

## M-3Hの飛しょう保安

雛田元紀・中野旭・的川泰宣  
塚本茂樹・中島俊・菊地重行\*  
竹田秀\*・北島政幸\*

### 緒言

M-3H型ロケットは、従前のM-3C型ロケットと比較して1段目がM-10モータ（3セグメント）から、M-13モータ（4セグメント）に強化された事により、衛星重量の増加が可能になったのに加え、キックモータの採用により、衛星を遠地点4000～30000 kmの長楕円軌道に乗せる事が可能となった。ロケットの高性能化、それに伴う飛翔データの多様化、そして、M-3C-3号機実験における不幸な経験を考慮し、打上げ前の安全計画の綿密な作成とともに、ロケットに関する各種データの集中管理による迅速な状況判断、およびそれに伴う保安措置の必要性が生じた。

前者は、M-3C-3号機実験以来各実験毎に、実験に先立って綿密な計画が立てられ小冊子〔1, 2, 3〕としてまとめられた。又、後者は、小型計算機の導入による各種データの管理、および必要データのグラフィック・ディスプレイ上への表示により、迅速な状況判断が可能となった。

M-3H型ロケットによる3回の実験（第1表参照）は幸いにして何等保安措置をとる事もなく、ほぼ所定の軌道へ衛星を投ずる事ができたが、ここでは、M-3H型ロケットの3号機までの飛翔保安（特にM-3C型機からの変更点、および、新たに導入された小型計算機の機能）の大略を述べる。

第1表 M-3H型ロケットの打上げ

号機	発射年月日	発射方位	衛星名
1	1977年2月19日	147°	たんせい 3号
2	1978年2月4日	147°	きょっこう
3	1978年9月16日	97°	じきけん

\* ファコム・ハイタック(株)

## 1. 安全計画の策定

M-3C型ロケット実験以来、ロケットの飛翔保安に対する考え方が確立され、実験が許容危険率以下で実施可能となるよう多くの努力がなされた。おもなものを、列挙すれば次のようになる。

- (1) ロケットの特性に関する事前の十分な検討と、これに基づく発射警戒区域・各段落下予想区域の設定
  - (2) 実施日における、発射前の海上船舶の警戒体制の完備
  - (3) 異常飛翔時の保安措置機能
  - (4) 飛翔軌跡の監視方法ならびに体制の完備
  - (5) 飛翔保安作業実行上の判断基準の設定とその運用上の体制の完備
- 以下、これ等についてそのあらましを述べる。

## 2. 発射警戒区域

ロケットがランチャー上で万一爆発を起こし、飛散物および爆風圧がその周辺に危害を及ぼすに到った場合を想定し、その場合にこの区域の外にある生命・財産などに対する危険が許容危険率を大幅に下まわるような範囲として、円形の「発射警戒区域」を設定した。

発射警戒区域の決定法は、文献[4]に詳しく述べられているのでここでは省略するが、M-3C型機より薬量が増えているため、その半径は、M-3C型機の1.5 kmに対して、

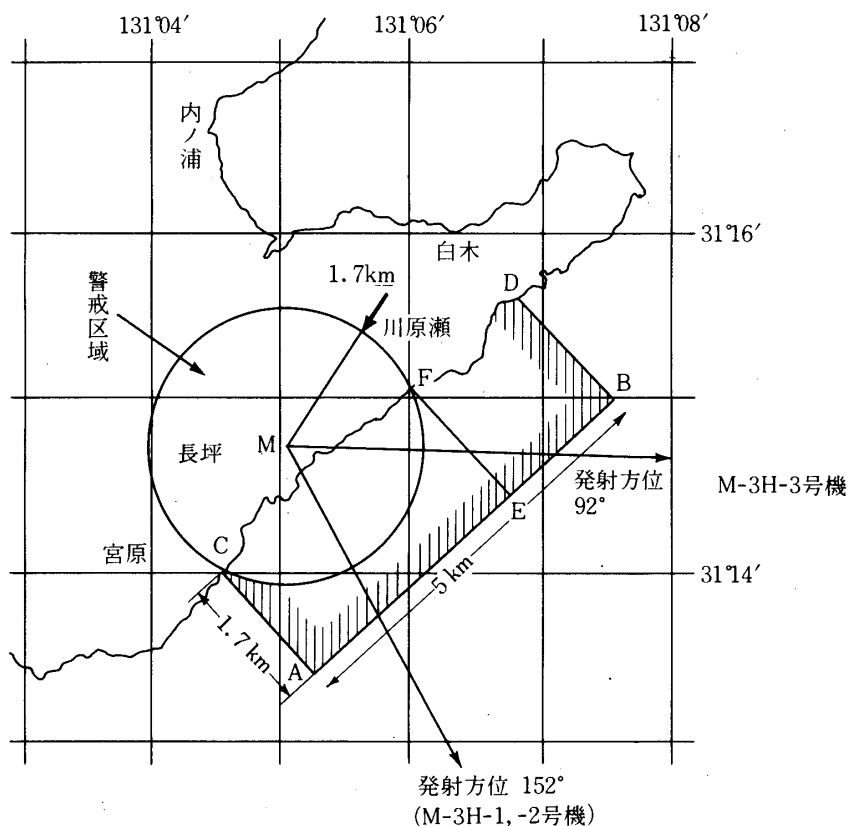
$$R_{LD} = 1.7 \text{ km} \text{ と定められた。}$$

発射場のある内之浦沿岸の地形と共に、M-3H型機の発射警戒区域を示すと第1図のようになる。第1表に示したように、M-3H-1、-2号機は、発射方位 $152^\circ$ (基準)であったのに対し、M-3H-3号機は $92^\circ$ (基準)であったために、補助ブースター落下予想区域が前者と後者では多少異なっている(第1図)

## 3. 各段の落下予想区域

正常な飛行の場合、1、2号機の第3段は衛星の軌道に入るので地表には落下しない。しかし、3号機の第3段は衛星軌道に入る前に切り離されるため地表に落下する事になる。従って、地表に落下するのは、1、2号機は第1段、第2段および第1段推力増強のために用いられる補助ブースターであり、3号機ではそれに第3段目が加わる。これ等のそれぞれに対して、第1図、第2図に示すような落下予想区域を設定した。補助ブースターの落下予想区域は、海上船舶に対する危険率を可能な限り下げるという方針に基づいて、発射点を含む半径1.7 kmの発射警戒区域内の海面を含め、かなり広めに設定してある。なお、各段の落下点分散域は楕円状である[5]が船舶・航空機への通報の便宜を考えて台形にしてある。この台形が、落下点分散域としての楕円を含んでいる事は言うまでもない。

1、2号機は、 $152^\circ$ 方向と今までに経験のない方向への発射であった。2段目落下予想区域の近傍にGuam島、Yap島があり、前者を中心に半径100 km、後者を中心に半径30 kmの安全領域が設定されたため、許容飛行径路が狭められ(2段目落下予想区域附近で、



A : 31°13'19" 131°05'10"  
 B : 31°15'00" 131°07'30"  
 C : 31°14'00" 131°04'32"  
 D : 31°15'40" 131°06'48"  
 E : 31°14'26" 131°06'39"  
 F : 31°15'14" 131°06'01"  
 M : 31°14'50" 131°05'05"

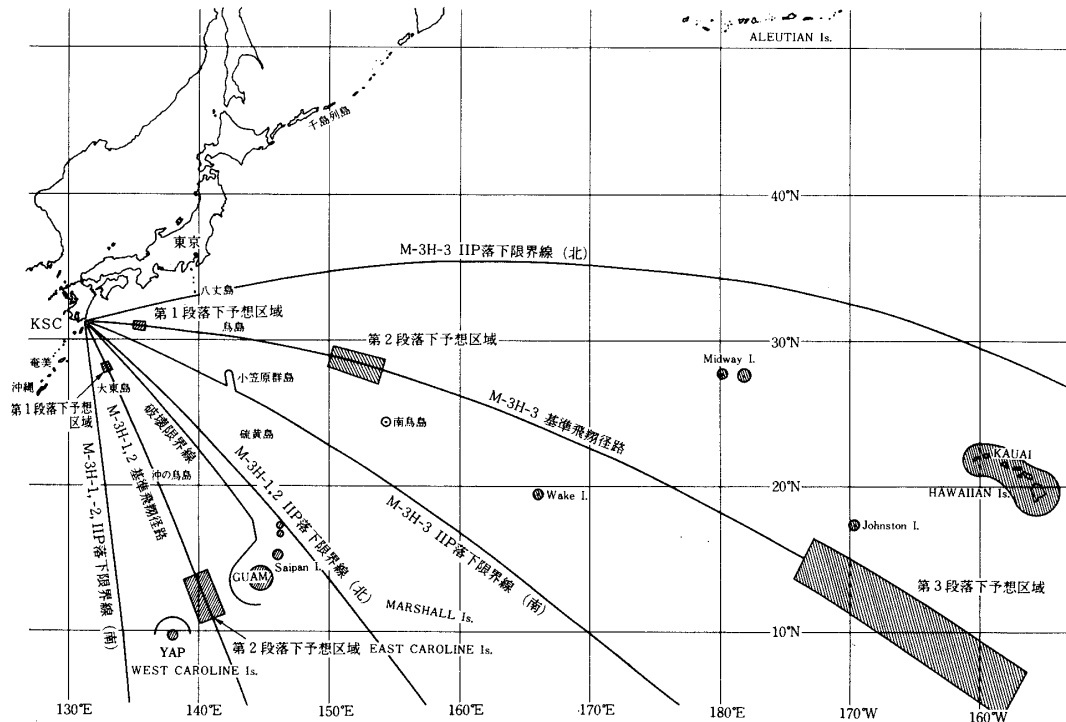
補助ブースター落下予想区域  
 ○M-3H-1, -2号機 AEFC  
 ○M-3H-3号機 ABDC

第1図 M-3H型ロケット発射警戒区域および補助ブースター落下予想区域

基準軌道を中心に、方位にして $\pm 7.5^\circ$ 、距離にして、 $\pm 350$  km) 保安上の監視が厳しくなった。幸いに、1, 2号機とも、ほぼ基準軌道に沿って飛行したため、何等保安措置は必要とならなかった。

3号機は、M-3C型機とほぼ同じ方位に打上げられた。1段目、2段目落下予想区域附近には、人口の集中する島々はないが、3段目の落下予想区域は、ハワイ諸島の南西に北西方向に長く設定された。この附近には北米-オーストラリア航空路があり、実験に際しては関係各方面に前もって通知が出された。

又、3段目に対しては、その燃焼中には保安措置を講ずる事はできないため、2段目燃焼終了時点でのロケットの姿勢・高度・スピンレート等で3段目の軌跡を予測し、保安上の措置が必要と判断された場合は、3段目の点火を中止する事が前もって決められていたが、幸



第2図 M-3H-1～3号機各段落下予想区域，IIP 落下限界線

い，2段階目燃焼終了時点での姿勢・高度・スピンドレートとも正常であったため，3段階目の点火は予定どおり行われた。

#### 4. 海上船舶の警戒

通常時の船舶密度（単位海上面積当りの船舶総面積）は，陸地・島などから離れるにつれて小さくなり，陸地・島から 100 km 以遠の公海上では，船舶密度は  $10^{-9} \sim 10^{-7}$  くらいになる。実験に際しては，あらかじめノータムを出すので，船舶密度は更に低くなる事が確かである。

内之浦の場合，海岸から 20 マイルまでは船舶密度は平均して  $4 \times 10^{-6}$  であり，100 km 以遠の値に比して特別の注意が必要である [6, 7, 8]。このため，KSC 内のマリニレーダ，光学観測によって船舶の発見に務めるとともに，とりわけ補助ブースターの落下予想区域においては，巡視船によって警戒を行い，落下予想区域内に船舶の無い事を確認してから発射を行うシステムになっている。

#### 5. 飛翔安全装置

ロケットが飛翔に異常をきたした際のモーター関係の飛翔安全装置としては，第1段モータには成形火薬によるケース破断装置が上段セグメントの両側面にとりつけてあり，第2段モータには鏡板の中央部をセパレーションナットの作動により取り除く方式の推力中断装置が装備してある。又，第2段以降は，タイマーを停止する事によって点火をとめる事ができる。これ等の飛翔安全上の諸動作は，いずれも地上からの指令電波（コマンド）によって行

われるが、モーター関係の飛翔安全装置を作動させるコマンドと、単にタイマーを停止するコマンドとは別項目となっており、いずれを実行するかは状況に応じて決定できるようになっている [1, 2, 3, 9, 10]。

又、地上設備としてIIP（瞬間落下点予測表示装置）が設けられており、精測レーダに附属する電子計算機が刻々の時点でロケットが推力を失った場合の予想落下点を計算し、コントロールセンター内の表示板にはられた地図上にその地点を表示するしくみとなっている。このIIP装置は、7項に述べるような保安措置を講ずるための判断材料としてその重要な一翼を担うものとなる。

### 6. 飛翔状況監視用計算機システム

M-3C-3号機の不幸な経験を契機として、ロケットに関する各種データの集中的な管理による迅速な状況判断、およびそれに基づいた保安措置の必要性の認識が高まり、小型計算機システムの利用が計画された。M-3H-1号機実験に間に合わせるように、まず必要最少限度の機器が急きょ用意された（システム構成図は文献[11]参照のこと）。以後M-3H-2, -3号機実験と回を重ねる毎に機器は充実され処理能力も上昇したが、根本的な思想は各号機に一貫しているのので、ここでもまとめて述べることにする（2, 3号機実験に際しての計算機システム構成図を第3図に示す）。

飛翔保安の状況判断に供されるべきデータには次のような種類のものがある。

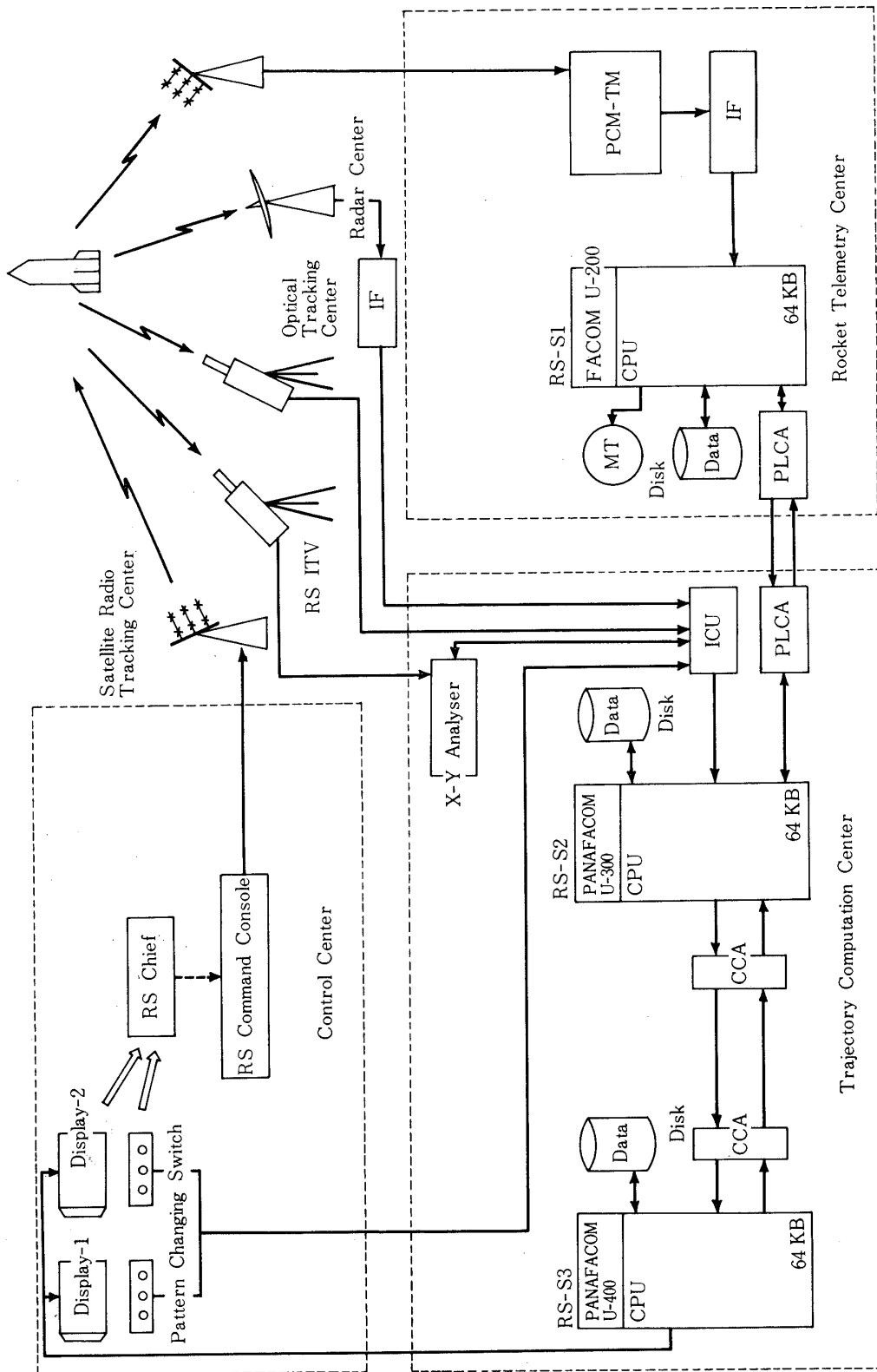
- (1) 精測レーダを中心とするレーダ系よりのPPI（現在位置）、IIP（瞬間予測落下点）、対地速度データ
- (2) テレメータ系よりの加速度、およびピッチ角、ヨー角、ピッチレート、ヨーレート、スピンレート等の姿勢データ
- (3) 透明板（Eye Screen）を通しての目視観測、固定テレビカメラ（含、TV X-Yアナライザー）および光学観測班の可動テレビカメラによる光学観測データ

上記のデータ源はKSCの各所に分散している。

従来、上記データの大部分は、コントロールセンター内の各所に設置された表示装置に表示され、担当者が指令電話により保安総括責任者に状況報告をするという形式をとっていたが、表示装置と総括責任者との間にワンステップあるため、情報の迅速な伝達が不可能であった。

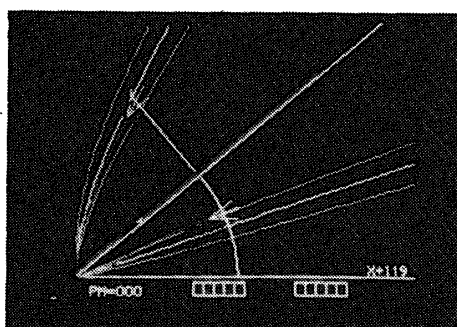
このような状態を改善するために、各種データを一括して収集し、必要に応じて保安総括責任者が直接データを監視することを可能ならしめるよう小型計算機システムによるデータ取得、および計算機処理によるデータのグラフィック・ディスプレイ上への表示を行った。M-3H-1号機～M-3H-3号機実験へと機器の充実が計られ、グラフィック・ディスプレイ上へ表示されるデータの種類も増加し、3号機実験に際しては次に述べる7種類の画面が用意され、2基のグラフィック・ディスプレイ上に分散して表示された。

画面 No.0 ○PPI データ（水平面および垂直面投影） ○タイム・シーケンスに従った標準のロケット位置（通称、タイムフロント） ○X-Y アナライザー、および光学追跡カメラによる、安全・注意・危険の表示

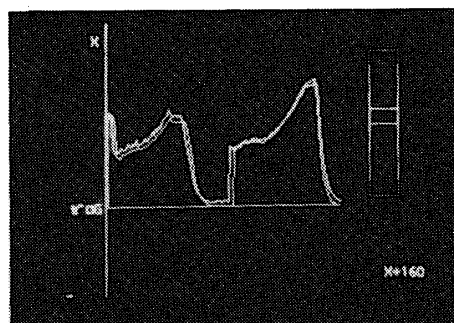


第3図 RS計算機システム構成図

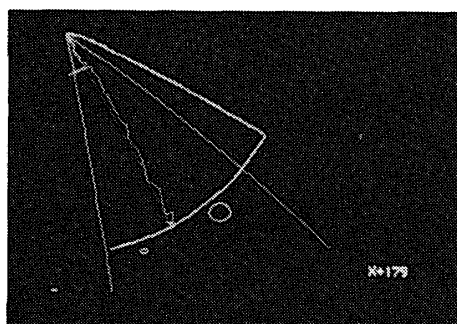
- 画面 No. 1 画面 No. 0 を縮尺したもの
- 画面 No. 2 ◦ IIP データ (含, 落下限界線, 破壊限界線) ◦ 対地速度データ ◦ タイム・シーケンスに従った標準の IIP データ (IIP のタイムフロント)
- 画面 No. 3 ピッチ角, ヨー角 (含, 時間によって変化する許容範囲)
- 画面 No. 4 ◦ 加速度データ ◦ DAM ( Digital Acceleration Meter ) データ
- 画面 No. 5 方位角とヨー角の誤差の表示 (含, 許容範囲)
- 画面 No. 6 ◦ ヨー角の誤差とヨーレート ◦ ピッチ角の誤差とピッチレートの表示



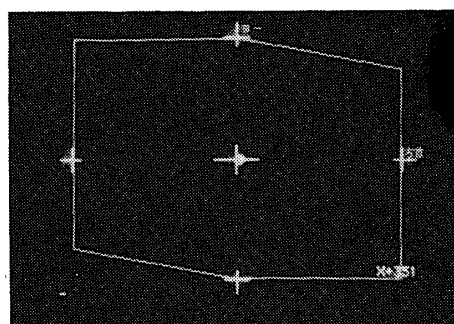
第4-1図  
画面 No. 1 (M-3H-3)



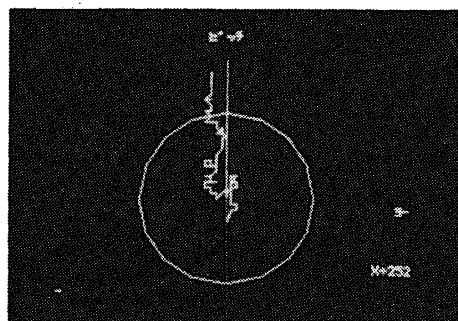
第4-4図  
画面 No. 4 (M-3H-3)



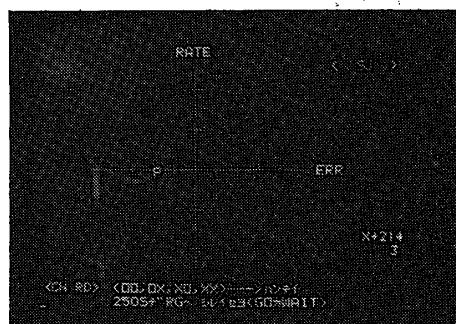
第4-2図  
画面 No. 2 (M-3H-3)



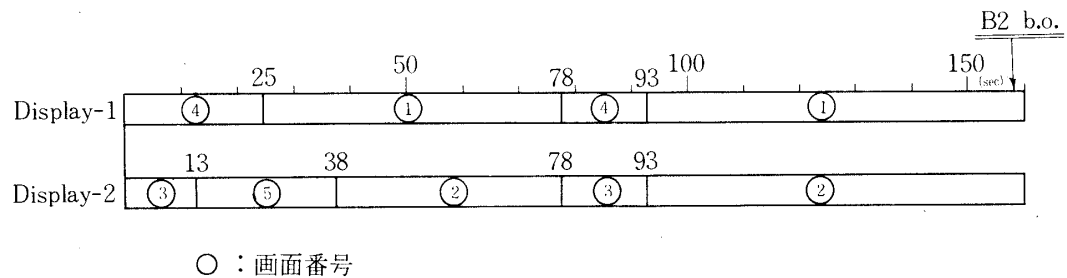
第4-5図  
画面 No. 5 (M-3H-3)



第4-3図  
画面 No. 3 (M-3H-3)



第4-6図  
画面 No. 6 (M-3H-3)



第5図 ディスプレイ表示のタイム・シーケンス

上記7種類の画面は実験前に決められたタイムシーケンス（第5図参照）に従って2基のグラフィック・ディスプレイ上に表示されたが、保安総括責任者は、ディスプレイに附置の切替スイッチにより、必要に応じて任意に画面の切替が可能となるようにも考慮された。

又、3号機実験に際しては、次項に述べる保安基準が画面 No. 6 の下部にタイムシーケンスに従って表示されたこともつけ加えておく。

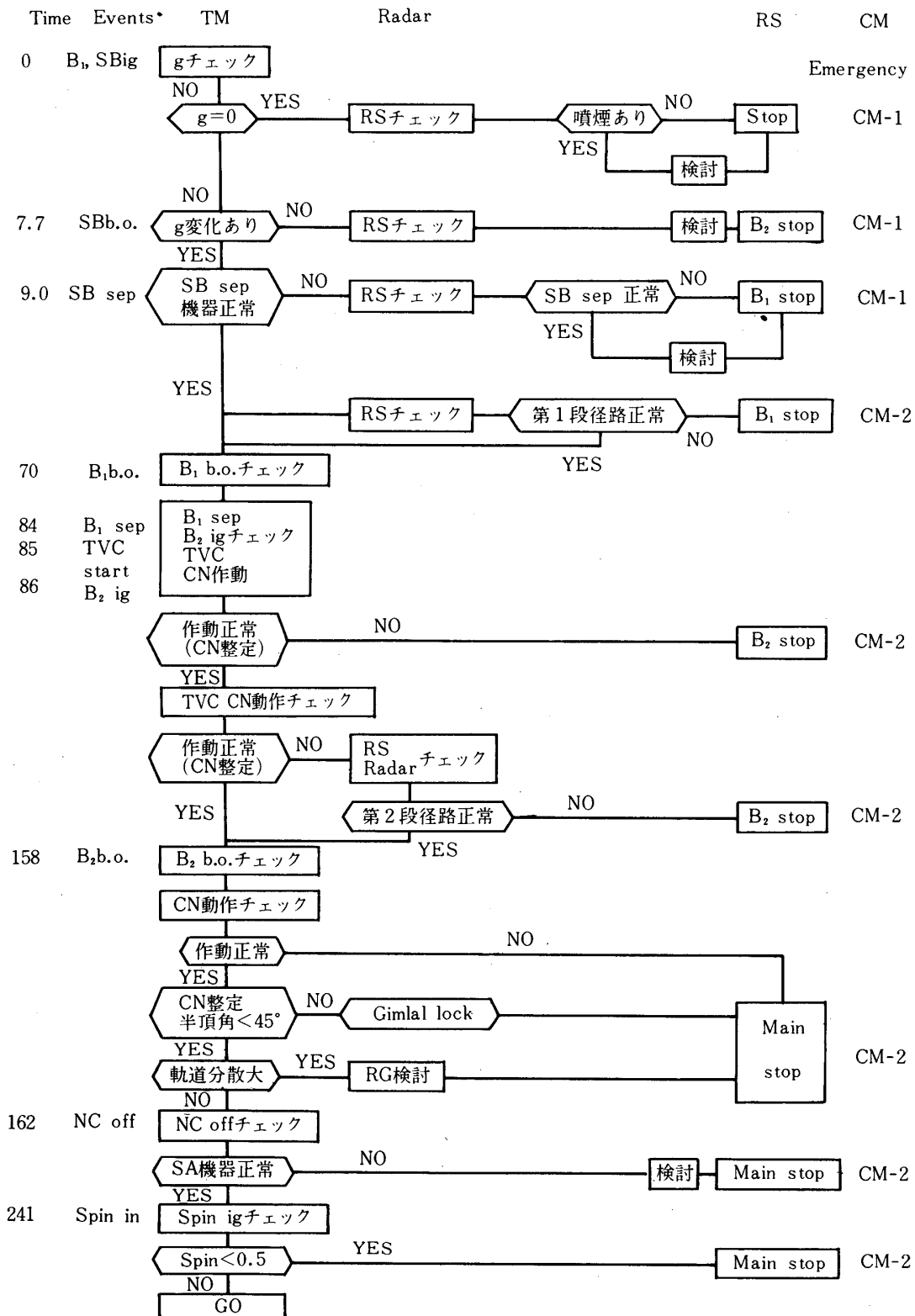
なお、上記計算機システムは従来の各種表示装置と併用されたが、M-3H実験の飛翔保安システムにおいては、あくまでもサブシステムとして利用された。

## 7. 保安措置の判断基準

保安措置をとるためのM-3H型機実験における判断基準は、種々の保安解析からあらまし第6図に示されるようなフロー・チャートにまとめられる。しかし、ここに示された基準はあくまで状況判断に必要なすべてのデータが入手可能という仮定のもとに立てられたものであり、データ有効 or 無効の考察に基づいて別の判断基準が必要となる。

ここでは、入手データをレーダ系、テレメータ系に大別し、データ有効 or 無効（ブラック・アウトを含む）による判断基準を第7図に示す。





第6図 保安作業用フロー・チャート (M-3H-3号機用)

X +	CN	軌道	措 置
15	○	○	GO
}	○	×	CM-A 3
	×	○	CM-A 3
30	×	×	CM-A 3
30	○	○	GO
}	○	×	Wait till X + 130 { 軌道回復 → GO
	×	○	{ だめなら CM-A 3
130	×	×	CM-A 3
130	○	○	GO
}	○	×	GO
	×	○	GO
160	×	×	CM-A 3
}	○	○	GO
	○	×	GO
	×	○	GO
	×	×	GO
250	○		RG → GO or Wait の指令
	×		RG → Wait の指令

○ 何らかの形でデータがとれている。  
 × 全くの Blind.

(話1) 250<sup>s</sup>で

- CNデータが正常 (許容範囲内) → RS は GO の指令
- CNデータが異常 (許容範囲外 or Blind) → RS は Wait の指令  
 その後の判断は RG に委ねる.

(話2) CM-A 3 ; 破壊コマンド

第7図 保安措置の判断基準 (M-3H-3号機用)

### 結 言

これまで3機の発射実験を終えたM-3H型ロケットの飛翔保安についてその概略を述べた。各号機の実験結果については、それぞれの実験報告書 [11, 12, 13] に詳しいのでここではシステムの骨組を記すにとどめた。

M-3Hの飛翔保安には、新たに小型計算機システムが導入され従前のシステムと併用され、そのサブシステムとして利用されたが、3機にわたる実績により、その有用性が確認され、信頼性が確立されるに到った。なお、RS用計算機システムの詳細については、宇宙研報告 [14] を参照されたい。

1979年11月22日 新設部 (工学)

## 参 考 文 献

- [1] 東京大学宇宙航空研究所；“M-3H-1号機および試験衛星MS-T3の打上げ実験における安全計画”，1976年2月。
- [2] 東京大学宇宙航空研究所；“M-3H-2号機（EXOS-A）の打上げ実験における安全計画”，1977年12月。
- [3] 東京大学宇宙航空研究所；“M-3H-3号機（EXOS-B）の打上げ実験における安全計画”，1978年7月。
- [4] 雛田元紀，的川泰宣，塚本茂樹，中島 俊，福田孝子；“M-3Cの飛しょう保安”，東京大学宇宙航空研究所報告，第14巻，第1号（B），1978年3月，pp 421-430。
- [5] Matogawa, Y., Hinada, M. and Fukuda, K. ; “Statistical Analysis of Impact Point of Rockets”, ISAS Rept., No. 520, Dec., 1974.
- [6] Tamaki, F., ; “Flight Safety Consideration of KSC, Uchinoura (Private Paper)”, 1968.
- [7] 玉本章夫，雛田元紀；“内之浦におけるロケット実験の保安について（メモ）”，1968。
- [8] 雛田元紀，的川泰宣，福田孝子；“KSC 沖合における船舶数の監視結果” SES TN-75-053-SY, 1975.
- [9] Mori, D., Hinada, M., Akiba, R., Matogawa, Y. and Tsukamoto, S. ; “Destruction Test of Small Scalled Solid Propellant Motors (Private Paper), 1976.
- [10] 倉谷健治，秋葉鏝二郎；“ロケットエンジンおよびSO装置”，東京大学宇宙航空研究所報告，第11巻，第1号（B），1975。
- [11] 東京大学宇宙航空研究所；“M-3H-1号機実験報告書（たんせい3号）”，SES TN-77-012-SY, 1977。
- [12] 東京大学宇宙航空研究所；“M-3H-2/EXOS-A号機実験報告書（きょっこう）”，SES TN-78-001-SY, 1978。
- [13] 東京大学宇宙航空研究所；“M-3H-3/EXOS-B号機実験報告書（じきけん）”，SES TN-78-025-SY, 1978。
- [14] 中野 旭，雛田元紀，中島 俊；東京大学宇宙航空研究所報告（to de published）。