

# ミューロケットの二, 三の機構について

雛田元紀・玉木康子・飯田絢子

## On Some Devices of Mu-Rocket

By

Motoki HINADA, Yasuko TAMAKI and Ayako IIDA

**Abstract:** In this paper the dynamic behaviors of some devices of the M-4S rocket are analyzed and discussed, which consist of (1) the separation of the strap-on boosters for increasing the thrust of the first stage, (2) the opening of nose cone, and (3) the deployment of the flare to make the second stage aerodynamically stable.

The paper also includes the experimental results of the aerodynamic characteristics of the conical flare, the surface of which is partly cut off.

### 概 要

この報告は、ミューロケット (M-4S 型) で用いられている二, 三の機構に関するものである。第1段推力増強のため用いられる補助ブースタの切離し, ノーズコーンの開頭, 第2段空力安定のため用いられる飛出しフレヤの開傘などの運動が取扱われている。また, 飛出しフレヤなどに見られる“すきまのある円錐状フレヤ”の空力特性の実験結果が示されている。

### 1. ま え が き

M-4S 型ロケットによる科学衛星打上げ計画は L-4S 型ロケットによる相似実験の成果を踏まえながら進められ, 昭和45年2月に L-4S-5 によって衛星打上げ方式が確認されたのち, 昭和46年2月には M-4S-2 による試験衛星「しんせい」の, さらに同年9月には M-4S-3 による本格的科学衛星「たんせい」の衛星軌道投入に成功し, これによって M-4S による科学衛星打上げ方式も一応確立されたものと思われる。

M-4S では図1からわかるように多くの機構 (からくり) が用いられているが, ここでそのうちの二, 三の機構, たとえば, 第1段推力増強のため用いられる補助ブースタの切離し, ノーズコーンの開頭, 第2段空力安定のための飛出しフレヤの開傘などについて述べるとともに, ‘すきまのある円錐状フレヤ’の空力特性についても述べてみたい。

### 2. 補助ブースタ切離し

L-4S, M-4S などでは第1段推力増強のため補助ブースタ (SB) が用いられている。M-

表 1 M-4S 型ロケットの飛しょう条件

秒 時	発 射 上下角	高 度	飛行速度 $V_{\infty}$	機体の加速度 $a$	気流動圧 $q_{\infty}$	スピ 速度 $\omega$
8.0 s	75.5°	1.00 km	235.0 m/s	22.04 m/s <sup>2</sup>	3,115.0 kg/m <sup>2</sup>	0 c/s
	77.5°	1.01	234.0	22.06	3,085.0	
	79.5°	1.02	233.2	22.07	3,060.0	
8.5	75.5	1.11	241.5	22.19	3,250.0	0
	77.5	1.13	240.1	22.14	3,217.0	
	79.5	1.14	240.0	22.16	3,188.0	
9.0	75.5	1.22	248.1	22.18	3,386.0	0
	77.5	1.24	246.9	22.21	3,349.0	
	79.5	1.25	246.0	22.23	3,317.0	
SB Sep 9.5	75.5	1.34	254.7	22.24	3,521.0	0
	77.5	1.36	253.5	22.27	3,480.0	
	79.5	1.37	252.4	22.29	3,445.0	
NC1 Open 81	75.5	43.15	1,084.1	0.098	157.0	0
	77.5	47.00	1,056.9	0.058	88.0	
	79.5	50.48	1,028.5	0.036	52.0	
NC2 Open 82	75.5	43.77	1,079.2	0.090	142.5	0
	77.5	47.65	1,050.9	0.053	79.0	
	79.5	51.21	1,021.6	0.033	47.0	
B <sub>1</sub> Sep 83	75.5	44.27	1,074.2	0.080	130.0	0
	77.5	48.29	1,045.0	0.048	72.0	
	79.5	51.93	1,014.7	0.029	42.0	
$S_p I_q$ 84	75.5	44.82	1,069.0	0.280	120.0	0
	77.5	48.92	1,038.9	0.162	65.0	
	79.5	52.64	1,007.9	0.099	38.0	
Flare Open 85	75.5	45.36	1,063.8	0.261	111.0	0.5
	77.5	49.55	1,033.0	0.148	59.0	
	79.5	53.34	1,001.1	0.090	35.0	
B <sub>2</sub> $I_q$ 86	75.5	45.89	1,058.7	1.96	101.8	1.0
	77.5	50.20	1,027.1	1.96	54.0	
	79.5	54.03	994.3	1.96	31.0	
87	75.5	46.42	1,075.2	22.33	98.0	1.5
	77.5	50.77	1,042.7	22.42	52.0	
	79.5	54.72	1,009.0	22.46	30.0	
88	75.5	46.94	1,093.1	22.73	94.0	2.0
	77.5	51.39	1,059.7	22.81	49.0	
	79.5	55.42	1,025.0	22.85	28.0	

SB Sep: 補助ブースタの切離し

NC1 Open: 円錐部開頭 } 2段開頭方式  
NC1 Open: 円筒部開頭 }B<sub>1</sub> Sep: 第1段切離し $S_p I_q$ : スピンモータ点火

Flare Open: フレヤ開傘

B<sub>2</sub>  $I_q$ : 第2段モータ点火

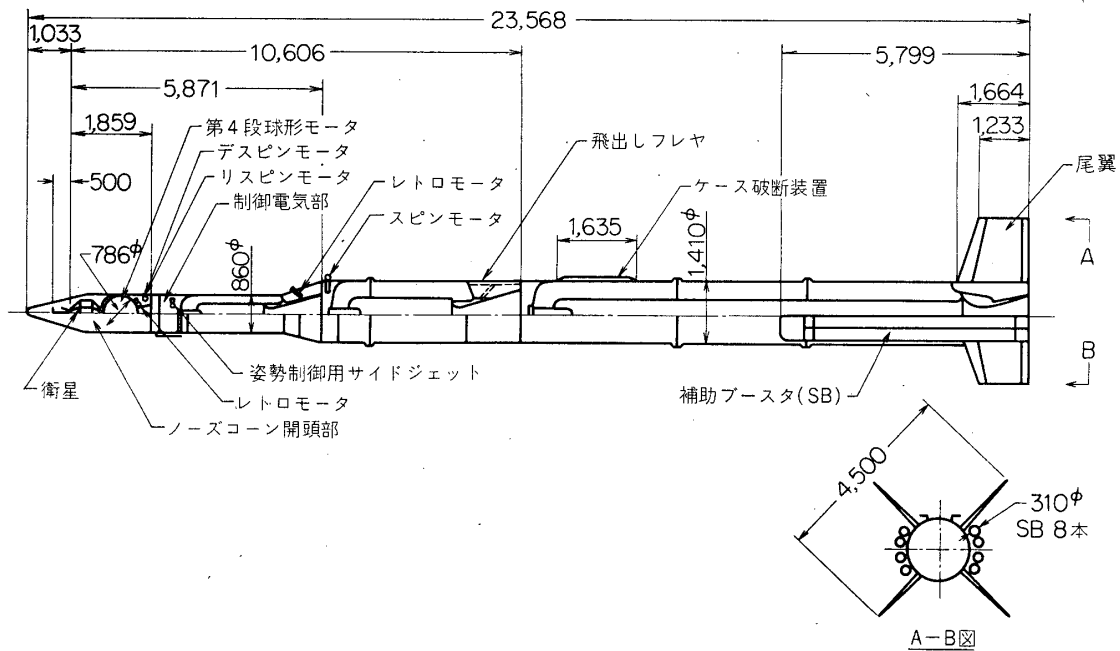


図 1 M-4S 型ロケットの概要図 (単位 mm)

4S では図 1 に示すように直径 310mm, 長さ 5.8m の SB 8本が 2本ずつにたばねて 4組第 1 段後部胴体 (機体) に取付けられ, SB 燃焼後空気力を利用した簡単な機構で切離される. L-4S でもこれと同じ SB が 2本用いられ, 同様な機構で切離される. ここで, M-4S の場合を例にとり, SB 切離し運動について述べる.

### 2.1 SB 切離し運動

4組の SB 切離し機構は機体軸から見ればすべて同一なのでそのうちの 1組について説明する. SB 切離し機構は概略図 2.1 のようになっているので, 1組にたばねられた 2本の SB は切離し前点 A, B で機体に取り付けられている. 切離し時にまず点 B の止めをはずすと, 主として気流動圧による空気力によって SB は点 A を中心として回転を始め, 機体軸に対する回転角  $\theta$  が  $45^\circ$  になると機体から離れるようになっている. ただし  $\theta$  が  $45^\circ$  になる以前に点 A における SB 中心軸に平行な反力が引張り力になり始めると SB はその方向

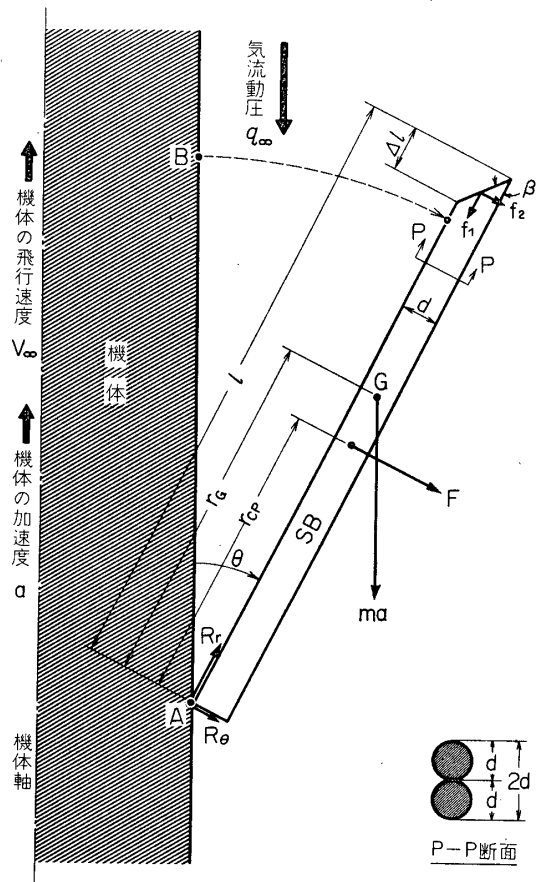


図 2.1 SB 切離し機構の概略図

にずれ始め、ずれが 40 mm になると SB は機体から離れて行く。

このような機構での SB 切離し運動を解析するにあたり、簡単のため点 A は単純ヒンジとみなし、また運動は機体軸を含む平面内での 2 次元運動と考える。そして運動は機体に固定した座標系で取扱うことにする。SB に働く外力としては気流動圧  $q_\infty$  による空気力  $F, f_1, f_2$  ( $F$  は 2 本の SB 円柱部に働く回転角方向の空気力,  $f_1, f_2$  は SB 先端の切欠部に働く SB 中心軸方向および回転角方向の空気力), 機体自体の加速度  $a$  による見掛の力  $am$  ( $m$  は SB の質量) および点 A において機体から受ける反力  $R_\theta, R_r$  ( $R_\theta, R_r$  は回転角方向および SB 中心軸方向の反力) などがある。空気力は、SB 切離し時の機体の飛行速度 (気流速度)  $V_\infty$  が 250 m/s 程度なので、正確に評価すること難かしいが、ここでは実用的見地から S. G. Hoerner [1] にならって近似的なものを用いることにする。

### 2.1.1 運動方程式

さきに述べたように点 A における SB 中心軸方向の反力  $R_r$  の正負によって SB の運動は若干異なってくる。 $R_r > 0$  では反力は圧縮力であり SB は点 A からずれないが、 $R_r \leq 0$  では反力は引張り力であり SB は点 A からその中心軸方向に向ってずれて行く。回転角  $\theta$  がある程度小さい範囲では空気力  $f_1$  および機体自体の加速度による見掛の力  $am$  のため  $R_r$  は正であるが、 $\theta$  が大きくなると回転角速度  $\dot{\theta}$  も大きくなり、回転による遠心力のため  $R_r$  は負になってくる。したがって、ここではまず  $R_r > 0$  で SB が点 A からずれない場合を考え、そのあと  $R_r \leq 0$  で SB が点 A からずれる場合を考慮する。

$R_r > 0$  のとき、点 A のまわりの回転運動および重心  $G$  の運動はそれぞれ次の式で表わされる;

$$I\ddot{\theta} = Fr_{cp} + f_2 l + mar_G \sin \theta \quad (2.1)$$

$$mr_G \ddot{\theta} = F + f_2 + R_\theta + ma \sin \theta \quad (2.2)$$

$$m(-r_G \dot{\theta}^2) = -f_1 + R_r - ma \cos \theta \quad (2.3)$$

ここで  $\dot{\cdot}$  は時間微分,  $I$ : 点 A まわりの SB の慣性能率,  $l$ : SB の全長,  $r_G$ : 点 A から SB の重心  $G$  までの距離で  $R_r > 0$  のときは一定,  $r_{cp}$ : 点 A から SB 円柱部に働く空気力  $F$  の圧力中心までの距離で近似的に  $r_{cp} \cong l/2$  である。空気力  $F, f_1, f_2$  は S. G. Hoerner [1] にならって近似的に

$$\left. \begin{aligned} F &= q_\infty (2dl) K_1 \sin^2 \theta \\ f_1 &= q_\infty (2d^2) K_2 \sin^2 (\beta + \theta) \\ f_2 &= q_\infty (2d^2) K_2 \cot \beta \sin^2 (\beta + \theta) \end{aligned} \right\} \quad (2.4)$$

で与えられる。ここで  $q_\infty$ : 気流動圧,  $d$ : 1 本の SB 直径,  $\beta$ : SB 先端の切欠角である,  $K_1, K_2$  は気流速度や形状による定数で今の場合  $K_1 \cong 1.3, K_2 \cong 1.5$  と考えられる。

つぎに  $R_r \leq 0$  のときを考えてみると、この場合 SB はその中心軸方向にずれが、ずれの距離は最大 40 mm までであり、これに対して SB の全長  $l$  は 5.8 m であるから、点 A まわりの回転運動に関してはずれの効果は無視できる。したがって回転運動に対しては (2.1) 式をそのまま用いてよい。しかし反力  $R_\theta, R_r$  を求めるにはずれを考慮する必要がある、この場合には (2.2), (2.3) 式の代わりに

$$m(r_G \ddot{\theta} + 2\dot{r}_G \dot{\theta}) = F + f_2 + R_\theta + ma \sin \theta \quad (2.2')$$

$$m(\ddot{r}_G - r_G \dot{\theta}^2) = -f_1 + R_r - m a \cos \theta \tag{2.3'}$$

を用いる。ただし SB がずれるとき反力  $R_\theta$ ,  $R_r$  の間には  $R_r = -\mu |R_\theta|$  の関係があるものとする。ここで  $\mu$  はすべり摩擦係数である。

2.1.2 解析結果

まず解析に必要な SB ののはの諸元を示すと、

$$m = 35.5 \text{ kg} \cdot \text{s}^2/\text{m}, \quad I = 429 \text{ kg} \cdot \text{m} \cdot \text{s}^2, \quad l = 5.8 \text{ m}, \quad d = 0.31 \text{ m}, \quad \beta = 35^\circ, \quad r_{cp} = 2.9 \text{ m}, \\ r_G = 3.13 \text{ m} \text{ (SB が点 A からずれないとき)}$$

である。

M-4S では SB 切離しは発射後 9.5s で行なわれ、標準発射上下角  $77.5^\circ$  の場合切離し時の条件は  $V_\infty = 253 \text{ m/s}$ ,  $q_\infty = 3.5 \times 10^3 \text{ kg/m}^2$ ,  $a = 22 \text{ m/s}^2$  である (表 1 参照)。まずこの場合の  $\theta, \dot{\theta}, R_\theta, R_r$  の変化を図 2.2(a), (b), (c), (d) に示す。図 2.2(c), (d) において点線は  $R_r$  が負になって SB が点 A からずれる場合で、実線は  $R_r$  が負になっても SB が点 A からずれないと仮定した場合である。ずれる場合には反力  $R_\theta, R_r$  はかなり減少することがわかる。さて図 2.2(a) からわかるように  $\theta = 45^\circ$  となるのは切離し開始後 0.358s である。したがって、SB が点 A からずれないと仮定しても、切離し開始後約 0.36s には SB は機体から離れる。つぎに  $R_r$  が負になって SB が点 A からずれる場合を調べてみると、図 2.2(d) からわかるように SB 切離し開始後 0.285s で  $R_r = 0$  となりその後 SB は点 A からずれるが、解析結果によれば 40mm ずれる間に  $\theta$  は大略  $45^\circ$  になる。したがって SB が点 A からずれる場合でも、SB が機体から離れるのは切離し開始後約 0.36s である。

SB の運動を支配するのは (2.1) ~ (2.4) 式からわかるように主として SB

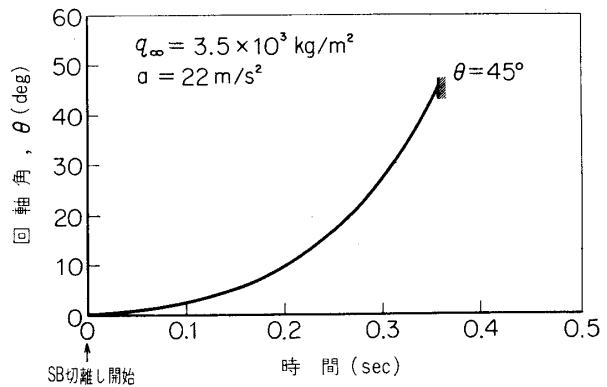


図 2.2(a) 回転角  $\theta$  の変化

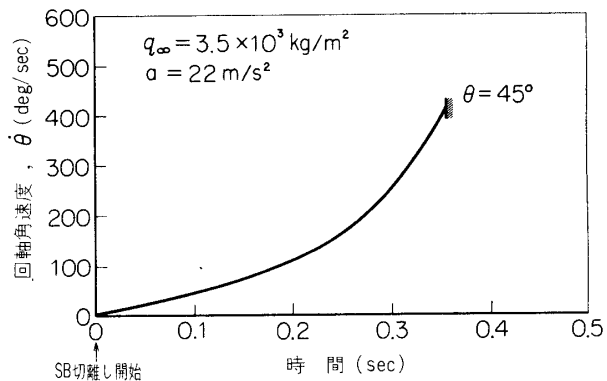


図 2.2(b) 回転角速度  $\dot{\theta}$  の変化

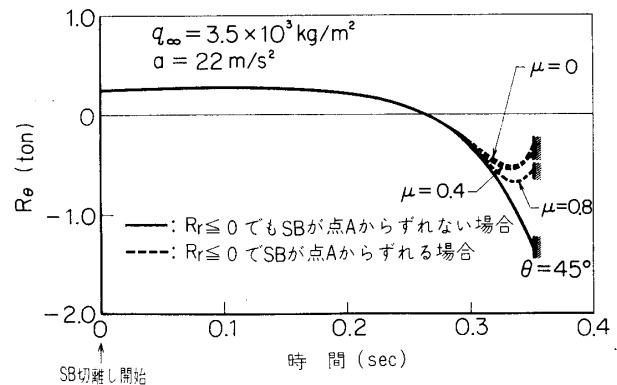


図 2.2(c) 反力  $R_\theta$  の変化

切離し時の気流動圧  $q_\infty$  である。  $q_\infty$  は表 1 からわかるように発射上下角や SB 切離し秒時のずれによって変動するので、  $q_\infty = 2.5 \sim 4.0 \times 10^3 \text{ kg/m}^2$  の範囲で  $q_\infty$  の効果を調べてみた。構造強度上からは最大反力を考えておくべきなので、SB が点 A からずれないと仮定した場合を解析した。  $q_\infty = 2.5 \sim 4.0 \times 10^3 \text{ kg/m}^2$  に対する  $\theta = 45^\circ$  での反力  $R_\theta, R_r$  (これが最大反力) および  $\theta = 45^\circ$  になるまでの時間  $t_{\theta=45^\circ}$  を図 2.3 に示す。図からわかるように

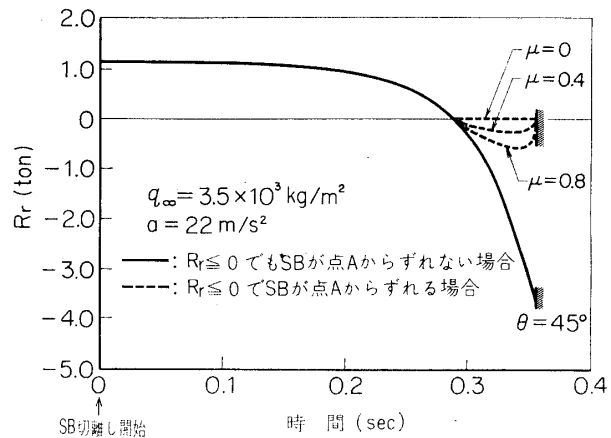


図 2.2(d) 反力  $R_r$  の変化

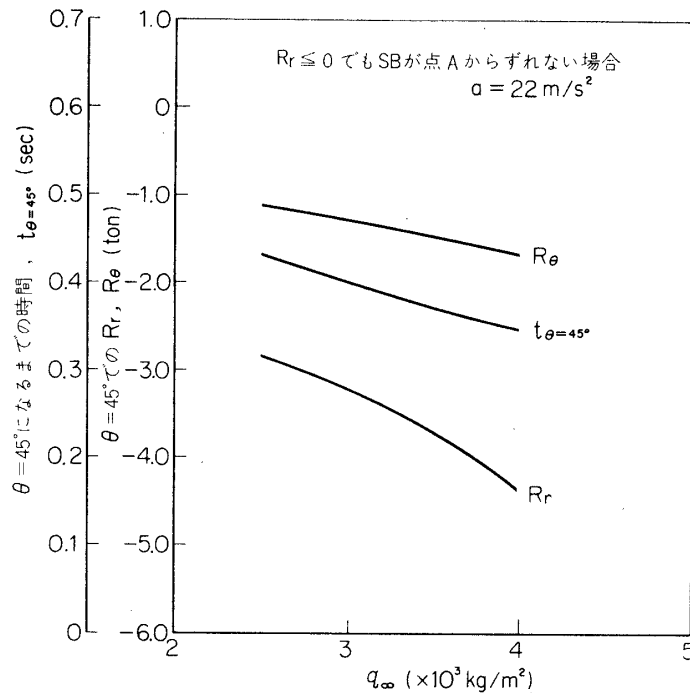


図 2.3 気流動圧  $q_\infty$  の効果

$t_{\theta=45^\circ}$  はこの程度の気流動圧では 0.06s 程度の変化しかなく、また反力も気流動圧に比例した程度の変化である。したがって M-4S の SB 切離し機構においては  $\theta = 45^\circ$  で高々  $R_r = -5 \text{ ton}$ ,  $R_\theta = -2 \text{ ton}$  程度の反力を考えておけばよい。また、SB が切離されるまでの時間は約 0.4s 以内であると考えられる。

ここでは比較的簡略化して SB の運動を解析したが、その後中野 旭助教授によって点 A の部分をより細く考察するとともに機体にかかるナチュラルスピンの影響などを考慮したより精密な SB 切離し運動の解析がなされていることを付記しておきたい。

### 3. ノーズコーンの開頭

M-4Sでは、ノーズコーン部（開頭部）の大きさやその中に搭載される衛星ならびに第4段球形モータの占める空間の関係から、L-4Sなどで行なわれているようなスピンのない開頭が技術的に困難なため、スピンのない第1段コースティング最終時に開頭されることになった。M-4Sの予備実験機であるM-3D-1（第3段のみダミーでそのほかはM-4Sと同じ）では図3・1(a)に示すようないわゆる平行開頭方式、すなわち、開頭部を機体軸にして対称

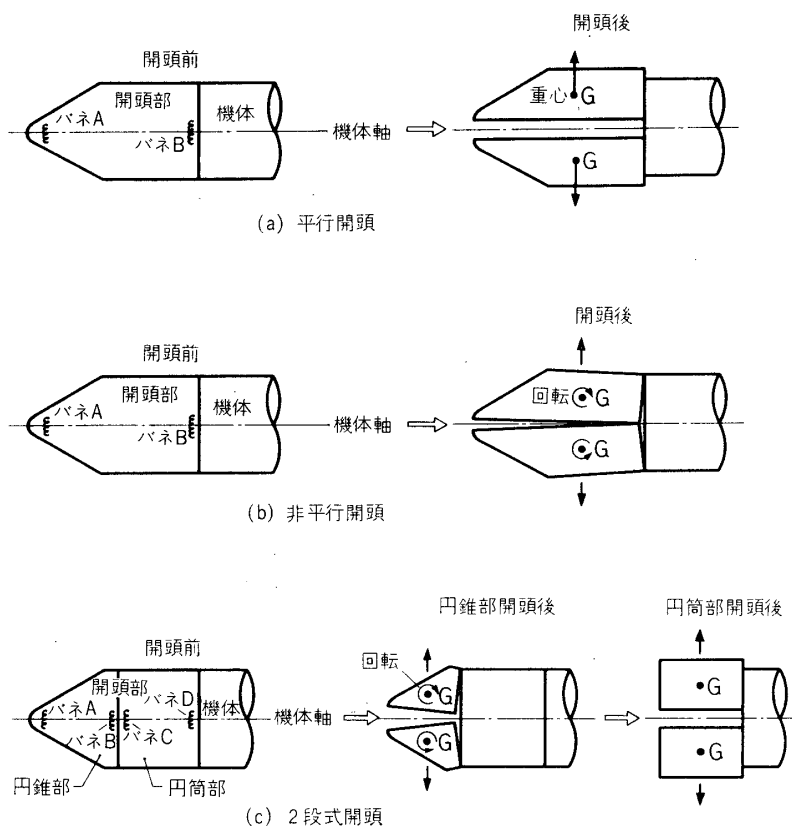


図 3・1 開頭方式

に2分し、バネA、Bで各開頭片を機体軸に垂直な方向にかつ回転を与えないで押し出す方式が用いられた。しかし、飛しょう実験の結果、開頭片が機体に接触した形跡が認められたため、開頭方式が再検討されることになった。接触の原因は開頭片がその円錐部に働く空気力で機体の側に押しもどされたためと推定されたので、これを防ぐものとして図3・1(b)に示すようないわゆる非平行開頭方式が考えられた。これはバネA、Bの強さを加減し（バネBを除く場合も含める）、開頭部の先端から開くように開頭片に回転を与えて開頭する方式である。また図3・1(c)に示すような2段階開頭方式も考えられた。これは開頭部を大略円錐部と円筒部にわけ、まず円錐部を非平行開頭し、そのあとで円筒部を平行開頭する方式である。そして、開頭片の運動解析を行なって(b)、(c)の方式が種々検討された結果、M-4Sでは(c)の方式が用いられることになった。

以下に、開頭方式の検討のため行なわれた開頭片の運動解析について述べる。

### 3.1 開頭片の運動方程式

まず図 3.2 のような円錐部と円筒部からなる開頭片の開頭後の運動を考えてみる。簡単

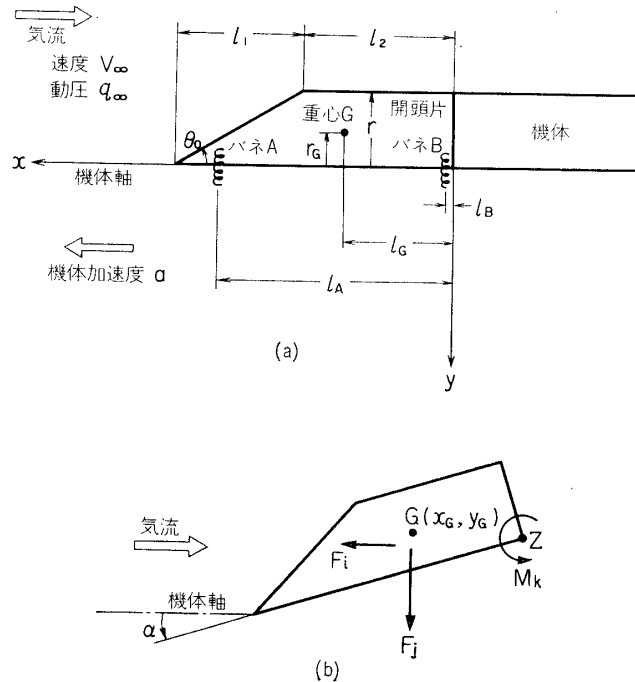


図 3.2 座 標 系

のため、運動は機体軸とバネで押し出される方向を含む平面内での 2 次元運動として取扱い、座標系としては図中に示されるような機体に固定したものをを用いることにする。

開頭片の重心  $G(x_G, y_G)$  の運動および重心  $G$  まわりの回転運動を表わす式は

$$m\ddot{x}_G = F_i \cos \alpha - F_j \sin \alpha - ma \quad (3.1)$$

$$m\ddot{y}_G = F_i \sin \alpha + F_j \cos \alpha \quad (3.2)$$

$$I_G \ddot{\alpha} = M_k - r_G F_i - l_G F_j \quad (3.3)$$

ここで、 $\dot{\quad}$  は時間微分、 $\alpha$ :  $x$  軸に対する開頭片の回転角、 $m$ : 開頭片の質量、 $I_G$ : 開頭片の重心  $G$  まわりの慣性能率、 $a$ : 機体の加速度、 $F_i, F_j$  は気流動圧によって開頭片に働く空気力成分で、その向きは図 3.2(b) のようにとられる。また  $M_k$  は空気力によって生じる同図中の点  $Z$  まわりのモーメントである。開頭時の機体の飛行速度は表 1 からわかるように約 1000 m/s、マッハ数  $M_\infty$  にして  $M_\infty \cong 3$  であるが、空気力  $F_i, F_j$ 、およびモーメント  $M_k$  の評価には近似的なものとして衝撃理論を用いることにする。開頭片の内側は空洞になっているので、回転角  $\alpha$  の範囲によってはこのことも考慮する必要がある。今、円錐部の半頂角を  $\theta_0$  とすると、 $F_i, F_j, M_k$  は概略次のように与えられる。

(i)  $\alpha > 0$  のとき、



表 3.1 開頭方式および開頭時の初期条件

Case	開頭方式	バネ A		バネ B		初期条件	
		$K_A(\text{kg/mm})$	$\delta_A(\text{mm})$	$K_B(\text{kg/mm})$	$\delta_B(\text{mm})$	$\dot{y}_G(\text{m/s})$	$\dot{\alpha}(\text{deg/s})$
1	1 段開頭	20.1	29	23.7	28	-2.16	0
2	1 段開頭	20.1	29	バネなし		-1.22	-48.1
3	1 開頭段	80.4	29	バネなし		-2.70	-86.1
4	2 開頭段	20.1	29	バネなし		-1.79	-143.6
5	2 段開頭	40.2	29	バネなし		-2.55	-214.5

$$\left. \begin{aligned} F_i &= -q_\infty \tan^2 \theta_0 l_1^2 P_1 \\ F_j &= q_\infty [8/3 r l_2 \sin^2 \alpha + \tan \theta_0 l_1^2 Q_1] \\ M_k &= q_\infty [4/3 r l_2^2 \sin^2 \alpha + \tan \theta_0 l_1^2 (l_1 + l_2 - 2/3 l_1 \sec^2 \theta_0) Q_1] \end{aligned} \right\} \quad (3.4)$$

(ii)  $0 \leq \alpha < -\theta_0$  のとき,

$$\left. \begin{aligned} F_i &= -q_\infty \tan^2 \theta_0 l_1^2 P_1 \\ F_j &= q_\infty [\tan \theta_0 l_1^2 Q_1 - 2r(l_1 + 2l_2) \sin^2 \alpha] \\ M_k &= q_\infty [\tan \theta_0 l_1^2 (l_1 + l_2 - 2/3 l_1 \sec^2 \theta_0) Q_1 - 2 \tan \theta_0 l_1 (l_1 l_2 + l_2^2 + l_1^2/3) \sin^2 \alpha] \end{aligned} \right\} \quad (3.5)$$

(iii)  $-\theta_0 \geq \alpha$  のとき,

$$\left. \begin{aligned} F_i &= 0 \\ F_j &= -q_\infty 2r(l_1 + 2l_2) \sin^2 \alpha \\ M_k &= -q_\infty 2 \tan \theta_0 l_1 (l_1 l_2 + l_2^2 + l_1^2/3) \sin^2 \alpha \end{aligned} \right\} \quad (3.6)$$

ただし,

$$\begin{aligned} P_1 &= \pi \sin^2 \theta_0 \cos^2 \alpha + 4 \sin \theta_0 \cos \theta_0 \sin \alpha \cos \alpha + \pi/2 \cos^2 \theta_0 \sin^2 \alpha \\ Q_1 &= 2 \sin^2 \theta_0 \cos^2 \alpha + \pi \sin \theta_0 \cos \theta_0 \sin \alpha \cos \alpha + 4/3 \cos^2 \theta_0 \sin^2 \alpha \end{aligned}$$

である。ここで,  $q_\infty$ : 気流動圧,  $l_1, l_2$ : 開頭片の円錐部および円筒部の長さ,  $r$ : 円筒部の半径。

### 3.2 解析結果

図 3.1 の開頭方式を検討するため (3.1)~(3.6) 式を用いて開頭片の運動を解析した。ただし(c)の 2 段開頭方式では, 平行開頭される円筒部開頭片は機体の側に押しもどされる心配がないので, 円錐部開頭片の運動のみ解析した。(a), (b)の方式では, 開頭片形状は同一で開頭時の初期条件のみが異なる。それゆえ, 以後(a), (b)の方式はまとめて 1 段開頭方式と呼ぶことにする。

まず解析に必要な諸元を示す。数値として, M-4S-1 で計画された開頭部に対するものを示すと,

(i) 1 段開頭方式の場合;

$$\begin{aligned} m &= 7.6 \text{ kg s}^2/\text{m}, \quad I_G = 5.2 \text{ kg m} \cdot \text{s}^2, \quad l_1 = 1.32 \text{ m}, \quad l_2 = 1.54 \text{ m}, \quad r = 0.43 \text{ m}, \\ l_G &= 1.28 \text{ m}, \quad r_G = 0.25 \text{ m}, \quad l_A = 2.69 \text{ m}, \quad l_B = 0.04 \text{ m}, \quad \theta_0 = 15^\circ \end{aligned}$$

(ii) 2 段開頭方式の場合;

$$m=3.5 \text{ kg s}^2/\text{m}, I_G=0.57 \text{ kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2, l_1=1.32 \text{ m}, l_2=0.08 \text{ m}, r=0.43 \text{ m},$$

$$l_G=0.61 \text{ m}, r_G=0.14 \text{ m}, l_A=1.20 \text{ m}, l_B=0.04 \text{ m}, \theta_0=15^\circ$$

ただし、これらの数値は 2 分される開頭片の平均値である。

開頭は第 1 段コースティング最終時（発射後 81s）に行なわれ、表 1 からわかるように、そのときの気流動圧  $q_\infty$  は  $100 \text{ kg/m}^2$  前後であり、また機体の加速度  $a$  は非常に小さい。したがって、代表的な値として  $q_\infty=100 \text{ kg/m}^2$ ,  $a=0 \text{ m/s}^2$  とおくことにする。

さて、開頭時の初期条件の効果を調べるため、表 3.1 のようにバネ A, B の強さを加減して初期条件をいろいろ変えた場合を解析した。表中、 $K_A, K_B$  はバネ A, B のバネ定数、また  $\delta_A, \delta_B$  はバネ A, B の初期締付けストロークである。表 3.1 のおのおの場合の開頭片の運動の様子を図 3.3~3.7 に示す。機体との相対関係を見やすくするためえ図中に M-4S 第 2 段の概略寸法も示しておく。Case 1 は M-3D-1 の場合（1 段平行開頭）に相当し、図 3.3 からわかるようにこの場合開頭片は機体に接触する。Case 2, 3 は 1 段非平行開頭の場合である。Case 2 は、バネ A を Case 1 と同じくし、バネ B を取り除いたもので、図 3.4 からわかるように、この場合も開頭片は機体に接触する。Case 3 はバネ A の強さを 4 倍にし、バネ B を取り除いたものである。図 3.5 からわかるように、バネ A の強さをこの程度大きくすれば開頭片の機体との接触をさけることができる。Case 4, 5 は 2 段開頭方式の円錐部に

Case 1 (1 段平行開頭)

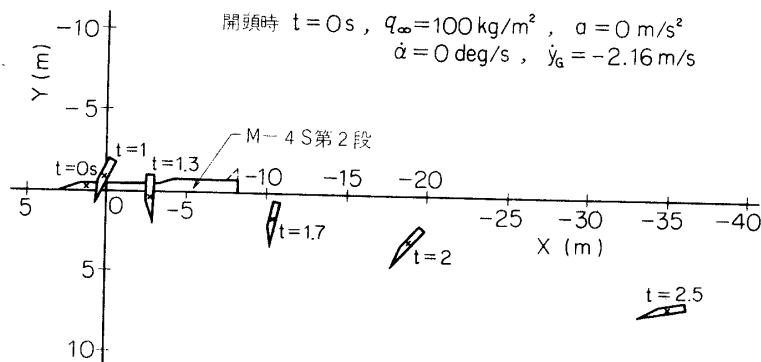


図 3.3 開頭片の運動 (Case 1)

Case 2 (1 段非平行開頭)

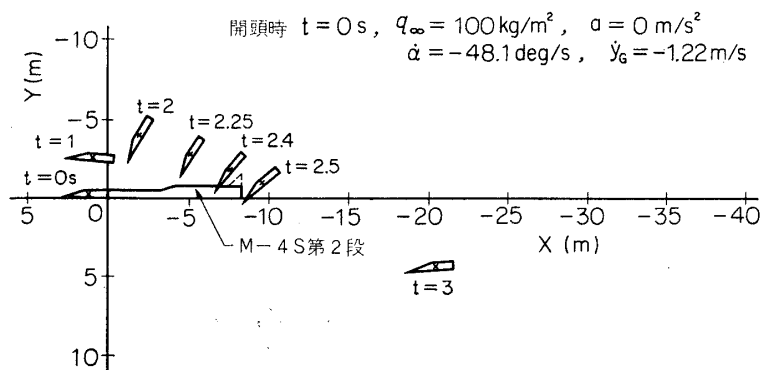


図 3.4 開頭片の運動 (Case 2)

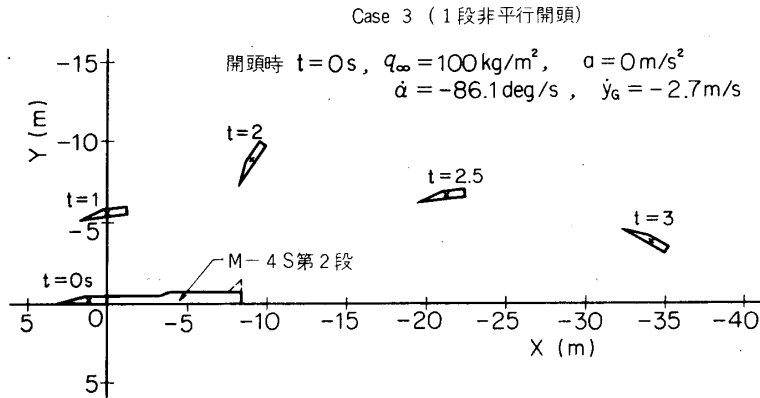


図 3.5 開頭片の運動 (Case 3)

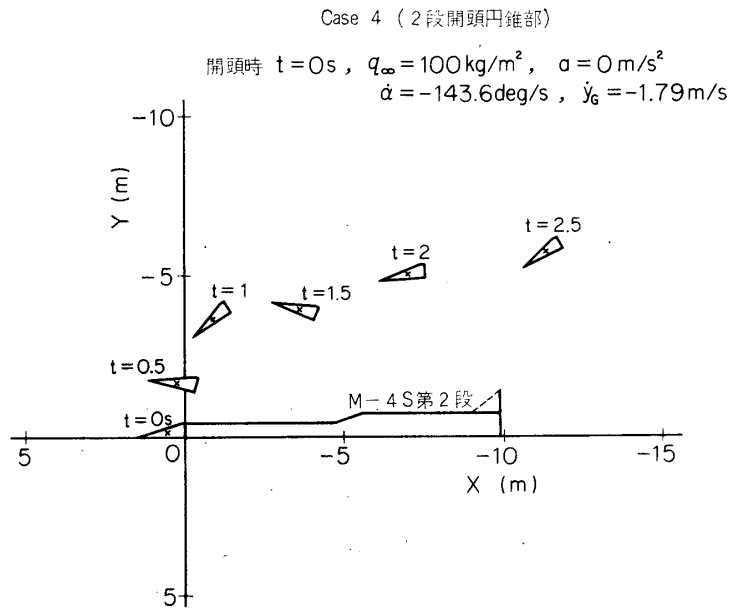


図 3.6 開頭片の運動 (Case 4)

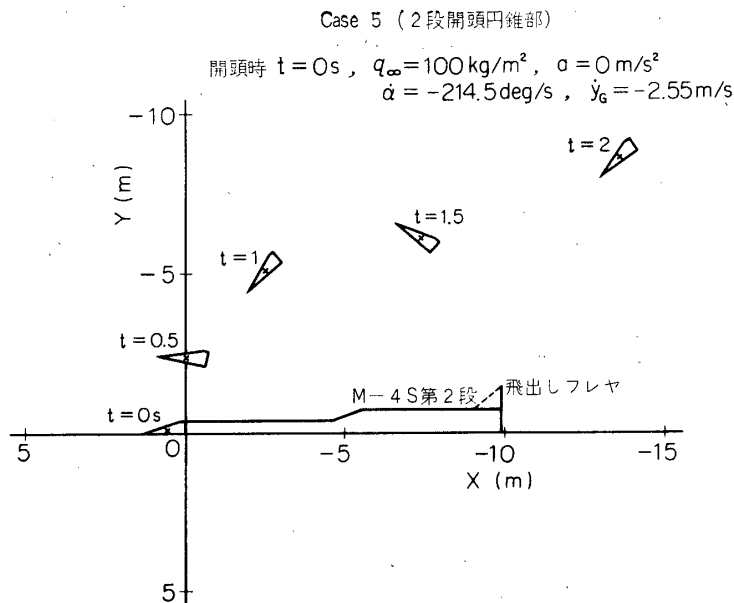


図 3.7 開頭片の運動 (Case 5)

対する場合で、バネ B はもちいず、バネ A の強さを Case 1 と同じくしたもののおよび 2 倍にしたものである。図 3・6, 7 からわかるように、これらの場合開頭片は機体と接触しない。

1 段開頭方式の場合でも A バネの強さを 4 倍にすれば開頭片の機体との接触は防げるが、開頭部の強度上の点からこのように大きな強さのバネをもちいることはできないので、M-4S では Case 5 に相当するものがもちいられることになった。

#### 4. フレヤ

ロケットを空力的に安定にするには通常尾翼が用いられるが、ロケットの飛行速度が増すにつれ翼の効きは低下し（飛行マッハ数  $M_\infty$  に対し、翼の法線力係数傾斜  $C_{N\alpha}$  は  $\sqrt{M_\infty^2 - 1}$  に反比例して減少する）、また構造的にも動圧の点から苦しくなる。そこでこれに代わるものとしてフレヤを用いることが考えられる。フレヤの利点はロケットの空力安定に最も重要な法線力係数や圧力中心などの空力特性が飛行速度にほとんど影響されないことである。したがって、多段式ロケットの 2 段目のように飛行速度もかなり大きく、かつまだ空力安定が必要とされるようなものには翼の代わりにフレヤを用いるのは有効である。フレヤとしては通常円錐状のものが用いられているが、二次元的効果によって法線力係数が増す四角錐状のものなども提案されている [2]。

M-4S でも第 2 段の空力安定のためフレヤが用いられている。しかしえこれは通常のものとは異なり後述するような飛出し式のもので、一種の‘すきまのある円錐状フレヤ’である（図 4・1 参照）。

ここでは、M-4S 第 2 段の飛出しフレヤの開傘運動、ならびに飛出しフレヤなどで見られる‘すきまのある円錐状フレヤ’の空力特性について述べる。

##### 4.1 フレヤ開傘運動

M-4S 第 2 段のフレヤ開傘機構は図 4・1 のようになっている。開傘前第 2 段後端部に胴

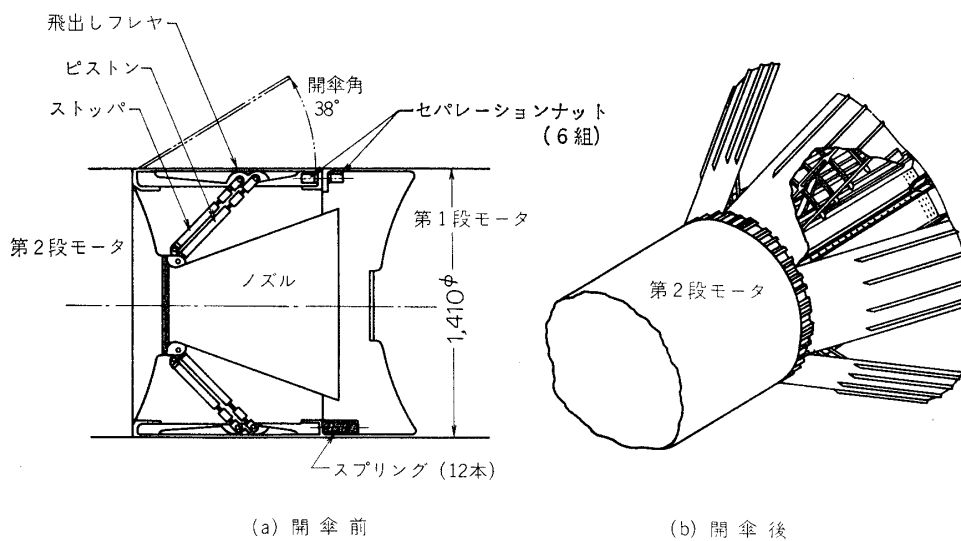
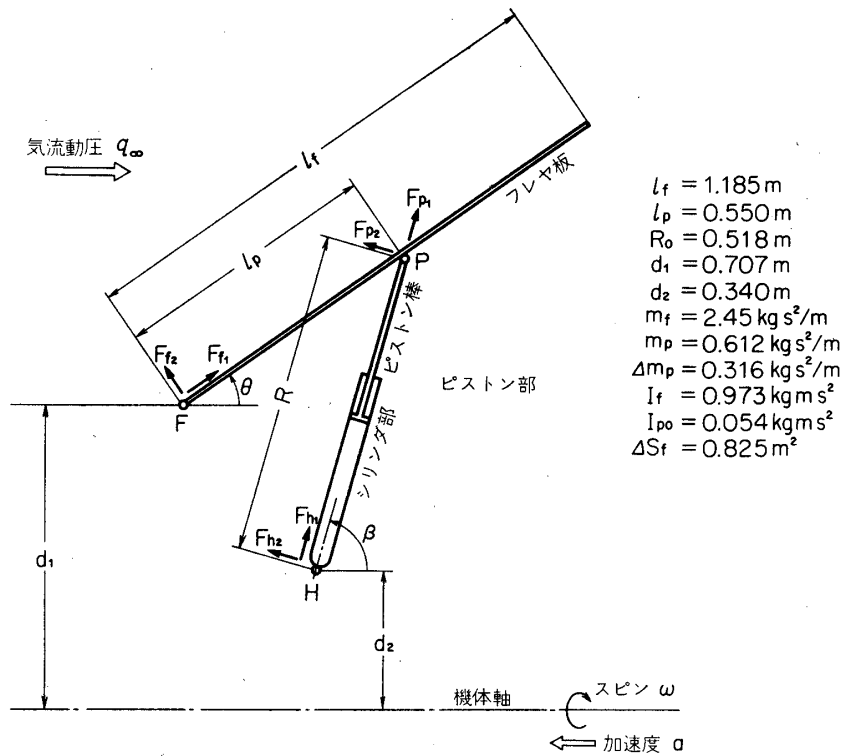
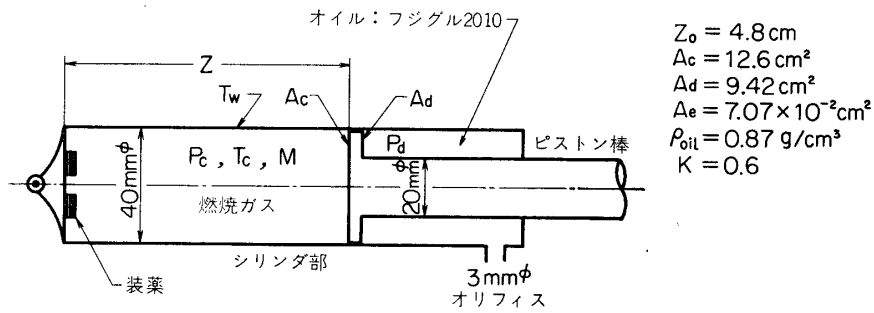


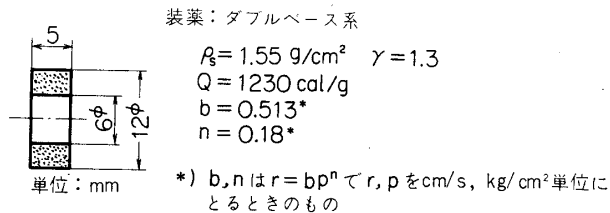
図 4・1 飛出しフレヤの開傘機構



(a) フレヤ開傘機構



(b) ピストン部詳細



(c) 装薬形状 (上図のもの4コとB/P 0.6g)

図 4.2

体に沿って収納されている 6 枚の飛出しフレヤ板を第 1 段切断後ピストンシリンダー内の火薬力によってピストンで動かし、各板をそれぞれ機体軸に対して開傘角が  $38^\circ$  になるまで飛出させ、そこでストップで固定するようになっている。このようなフレヤ開傘機構での運動が実機条件下でどのようなものか調べるため、以下の数値解析を行なった。

#### 4.1.1 運動方程式

6 枚の飛出しフレヤ板の運動はすべて同一とみなせるので、そのうちの 1 枚についてのみ取り扱う。まず簡単のため図 4.2 のようにモデル化する。ストップ部はピストン部にまとめて一体と考え、また各部結合点 F, P, H は単純ヒンジとみなす。さらに、フレヤ板、ピストン部で点 H に結合されたシリンダ部ならびに点 P に結合された可動部（ピストン棒）などの質量分布は長さ方向に関して一様であると仮定する。実機のフレヤ開傘時には機体に約  $0.5c/s$  のスピンのかけられており、またそのときの飛行速度  $V_\infty$  は約  $1000\text{m/s}$ 、気流動圧  $q_\infty$  で  $50\sim 100\text{kg/m}^2$  程度なので（表 1 参照）、これらによる効果も考慮する。空気力の評価には飛行マッハ数  $M_\infty$  が 3 程度ではあるが近似的なものとして衝撃理論を用いる。運動は二次元的なものと考え機体に固定した座標系で解析する。

まず主な記号として、

- $\theta$ : フレヤ開傘角,
- $\beta$ : ピストン部と機体軸のなす角,
- $R$ : 点 H, P 間の距離,
- $m_f, m_p$ : フレヤ板およびピストン部の質量,
- $\Delta m_p$ : ピストン可動部のみの質量,
- $I_f, I_p$ : フレヤ板およびピストン部の点 F, H まわり慣性能率,
- $\Delta S_f, l_f$ : フレヤ板の表面積および長さ,
- $q_\infty$ : 気流動圧,
- $\omega$ : 機体のスピン速度,
- $a$ : 機体の加速度,
- $C_p$ : フレヤ板の平均的圧力係数 ( $=2\sin^2\theta$ ),
- $F_{f1}, F_{f2}$ : 点 F での反力成分,
- $F_{h1}, F_{h2}$ : 点 H での反力成分,
- $F_{p1}, F_{p2}$ : 点 P での反力成分,
- $P_c, P_a$ : シリンダ内のガス側およびオイル側圧力,
- $A_c, A_a$ : シリンダのガス側およびオイル側断面積,
- $A_e$ : オリフィス断面積,
- $Z$ : シリンダのガス側の長さ ( $=R-R_{(0)}+Z_{(0)}$ ),
- $\alpha$ : エネルギー効率
- $\gamma$ : 比熱比
- $Q$ : 装薬単位質量当りの発熱量,
- $\dot{M}$ : 装薬消費率,

とする（その他のものは図 4.2 参照）。また時間微分を  $\dot{\quad}$  で、 $\theta=0$  における量を添字 (0) で

表わすことにする。

まず、フレヤ板およびピストン部の点 F, H まわりの回転運動を表わせば,

$$I_f \ddot{\theta} = -(1/2 q_\infty \Delta S_f l_f) C_p + 1/3 m_f l_f^2 [f_1 \omega^2 \cos \theta - (3a/2l_f) \sin \theta] + l_p [F_{p1} \sin(\beta - \theta) + F_{p2} \cos(\beta - \theta)] \quad (4.1)$$

$$I_p \ddot{\beta} + \dot{I}_p \dot{\beta} = 1/3 m_p R_0^2 [f_2 \omega^2 \cos \beta - f_3 (3a/2R_0) \sin \beta - R F_{p2}] \quad (4.2)$$

である。ここで,

$$\left. \begin{aligned} f_1 &= \sin \theta + 3d_1/2l_f \\ f_2 &= \sin \beta + 3/2 [d_2/R_0 + (\Delta m_p/m_p)(R/R_0 - 1) \sin \beta] \\ f_3 &= 1 + 2(\Delta m_p/m_p)(R/R_0 - 1) \\ I_p &= I_{p0} + \Delta m_p R_0^2 (R/R_0 - 1)(R/R_0) \end{aligned} \right\} \quad (4.3)$$

(4.1), (4.2) 式において  $\omega^2$ ,  $a$  を含む項はそれぞれ機体のスピンおよび加速度による効果を, また  $q_\infty$  を含む項は気流動圧による空気力の効果を表わしている。また, (4.3) 式においては各部の質量分布が長さ方向に一様であるという仮定が用いられている。この仮定によれば  $I_f = 1/3 m_f l_f^2$ ,  $I_{p0} = 1/3 m_p R_0^2$  である。

ピストン可動部の重心の運動は

$$\Delta m_p (\ddot{R} - \bar{x}_G R_0 \dot{\beta}^2) = \Delta m_p (f_4 R_0 \omega^2 \sin \beta + a \cos \beta) - F_{p1} + A_c P_c - A_d P_d \quad (4.4)$$

で表わされる。ここで

$$\bar{x}_{G1} = R/R_0 - 1/2 \quad (4.5)$$

$$f_4 = d_2/R_0 + \bar{x}_{G1} \sin \beta$$

である。  $P_c, P_d$  は図 4.2(b) に示すようにピストンシリンダ内のガス側およびオイル側の圧力で,  $A_c P_c$  はフレヤ開傘機構の「開傘力」であり,  $A_d P_d$  はフレヤ開傘時の衝撃を弱める働きをする。  $A_d P_d$  はピストン可動部の速度  $\dot{R}$  を用いて近似的に

$$A_d P_d \cong 1/2 A_d \rho_{oil} (A_d / K A_e)^2 \dot{R}^2 \quad (4.6)$$

と表わすことができる。ここで,  $\rho_{oil}$ : オイルの密度,  $K$ : オリフィスの効率である。

また, シリンダ内のガス側におけるエネルギー保存則から

$$Z A_c \dot{P}_c = -\gamma A_c P_c \dot{R} + (\gamma - 1) Q \dot{M} \alpha \quad (4.7)$$

が導かれる。式中,  $\alpha$  は発生エネルギーがどの程度有効に使われるかを表わすエネルギー効率である。  $\dot{M}$  は装薬消費率で,  $\dot{M} = S_p \rho_s r$  で表わされる。ここで,  $S_p$ : 装薬の燃焼表面積,  $\rho_s$ : 装薬の密度,  $r$ : 装薬の燃焼速度である。  $r$  として近似的に定常燃焼の式  $r = b P^n$  を用いることにすれば,  $\dot{M}$  は

$$\dot{M} = S_p \rho_s b P_c^n \quad (4.8)$$

である。

(4.1)~(4.8) 式および  $R, \theta, \beta, Z$  の間の幾何学的関係式から  $\theta, \beta, R, Z, P_c, F_{p1}, F_{p2}$  などの時間的変化が求められる。そして点 F, H における反力成分はフレヤ板およびピストン部の重心の運動を表わす式を用いて

$$F_{f1} = -m_f l_f [1/2 \dot{\theta}^2 + f_5 \omega^2 \sin \theta + (a/l_f) \cos \theta] - F_{p1} \cos(\beta - \theta) + F_{p2} \sin(\beta - \theta) \quad (4.9)$$

$$F_{f2} = m_f l_f [1/2 \ddot{\theta} + (q_\infty \Delta S_f C_p)/(m_f l_f) - f_5 \omega^2 \cos \theta + (a/l_f) \sin \theta] - F_{p1} \sin(\beta - \theta) - F_{p2} \cos(\beta - \theta) \quad (4.10)$$

$$F_{h1} = m_p R_0 [(\Delta m_p / m_p)(\dot{R} / R_0) - \bar{x}_G \dot{\beta}^2 - f_6 \omega^2 \sin \beta - (a / R_0) \cos \beta] + F_{p1} \quad (4.11)$$

$$F_{h2} = m_p R_0 [\bar{x}_G \dot{\beta} + 2(\Delta m_p / m_p)(\dot{R} / R_0)\dot{\beta} - f_6 \omega^2 \cos \beta + (a / R_0) \sin \beta] + F_{p2} \quad (4.12)$$

で与えられる。ここで、

$$\left. \begin{aligned} f_5 &= d_1 / l_f + 1/2 \sin \theta \\ f_6 &= d_2 / R_0 + 1/2 \sin \beta + (\Delta m_p / m_p)(R / R_0 - 1) \sin \beta \\ \bar{x}_G &= 1/2 + (\Delta m_p / m_p)(R / R_0 - 1) \end{aligned} \right\} \quad (4.13)$$

である。

### 4.1.2 解析結果

図 4.2 中に示される諸元を用いてフレヤ開傘運動を解析した。M-4S 第 2 段フレヤ開傘機構では、装薬点火後シリンダ内の圧力  $P_c$  が  $30 \text{ kg/cm}^2$  (開傘力  $A_c P_c$  にして約  $380 \text{ kg}$ ) になる時点からフレヤ止めピンが切断されてフレヤ板の開傘が始まるようになっている。したがって装薬点火からフレヤ板の開傘開始直前までは、初期条件  $P_c = 1 \text{ kg/cm}^2$  としてエネルギー方程式 ((4.7) 式) のみを解き、 $P_c = 30 \text{ kg/cm}^2$  になった時点からフレヤ板およびピストン部の運動方程式を含めて解いた。

まず、シリンダ内の燃焼ガスとシリンダ壁間の熱伝導のためエネルギー効率  $\alpha$  が実際にどの程度か見るため、 $q_\infty = 0, \omega = 0, a = 0$  で  $\alpha = 1.0, 0.64, 0.37$  とした場合の解析結果を図 4.3(a), (b) に示す。図中に実機と同様のフレヤ開傘機構の真空槽内 (気圧  $5 \text{ mmHg}$ ) で

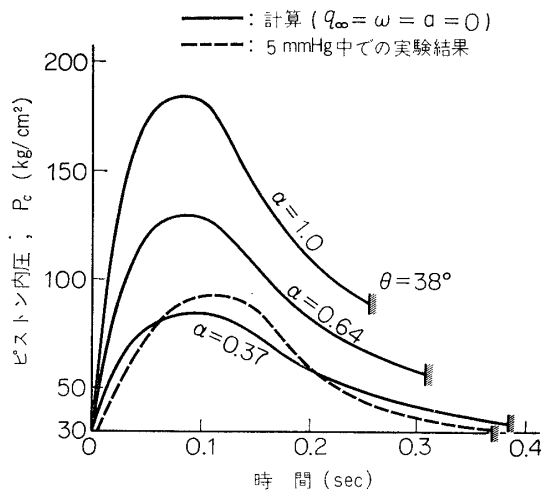


図 4.3(a) ピストン内圧  $P_c$  の変化

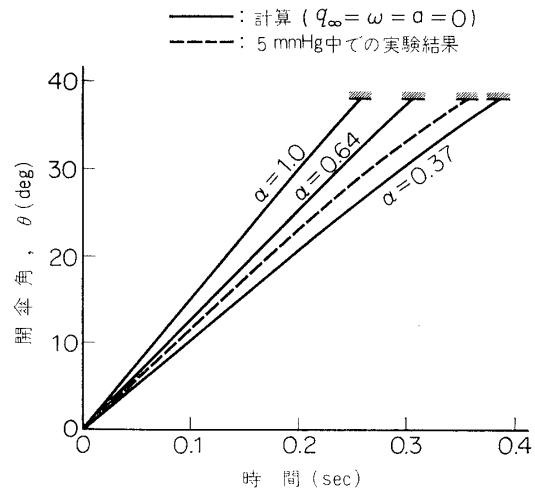


図 4.3(b) 開傘角  $\theta$  の変化

の実験結果が比較のため示されているが、これから  $\alpha = 0.37$  程度であることがわかる。したがって以下に示す解析結果では全て  $\alpha = 0.37$  とした。

M-4S 第 2 段のフレヤ開傘は発射後  $85 \text{ s}$  で行なわれ、そのときの条件は (表 1 参照), 発射上下角  $77.5^\circ$  に対して、

$$q_\infty = 60 \text{ kg/m}^2 \quad \omega = \pi \text{ rad/s} \quad a = 0.26 \text{ m/s}^2$$

である。この条件での解析結果を図 4.4 に示す。開傘時間は  $0.39 \text{ s}$  で  $q_\infty = 0, \omega = 0, a = 0$  の場合と大差ない。このことは  $q_\infty, \omega$  などの意味がほとんどないことを意味している。こ



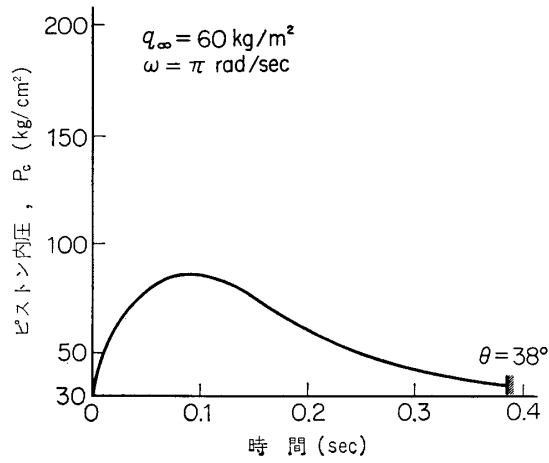


図 4.4(a) ピストン内圧  $P_c$  の変化

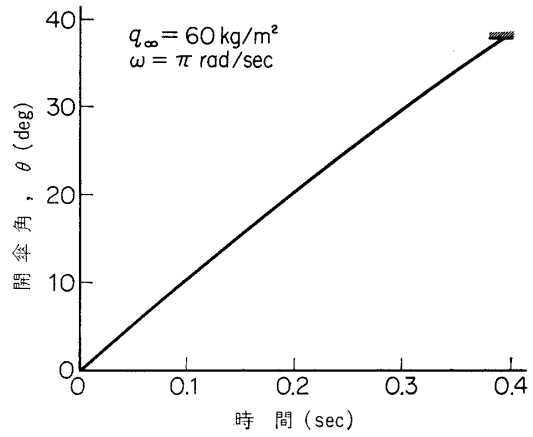


図 4.4(b) 開傘角  $\theta$  の変化

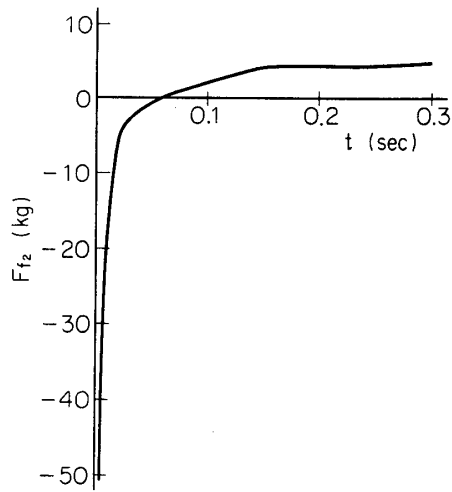
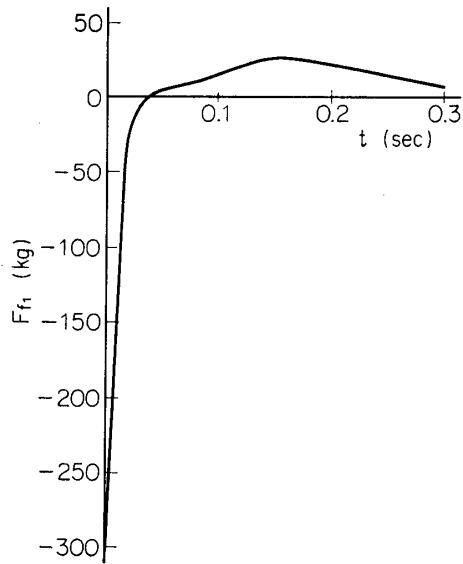


図 4.4(c) 点Fにおける反力  $F_{f1}, F_{f2}$  の変化 ( $q_\infty=60 \text{ kg/m}^2, \omega=\pi \text{ rad/s}$ )

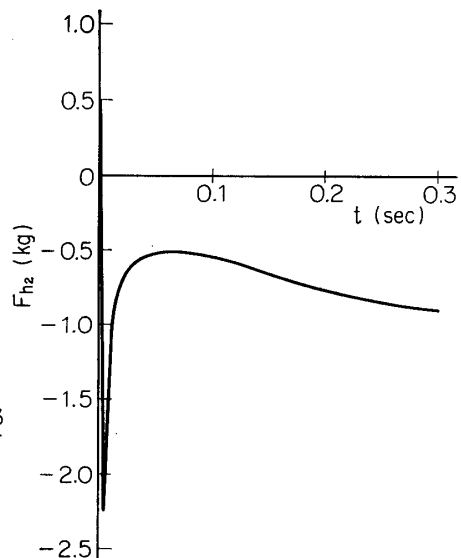
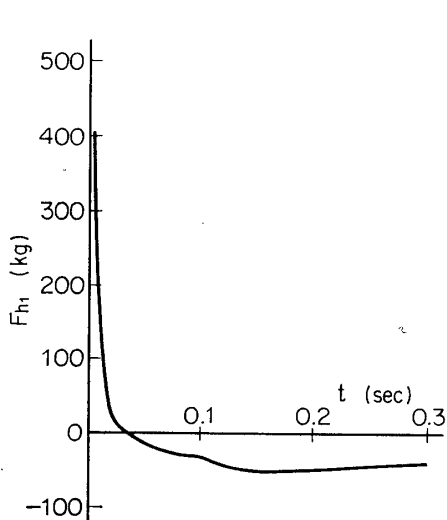


図 4.4(d) 点Hにおける反力  $F_{h1}, F_{h2}$  の変化 ( $q_\infty=60 \text{ kg/m}^2, \omega=\pi \text{ rad/s}$ )

のことをより明確にするために(1)  $q_\infty=0\sim 150\text{ kg/m}^2$ ,  $\omega=0$ , (2)  $q_\infty=0$ ,  $\omega=0\sim 5\pi\text{ rad/s}$  の場合の開傘時間  $t_d$  を図 4.5(a), (b) に示す. これから  $q_\infty$  の効果はほとんどなく,  $\omega$  の効果は開傘時間をいくらか小さくすることがわかる. したがって装薬に点火さえすればフレヤ板は機体の飛しょう条件によらず必ず 0.4s 以内で開傘する. また開傘時の衝撃は図 4.4(c), (d), (e) からわかるように点 F, H, P で開傘開始直後最大で高々 400kg 程度

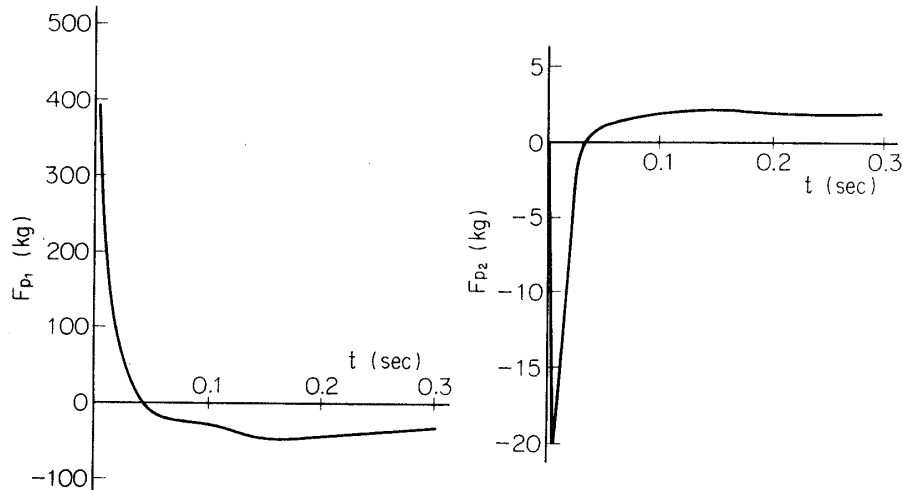


図 4.4(e) 点Pにおける反力  $F_{p1}$ ,  $F_{p2}$  の変化 ( $q_\infty=60\text{ kg/m}^2$ ,  $\omega=\pi\text{ rad/s}$ )

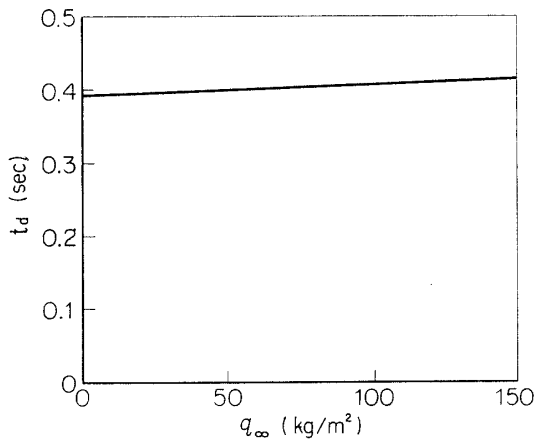


図 4.5(a) 開傘時間  $t_d$  に対する  $q_\infty$  の効果 ( $\omega=0$ ,  $a=0$ )

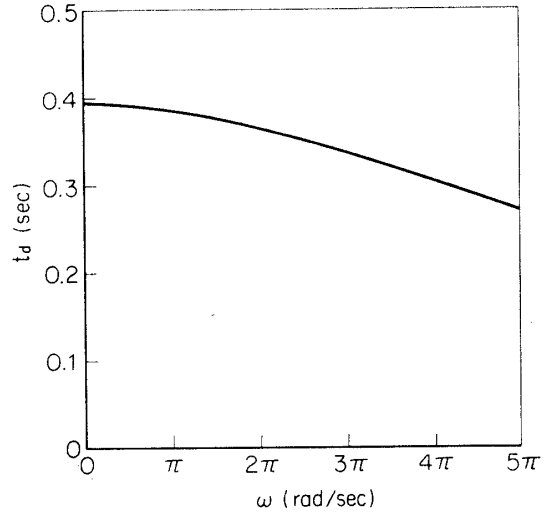


図 4.5(b) 開傘時  $t_d$  に対する  $\omega$  の効果 ( $q_\infty=0$ ,  $a=0$ )

である. M-4S のフレヤ開傘機構の強度設計ではこれらに十分たえるだけの安全率が取られている.

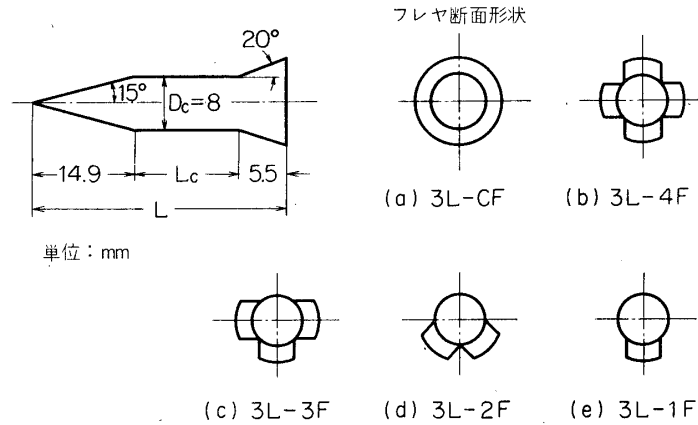
## 4.2 すきまのある円錐状フレヤの空力特性

### 4.2.1 風洞模型

風洞模型は M-4S 第 2 段の形状とは異なるが, フレヤ部のすきまの効果調べを

主眼として表 4.1 に示すような円錐・円柱・円錐状フレヤからなる模型を用いた。表中のフレヤ断面形状図からわかるように、フレヤ部のすきまの具合によって模型は A, B, C 組に分けられる。A 組は通常のすきまのない円錐状フレヤを持つものである。B 組のフレヤ部は A 組と同じ円錐状フレヤから対称に 4 か所切り取られたすきまのあるフレヤで、また C 組のフレヤ部は非対称に切り取られたすきまのあるフレヤである。A, B 組はすきまの効果およ

模 型		L <sub>c</sub> (mm)	L/D <sub>c</sub>	S <sub>F</sub> /S <sub>CF</sub>	フレヤ断面形
組	名 称				
A	1 L-C F	5	3.18	1.000	(a)
	2 L-C F	10	3.80	1.000	(a)
	3 L-C F	15	4.43	1.000	(a)
	4 L-C F	20	5.05	1.000	(a)
B	1 L-4 F	5	3.18	0.769	(b)
	2 L-4 F	10	3.80	0.769	(b)
	3 L-4 F	15	4.43	0.769	(b)
	4 L-4 F	20	5.05	0.769	(b)
C	3 L-3 F	15	4.43	0.576	(c)
	3 L-2 F	15	4.43	0.384	(d)
	3 L-1 F	15	4.43	0.192	(e)



単位：mm

表 4.1 模型の寸法

び円柱部の長さの効果を、また C 組はフレヤ部の非対称性の効果を調べるためのものである。

4.2.2 実験結果

ガンタンネル[3] (気流マッハ数 7.8, 1cm 当りのレイノルズ数  $4.5 \times 10^4$ ) でモーメント型の法線力測定用天秤[4]を使って、これら模型の法線力係数  $C_N$  および圧力中心  $CP$  を測定した。ただし基準面積, 基準長にはそれぞれ円柱部断面積  $S_0$ , 全長  $L$  をとり, また

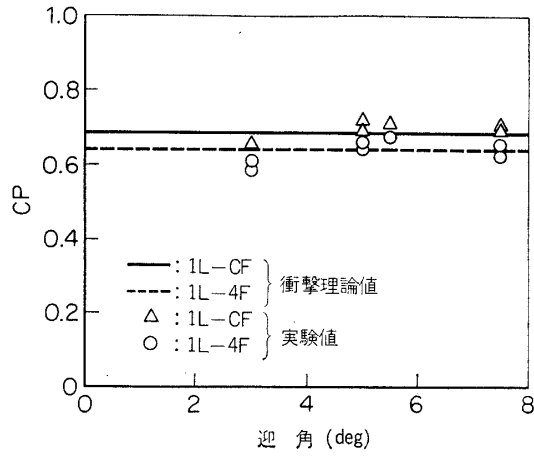


図 4.6(a) 法線力係数  $C_N$

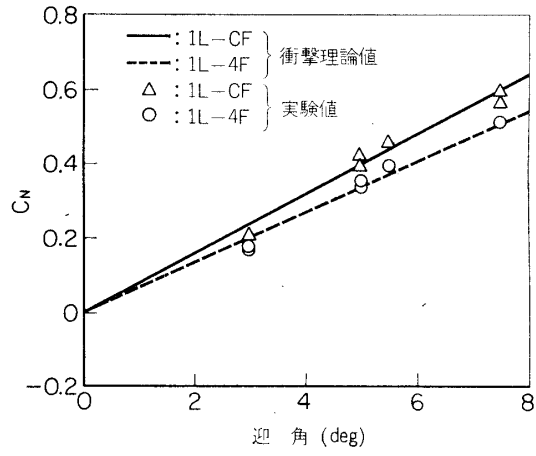


図 4.6(b) 圧力中心  $CP$

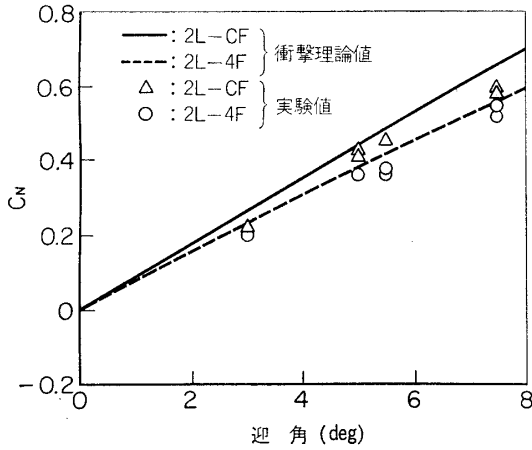


図 4.7(a) 法線力係数  $C_N$

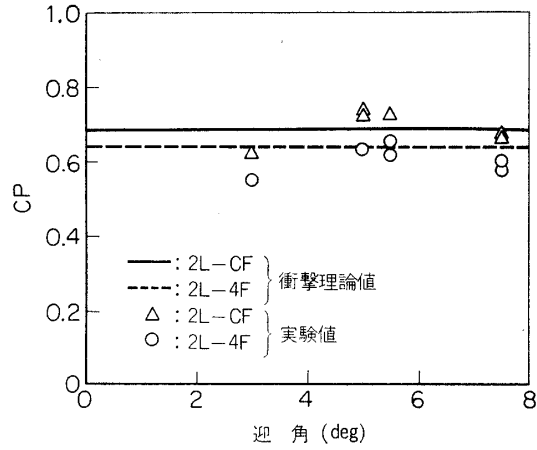


図 4.7(b) 圧力中心  $CP$

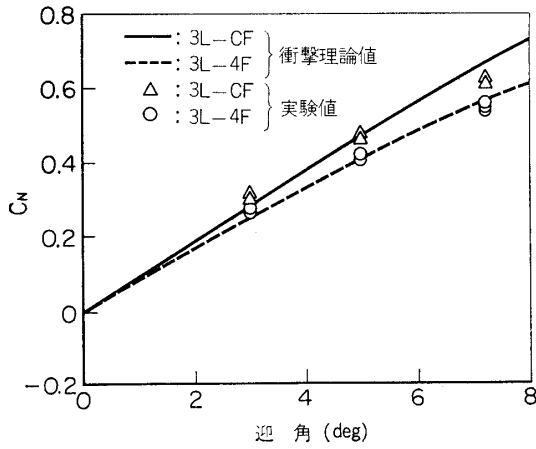


図 4.8(a) 法線力係数  $C_N$

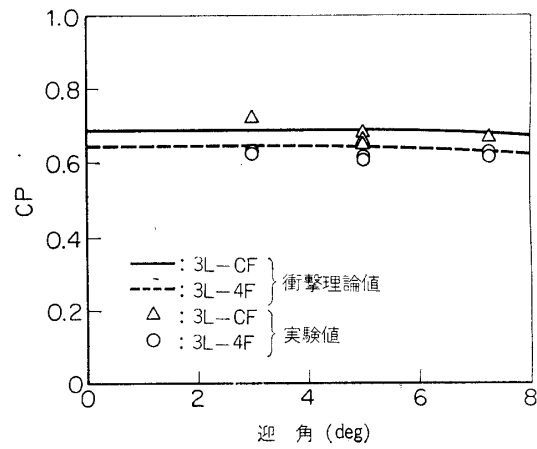


図 4.8(b) 圧力中心  $CP$

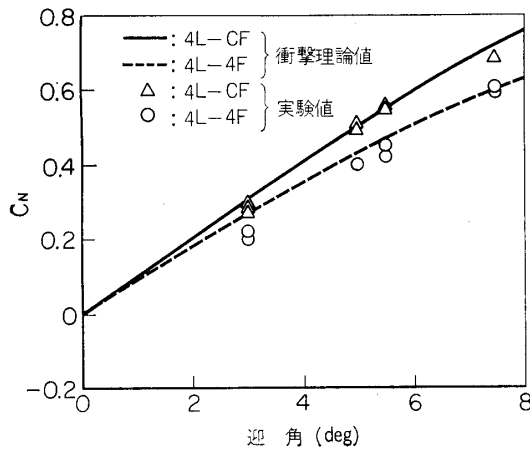


図 4.9(a) 法線力係数  $C_N$

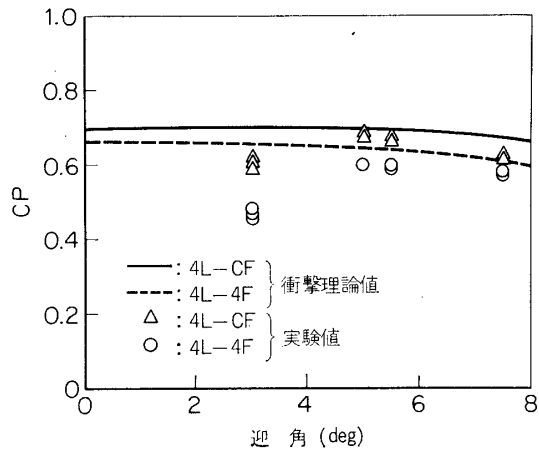


図 4.9(b) 圧力中心  $C_P$

$C_P$  は  $C_N$  と模型の先端まわりのピッチング・モーメント係数  $C_m$  から  $C_P = C_m / C_N$  で求めた。A, B組の  $C_N, C_P$  の測定結果を図 4.6~4.9 に示す。比較のため衝撃理論による計算値も図中に示す。衝撃理論値は円柱部ならびに円柱部のためフレヤ部に生じる影の部分の効果を考慮したものである。理論値と実験値は大略一致しているが、迎角の小さいところでずれがやや大きくなっている。これは実験誤差のためと考えられる。図 4.6~4.9 から円柱部による法線力係数の増加やフレヤ部のすきまの効果は衝撃理論の結果にだいたい近いことがわかる。さらに、すきまの効果をより明確にするため円柱部の長さの等しいA組とB組の模型の法線力係数の差  $\Delta C_N = C_{NA} - C_{NB}$  (これはすきまによるフレヤ部の法線力係数の減少量に等しい) および圧力中心の差  $\Delta C_P = C_{PA} - C_{PB}$  を示すと図 4.10, 4.11 のようになる。衝撃理論でもフレヤ部にすきまのある場合には計算はかなり面倒である。したがって、実用的な立場から対称なすきまのある円錐状フレヤの法線力係数  $C_{N(F)}$  を、すきまのない円錐状フレヤの法線力係数  $C_{N(CF)}$  を用いて

$$C_{N(F)} = \eta (S_F / S_{CF}) C_{N(CF)} \quad (4.14)$$

で表わすことにする。ここで、 $S_{CF}$  はすきまのない円錐状フレヤの表面積、 $S_F$  はすきまのあるフレヤの表面積である。また  $\eta$  は‘すきまの効率’で、実際のすきまに対して有効なフレヤ表面積はどの程度かを表わすものである。たとえば、 $\eta = 1(100\%)$  はフレヤの実表面積がすべて有効に働くことを意味する。実験結果と比較するため、対称なすきまのあるフレヤの法線力係数  $C_{N(F)}$  には(4.14)式を用い、すきまの効率  $\eta$  を 70, 100%とした場合の衝

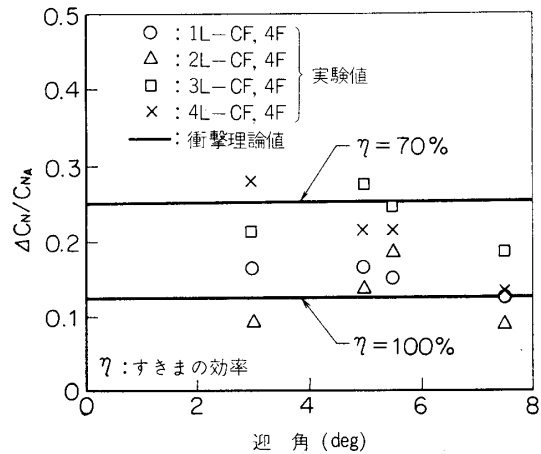


図 4.10 すきまによる法線力係数の差  $\Delta C_N = C_{NA} - C_{NB}$

撃理論値を図 4・10, 4・11 中に示す. これらの図からすきまの効率  $\eta$  は実用上 70~80%程度にとればよいと思われる.

つぎに, 非対称なすきまのあるフレヤを持つC組の  $C_N, CP$  の測定結果を図 4・12~4・14 に示す. 図中で模型記号 3L-3F-W, 3L-3F-L などの末尾の記号 W, L は非対称フレヤ部を横断流に対してそれぞれ風上, 風下になるように置くことを意味する. 非対称フレヤ部が風上(W)か風下(L)かによって  $C_N, CP$  ともかなりの差があることがわかる. また同図中に, 円柱部および円柱部によってフレヤ部に生じる影の部分の効果を考慮した衝撃理論値が示されている. 実験値と比較して, 非対称フレヤ部が風上(W)の場合には理論値と実験値は大略一致しているが, 風下(L)の場合には両者のずれはやや大きめである.

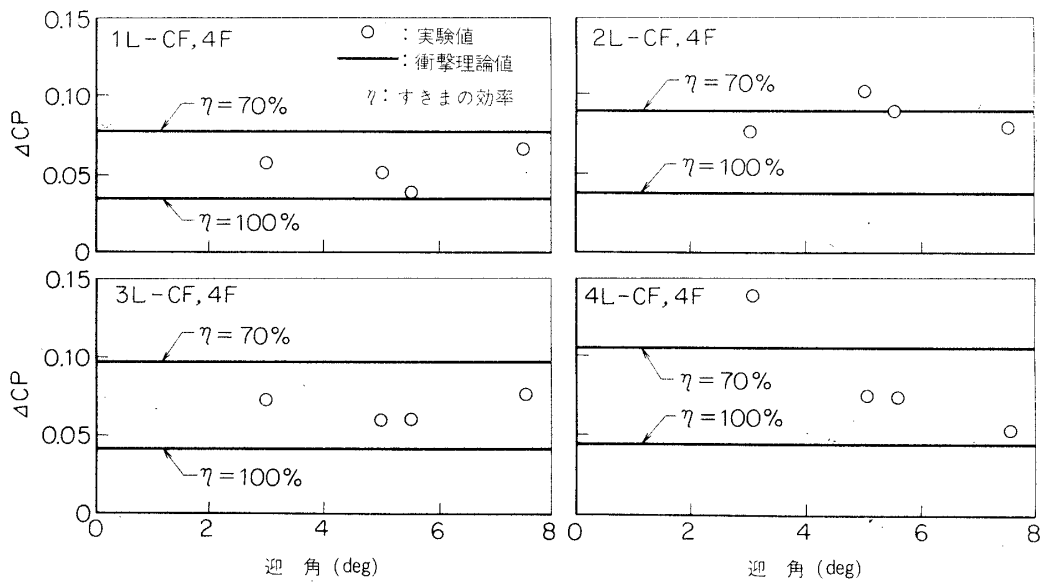


図 4・11 すきまによる圧力中心の差  $\Delta CP = CP_A - CP_B$

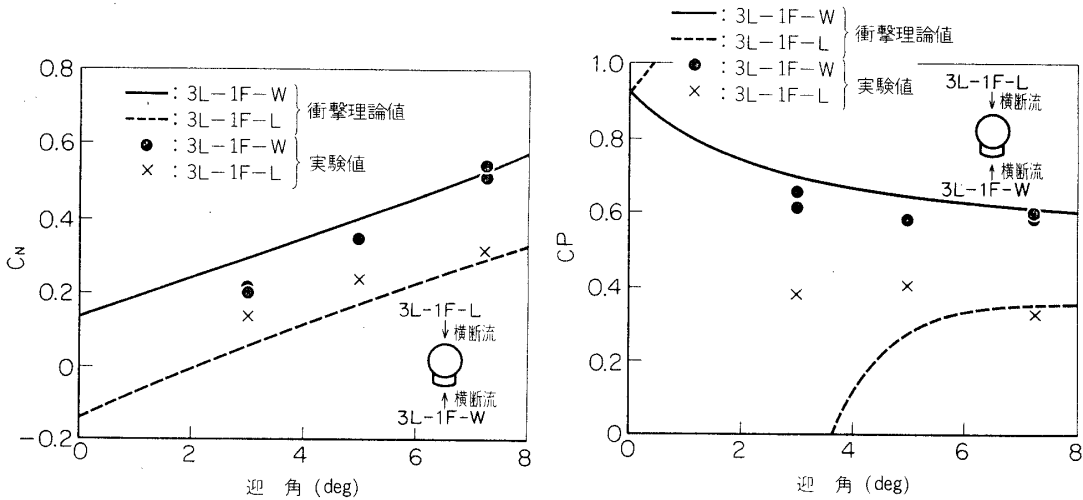


図 4・12(a) 法線力係数  $C_N$

図 4・12(b) 圧力中心  $CP$

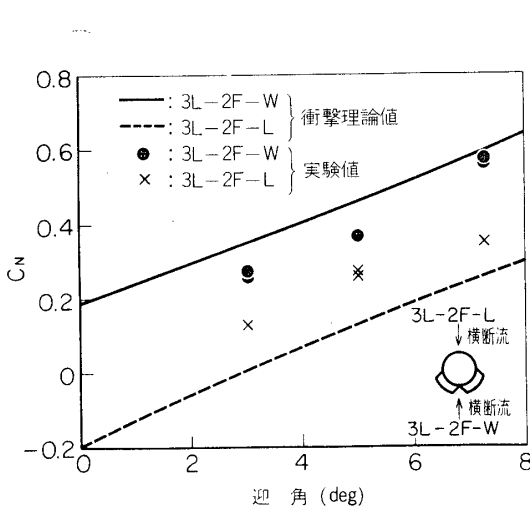


図 4.13(a) 法線力係数  $C_N$

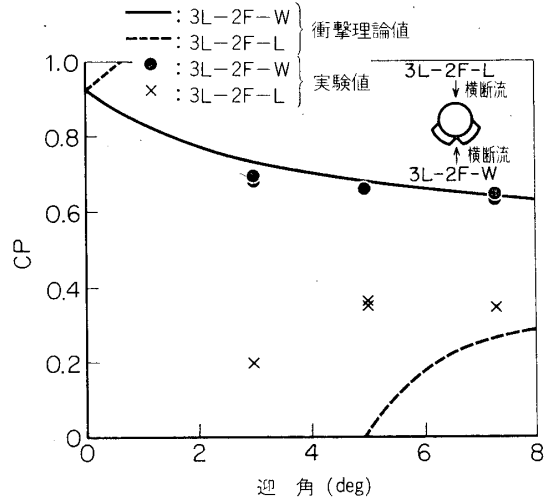


図 4.13(b) 圧力中心  $CP$

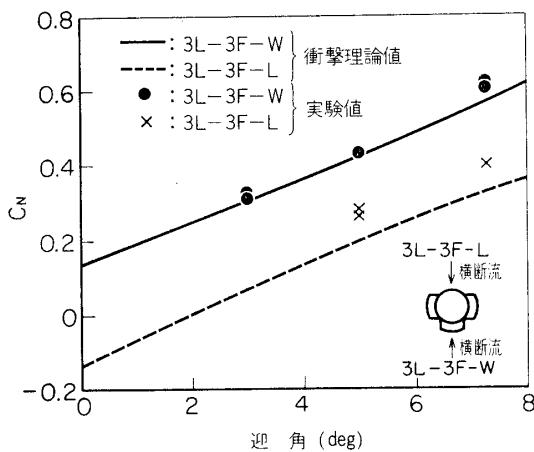


図 4.14(a) 法線力係数  $C_N$

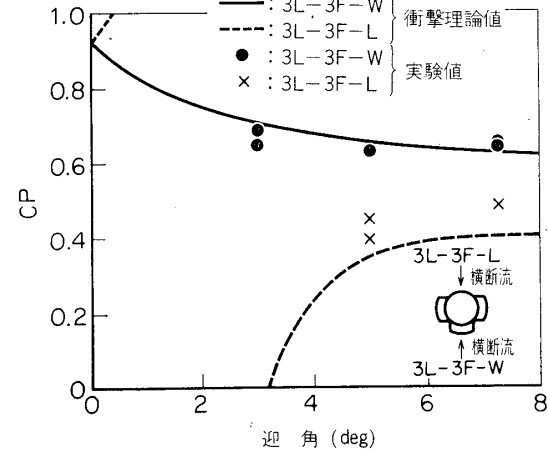


図 4.14(b) 圧力中心  $CP$

以上の実験結果から、(1)対称なすきまのある円錐状フレヤですきまの効果はすきまのあるフレヤとすきまのないフレヤの表面積比  $S_F/S_{CF}$  とすきまの効率  $\eta$  (70~80%) の積で概略評価できること、(2)非対称なすきまのあるフレヤの場合には状況に応じて法線力係数  $C_N$  や圧力中心  $CP$  がかなり大きく変動するので、M-4S 等のフレヤ開傘では特に均一に開傘するよう注意が必要ながわかった。

以上、すきまのある円錐状フレヤの空力特性について述べたが、このようなすきまのあるフレヤを M-4S の実機に使用したときの第2段の空力特性、飛しょう特性については、稿を改めて報告したい。

### 5. あとがき

M-4S 計画は、M-計画設計班主任の森 大吉郎教授をはじめその他多くの実験班の方々のご努力や関係各方面のご協力により、現在 M-4S-3 まで一応順調な進展をみてきた。進

展途上生じた幾多の機構上の問題は玉木教授を委員長とするシステム計画会議で検討され、かつ繰返し多くの地上実験が行なわれ、その都度解決されてきている。本報告は、そのうち筆者らが関係した二、三の機構の運動解析の結果をまとめたものである。

解析を行なうにあたり有益なご指導ならびにご助言をいただいた玉木教授ほか、本文の結果について討議して下さった計画会議のメンバーの方々に厚く感謝する。また、フレヤの空力特性を調べる実験では黒崎正大君に多大なご協力をいただいたことを付記して感謝の意を表す。

1972 年 3 月 10 日 新設部 (工学)

#### 参 考 文 献

- [1] S. G. Hoerner: Fluid Dynamic Drag, Published by the Author, 1958
- [2] L. H. Ohman: A "Square" Flare-A Second Note, AIAA Journal, Vol. 6, No. 12, 1968, pp. 2449~2450
- [3] M. Hinada: Experimental study on the Drag of Blunt Bodies of Revolution at Hypersonic Speeds, ISAS Report No. 432, 1968
- [4] 雛田元紀, 玉本章夫: ガンタンネルによる極超音速気流の実験, 生産研究第 17 巻第 10 号 (昭和 40 年 10 月), pp. 255~257