

委18-3

試験用ロケット 1号機の打上げについて

昭和49年7月

宇宙開発事業団

目 次

1. 試験用ロケットとは	1
2. 試験用ロケットの性能、諸元	4
3. 打上げ計画の概要	10
4. 打上げ用施設、設備の概要	13
5. 打上げにともなう安全確保	16

1 試験用ロケットとは

宇宙開発事業団が今回打上げる試験用ロケット (ETV-I, Engineering Test Vehicle-I) いわゆる Q'ロケットは, 人工衛星打上げ用 Nロケットに必要な各種試験を目的として打ち上げられるロケットです。

宇宙開発事業団では, 昭和50年8~9月期に技術試験衛星 I 型 (ETS-I) の打上げを目指して, 打上げに使用する Nロケットの開発および打上げ射場である種子島宇宙センターの施設設備の整備をすすめています。

Nロケットは, 重量130kgまでの衛星を高度約3万6000kmの静止軌道に打ち上げる能力をもつ全長約33m, 重さ90tの液体・液体・固体の3段式ロケットですがこのロケットによって昭和50年度に技術試験衛星 I 型 (ETS-I) および電離層観測衛星 (ISS) を, 昭和51年度に技術試験衛星 II 型 (ETS-II) を, 昭和52年度に実験用静止通信衛星 (ECS) をそれぞれ打ち上げます。

Nロケットの第1段は, 米国のソーデルタロケットの第1段を使用し, 第3段固体ロケットモータは米国製を使用しますが, 第2段液体ロケットは宇宙開発事業団が開発をすすめてきたものであります。この第2段に使用する LE-3 型 (Liquid Engine-3) 液体エンジンはすでに LS-C 型ロケットに組み込んで種子島宇宙センターにおいて, 打上げ実験を行なってきました。第1段ロケットおよび第3段固体ロケットは, 米国において実際の飛しょう実績を積み重ね高い信頼性をもつものでありますが, 飛しょう実績の比較的少ない第2段ロケットについては, Nロケットとして組み込み, 打ち上げる前に, さらに念入りに飛しょう試験を行なうことが必要です。

このような理由から, Nロケット第2段の推進係, 誘導制御系および搭載機器等の高空飛しょう試験を行なうとともに, 打上げ作業の習熟と地上設備との整合性の確認を目的として試験用ロケット (~~E~~TV-I) を打ち上げることになりました

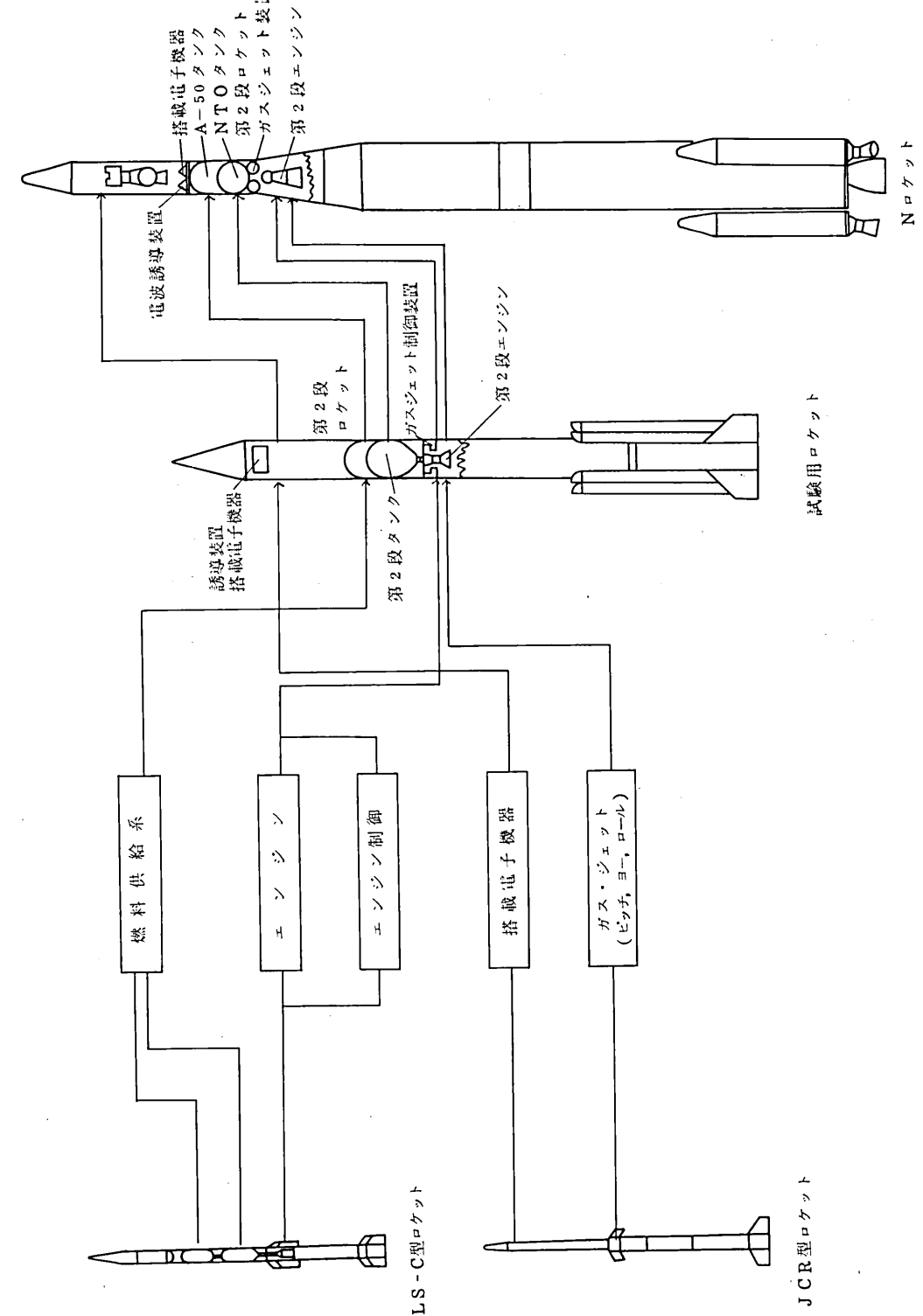
た。

試験用ロケット (ETV-I) は 1 号機と 2 号機の 2 機を製作し、1 号機は昭和 49 年 8 月 29 日に、2 号機は昭和 50 年 1 ～ 2 月期にそれぞれ打ち上げることを計画しています。

試験用ロケット (ETV-I) の 1 段目には、東京大学で開発した M (ミュー) ロケット第 1 段固体ロケットを使用し、第 2 段は N ロケットの第 2 段を組み合わせて、飛しょう中の機能および性能を試験しようとするものです。

試験用ロケットは 2 機打ち上げますが、1 号機は姿勢基準装置および第 2 段ガジェット装置による制御性能の確認、ランチャ整備塔および関連地上機材との機能的な整合確認等を目的としたもので、第 2 段タンクおよびエンジン等はダミー (模似試験体) を使用します。2 号機では第 2 段エンジン等は実材を使用し、1 号機での試験目的以外にさらに上段の推進系誘導制御系、搭載電子機器等の飛しょう試験を行なうことが目的です。

第 1 図 試験用ロケットと N ロケットの関係



2 試験用ロケットの性能・諸元

試験用ロケット (ETV-I) は、全長約 22 m, 直径 1.4 m, 全重量は約 39 ton の 2 段式ロケットです。

各段等の概要は次のとおりです。

なお、全体の構造を第 2 図、主要諸元を第 1 表、1, 2 号機形状の比較を第 3 図、飛しょう径路を第 4 図に示します。

(1) 第 1 段

第 1 段は、固体ロケットモータ、補助ブースタおよびその分離機構、尾翼および尾翼筒、指令破壊用オードナンス等からなります。第 1 段固体ロケットモータはポリウレタン系推進薬を使用し平均推力 74 ton, 燃焼時間 61 秒です。尾翼および尾翼筒は、ノズルを囲む様に取り付けられ、尾翼筒はロケットがランチャに搭載された場合の全荷重を支えます。補助ブースタは 2 本 1 セットで第 1 段に 4 セット計 8 本ついています。推進薬は主ロケットと同じで、1 本あたり平均推力 9.9 ton, 燃焼時間 6.2 秒です。

(2) 1, 2 段段間部

1, 2 段段間部は、第 1 段固体ロケット上部と第 2 段エンジン部を結合するもので、中間に 1, 2 段分離面があります。1, 2 段分離機構は 6 組のセパレーションナットおよび 12 個の分離スプリングからなり M ロケットと同様なもので、ノーズコーン部タイマより信号を受け分離します。1, 2 段段間部上部には、第 2 段ガスジェット装置および 1, 2 段分離後の空気抵抗による逆加速度を相殺するためのアレジモータ (2 本) を、同下部には追突防止用レトロモータ (4 本) を取付けてあります。

第 1 段飛しょう中は尾翼により安定を保ち、制御は行ないません。第 1 段ロケットについての計測項目は、第 2 段テレメータ装置を利用して送信し、第 1 段にはモータ内圧センサのみ搭載しています。第 1 段指令破壊機構は、第 2 段

指令破壊受信装置によって作動します。

(3) 第 2 段

第 2 段は NTO (四二酸化窒素) を酸化剤、A-50 (エアロジン 50) を燃料とした液体ロケットで、推進システムは N ロケット第 2 段推進システムを基本とした設計となっています。

機体構造はエンジン部、気蓄器部、誘導機器部よりなります。第 2 段の分離から第 2 段エンジン着火までの間、ピッチ、ヨー、ロール角度を既定の値に設定するため、1 軸ステーブルプラットフォーム (SASP) を使用した特殊な制御 (遷移時制御) を行ないます。1 号機は第 2 段エンジン着火は行なわないので、着火後の誘導制御は行なわず、遷移時制御のみ行ないます。

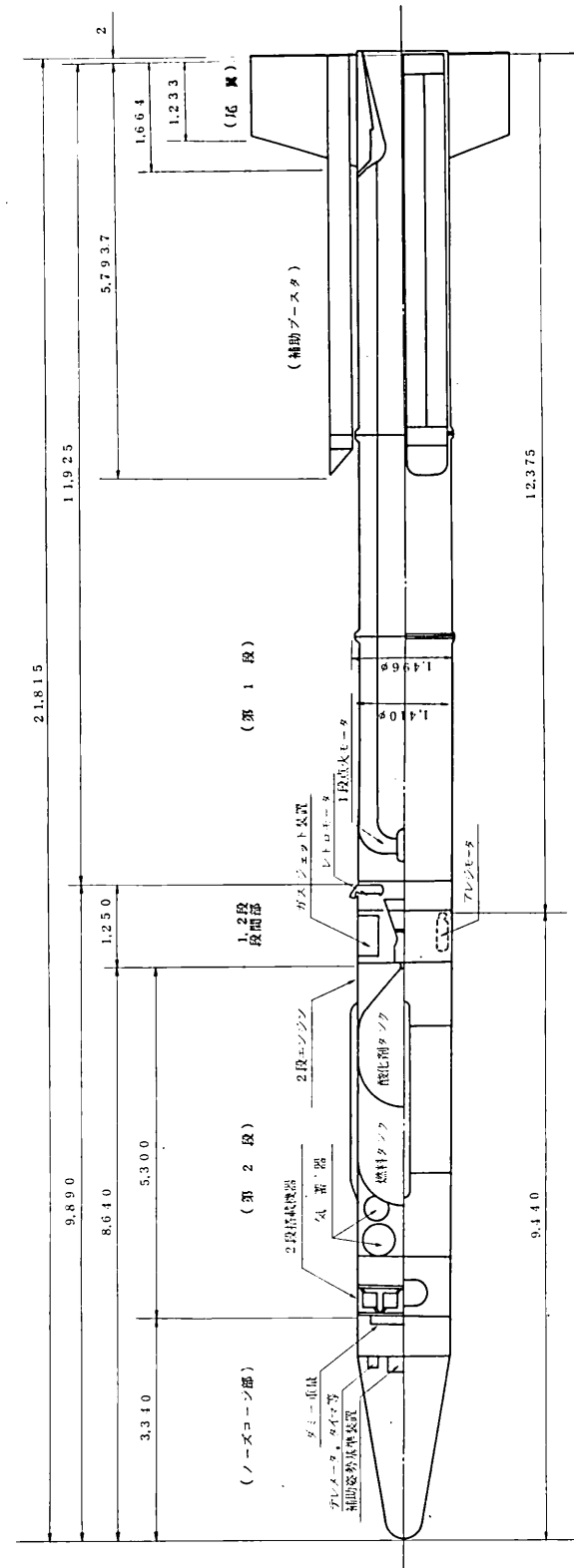
第 2 段着火後の誘導制御を行なうガスジェット制御装置は制御電子機器およびガスジェット装置からなり、制御電子機器は第 2 段上部の誘導機器部に搭載され、ガスジェット装置は 1, 2 段段間部の上部構造に搭載されています。

誘導機器および第 2 段搭載電子機器は、試験用ロケット 2 号機では N ロケットと同一のものを使用しますが、1 号機にはロケット追尾用のレーダトランスポンダ、2300 MHz PCM-PM テレメータ送信装置 1 台、および S バンド指令破壊受信装置 1 台のみを搭載します。

(4) ノーズコーン部

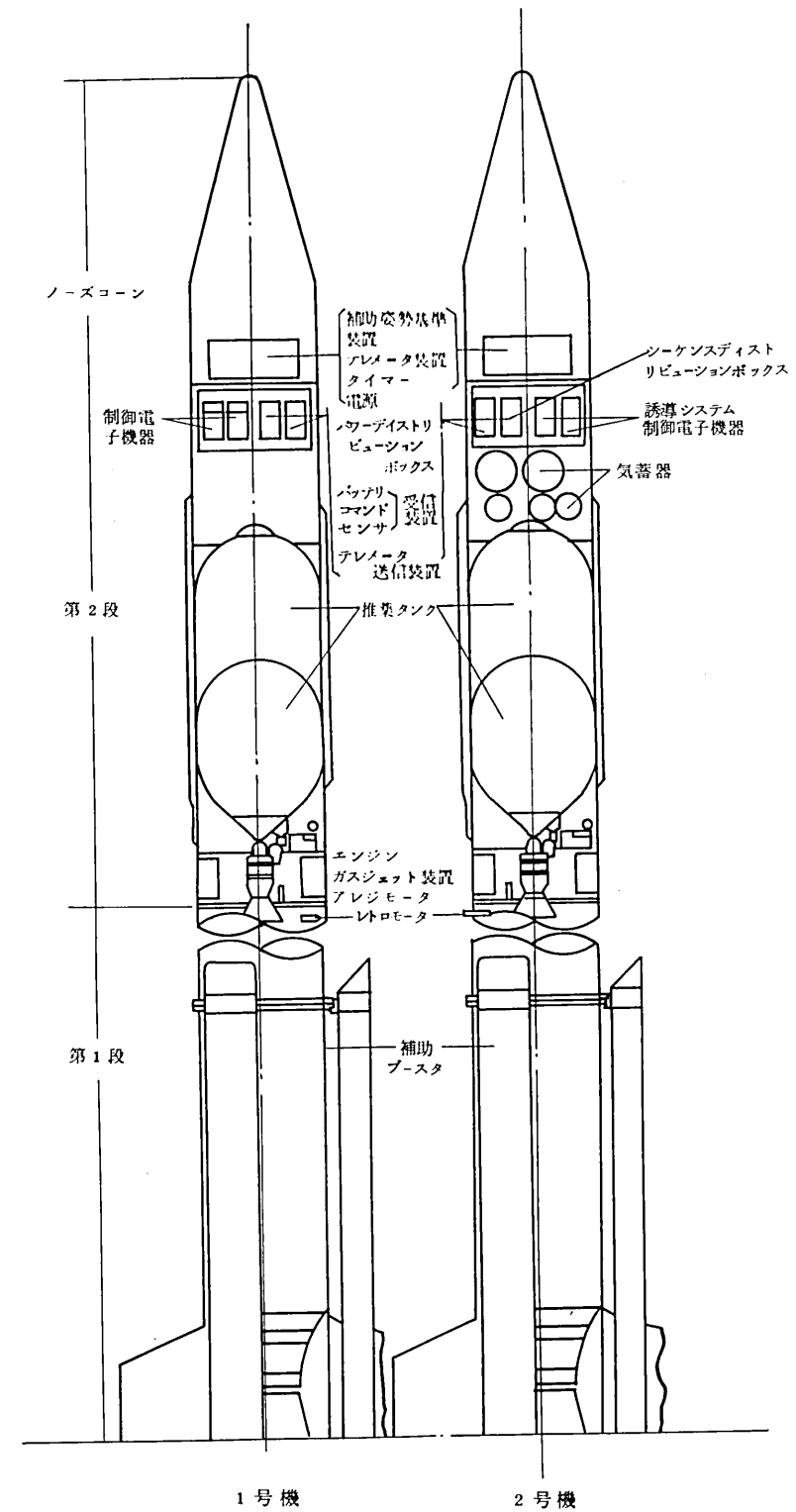
ノーズコーンは金属製で第 2 段誘導機器部の上部に結合されています。ノーズコーン内部には 295 MHz FM-PM テレメータ装置、タイマおよび補助姿勢基準装置を搭載します。

第2図 試験用ロケットの形状



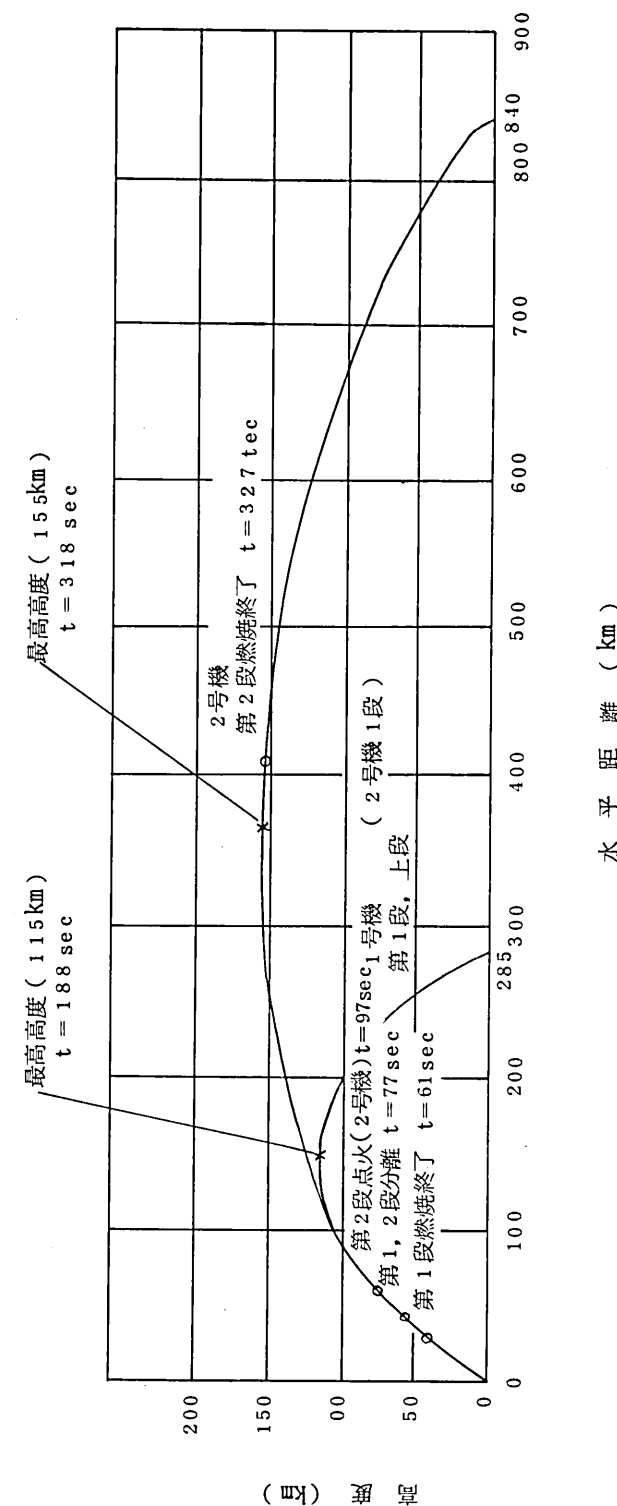
(単位: mm)

第3図 試験用ロケットの形状の比較



第1表 試験用ロケット主要諸元

項 目	第 1 段		1・2段 段 間 部	第 2 段	ノーズ コーン部
	主 モ ー タ	補助ブースタ			
全 段 全 長〔m〕	2 1.8 1 5				
全 長〔m〕	1 1.9 2 5	5.7 9 4	1.2 5 0	5.3 0 0	3.3 4 0
全段最大外径〔m〕	1 4 9 6（第1段モータフランジ部）				
外 径〔m〕	1.4 1 0 (フランジ部) 1.4 9 6	0.3 1 6	1.4 1 0	1.4 0 0	1.4 0 0
全段全備重量〔ton〕	3 9.3				
全 備 重 量〔ton〕	2 6.3	4.0	0.9	6.1	2.0
推 進 薬 種	ポリウレタン系 コンボジット	ポリウレタン系 コンボジット		NTO/A-50 *3	
推 進 薬 供 給 方 式				Heガス押し *3	
推 進 薬 重 量〔ton〕	2 0.8	2.5		4.7 *3	
平 均 推 力〔ton〕	7 4.0 *1	9.9×8 *1		5.0 *2 *3	
比 推 力〔sec〕	2 1 9 *1	2 2 0 *1		2 7 2 *2 *3	
全 燃 焼 時 間〔sec〕	6 1	6.2		2 3 0 *3	
ノズル出口径〔mm〕	1 0 4 8	3 0 2		6 9 2.2	
ノズル 開 口 比	5.9 4	3.5 6		1 4.0	
分 離 方 式	分離ナット — 分離スプリング				
姿 勢 安 定	ピッチ・ヨー	空 力 安 定	ジンバル制御装置 *3 ガスジェット制御装置		
	ロ ー ル		ガスジェット制御装置		
誘 導 シ ス テ ム			電 波 誘 導 *3		
テレメトリシステム	FM-PMテレメータ, PCM-PMテレメータ				
ディストラクトシステム	指 令 破 壊（2種系）				
* 1 S E A L E B E L（海面上） * 2 V A C U U M（真空中） * 3 2号機のみ					



第4図 試験用ロケットの飛行経路
(発射上下角77°, 発射方位角110°)

3 打上げ計画の概要

(1) 打上げスケジュール

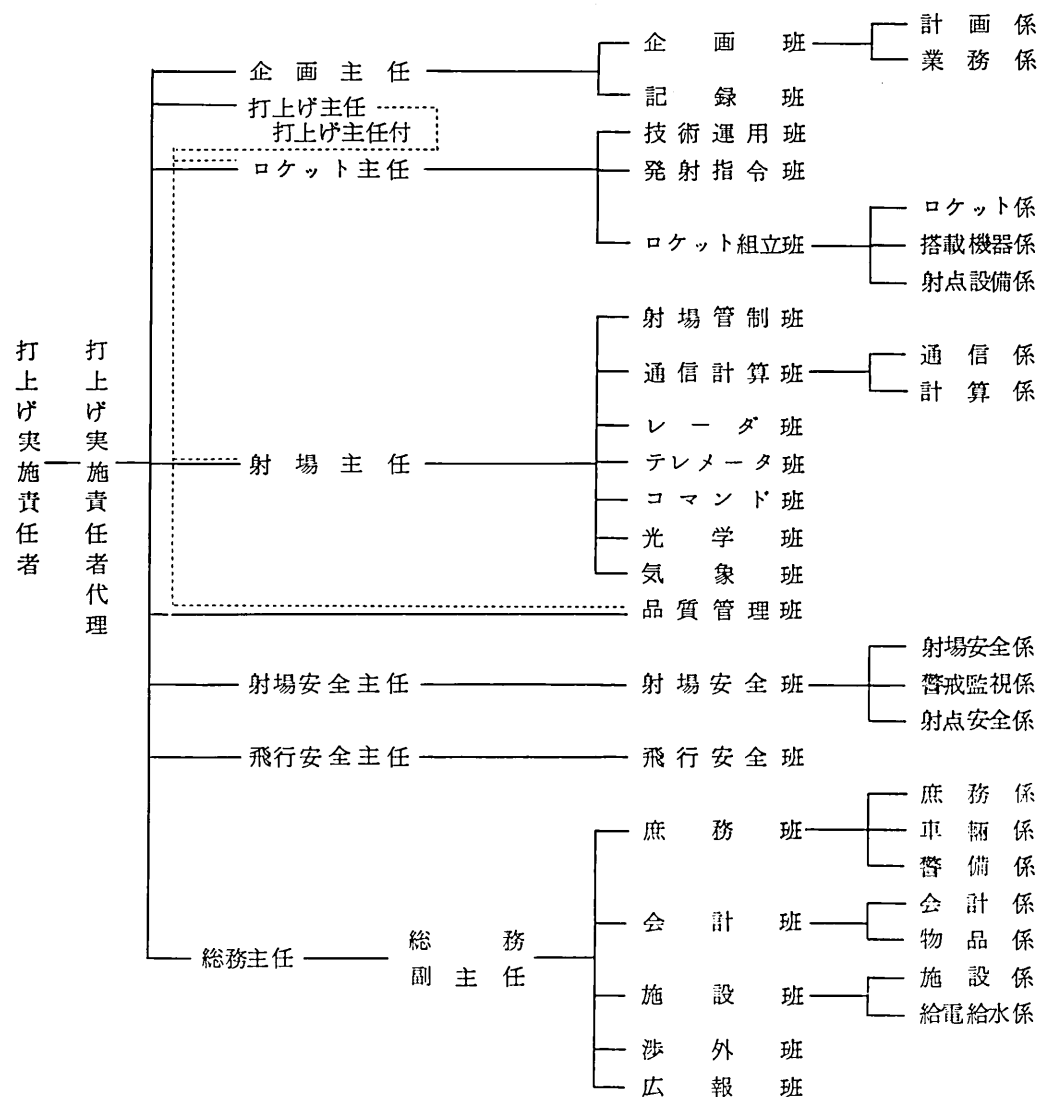
機 種	打上げ予定日	海面落下時間帯	延期する場合の期間 および海面落下時間帯
MT-135P型 ロケット T-11号機	8月28日 (水)	10:30~11:00	同日の15:00~15:30, または8月30日(金)~9月12日(木)までのうち次の時間帯 10:30~11:00 もしくは 15:00~15:30
試験用ロケット 1号機	8月29日 (木)	15:00~15:45	8月30日(金)~9月12日(木)までのうち次の時間帯 15:00~15:45
MT-135P型 ロケット T-12号機	8月30日 (金)	10:30~11:00	同日の15:00~15:30, または8月31日(土)~9月12日(木)までのうち次の時間帯 10:30~11:00 もしくは 15:00~15:30

打上げ予定日に天候その他の理由により打上げができないときは「延期する場合の期間および海面落下時間帯」欄の範囲内で延期します。

なお, この場合原則として試験用ロケットをMT-135P型ロケットに優先して打上げることとしますが, 機種の異なるロケットを同一日に打ち上げることはありません。

2) 打上げ隊の編成

打上げ隊の編成は、下表に示すとおりです。



(注) は、カウントダウン時の
指揮系統

4. 打上げ用施設設備の概要

試験用ロケットの打上げに必要な種子島宇宙センターの主な施設設備は、次のとおりです。

(1) 整備塔およびランチャ

整備塔は、組立作業室を主体とした9階構造の鉄骨構造で高さ約35m、幅約10m、奥行約9mです。ランチャはランチャ台と長さ23mのランチャブームよりなり整備塔に格納されます。

塔内でロケットの組立、ランチャへの装着および搭載機器・点火系等の組込み、点検等の諸作業が行なわれます。作業完了後、発射方位角設定のため塔体はランチャを含め旋回動作を行ない、方位角設定後、ランチャはロケットを装着した状態で塔外に繰出され発射位置にセットされます。

(2) 指令管制棟（レンジコントロールセンター）

種子島宇宙センター内各施設のロケット発射前および発射時の作業を指揮・調整・監視するとともに、センター内の電波・光学・気象各観測等を掌握し、筑波宇宙センターおよび本社関係機関等との通信連絡を行ない、また地上安全、飛しょう安全に関するオペレーション、飛しょう解析等を行ないます。

打上実施責任者卓、安全主任卓、各種状況表示盤等が置かれています。

(3) 発射管制棟（ブロックハウス）

試験用ロケット射点における組立・調整・点検・試験・補給・発射の各作業に対する指揮・調整・監視を行なうと共に、レンジコントロールセンターとの情報伝達、連絡に当たります。発射指揮卓、各種機器監視制御卓等が置かれています。

(4) ロケット組立棟

搭載機器の単体および組合せ試験等を行ないます。

(5) 固体ロケット試験棟

1 段モータ各セグメント、補助ブースタおよび火工品等の検査を行ないます。

(6) 中之山テレメータステーション

ロケットの飛しょう時における作動状況を示す各種の計測データを受信します。

(7) 野木レーダステーション

レーダによりロケットの誘導信号の送信および誘導のために必要なロケット方位角、直距離等の測定を行ないます。また緊急破壊用の保安用コマンドも設置されています。

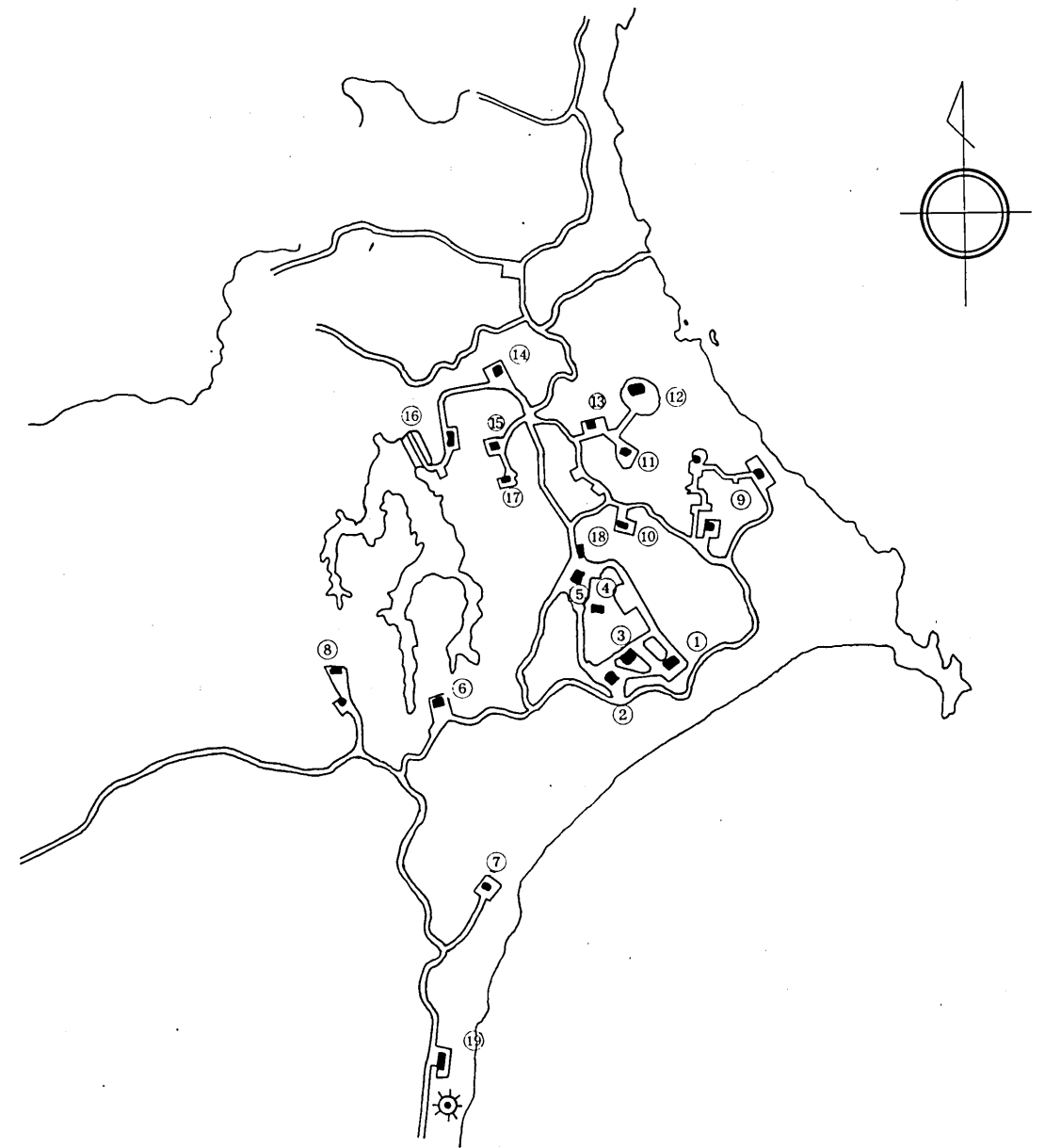
(8) 光学観測設備

ロケットの光学観測を行なうための設備で第 1 光学飛行安全観測所および第 3・第 4 光学観測所よりなっています。

(9) 気象塔

打上げに必要な風向・風速・温度等のデータを収集します。

第 5 図 種子島宇宙センター大崎射場配置図



- ① N ロケット組立発射設備 (建設中)
- ② 試験用ロケット発射設備
- ③ 大崎発射管制棟
- ④ 気象観測塔
- ⑤ ロケット組立棟
- ⑥ 大崎指令管制棟
- ⑦ 第 4 光学観測所
- ⑧ 中之山テレメータステーション
- ⑨ 液体ロケット地上燃焼試験場
(昭和 50 年度完成)
- ⑩ 液体燃料および酸化剤貯蔵庫
(建設中)

- ⑪ 固体ロケット試験棟
- ⑫ 固体燃料庫・点火薬庫
- ⑬ スピン試験棟 (建設中)
- ⑭ 発電施設
- ⑮ 衛星試験棟 (建設中)
- ⑯ 水源給水施設
- ⑰ レンジセーフティ観測所
- ⑱ 食堂兼救護所

- ⑲ 大崎観望台、広報室
レンジセーフティ観測所

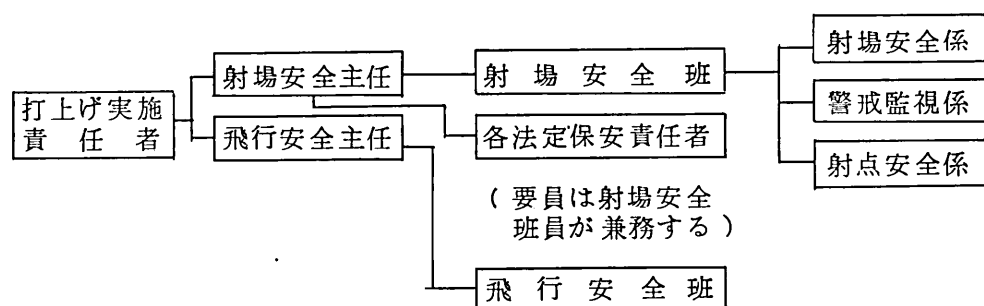
5. 打上げに伴う安全確保

宇宙開発事業団は、試験用ロケット1号機の打上げの実施にあたり、ロケットの整備、組立て、打上げの各時期を通じ、安全確保の徹底を期し、射場内外の人員、器物等に対する損傷を防止し、合せて公共の安全の確保を最重要事項として努力をつづけています。

その概要は以下に示すとおりです。

(1) 打上げ隊の安全組織

打上げ業務に直接従事する役職員をもって打上げ隊を編成し、そのなかで打上げ隊の安全組織と権限を明確にしています。安全組織は別表に示すとおりです。打上げ実施責任者の下に、射場安全主任と飛行安全主任をおき、射場安全主任は、ロケットの整備、組立ての段階からロケットの打上げの全期間を通じ射場における地上安全に関する業務を総括します。また飛行安全主任は、ロケットの打上げから予定落下区域にいたるまでの間の飛行安全に関する業務を総括します。



(2) ロケットの整備、打上げ時の安全対策

① 保安区域等の設定

ロケットの整備組立期間におけるロケット等の貯蔵庫内保管時、固体試験棟における試験および保管時、ロケット等の射点搬入以降組立、打上げ整備時において、それらの保管ならびに作業場所の周辺には、安全の確保を徹底するためにそれぞれ必要な保安区域を定めて、注意喚起の立札等を設け、要所に警戒員を配置して、関係者以外の立入りをご遠慮願うよう協力を求めることとしております。

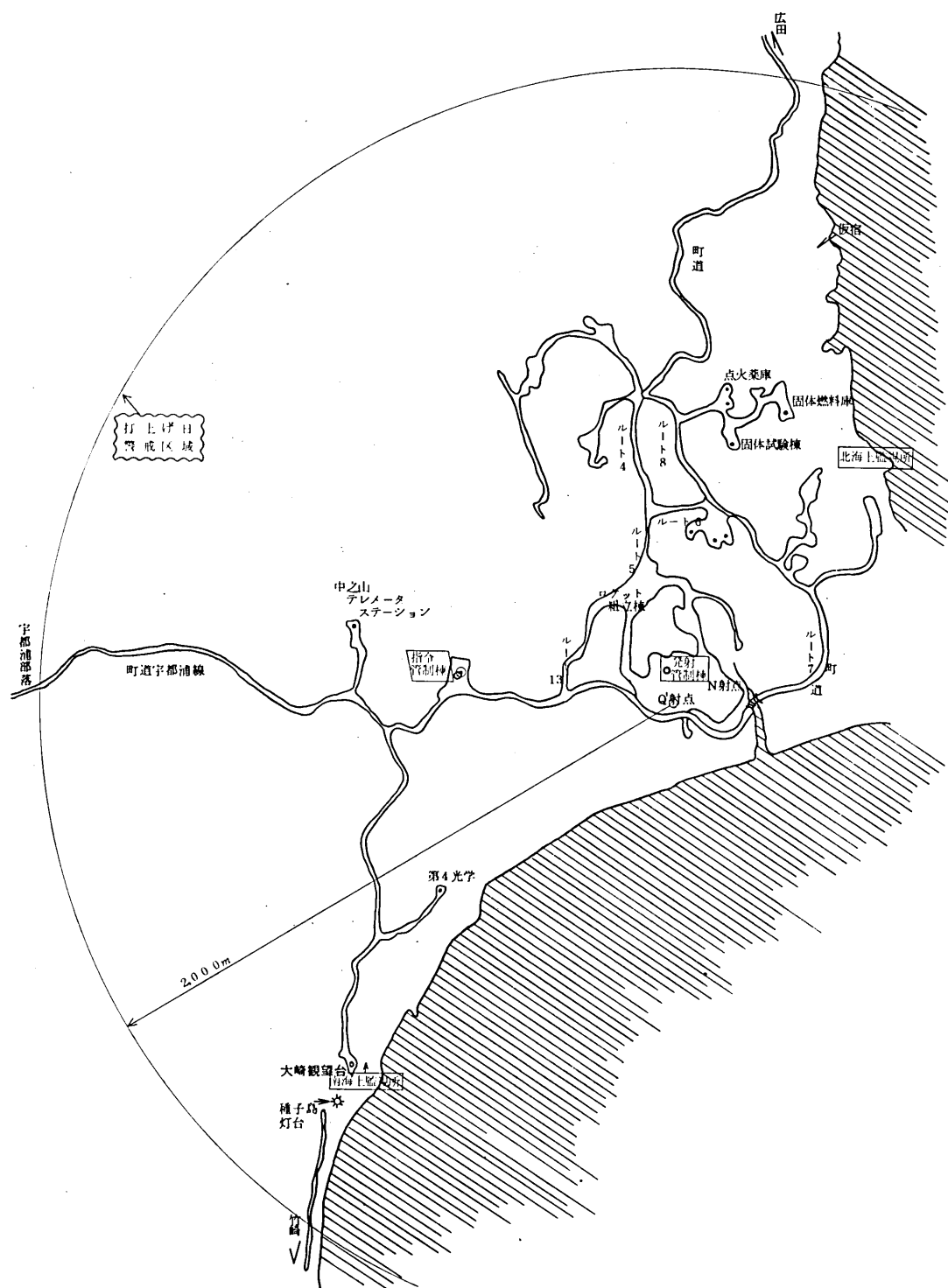
試験用ロケット1号機の打上げ当日においては射場内は射点中心半径2,000m以内の区域を警戒区域として、次のような取扱い管理を実施します。

- i) 2,000m以内の警戒区域内に、指定または許可を受けた関係者（報道関係者等）以外の一般の人が立ち入らないよう協力を求めます。
- ii) 射場周辺の陸上警戒については、鹿児島県警察本部および種子島警察署に依頼し、とくに射場内の警戒は当事業団があたり必要な立札、標識等を表示し、要所には警戒員が配置について立入規制の徹底をはかります。
- iii) 警戒区域内では、必要最小限の隊員のみが打上げ終了まで屋内外で作業を実施しそれ以外の隊員は指定建造物内に待避します。

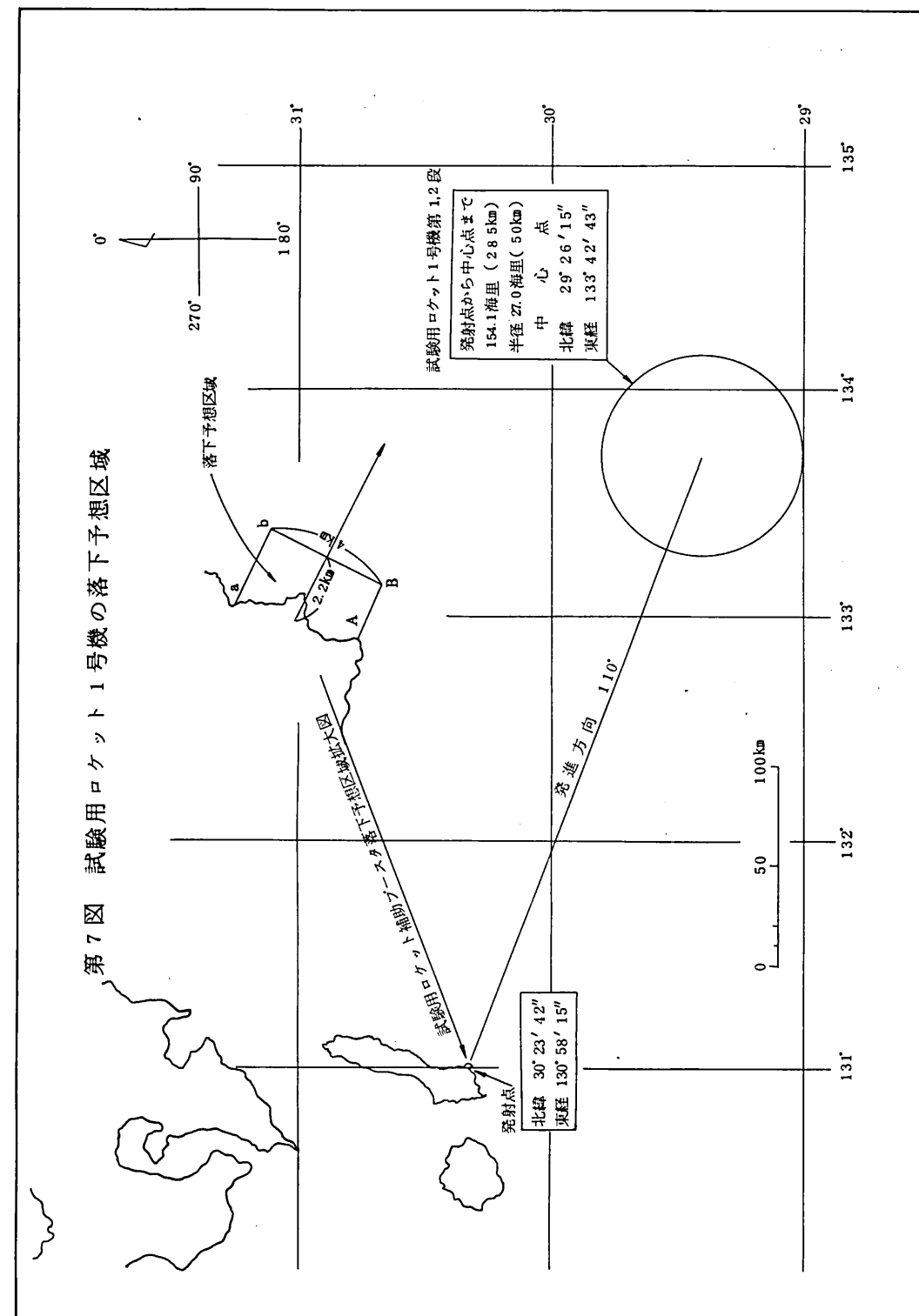
② 海上におけるロケット落下予想区域の設定

海上におけるロケット落下予想区域は、第7図に示すとおりとし、その警戒については、第10管区海上保安本部および鹿児島県に依頼します。海上保安本部には当事業団から連絡員を派遣して緊密な連絡を行ないます。さらに海上について射場から目視および光学監視ならびに海上監視レーダによる監視もあわせて行ないます。また航空路については、大阪航空局鹿児島空港事務所および種子島空港事務所に警戒を依頼するとともに、種子島空港事務所連絡員を派遣して、緊密な連絡を行ないます。

第6図 試験用ロケット1号機打上げ時における
保安区域等



第7図 試験用ロケット1号機の落下予想区域



(3) 安全基準および安全教育

上記のほかに、安全に関する規程、基準等の整備をはかり、安全教育、消防訓練等を実施いたします。