

# M-4Sの飛しょう保安

玉木章夫・雛田元紀・寺田守男  
的川泰宣・馬場康子

## 1. はじめに

M-4Sはわが国のロケットとしては最大級のものであり、飛しょう距離（発射点から落下点までの距離）もK-9M等の通常の観測ロケットに較べて非常に長く（第1(a)図）、その飛しょう実験の安全確保の成否は、諸外国を含め、他に及ぼす影響がきわめて大なるものである。したがって、安全の確保を目的とした「飛しょう保安」の役割は重く、そのために可能な限りの最大限の努力が払われてきた。幸い、M-4Sによる実験は、科学衛星「たんせい」、「しんせい」、「でんぱ」の衛星軌道投入という大きな成果を残して4号機をもって無事終了し、飛しょう保安としても大過なく一応その役目が果されたといえる。

ここでは、M-4Sの飛しょう保安について概略述べるとともに、これに関連した二、三の考察を記してみたい。

## 2. 飛しょう保安体制

飛しょう保安の役割については[3]に詳しく述べられているが、ここで簡単に触れてみればつぎの二つに大別されたう。すなわち、

- (i) 正常な飛しょうのとき、ロケットの落下による危険を可能な限り少なくする。
- (ii) 飛しょうに異常が起ったとき、これによる危険を可能な限り少なくする。

(i)の対象は主としてあらかじめ公表されている落下予想区域における船舶、航空機であり、(ii)の対象は落下予想区域を中心としたより広い区域における大陸、島等である。ここで、“危険を可能な限り少なくする”と記したが、安全確保のための目標をこのような漠然とした表現で表わすことは、實際上際限がなく、「このロケット実験は安全である」ということに、立場の異なる者それぞれに意見の分れる所となり、このままでは万人を納得させてロケット実験を実施することは不可能である。そこで、実施する側としては、万人の認める何か定量的なものを寄り所とすることが望ましい。このようなことから飛しょう保安には確率的な考え方が用いられる。飛しょう保安に関する文献[1]、[2]、[3]あるいは本稿第3節で述べられるように、まず天災等による危険率に準拠してこれと同程度あるいは小さめのある危険率を設定し、ロケットの落下による危険の確率がこの設定危険率以下であれば「安全」とする立場がとられる。通常この危険率は許容危険率と呼ばれている。したがって、飛しょう保安の役割は飛しょう実験による危険率が許容危険率以下になるように(i)、(ii)を実行することにあるといえる。

M-4Sでは（他のロケットでも同様であるが）、その飛しょう実験が許容危険率以下で実施可能となるべく、多くの努力がなされた。すなわち、ロケットの特性に関する事前の十分な検討とこれに基づく落下予想区域、飛しょう保安作業実行上の判断基準等の設定、実施

時における発射前の海上船舶の警戒あるいは飛しょう時の飛しょう状況の監視と設定された判断基準に基づく状況に応じた迅速な対応体制の整備等に万全が期された。

### (1) 飛しょう保安機能

M-4 Sでは飛しょう保安のため、点火停止、推力中断（破壊）の機能が装備されており、異常が発生したとき、必要に応じてコマンド電波送信で瞬時にこれを働かせる仕組みになっている。各段の機能を第1表に示す。

第1表

	保安機能
第1段	推力中断
第2段	点火停止、推力中断
第3段	点火停止、推力中断
第4段	点火停止

### (2) 落下予想区域

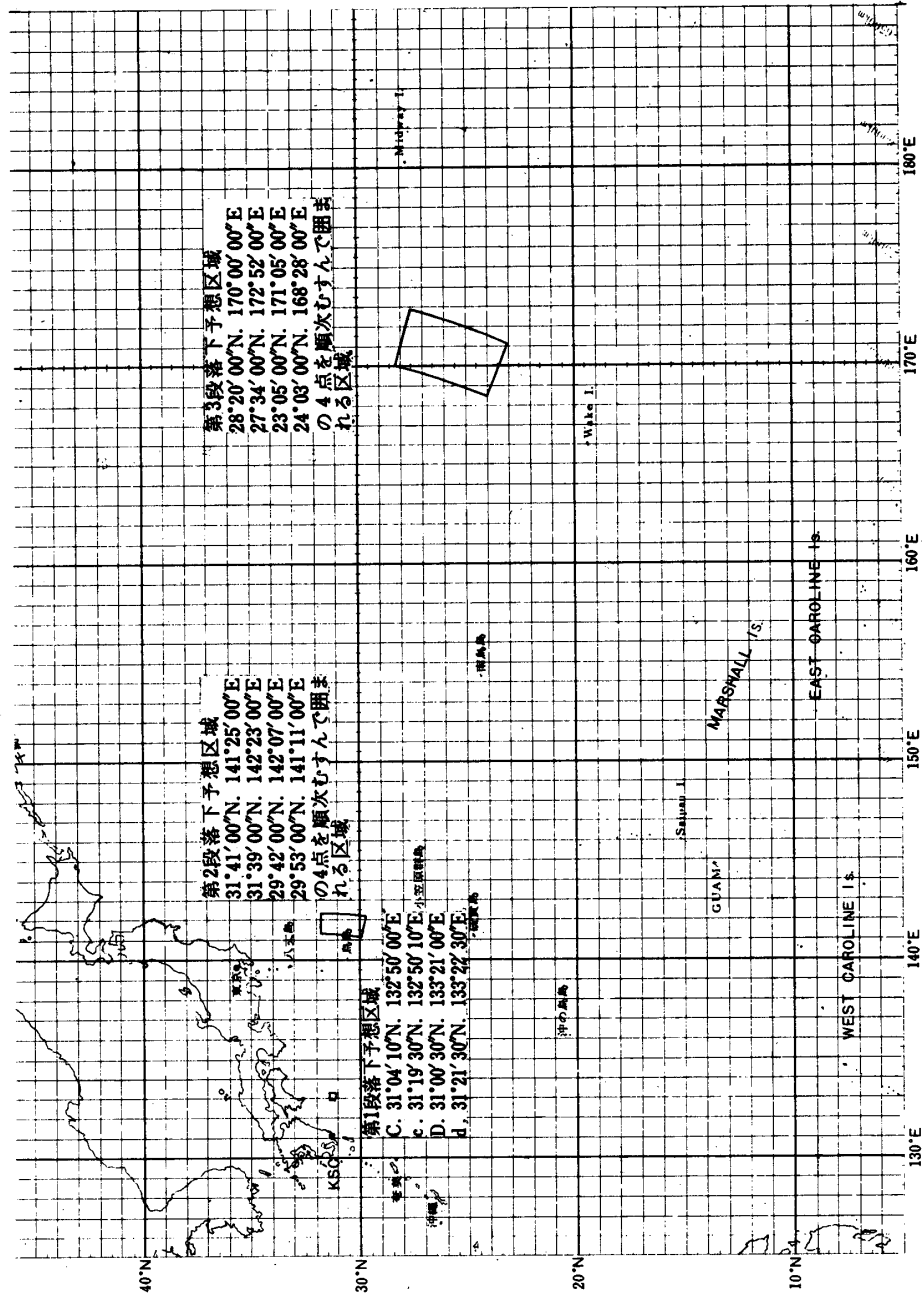
正常な場合最終段（第4段）は衛星軌道に入るため地表に落下してこない。落下するのは第1, 2, 3段と第1段

推力増強のため用いられる補助ブースタ（SB）であり、これらの落下のため第1図に示すような落下予想区域が設定されている。この例は4号機のものであるが他のものもこれと大差ない。また、第1(b)図における地図は縮尺のスケールが異なるものなので注意されたい。SBの落下予想区域は、通常予想される落下区域（本稿第5節参照）を含むことは無論であるが、それよりかなり大きな区域に設定されている。これは、海上船舶に対する危険率を可能なかぎり下げるという方針によるものである。なお、これら落下予想区域の設定方法については、海上船舶に対する危険率などとあわせ近くまとめて報告したい。

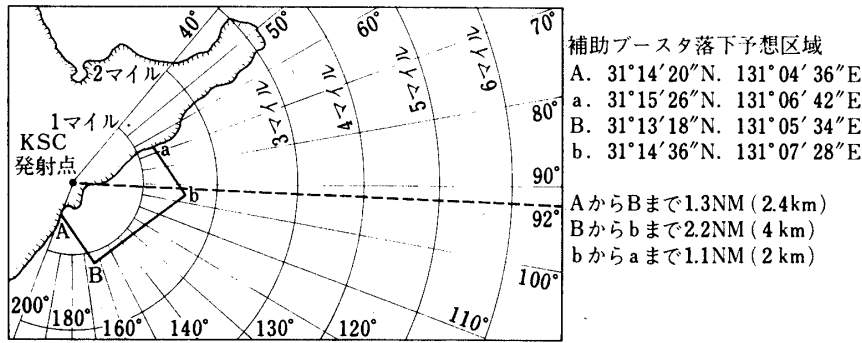
### (3) 保安作業実行上の判断基準

M-4 Sでは保安作業実行上の判断基準が設けられている。これは「安全」な実験実施のため、その時々で取得しうる情報源、保安設備、保安機能などを考慮に入れて、できる限りの保安体制を敷くために設けられたものであり、今後より完備されたものにして行くべきであると思われる。ここではこれまでの保安に関する判断基準などについて概略述べる。

実験を実施するにあたり、ロケットが予定標準軌道を正常に飛しょうし、各段およびSBが落下予想区域内に落下することを目標とするのは無論である。しかし、落下予想区域から外れる大きな要因の一つとして風の影響がある。通常、発射前の高度15kmまでの風観測によってランチャ設定角の修正が行なわれるが、風観測の誤差（あるいは発射前の観測なので発射時の予想誤差といってもよい。）によって飛しょう径路が分散する。これは風が強いほど大きく、そのようなときには落下点が落下予想区域から外れる危険性がある。したがって、これを避けるため風に関して制約が設けられており、おおまかにいえば、各高度層の風の影響係数を重みとした平均風速が10m/s以下であることが条件とされている。風の条件がよくても今一つ満たされなければならない条件がある。それは落下予想区域内の航行船舶に関するものである。第1段、SB落下予想区域内に船舶がある場合は、許容危険率以下での実験の実施が不可能となる。その理由は、第1段落下予想区域に1万トン級の航路船舶がいる場合の危険率は $10^{-6}$ 程度、SBの落下予想区域に岸漁船がいる場合の危険率は $10^{-5}$ 程度となって、後述の許容危険率を越えるからである。そのため実験に際しては、落下予想区域内に船舶が進入しないように巡視船による警戒態勢を施くことが不可欠の条件となる。これに対し、第2, 3段の落下予想区域での船舶密度（海域単位面積当りの船の総面積）は $10^{-8} \sim 10^{-9}$ 程度であるから、船舶に対する危険率も $10^{-8} \sim 10^{-9}$ 程度と考えられ、これは許



第1(a)図 第1, 2, 3段落下予想区域 (M-4S-4号機)



第1(b)図 SB落下予想区域(M-4S-4号機)

容危険率よりも小さいので事前の警報等で、できるだけ区域内への船舶の数を減らすよう努力するだけで十分であろう [3]。さらにまた、通常予想されるSBの落下区域は第26図からも分るように海岸線に非常に近いため、保安林への落下を避けることを考慮する必要がある。SBは風に流されながら落下するので(本稿第5節参照)、南風成分の大きくないことが望ましい。以上述べた条件が全て満たされて初めて実験の実施が最終的に決定される。

さて、実験実施に際しては万一の異常飛しょうに対しても危険率が許容危険率以下になるような対応策を考えておく必要がある。そのために、保安作業実行上の判断基準が設定され異常飛しょうが起ったときこれに基づいて点火停止、推力中断等の緊急措置指令(SO-CM)がコマンド電波によって送信される。

保安作業実行上の判断基準のあらまはつぎの通りである。

- SBのみ点火のときはSB燃焼終了(B.O.)後30秒以内でSTOP.
- 第1段(B<sub>1</sub>)のみ点火のときは確認後速やかにSTOP.
- 第1段(B<sub>1</sub>), 第2段(B<sub>2</sub>)が方位角75°または120°から外にずれる場合は速やかにSTOP.
- 第2段のスピンの数が0.5 cps以下のときは速やかにSTOP.
- 第2段で機軸の姿勢が予定方向より30°以上ずれる場合はSTOP.
- 第3段(B<sub>3</sub>)でジャイロがジンバルロックの状態になると速やかにSTOP.
- 第3段で姿勢のデータがとれないときはSTOP.
- レーダ・トランスポンダが2台とも不良のときはSTOP.
- 第3段切離し後の姿勢制御が十分でなければ最終段点火前にSTOP.

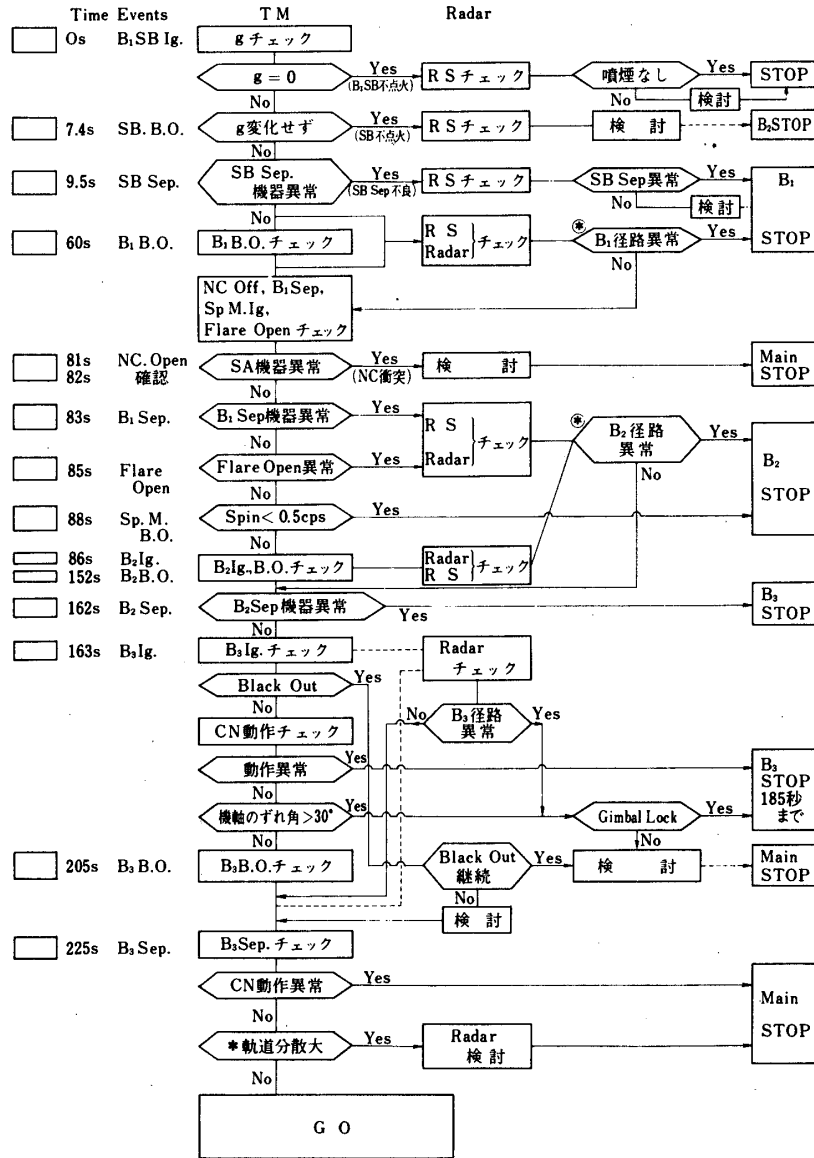
\* STOPはSO-CMのコマンド電波を送信すること。

これらの基準をもとにタイムシーケンスに則った上でのテレメータ(TM),レーダ(Radar),目視飛しょう監視(RS)でのチェック項目,さらに異常飛しょうのときのSO-CMのコマンド電波送信までのフローチャートを第2図に示す。

#### (4) 監視体制

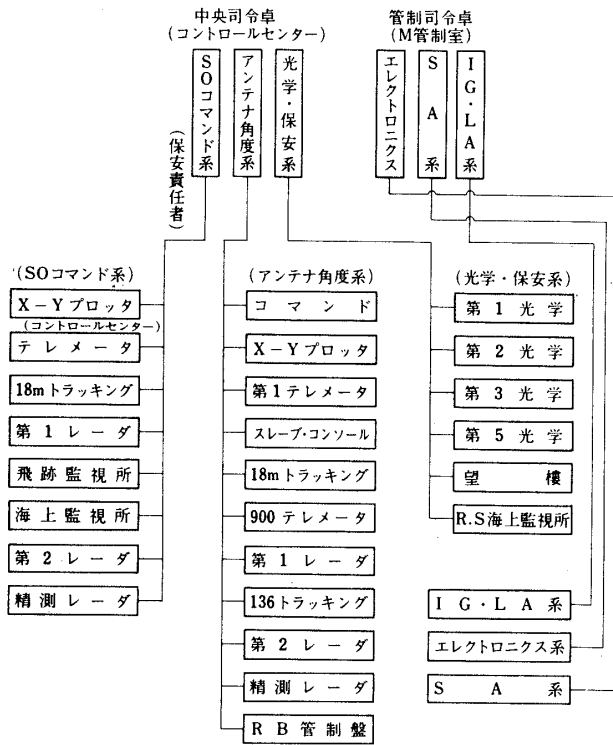
(a) 海上監視: 第1段, SB落下予想区域での海上監視は主として巡視船によって行われる。宇宙研としてもSB落下予想区域の監視を, マリンレーダおよび双眼鏡によって行なうが, これはあくまで従であり, 最後の判断は巡視船によってなされる。

(b) 飛しょう状況監視：飛しょう状況を把握するためにレーダ，テレメータ，目視飛しょう監視より情報を得る。レーダからは飛しょう径路，飛しょう状況，テレメータからは加速度，スピン数，姿勢，シーケンスの確認など，目視飛しょう監視からは飛しょう径路，飛



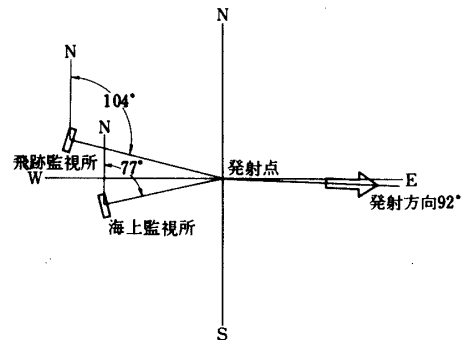
第 2 図

しょう状況，シーケンス確認などである。これらの情報は第3図の伝達系でコントローラータに集められており，これをもとに保安責任者が異常飛しょうのときのSO-CMの断を下すようになっている。ここで，目視飛しょう監視について簡単に述べておきたい。これはあらかじめ透明な板上(Eye Screen)に標準の場合およびずれた場合の飛しょう径路の軌跡を記入しておき，実際の径路が標準からどの程度ずれるかで飛しょう状況を判断するきわめて簡単な方法であるが，全体として大まかに状況判断するのに適しており，特に発射点に



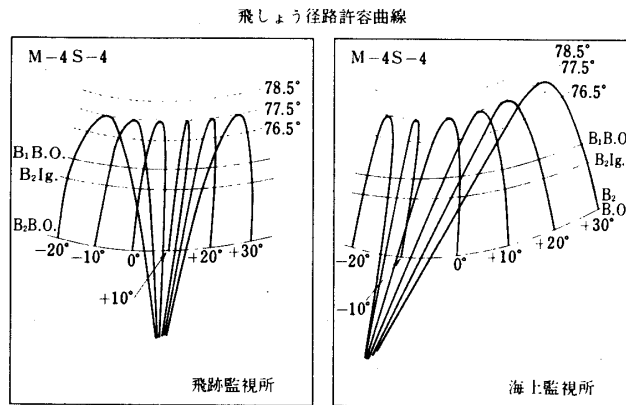
第 3 図

近い第1段の飛しょう状況を見るのに有用である。したがって、第4図に示す2か所の位置で目視飛しょう監視が行なわれている。第5図は4号機のEye Screenである。発射方向を見て標準より方位が $-20^\circ$ (左) $+30^\circ$ (右)ずれた場合までが記入しており、これが飛しょう径路方位の許容限界である。

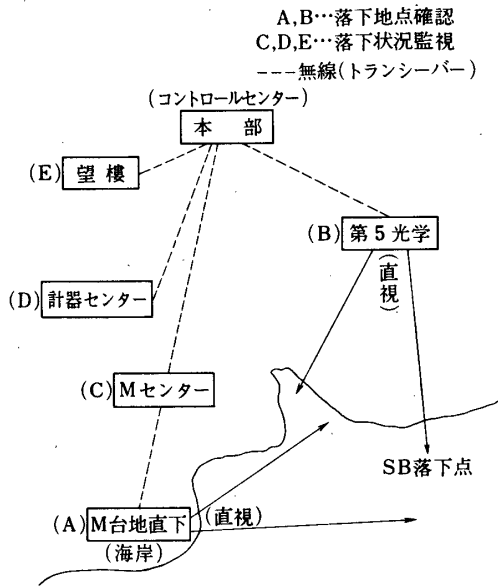


第4図 Eye Screen の配置場所

(c) SBの落下点監視：先にものべたように、予想される落下点は海岸線に近いので、風などに流されて、海岸線近くの保安林などの好ましくない地点に落下し、万一事故が発生するような場合に備えて、SBの落下点の監視が行なわれる。第6図に監視要員の配置および連絡系統図を示しておく。



第5図 Eye Screen



第 6 図

### 3. ブースタが島へ落下する危険率について

ブースタに姿勢異常が生じた場合、大平洋上に散在する島に当る危険が生じる。その危険率を論じるためには第一に許容危険率をどの程度の値に設定するか、第二に危険率そのものをいかに算定するか、という二つの問題を考察しておかなければならない。

#### (1) 許容危険率の設定

第2表は、台風・大雨・地震等によるわが国の自然災害の被害発生状況の一部である。この表の中の「死者」の項にある数字と第3表のわが国の人口推移とから、自然災害による1年当りの死亡確率を計算すると、第4表のようになる。

第2表 台風・大雨・地震などによる自然災害の被害発生状況

区 分			42年	43年	44年	45年	46年	47年
人	死者	人	555	233	158	146	317	587
	行方不明	人	48	35	25	29	31	50
	負傷	人	942	1201	622	1162	724	1147
建物	全壊	棟	1543	1679	576	2302	859	2451
	半壊	棟	2669	2218	1002	6619	1205	3850
	流失	棟	515	56	94	76	115	556
	床上浸水	棟	82540	12696	34339	45239	44547	82279
	床下浸水	棟	357.2	100.7	104.0	142.0	311598	386.7

(台風・大雨・強風・高潮・地震・津波・大雪の被害、警察庁警備局調、総理府「防災白書」その他)

第3表 日本の人口の推移

年次	推計人口
昭和42	99,637
43	100,794
44	102,022
45	102,737
46	104,345
47	105,963

(単位・千人 厚生省調)

第4表 台風・大雨・地震などの自然災害による死亡確率

年次	年当りの死亡確率
昭和42	$5.57 \times 10^{-6}$
43	$2.31 \times 10^{-6}$
44	$1.55 \times 10^{-6}$
45	$1.42 \times 10^{-6}$
46	$3.05 \times 10^{-6}$
47	$5.54 \times 10^{-6}$

第5表 事故死者の数

死 因	46 年	47 年
自動車事故	21020	20409
その他不慮の事故	20916	21593
自動車以外の交通事故	2651	2471
不慮の墜落	4418	4621
火災と火焰による不慮の事故	1771	1698
天 災	257	443
不慮の水死	4280	4771
工業性の不慮の事故	3412	3448
そ の 他	4127	4150

(単位・人 厚生省「人口動態統計月報」)

これによると、非常にまれな事件の代名詞のごとく言われる天災に類する原因で人が死亡する確率は、1年当り  $10^{-5} \sim 10^{-6}$  である。厚生省の調べによる第5表(事故死者数)の中の「天災」の項の数字を基礎にして算出しても同程度の値が得られ、従って、「ブースタが島へ落下する危険率が天災による死亡確率と同程度であれば許容範囲と言える」という考え方に立てば、許容危険率として1年当り  $10^{-5} \sim 10^{-6}$  という数値を設定しうる。過去にロケット発射に伴う危険率を論じた文献があるが、いずれも上記の程度の値を考

えている [1] [2] [3]。そして、現在の宇宙研が1年間に15機のロケットを打ち上げると考え、延べ段数を30段と見積もると、段当りの許容危険率  $P_c$  を次のように設定すればよいであろう。

$$P_c = 1 \times 10^{-7} \sim 1 \times 10^{-8} \tag{1}$$

(2) 有人島に落下する危険率の算定方法

落下の危険率を算定するには数えきれぬ程多くの要素を考慮しなければならないであろうが、ここでは一応、考え方の骨組みを示す。

(2)-1. 段間切り離しの際に姿勢異常がおきる確率  $P_1$

これは段間切り離し機構などの信頼性を基礎において厳密に算出すべきであると思われるが、ここでは大きめに  $1 \times 10^{-2}$  程度と考える。

すなわち

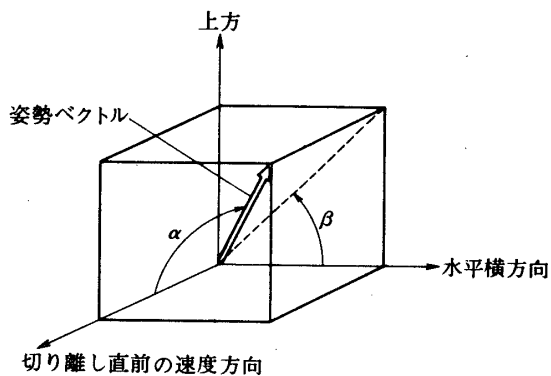
$$P_1 = 1 \times 10^{-2} \tag{2}$$

(2)-2. 特定の姿勢異常がおきる確率

$$P_2$$

切り離し時の姿勢角を第7図のようにとる。今簡単のため、 $0^\circ \leq \alpha \leq 180^\circ$ ,  $0^\circ \leq \beta \leq 360^\circ$  なる範囲内で姿勢異常が起きる確率密度が一様であるとすれば、

$(\alpha, \beta)$  が  $\alpha_1 \leq \alpha \leq \alpha_2$ ,  $\beta_1 \leq \beta \leq \beta_2$  で囲まれる立体角の内部にある確率  $P_2$  は、



第7図 姿勢異常の表示



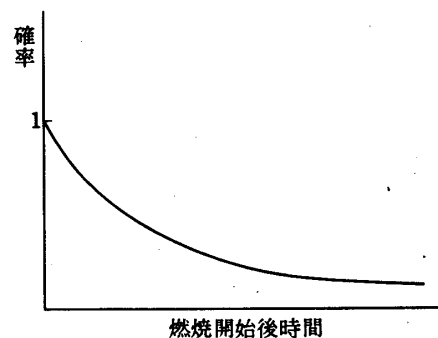
$$P_2 = \frac{1}{4\pi} \int_{\alpha_1}^{\alpha_2} \int_{\beta_1}^{\beta_2} \sin \alpha \, d\alpha \, d\beta \tag{3}$$

と書くことができる。

(2)-3. モータの燃焼をある秒時まで止めない確率  $P_3$

ロケットの飛しょう中のデータから姿勢異常が発見された場合にどれ位速やかに破壊指令(SO-CM)を出しうるかは、個人差もあるし、また姿勢異常の程度に応じて決定に至る時間が違ってくるので一概には言えないが、ここでは、燃焼開始後  $\tau$  秒迄に指令を出しえない確率として第8図のような形を仮定した。その際、個人差をならして、大体平均的に何秒くらいまでで指令を出しうるか、ということが指標となりうるのでこれを  $m$  (秒) とおき、指令を出しうる確率に  $\Gamma(1, 1/m)$  なるガンマ分布をあてはめると、 $\tau$  秒までに指令を出しえない確率  $P_3(\tau)$  は、

$$P_3(\tau) = 1 - \frac{1}{m} \int_0^{\tau} e^{-\frac{t}{m}} \, dt = e^{-\frac{\tau}{m}}$$



第 8 図

である。 $m$ としては、姿勢異常の大きさに応じて次の三つの様相が考えられよう。

A. ジャイロがジンバル・ロックを起す位大きな姿勢異常の場合 ( $\alpha \geq 60^\circ$ )

この場合は姿勢制御装置(CN)のデータからすぐに判断が下されるとして  $m=5$  (sec) (5)

B. Aほど大きくはないが、かなり大きい異常の場合 ( $30^\circ < \alpha < 60^\circ$ )

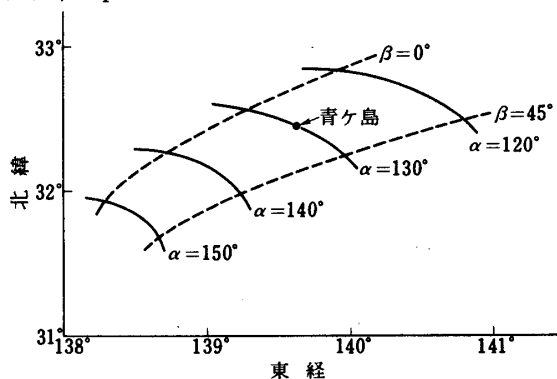
$m = 10$  (6)

C. 余り大きくない異常の場合 ( $\alpha \leq 30^\circ$ )

$m = 15$  (7)

(2)-4. 姿勢異常を仮定したときに島に当る確率  $P_4$

第9図は、説明の便宜上掲げたもので、M-4S-1の第2段が燃焼開始後20秒で破壊された場合についていくつかの  $(\alpha, \beta)$  の組合せに対して青ヶ島 (139°46'E, 32°27'N) 付近への落下点を図示したものである。これから考えると、青ヶ島は、



第 9 図 青ヶ島付近の落下点

$$\left. \begin{aligned} \alpha &= 120^\circ (\equiv \alpha_1), \alpha = 140^\circ (\equiv \alpha_2) \\ \beta &= 0^\circ (\equiv \beta_1), \beta = 45^\circ (\equiv \beta_2) \end{aligned} \right\} \tag{8}$$

なる4本の曲線で囲まれた海域(面積 $S$ )に含まれる。したがって

$$\alpha_1 \leq \alpha \leq \alpha_2, \beta_1 \leq \beta \leq \beta_2 \tag{9}$$

なる姿勢異常を仮定した上で、青ヶ島(面積 $S_i$ )に当る条件付確率 $P_4$ は、

$$P_4 = S_i / S \tag{10}$$

他の島についても同様である。

(2)-5. 特定の島に当る確率の計算手順

特定の島に落下する危険率の計算手順を第10図にフローチャートの形で示す。

ここで、

$\tau_s$ : 燃焼開始から破壊指令までの時間

$$P_{23}(\tau_s) = P_2 \times P_3(\tau_s)$$

$$P_i(\tau_s) = P_1 \times P_{23}(\tau_s) \times P_4$$

島 $i$ に落下する危険率

(2)-6. 特定の段が島に当る総確率

以上を総合して、特定の段が島に当る危険率として

$$P(\tau_s) = \sum_{i=1}^n P_i(\tau_s) \tag{11}$$

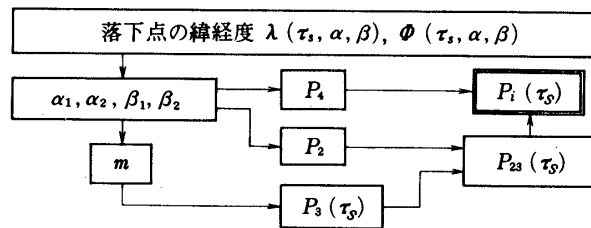
ただし、 $n$ : 姿勢異常に伴う落下海域内の島の数

最終的に特定の段に対する危険率として最も悲観的な場合を考えれば、

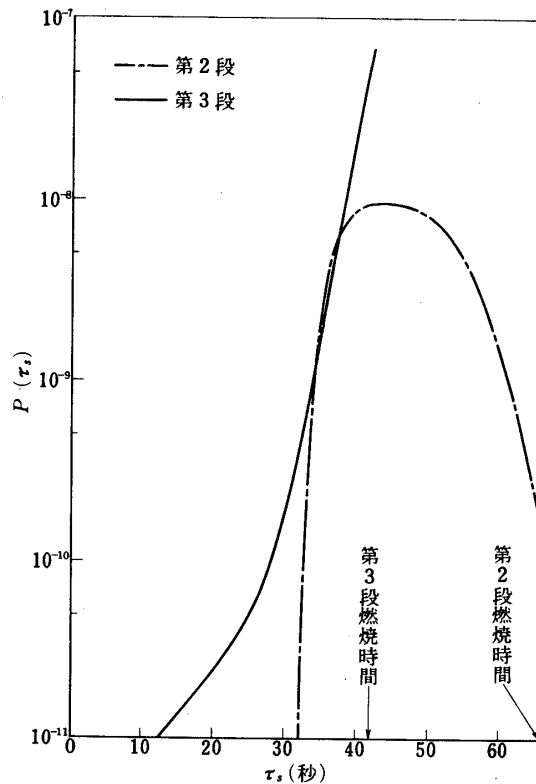
$$P = \max_{\tau_s} P(\tau_s) \tag{12}$$

(3). 計算結果

第6~8表は、M-4S-1について落下海域内の島に対する危険率を示したものである。この計算に当って発射点から見て飛しょう径路の北からの方位が $75^\circ$ 以下および $120^\circ$ 以上にずれた場合は、その瞬間に破壊指令を発するシステムに



第10図 島への落下危険率の計算手順



第11図

第6表 M-4S-1 第2段の落下危険率

$\tau_s$ (秒)	島名	$P_i(\tau_s)$	$\tau_s$ (秒)	島名	$P_i(\tau_s)$
20	青ヶ島	$1.10 \times 10^{-11}$	40	青ヶ島	$3.36 \times 10^{-13}$
	聳島	$1.44 \times 10^{-11}$		伊島	$2.28 \times 10^{-11}$
30	青ヶ島	$3.53 \times 10^{-12}$		小笠原諸島	$2.48 \times 10^{-12}$
	八丈島	$4.03 \times 10^{-11}$		南鳥島	$4.81 \times 10^{-14}$
	三宅島	$4.28 \times 10^{-11}$		硫黄島	$4.87 \times 10^{-13}$
	御蔵島	$1.87 \times 10^{-11}$		本州	$3.00 \times 10^{-8}$
	小笠原諸島	$4.25 \times 10^{-11}$			

第7表 M-4S-1 第3段の落下危険率

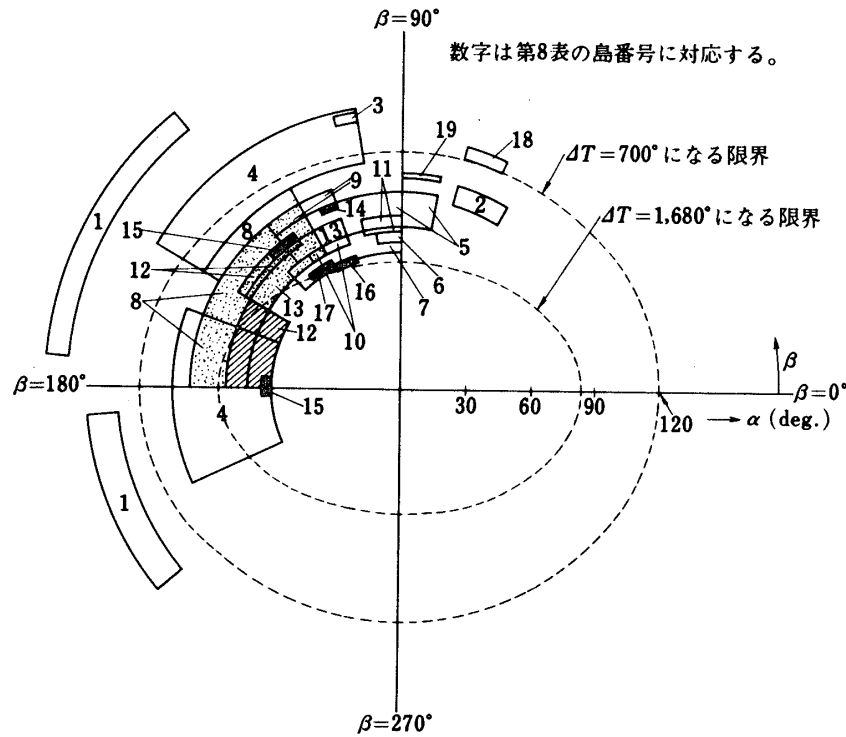
$\tau_s$ (秒)	島名	$P_i(\tau_s)$	$\tau_s$ (秒)	島名	$P_i(\tau_s)$
40	四国	$4.38 \times 10^{-10}$	60	本州	$2.30 \times 10^{-10}$
	九州	$8.62 \times 10^{-9}$		四国	$9.00 \times 10^{-11}$
	種子島	$1.16 \times 10^{-10}$		九州	$4.87 \times 10^{-10}$
50	本州	$8.34 \times 10^{-12}$		種子島	$1.16 \times 10^{-12}$
	四国	$8.74 \times 10^{-10}$		屋久島	$1.24 \times 10^{-12}$
	九州	$5.83 \times 10^{-9}$		淡路島	$1.33 \times 10^{-12}$
	種子島	$1.48 \times 10^{-11}$	天草上下島	$2.82 \times 10^{-12}$	
	屋久島	$1.78 \times 10^{-11}$			

第8表 M-4S-1 第4段の落下危険率

島名	$P_i$	島名	$P_i$
1. Marcus	$7.49 \times 10^{-10}$	11. Tubuai	$5.30 \times 10^{-11}$
2. Hawaii	$8.04 \times 10^{-8}$	12. East Samoa	$3.17 \times 10^{-9}$
3. Wake	$5.81 \times 10^{-12}$	13. Cook	$1.99 \times 10^{-9}$
4. Marshall	$7.81 \times 10^{-9}$	14. Ocean	$7.92 \times 10^{-12}$
5. Line	$7.70 \times 10^{-9}$	15. Tokelau	$8.83 \times 10^{-13}$
6. Marquises	$1.32 \times 10^{-9}$	16. Gambier	$1.60 \times 10^{-13}$
7. Tuamotu	$5.07 \times 10^{-10}$	17. Pitcairn	$2.29 \times 10^{-12}$
8. Gilbert	$2.01 \times 10^{-8}$	18. Midway	$2.01 \times 10^{-11}$
9. Phoenix	$2.83 \times 10^{-10}$	19. Johnston	$9.74 \times 10^{-11}$
10. Societe	$5.42 \times 10^{-9}$		

なっているので、地理上、その範囲に属する島々に対しては  $m = 5$  とした。

なお第4段については、大気層突入に伴う空力加熱によって溶融する  $\alpha$  についての限界が  $60^\circ$  であるので、 $\alpha \geq 60^\circ$  に対する落下危険率のみを計算したが、各島の  $\alpha_1, \alpha_2, \beta_1, \beta_2$  を第15図の第4段打出し時姿勢角の許容範囲に重ねてプロットすると、第12図のようにな



第 12 図

る。第12図に見る通り、 $\Delta T = 700^\circ$ の限界線の中にある島がかなりある。この限界線の外の島についてだけ  $P$  を計算すると、

$$P = 8.82 \times 10^{-8} \quad (13)$$

となる。なお、第4段は第3段の切り離し後、慣性飛行中にその点火の可否を検討して判断するので、第12図にあるような大きい  $\alpha$  の際は点火をとりやめる可能性が極めて大きいと思われる。第8表に示した第4段の計算結果は、このことは考慮に入れず  $P_3(\tau_s) = 1$  として求めたので、現実の危険率よりは数桁のオーダーで悲観的に見積もっているが、それでも(1)式の  $P_c$  程度には十分おさまっている。また、第6～7表に見る通り、第2段については  $P = 9.9 \times 10^{-9}$ 、第3段は  $P = 6.5 \times 10^{-8}$  であり、いずれも  $P_c$  の許容限界くらいの値になっている。

## 4. M-4S第4段の点火に関する考察

M-4S第4段の姿勢が異常をきたし、衛星軌道にのせることが不可能であると判断される場合は、ただちにコマンド電波によってこの段の点火を止める。しかし何らかの原因でこの点火を止めることができなかつた場合に、姿勢角が何度の打出しまでは、機体が大気層突入のさいに溶融するかをしらべる必要がある。本節の考察に示される通り、第4段打出しのさい、よほど大きく姿勢がくるわない限り、大気層突入によって溶けるか、少くとも壊れて部分的に溶けながら落下すると考えられる。

空力加熱の計算方法は、L-4S第4段に関するもの[4],[5]を踏襲した。今回の計算に用いた数値はM-4S-1の計画値であるが、2号機以降の場合も、ほとんど同じ結果が得られる。

## (1). 大気層突入後に受ける熱量

この段は直径780mmの球形モータの上に、円柱に近いカバーをもつペイロード部が付いているが、スピンによって姿勢を保ちながら飛しょうするので、大気層突入のさいは、モータの球形部が直接気流をうける姿勢になっていると考えられる。したがってL-4S第4段と同じように球の前面に対する熱伝達の問題として取扱う。

くわしくは前報にあるので、計算の概略を示す。

物体が大気層に突入してからある速度 $V_\infty$ に達するまでにうける熱量 $Q$ は、つぎのように書くことができる。

$$Q = a \chi \bar{Q} \quad (14)$$

ここで $a$ は地球上できまつた値をとる定数、 $\chi$ は物体の形・質量による量、 $\bar{Q}$ は大気層突入時の入射速度と角度および $V_\infty$ による量である。そして

$$a = 1.8779 \times 10^3 \text{ cal} / (\text{g} \cdot \text{cm})^{1/2} \quad (15)$$

M-4S第4段を半径 $R = 39 \text{ cm}$ の球で質量 $m = 140.5 \text{ kg}$ としたとき $\chi$ は

$$\chi = 7.555 \times 10^3 (\text{g} \cdot \text{cm})^{1/2} \quad (16)$$

$\bar{Q}$ は次の積分で与えられる。

$$\bar{Q} = \int_{\bar{u}}^{\bar{u}_i} \frac{\bar{u}^{3/2} d\bar{u}}{Z^{1/2} \cos^2 \theta_i} \quad (17)$$

ただし軌道と水平とのなす角が一定の弾道飛行の場合に $Z$ は

$$Z = \sqrt{\beta r} \sin \theta_i \bar{u} \ln(\bar{u}/\bar{u}_i) \quad (18)$$

ここで、 $\theta_i$ 、 $V_i$  : 大気層突入時の入射角、入射速度、 $r$  : 地球半径、 $\beta$  : 等温大気のときの高度による密度減少の指数、また

$$u = V_\infty \cos \theta_i, \bar{u} = u/V_c, \bar{V}_i = V_i/V_c$$

$$\bar{u}_i = \bar{V}_i \cos \theta_i, V_c = \sqrt{gr} \quad (\text{円速度})$$

(18)式を用い、適当な変数変換を行えば、(17)式は

$$\bar{Q} = \frac{\sqrt{2\pi} \bar{V}_i^2}{(\beta r)^{1/4} \sqrt{-\sin \theta_i}} \int_0^x \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{x^2}{2}} dx \quad (19)$$

ただし  $x = 2\sqrt{-\ln(\bar{u}/\bar{u}_i)}$

大気層突入後にうける全熱量  $Q_r$  は、

$$Q_r = a\chi \int_0^{\bar{u}_i} \frac{\bar{u}^{3/2} du}{Z^{1/2} \cos^2 \theta_i} = \frac{\sqrt{2\pi} a\chi \bar{V}_i^2}{(\beta r)^{1/4} \sqrt{-\sin \theta_i}} \quad (20)$$

(2). 融点まで上げるのに必要な熱量

モータケースはチタンでペイロード部カバーはアルミニウムであるが、この方は薄いので加熱がはやく、モータケースよりもさきにこわれてしまうと見てよい。厚さ  $\tau$ 、密度  $\rho_t$ 、半径  $R$  のチタン球殻の温度を  $\Delta T$  だけ上昇させるのに必要な熱量  $Q_m$  は

$$Q_m = Cm^* \Delta T \quad (21)$$

ここで  $C = 0.12 \text{ cal/g} \cdot \text{deg}$ ,  $m^* = \rho_t 4\pi R^2 \tau$

実際には前報に明らかな通り、チタンが融点 ( $1630^\circ\text{C}$ ) に達しなくても、 $700^\circ\text{C}$  くらいで急速に強度が低下し、動圧によって破壊し小さい破片となるので、一層溶けやすくなると考えられる。

(3). 大気層突入の入射速度と角度

第4段点火直前の進行方向は水平なので第4段の姿勢を第13図のようにとり、点火直前の速度を  $V_0$ 、速度追加を  $\Delta V$  とすると、打出し時の速度  $V_1$ 、径路角  $\theta_1$  は

$$V_1 = \sqrt{V_0^2 + (\Delta V)^2 + 2V_0 \Delta V \cos^2 \alpha} \quad (22)$$

$$\theta_1 = \text{Tan}^{-1} \frac{\Delta V \sin \alpha \sin \beta}{\sqrt{(V_0 + \Delta V \cos \alpha)^2 + (\Delta V)^2 \sin^2 \alpha \cos^2 \beta}} \quad (23)$$

大気層突入時の入射速度  $V_i$ 、入射角  $\theta_i$  は

$$V_i = \sqrt{(2\mu/r_i) - (2\mu/r_1) + V_1^2} \quad (24)$$

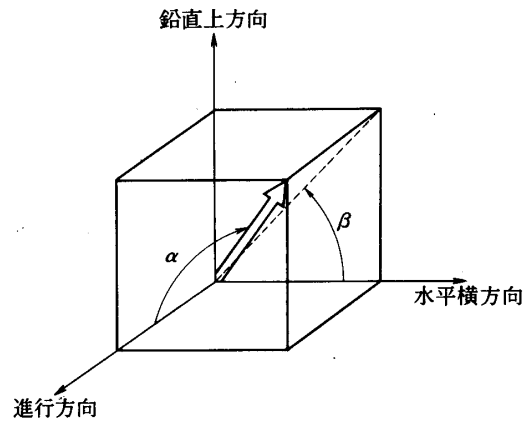
$$\theta_i = \cos^{-1} \left[ r_1 V_1 \cos \theta_1 / (r_i V_i) \right] \quad (25)$$

ここで  $r_1$  : 打出し時の地球中心からの距離,  $r_i$  : 大気層上端の地球中心からの距離,  $\mu$  : 重力パラメータ

したがって計算の手順としては、(22)~(25)式を使って  $V_i$ ,  $\theta_i$  を求め、(20)式の  $Q_T$  を計算し、それが(21)式の  $Q_m$  よりも大きくなるかどうかを検討すればよい。

(4). 計算結果

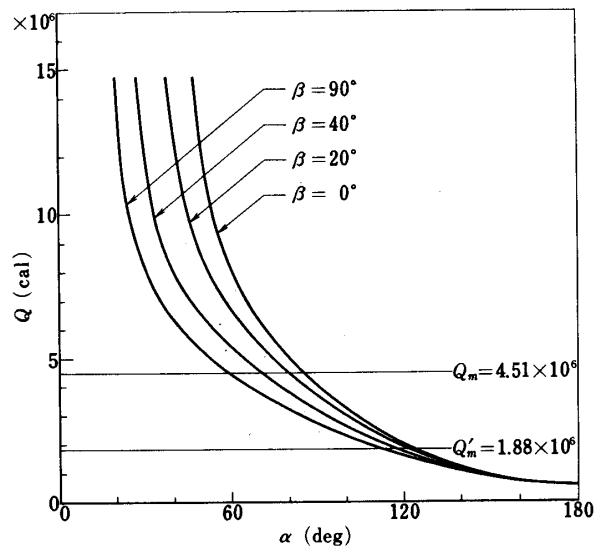
$\alpha$ ,  $\beta$  のさまざまな組合せに対し、第9表のような  $M-4S-1$  の数値を使って  $Q_T$ ,  $Q_m$  を計算した結果を第14図に示す。大気層上端を高度100kmとした。この図で、 $Q_m$  はチタン球殻の温度を  $-50^\circ\text{C}$  から  $1630^\circ\text{C}$  まで上昇させるのに必要な熱量 ( $\Delta T=1680\text{deg}$ )、 $Q'_m$  は



第13図 第4段の姿勢の表示

第9表

$m$	140.5 kg
$R$	39.0 cm
$\tau$	2.6 mm
$\rho_t$	4.5 g/cm <sup>3</sup>
$V_0$	4.6 km/sec
$\Delta V$	3.41 km/sec
$r_1$	6949.7 km

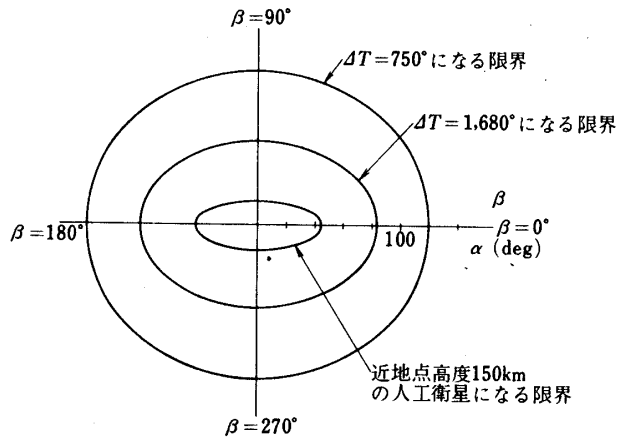


第14図 大気層突入後にうける空力加熱

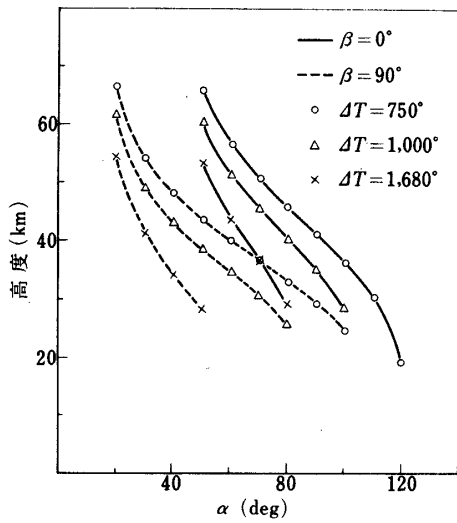
$-50^\circ\text{C}$  から  $700^\circ\text{C}$  まで上昇させるための熱量 ( $\Delta T = 750\text{deg}$ ) である。第14図から見て、 $\beta$  のいかににかかわらず、 $\alpha < 60^\circ$  ならば  $Q_T > Q_m$  であり、 $\alpha < 110^\circ$  ならば  $Q_T > Q'_m$  となることがわかる。

$Q_T = Q_m$ ,  $Q_T = Q'_m$  になる ( $\alpha$ ,  $\beta$ ) の線を第15図に示す。第15図の扁平円状の領域の内部に ( $\alpha$ ,  $\beta$ ) があれば、たとえ、姿勢異常の際に点火を止めることができなくても、第4段は大気層突入により熔融あるいは少くともこわれて部分的に溶けつつ落下するので、危検はないと判断される。第15図には、参考のため、高度150kmの人工衛星になる ( $\alpha$ ,  $\beta$ ) の限界線をもあわせ図示した。

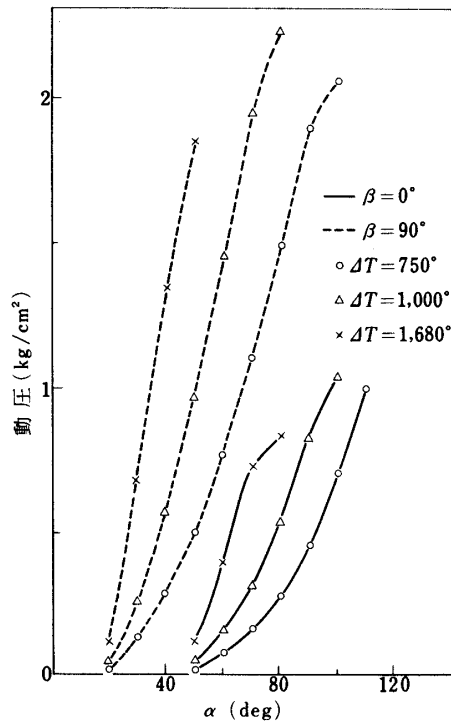
入射体が $V_1$ から $V_\infty$ まで下ったときまでにうけた熱量を(19式)によって算出し、この熱量が $Q_m, Q'_m$ に達する時の高度と動圧を第16図第17図に示してある。



第15図 第4段打ち出し時の姿勢角の許容範囲



第16図 温度上昇に対応する高度



第17図 温度上昇に対応する動圧

### 5. 補助ブースタの落下点について

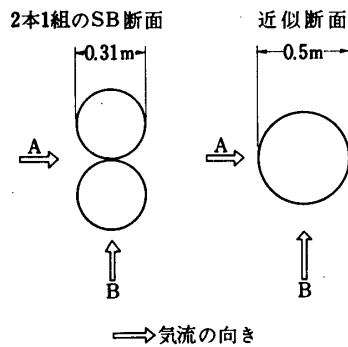
M-4 Sでは直径0.31m, 長さ5.8mのSB8本が用いられている。SBは2本1組を一体として4組第1段胴体後部に取付けられ(例えば本特集号「M-4 S計画の概要」(森)第1図参照), SB燃焼終了の約2秒後に空気力を利用した簡単な機構で切離される。このSB切離し機構および切離し時の運動に関しては既に[7]に報告されている。ここでは、



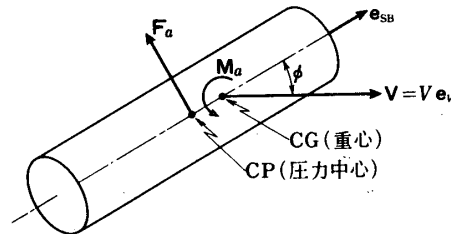
S B落下点の切離し時の条件による影響に焦点を合せて、切離し後の運動の解析結果を述べてみたい。

(1) 解析方法およびS B切離し時の条件

切離し後の運動解析にあたり、まず空気力の取扱いを簡単にするためつぎのような近似をした。すなわち、実際には直径0.31m、長さ5.8mのS B 2本1組が一体となって運動するわけであるが、ここではこれを直径0.5m、長さ5.8mの円筒におきかえて取扱った。このような近似では第18図から分るように、気流がA方向からあたる時は空気力を実際より少なめに評価することになり、B方向からあたる時は大きめに評価することになるが、近似的に円筒の直径を0.5m程度に選ぶことでこの評価の大小が平均化されると考えられる。そして、円筒におきかえたときのS Bに働く空気力 $F_a$ 、およびこれによるS Bの重心まわりのモーメント $M_a$ を(第19図)、



第 18 図



第 19 図

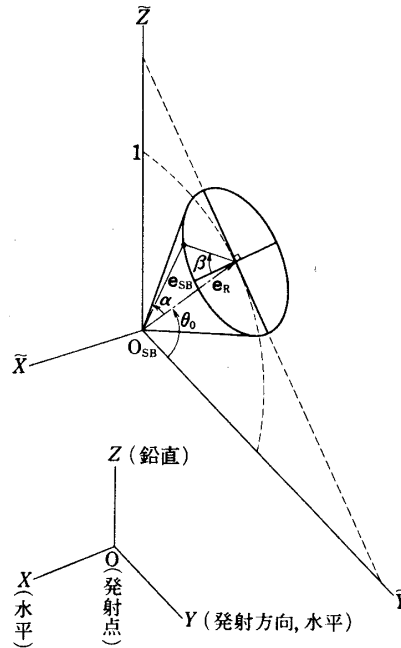
$$F_a = \left(\frac{1}{2} \rho V^2\right) (d L) K \left[ (e_{SB} \cdot e_V) e_{SB} - e_V \right] \left[ 1 - (e_{SB} \cdot e_V)^2 \right]^{1/2}$$

$$M_a = (L_{CG} - L_{CP}) (e_{SB} \times F_a)$$

で評価した[6]。ここで、 $e_V$ 、 $e_{SB}$ はそれぞれS Bの重心の対気速度方向および機軸方向の単位ベクトル、 $\rho$ は大気密度、 $V$ はS Bの重心の対気速度である。また、 $L$ はS Bの全長、 $d$ はS Bを円筒でおきかえたときの直径、 $L_{CG}$ 、 $L_{CP}$ はそれぞれS Bの先端から重心および圧力中心までの距離、 $K$ は空力定数である。 $L_{CP}$ は $L/2$ に等しい。ただし、上に示した式にはS Bの機軸方向の空気力およびそれによるモーメントは含まれていない。これらを含めた解析結果からその効果は非常に小さいことが確認されており、ここではこれらを無視した。

さて、S B切離しでは4組のものが同時にロケット本体から切離されるわけであるが、ロケット本体からみればこれらは全て同等なので、ここではそのうちの1組に着目して切離し後の並進および回転運動を解析した。座標系としては、発射点を原点とした第20図に示すようなXYZ右手直交座標系を用いた。Y軸は発射方向で水平、Z軸は鉛直である。S B切

離し時の種々の条件による影響をみるため、まずロケット本体の条件としてSB切離しが発射後9.5<sup>s</sup>で行なわれる場合とこれより少し早く9.0<sup>s</sup>で行なわれる場合を選んだ(第10表)。第10表で $V_0^*$ ,  $\theta_0$ はロケット本体の速度および径路上下角で、添字(0)はSB切離し時を意味する。ついで、SBのロケット本体に対する条件としては第11表のような場合を選んだ。表中、 $\alpha$ ,  $\beta$ はロケット本体の機軸(その向きは飛しょう径路方向と考えてよい。ここではその単位ベクトルを $e_R$ とする。)に対するSBの機軸単位ベクトル $e_{SB}$ の向きを定める二つの角で第20図のように定義されるものである。 $\omega$ は $e_R$ に対するSBの回転角速度である。 $\beta = 0, 90, 180, 270^\circ$ はそれぞれ、発射点から発射方向を見て、SBが $e_R$ に対して右、上、左、下側に切離される場合に対応する。第11表のような場合を選んだのはつぎの理由によ



第20図

- $(X, Y, Z)$  は発射点Oに固定した座標系
- $(\tilde{X}, \tilde{Y}, \tilde{Z})$  はSB切離し時のSBの重心 $O_{SB}$ に固定した座標系。 $(X, Y, Z)$ を平行移動したもの。
- $e_{SB}, e_R$  はそれぞれSB機軸, ロケット本体機軸の単位ベクトル

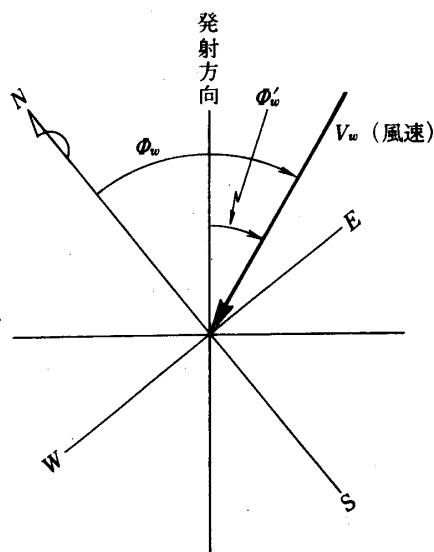
第10表 SB切離し時のロケット本体の条件

記号	$Y_0$ (km)	$Z_0$ (km)	$V_0^*$ (m/s)	$\theta_0$ (deg)	備考
T <sub>1</sub>	0.434	1.357	253.5	69.56	発射後9.5 <sup>s</sup> でSB切離し
T <sub>2</sub>	0.391	1.240	246.9	69.97	発射後9.0 <sup>s</sup> でSB切離し

る。すなわち、通常の飛しょうにおいてロケットはナチュラル・スピンを伴うため、考えている1組のSBが $e_R$ に対してどの向きにあるか不確定であり、そこで代表的な場合として $\beta = 0, 90, 180, 270^\circ$ の場合を選んだわけである。 $\alpha$ についていえば、通常のSB切離しにおいてSBがロケット本体から離れるのは $\alpha = 45^\circ$ のときであるが、 $\alpha < 45^\circ$ で離れる可能性もありうる。そこで、比較のため $\alpha = 30^\circ, 20^\circ$ の場合も含めた。 $\omega$ は主として $\alpha$ によって決まるもので、SB切離しの秒時が0.5秒程度異なっても大差ない[7]。したがって、 $\omega$ としては[7]に与えられているSB切離し秒時が発射後9.5<sup>s</sup>のときの数値を用いた。また、SBの形状諸元としては第12表のような場合を選んだ(数値は4号機を基にしている)。2本1組としたものの $L_{CG}$ は2.68mであるが、比較のため圧力中心がより重心に近い $L_{CG} = 2.81m$ の場合も含めた。SBの重量 $W$ は2本1組として $W = 347kg$ であるが、その効果を見るため5%程度軽い $W = 330kg$ の場合も含めた。さらに今までの実験から、2本1組を一体としたSBはほとんどの場合途中でばらばらとなり、1本ずつの状態

となって落下することが確認されているので、ここではその極端な場合を想定し、切離し直後から1本である場合も含めた。空力係数  $K$  としては1.3を標準的なものと考え、比較のため0.65の場合も含めた。なお、第12表中  $I_G, \gamma$  はSBの重心まわりの横方向慣性能率、横縦慣性能率比であり、ここでは近似として横方向2軸の慣性能率が等しいとみなしている。

SB切離し時の条件として、上に述べた各種の条件を組合せたものを選び、第13表のような場合について運動解析を行なった。第13表には風のある場合が含まれている (Case 67 ~ 90)。落下中のSBの運動には風が大きく影響すると考えられるため、これらはその効果をみるもので、ここでは風として第21図のような発射方向 (Y軸) を基準とした風向  $\phi'_w$ 、



第21図 風速・風向の表示

第11表 SB切離し時のロケット本体に対するSBの条件

記号	$\beta$ (deg)	$\alpha$ (deg)	$\omega$ (deg/s)
R <sub>11</sub>	0	45	430
R <sub>12</sub>	0	30	307
R <sub>13</sub>	0	20	225
R <sub>21</sub>	90	45	430
R <sub>22</sub>	90	30	307
R <sub>23</sub>	90	20	225
R <sub>31</sub>	180	45	430
R <sub>32</sub>	180	30	307
R <sub>33</sub>	180	20	225
R <sub>41</sub>	270	45	430
R <sub>42</sub>	270	30	307
R <sub>43</sub>	270	20	225

第12表 SBの形状諸元

記号	$W$ (kg)	$d$ (m)	$I_G$ (kg·m <sup>2</sup> )	$\gamma$	$L$ (m)	$L_{CG}$ (m)	$K$
C <sub>1</sub>	347	0.5	121	45	5.8	2.68	1.3
C <sub>2</sub>	"	"	"	"	"	2.81	"
C <sub>3</sub>	330	"	"	"	"	2.68	"
C <sub>4</sub>	"	"	"	"	"	2.81	"
C <sub>5</sub>	174	0.31	60.5	"	"	2.68	"
C <sub>6</sub>	"	"	"	"	"	2.81	"
C <sub>7</sub>	347	0.5	121	"	"	2.68	0.65
C <sub>8</sub>	"	"	"	"	"	2.81	"

風速  $V_w$  の風が高度方向に一様に分布している場合を想定している (第21図で  $\phi_w$  は通常の風向)。なお、他の条件が同じであるとき  $R_{1i}$  と  $R_{3i}$  の場合はSBの運動はYZ面に関して対称なので (風のある場合は風向  $\phi'_w$  を  $360 - \phi'_w$  におきかえることによって同様のことがいえる。), ここでは  $R_{3i}$  の場合のみ取扱った。

第13表 SB切離し時の条件

Case	ロケット本体 に対するSB の条件	ロケットの 本体 条件	SBの 形状諸元	風の条件		SBの落下点, および落下時間		
				$V_w$ (m/s)	$\phi'_w$ (deg)	$X_{IP}$ (km)	$Y_{IP}$ (km)	$t_{IP}$ (sec)
1	R <sub>21</sub>	T <sub>1</sub>	C <sub>1</sub>	0		0	0.798	43.7
2	R <sub>22</sub>	"	"	"		0	0.530	41.9
3	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.662	35.6
4	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.097	0.630	44.2
5	R <sub>32</sub>	"	"	"		-0.262	0.759	36.9
6	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.331	0.946	34.3
7	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	0.943	42.6
8	R <sub>42</sub>	"	"	"		0	1.106	43.2
9	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	1.171	34.1
10	R <sub>21</sub>	"	C <sub>2</sub>	"		0	0.787	43.5
11	R <sub>22</sub>	"	"	"		0	0.782	43.9
12	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.819	45.3
13	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.102	0.657	43.8
14	R <sub>32</sub>	"	"	"		-0.115	0.631	44.2
15	R <sub>33</sub>	"	"	"		0.115	0.732	47.6
16	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	0.945	42.4
17	R <sub>42</sub>	"	"	"		0	0.957	42.5
18	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	0.794	43.7
19	R <sub>21</sub>	"	C <sub>3</sub>	"		0	0.782	43.9
20	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.627	35.0
21	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.097	0.613	44.5
22	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.329	0.919	34.5
23	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	0.921	42.8
24	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	1.162	34.0
25	R <sub>21</sub>	"	C <sub>4</sub>	"		0	0.770	43.8
26	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.916	45.4
27	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.100	0.613	44.3
28	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.109	0.597	47.6
29	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	0.924	42.6
30	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	1.306	46.5
31	R <sub>21</sub>	"	C <sub>5</sub>	"		0	0.763	45.1
32	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.698	37.0
33	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.079	0.565	45.9
34	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.355	1.141	33.9
35	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	0.873	44.0
36	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	1.504	32.4

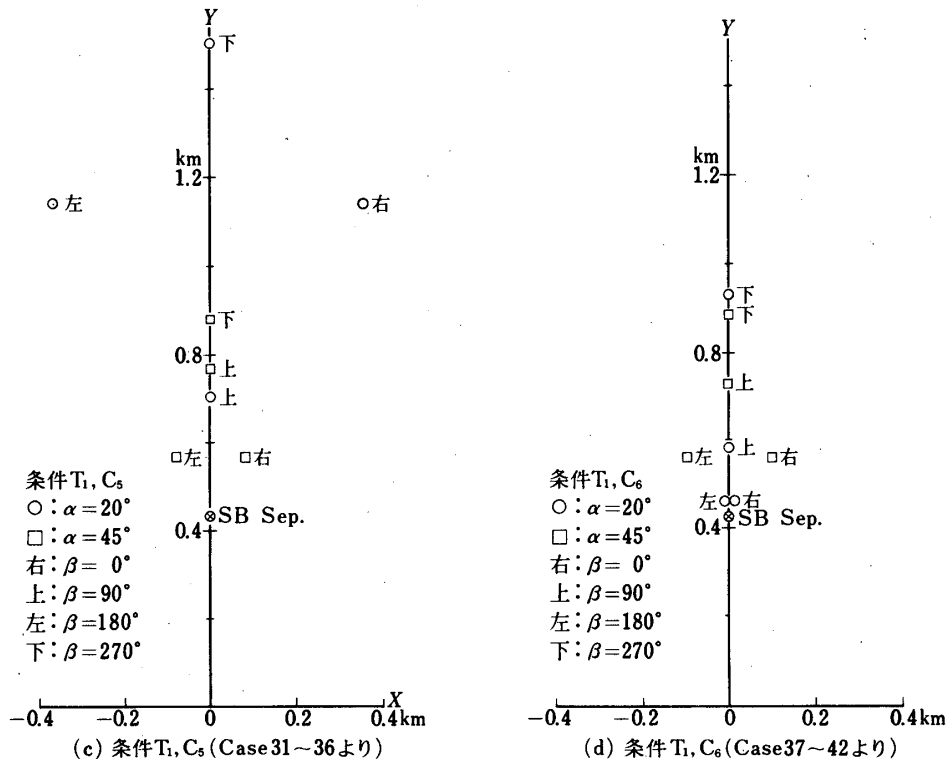
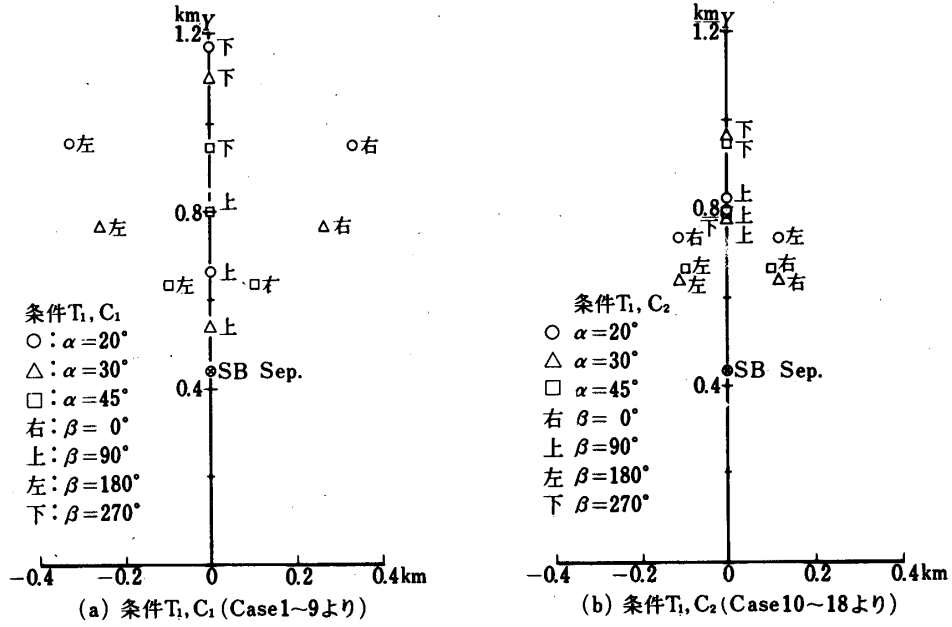
Case	ロケット本体 に対するSB の条件	ロケット 本体の 条 件	SBの 形状諸元	風 の 条 件		SBの落下点および落下時間		
				$V_w$ (m/s)	$\phi'_w$ (deg)	$X_{IP}$ (km)	$Y_{IP}$ (km)	$t_{IP}$ (sec)
37	R <sub>21</sub>	T <sub>1</sub>	C <sub>6</sub>	0		0	0.732	44.6
38	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.585	40.9
39	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.094	0.562	45.1
40	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.013	0.464	42.7
41	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	0.880	42.7
42	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	0.928	40.0
43	R <sub>21</sub>	"	C <sub>7</sub>	"		0	1.072	41.8
44	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.802	37.6
45	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.162	0.898	42.2
46	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.350	0.952	40.9
47	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	1.322	40.6
48	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	1.328	36.2
49	R <sub>21</sub>	"	C <sub>8</sub>	"		0	1.069	41.7
50	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	1.096	42.3
51	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.161	0.905	42.1
52	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.159	0.916	42.7
53	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	1.322	40.5
54	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	1.338	41.0
55	R <sub>21</sub>	T <sub>2</sub>	C <sub>1</sub>	"		0	0.734	41.5
56	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.583	33.6
57	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.098	0.588	41.9
58	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.315	0.855	33.3
59	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	0.883	40.4
60	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	1.076	33.0
61	R <sub>21</sub>	"	C <sub>2</sub>	"		0	0.724	41.4
62	R <sub>23</sub>	"	"	"		0	0.835	42.9
63	R <sub>31</sub>	"	"	"		-0.102	0.589	41.7
64	R <sub>33</sub>	"	"	"		-0.058	0.554	44.3
65	R <sub>41</sub>	"	"	"		0	0.877	42.5
66	R <sub>43</sub>	"	"	"		0	0.886	40.0
67	R <sub>21</sub>	T <sub>1</sub>	C <sub>1</sub>	5	0	0	0.605	43.7
68	"	"	"	"	90	-0.197	0.798	43.7
69	"	"	"	"	180	0	0.992	43.8
70	"	"	"	"	270	+0.197	0.798	43.7
71	R <sub>31</sub>	"	"	"	0	-0.088	0.423	44.2
72	"	"	"	"	90	-0.290	0.631	44.2
73	"	"	"	"	180	-0.104	0.837	44.3

Case	ロケット本体 に対するSB の条件	ロケット 本体の 条件	SBの 形状諸元	風の条件		SBの落下点,および落下時間		
				$V_w$ (m/s)	$\phi_w'$ (deg)	$X_{IP}$ (km)	$Y_{IP}$ (km)	$t_{IP}$ (sec)
74	R <sub>31</sub>	T <sub>1</sub>	C <sub>1</sub>	5	270	0.096	0.628	44.2
75	R <sub>41</sub>	"	"	"	0	0	0.751	42.5
76	"	"	"	"	90	-0.203	0.943	42.5
77	"	"	"	"	180	0	1.135	42.6
78	"	"	"	"	270	0.203	0.943	42.5
79	R <sub>21</sub>	"	C <sub>2</sub>	"	0	0	0.593	43.5
80	"	"	"	"	90	-0.205	0.786	43.6
81	"	"	"	"	180	0	0.980	43.6
82	"	"	"	"	270	0.205	0.786	43.6
83	R <sub>31</sub>	"	"	"	0	-0.101	0.424	44.0
84	"	"	"	"	90	-0.295	0.631	44.0
85	"	"	"	"	180	-0.103	0.837	44.0
86	"	"	"	"	270	-0.090	0.629	44.0
87	R <sub>41</sub>	"	"	"	0	0	0.754	42.3
88	"	"	"	"	90	-0.202	0.944	42.4
89	"	"	"	"	180	0	1.137	42.5
90	"	"	"	"	270	0.202	0.944	42.4

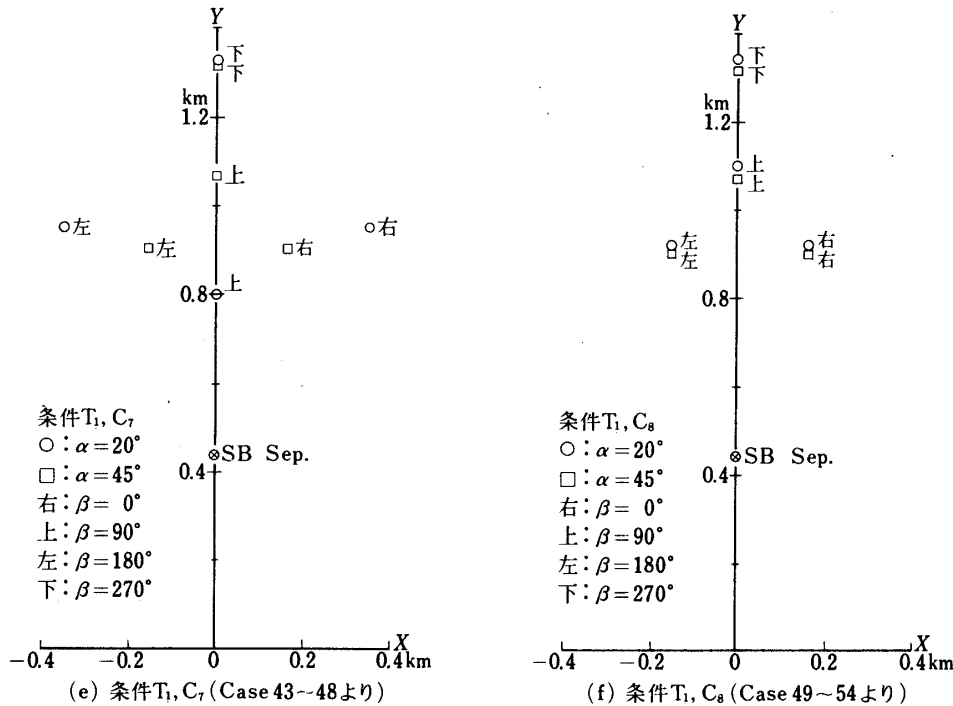
## (2) 結果

まず, 第13表の各Caseに対するSBの落下点( $X_{IP}, Y_{IP}$ )およびSB切離しから落下点までの時間 $t_{IP}$ の結果を同じく第13表に示す。

Case 1~9は, 発射後9.5<sup>s</sup>でSB切離しが行なわれ( $T_1$ ), その形状諸元が2本1組の標準的なもの( $C_1$ )の場合に対し, ロケット本体に対するSBの切離し条件( $\alpha, \beta, \omega$ )を種々変えたものである。通常SBは $\alpha=45^\circ$ で切離されるので, Case 1, 4, 7がその代表的な場合である。Case 1, 4, 7は, 発射方向をみて, SBがロケット本体の機軸(単位ベクトル $e_R$ )に対してそれぞれ上( $\beta=90^\circ$ ), 左( $\beta=180^\circ$ ), 下( $\beta=270^\circ$ )側に切離される場合である。そして, Case 2, 3, Case 5, 6, Case 8, 9はそれぞれ $\alpha=30^\circ, 20^\circ$ で上, 下側に切離される場合である。Case 1~9の結果から,  $\alpha$ によって落下点および落下時間にかかなり大きな差が生じ, 特に $\alpha=20^\circ$ のとき切離しの向きによって落下点に大きなばらつきがあることが分る(第22(a)図)。Case 10~18はCase 1~9に対し重心位置( $L_{CG}$ )のみ異なり, 重心がより圧力中心に近い場合( $C_2$ )である。Case 10~18では, Case 1~9の場合に較べて落下点のばらつきがかなり小さくなっている(第22(b)図)。特に $\alpha=20^\circ$ のときその差が顕著である。これは主にSB切離し後数秒間の回転運動の相異によるものである。第13図はSBが左側に切離されるCase 4, 6, 13, 15の場合の切離し後6秒間のSBの機軸単位ベクトル $e_{SB}$ の(X, Y)面内成分( $e_{SB}$ )<sub>X, Y</sub>の動きを示すもので,  $\alpha=45^\circ$ のCase 4, 13では $e_{SB}$ がSB切離し時の $e_R, e_{SB}$ を含



第22図 SBの落下点



第22図 (つづき)

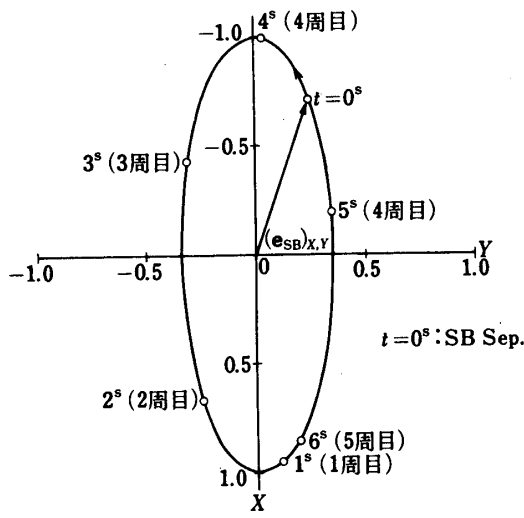
む面内でそのまま回転運動を続けるが(第23(a), (c)図),  $\alpha = 20^\circ$ のCase 6では $e_{SB}$ の回転運動はこの面近傍での振動運動に変わり(第23(b)図), また $\alpha = 20^\circ$ のCase 15では $e_{SB}$ の面内での回転運動が半周するより前に止まり, $e_{SB}$ が面内を外れた向きに動くことが分る(第23(d)図)。第24図はCase 4, 6, 13, 16の場合のSB切離しから落下点までの重心の軌跡を示すものであるが, これら重心軌跡の差異は第23図との対応から, 初期回転運動の相異によるものであることが理解できる。

Case 19 ~ 30は2本1組のSB重量を標準のものから5%程度変えた場合( $T_1, C_3$ および $T_1, C_4$ )であり, Case 55 ~ 66はSB切離し秒時を発射後 $9.0^s$ とした場合( $T_2, C_1$ および $T_2, C_2$ )であるが, これらの結果はCase 1 ~ 18の結果と大差なく, この程度の重量あるいはSB切離し秒時の変動は無視してよいといえる。

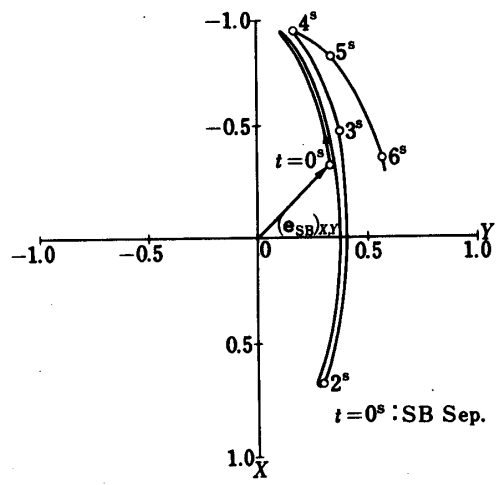
Case 31 ~ 42は1本のSBの場合( $T_1, C_5$ および $T_1, C_6$ )で, これらの結果はCase 1 ~ 18の結果と比較してかなりな相異が認められる(第22(c), (d)図)。Case 43 ~ 54は空力定数 $K$ を0.65とした場合( $T_1, C_7$ および $T_1, C_8$ )で, これらの結果もCase 1 ~ 18の結果とはかなり相異している(第22(e), (f)図)。ここでの解析では $K = 1.3$ を標準的なものとみなしているが,  $K$ は飛ばし条件あるいはSBの表面状態によってかなり差があるものであり, その点からいえばかなり不確定な量である。そこで, Case 43 ~ 54では $K$ としてかなり小さめの0.65を用いその効果を調べたわけである。

Case 67 ~ 90は風速 $V_w = 5 \text{ m/s}$ , 風向 $\phi'_w = 0, 90, 180, 270^\circ$ の一樣風がある場合である。ただし, SB切離し時の条件は, 代表的なものとして,  $T_1, C_1$ および $T_1, C_2$

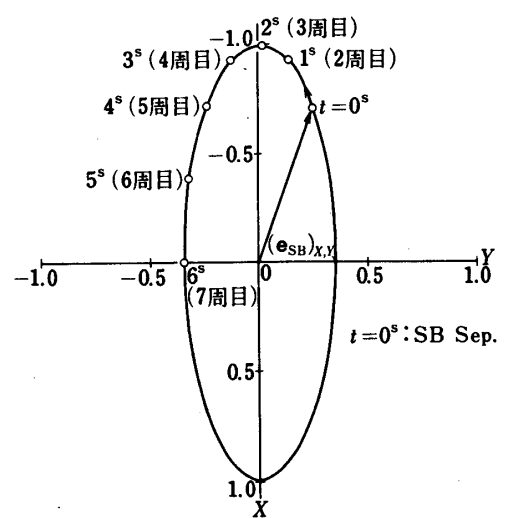




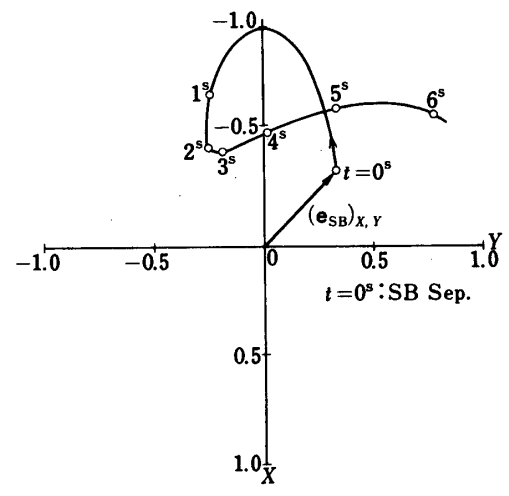
(a) Case 4



(b) Case 6

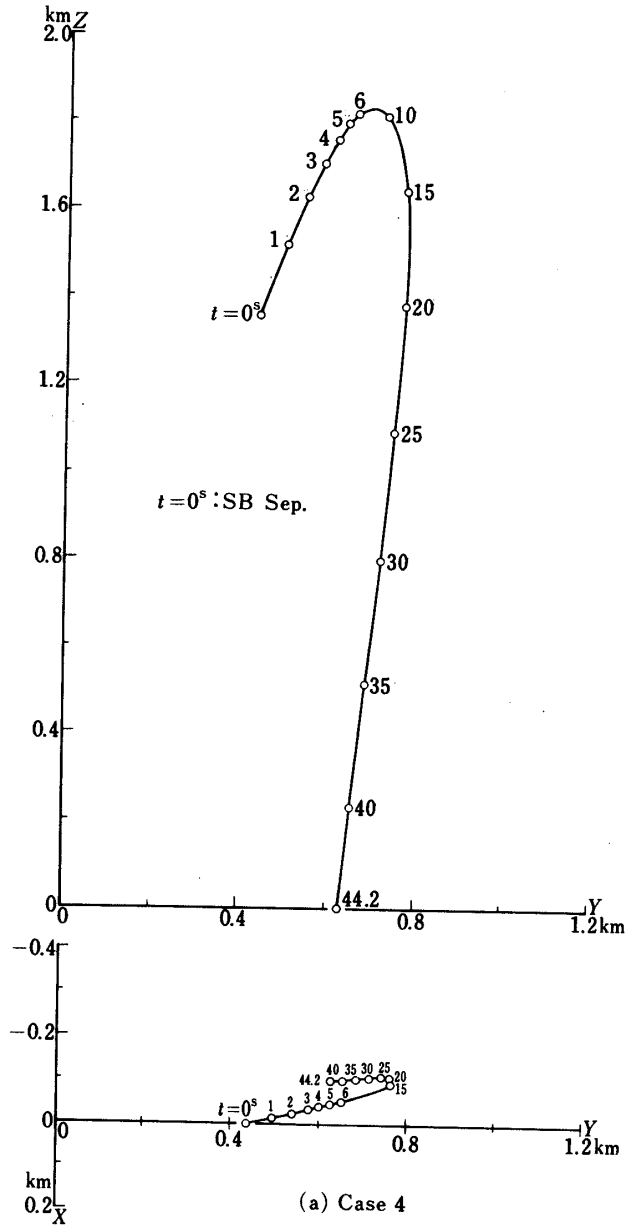


(c) Case 13

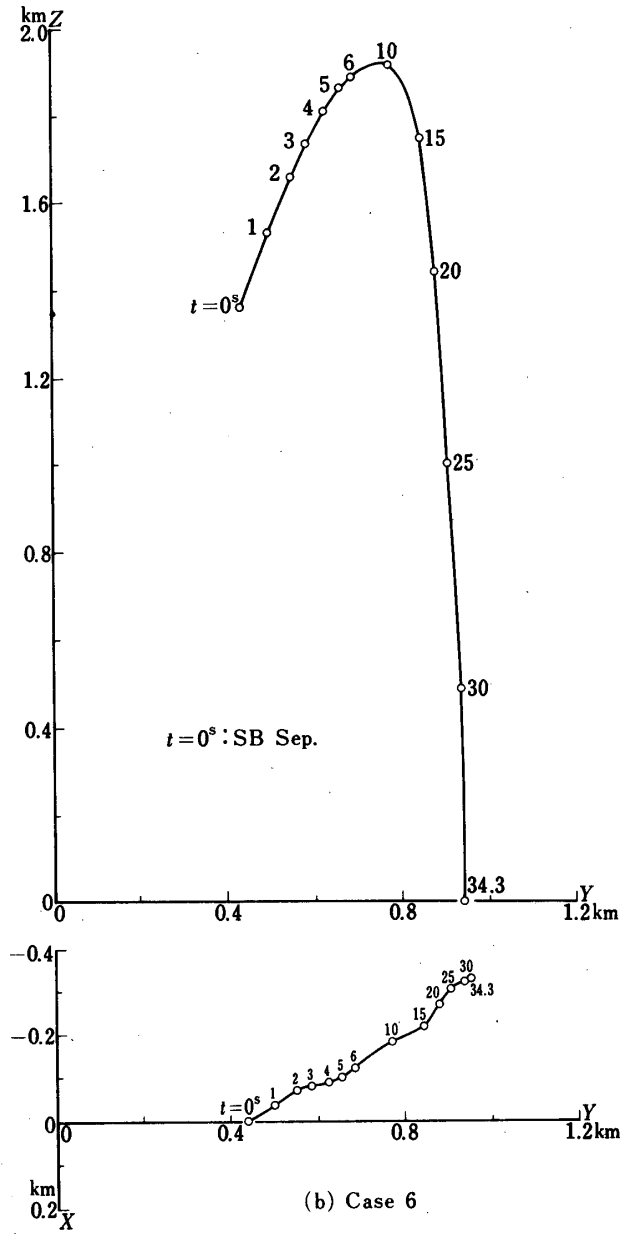


(d) Case 15

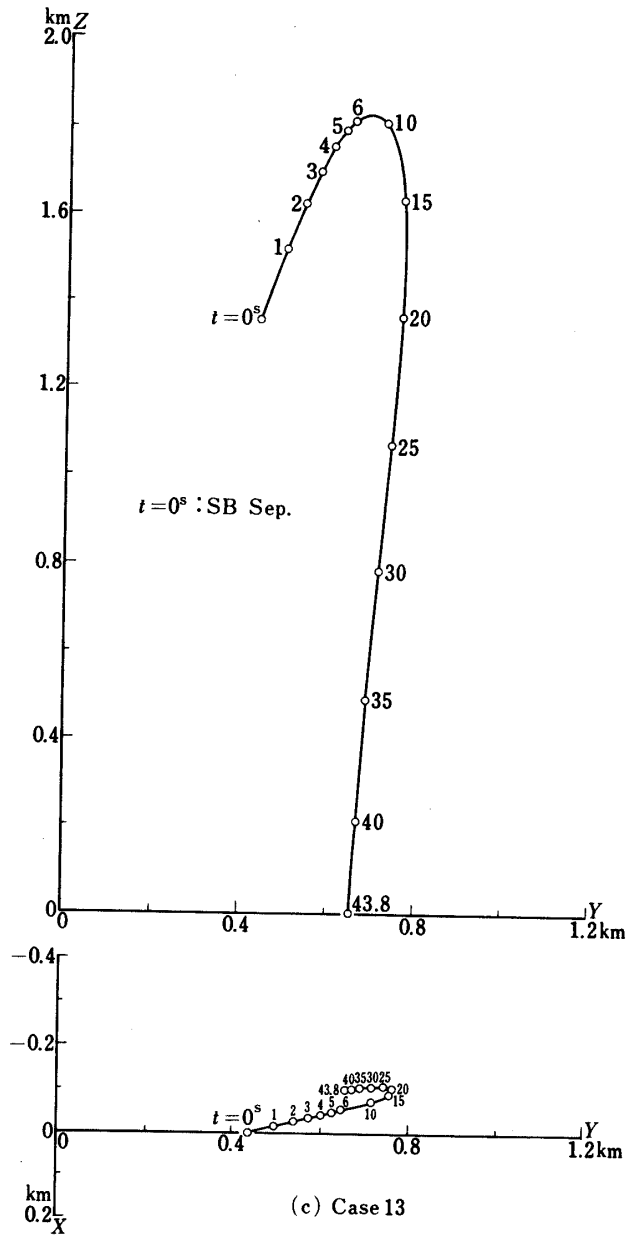
第23図 SB機軸単位ベクトル  $e_{SB}$  の  $(X, Y)$  面内成分  $(e_{SB})_{X, Y}$  の変化



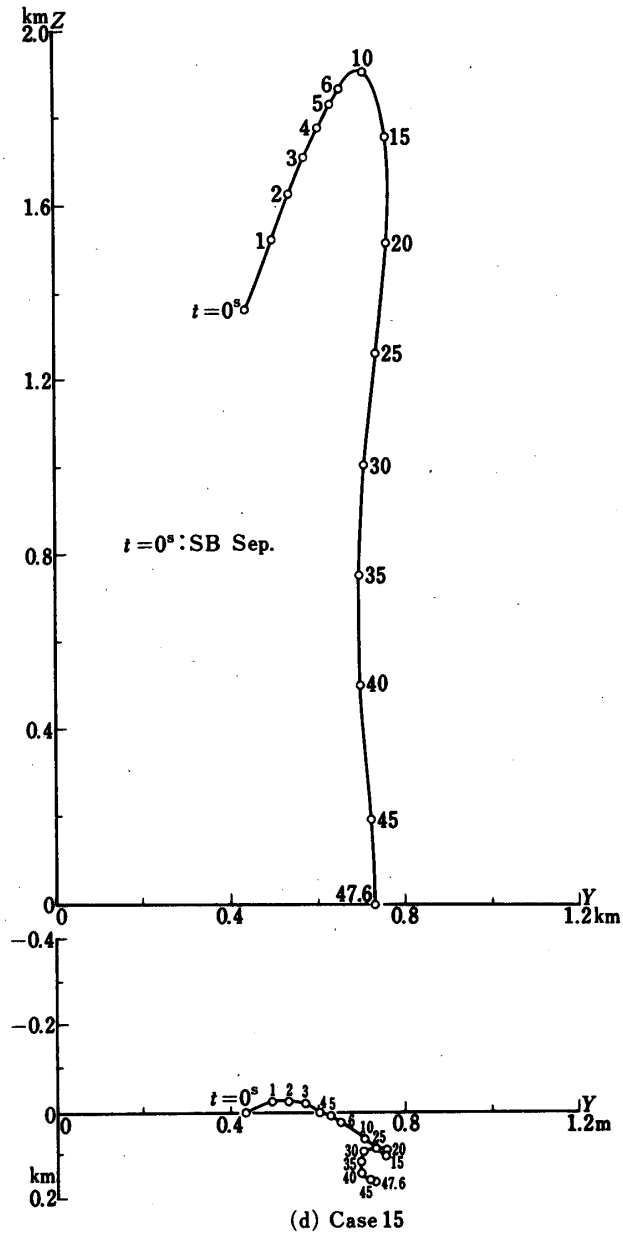
第24図 SB重心の軌跡



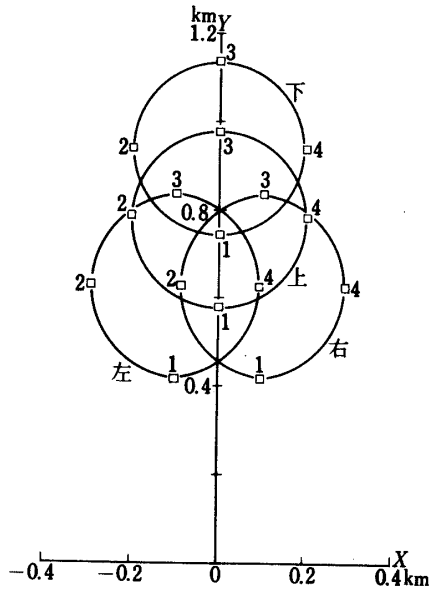
第24図 (つづき)



第24図 (つづき)



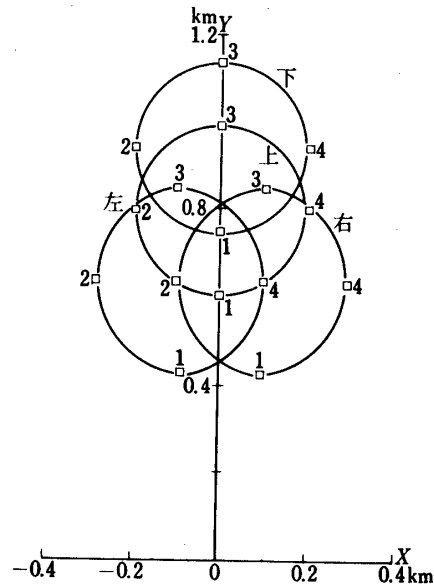
第24図 (つづき)



(a) 条件  $T_1$  ,  $C_1$  ,  $V_w = 5 \text{ m/s}$   
(Case 67 ~ 78 より)

□ :  $\alpha = 45^\circ$   
右 :  $\beta = 0^\circ$  , 上 :  $\beta = 90^\circ$  ,  
左 :  $\beta = 180^\circ$  , 下 :  $\beta = 270^\circ$

□付数字  
1 :  $\phi'_w = 0^\circ$  , 2 :  $\phi'_w = 90^\circ$  ,  
3 :  $\phi'_w = 180^\circ$  , 4 :  $\phi'_w = 270^\circ$



(b) 条件  $T_1$  ,  $C_2$  ,  $V_w = 5 \text{ m/s}$   
(Case 79 ~ 90 より)

□ :  $\alpha = 45^\circ$   
右 :  $\beta = 0^\circ$  , 上 :  $\beta = 90^\circ$  ,  
左 :  $\beta = 180^\circ$  , 下 :  $\beta = 270^\circ$

□付数字  
1 :  $\phi'_w = 0^\circ$  , 2 :  $\phi'_w = 90^\circ$  ,  
3 :  $\phi'_w = 180^\circ$  , 4 :  $\phi'_w = 270^\circ$

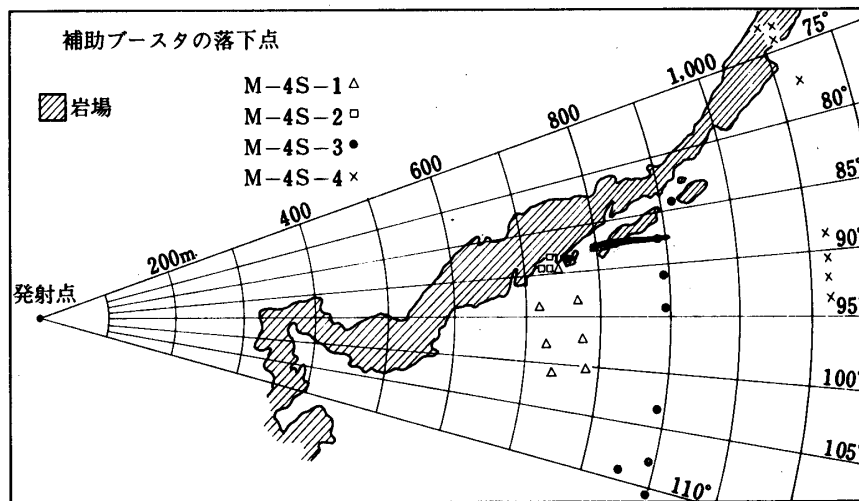
第25図 SB落下点に対する風の影響

で  $\alpha = 45^\circ$  ,  $\beta = 90^\circ$  ,  $180^\circ$  ,  $270^\circ$  とした。これらに  $\beta = 0^\circ$  の場合を含めて SB の落下点を示すと第25(a), (b) 図のようになる。(a) 図は  $T_1$  ,  $C_1$  ,  $\alpha = 45^\circ$  の場合, (b) 図は  $T_1$  ,  $C_2$  ,  $\alpha = 45^\circ$  の場合である。図中で □ 付数字 1, 2, 3, 4 はそれぞれ風向  $\phi'_w = 0^\circ, 90^\circ, 180^\circ, 270^\circ$  に対応する。図から  $C_1$  ,  $C_2$  の差はほとんど認められない。また, 風のない場合 (Case 1, 4, 7 および Case 10, 13, 16) の結果と比較して, 落下点は風の方向に同程度にずれている。これは第24(a), (c) 図から分るように, SB 切離し後約15秒後から落下点まで, SB は落下速度  $V_f = 45 \sim 55 \text{ m/s}$  でほとんど鉛直に落下し, その間風の方向に風速に比較して流されるためである。一般に, 2本1組の SB が  $\alpha = 45^\circ$  で切離される場合には, 鉛直落下の時間は約30秒で, 風速  $V_w \text{ (m/s)}$  の一様風による落下点のずれ  $r_w \text{ (m)}$  は大略  $r_w \cong 30V_w \text{ (m)}$  である (1本の SB が  $\alpha = 45^\circ$  で切離される場合にも風の影響は同程度である。 )。

以上の結果を基にして, 通常の実際的な SB 落下予想区域としてはつぎのように考えておけばよいと思われる。すなわち, SB は普通  $\alpha = 45^\circ$  で切離されるので (光学記録からもこれに近いことが推定される), その他の種々の不確定要因 (たとえば, 切離しの向きの不確定さ, 2本1組の SB が途中で1本づつになること, あるいは  $K$  の不確定さなど) を考慮して, 第22図のうち  $\alpha = 45^\circ$  に対応する場合の落下点を含む区域が風のないときの実際的な SB 落

下予想区域と考えられる。そして風のあるときは、それによるずれを考慮しておく必要がある。一様風（風速 $V_w$ 、風向 $\phi_w'$ ）のときのずれは $\phi_w'$ の方向に $30V_w$ (m)程度であり、一様風でないときのずれは、高度約1.5kmから落下速度 $V_f \approx 50$  m/sで風に乗って流されながら鉛直落下するとみなしたときのずれで大略評価される。なお、SB切離しが $\alpha < 45^\circ$ で行なわれる可能性は皆無とはいえず、かつそのときには落下点のばらつきは大きくなるので、これに対する万一の対策が必要であり、M-4Sの実験ではこの点に関しても十分な配慮がなされてきた。

最後に1～4号機のSB落下点の目視による観測結果を第26図に示す。これらは第6図に示すような配置のSB監視要員の報告をもとに求めたものであり、正確さには欠けるが、風によるずれも含めて（風のデータについては本特集号「M-4Sの発射角補正について」（松尾）第1表参照）、定性的には上の解析結果と一致していると思われる。



第26図 補助ブースタの落下点

1974年11月29日新設部（工学）

#### 参考文献

- [1] G.W. Braun: Flight Safety Procedures in Space Vehicle Launches at the Pacific Missile Range, Proc. 5th ISTS, Tokyo 1963, AGNE Corp., Tokyo, 1964.
- [2] L.C. Parker: Operational Range Safety for Solid-Propellant Sounding Rockets, J. Spacecraft, Vol. 5, 1968.
- [3] 玉木章夫: 発射場保安, 日本航空宇宙学会誌, 第17巻, 1968.
- [4] 玉木章夫ほか: 宇宙研報告4巻4号B, 1968.
- [5] 玉木章夫, 雛田元紀: 宇宙研報告8巻2号C, 1972.
- [6] S.G. Hoerner: Fluid Dynamic Drag, Published by the Author, 1958.
- [7] 雛田元紀ほか: ミューロケットの二, 三の機構について, 宇宙研報告8巻2号A, 1972.