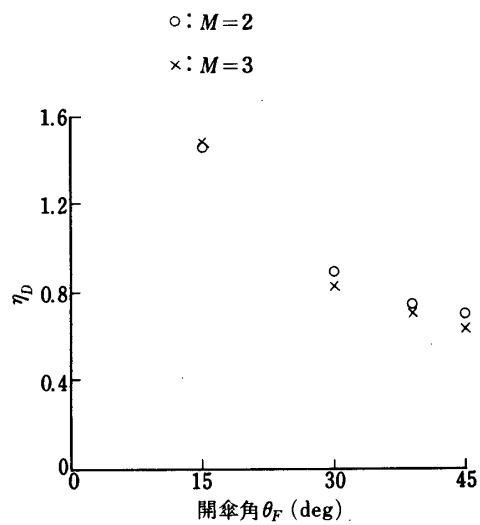
$$(C_{N\alpha})_F = (C_{N\alpha})_{A2} - (C_{N\alpha})_{A1}$$

$$(C_D)_F = (C_D)_{A2} - (C_D)_{A1}$$

として求められると考えてよかろう。このようにして、フレヤ部だけの $(C_{N\alpha})_F$ ,  $(C_D)_F$ の実験値を求め、それらと第4節(6), (7)式を用いて算定するものが等しくなるようにフレヤ部のすきまの効率 $\eta_{N\alpha}$ ,  $\eta_D$ を定めた結果を第2(a), (b)表中に示す。 $\eta_{N\alpha}$ ,  $\eta_D$ は胴体形状マッハ数によらず、開傘角 $\theta_F$ だけに依存している。開傘角 $\theta_F$ に対する $\eta_{N\alpha}$ ,  $\eta_D$ の変化を示せば第32, 33図のようになる。したがって、 $\ell_F/2r_B \approx 0.8$ ,  $M = 2 \sim 3$ 程度のときは、第32, 33図の $\eta_N$ ,  $\eta_D$ を用い、第4節(6), (7)式より、フレヤ部の $(C_{N\alpha})_F$ ,  $(C_D)_F$ を求めてよいであろう。



第32図 すきまのあるフレアの  
 $C_{N\alpha}$ に関するすきまの効率



第33図 すきまのあるフレアの  
 $C_D$ に関するすきまの効率

1974年11月29日 新設部 (工学)

#### 参考文献

- [1] 雛田元紀ほか：宇宙研報告，8巻，2号(A)，pp. 293 ~ 316，(1972)
- [2] 玉木章夫ほか：宇宙研報告，4巻，4号(B)，pp. 583 ~ 600，(1968)
- [3] W. C. Pitts *etal.* : NACA TR 1307，(1957)
- [4] 玉木章夫：生産研究，12巻，12号，pp. 509 ~ 513，(1960)