

第18回宇宙開発委員会(定例会議)

議事次第

1. 日時 昭和49年7月24日㈬

午後2時~4時

2. 場所 宇宙開発委員会会議室

3. 論題

昭和49年度8~9月期ロケット打上げ実験計画について

説明者

東京大学宇宙航空研究所教授 緑 大吉郎

" 欅 菜 錠二郎

宇宙開発事業団副理事長 松浦 陽一

" 打上げ管制部長 神 博

4. 資料

委18-1 第17回宇宙開発委員会(定例会議)議事要旨

委18-2 SESノート(K-16438~16443)

委18-3 試験用ロケット1号機の打上げについて

委18-4 試験用ロケット1号機打上げ計画書

委18-1

第17回宇宙開発委員会(定例会議)

議事要旨

1. 日時 昭和49年7月10日㈬
午後2時~4時

2. 場所 宇宙開発委員会会議室

3. 議題
宇宙開発計画の見直しに関する審議について

4. 資料
委17-1 第16回宇宙開発委員会(定例会議)議事要旨
委17-2 宇宙開発計画の見直しに関する審議について案
委17-3 宇宙開発計画に関する関係機関の要望事項

5. 出席者

宇宙開発委員会委員長

" 委員

" "

" "

" "

関係省庁職員等

科学技術庁研究調整局長

" 研究調整局宇宙開発参事官 山野正登

森山 欽 司

山県 昌 夫

納島 肇

八藤 東 祐

斎藤 成 文

千葉 博

文部省学術国際局審議官

笠木 三郎

(代理: 小杉)

岩田 弘文

(" : 高谷)

市川 澄夫

(" : 大竹)

平野 正雄

(" : 高橋)

堺 昭男

大成 隆修

大高瀬 盛好

高賀輪 盛好

高木 邦寛

気象庁総務部長

郵政省電波監理局審議官

郵政省電波監理局無線通信部長

郵政省電波監理局

海上保安庁総務部政務課

東京大学宇宙航空研究所業務課

宇宙開発事業団システム計画部

事務局

科学技術庁研究調整局宇宙企画課長

松元 守

" 宇宙国際課長

松原伸一他

6. 議事要旨

(1) 前回議事要旨

第16回宇宙開発委員会(定例会議)議事要旨が確認された。

(2) 宇宙開発計画に関する関係機関の要望事項について
事務局から、資料委17-3に基づいて説明が行われたの
ち、以下の質疑応答が行われた。

納島: 文部省の要望にある宇宙科学研究に適した大容量高性能
打上げロケットとは液酸・液水エンジンを使うものを考
えているのか。

(1)

(2)

斎藤：液酸・液体エンジンが最も注目されているが、必ずしもこれに限定しておらず、ここではMロケット以上の大型ロケットのすべてを指している。

八藤：通産省は利用技術の研究を要望しているが、委員会の所掌に宇宙の利用技術に関する研究も含まれているのか。

事務局：委員会の所掌には含まれていないと考えるが、宇宙開発の観点から意見を述べることは従来から行っている。

網島：GMS-2についてはN改良型ロケットとの関連が大きいので重量等のつめを怠ぐことを希望したい。

気象庁（高谷）：気象衛星に関する海外の動向にも注意をはらいつつ具体的なつめを進めていきたいと考えている。

山県：航行衛星に関して、運輸省と郵政省との話合いはについているのか。

事務局：まだ結論は得られていないようである。

網島：基礎的先行的研究の中には、取扱いに注意を要するものがあると思われる所以慎重に対処されたい。

(3) 宇宙開発計画の見直しに関する審議について

事務局から資料委1-7-2に基づいて説明がなされ、以下の質疑応答が行われたのち、原案どおり決定された。

八藤：審議事項の中には、見直しの要望のあつたすべての事項が含まれているのか。

事務局：そのとおりである。

網島：長期構想としては、どの程度の期間を考えているのか。

事務局：約10年間を考えている。

49.7.24

EED和49年度8・9月期Dヘリ打上げ実験計画一覧(案)

機種	打上げ予定日	延期日	打上げ場所	備考
	49年			
S-210-10	8月16日	8/20 まで	内之浦	
L-45C-3	8.20	8/27 "	"	
MT-135P-T-11	8.28	9/12 まで	種子島	
試験用Dヘリ1号機	8.29	"	"	
MT-135P-T-12	8.30	"	"	
K-9M-46	9.13	9/20 まで	内之浦	
K-9M-47	9.18	9/23 "	"	
K-9M-48	9.20	9/25 "	"	

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(ETV-I)を打ち上げることになります。

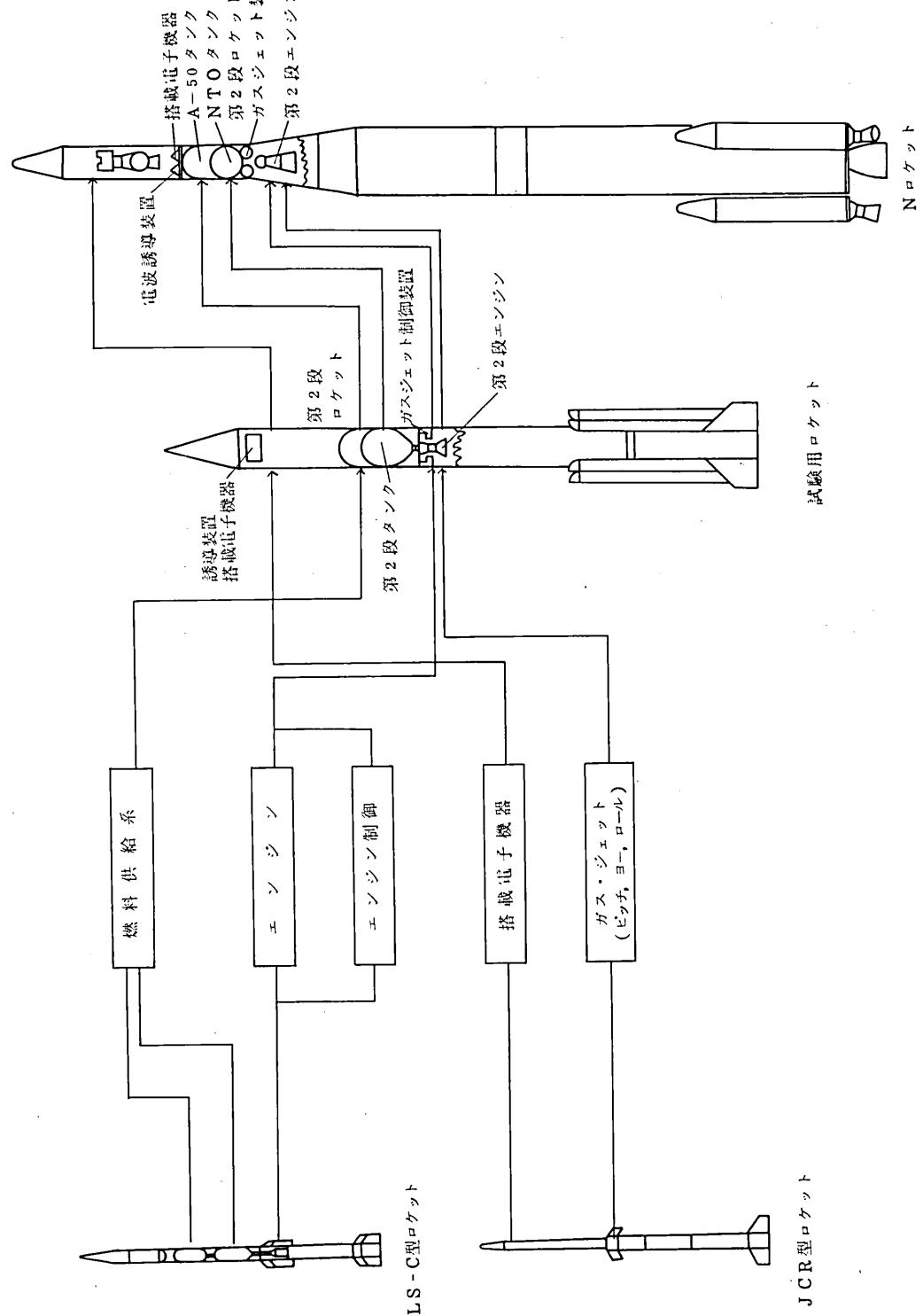
た。

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機打上げますが、1号機は姿勢基準装置および第2段ガス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行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



指令破壊受信装置によって作動します。

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22m、直径1.4m、全重量は約3.9ton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、飛行経路を第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、指令破壊用オーデ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7.4ton、燃焼時間6.1秒です。尾翼および尾翼筒は、ノズルを囲む様に取付けられ、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9.9ton、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段飛行中は尾翼により安定を保ち、制御は行いません。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

(3) 第2段

第2段はNTO(四二酸化窒素)を酸化剤、A-50(エアロシン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、気密器部、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。

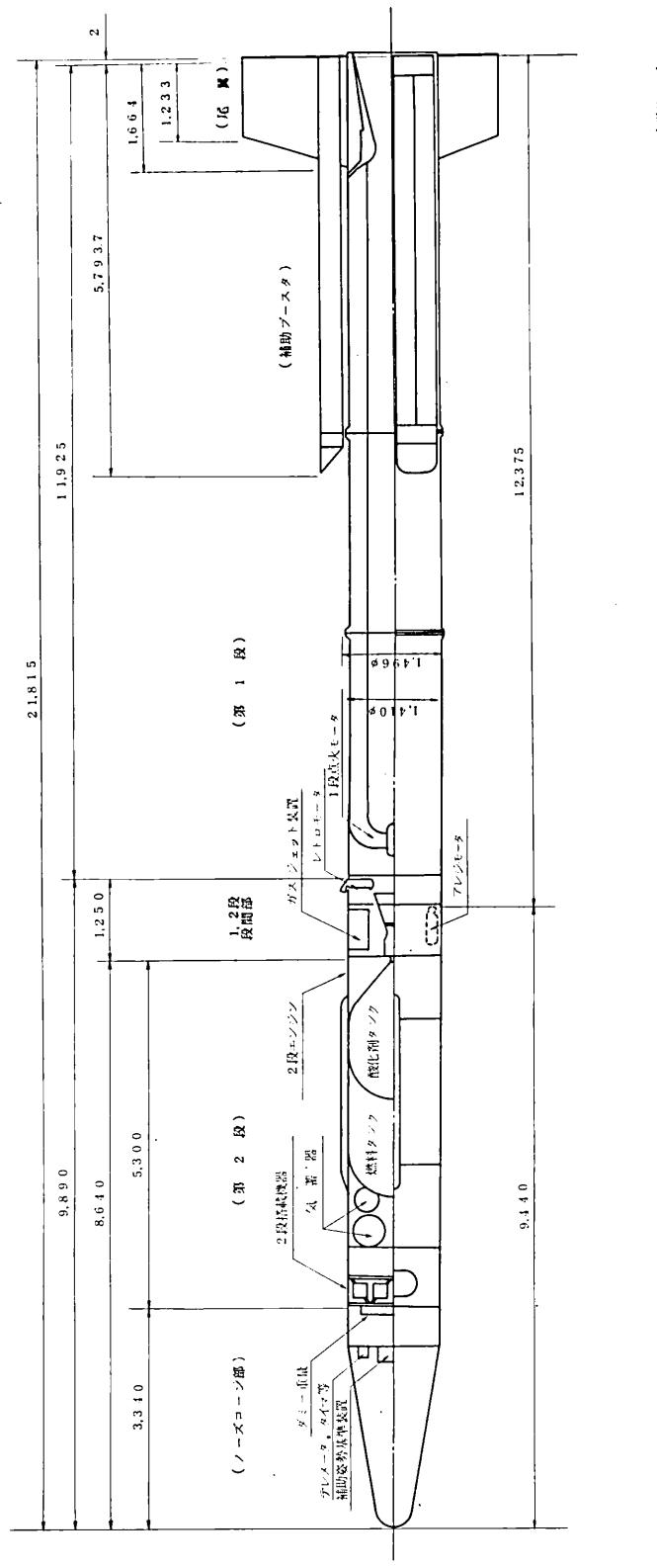
第2段着火後の誘導制御を行なうガスジェット制御装置は制御電子機器およびガスジェット装置からなり、制御電子機器は第2段上部の誘導機器部に搭載され、ガスジェット装置は1、2段段間部の上部構造に搭載されています。

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、2300MHz 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。

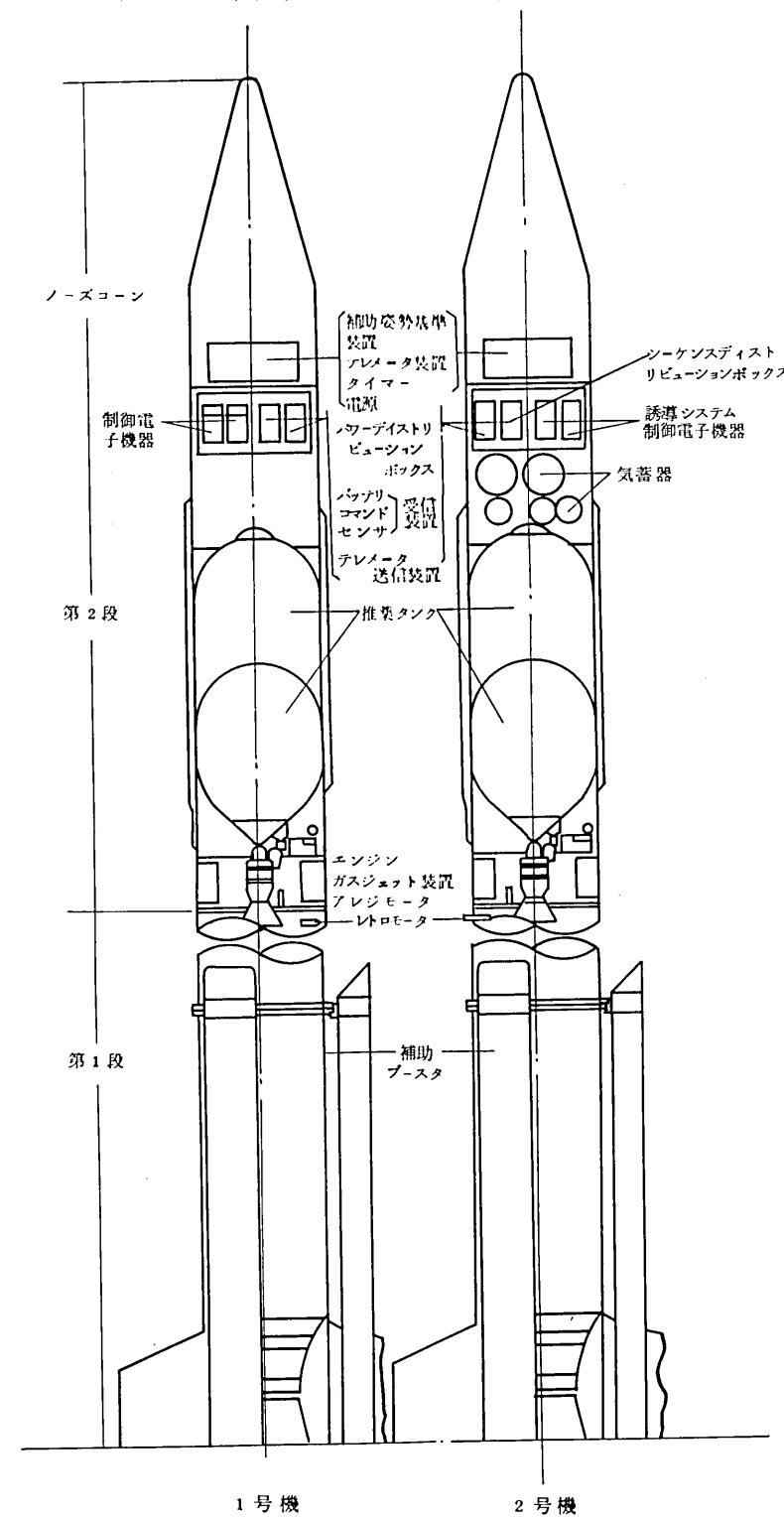
(4) ノーズコーン部

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295MHz 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



第3図 試験用ロケットの形状の比較



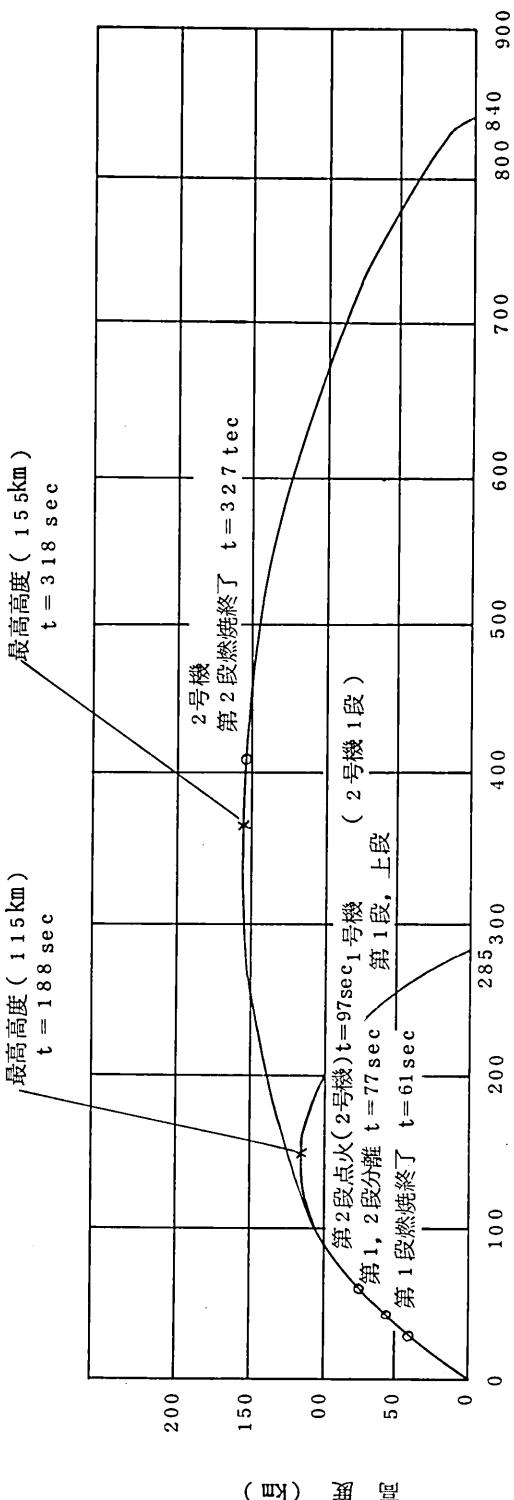
第1表 試験用ロケット主要諸元

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]	21.815							
全長 [m]	11.925	5.794	1.250	5.300	3.340			
全段最大外径 [m]	1.496 (第1段モータフランジ部)							
外径 [m]	1.410 (フランジ部) 1.496	0.316	1.410	1.400	1.400			
全段全備重量[ton]	39.3							
全備重量[ton]	26.3	4.0	0.9	6.1	2.0			
推進薬種	ポリウレタン系 コンポジット	ポリウレタン系 コンポジット		NTO/A-50 *3				
推進薬供給方式				Heガス押し *3				
推進薬重量[ton]	20.8	2.5		4.7 *3				
平均推力[ton]	74.0 *1	9.9×8 *1		5.0 *2 *3				
比推力[sec]	219 *1	220 *1		272 *2 *3				
全燃焼時間[sec]	6.1	6.2		23.0 *3				
ノズル出口径[mm]	104.8	302		692.2				
ノズル開口比	5.94	3.56		14.0				
分離方式	分離ナット一分離スプリング							
姿勢安定	ピッチ・ヨー	空力安定	シンバル制御装置 *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 SEA LEVEL (海面上)

*2 VACUUM (真空中)

*3 2号機のみ



第4図 試験用ロケットの飛しょう経路

(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

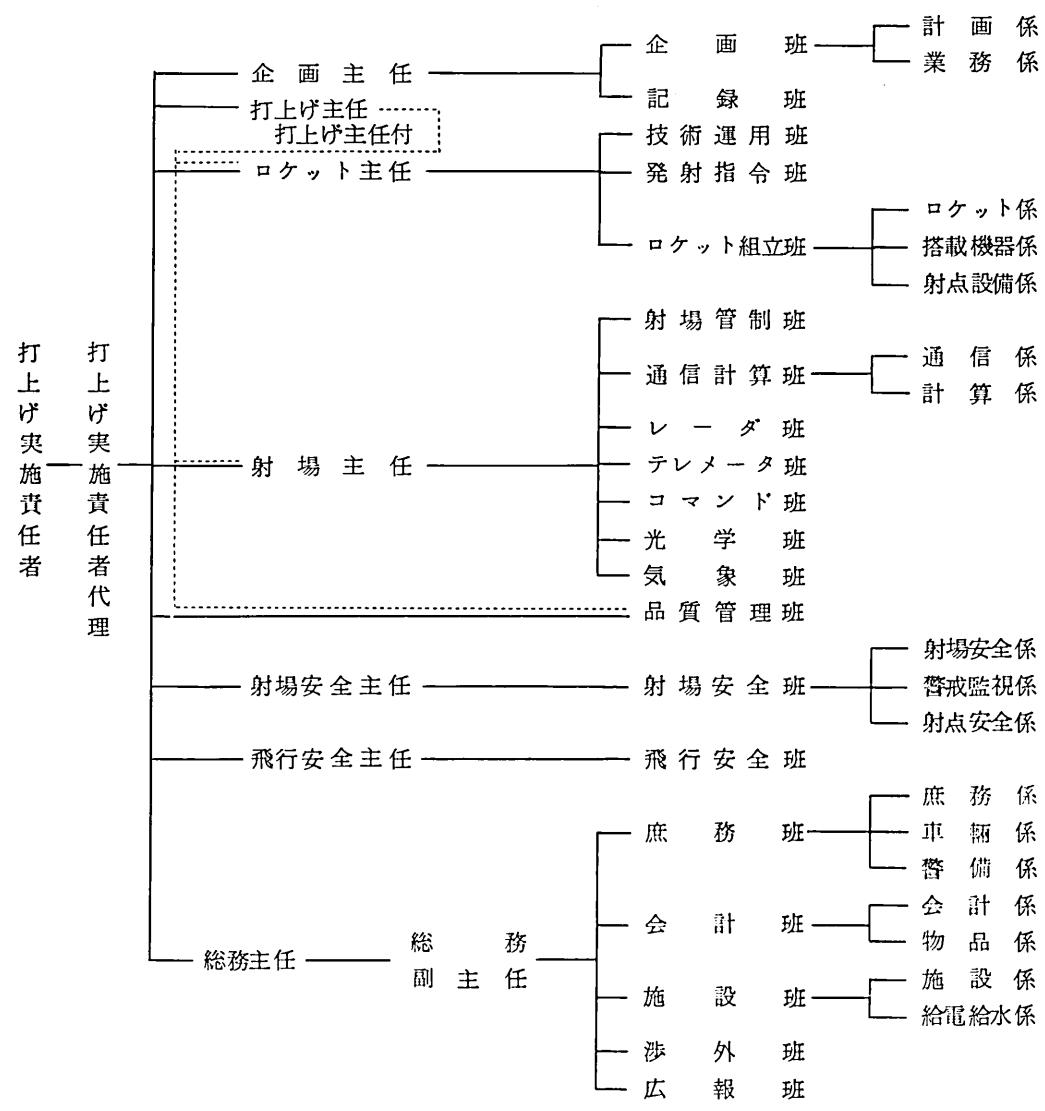
機種	打上げ予定日	海面落下時間帯	延期する場合の期間 および海面落下時間帯
MT-135P型 ロケット T-1 1号機	8月28日 (水)	10:30~11:00	同日の15:00~15: 30, または8月30 日(金)~9月12日 (木)までのうち次の 時間帯 10:30~11:00 もしくは 15:00~15:30
試験用ロケット 1号機	8月29日 (木)	15:00~15:45	8月30日(金)~9 月12日(木)まで のうち次の時間帯 15:00~15:45
MT-135P型 ロケット T-1 2号機	8月30日 (金)	10:30~11:00	同日の15:00~15: 30, 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できません。

(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。

第5図 種子島宇宙センター大崎射場配置図

(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

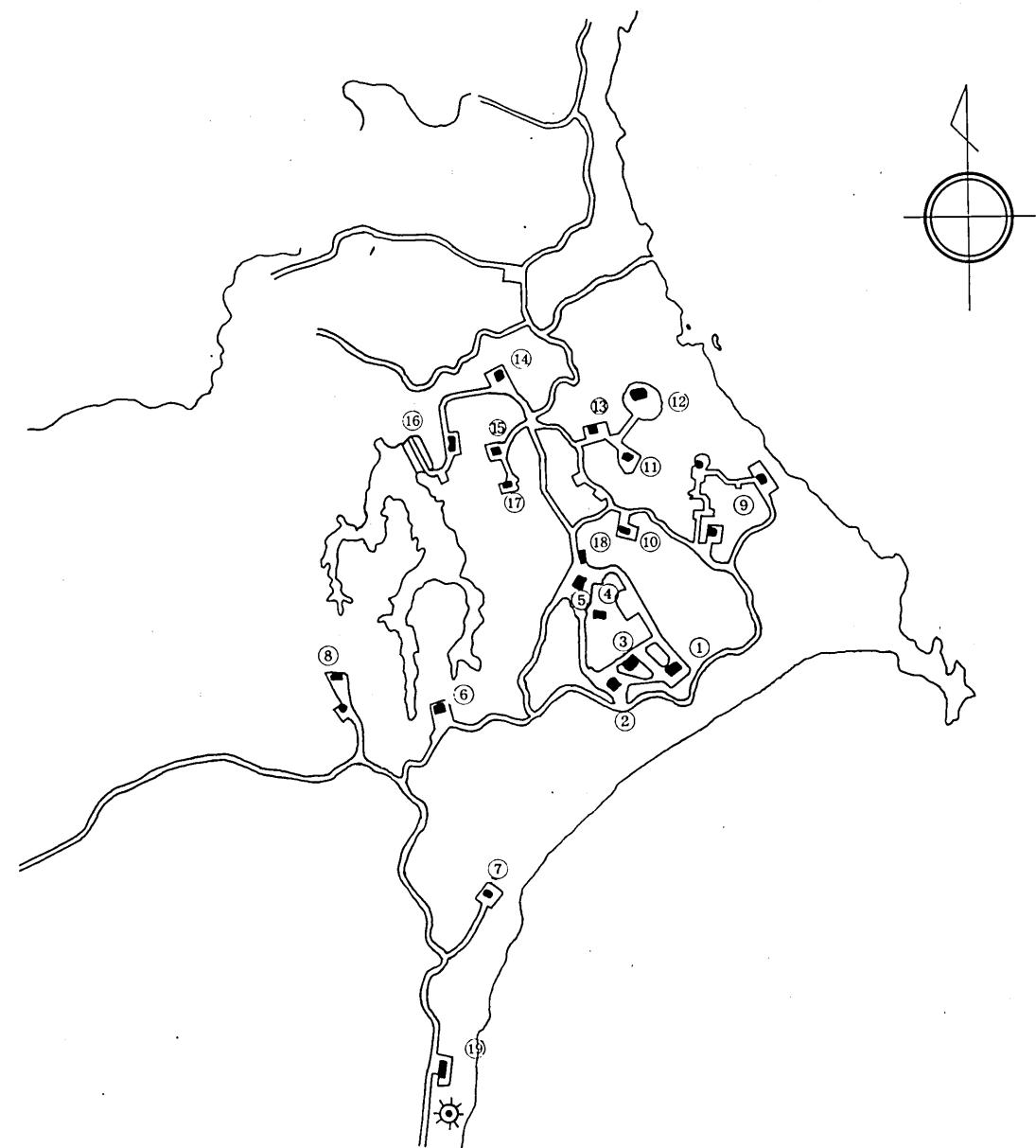
レーダによりロケットの誘導信号の送信および誘導のために必要なロケット方位角、直距離等の測定を行ないます。また緊急破壊用の保安用コマンドも設置されています。

(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。



- 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 スピニ試験棟(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

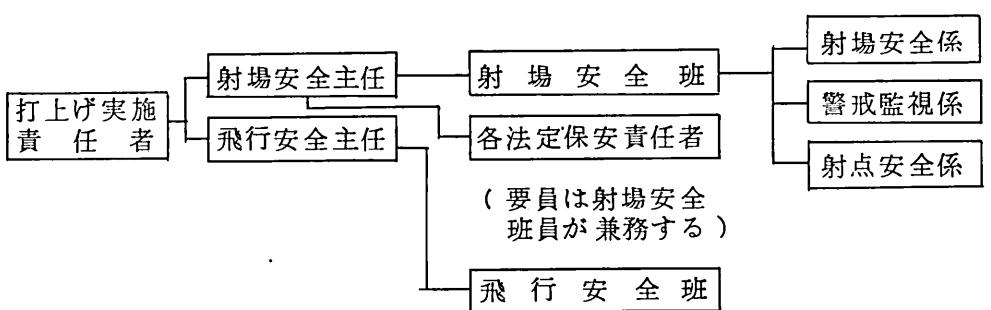
5. 打上げに伴なう安全確保

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。安全組織は別表にしめすとおりです。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。

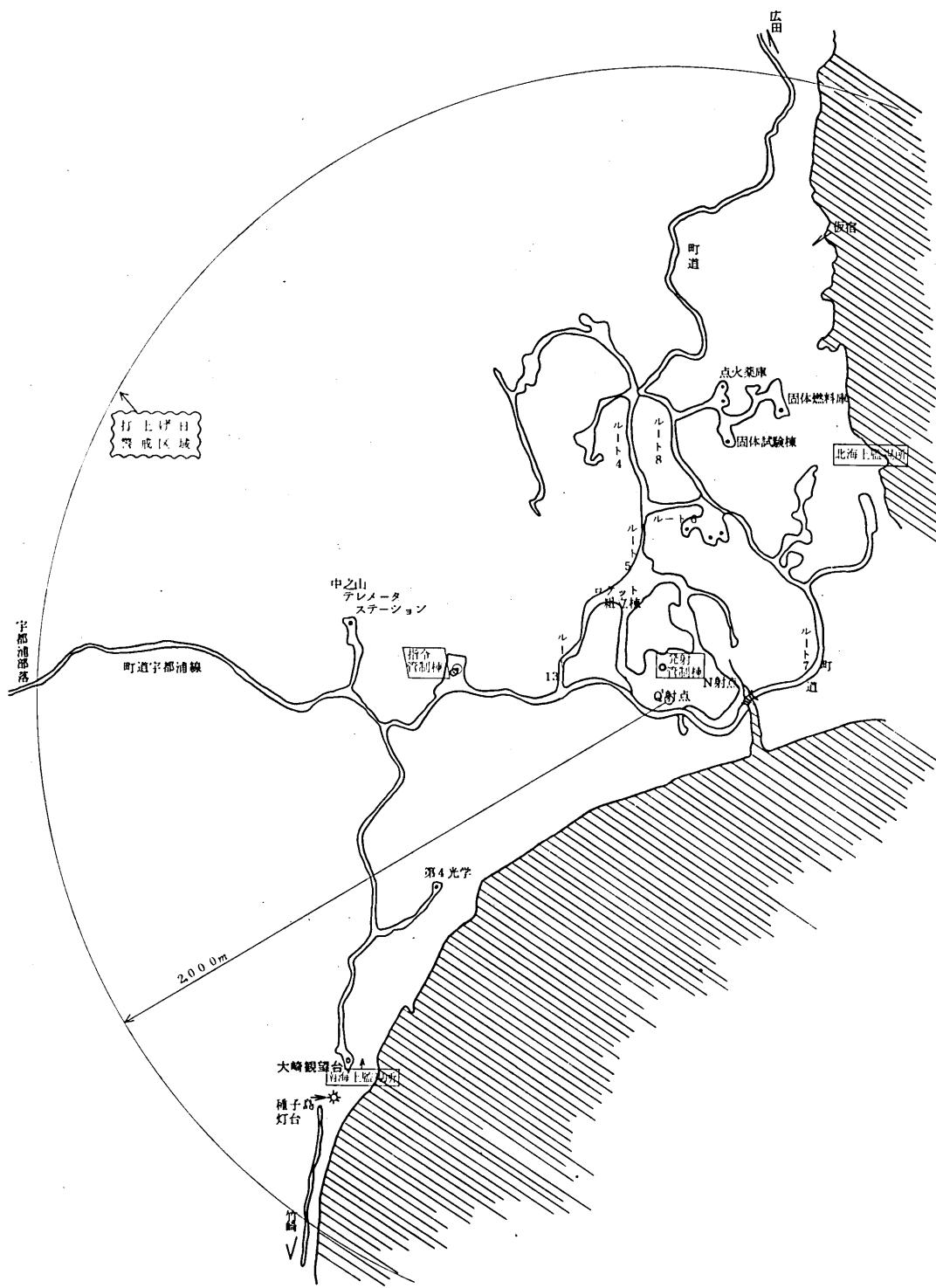
試験用ロケット1号機の打上げ当日においては射場内は射点中心半径2,000m以内の区域を警戒区域として、次のような取扱い管理を実施します。

- 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。

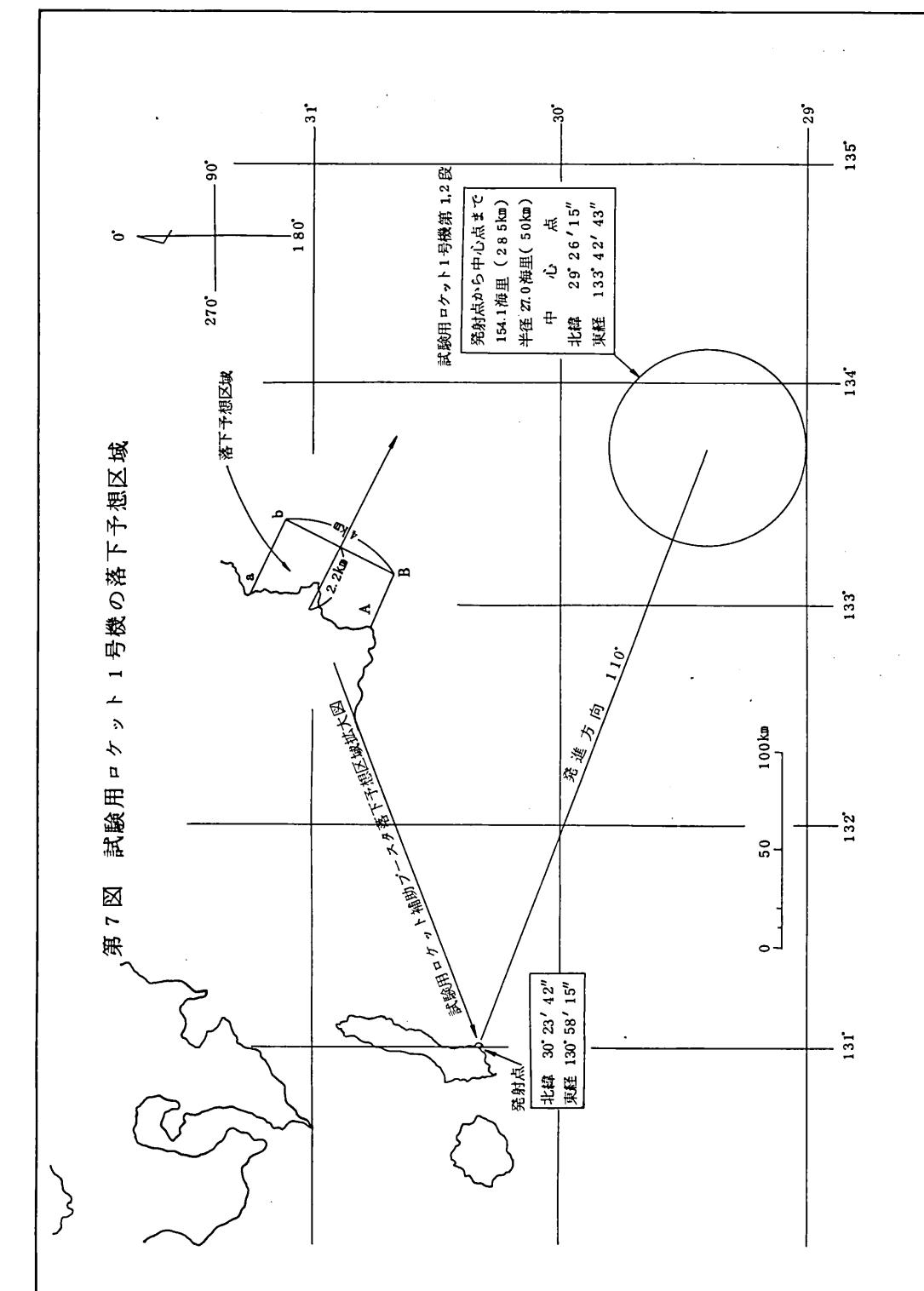
② 海上におけるロケット落下予想区域の設定

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、種子島空港事務所に連絡員を派遣して、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。

委18-4

試験用ロケット1号機

打上げ計画書

(昭和49年8・9月期)

昭和49年7月

宇宙開発事業団

試験用ロケット 1号機打上げ計画

試験用ロケット 1号機打上げ計画の概要は、次のとおりである。

試験用ロケットはQ'ロケットまたはETV-I型ロケット(Engineering Test Vehicle)ともいう。

1. 打上げ実施期間

宇宙開発事業団

東京都港区浜松町 2丁目 4番 1号

世界貿易センタービル

理事長 島 秀 雄

2. 打上げ場所

宇宙開発事業団種子島宇宙センター

鹿児島県熊毛郡南種子町

3. 打上げ期間

昭和49年8月28日(水)から9月12日(木)まで

(16日間)

4. 打上げ実施責任者

副理事長 松 浦 陽 恵

5. ロケットの機種および機数

試験用ロケット 1 号機および MT-135P 型 T-11, 12 号機の計 3 機である。

6. 打上げの目的

(1) 試験用ロケット 1 号機

試験用ロケットは、昭和 50 年度以降に予定している人工衛星打上げ用 N ロケットの打上げに必要な各種試験を行うためのものであり、第 1 段に固体燃料、第 2 段に液体燃料を用いる 2 段式ロケットである。

今回打上げる 1 号機は、第 2 段の推進系としてダミーを用いており、第 2 段ガスジェット装置および姿勢基準装置による制御性能の確認、第 1, 2 段分離機構の作動確認、関連地上設備との機能的な整合確認等を行うことを目的とする。

(2) MT-135P 型ロケット T-11, 12 号機

MT-135P 型ロケットは、人工衛星の打上げに必要な上層の気象データを取得するための 1 段式固体ロケットである。今回打上げる T-11, 12 号機は、種子島上空の風向、風速および気温の観測を目的とする。

7. 打上予定日等

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(木)	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 うちの次の時間帯 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 うちの次の時間帯 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」欄の範囲内で延期する。

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ち上げることとするが、機種の異なるロケットを同一日に打ち上げることはない。

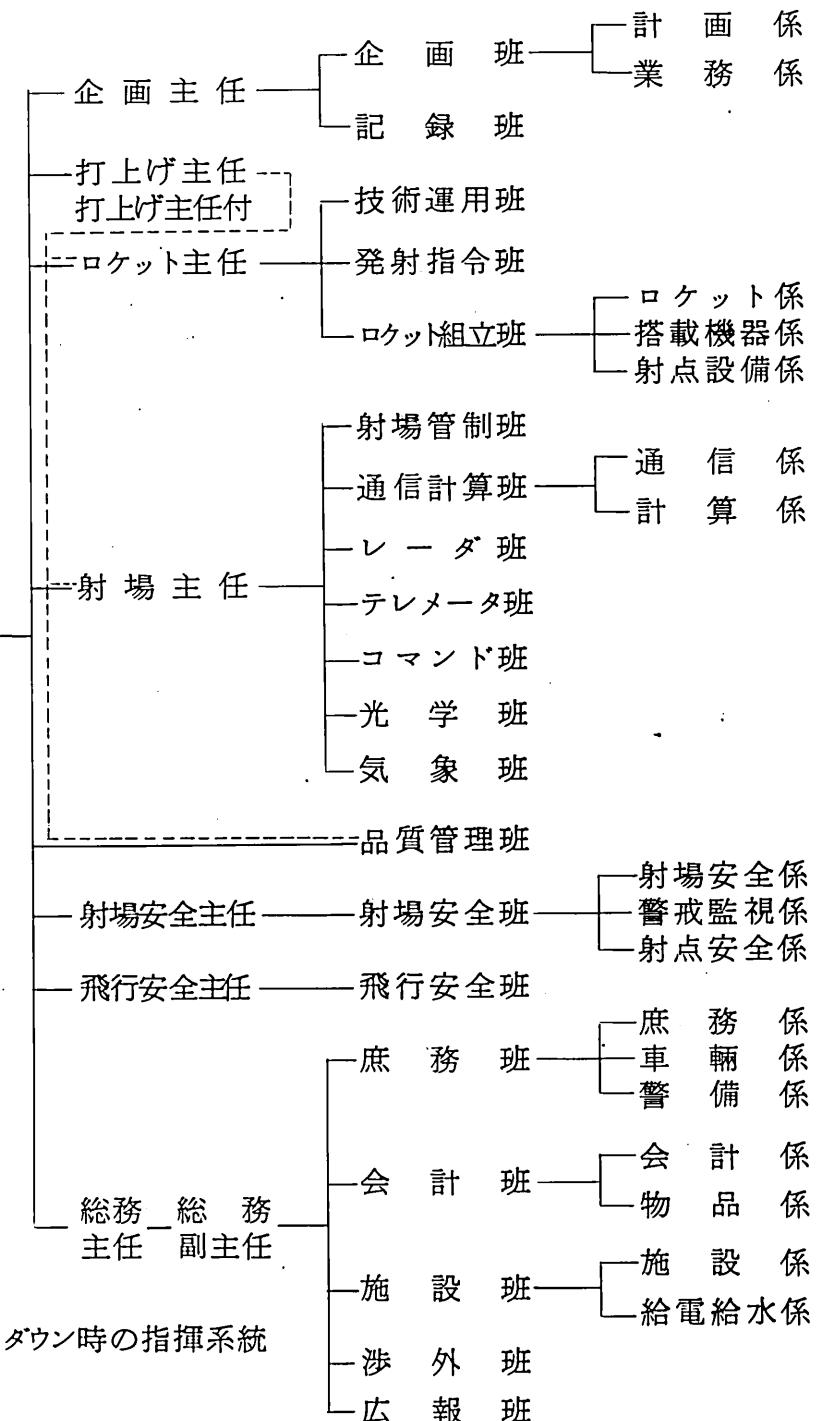
8. 通 知

次の要領により打上げに関する通知を行う。

- (1) ロケット打上げの実施、延期等は、原則として打上げ予定日の前日 15 時までに決定し、すみやかに通知する。
- (2) 打上げを実施する旨通知した場合であっても、当日になって天候その他の理由により、打上げを延期することがある。この場合は、すみやかにその旨を通知する。
- (3) ロケットの打上げが終了した場合は、すみやかにその旨を通知する。
- (4) 通知方法
 - ア. 通知先は、別紙に示すとおりである
 - イ. 連絡は、電話(場合によっては電報)で行う。
 - ウ. その他
 - ① 東京、福岡および那覇航空交通管制部ならびに東京空港事務所情報課には、打上げ時刻の 2 時間前にも通知する。
 - ② 漁業団関係者には、漁業無線局を通じて無線放送を行うとともに、ラジオ(南日本放送、宮崎放送および大分放送)により周知する。
 - ③ このほか、NHKテレビ鹿児島放送局等のテレビ放送により周知する。
 - (5) 一般航行船舶に対しては、海上保安庁の水路通報により、航空機に対しては、航空局からのノータムによりそれぞれ通知する。

9. 打上げ隊の編成

打上げ隊の編成は、下表に示すとおりである。



10. 安全

安全の確保を図るため、次の要領により警戒を行う。

(1) 陸上の警戒

打上げ当日の陸上警戒区域は、別図1のとおりである。

ア. 打上げ当日

(ア) 射場付近の陸上の警戒については、鹿児島県警察本部および種子島警察署に依頼する。

(イ) 射場内の警戒については、警戒区域内に一般の人があ立ち入らないように立札による表示をするほか、必要に応じて係員を配置して宇宙開発事業団が警戒にあたる。

イ. 打上げ当日以外

(ア) 危険物の取扱い場所等の周辺の警戒については、必要に応じて立札による表示を行い、または、係員を配置して、宇宙開発事業団が警戒にあたる。

(2) 海上の警戒

海上のロケット落下予想区域は、別図2、3のとおりである。打上げ当日の海上のロケット落下予想区域の警戒については、第十管区海上保安本部および鹿児島県に依頼するほか宇宙開発事業団が警戒にあたる。

また、第十管区海上保安本部鹿児島海上保安部に宇宙開発事業団から連絡員を派遣し、射場との間の専用回線によって緊密な連絡にあたる。

(3) 航空機に対する警戒

航空機に対する警戒については、大阪航空局鹿児島空港事務所および大阪航空局種子島空港出張所に依頼する。

また、大阪航空局種子島空港出張所に宇宙開発事業団から連絡員を派遣し、射場との間の専用回線によって緊密な連絡にあたる。

(4) 射場における警戒表示方法

ア. 打上げ当日は、射場内に黄旗を掲げる。

イ. 打上げ30分前に赤旗を掲げる。

ウ. 打上げ2分前に花火を1発あげる。

エ. 打上げ終了後は、花火を2発あげるとともに、赤旗をおろす。

オ. 緊急事態の際は、サイレンを断続的に吹鳴する。これを解除する際は、サイレンを15秒間吹鳴する。

11. リハーサル（予行演習）

次の予定で、リハーサルを実施する。

試験用ロケット1号機 8月26日(月)

なお、天候その他の都合により、リハーサルの予定日を変更することがある。

12. 報道関係

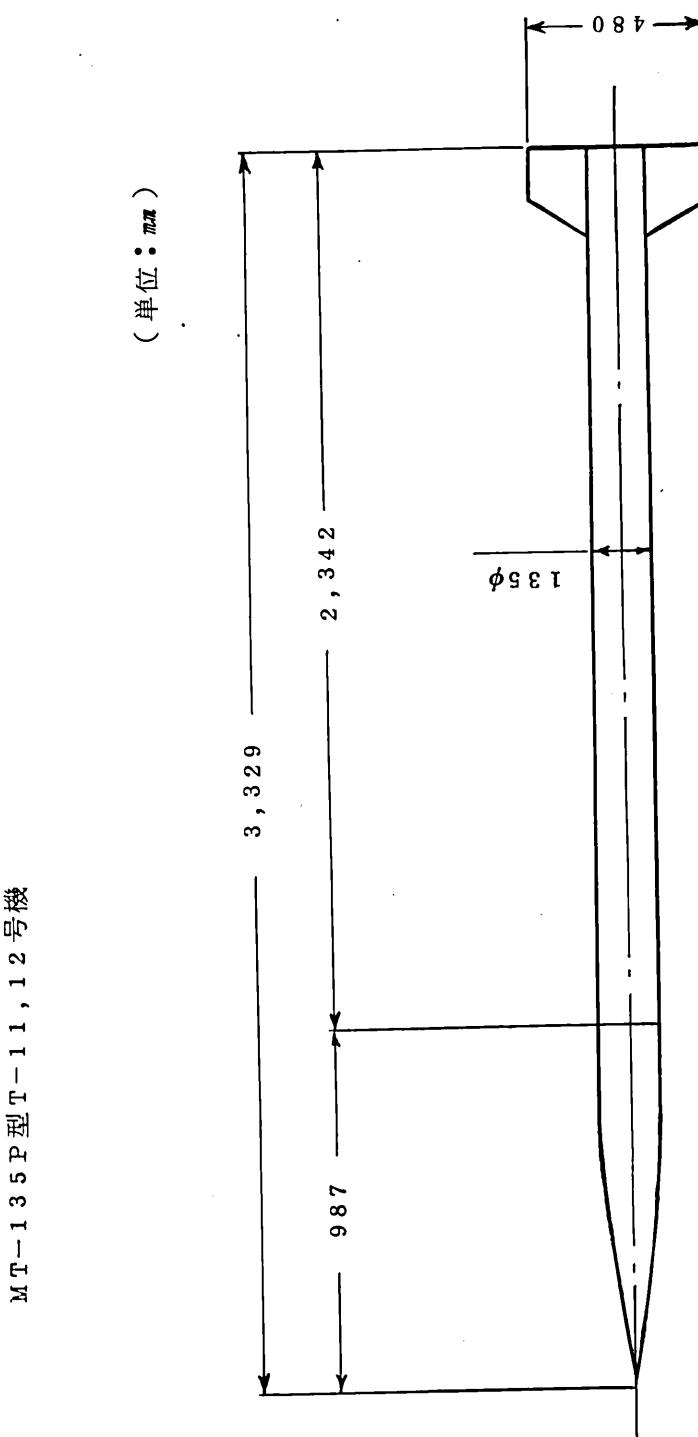
(1) 報道関係者には、安全確保に留意しつつロケットおよび射場内の施設設備を公開し、取材の便宜を図る。

(2) ロケット打上げの結果については、打上げ終了後、企画主任から概略の発表を行う。

13. ロケットの性能および諸元

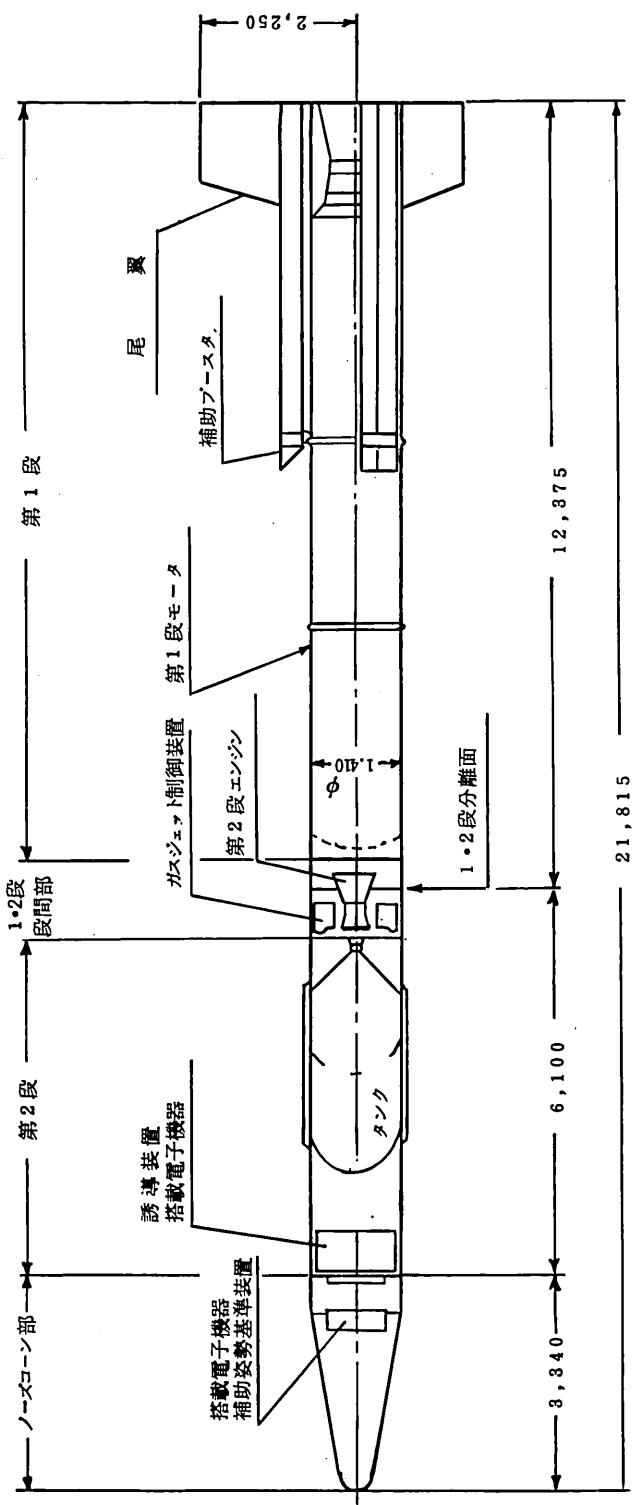
機種 諸元	MT-135P型 T-11,12号機	試験用ロケット1号機				
		第1段 主モータ	補助 ブースタ	1.2段間隔部	第2段	ノーズコーン
形 式	固 体	固 体	固 体	-	-	-
全 長(m)	3.329	2 1 . 8 1 5				
		11.925	5.794	1.250	5.300	3.340
外 径(m)	0.135	1.410	0.316	1.410	1.400	1.400
全 重 量(t)	0.068	3 9 . 3				
推 薬 重 量(t)	0.038	20.8	2.5	-	4.7(ダッシュ)	-
平 均 推 力(t)	0.8	74.0	9.9 × 8	-	-	-
燃 烧 秒 時(s)	10.5	61	6.2	-	-	-
発 射 上 下 角(°)	80	77				
発 射 方 位 角(°)	110	110				
到 達 高 度(Km)	5.6	115				
水 平 飛 し ゆ う 距 離(Km)	4.6	285				
搭 載 機 器	テレメータトランス ポンダ 温度計	ガスジェット制御装置、レーダトランスポンダ、 テレメータ送信装置、補助姿勢基準装置、 指令破壊受信装置、タイマ 計測装置				

14. ロケットの概要



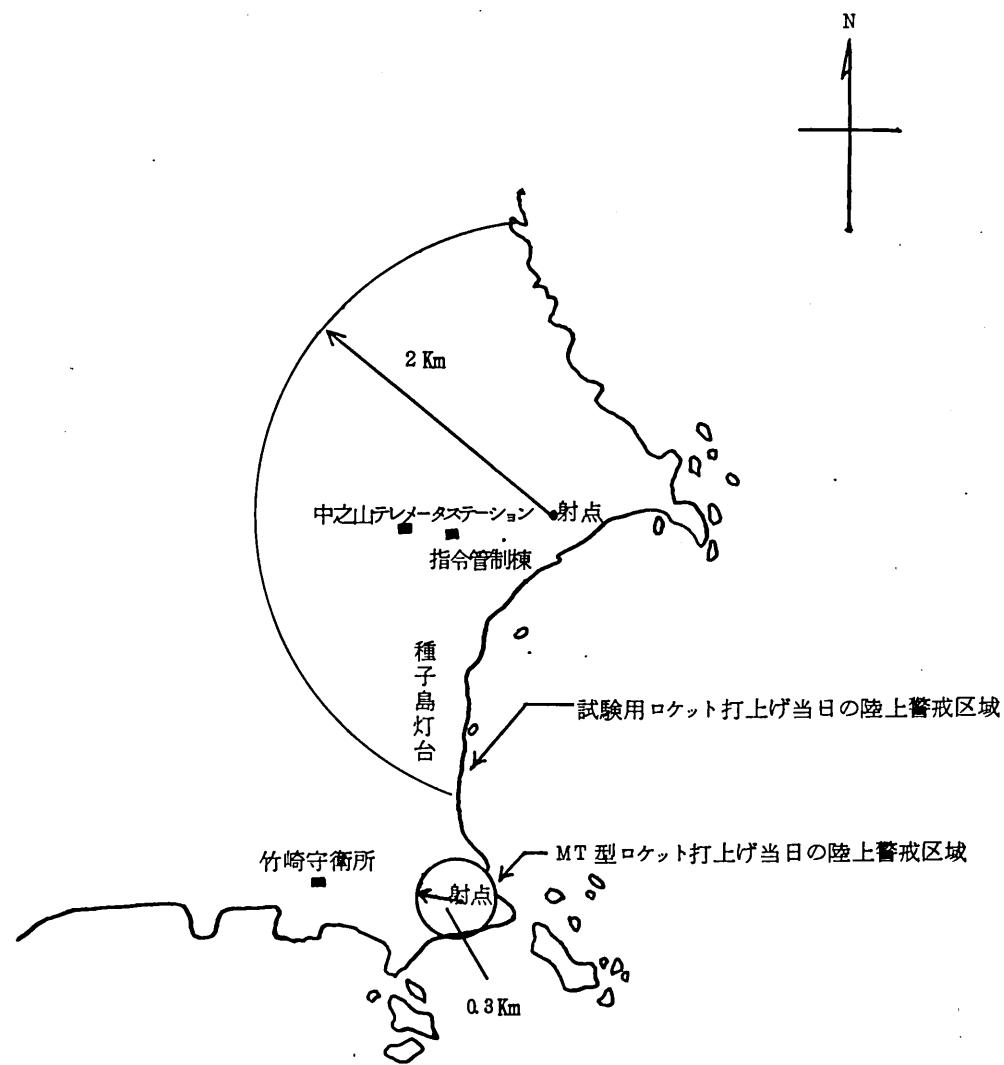
MT-135P型T-11, 12号機

試験用ロケットト1号機



- 10 -

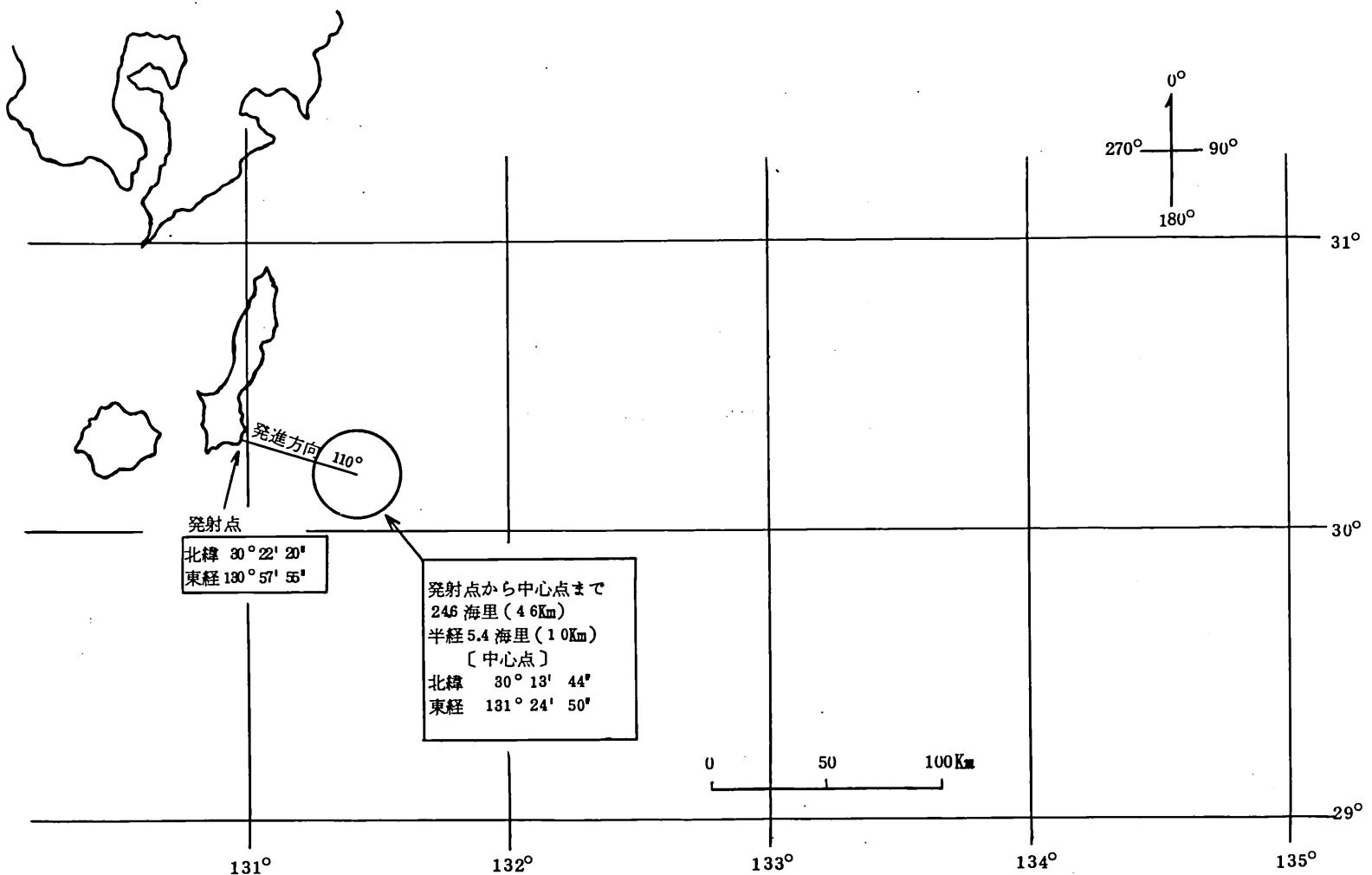
別図(1) 陸上の警戒区域



- 11 -

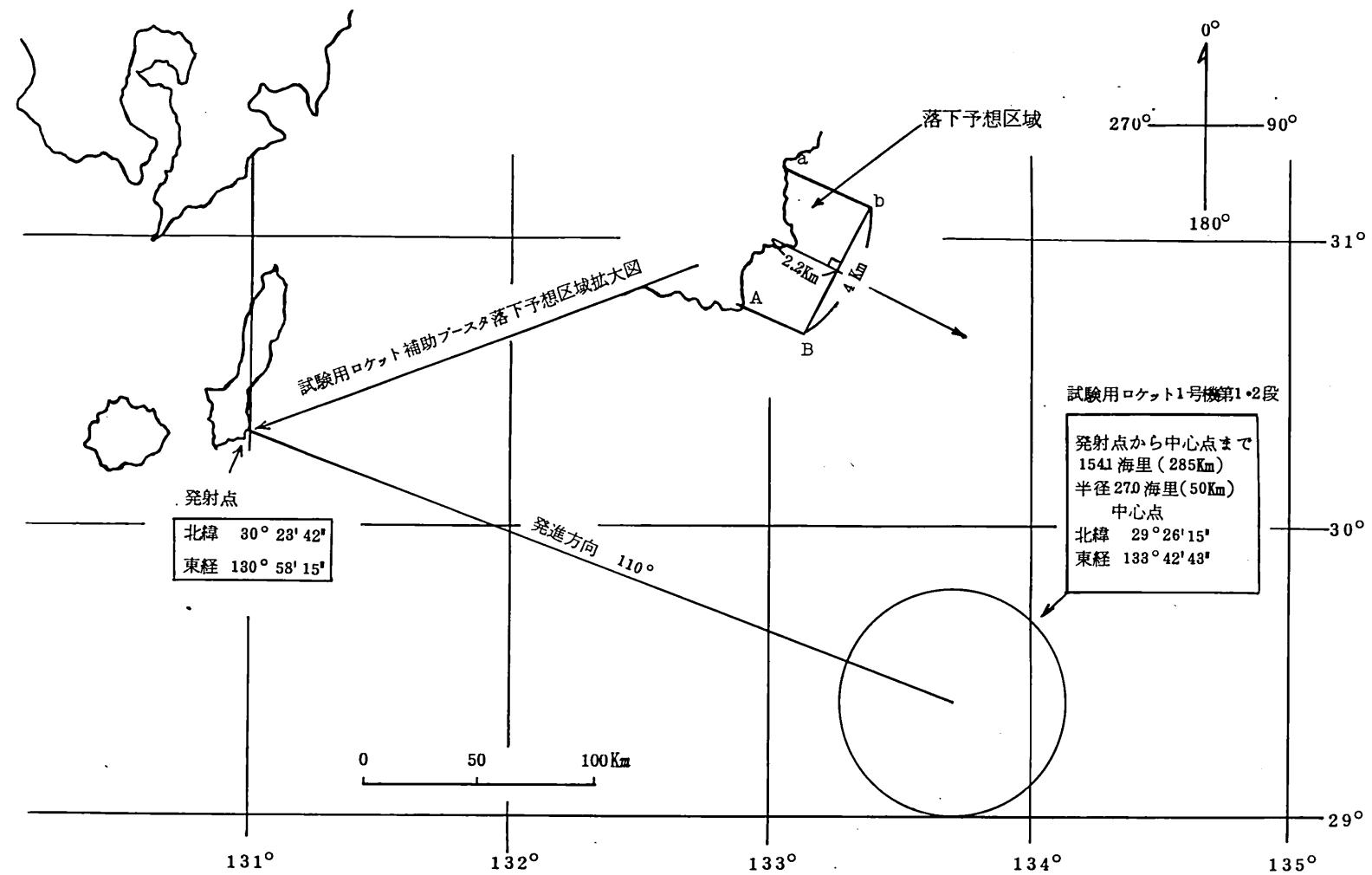
別図(2) MT-135 P型 T-11, 12号機落下予想区域

- 12 -



別図(3) 試験用ロケット 1号機落下予想区域

- 13 -

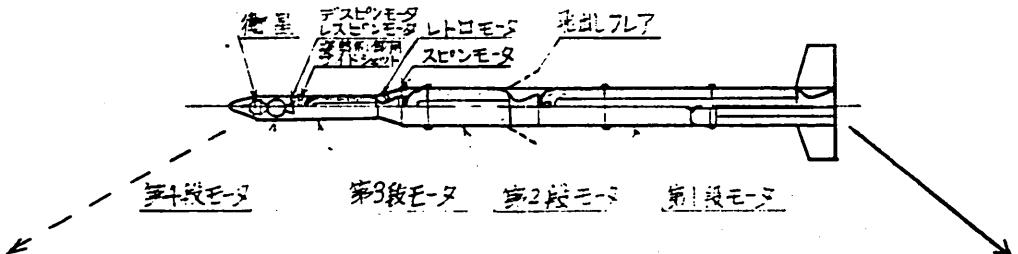


鹿児島地方気象台予報課
 // 高層課
 海上自衛隊鹿屋基地
 鹿児島県警本部外勤課
 // 企画部企画課
 // 水産商工部漁政課
 NHK鹿児島放送局
 南日本放送
 共同通信鹿児島支局
 時事通信 //
 読売新聞 //
 鹿児島旅客船協会
 // 貨物船海運組合
 鹿児島県漁業協同組合連合会
 // 指導漁業協同組合連合会
 串木野漁業協同組合
 // 島平 //
 鹿屋市 //
 西桜島村 //
 鹿児島県旋網 //
 東串良町 //
 指宿市 //
 // 岩本 //
 開聞町漁業協同組合
 出水市 //
 市来市 //
 東市来町 //
 十島村 //
 種子島測候所
 // 灯台
 // 警察署
 // 上中駐在所
 // 平山駐在所
 // 茎永駐在所
 熊毛市庁
 西之表市
 中種子町
 南種子町
 種子島電報電話局
 九州電力熊毛営業所
 // 南種子営業所
 熊毛記者クラブ
 南種子町漁業協同組合
 中種子町 //
 西之表市 //
 中種子町漁協熊野支所
 中種子町漁協屋久津支所
 南種子町漁協竹崎支所
 南種子町漁協浜田支所
 南種子町漁協広田支所
 西之表市漁協住吉支所
 西之表市漁協浦田湊支所
 西之表市漁協東海支所
 中種子町漁協浜津脇支所
 鹿児島営林署熊野担当区
 鹿児島営林署上中担当区

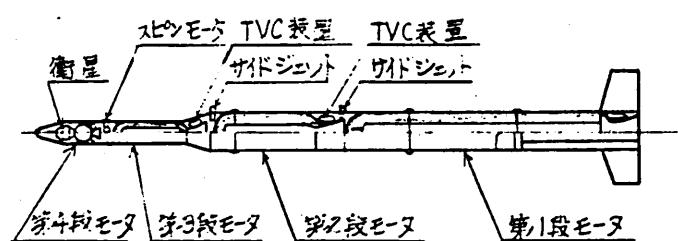
* 航空局運航課
 那覇航空交通管制部
 東京航空交通管制部
 福岡航空交通管制部
 東京空港事務所情報課
 東京大学宇宙航空研究所
 宮崎県経済部水産課
 大分県林業水産部漁政課
 広島県農政部水産課
 愛媛県農林水産部水産課
 高知県水産商工部水産課
 宮崎放送
 大分放送
 宮崎県漁業協同組合連合会
 大分県指導漁業協同組合連合会
 広島県漁業協同組合連合会
 高知県 //
 愛媛県 //
 日本カツオ・マグロ //
 日本西海漁業協同組合
 大分県無線漁業協同組合
 八西漁業無線局
 深浦 //
 須崎無線協同組合
 室戸漁業無線局
 土佐清水無線漁業協同組合
 松戸中央無線局
 油津漁業無線局
 富島漁業協同組合
 青島 //
 折生迫 //
 内海 //
 油津 //
 大堂津 //
 南郷 //
 朱松 //
 外浦 //
 串間市東漁協市木支所
 串間市東漁業協同組合
 串間市東漁協宇津支所
 串間市漁協本城支所
 串間市漁協金谷支所
 串間市漁業協同組合
 * 焼津 //
 * 静岡県鰹鮪漁業協同組合
 * 勝浦漁業無線局
 * 静岡県無線漁業協同組合
 * 三崎漁業無線局
 * 伊東 //
 * NHK国際報道部

*は試験用ロケット打上びの際に追加される通知先

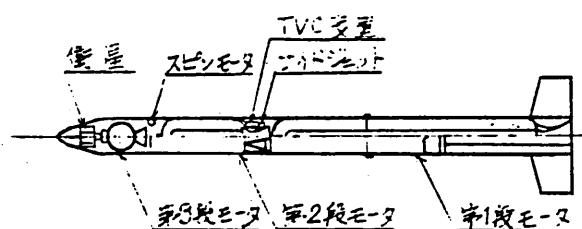
M-4S



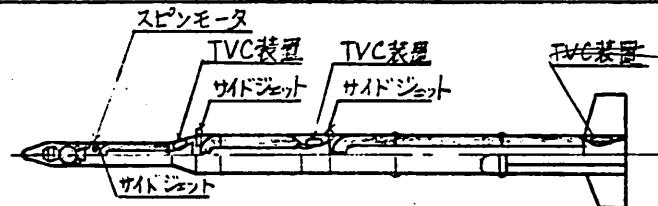
M-4SC



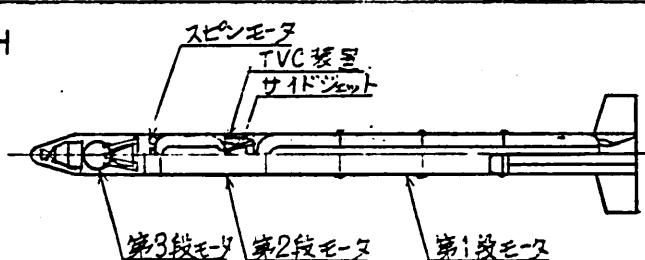
M-3C



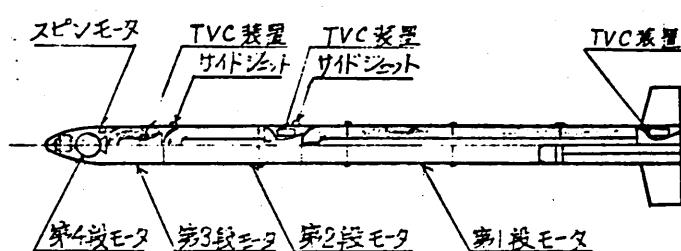
M-4SH



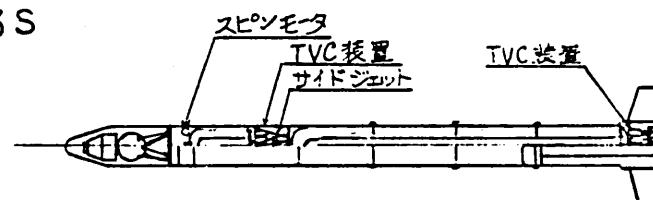
M-3H



M-4SS



M-3S



SESノート K-No. 438
昭和49年度第1次観測ロケット実験計画概要

昭和49年7月

東京大学宇宙航空研究所

昭和49年度第1次観測ロケット実験においては、S-210型10号機、K-9M型46・47・48号機のロケット観測実験、およびL-4SC型3号機による飛しょう試験の合計5機の実験を行なう計画で、それぞれの実験目的は次のとおりである。

ロケット	目的
S-210-10	酸化窒素粒子密度、酸素原子密度、電子密度、電子温度の観測
K-9M-46	スペースプラズマ加速、電磁波プラズマ波、電場、電子密度、電子温度の観測
K-9M-47	イオン組成、中性大気組成、電離層光電子、熱的電子エネルギー分布、電子温度、電子密度、サンセンサーの観測
K-9M-48	中性大気温度、電子温度、電離層光電子、地球コロナの観測
L-4SC-3	飛しょう試験

1. 実験実施責任者

東京大学宇宙航空研究所長 浅沼 強

2. ロケットの諸元

ロケット	段数	全長 (m)	外径 (mm)	全重量 (ton)	発射角 (度)	到達高度 (km)	水平距離 (km)	搭載計 器重量 (kg)
S-210-10	1	5.27	210	0.26	76~80	105~115	113~157	20
K-9M-46	2	11.19	420	1.51	78~82	325~350	300~440	53
K-9M-47	2	11.39	420	1.51	78~82	325~350	300~440	52
K-9M-48	2	11.19	420	1.50	78~82	340~365	300~440	50
L-4SC-3	4	16.93	735	8.49	74~78	320~415	2・3段 660~860 4段 1330~1630	3段 51.5 4段 9.3

3. 実験場所

鹿児島県肝属郡内之浦町長坪

東京大学鹿児島宇宙空間観測所

東 経 131° 04' 45"

北 緯 31° 15' 00"

4. 実験期間

昭和49年8月16日～8月27日および9月13日～9月25日

各機の実験予定日時は次のとおりである。

ロケット	実験予定日	海面落下時刻	延期する場合の期間
S-210-10	8月16日(金)	18:55～19:25	8月17日～8月20日
L-4SC-3	8月20日(火)	第1,2,3段 14:00～14:45 第4段 14:10～14:50	8月21日～8月27日
K-9M-46	9月13日(金)	20:30～21:00	9月14日～9月20日
K-9M-47	9月18日(水)	11:00～11:30	9月19日～9月23日
K-9M-48	9月20日(金)	20:30～21:00	9月21日～9月25日

5. 警戒の範囲

陸上における警戒範囲

別紙 (1) L-4SC型ロケットを除く全機に適用

(2) L-4SC型ロケットに適用

海上におけるロケットの落下予想区域

別紙 (3) S-210-10号機に適用

(4) L-4SC-3号機に適用

(5) K-9M-46、47、48号機に適用

6. 実験の要領

(1) 各ロケットに搭載される観測機器は、別紙図面に示すとおりである。

(2) 実験は天候および研究上の都合によって延期することがある。延期の理由が天候によるときは、当日できるだけ早く報知する手段(ラジオ等)を講ずる。また研究上の理由によるときは、不測の障害にもとづく場合以外は出来るだけ前日中に報知する手段(ラジオ等)を講ずる。

漁業関係者に対する報知は漁業無線局を通じても行なう。

(3) 実験当日は観測所内に黄旗を掲げる。発射30分前に赤旗を掲げ、サイレンをならす。実験が日没後に行なわれる時は赤旗の代わりに3個の点滅式赤色ランプをつける。発射3分前に花火1発をあげる。日没後の場合には照明弾入り花火とする。実験終了後は花火2発をあげ、赤旗をおろし、または赤色ランプを消す。

(4) 実験当日の警戒は、陸上については鹿児島県警察、海上については第10管区海上保安部および鹿児島県に依頼する。その細目は打合せの上定める。また航空については鹿児島空港事務所と連絡の上実験を行なう。

観測所付近の陸上および海上については東京大学においても監視員を観測所内に配置し、また観測所内に設置された海上監視レーダにより警戒にあたる。

- (5) 実験に際しては、鹿児島海上保安部および鹿児島空港事務所と観測所との間に連絡用通信回線を東京大学が開設し、連絡員を派遣して緊密な連絡にあたる。
- (6) 実験中は警戒区域に一般の人が立ち入らないように立札または縄張りをする。

7. 報道関係

- (1) 報道関係者には次の日時にロケットを公開して取材の便宜をはかる。

S - 2 1 0 - 1 0	8月15日(木)	12:00~13:00
L - 4 S C - 3	8月19日(月)	13:00~14:00
K - 9 M - 4 6	9月12日(木)	12:00~13:00
K - 9 M - 4 7	9月17日(火)	12:00~13:00
K - 9 M - 4 8	9月19日(木)	12:00~13:00

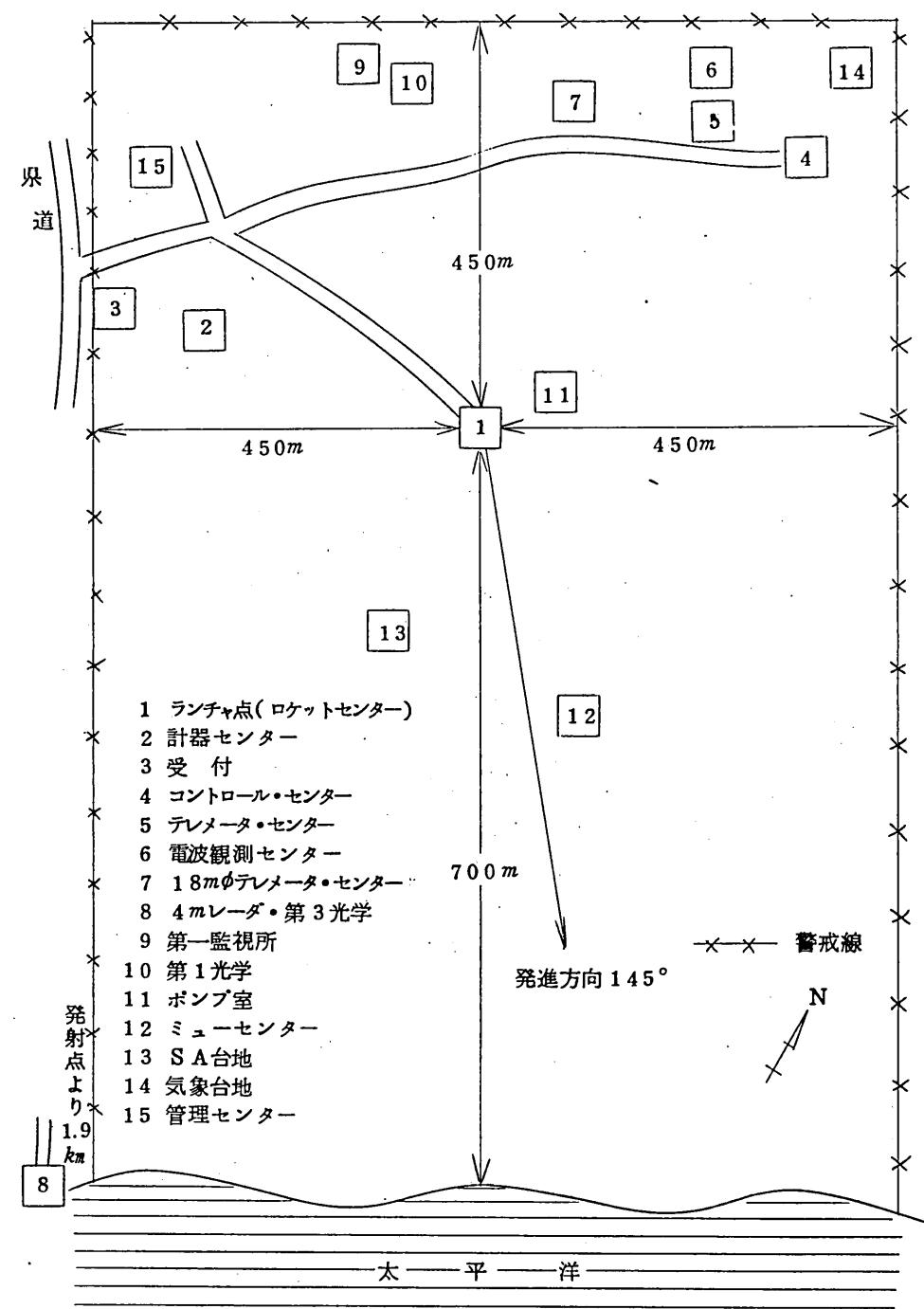
- (2) 実験の結果については、実験終了後実験主任が概略の発表を行なう。

8. 実験主任

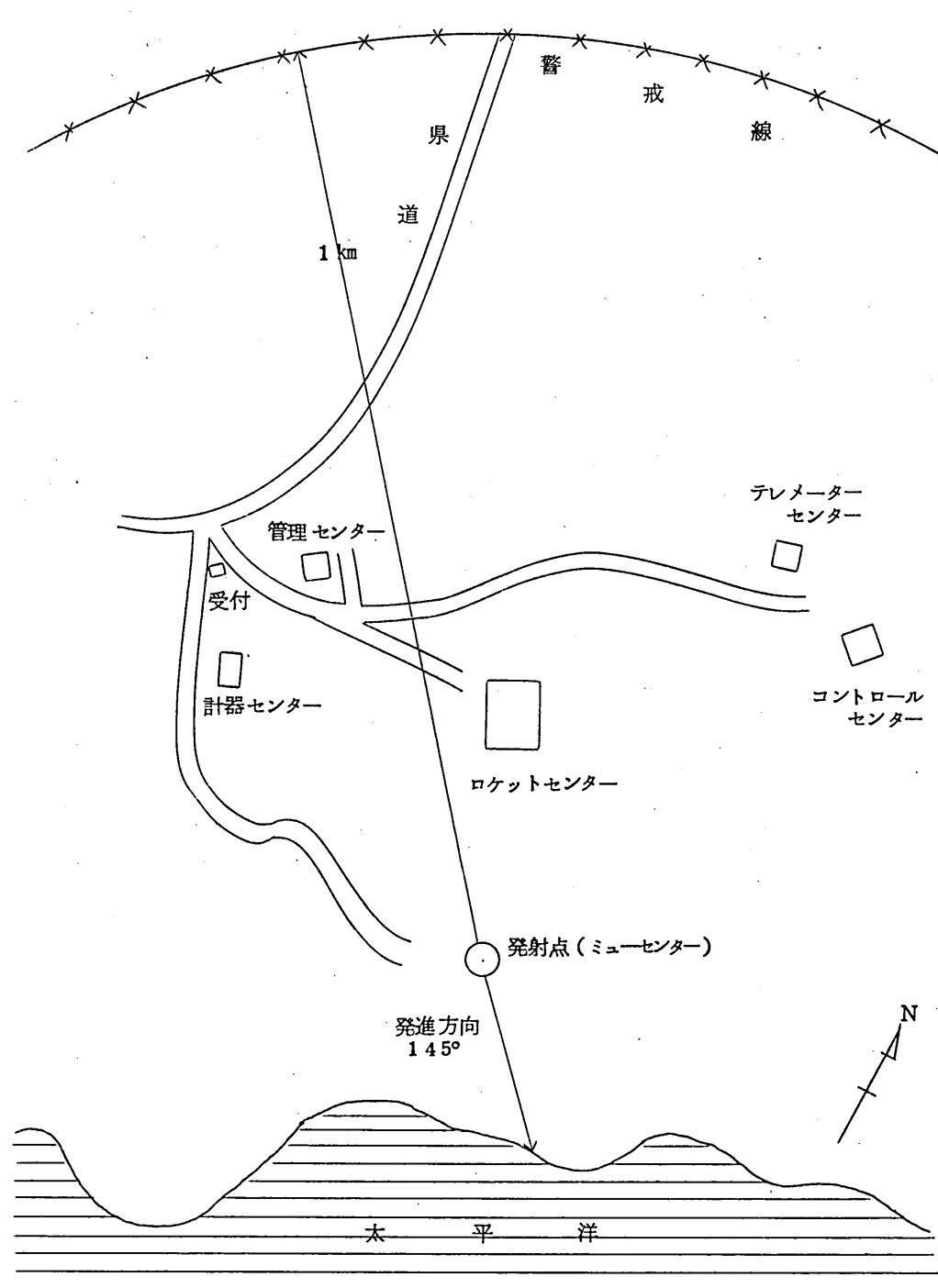
S - 2 1 0 - 1 0	伊藤 富造
L - 4 S C - 3	東口 実
K - 9 M - 4 6	大林 辰蔵
K - 9 M - 4 7	平尾 邦雄
K - 9 M - 4 8	

別紙(1) 陸上における警戒区域

(L - 4 S C型ロケットを除く全機に適用。)

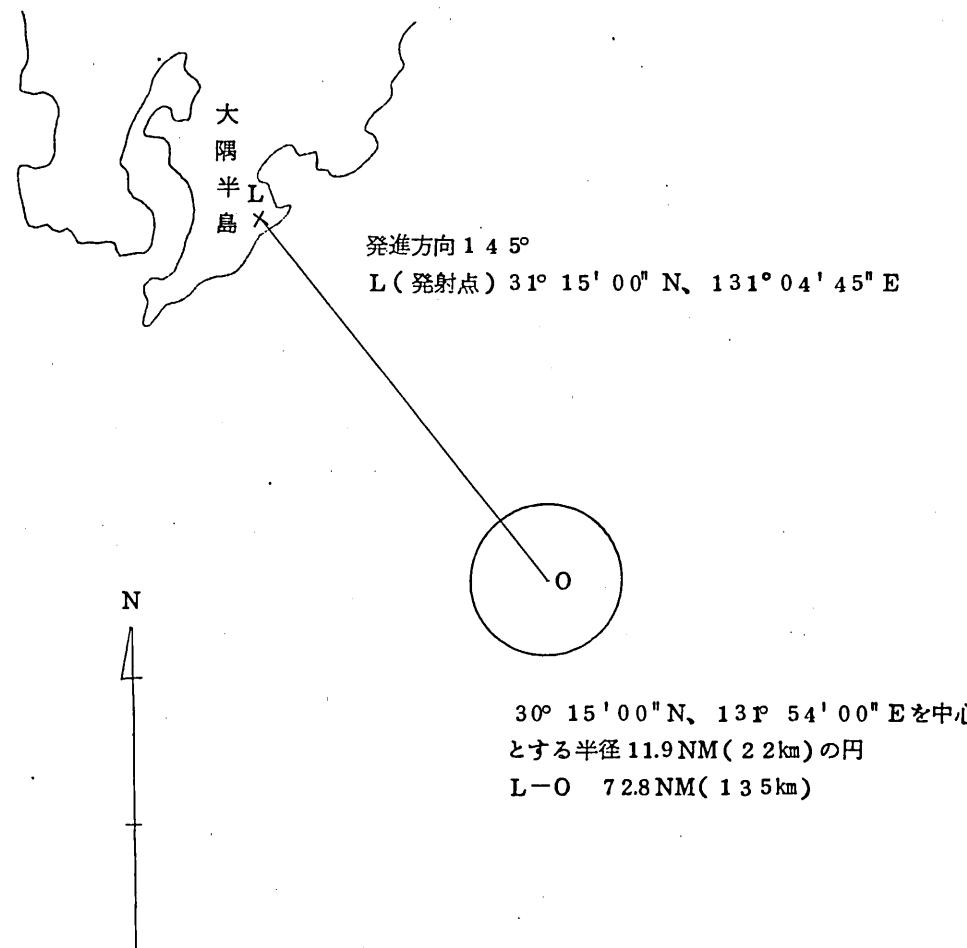


別紙(2) 陸上における警戒区域 (L-4 SC型ロケットに適用)

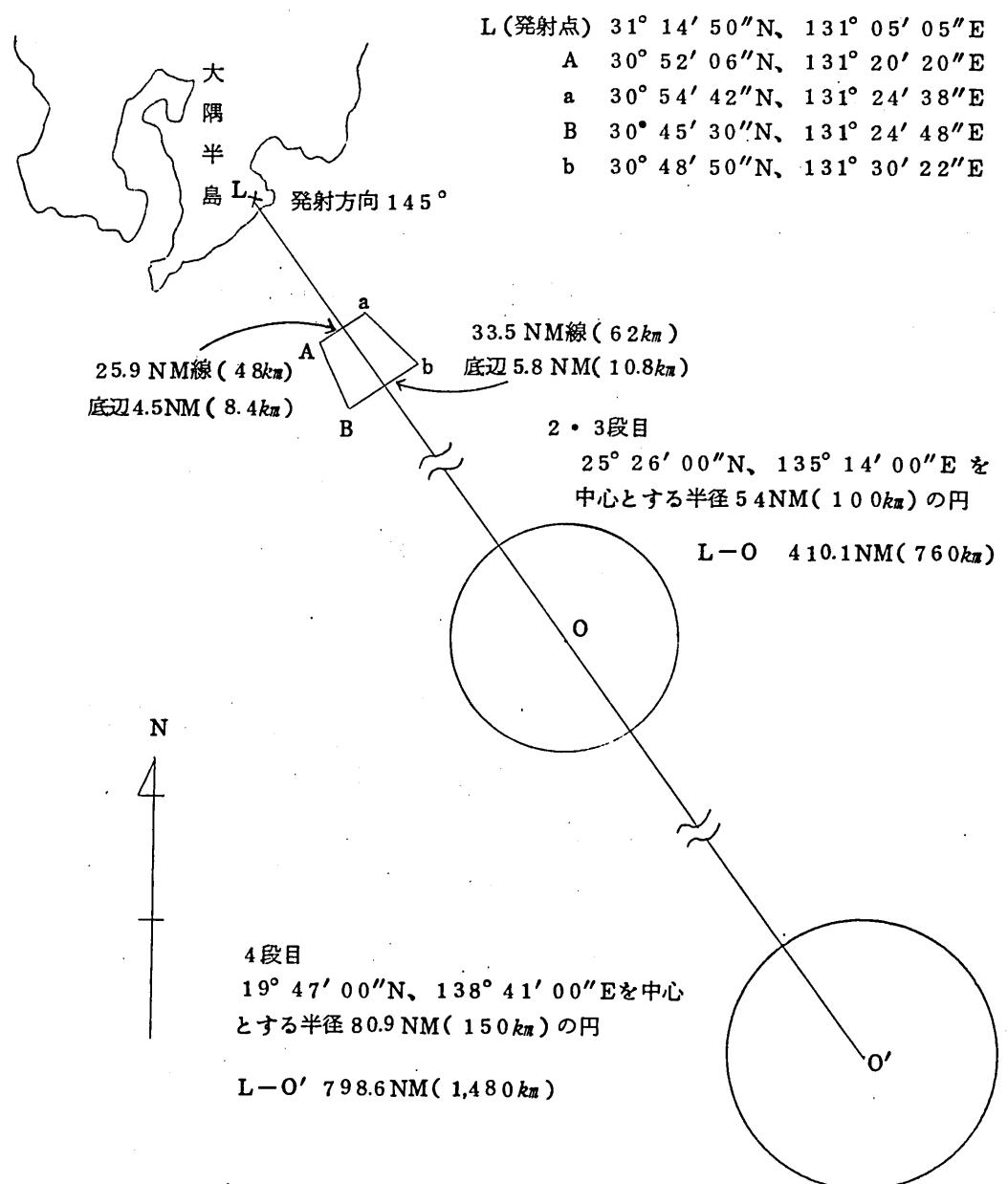


別紙(3) 海上における落下予想区域

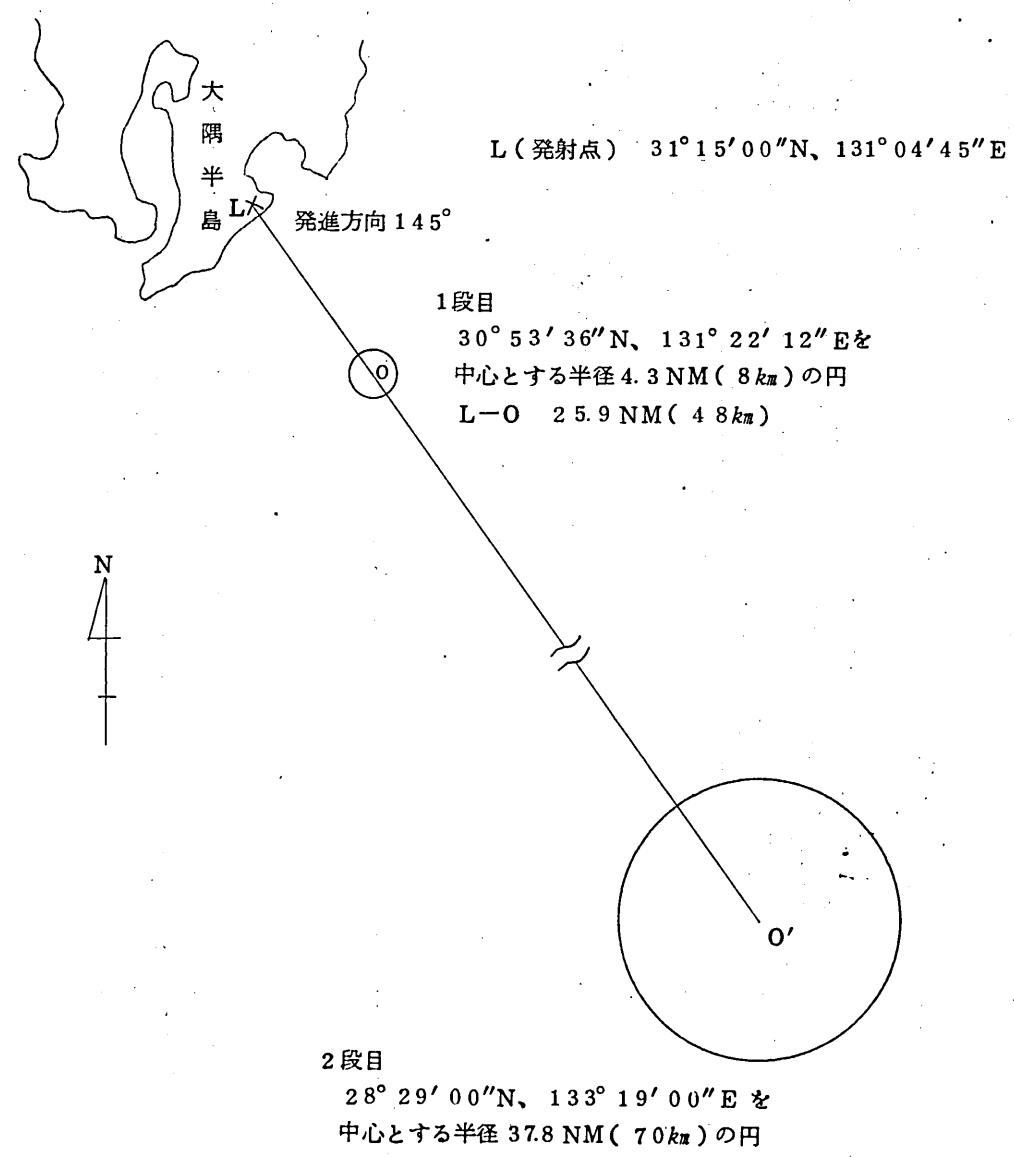
(S-210-10号機に適用)

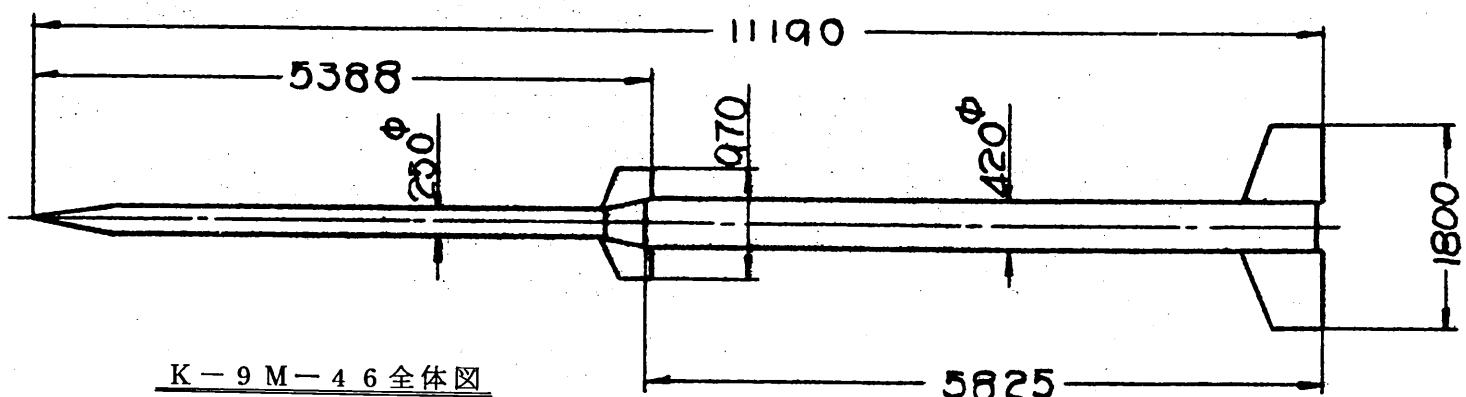
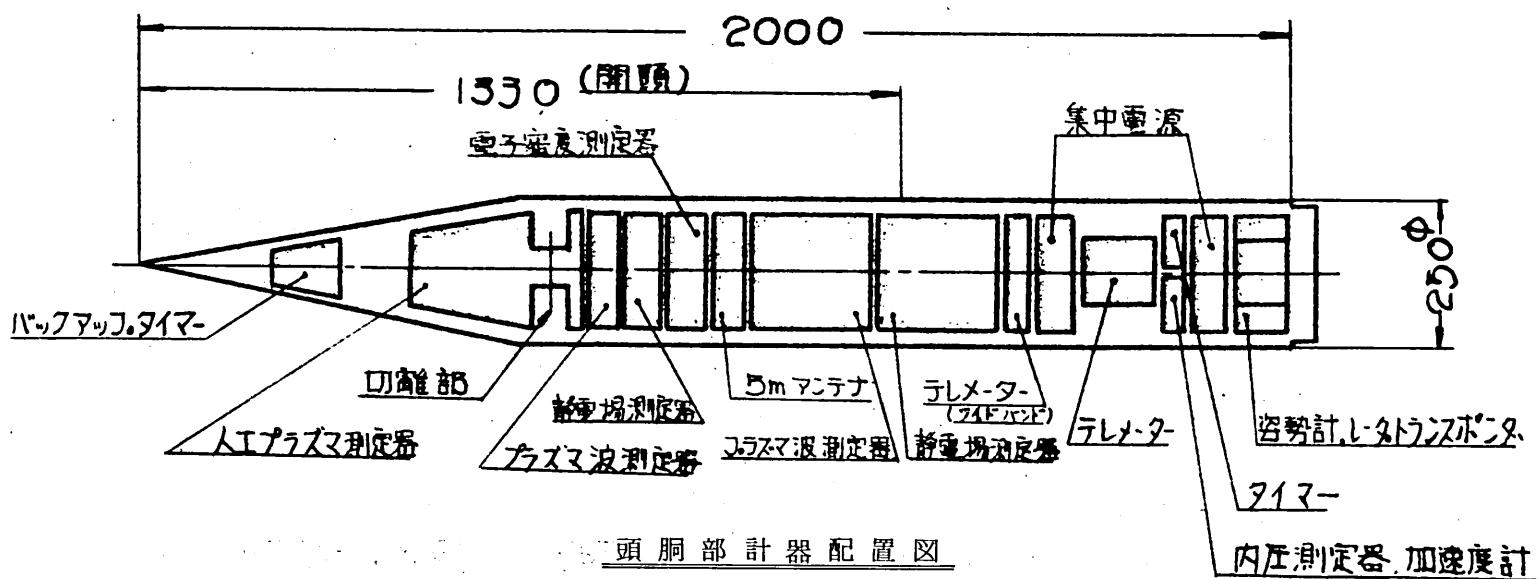
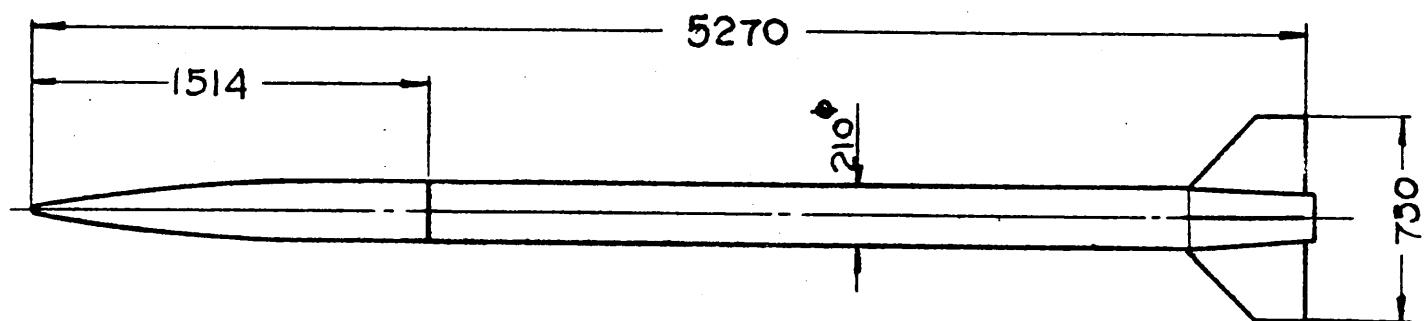
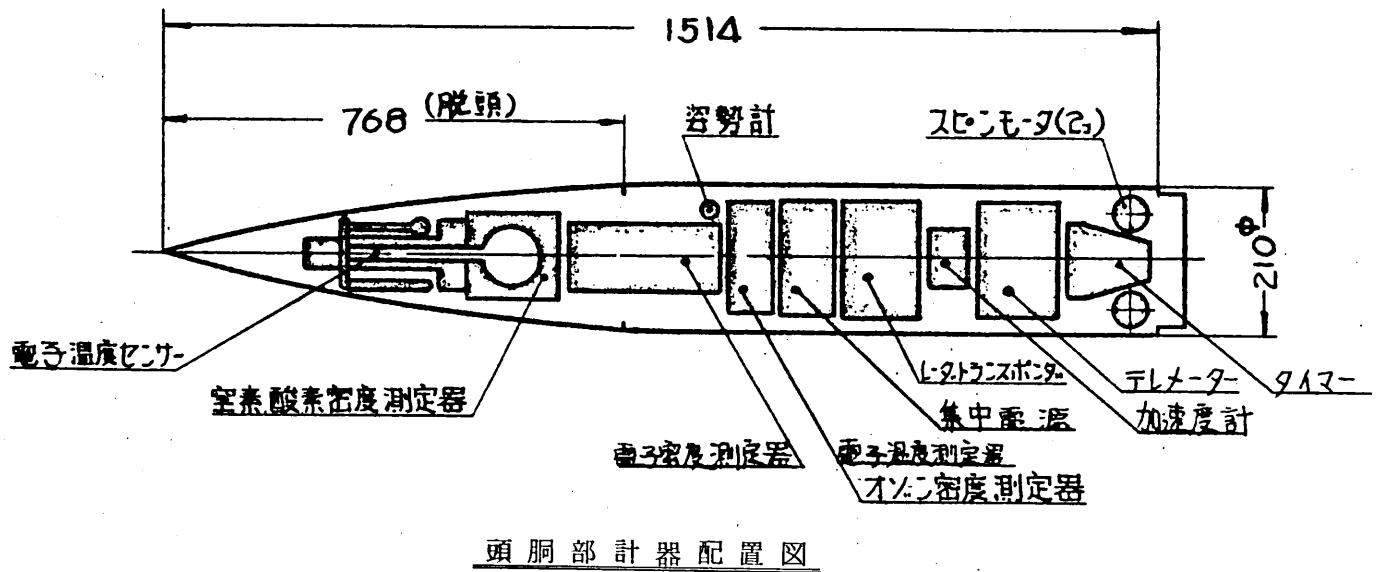


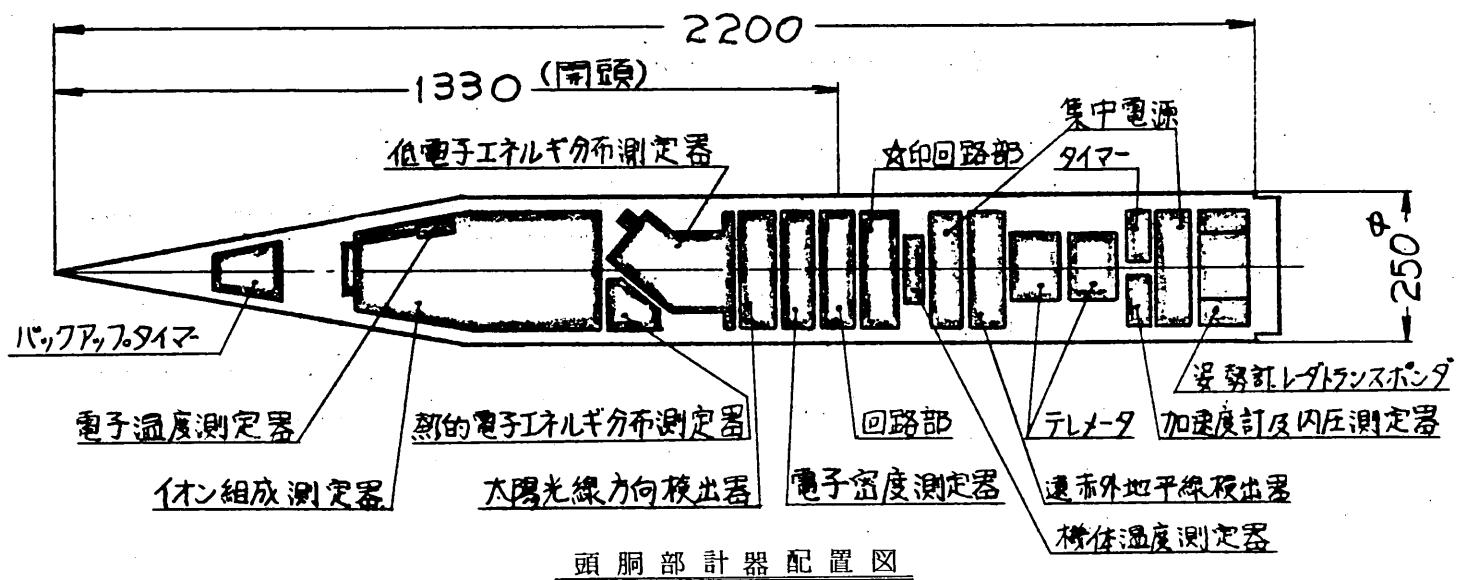
別紙(4) 海上における落下予想区域
(L - 4 S C - 3 号機に適用)



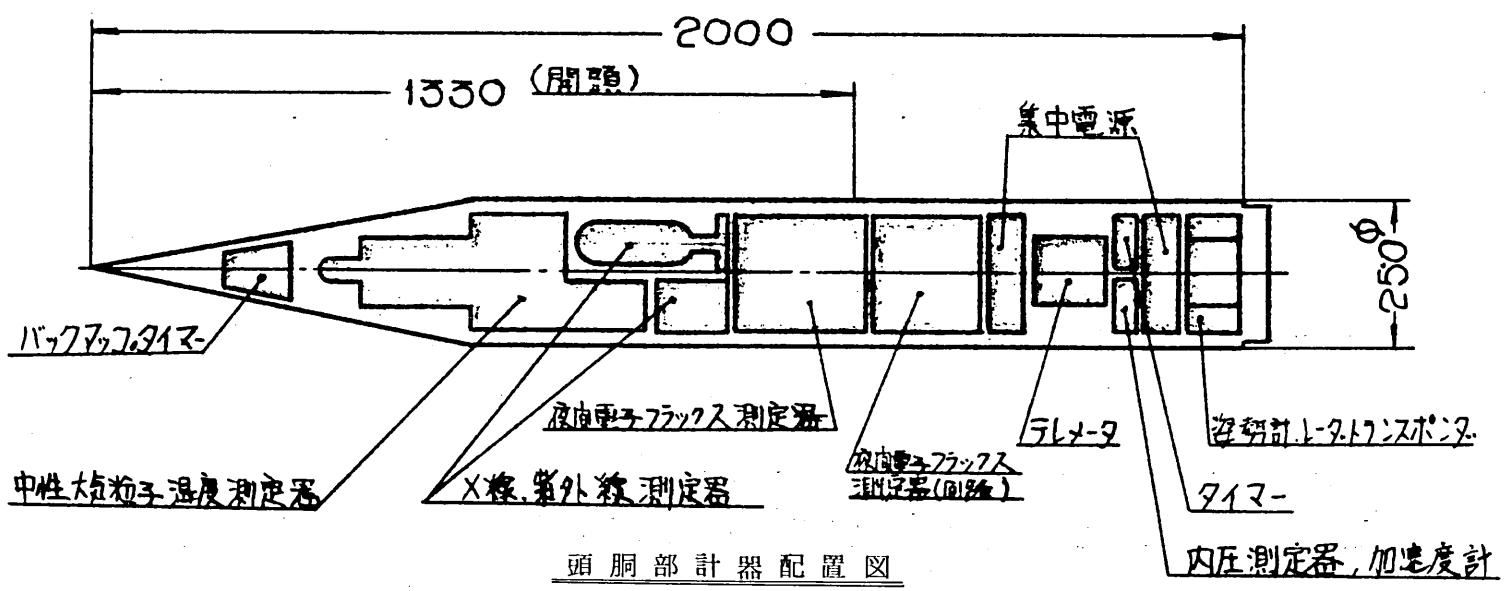
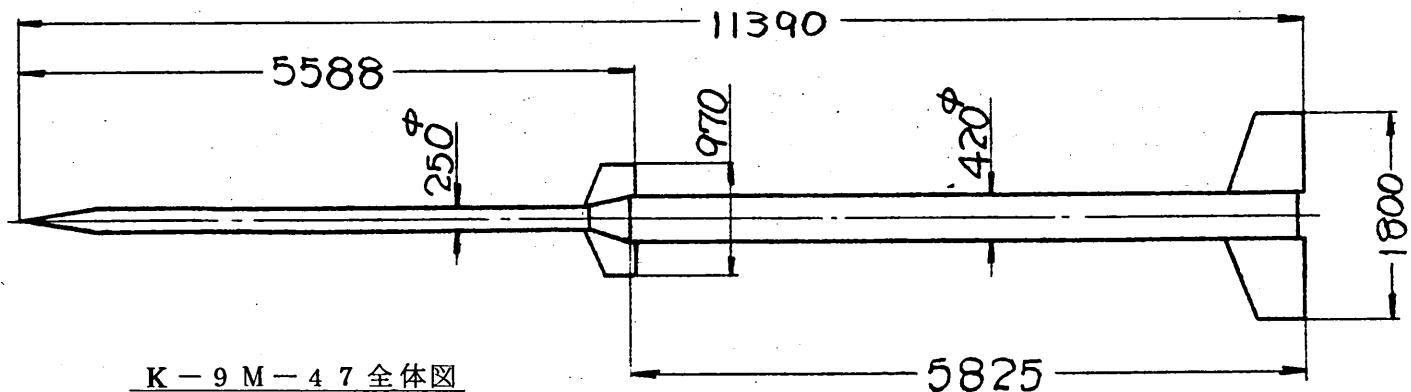
別紙(5) 海上における落下予想区域
(K - 9 M - 4 6 · 4 7 · 4 8 号機に適用)



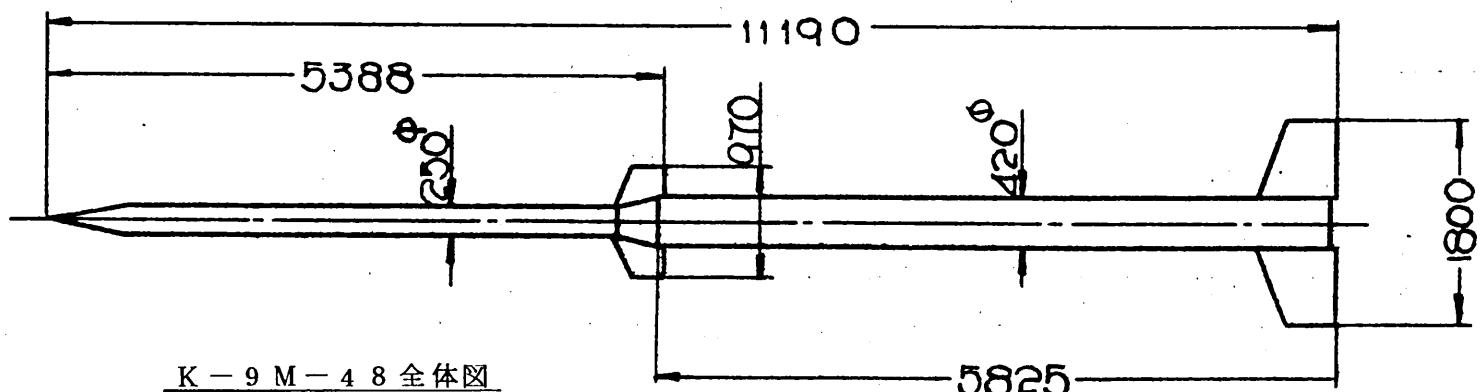


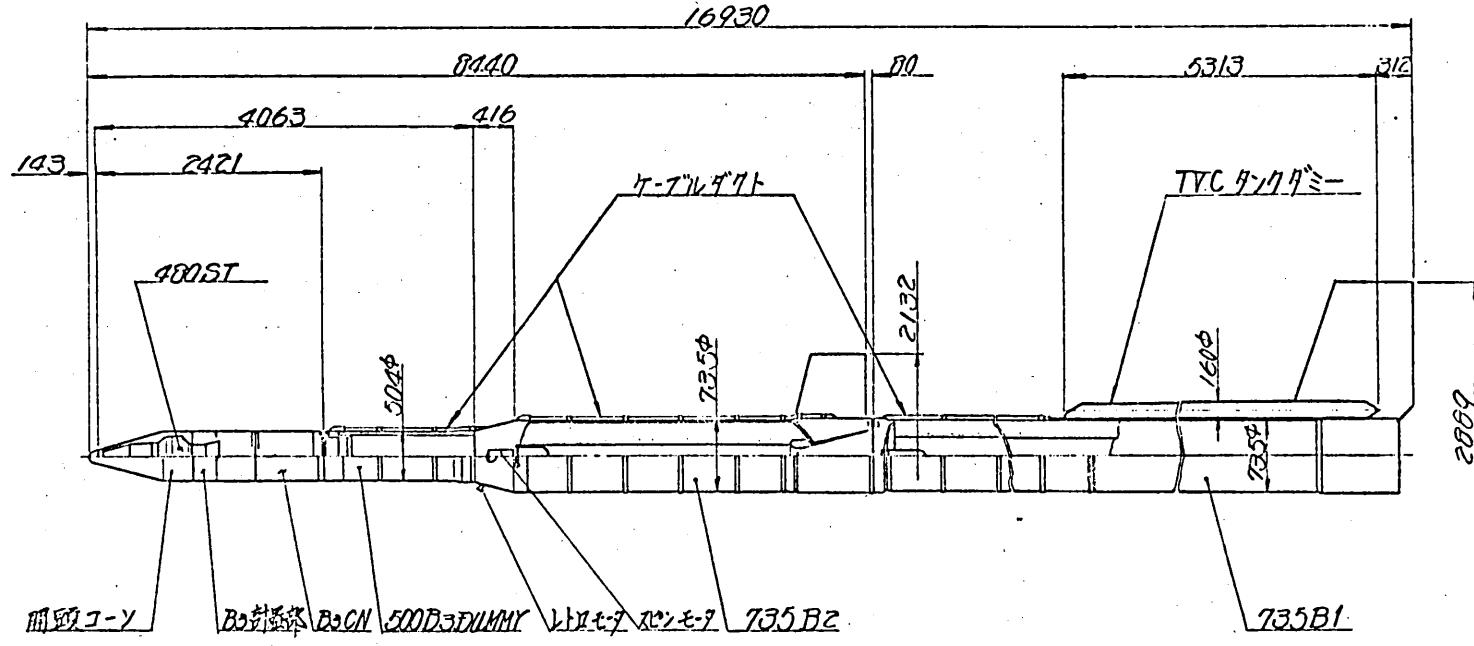


-12-

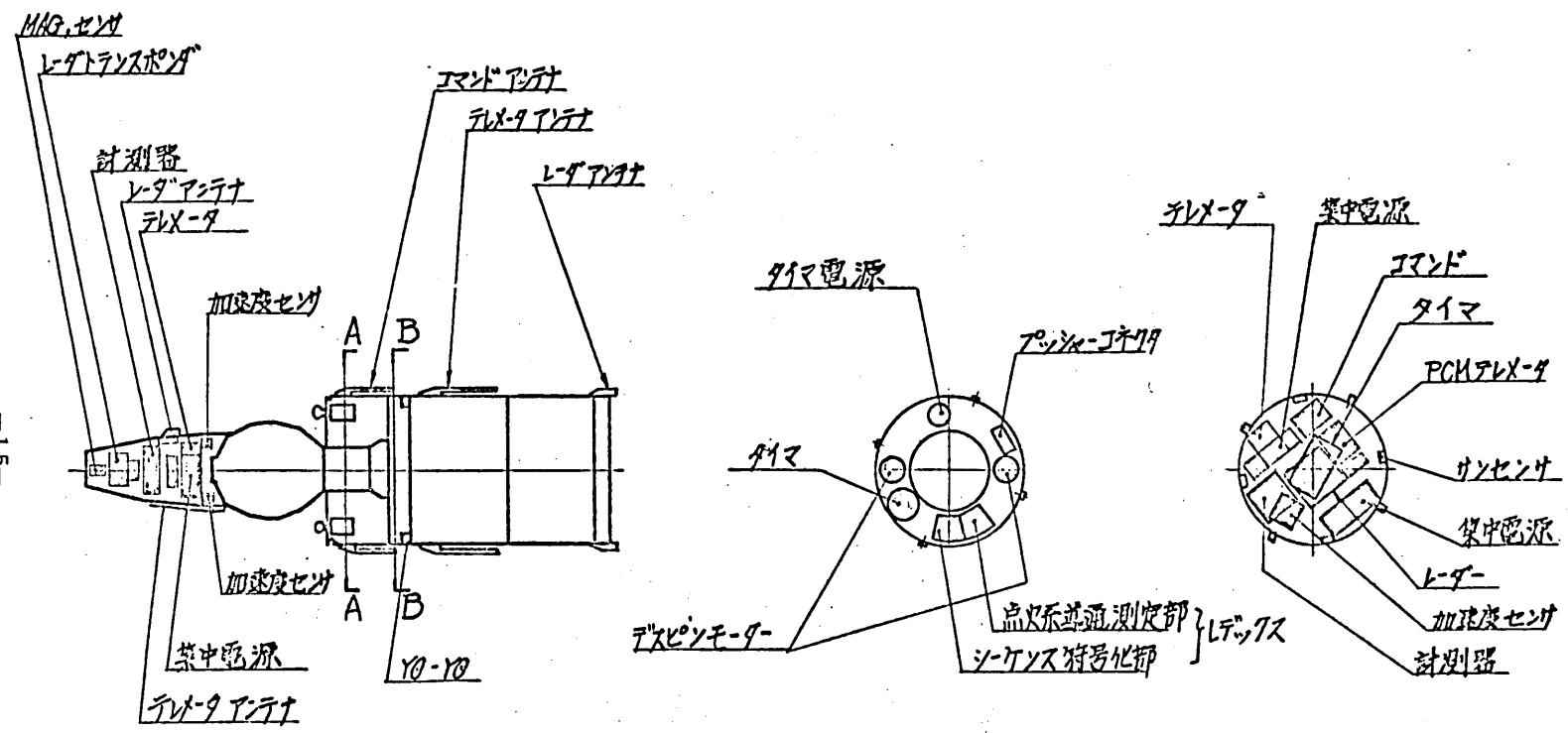


-13-





L-4 SC-3 全体図



斷面 A-A

断面B-B

第4段

L - 4 S C - 3 計 器 配 置 図

第三段

SESノート K-NO.440

L-4SC-3号機の実験

昭和49年7月

東京大学宇宙航空研究所

1. 実験の目的

L-4SC型ロケットはMロケットの制御技術について改良研究を行なうための試験ロケットである。これまでにL-4SC-1、2号機によつて、衛星の軌道精度向上のため推力飛しょう中におけるロケットを制御する2次流体噴射推力方向制御（以下TVCと呼ぶ）に関する実験が行なわれ、その成果を土台にしたM-3C-1号機は、本年2月16日試験衛星「たんせい2号」の打上げに成功し、予定に極めて近い衛星軌道を実現した。

一方、昭和44年から実用に入った5.6GHz帯の精密軌道測定用レーダ（精測レーダ）は、付属電子計算機のオンライン・リアルタイムデータ処理により、ロケットの現在位置の推定、未来位置の予測、達成される衛星軌道の推定を高い精度で行なうことを実証した。精測レーダは20項目の電波司令を送信することができるので、これらの能力を使って、達成される衛星の軌道が予定のものと最も近くなるよう第3段の打出し方向および打出し時刻を電波司令によって修正する電波司令誘導方式の研究が進められ、L-4SC-2号機の実験で所定の修正を行なうことを確めた。M-3C-1号機の実験では、地上装置の操作の不手際から実際に修正を

行なうことができなかつたが、計算機は正常に修正量を算出しており、そのとおり修正が行なわれていれば、「たんせい2号」の軌道はもっと予定のものに近くなつたであらうと考えられている。

第3段打出し方向に機体の姿勢を合わせるのは、ジャイロによって保持される姿勢基準角がもへになる。ジャイロは、こまの作用によって一定の基準角を維持する性質をもつてゐるが、こまを支える部分の摩擦や偏心、あるいは衝撃、振動等の影響で、基準角にずれを生ずる。これをジャイロのドリフトといふ。これまで姿勢基準用に用いられて來た2自由度ジャイロのドリフトは、M-3C-1号機の場合には 0.2° と小さい値を示したがこれはむしろ異例であつて、 2.5° 程度以下を期待することは難かしい。

M-4Sにおいては、風等の影響によって生じた第1段飛しょう径路の分散が上段の飛しょう径路に波及するため、第3段頂点高度のばらつきが大きくなり、衛星軌道の近地点高度の誤差も大部分それに支配されて、ジャイロのドリフトによる打出し方向の誤差は問題とならなかつた。しかしTVCによる飛行制御と電波司令誘導によって精度の良い軌道達成が可能となると、軌道の精度は、むしろジャイロのドリフトによって生ずる姿勢基準角の誤差によって支配されるようになる。現在の2自由度ジャイロのドリフト特性は、M-3C型ロケットで期待できる軌道精度の点から見ると、整合がとれていない。

宇宙航空研究所では、かねてよりこうした段階のくることを予想し、2自由度ジャイロに替えて、ドリフトの小さい姿勢基準角がえられるレート積分ジャイロを用いた姿勢基準装置の開発研究を行なつて來た。この新たに開発された姿勢基準装置を、従来のものと区別するため、スピンドル解析プラットフォーム型姿勢基準装置(SFAP)と呼ぶ。そのドリフト

は、 1° 以下が目標となつてゐる。

今回のL-4SC-3号機の実験は、新形式の姿勢基準装置の機能を実際の飛しょうによつて確かめることを第一の目的としている。最終段の姿勢をその設定する方向に制御して打ち出し、下段の飛しょう径路と最終段の飛しょう径路との差から、姿勢基準角の精度を求める予定である。

Mロケットの将来計画では、TVC装置を第1段にも付ける等の改良を行なうことになっている。第1段の飛しょう中における制御の最初の実験はL-4SC型ロケットで行なう計画であるが、その際TVC噴射液のタンクは第1段モータの両側に装着されることになつてゐるので、それにそなえて、L-4SC-3号機ではタンクのダミーを取り付け、構造および機能の試験を行なうことが、第二の目的である。

以上のほか、衛星の姿勢制御用として将来有望なテフロンスラスターの動作試験、姿勢検出用に新らしく開発された太陽センサの試験、点火時刻修正用のタイムセレクタの機能試験等が、今回のL-4SC-3号機の実験に盛り込まれている。

2 ロケットの概要

L-4SC-3号機の全体外形を第1図に、また機体の主要諸元を第1表に示す。発射時における総重量は約8.5t、全長は16.93mである。各段の構成は次の通りである。

1) 第1段

第1段モータは735B₁であつて、1-2段間の切離しは4組のセバレーションナットによる。かつてのL-4S型における補助ブースタの位置に、将来の第1段におけるTVCの実験に際して使用を予定してい

る T V C 噴射液のダミータンクが装着されている。その構造の概要は第 2 図に示すとおりである。今回は水を入れ、飛しょう中これを流出させて、機能および構造に関する試験のみを行なう。

2) 第 2 段

第 2 段モータは $735 \frac{1}{3} B_2$ である。T V C 装置はつけておらず、第 2 段の飛しょうの安定は尾翼と約 2.5 r p s のスピンドルによって保たれる。機体にスピンドルを与えるため、1 対のスピンドルモータが第 2 段モータの前端部に装着されており、また第 2 段の飛しょう中空気力でスピンドルが減衰するのを防ぐため、第 2 段の尾翼にはねじれ角がつけてある。第 2 段モータの側面には、第 1 段に装着した T V C ダミータンクの温度、歪、圧力等の計測用ケーブルを収めるダクトが取り付けてある。

3) 第 3 段

第 3 段モータ部はダミーであって、第 2 段燃焼終了後も 2。3 段間の切離しは行わない。切離しは第 3 段ダミーモータと姿勢制御部の間で行われるが、第 2 段の残留推力による上段への追突を避けるためのレトロモータは、2。3 段間フレヤ部に機体軸と 30° の傾きをもって取り付けられている。ダミーモータの側面には、下段からのケーブルを通すためのダクトが設けられている。

4) 姿勢制御装置、第 3 段搭載計器部、第 4 段接手部

これらの部分は一体として 4 組のセバレーションナットで第 3 段ダミーモータ部に結合されており、第 2 段燃焼終了後切り離される。第 4 段接手部に装着した一対のデスピンドルモータによってスピンドルを停止した後、第 4 段を所定の方向に向ける姿勢制御を行ない、ついでロールサイドジェットによって約 3 r p s のスピンドルを与え、機体軸の安定を保つ。

この部分の後端部には2組のテフロンスラスターが取付けられている。第4段の打出し後、この部分に装着されているヨーヨーデスピナを作動させてスピシンをおとし、ついでテフロンスラスターを支えている腕を展開する。テフロンスラスターはスピシンの方向に推力を発生する。

5) 第4段

第4段モータは推進薬を約60%に減じた480φ球形モータである。この段に搭載した計器で、第4段の打出し特性が調べられる。以上各段における搭載機器の配置要領を第3図(a)、(b)に示す。

3. 飛しょう計画

L-4SC-3号機の標準発射角は、上下角76°、方位角145°である。発射以降の諸動作の計画（タイムシーケンス）は第2表に示すとおりである。飛しょう計画の概要を第4図に示す。

第1段は尾翼により安定が保たれる。約28秒で第1段モータの燃焼は終る1.32秒、高度約17kmにおいて第1段モータを切り離す。3.9秒でスピシンモータに点火して第2段に約2.5rpsのスピシンを与える。その後、3秒後、発射後42秒、高度25kmの点において第2段モータに点火する。

第2段モータは約41秒間燃焼する。この間における機体の安定は、尾翼とスピシンによって保たれる。一方、姿勢基準装置のプログラマは、この間ににおいてピッチ姿勢基準角を第5図に示したように、第2段点火時の機体姿勢上下角に相当する約60°から42秒間で直線的に10°変化させる。この変化は、第2段燃焼中における重力ターンにもとづく機体姿勢上下角の変化に近似したものであって、新形式の姿勢基準装置のピッチプログラマ機能がこれによって試験される。

第2段の燃焼終了の約12秒後に開頭を行ない、ついで第2・3段モータ部を切り離す。切離しと同時に2・3段間フレヤ部に装着してあるレトロモータが点火されて切り離されたモータ部を減速し、その残留推力によってモータ部が上段に追突することを防ぐ。

第2・3段モータ部の切離しの1秒後にデスピニモータに点火し、姿勢基準装置のスピニ検出装置でスピニが殆んど零になった時点を検出してデスピニモータのスピニ減速機能を停止させる。同時に姿勢制御装置は3軸制御を開始し、姿勢基準装置のプログラマで設定される方向、すなわち局地水平より約30°上向きの方向に機体軸を向ける。

発射後120秒を過ぎた時点で、地上からの電波司令でピッチ姿勢基準角を変更し、これによって機体姿勢上下角を更に10°上向きにする。これは電波司令による姿勢基準角修正の機能試験である。

発射後171秒には姿勢制御のモードを変更し、ピッチおよびヨー制御を行ったまゝで一方のロール制御ジェットを全開にして、機体にスピニを与える。その期間は約15秒間で、機体のスピニは約0.7 rpsとなる見込である。こゝでピッチ、およびヨーの制御を停止し、引きつゞいてロール制御ジェットによりスピニを更に加速する。スピニは第4段打出しの時点には、約3 rpsに達する。

スピニによって姿勢が安定に保持された機体はそのまゝ飛しょうを続け発射後279秒、高度280kmのほど飛しょう径路の最高点附近に達したところで第4段は切り離される。その1秒後に第4段モータに点火し、局地水平より約40°上向きに第4段を打ち出す。

第4段打出しの5秒後、発射後285秒に第3段計器部に装着したヨーヨーデスピナを作動させてスピニを約 $1/10$ におとし、その2秒後にテフ

二 内

ロンスラスターの電源を投入する。テフロンスラスターを支えている腕はさらにその1秒後に機体の両側に第3図(a)に示したように約50cmずつ突き出すように展開され、その10秒後にスラスターの蓋が外されてスピニの方向に推力を発生する。テフロンスラスター1個の推力は平均5.5mg程度と極めて小さく、これによって与えられる機体の回転角は、200秒の作動でも15°程度にすぎない。今回の実験は機体姿勢を変化させるというよりは、その動作と他の搭載電子機器に対する影響を試験することが目的である。

4. 姿勢制御

1) 姿勢制御系の動作

姿勢制御装置は、第2・3段モータ部が切り離されたのち、第4段打出し方向に機体軸を向ける3軸制御を行なう。すなわち第2・3段モータ部が切り離されると、まずデスピニモータによってスピニを停め、ついでピッチ、ヨー、ロールの各制御ジェットによって、機体軸をプログラムで定められた方向に制御する。その後姿勢基準角が電波司令によって変更されると、機体軸はさらにその方向に向けられる。この制御が終了した後に、一方向のロール制御ジェットを強制的に全開とし、機体にスピニを与える。ロール制御ジェットの動作は第4段打出しの前まで続けれられて、その時点におけるスピニは約3 rpsに達する見込である。機体軸の安定を保つにはこれで充分なので、従来機体にスピニを与えるために使用されていたリスピニモータは付いていない。

2) 姿勢基準装置

最初に述べたとおり姿勢基準の精度向上のため新らしく開発されたものであって、この機能試験が本実験の主目的である。

従来用いられて来たスピンドル型姿勢基準装置では、第6図(a)に示すとおり、姿勢の基準は2自由度ジャイロのこまの方向として、物理的に与えられており、機体軸の方向はこれを基準として相対的に測られる。2自由度ジャイロは機体のスピンドルに対して同じ速さで逆回転し空間に静止するよう制御されたロール安定化プラットフォームに取り付けられている。

今回用いられるものは、スピンドル型解析プラットフォーム型(SFAP)姿勢基準装置という。その主体をなすものは、第6図(b)に示すように、同じくロール安定化プラットフォームに取り付けたレート積分ジャイロ(RIG)である。RIGも内部にこまをもつ一種のジャイロであるが、姿勢角の変化速度、すなわち角速度に比例した速さでこまの軸がそれと直交する軸のまわりに回転するようになっている。

実際には、こまの軸が常にとの方向に戻るよう、絶えず復元力を加えて使用する。今回の装置では、復元力をパルスとして与える「パルス平衡サーボ方式」が採用されている。パルスの繰返し周波数は1.04KHzであって、パルスの幅は 0.0015° の復元に相当する最小幅を単位として、その整数倍に変化する。姿勢角の変化速度が大きいとそれだけ単位時間内に復元すべき角度が大きくなるので、パルスの幅はそれに比例して増大する。従ってパルス列の平均値は姿勢角の変化速度(レート)に比例することになる。一方、パルス幅が単位の幅の何倍であるかという数を次々と積算して行けば、それは、初期状態からその時点までの角度変化がどれだけであったかを示すことになる。姿勢を制御する場合には、この数が所要の値になるように制御すればよい。

1個のRIGで求めることができるのは、いずれか一つの機体軸まわ

りの姿勢角の変化である。従って、ピッチ、ヨーの両軸に対して姿勢基準を与えるためには、夫々に1個ずつの R I G が必要である。一方、ロール軸まわりの R I G はテーブルの安定化のために用いられており、ロール姿勢角は従来どおりプラットフォームと機体との相対角で与えられる。プラットフォームの安定化においては、いわゆるコーニング効果を防ぐために以下に述べる D D A によって機体の首振り運動を検出して補正を行っている。

本姿勢基準装置が採用しているパルス平衡サーボ方式では、以上のようにピッチおよびヨー姿勢角の変化分は数値として与えられるので、その精度を害うことのないよう、積算、あるいはそれ以後の計算処理を数値式性能計算機（ D D A 、ディジタル微分解析機）で行なっている。姿勢の基準は数値として D D A に与えられ、これが時間的に所定の変化をするようにしてやればピッチプログラムがえられ、また電波司令で変更すれば姿勢基準角を変えることもできる。このような仕組であるので、この姿勢基準装置は " 解析 " プラットフォームと呼ばれるのである。

パルス平衡サーボ方式では、パルス繰返し周波数が一定であり、かつ1個のパルスで復元できる角度には上限があるので、追随できる姿勢角の変化速度には限度がある。本基準装置の場合には、その限度はピッチ、ヨー両軸とも 25 %_s である。

今回の姿勢基準装置の構成系統図を第7図に示す。

3) 制御ジェット

従来、 L - 4 S 、 L - 4 S C 等の姿勢制御に用いられて来たものと同様のものであるが、ロール制御ジェットだけは、姿勢制御終了後機体にスピンドルを与える関係から推力が 0.9 Kgf と大きくなっている。他の制御ジ

エットの推力はいずれも 0.3 kgである。第 8 図に構造の概要を、また第 9 図に配管系統を示す。主要諸元は第 3 表に示すとおりである。

5. 搭載機器

L - 4 S C - 3 号機に搭載されている機器を、まとめて第 4 表に示す。

これらの機器の配置の要領は第 3 図のとおりである。

デジタルサンセンサは機体に対する太陽光の入射角度を数値的に読み出すもので、将来科学衛星に搭載して姿勢決定に使おうとしているものである。角度測定の精度は 1° で、最大測定範囲は約 $\pm 60^\circ$ である。

テフロンスラスターは、テフロン表面で間欠的に電気火花を飛ばさせ、これによりプラズマ化したテフロンガスを作り、これを放電電流の作る磁界で加速して噴出させてパルス的な推力をうけるものである。推力は僅かであるが長時間にわたる推力の発生が可能であり、衛星の姿勢制御用として有望なものである。今回試験するものは放電電圧 1.6 KV、1 回の放電でえられる推力積は約 4 mg-s で、毎秒 1.4 回の割合で動作させることになっている。なお、このテフロンスラスターは工業技術院電子総合研究所と共同で試作されたものである。

電波司令誘導においては、精測レーダ付属電子計算機が最終段打出し方向および時刻の修正量を算出する。実際の操作は、精測レーダを通じて 1 回の送信ごとに 0.1° ずつ姿勢基準角を修正する角度修正コマンドを所要の回数送信して角度の修正を行ない、一方時刻については、コマンドにより点火時刻修正用タイマを起動、もしくは精測レーダにより送られる点火コマンドにより即時点火させるということで修正するというのが、これまでの方式であった。今回搭載しているタイムセレクタは、姿勢基準角修正の

三
内

場合と同じく、精測レーダの送信する時刻修正コマンド 1 回ごとに 1 秒ずつ設定秒時が修正できるもので、2 種類の設定時刻を同時に、または別々に修正できる機能をもっている。本実験ではその修正機能の試験のみを行なうこととしている。

第 1 表 L - 4 S C - 3 号機諸元

	第 1 段	第 2 段	第 4 段
全 長 (m)	16.930	8.440	1.108
直 径 (m)	0.735*	0.735	0.390
点火時重量 (kg)	8,491	3,375	114
推進薬重量 (kg)	3,892	1,810	53
燃 烧 時 間 (s)	28	41	22

第2表 L-4SC-3号機飛しょう計画 (タイムシーケンス)

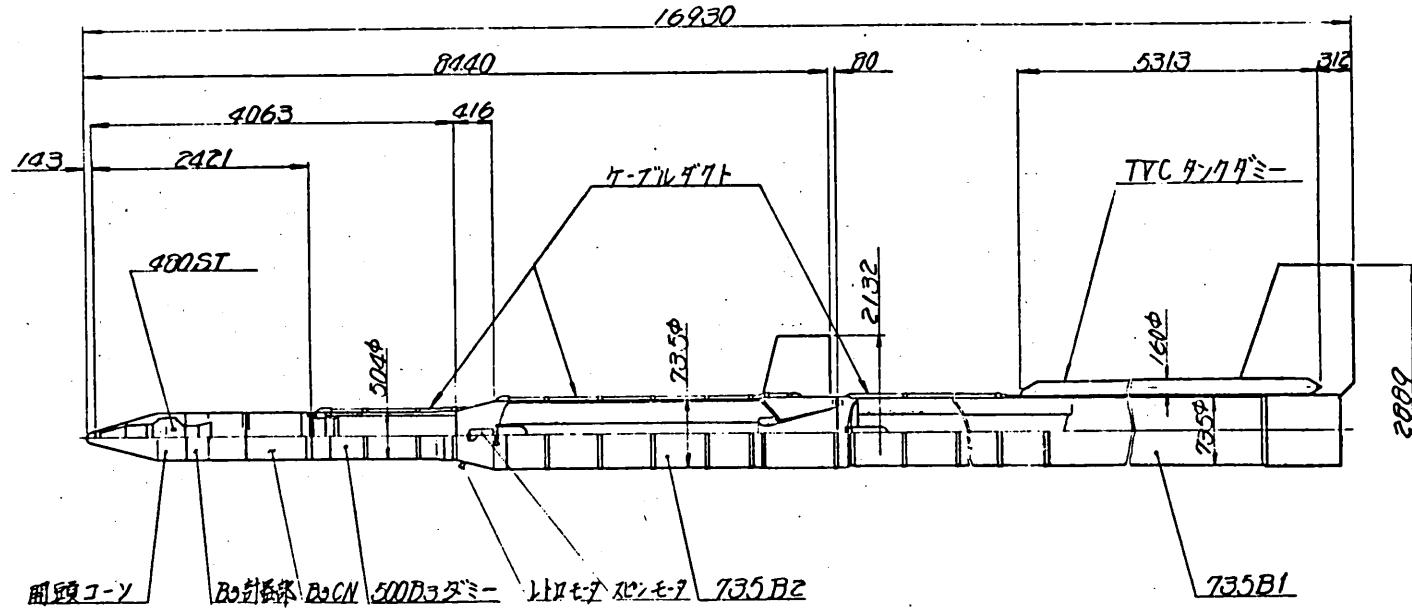
事項	発射後秒時	タイム
第1段点火	0	
第1段燃焼終了	28	
第1段切離し		32
スピニモータ点火		39
第2段点火		42
第2段燃焼終了	83	
開頭		95
第2・3段切離し、レトロモータ点火		97
デスピニモータ点火		98
姿勢制御動作開始		99
姿勢制御モード変更		171
ピッチ、ヨー制御停止		186
ロール制御ジェット停止		277
ピン引抜き		278
第4段切離し		279
第4段点火		280
第4段燃焼終了	302	
ヨーヨーデスピナ作動		285
テフロンスラスター電源投入		287
テフロンスラスター展開		288
テフロンスラスター蓋外し		298

第3表 姿勢制御ジェット主要諸元

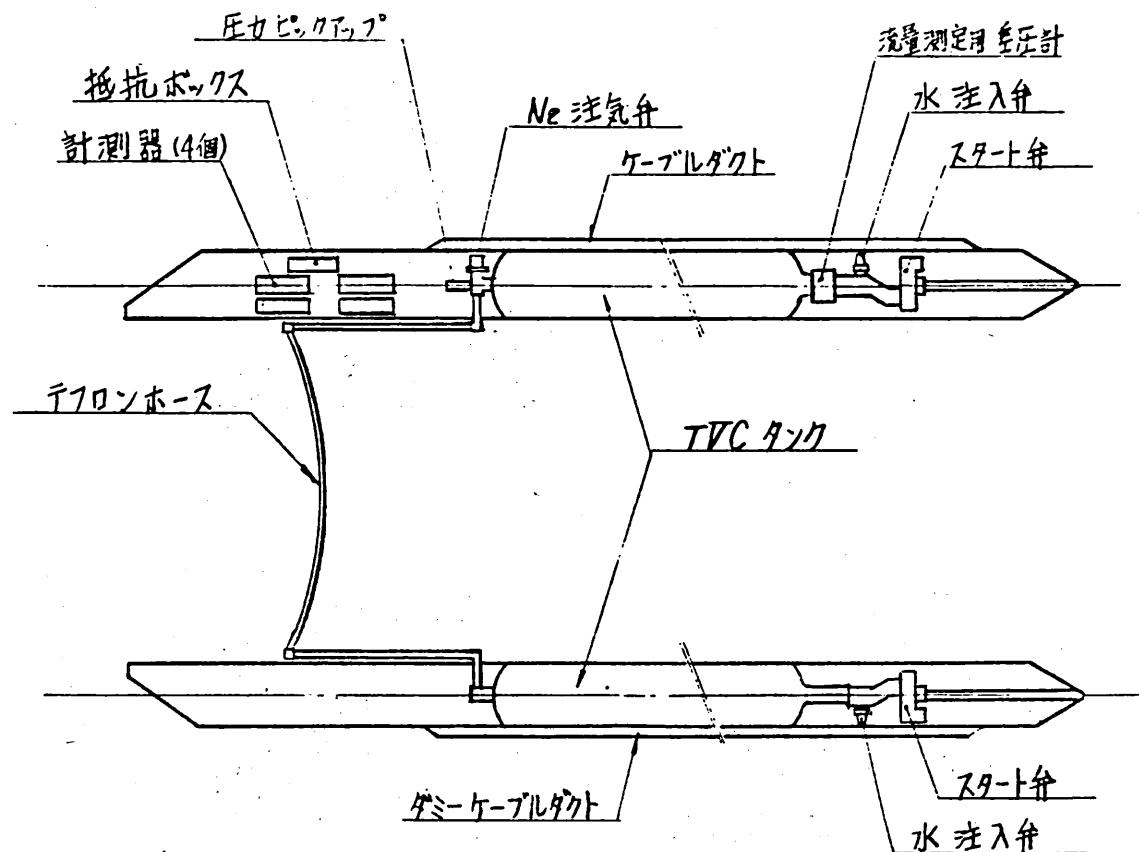
燃料	過酸化水素 タンク個数 容圧 積力	1個 1.3ℓ 11kg/cm²
加圧ガス	窒素 タンク個数 容圧 充填圧力	2個 0.66ℓ 12.5kg/cm²
推力	ピッチ、ヨー制御ジェット ロール制御ジェット	0.3kg 0.9kg
有効動作時間	83S (半数連続)	

第4表 L-4SC-3号機 搭載機器

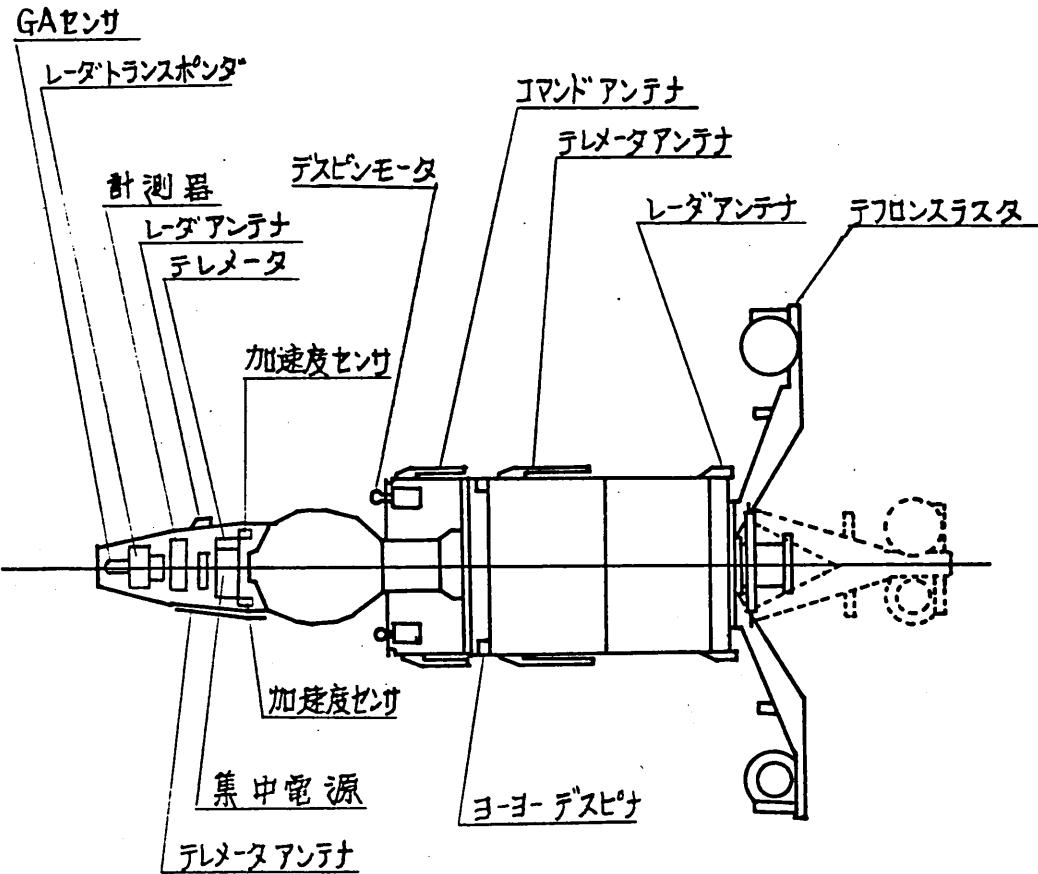
第3段	レーダトランスポンダ	1	5.6 GHz、第3段追跡
	コマンド デコーダ	1	第4段保安、電波司令制御実験
	コマンド受信機		410 MHz、保安用
	テレメータ送信機	1	298.1 MHz、PCM、38CH、姿勢制御計測
	テレメータ送信機	2	296.2 MHz、FM-PM 12CH 機体計測
	軸方向加速度計	1	-5~15 G ストレーンゲージ型
	横方向加速度計	1	±2.5 G " 2方向
	振動計		±5 G 壓電型
	燃焼圧力計		0~100 kg/cm ² ストレーンゲージ型
	温度計		0~300 °C
	デジタルサンセンサ		太陽角検出、測定範囲±60°、精度約1°
	テフロンスラスタ		低推力スラスタ試験
	ヨーヨーデスピナ		スラスタ試験用、スピン減速
	タイムセレクタ		タイムシーケンス、電波司令変更用
第4段	レーダトランスポンダ	2	1.6 GHz、第4段追跡
	テレメータ送信機	3	295.0 MHz、12CH、機体計測
	地磁気姿勢計		
	軸方向加速度計	2	-5~30 G ストレーンゲージ型
	横方向加速度計	2	±2.5 G " 2方向



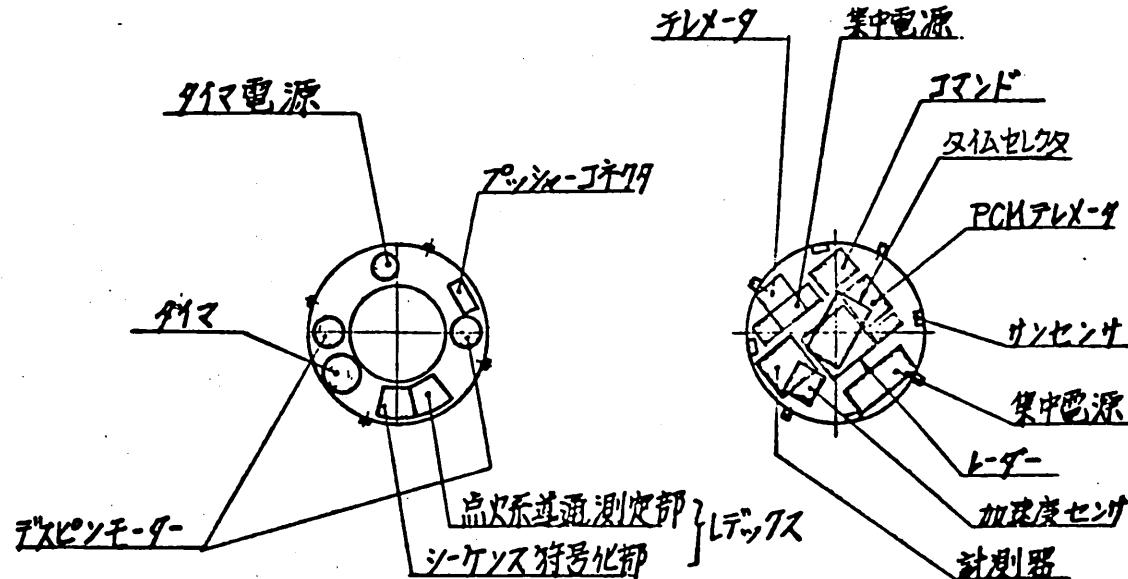
第1図 L-4 SC-3号機全体図



第2図 TVCタンクダミー概略図

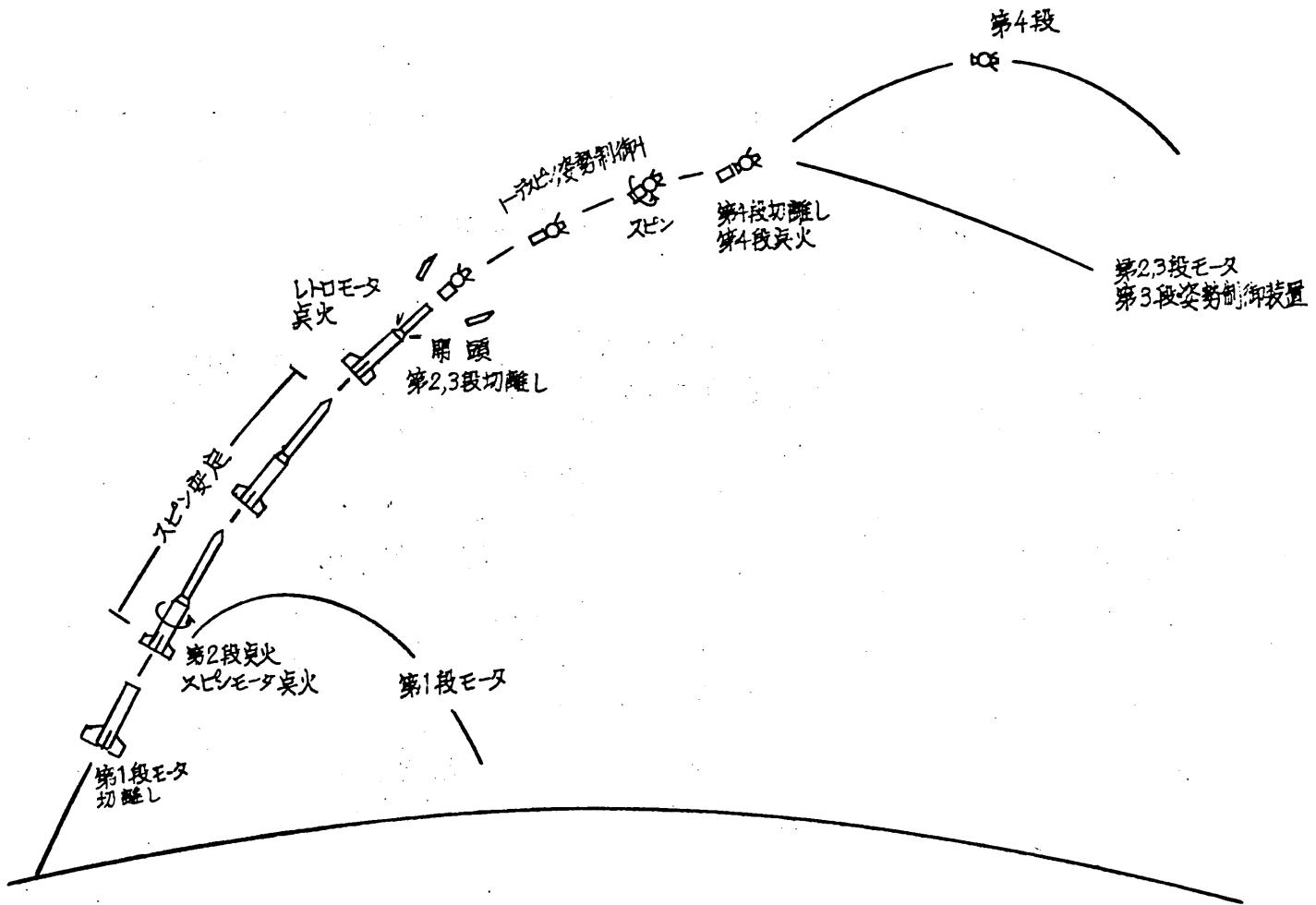


第3図 (a) L-4SC-3 計器配置図



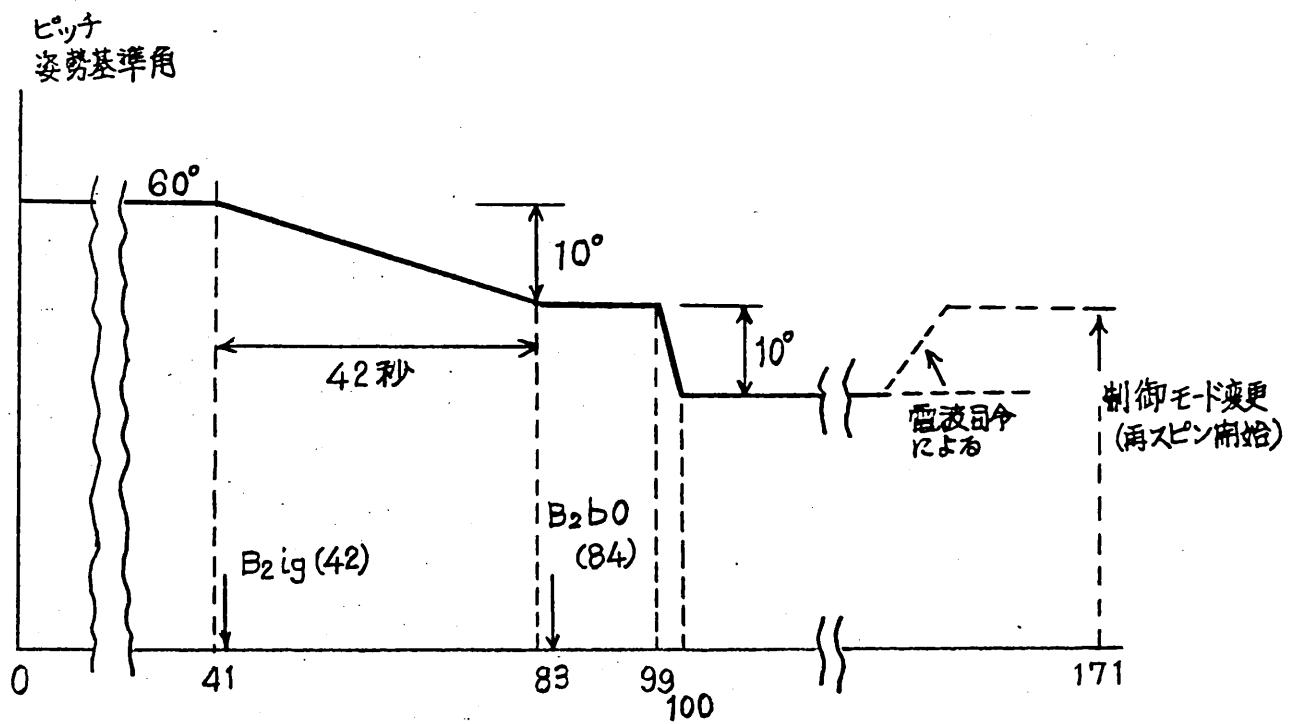
第3図 (b) L-4SC-3 計器配置図

第3段



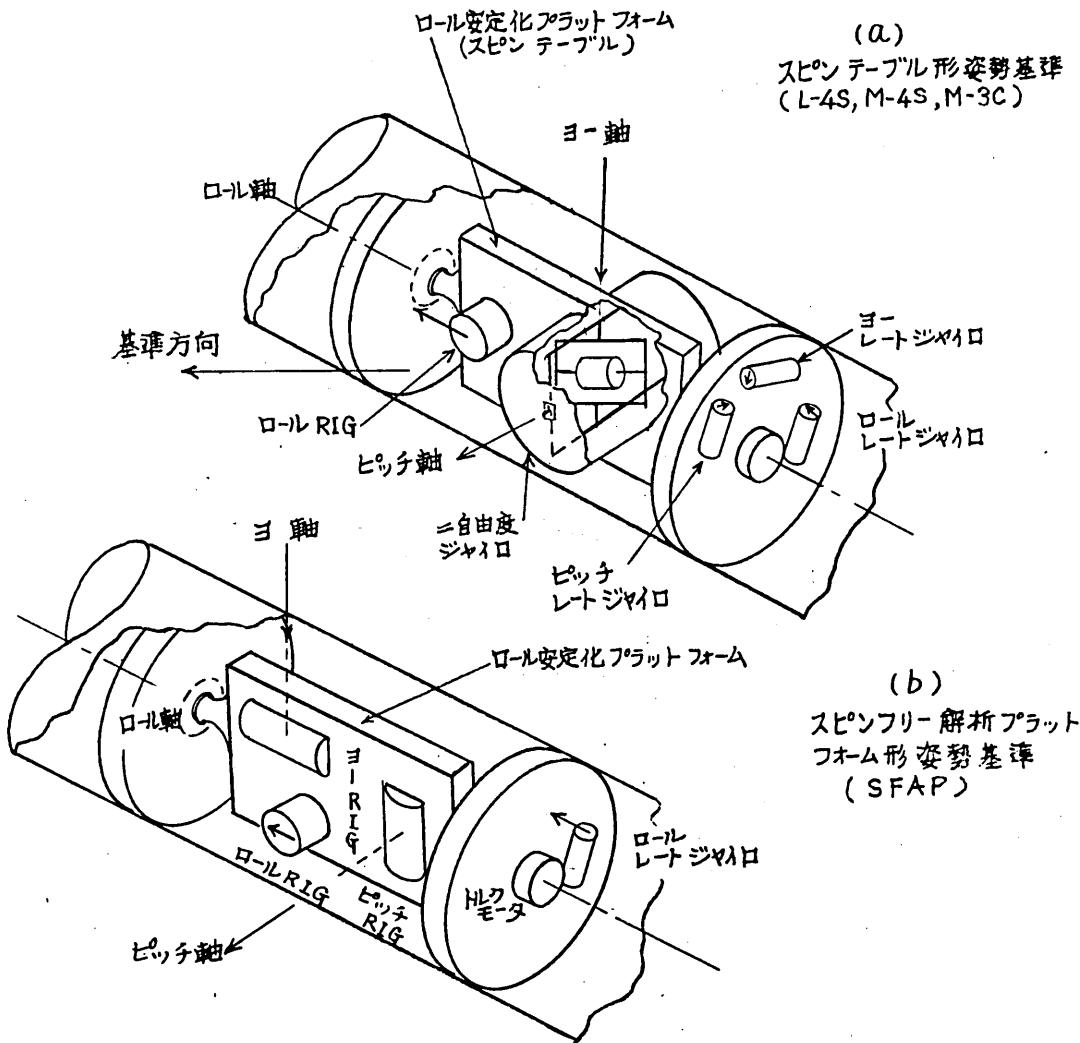
第4図 飛しょう計画

-18-

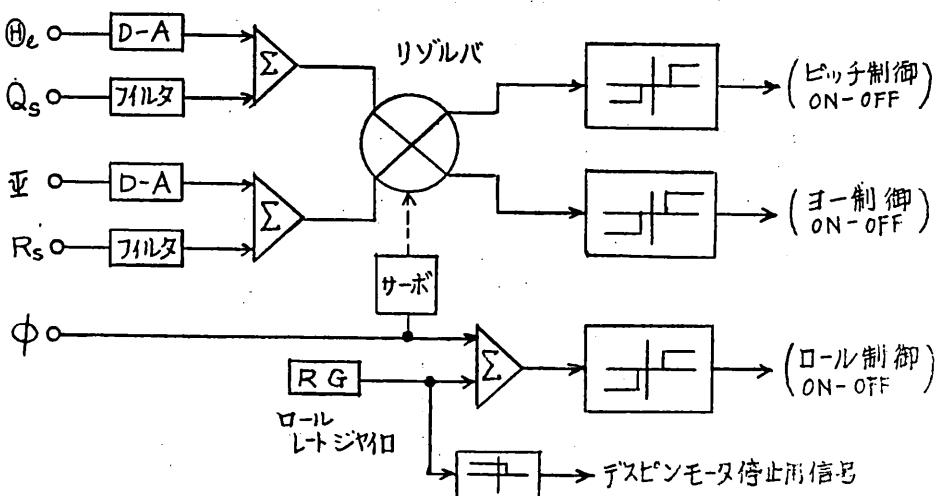
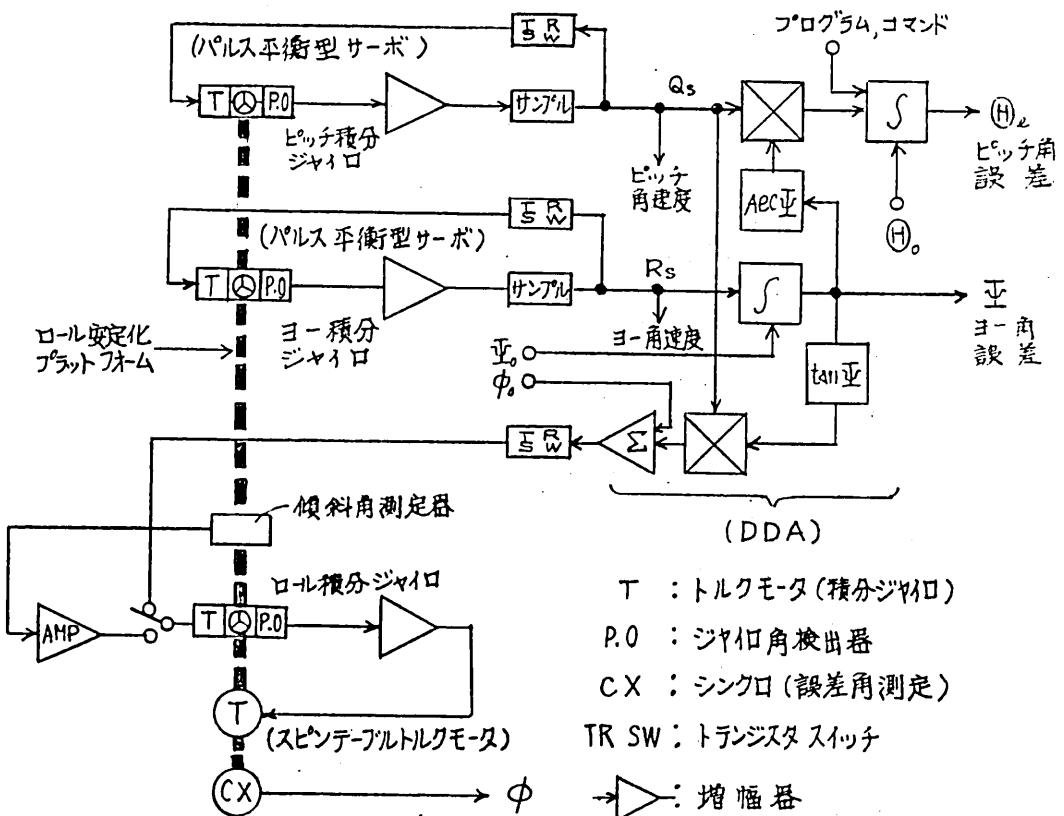


第5図 L-4 S C - 3 ピッチプログラム

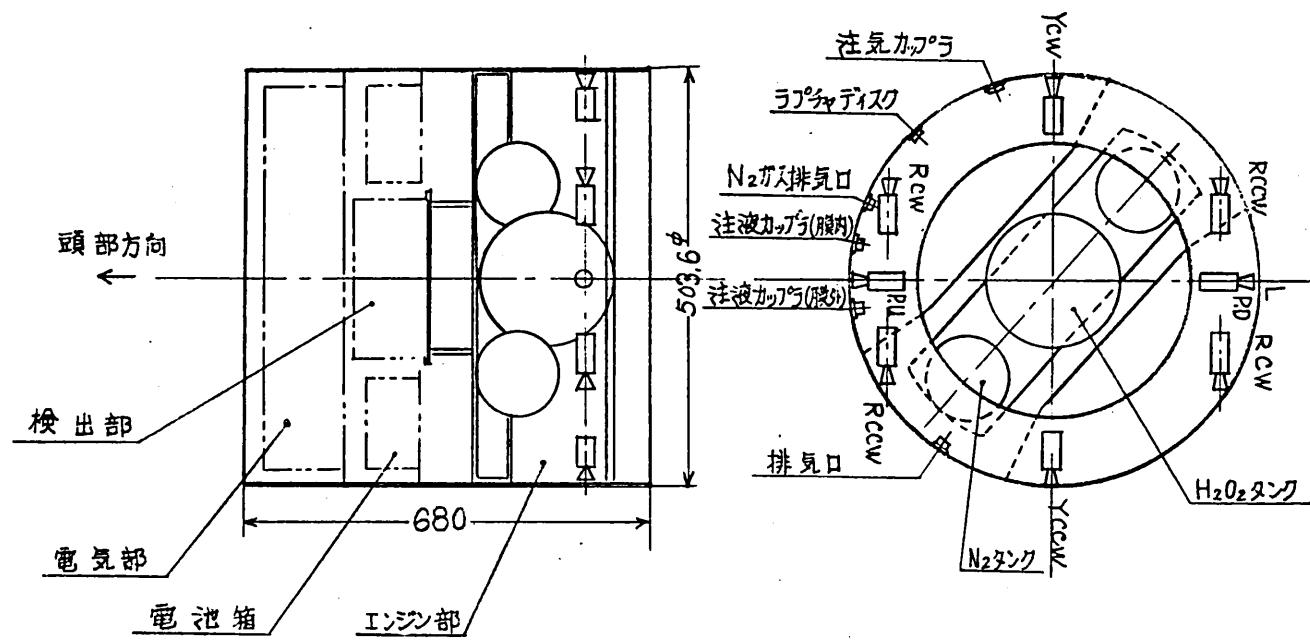
-19-



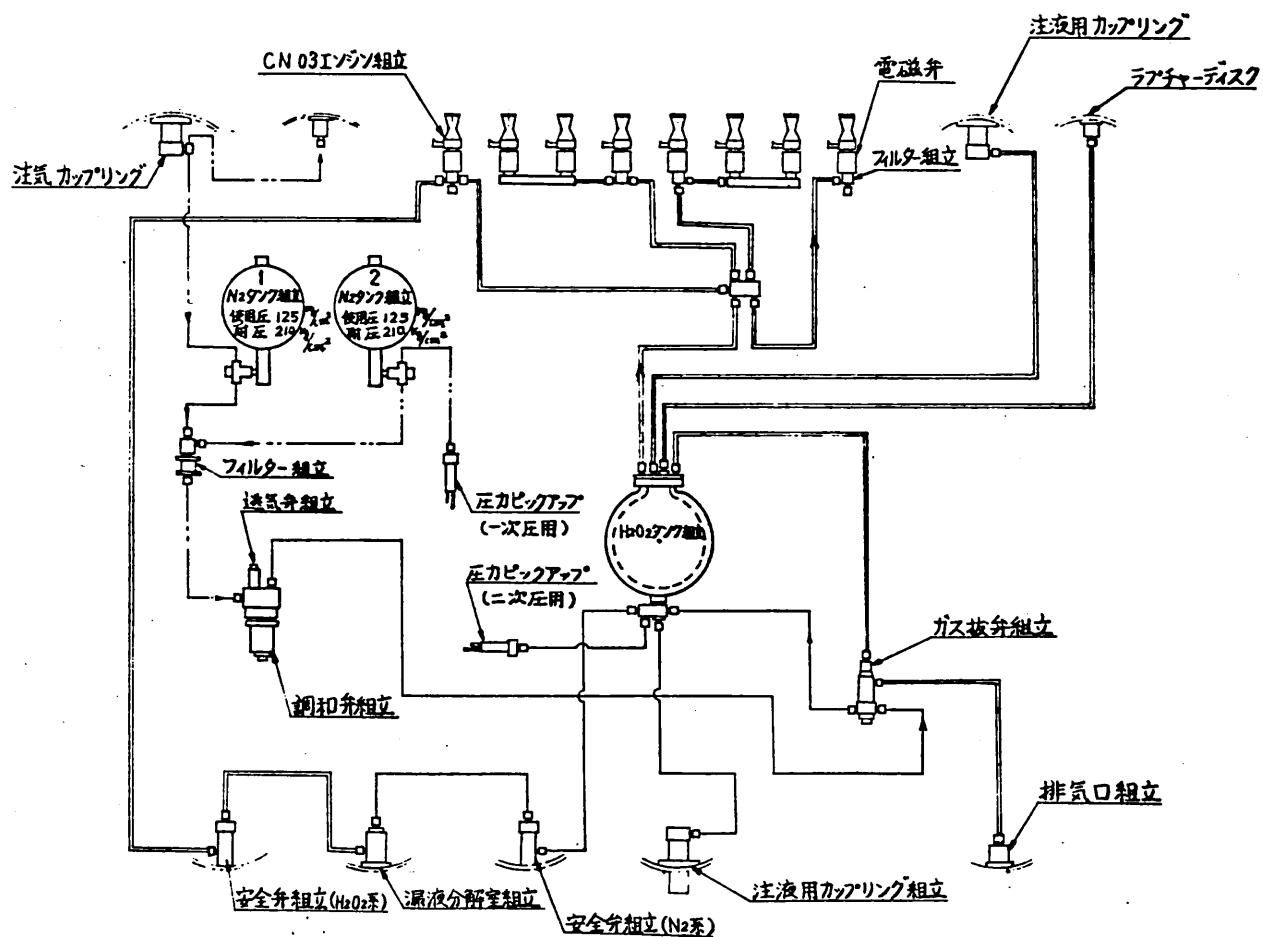
第6図 姿勢基準部の概念図



第7図 姿勢基準と制御出力



第8図 L-4SC-3姿勢制御装置概要図



第9図 L-4SC-3姿勢制御エンジン配管系統図

SESノート K-NO.439
S-210-10による観測

昭和49年7月

東京大学宇宙航空研究所

電子密度の観測(NEL)

東京大学宇宙航空研究所

大林辰蔵
江尻全機
渡辺勇三

I 概要と目的

電離層プラズマの電子密度の絶対値を高精度で測定する事を目的として、標準型ジャイロ・プラズマ・プローブを搭載する。現在迄、数多くのロケット、及び人工衛星REXSに搭載され、測定技術が確立された。さらに、電子回路技術の向上に伴って、小型、軽量、小電力化がなされ、標準型化されてすでに昨年よりロケット搭載済である。電子密度の測定範囲は 10^3 10^6 electrons/cm³ で、ほぼ電離層E層下部よりF層迄を±3%の精度で測定する。種々の電離層の条件の異った状態での測定によるデータの蓄積の目的の他に、同時観測をする相乗機器のデータ解析用に、プラズマの最も基本的物理量である電子密度絶対値の提供を行なう。

II 観測系

プローブ印加掃引周波数 f_0 0.2 ~ 5.0 MHz

ローカル系掃引周波数	$f_0 + 50 \text{ kHz}$
掃引周期	0.25 sec
アンテナ印加信号レベル	0.1 V rms
等価検出容量	0.2 ~ 100 pF
I F 段増幅度	60 dB
I F 段中心周波数	50 kHz
周波数マーカー	プローブ側信号にて $n * 1.0 \text{ MHz}$
出力レベル	0 ~ 5 V DC
センサー	20 mm ϕ × 100 mm ℓ BeCu リボンアンテナ
テレメータ・チャンネル	#15 (NEL-A) #14 (NEL-F) #12 (LP)

する。

2. 測定器概要

直径 100 mm の測定電極に印加した 400 mV、200 mV 振幅の周波数 30 kHz の高周波電圧に対応してフローティング電圧が変化するが、このフローティング電圧の変化分には電子の熱的な平均速度、即ち電子温度の情報が含まれているので、この変化分を検出し、電子温度を計算する。計器の Block Diagram は下図の通りである。Block diagram においては preference 電極の検出した Floating 電圧から、下部電離層における電子密度の情報が得られる。使用するテレメータチャンネルは #8 (TEL-VF)、#13 (TEL) である。

電子温度の測定 (TEL)

東京大学宇宙航空研究所

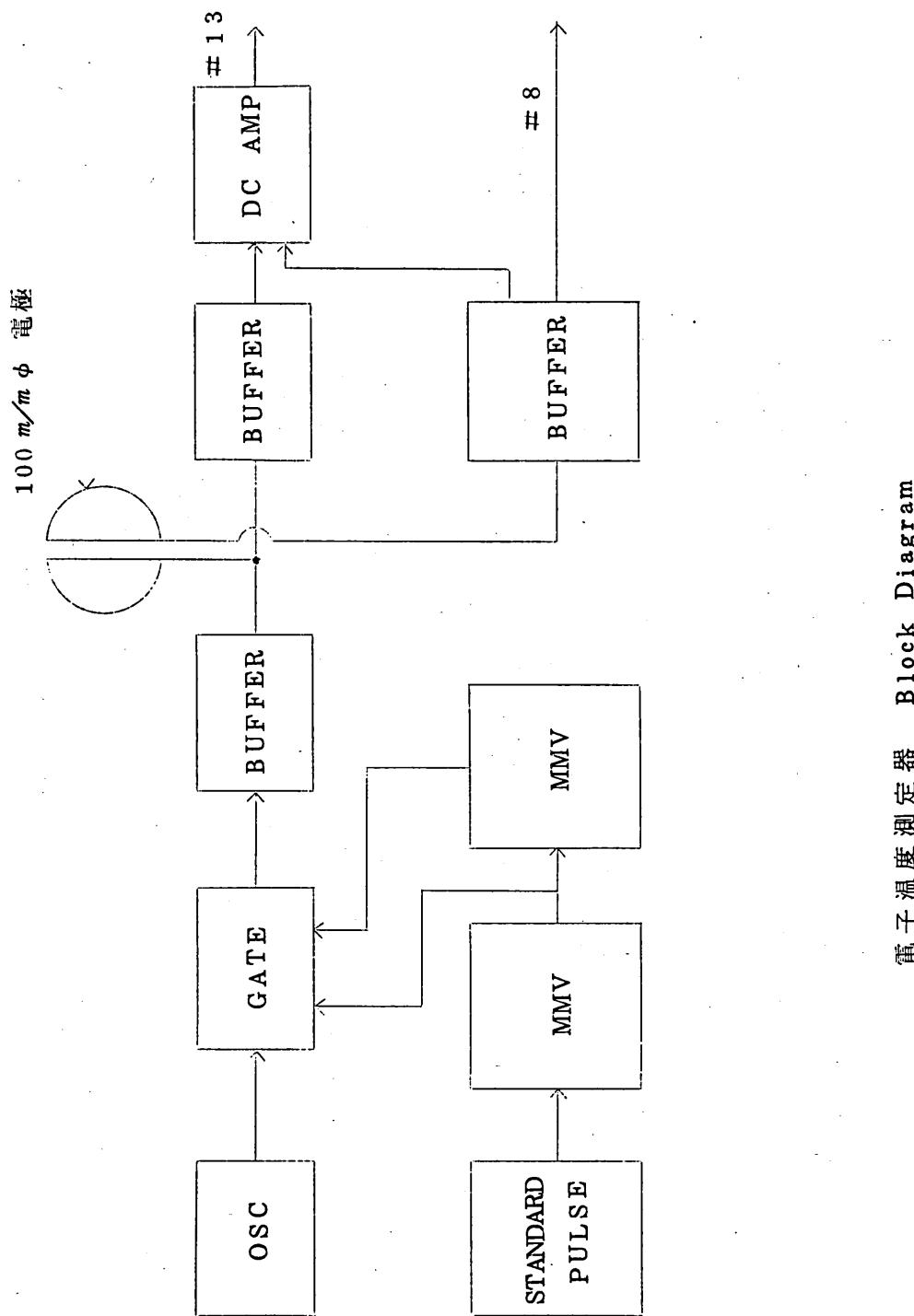
平尾邦雄

小山孝一郎

1. 概要と目的

電離層熱収支を議論するうえにおいて基本的なパラメータの一つである電子温度に関する国際標準電離層を作製するためのデータ蒐集を目的として過去数年にわたって電子温度の測定を行ってきたが、太陽活動度、時刻依存性等を議論するにはまだまだデータが不足のようである。本ロケットによっても電子温度プロファイルの取得を行いたい。

特に本ロケットでは高度 100 km 付近の電離層電子温度をくわしく観測



電子温度測定器 Block Diagram

熱圏下部における酸素原子（O）及び オゾン（O₃）の観測（NNP-O）

東京大学理学部 等 松 隆 夫
東京教育大学理学部 渡 辺 隆

観測の目的

中間圏から熱圏下部（50～120 Km）における酸素原子（O）及びオゾン（O₃）密度の高度分布を測定することが本実験の目的である。OもO₃も共に光化学的に非常に活発な性質を持っていてこの高度領域の大気組成を考える上で重要な成分であり正確な密度の高度分布の測定が望まれるものである。

これら2つの成分の測定方法は異なっている。Oの測定は銀の薄膜センサーに用い、銀の薄膜がOによって酸化されることによって電気抵抗値が変化する性質を利用している。一方O₃の測定は太陽中間紫外放射の強度をフィルターフォトメーターで測定し、その高度変化から吸収物質であるO₃密度を求める方式を用いている。今回の観測は太陽の天頂角の大きい日没時に行なうため、オゾンの見かけの厚みは昼間に比べ数十倍大きくなる。またオゾン密度は光化学理論から夜間には増大すると見られるので昼間の観測よりも高い高度（～100 Km）まで測定できるものと思われる。

測定装置の概要

酸素密度を測定するための4本の独立した銀薄膜センサーは窒素ガスを封入した1本のガラス管の内部に収納されており、高度約70 Kmでカッターによってガラス管の頭部を破壊しセンサーを露出して測定を開始する。

オゾン密度測定用の3本のフォトメーターはそれぞれ干渉フィルターと光電管から成っている。センサーの視野方向はロケットのスピンドルに垂直な平面から 20° 下向きにセットされ、また互いに約 120° ずつ離れた方向を向いている。各フォトメーターはロケットのスピンドルの周期で太陽放射をサンプリングし約40dBの直流増幅を行なって1チャンネルのテレメーターで伝送される。

オゾン検出部の主な仕様

測定波長	干渉フィルター	光電管
2550\AA	15mm ϕ 透過率約15% 半値幅 150\AA	浜テレR765 Cs-Te光電面
2900\AA	" " 20% "	" " "
4500\AA	" " 50%	" R509 Sb-Cs光電面

NO γ バンド測定用のフォトメータ NOSAC (nitric oxide self-absorption cell photometer) を用いて行なわれる。

NO γ バンドは、NO分子によって太陽紫外線が共鳴散乱されることによって生ずる。その強度の測定では常にバックグラウンドのレーリー散乱との分離が問題となってきたが、NOSACでは、NOガスをつめたセルと空のセルを交互に光路上に置くことにより、NOガスの自己吸収を利用して、その差からNO γ バンドの強度を容易に求めることができる。その高度変化から、NO密度分布が求められる。

低域電離圏NO密度の観測 (NNP-NO)

東京大学理学部

等松隆夫、小川利紘、岩上直幹

東京教育大学理学部 渡辺 隆

1. 目的

D層、E層のイオン化学に大きな影響をもつ微量成分NOの密度を測定し、中間圏における光化学反応系を明らかにすることを目的としている。

2. 観測方法

小型ロケット用に新しく開発し、昨年8月の実験で成功を収めたNO γ バ

SESノート K-NO.441

K-9M-46による観測

昭和49年7月
東京大学宇宙航空研究所

電子密度の観測(NEL)

東京大学宇宙航空研究所
大林辰蔵
江尻全機
渡辺勇三

I 概要と目的

電離層プラズマの電子密度の絶対値を高精度で測定することを目的として、標準型ジャイロ・プラズマ・プローブを搭載する。現在迄、数多くのロケット及び人工衛星 REXS に搭載され、測定技術が確立された。さらに、電子回路技術の向上に伴って、小型、軽量、小電力化がなされ、標準型化されて、すでに昨年よりロケットに搭載済である。電子密度の測定範囲は $10^3 \sim 10^6$ electrons/cm³ で、ほぼ電離層 E 層下部より F 層迄を ± 3 % の精度で測定する。種々の電離層の条件の異った状態での測定によるデータの蓄積の目的の他に、同時観測をする相乗機器のデータ解析用に、プラズマの最も基本的物理量である電子密度絶対値の提供を行なう。

II 観測系

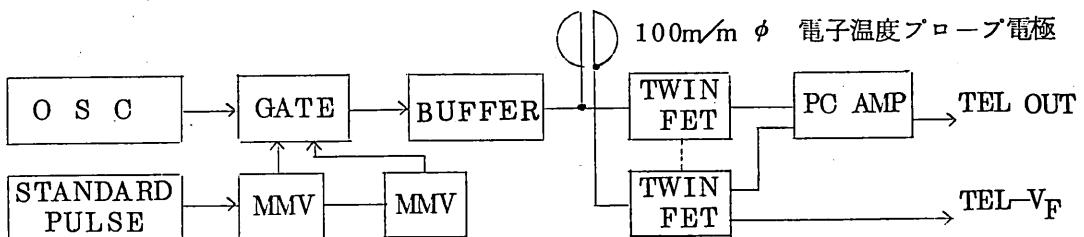
プローブ印加掃引周波数	$f_0 \sim 0.2 \sim 10.0 \text{ MHz}$
ローカル系掃引周波数	$f_0 + 50 \text{ kHz}$
掃引周期	2.0 sec
アンテナ印加信号レベル	0.1 V rms
等価検出容量	0.2 ~ 100 pF
I F 段層巾度	6.0 dB
I F 段中心周波数	5.0 kHz
周波数マーカー	プローブ側信号にて $n * 1.0 \text{ MHz}$
出力レベル	0 ~ 5 V DC
センサー	20 mm $\phi \times 120 \text{ mm} \ell$ 円筒アンテナ
テレメータ・チャンネル	K-9M-46 #7 (TPA) #1 (TPF)

電子温度の測定 (TEL)

東京大学宇宙航空研究所
平尾邦雄
小山孝一郎

目的；電離層熱収支を議論するうえの基本的なパラメータの一つである電子温度に関する国際標準電離層を作製するためのデータ蒐集を目的として、過去数年にわたって電子温度の測定を行なってきたが、太陽活動度、時刻依存性を議論するにはまだまだデータが不足のようである。本ロケットによっても電子温度プロファイルの取得を行なう。

測定器概要；直径 100 mm の測定電極に印加した 400 mV、200 mV、振巾の周波数 30 kHz の高周波電圧に対応してフローティング電圧が変化するが、このフローティング電圧の変化分には電子の熱的な平均速度、即ち電子温度の情報が含まれているので、この変化分を検出し、電子温度を計算する。計器の BLOCK diagram は下図の通りである。BLOCK diagramにおいて Reference 電極の検出したフローティング電圧から下部電離層における電子密度の情報が得られる。使用するテレメータチャンネルは #4 (TEL-VF 130 km まで) #9 (TEL OUT) である。



電子温度測定器 BLOCK Diagram

電場の観測 E F D (Electric Field Detection)

東京大学宇宙航空研究所

大林辰蔵

西田篤弘

鶴田浩一郎

江尻全機

I 観測の目的

D C 及び quasi-DC 電場は、電離層・磁気圏プラズマの物理現象 (dynamics) を解明する上で、もっとも重要な物理量であり、近年特に理論的にも、実験的にも認識されて、現在迄も、バルーン、ロケット、人工衛星等で観測された多くのデータが蓄積されている。しかし、これらのはほとんどは、高緯度地方の特にオーロラ領域の強い電場の観測であり、中低緯度及び磁気圏・電場の測定は、緊急の課題である。電場の測定方法としては種々の技法が確立されているが、その中で、プローブ法は、場所的・時間的に連続に測定出来ること及び磁力線に平行な電場成分も測定可能であること等に於て、他の Chemical Release 等による方法に比べ優れている。プローブ法による電場の測定は、過去 10 年に渡って、種々の議論がなされてきたが、ほぼ、外国の例を見ると、確立された感がある。

今回の実験は、我々としては最初の飛翔体を使用した実験で、将来に計画されている EXOS-B での電場測定の基礎実験を目的とし、さらに、中緯度電離層の電場系の観測技術確立にも主眼を置いている。

II 観測機器の概要

プラズマ内の電場測定を2点に突出した球プローブ間の電位差として検出する。球プローブには、前置増幅器を内蔵し、その入力抵抗をプラズマ・プローブインピーダンスより十分に高く、出力抵抗は十分に低くして本体の差動増幅器へ導く。電場はDC成分より500Hz迄のスペクトル測定を行なう。さらに100Hz～10kHz迄の測定は別途PWPの5mアンテナ-Wide-Bandテレメータ系で測定を行なう。

電場の測定に対する飛翔体の電位の及ぼす影響を調べる為、空間電位（プラズマ電位と飛翔体電位の差）自動検出装置を持ち、また、電子銃による飛翔体電位の制御を行なう。

飛翔体による電場測定では、飛翔体の静止系に対する電場が測定される。その値を地球の静止系に座標変換する為に、飛翔体の速度ベクトルと地球磁場のベクトルを求めなければならない。飛翔体の速度は地上のレーダにより測定、姿勢は、スター・センサによって検出する。地球磁場は、理論計算値を用いる。スター・センサの補助として、標準の飛翔体姿勢計（G A、東海大担当）も搭載する。

III 測定計器の電気的諸元

1. 電位測定

- (i) 測定レンジ DC～10Hz $100\mu\text{V}/\text{m} \sim 100\text{mV}$
 30Hz～500Hz $1\mu\text{V}/\text{m} \sim 100\mu\text{V}/\text{m}$
 DC～10kHz $50\mu\text{V}/\text{m} \sim 500\mu\text{V}/\text{m}$ (WBTM)

(ii) 入力インピーダンス

球アンテナ $500\text{M}\Omega$

(ii) データ処理

10sec×40 sample/sec×12bits/sample EFD(#13)

リニア検波 DC~10Hz EMO(#7)

リニア検波 30Hz~500Hz EAC(#15)

2. 電位制御

(i) 自動電位検出装置

印加電圧 1 V_{pp} 60kHz

位相検出方式による自動バイアス方式

(ii) エレクトロン・ガン

ヒーター電源 4 V × 4 A

電流モニター 0 ~ 30 mA EGM(#5)

階段波発生器 0, 2.5, 3.5, 4.5, 5.5 V

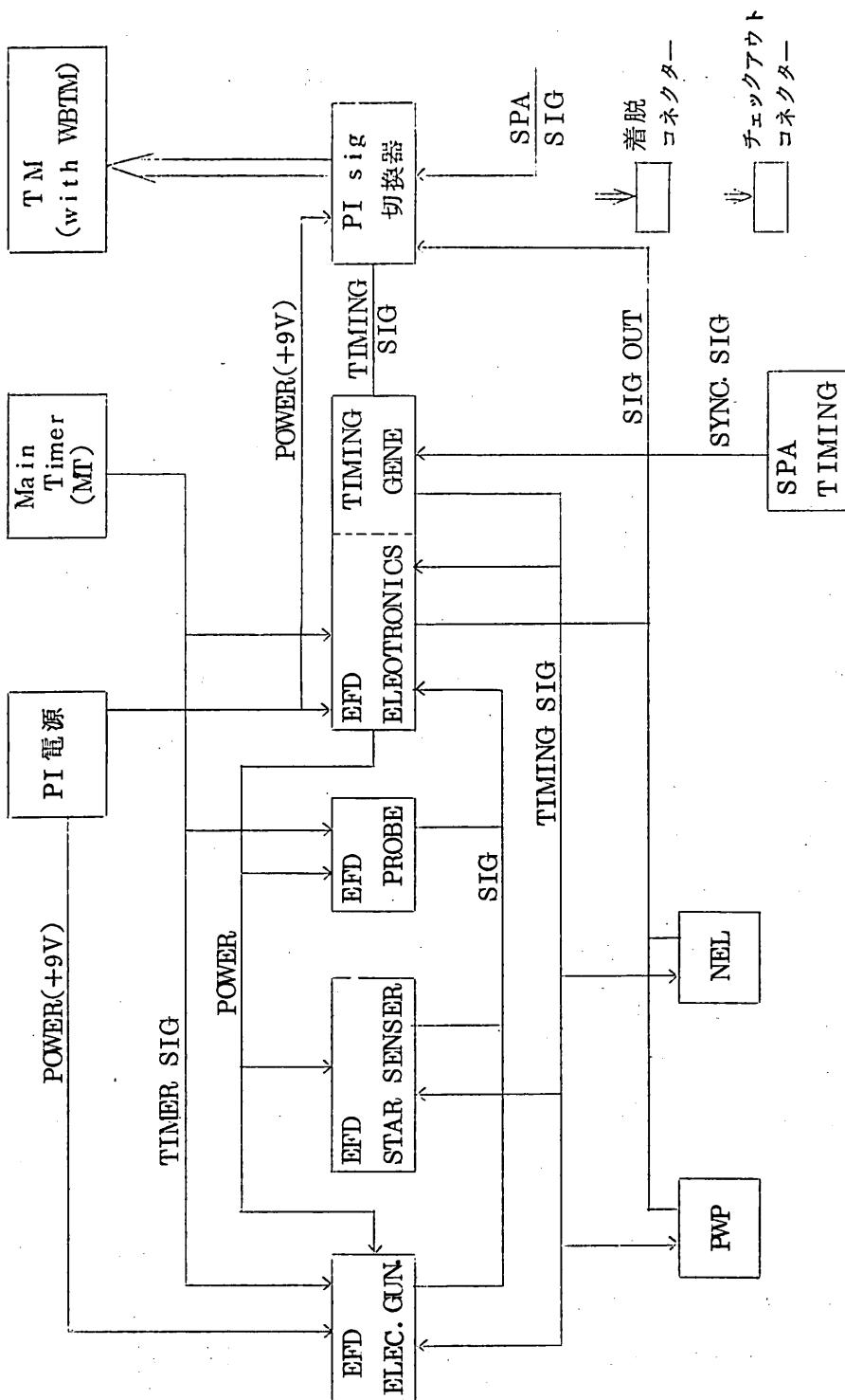
ヒーター トリューム・タンクステン

3. 姿勢測定

(i) スターセンサー 対数圧縮出力 1 V / 2.5 倍

計数出力 12bits × 85samples

(ii) G A (東海大担当)



プラズマ銃による電離層・磁気圏の制御実験 (Space Plasma Accelerator-SPA)

東京大学宇宙航空研究所

河島信樹

矢守章、岡村昇一

村里幸男、佐々木進

金子修

1 実験目的

電離層・磁気圏のロケットや衛星による観測も既に10年以上過ぎかなりのことが明らかになった。これから1980年代にかけては、単に自然現象を測定する今迄の実験方法から一步進んで電離層や磁気圏のプラズマを人間の手でコントロールしようという実験が主力をなすものと考えられている。今迄、この様に人間の手による制御実験は電子ビームや電波を用いていくつか行なわれてきたが、本研究はこれらに比してはるかに瞬間的に大電力放出が出来るプラズマ銃を用いて

- i) 人工的プラズマ波動の励起
 - ii) 人工的 Air glow (大気光) の励起
 - iii) 境界のない領域でのプラズマの振舞
 - iv) 非線型プラズマ現象の解明 Collision-free shock wave の励起
- 等を目的とした実験を行なう。

2 実験機器概要

ロケットは親子切離し方式により高圧放電に伴う、搭載計器への危険性を避ける。子ロケットにプラズマ銃及びその制御回路、高圧電源を搭載し、

ロケットが地上 150 km に達した時に、子ロケットは切離されプラズマ銃の放電が開始される。放電は 12 秒に 1 回行ないこれを親ロケットに搭載されたラングミュアプローブやアンテナ光検出器を用いて測定する。

Telemetry は通常の Telemeter の他 Wide Band Telemeter や Transient Recorder を用いて行なう。又、地上（九州中部）において、電波の受信及び光学観測を併せて行なう。

3 構成

i) 子ロケット

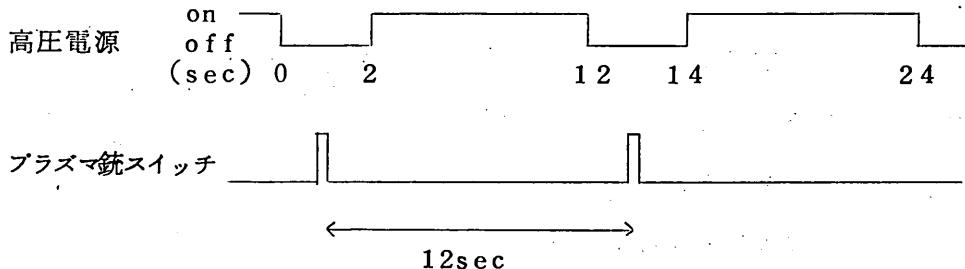
a) 電源（乾電池）

28 V 0.5 A (10 WH)

18 V 0.1 A (1.5 WH)

b) 制御装置

12 秒に 1 回以下の Sequence で放電を行なう。



制御方式 モータ及びマイクロ SW の組合せ

c) 高圧電源 (DC - DC converter)

9 kV 1 mA (CW)

d) コンデンサーパンク

8 kV $0.8 \mu\text{F}$ 25J

($0.035 \mu\text{F} \times 23$)

e) スイッチ部

Rotary Solenoid 駆動による気中ギャップ

f) プラズマ銃

同軸型カーボン・ガン

ii) 子ロケット切離部

a) 子ロケットのロケットに対する相対速度 1 m/sec

b) 切離方式 Separation nuts + バネ

iii) 測定器部

a) 光学測定

・放電の光を検出して測定の時間を原点とする。

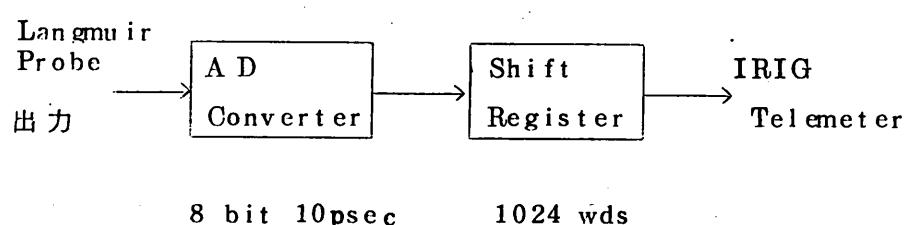
・光電管 1 P 2 8 又は半導体検出器

b) ラングミュアプローブ

・固定バイアスで時間的に速い密度変化を測定する。

c) トランジェット・レコーダー

・ラングミュアプローブの信号を A/D 変換し、Shift Register
に入れてゆっくり読み出す。

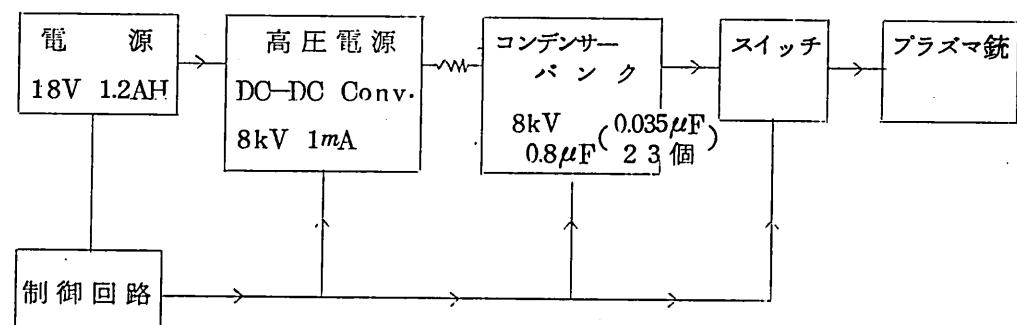


d) Wide Band Telemeter

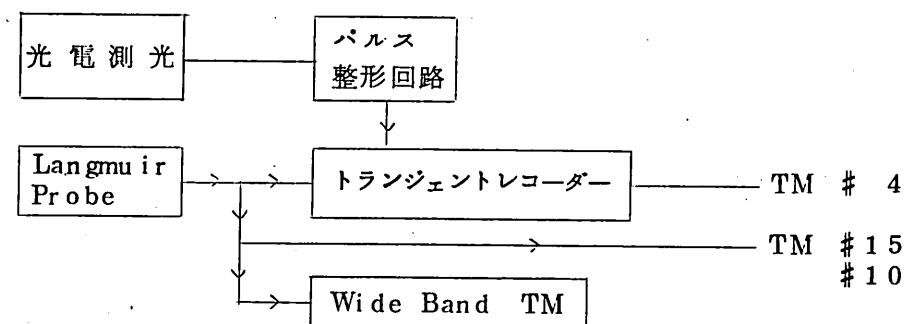
e) 速度検出部

Block Diagram

1. 子ロケット



2. 測定器部



3. 地上観測

i) 光学観測 (光電測光及び写真)

VLF 電波観測

ii) 場 所 宮崎県椎葉村上椎葉ダム展望台及び内之浦実験場

電磁波プラズマ波の観測 (PWP)

京都大学工学部 木村磐根
松本 紘
電気通信大学 宮武貞夫

1. 目的

従来、K-9M-35及びK-9M-41号機ロケット実験では、電子プラズマ波とイオン音波を対象に実験を進めてきて、非線形相互作用に関する定量的データを得ることに成功してきた。

今回のPWP (Plasma Wave Probe) では、電子領域プラズマ波として電子プラズマ波の他に電子サイクロトロン波も対象とし、イオン領域プラズマ波(イオン音波、イオン・サイクロトロン波)の非線形励起の実験的研究を行なう。前回親子ロケットを用いて試み失敗した送信プラズマ波の波長決定、即ちモード決定をスピニンを利用して行なう。

更に、K-9M-46号機では、電子ビームやプラズマの放出が行なわれるので、VLF帯プラズマ波の広帯域受信を行ない、波動一粒子相互作用の研究もあわせて行なう。これはK-9M-41号機で得られた波動一粒子相互作用によるVLF帯プラズマ波エミッションの追試も兼ねている。

2. 実験方法

スピニン軸に直角方向にブームを出し、それに垂直に二枚メッシュを設け、送信メッシュとする(図1参照)。非線形関係の検出並びに波数 k_0 の測定の目的には送信メッシュとロケット本体の中間に置いたRF, AFセンサー板を用いる。

VLF帯のプラズマ波の受信用に 5 m アンテナを用いる。

実験のタイミング、タイムシーケンスをそれぞれ図2、図3に示す。

又、使用テレメータを表1にまとめておく。

実験装置のブロック図を図4に示す。

3. 予想される結果

- (1) スピンにより k_0 モニターの #15 が大きく変化し、電子サイクロトロン波の検出が可能となろう。
- (2) $W_0 = W_1 + W_2$ を満足する VLF 帯イオン音波が受信される。
- (3) VLF 帯に LHR エミッション、電子ビームによって励起される discrete エミッションが受信される。
- (4) Plasma 放出に伴ない VLF 帯に Hiss 状エミッションが受信される。

図 1 アンテナ配置図

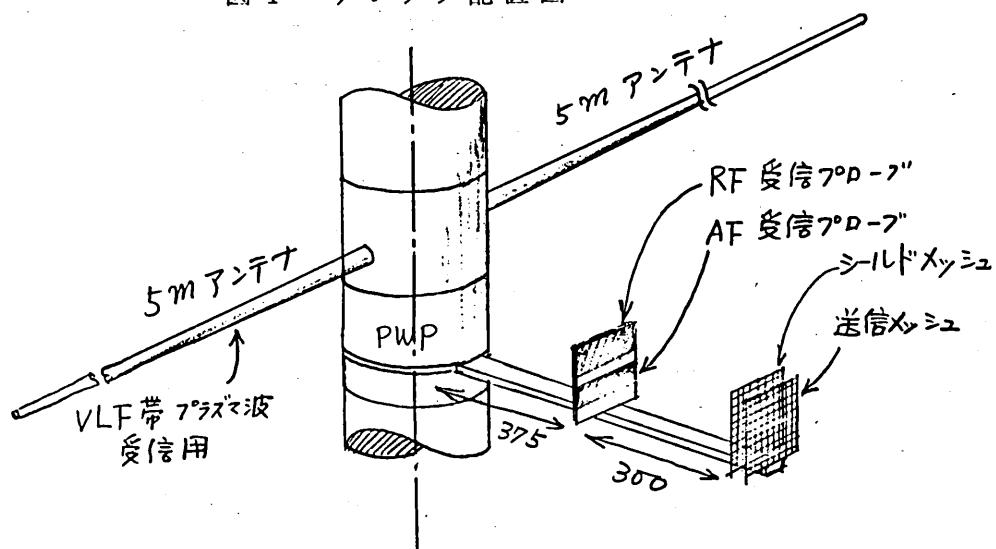
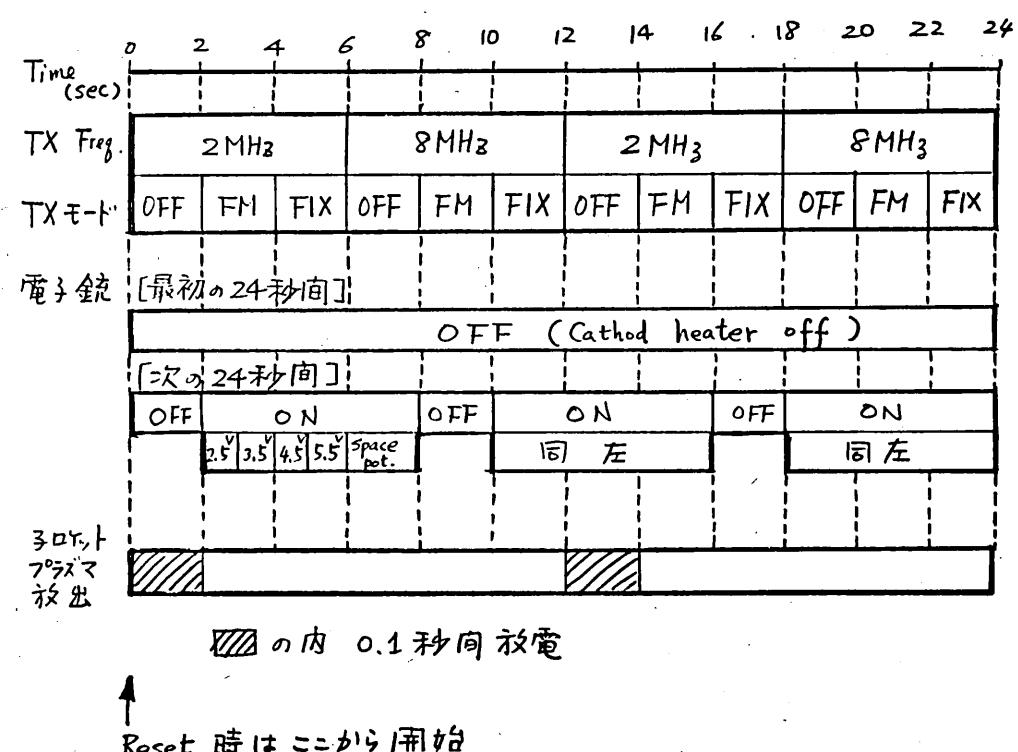


図 2 実験のタイミング



-14-

図 3 実験のタイム・シークエンス

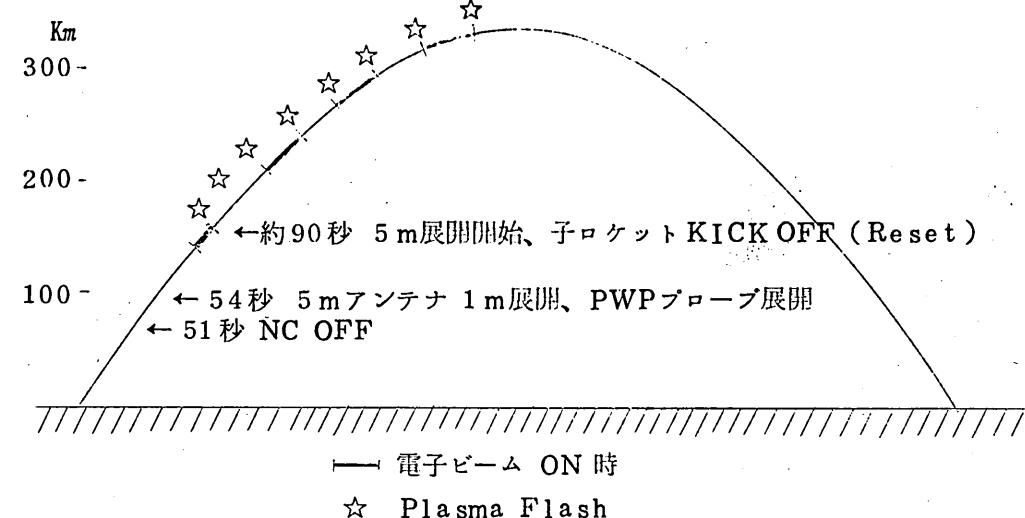
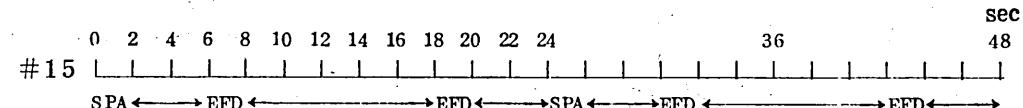


表 1 使用テレメータ出力一覧表

IIRIG	略称	目的	切換
15	K M	波数 k_0 測定	有(下表)
12	NLR	$W_0 = W_1 + W_2$ を検出	有 NC OFF + 1 sec / X
11	R F	RF 受信レベル	無
8	A F	AF 受信レベル	無
5	MON	送信電圧モニター	有(下表)
WB テレメータ	VLF 带 プラズマ波スペクトル	有(下表)	

TM 切換表 (→が PWP)

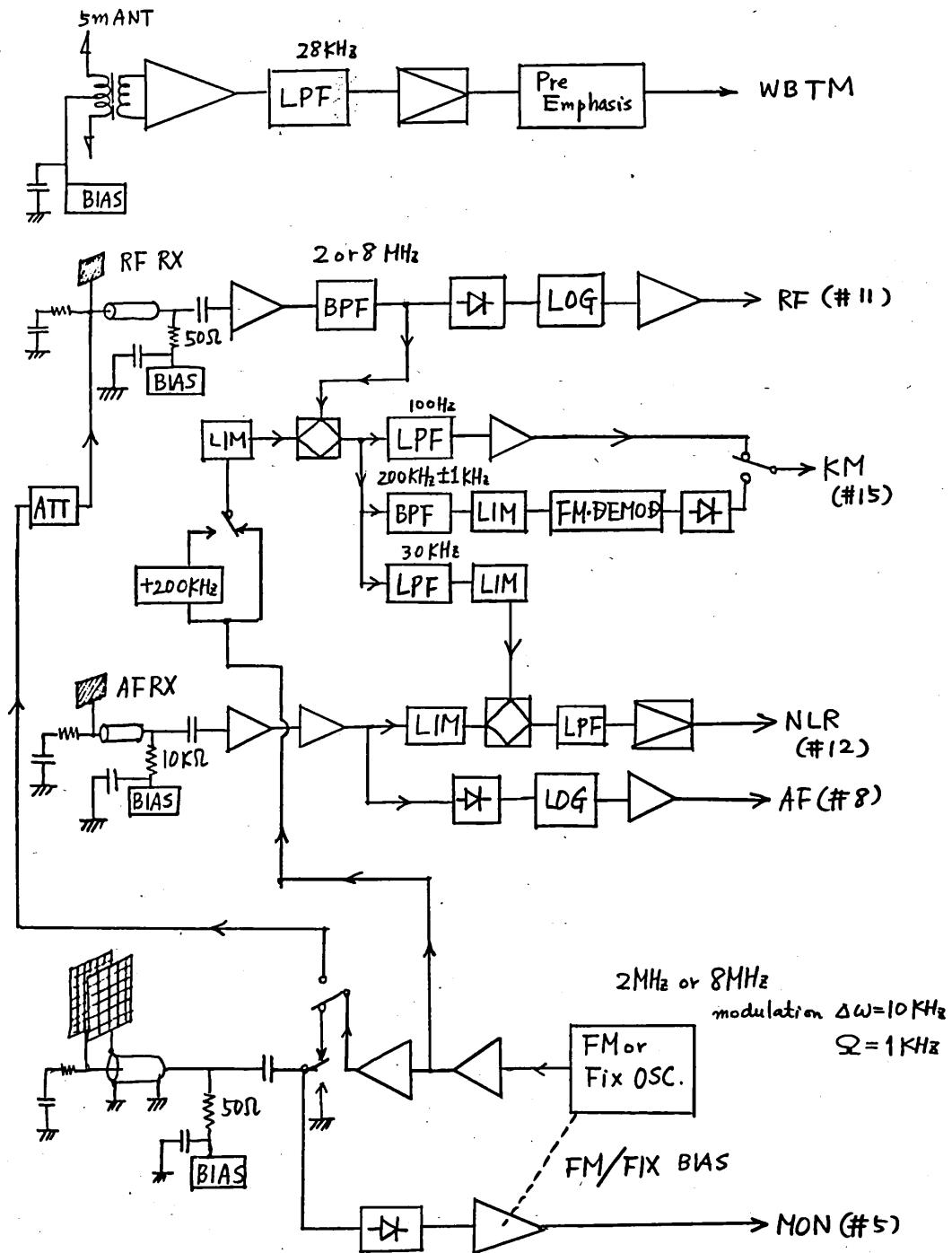


#5 ← → 電子ビーム電流 (EFD)

WB SPA ← → SPA

-15-

図 4 ブロック図



地磁気姿勢計による姿勢測定 (G A S)

東海大学 工学部 青山巖、遠山文雄

ロケットの飛翔姿勢の測定は、ロケット工学上及び搭載観測機器の情報解析に極めて重要である。本測定器は地球磁場が短時間内においては非常に安定であることを利用して、磁力計をロケットに搭載して磁場の強さを測定し、地球磁場を基準とするロケットの姿勢を測定しようとするものである。

使用する磁力計は搭載用として信頼性の高いフラックスゲート型磁力計で、ロケット軸方向 (Z) 成分及びこれに直角な方向 (H) 成分の二成分検出器を置き、両成分の磁場の強さからロケット軸と地球磁力線とのなす角度を測定する。また H 成分の出力波形からロケットのスピン周期も測定する。

主な仕様

磁力計 検出磁場範囲 $\pm 50,000$ ガンマ

温度特性 $-20 \sim 50^{\circ}\text{C}$ で $\pm 0.1\% / {}^{\circ}\text{C}$

出力電圧 $0 \sim 5\text{V}$

検出角度精度 $\pm 1^{\circ}$

電気部大きさ $95 \times 95 \times 45$

重量 0.6Kg

テレメータチャンネル #2、#3

SESノート K-No442
K-9M-47による観測

昭和49年7月

東京大学宇宙航空研究所

電子密度の観測 (N E L)

東京大学宇宙航空研究所

大林辰蔵
江尻全機
渡辺勇三

I. 概要と目的

電離層プラズマの電子密度の絶対値を高精度で測定することを目的として、標準型ジャイロ・プラズマ・プローブを搭載する。現在迄数多くのロケット及び人工衛星REXSに搭載され、測定技術が確立された。さらに電子回路技術の向上に伴って、小型、軽量、小電力化がなされ、標準型化されてすでに昨年よりロケットに搭載済である。

電子密度の測定範囲は $10^3 \sim 10^6 \text{ electrons/cm}^3$ で、ほど電離層E層下部よりF層迄を土3%の精度で測定する。種々の電離層の条件の異った状態での測定によるデータの蓄積の目的の他に、同時観測をする相乗機器のデータ解析用に、プラズマの最も基本的物理量である電子密度絶対値の提供を行なう。

II. 観測系

プローブ印加掃引周波数	f_0 0.2 ~ 1.4.0 MHz
ローカル系掃引周波数	$f_0 + 50$ kHz
掃引周期	2.0 sec
アンテナ印加信号レベル	0.1 V rms
等価検出容量	0.2 ~ 100 pF
IF段増巾度	60 dB
IF段中心周波数	50 kHz
周波数マーカー	プローブ側信号 $f_0 \times n * 1.0$ MHz
出力レベル	0 ~ 5 V DC
センサー	20mmφ × 120mmℓ 円筒アンテナ
テレメータ、チャンネル	#10 (NEL-F) #7 (NEL-A)

電子温度測定 (TEL)

東京大学宇宙航空研究所

平尾邦雄
小山孝一郎

1. 概要と目的

我々は午前11時ごろに限って高度110kmにあらわれる電子温度の高い層を過去5回観測してきたが、その発生の mechanism は既存の理論をもつてしては到底説明できない。

本ロケットではこの層を詳しくしらべるための電子エネルギー測定器も

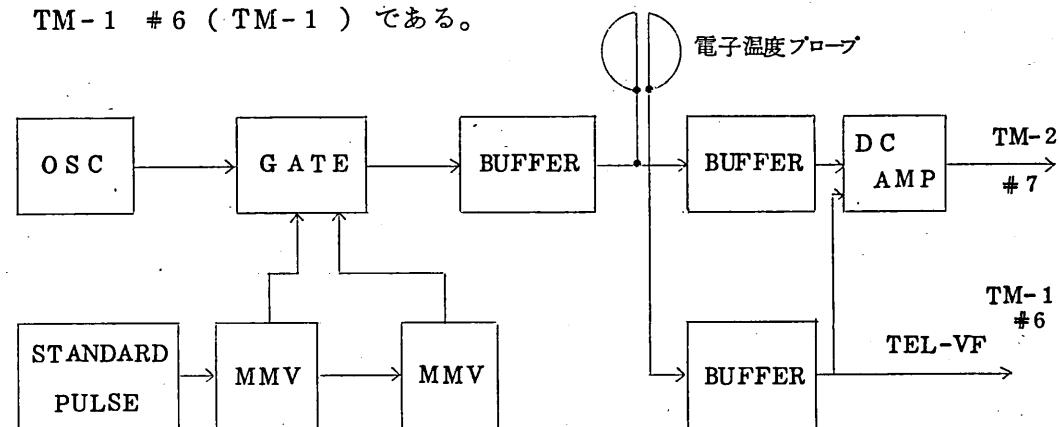
同時に搭載されるので、あわせてその結果を議論することができるものと期待される。

この実験の第二の目的は、太陽活動度などの影響をうけて、さまざまな様相を呈する電子温度のプロファイルをできるだけ多くあつめることによって国際標準電離層作製に寄与することである。

2. 測定器

直径100mmの測定電極に印加した400mV、200mV振巾の30kHz高周波電圧に対応して、フローティング電圧が変化するが、フローティング電圧の変化分には電子の熱的な平均速度、即ち電子温度の情報が含まれているので、この変化分を検出し、電子温度を計算する。計器の Block Diagram は下図の通りである。Block Diagramにおいて Reference 電極の検出したフローティング電圧から下部電離層における電子密度の情報が得られる。

本測定器に与えられたテレメータチャンネルは TM-2 #7 (TEL)
TM-1 #6 (TM-1) である。



電子温度測定器 Block Diagram

太陽姿勢計(SS)

東京大学宇宙航空研究所

小川原 嘉 明

1. 目的と概要

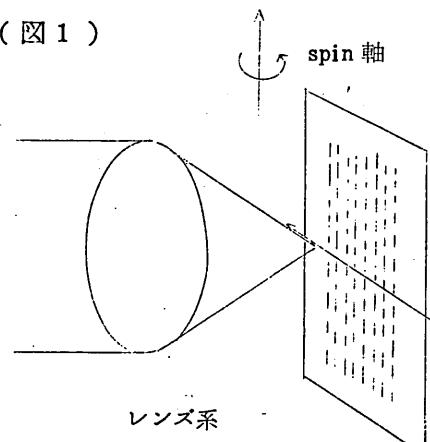
CORSA衛星で使用する Sun Sensor の Sensor 素子の試験を行う。CORSA衛星では、衛星の姿勢制御とX線源の位置測定のため、Sun Sensor と Horizon Sensor で衛星の姿勢を約1度以下の精度で測定する必要がある。このためデジタル化した太陽光検出素子を開発してきた。この新しい素子は、これまで使われて来た Sun Sensor と全く違つて、Si 太陽電池をIC制作の技術を応用して細かいパターンを作つたものであり、今後、ロケット、衛星等で一種の基本計器として広く利用することが期待されている。特に CORSA用としては、動作を確実にし、S/N を向上するために、単純なスリットではなく、レンズ系と組合せたものを用いる。今回の実験は、CORSAで用いる時と全く同じ Sensor 系を用い、実際に大気圏外で、太陽、地表、その他を観測した場合の信号強度、波形等を調べ、CORSA 搭載用 Sun Sensor の設計、調整の資料とするためのものである。

2. 観測方法

今回の実験は Sensor 系の動作及び信号の性質を詳しく調べるのが目的なので、Sensor の出力をなるべく直接観察するようにし、データ処理系については特に CORSA と類似のものは使用しない。

Sensor は、Spin 軸方向に約 64° の視野を持ち、Spin 軸と太陽との間の角度を 7 bit のグレーコード化した素子で検出し、その両側に Scan Start と Scan end 検出用の element が各 1 本づつついている。

(図 1)



このうちの Scan Start 検出センサーは、その出力をアナログ量の形で、ピークホールドして測定し、実際の信号の大きさ、地表その他の相対的な明るさ等を調べる。

角度検出用の 7 bit の信号は、あらかじめ設定した強度以上になった時に検出され、パルス列の形で、角度信号として測定される。この設定強度は、観測中にプログラムにしたがって、一定の周期で 4 段階に変えられる。これによって、信号強度、バックグラウンド、と最適設定強度の関係を実測する。

尚、今回の K-9 M-47 号機では、発射時刻の関係で、ロケット軸と太陽との角度が約 10° くらいになってしまふ。実際にはプレセッションによってこの角度がある程度大きくなることが予想されるが、しかしそれでもこの種の太陽姿勢計で測定を行うにはあまり適していない条件である。かつ、太陽観測に適した向きに Sensor を取付ると、その場合は地表を見ないことになる。そこで、Sensor の取付角度をプログラムにより約 50° 定期的に変え、いろいろな高度からの太陽と地表の見え方を調べることにしている。

3. 観測装置

1. 光学系(レンズ)

5群 6枚構成

焦点距離 $\sim 13\text{mm}$

視野角 $\sim 64^\circ$

2. センサー

Si 太陽電池(グレーコード 7bit + 2 element)

3. テレメーター

9 光強度信号

8 角度パルス

4 動作モード、プログラム・モニター

4. 寸法 $200\text{mm}\phi \times 85\text{mmH}$

5. 重量 約 2.5 kg

熱的電子エネルギー分布の観測(TED)

東京大学宇宙航空研究所

平尾邦雄

小山孝一郎

1. 目的

本実験の主なる目的は高度 110 Km 付近にあらわれる電子温度の高い層の生成のメカニズムをさぐることである。

この層中の熱的電子の energy 分布は、ほぼ 2 つの温度をもつ電子群から

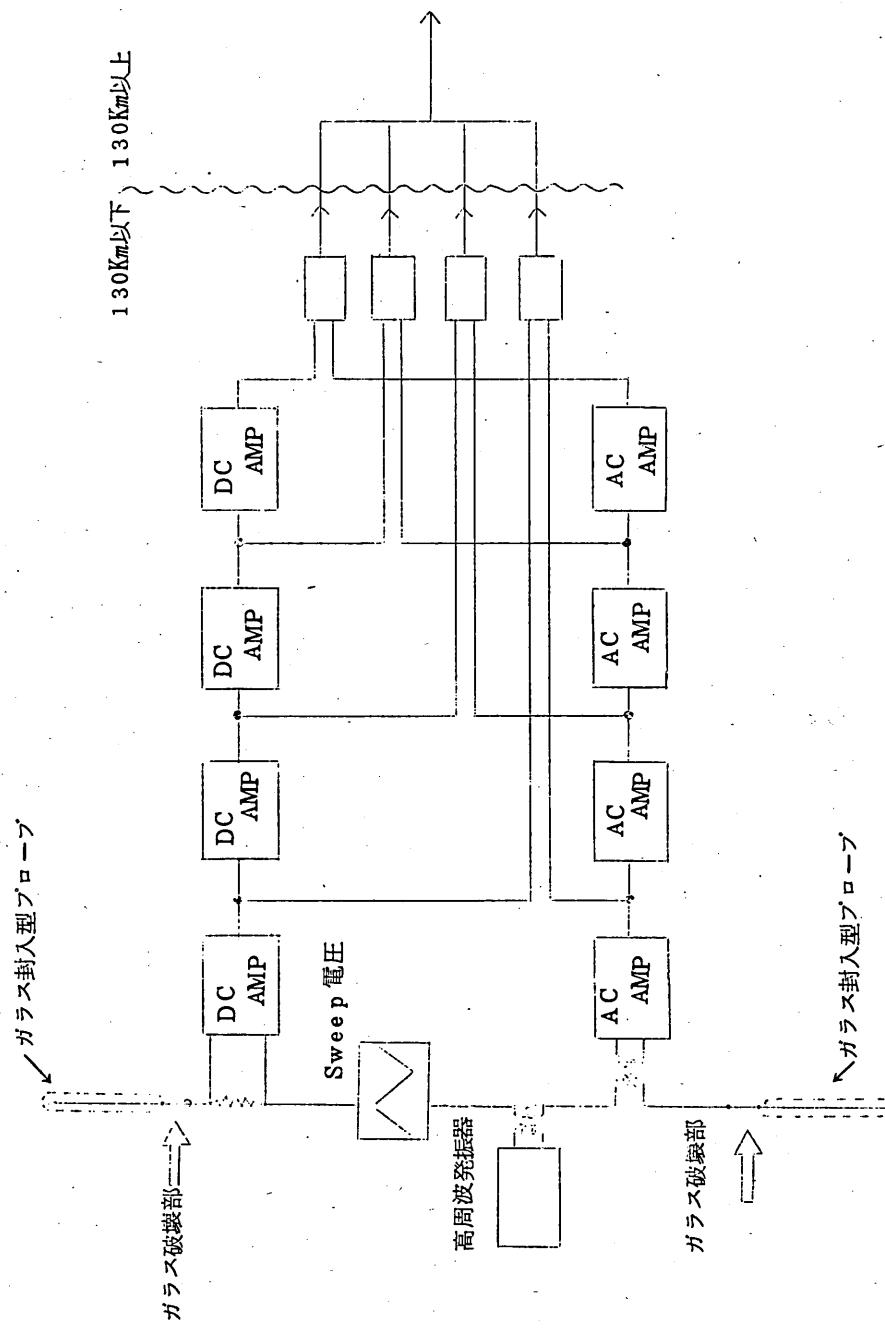
なるという、きわめて興味ある結果が、K-9M-45号機により得られたが、本ロケットによる実験は、K-9M-45号機により得られた結果をたしかめると同時に測定器の Gain をあげて更にくわしくしらべる。

第 2 に、同時に測定される Photo electron の energy 分布とあわせて、熱的電子から、光電子領域までの広い範囲にわたって、電子の energy 分布を測定することにより、電離層プラズマ中でおこっている電子のさまざまな energy loss の過程を研究する資料を得る。

2. 測定器

本実験のための測定器は大きくわけて、プローブに流れこむ電子電流を検出する直流 Amp 部と、プローブに印加した高周波電圧によって生ずるひずみ電流のうち、二次高調波成分を取り出す AC Amp 部よりなる。得られた直流電流、電圧特性より電子温度と電子密度を同時に知ることができる。一方二次高調波成分から Druyvesteyn により提唱された方法によって、電子のエネルギー分布を知ることができる。本測定器による詳細なデータの取得は、高い電子温度層のあらわれる高度 110 Km 付近にかぎられ、ロケットが高度 130 Km をすぎると TM Channel #14 のみによって、データ伝送を行い、これから得られたエネルギー分布は同時に測定される Photo electron の energy Spectrum の結果をつきあわせて議論される。

測定器のブロックダイヤグラムは下に示してある。



中性大気組成(CNP)および イオン組成(CPI)の観測

東京大学宇宙航空研究所

伊藤富造

1. 概要と目的

電離層は上層大気の一部が太陽輻射により電離されてできたものであるから、中性大気およびイオンの組成を同時に測定することは電離層の生成消滅の機構を研究するために重要である。中性大気組成を観測する場合、質量分析器の入口にアイオナイザーを用いなければならないが、郵政省電波研究所と共同で開発したイオン化効率が高く比較的消費電力の小さいアイオナイザーを搭載する。

2. 観測装置

センサーとしては、ガラス管中にイオン源、4重極、2次電子増倍管を封入排気したもの用いる。4重極型質量分析器は長さ 1.0 cm の平行な 4 本の丸棒で構成され、直流と高周波の重畠した電圧を加えその値を直線的に変化させることにより質量の掃引を行なう。イオン組成と中性大気組成の観測モードの切換えは 1.5 秒毎にイオン源に印加する電圧を変えてイオン化を制御することにより行ない、両種の観測を交互に実施する。ガラス管の頭部には開口機構が設けてあり、高度 120 Km でガラスを割って外気を取り入れ、観測を開始する。

今回の観測では質量数 10 ~ 50 の範囲の粒子を測定する。高周波は約

3 MHz で、ピーク電圧は 600 V である。外部への漏洩高周波電界を減少させるためにシールドを十分に行ない、他の観測器への影響を極力おさえている。質量分析されたイオンは 2 次電子増倍管で増倍され、さらに増巾器を経てテレメーターで地上に送られる。高圧電源部と高周波発振器は金属の気密箱に封入し放電を防いでいる。測定感度は分圧感度 10^{-12} Torr および 10^2 ions/cm³、分解能は 50 以上である。

低エネルギー電子のエネルギー分布の観測〔ESE(L)〕

東京大学宇宙航空研究所

平 尾 邦 雄

向 井 利 典

1. 概要と目的

上層大気の一部が太陽 XUV 放射によって電離される時に生成される光電子は、まわりに存在している粒子との衝突によりそのエネルギーを失ないながら遂には熱化される。熱圈における超高層現象の多くが、この光電子のエネルギー緩和現象と密接な関係を持っている。筆者らは K-9 M-40 号機および 45 号機で、そのエネルギー分布の精密測定 ($2 \leq E \leq 30$ ev) を行なってきたが、今回の観測の目的は次の二点を主体にする。

① 光電子のエネルギー分布およびそのピッチ角依存性。

$$(1 \text{ ev} \leq E \leq 70 \text{ ev}, 0^\circ \leq \theta \leq 80^\circ)$$

② 热的電子のエネルギー領域から非热的エネルギー領域(光電子)へ

の transition region でのエネルギー分布の精密測定。これは TED との共同テーマでもある。

2. 測 定 器

Sensor 部主要部の構成は、K-9 M-40 および -45 号機の場合と同様であって、collimator, hemispherical electrostatic analyzer, channel electron multiplier から成る。これら全体は磁気遮蔽のために high- μ metal で囲まれ、さらに真空容器の中に入れられている。真空容器はあらかじめ地上の真空ポンプで排気し、その後は Ba - ゲッタにより真空に保つ。開口部は collimator 入口の所にあって、開口の信号はマイクロスイッチで検出されてテレメータで伝送される。

collimator は 3 コの電極から成り、電子レンズを構成する。

hemispherical electrostatic analyzer は、この測定器のエネルギー分解能を決定する。検出は channel electron multiplier で行なう。この出力パルスは計数されて、20 msec の time base 毎に D-A 変換されてテレメータで地上に伝送される。

なお、ピッチ角依存性を調べる目的のために、collimator の方向がロケット軸と 40° の角度をなすように sensor 部を配置している。

エネルギー掃引は低エネルギー・モードと高エネルギー・モードに分けられる。低エネルギー・モード ($thermal \leq E \leq 6$ ev) は従来から筆者らの研究室で行なってきた方法であって、collimator の第 1 電極 (入口) の第 3 電極の間の電圧を掃引して、hemispherical electrostatic analyzer の内・外球間の電圧は一定に保たれる。同時に collimator

の中間電極の電位も掃引するが、これは collimator の電子レンズ特性を掃引の間できる限り一定に保つためである。この方法によってエネルギー掃引の間、エネルギー分解能および transmission が一定に保たれるので、低エネルギー電子の精密測定に適している。高エネルギー・モード ($1 \text{ ev} \leq E \leq 70 \text{ ev}$) は、いわゆる conventional な方法であって、hemispherical electrostatic analyzer の内・外球間の電圧を掃引する。この時 collimator の各電極は同電位に置かれる。この方法ではエネルギー分解能が測定エネルギーに比例するので、高エネルギー側で flux が減った時の S/N 比を上げる。いずれの方法においてもエネルギーの掃引は 20 msec 毎の step で行なう。低エネルギー・モードでは 0.2 ev、高エネルギー・モードでは約 1 ev の step である。collimator 入口の電位は space potential の近傍になるようにロケット電位に対して +1.5 volt 又は +2.0 volt (低エネルギー・モードでは +1.5 volt と +2.0 volt を交互に行なう) になっている。

なお、collimator 入口と同方向に太陽センサが付けられていて測定器への太阳光線の直入射をチェックする。

開口は高度 120 Km で、channeltron への高圧印加は 130 Km で行なう。

3. 測定器の諸元

sensor 部 (含高圧電源、プリアンプ部)

外 形 約 $200 \phi \times 230 \text{ h}$

重 量 約 8.3 kg

electronics 部

外 形 $200 \phi \times 90 \text{ h}$

重 量 約 2.3 kg

測定エネルギー領域 thermal ~ 70 ev

エネルギー分解能 0.2 ev (低エネルギー・モード)

約 1 ev (高エネルギー・モード)

テレメータ # 1 0 掃引電圧 (step) モニター、高圧モニター、
太陽センサモニター、開口信号モニター

1 2 カウンター出力

1 5 //

地磁気姿勢計による姿勢測定 (GAS)

東海大学工学部

青山 嶽

遠山 文雄

ロケットの飛翔姿勢の測定は、ロケット工学上及び搭載観測機器の情報解析に極めて重要である。本測定器は地球磁場が短時間内においては非常に安定であることを利用して、磁力計をロケットに搭載して磁場の強さを測定し、地球磁場を基準とするロケットの姿勢を測定しようとするものである。

使用する磁力計は搭載用として信頼性の高いフラックスゲート型磁力計で、

ロケット軸方向 (Z) 成分及びこれに直角な方向 (H) 成分の二成分検出器を置き、両成分の磁場の強さからロケット軸と地球磁力線とのなす角度を測定する。また H 成分の出力波形からロケットのスピニ周期も測定する。

さらに、cds ポテンシオメータを用いた太陽検出器も同時に搭載してロケット軸と太陽方向の角度も測定する。

主な仕様

磁力計	検出磁場範囲	± 50,000 ガンマ
	温度特性	-20~50°C で ± 0.1% / °C
	出力電圧	0~5 V
	検出角度精度	± 1°
	電気部大きさ	95 × 95 × 45
	重 量	0.8 kg
太陽センサ	検出角度範囲	120°
	出力電圧	0~5 V
	検出角度精度	± 1°
	センサ大きさ	61 × 90 × 27

SESノート K-NO.443
K-9M-48による観測

昭和49年7月

東京大学宇宙航空研究所

電子温度の測定(TEL)

東京大学宇宙航空研究所

平尾邦雄

小山孝一郎

目的

電離層熱収支を議論するうえにかかせないパラメータの一つである電子温度に関する国際標準電離層を作製するためのデータ蒐集を目的として過去数年にわたって電子温度の測定を行ってきたが、太陽活動度、時刻依存性を議論するにはまだまだデータが不足のようである。本ロケットによる実験によっても電子温度プロファイルの取得を行う。また本ロケットには中性ガス温度測定器が搭載されており、この結果とあわせて特に130～160km付近のエネルギー収支に関する貴重な資料が得られるものと期待される。

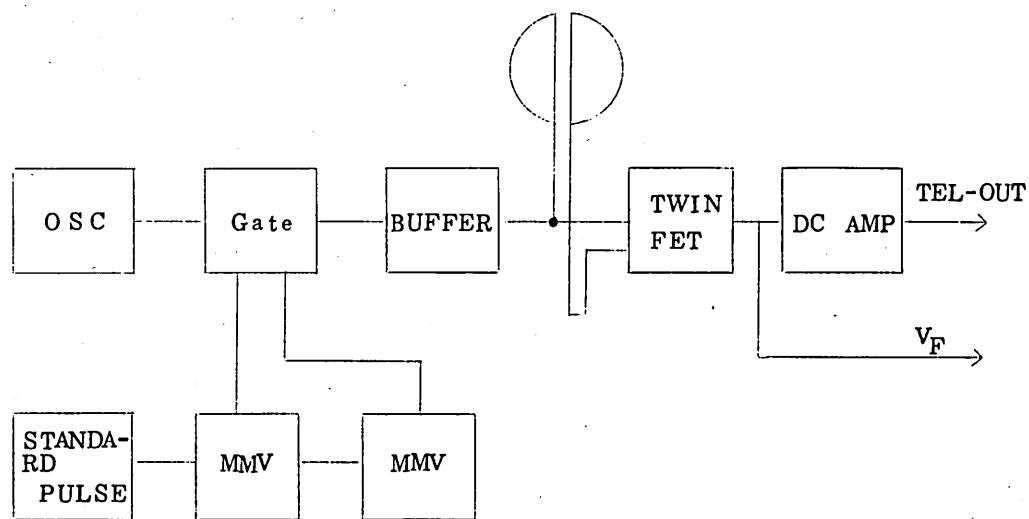
測定器概要

直径100mmの測定電極に印加した400mV、200mV振巾の周波数30kHzの高周波電圧に対応してフローティング電圧が変化するが、このフローティング電圧の変化分には電子の熱的な平均速度、即ち電子温度

の情報が含まれているので、この変化分を検出し、電子温度を計算する。
計器の Block diagram は下図の通りである。

Block diagramにおいて、Reference 電極の検出したフローティング電圧から下部電離層における電子密度の情報を得られる。使用するテレメータチャンネルは #9 (TEL)、#5 (TEL-VF) である。

電子温度測定器 ブロックダイアグラム



低、中、エネルギー電子の測定〔ESE(L&M)〕

東京大学宇宙航空研究所

平尾邦雄
伊藤富造
久保治也
向井利典

1. 概要と目的

夜間の低エネルギー電子(光電子)の測定は今迄に為されていないが、非常に興味ある問題である。地球コロナのXUVフラックスが太陽のXUVフラックスに比べて3桁程小さいので、夜間の光電子は昼間の光電子に比べて、3桁程少ないと考えられている。しかし、磁気共役点の光電子や、降下電子のエネルギー損失を起こしたもの等、他の電子源も存在するので、実際にどの程度存在しているのかまだわかつていない。従って、夜間の低エネルギー電子を実測することは地球物理学的に非常に重要な事である。一方、keV電子(中程度のエネルギー)は夜間電離層の電離源と関係している。即ち、中、低緯度の夜間電離層の電離源として、現在考えられているのは、地球コロナ、meteor、降下電子、宇宙X線等である。従って、keV領域の降下電子を測定することは、それによる電離が夜間電離層にどの程度効果的であるかを知る上で重要である。

結局、ESE(L&M)の目的は夜間電離層中の5eV～5keVの電子のエネルギー分布及びフラックスを測定し、夜間電離層の電離源、維持機構、光電子、その共役的効果等を総合的に研究することである。

2. 測 定 器

sensor 部は fan-shaped collimator, hemispherical electrostatic analyzer, channel electron multiplier から成る。測定対象が非常に少ない事が予想されるので、 $S\Omega$ を大きくする為に視野角が $10^\circ \times 90^\circ$ の fan-shaped collimator にした。次段の analyzer への入口 slit は、 $4.0 \text{ mm} \times 8.0 \text{ mm}$ である。同心半球型静電エネルギー分析器は、半径 25 mm の内側電極と半径 30 mm の外側電極から成る。channeltron は galileo 社製 4039 で、 10^ϕ の cone が付いていて、これが出口 slit の役割をする。これ等全体が磁気シールドのために high- μ metal で囲まれ、更に真空容器に入れられている。真空容器はあらかじめ地上で排気しておき、その後 Ba-ゲッターにより真空を保つ。高電圧による放電を防止するための真空モニターも付いている。

開口部は collimator の入口の所にあって、開口信号は micro switch で検出されて、テレメータで伝送される。その他に、in-flight calibration 用電子源 ^{63}Ni がついていて、rotary solenoid で、144秒に1秒の割合で、collimator の前面に来る様になっている。

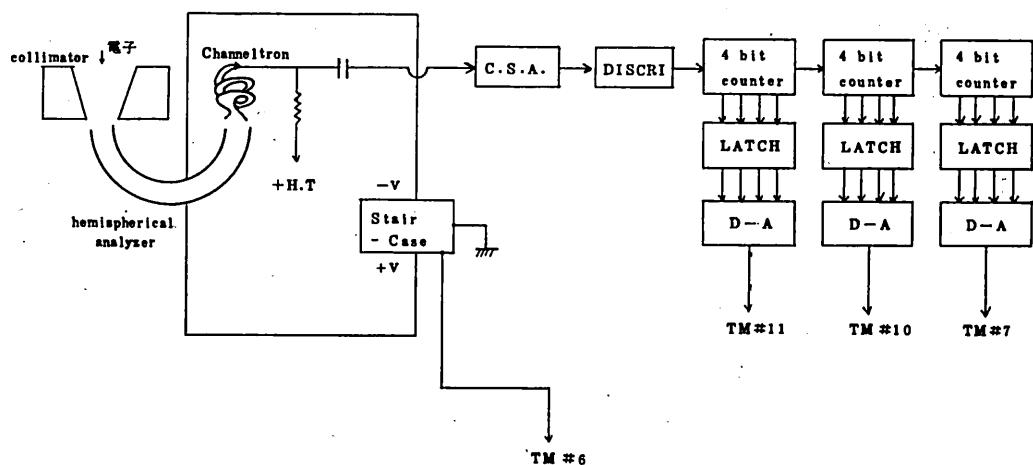
今回の hemispherical electrostatic analyzer は balance 型で、analyzer 空間の中心の半球面上はアース電位になっている。外側電極に $-V$ 、内側電極に $+V$ 印加した時に、analyzer を通過する電子のエネルギーを $E \text{ eV}$ とすると、 $V = 0.183 E$ という関係になっている。

エネルギー掃引は階段波で行ない、 $5, 10, 15, 20, 25, 30, 40, 50, 100, 200, 500, 1000, 5000 \text{ eV}$ の電子を測定する。これ等の電子を channeltron で検出し、この出力パルスが計数されて、LATCH を通って、D-A 変換されて、テレメータで送信される。1回の掃引は 4.5 秒で行なわれ掃引電圧のモニターがテレメーターで送られる。chan-

neltron の H.T. モニターは 5000 eV の電子のモニターと共にになっている。

開口は 120 km 、高圧印加は 130 km である。又、高圧電源部、プリアンプ部は大気圧封じを行なっている。

概念図



測定器の諸元

① 大きさ	sensor 部	$220^\phi \times 180$
	electronics 部	$200^\phi \times 120$ (高圧電源及び preamp) $+ 160 \times 120 \times 130$
② 重量	sensor 部	9.6 kg
	electronics 部	preamp 部 4 kg , その他 2.7 kg
③ 測定エネルギー範囲		$5 \text{ eV} \sim 5 \text{ keV}$
④ エネルギー分解能		$\Delta E/E \sim 1/11$
⑤ geometrical factor		$10^{-1} \text{ cm}^2 \text{ ster}$
⑥ 掃引時間		4.5 秒

地球コロナの観測(XUV)

名古屋大学理学部

早川幸男、村上敏夫、長瀬文昭、
田中靖郎、山下広順

1. 目的

超薄膜比例計数管をK-9M-44に搭載して極端紫外線を含めた波長 300 \AA までのXUV輻射が観測可能になった。今回、極端紫外光(He II 304 \AA)と軟X線とを一貫して測定し、従来問題として残されていた超軟X線 diffuse X線の天球分布と He II (304 \AA) 輜線の天球分布とを分離して求めることを目的とする。

薄膜比例計数管は低エネルギーにおいて、エネルギー分解能が悪いことと、波長 1000 \AA 以上の真空紫外光に感度を持つことのため、XUV輻射のエネルギーを決めることがむつかしい。そこで Be, B, Al 等の金属フィルターを使用することによって、真空紫外、極端紫外及びX線を分離する。

主な観測対象は以下の3点である。

- (1) 1.0 keV以下、特に 0.3 keV以下 diffuse X線の天球分布。
- (2) He II (304 \AA) 輜線の地球コロナとの関連を見るための天球分布。
- (3) Lupus 領域(X線発生域)、及びX線源 ScoX-1 の軟X線スペクトル。

特に超軟X線発生源(例えばLupus領域)と真空紫外光との関連を見るために $1600\sim3000\text{ \AA}$ に感度を持つ光電子増倍管を搭載する。

2. 装置の概要

観測装置はポリプロピレン薄膜(0.4μ 厚)を窓としたガス圧制御型比例計数管、B, Be, Al等を使用したフィルター及び光電子増倍管より成る。入射光はフィルターとコリメーター(視野 $6.5^\circ \times 17^\circ$)を通った後カウンターに入る。

カウンターはP.Rガス(Ar 90%, CH₄ 10%)を使用し圧力センサーによって飛翔中 gain を一定に保つ。フィルターはカウンター側面のモーターにより飛翔中周期的にON-OFFされる。観測装置の概要を図1に、ガス系および回路系のブロックダイヤグラムを図2に示す。

3. 仕様

カウンター	有効面積 $15\text{ cm}^2 \times 4$ 本
コリメーター視野	$6.5^\circ \times 17^\circ$
フィルター物質	Al, B, Be, 0.4μ ポリプロピレン
テレメーター	#14: 比例計数管(3, 4) #13: 比例計数管(1, 2), 52 Sec X→XUV #8: 光電子増倍管、スケーラー
光電子増倍管感度	$1600\sim3000\text{ \AA}$
有効面積	2 cm^2
視野	$4^\circ \times 17^\circ$
重量	約 8 kg

図 1 XUV 概観図

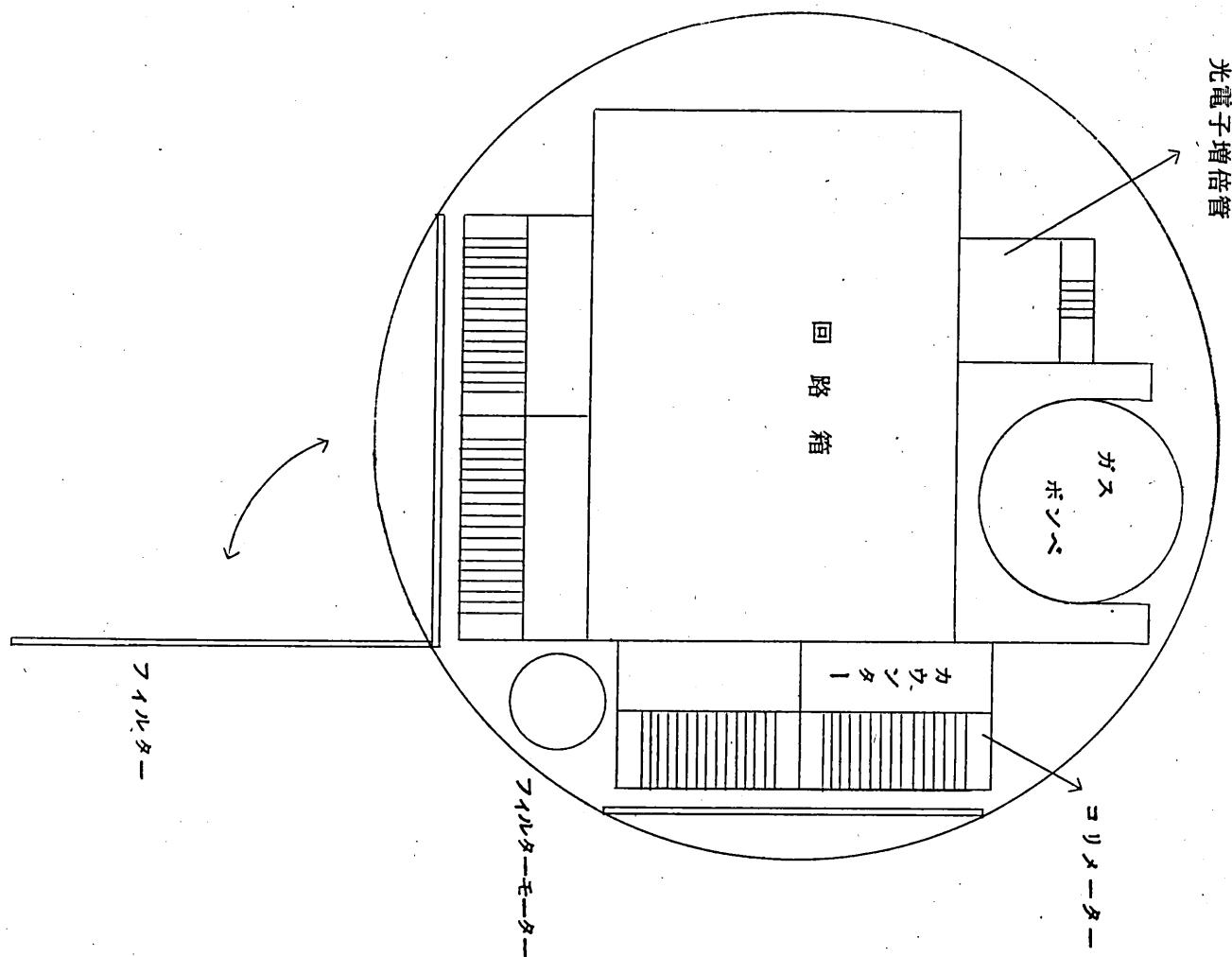
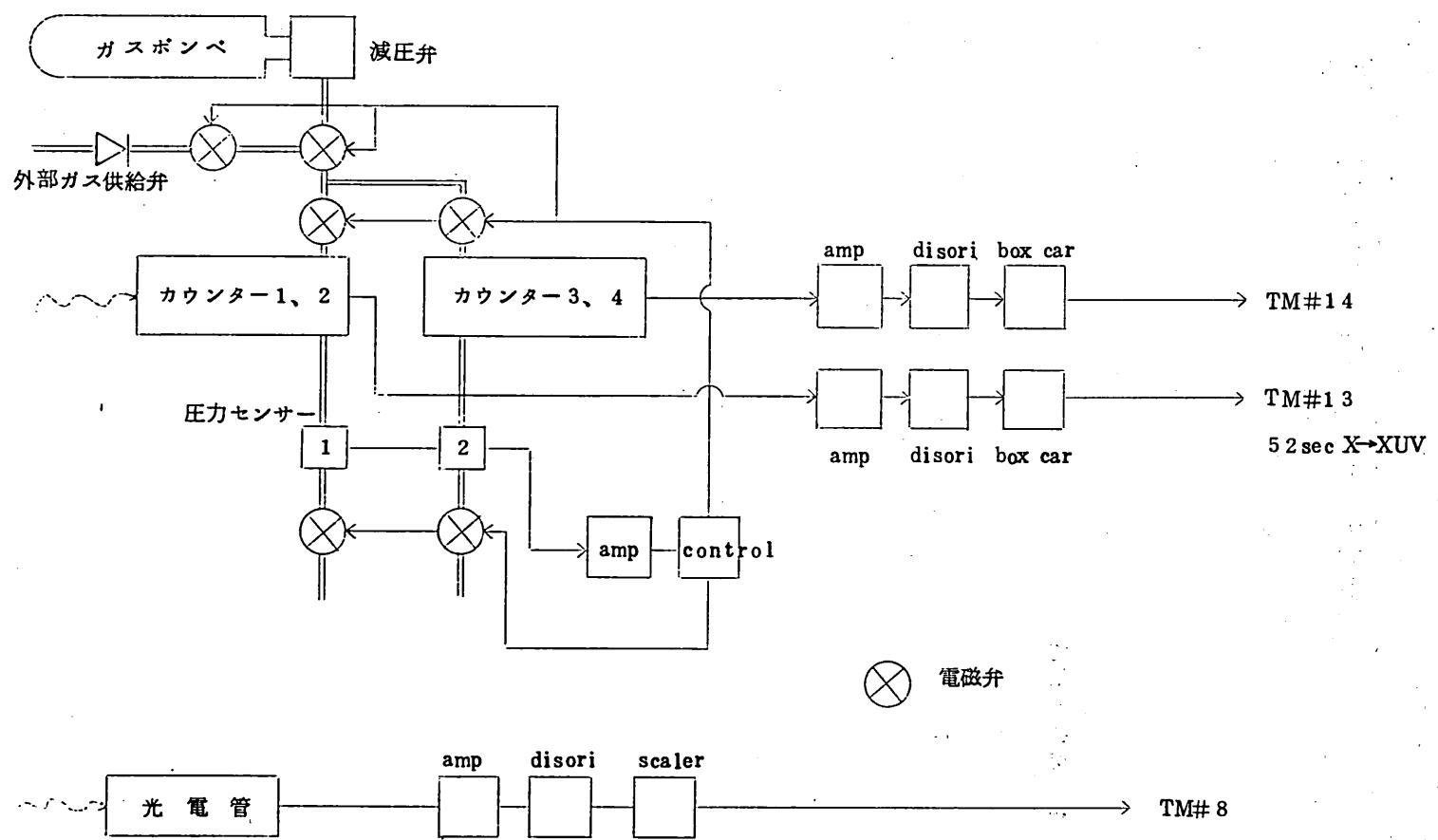


図 2 ブロックダイアグラム



中性大気温度の観測 (T N P)

東京大学宇宙航空研究所
平尾邦雄
松村正三

1. 概要・目的

中性大気温度は超高层大気物理に於ける最も基本的なパラメーターの一つであるが、電離層では大気の稀薄さの為、測定には特別の方法が要求される。本センサーは Time-of-Flight テクニックを用いて、粒子 (N_2) の速度分布を測定するもので、実験室では 10^{-6} Torr 程度の稀薄ガスに対して良好な結果が得られたものである。

同型のセンサーは、49年1月に打ち上げられた L-3 H-8-B-Stage に搭載されたが、満足なデータが得られるには至らなかった。今回は、その原因(ノイズの成因)糾明の為にも以下に示すような改良を施した。

なお測定対象は前回と同じく $130\text{ km} \sim 200\text{ km}$ 高度での N_2 大気の温度分布であり、光によるノイズを避ける為観測は夜にする。

2. 装置

センサーは図のようにガラスチューブの中に組まれ全体が真空封じされている。入口から順に先ず 2 枚の Grid から成る Plasma Reflector (+12V)、4 枚の Grid から成る Electron Gun 及び Electron Reflector (-20V)、更にその先に 2 個の電極から成る Ion の偏向板 (0--50V)、Shield 用の Grid (0V) を通して、W 板による Cathode (-100V) と

チャンネルトロンを組み合わせた Detector によって構成されている。 Plasma Reflector によって荷電粒子は Detector から避けられ、全体として常に中性の粒子のみが測定対象になる。

Electron gun では電子ビームを $20\text{ eV}, 1.25\mu\text{s}$ のパルスで打ち出し、これによって Gun 内の N_2 分子を励起する。この分子は W-cathode に到達した時に Anger 電子を放出して Detector で検出される。Gun でパルスが出されてから、Anger 電子が検出される迄の時間を測定して time-spectrum を得る訳であるが、実際には効率が小さいので、同じ測定を何度か繰り返すことになる。

測定の time-sequence は以下の通りである(別紙)

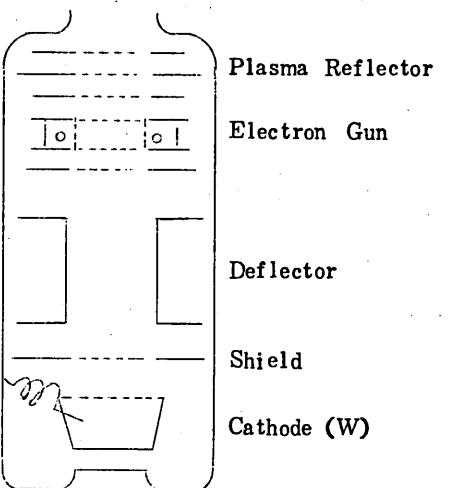
- ① emission pulse $20\text{ eV} 1.25\mu\text{s}$
- ② time spectrum 測定 ①のパルス後 $20\mu\text{s}$ の delay をおいて $1.25\mu\text{s} \times 60$ チャンネル $\times 9\text{ bit}$ のカウンタによる測定

- ③ back ground level の測定

①のパルス後、 $320\mu\text{s}$ の delay をおいて $1.25\mu\text{s} \times 4$ チャンネル $\times 9\text{ bit}$ のカウンタによる測定

この測定を 1.56 kHz のくり返しでおこなう。

- ④ 1.56 kHz の測定を 327.68 ms (512 回) 行ない、データ



(64 チャンネル × 9 bit) を 655.36 ms の時間で読み出す。

読み出し、測定の一回分は約 1 秒 (高度にして 2 km 程度) になる。

⑤ 前回 L-3 H-8 のデータでは、エミッションカウントが減少してしまった疑いがあるので今回では Gun 内の Repeler を利用してカレント、レギュレートを行なう。カレントモニターは測定中を避けて、読み出しの間に行なう。

⑥、⑦ 以上の測定を 10 回に 1 回休止する (10 秒に 1 秒間) 。これは、Gun のパルスを休止させて、真の back ground をチェックする為のものである。

以上の他に前回に比して変更された箇所を列記すると

1. Detector が electron multiplier からチャンネルトロンに
→ 等価的に Detector Area が拡がったこと。
2. 開口分の径を太くしたこと。(前回 $20\phi \rightarrow 30\phi$)
3. Plasma Reflector を 2 枚直列に並べ、Grid の目を細かくしたこと。(前回の Back Ground でイオンによるものが除去不充分でないかと考えられる為)

以上である。

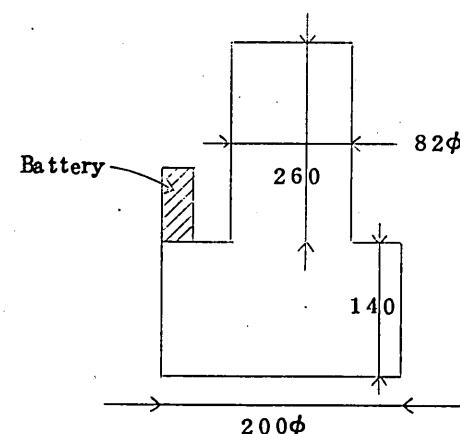
3. 諸元

所要電流	+ 9 V	500 mA
	+ 18 V	100 mA
	- 18 V	180 mA

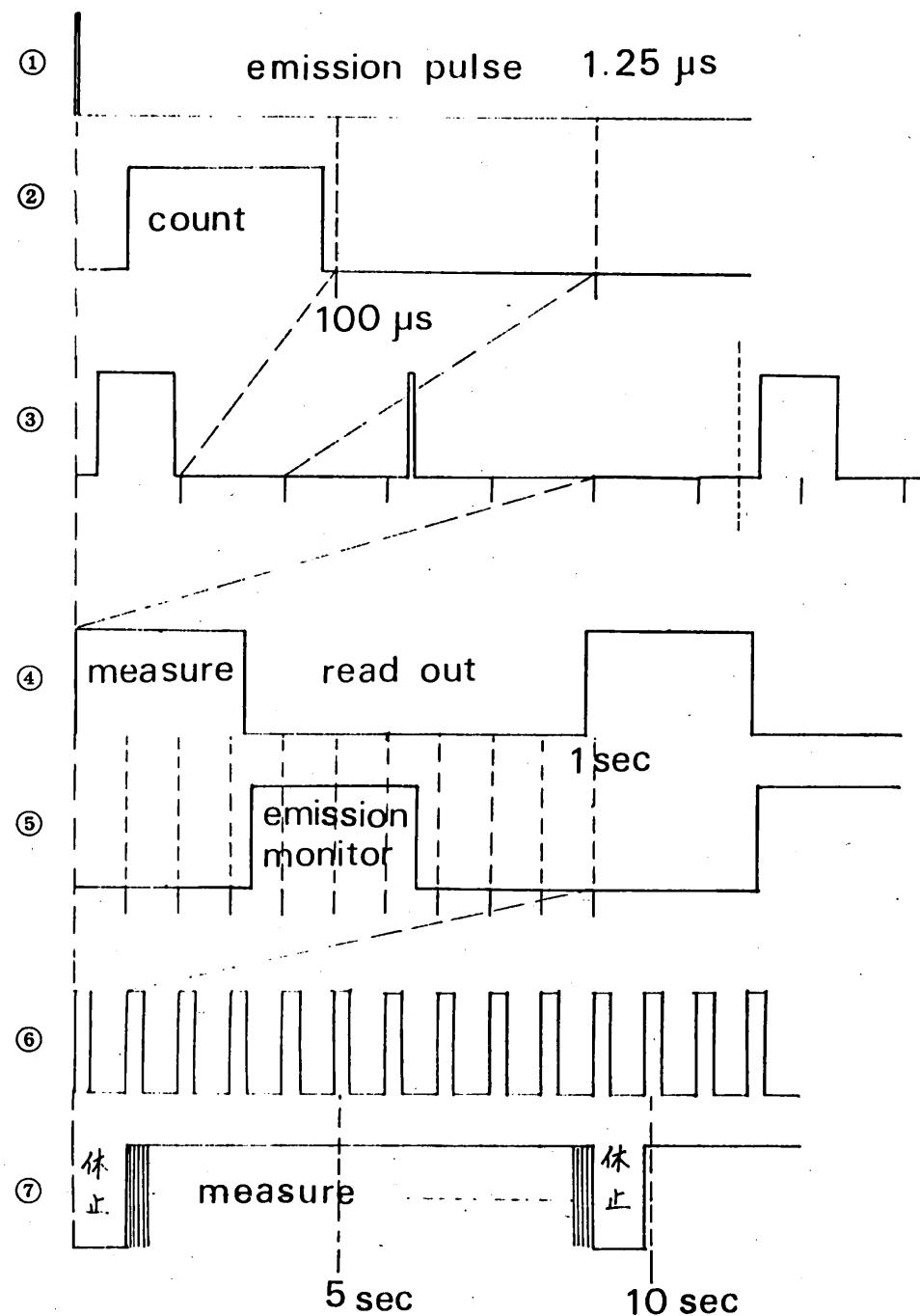
重量

テレメーター	# 15	high count 4 bit D → A
	# 12	} 信号分 low count 4 bit D → A
	# 4	モニター 高圧、エミッション切りかえ

外 形



time sequence



地磁気姿勢計による姿勢測定 (G A S)

東海大学工学部

青山巖

遠山文雄

ロケットの飛翔姿勢の測定は、ロケット工学上及び搭載観測機器の情報解析に極めて重要である。本測定器は地球磁場が短時間内において非常に安定であることを利用して、磁力計をロケットに搭載して磁場の強さを測定し、地球磁場を基準とするロケットの姿勢を測定しようとするものである。

使用する磁力計は搭載用として信頼性の高いフラックスゲート型磁力計で、ロケット軸方向 (Z) 成分及びこれに直角な方向 (H) 成分の二成分検出器を置き、両成分の磁場の強さからロケット軸と地球磁力線とのなす角度を測定する。また H 成分の出力波形からロケットのスピンドル周期も測定する。

主な仕様

磁力計	検出磁場範囲	± 5 0 , 0 0 0 ガンマ
	温 度 特 性	- 2 0 ~ 5 0 °C で ± 0.1 % / °C
	出 力 電 壓	0 ~ 5 V
	検出角度精度	± 1 °
	電気部大きさ	9 5 × 9 5 × 4 5
	重 量	0.6 kg
	テレメータチャンネル	# 2, # 3

昭和49年度第1次観測ロケット実験(49.8~9)

科学観測説明資料

昭和49年7月

東京大学宇宙航空型研究所

S-210-10号機の観測

このロケットは観測ロケットの中で、最も小型で、到達高度も約120Kmと低いのですが、速度が比較的遅いので、高度60Km～120Km附近での観測には適しています。今回の実験は、昨年行なわれたS-210-9号機とはほぼ同様な実験で、60Km～120Km附近の下部電離層の観測を目的としています。この領域では、まだ空気はそれほど稀薄ではなく、そのためにいろいろな種類の原子、分子、イオンが存在しておりますが、今回は、この領域でのイオン生成の主な要因である一酸化窒素(NO)と、化学的に性質で原子分子間の化学反応に重要な役割を果している酸素原子(O)とオゾン(O₃)の観測を分光学的な方法で行ないます。

同時に、この領域でのプラズマ中の電子密度(NEL)や電子温度(TEL)の観測も併せて行なわれます。

このようにいくつかの観測を組合せて行ない、繰り返して何回も観測することにより下部電離圏の生成、消滅の機構を総合的に研究するのがS-210ロケットによる一連の実験の目的です。

K-9M-46号機の観測

地上100Km位から上は地球の大気が非常に薄くなり、代りにプラズマと呼ばれる原子が電子とイオンにバラバラに別れた状態で存在する電離層が広がっております。この電離層プラズマの研究は、いままでは自然の状態を観測することが主でしたが、K-9M-46号機では、ロケットを親子切り離し方式にして子ロケットの方に電離層を構成するプラズマを人工的に小さなかたまりとして作るバルスで生成するプラズマ銃が搭載され、そのプラズマによって起される電波や人工大気光発光の観測を行ないます。これは大自然のプラズマを実験装置として使おうとするもので、人工的に自然を変え制御しようと言うスペースプラズマ加速(SPA)で、現在アメリカで主として開発されている1980年代のスペースシャトル計画で行なおうとする研究につながって行くものと期待されます。また、電離層プラズマ中でのプラズマ波動の伝播を発振器と受信アンテナを用いて行なう電磁波プラズマ波(PWP)の実験が行なわれ、プラズマの中で起る非線型現象といわれる複雑な現象の解明を目指しています。

これらと並行して電離プラズマ中の静電場の測定(EFD)、電子密度測定(NEL)および電子温度測定(TEL)も搭載され、電離層プラズマの自然の状態の精密な測定を行ないます。電場測定に際しては電子ビームを放出してロケットのプラズマに対する電位を制御します。

K-9M-47号機の観測

K-9M-45号機で11時の鹿児島宇宙空間観測所の上空105Kmあたりのところにある温度の高い電子の層について詳しく調べられました。その結果その層の中には一部高温の電子が混っていることが確かめられました。

また、電離層全体にわたって、電子についてエネルギー別の個数分布が詳しく測られ、特に低いエネルギーの所では今までに例を見ないような詳しきで測られました。K-9M-47号機ではもう一度これを確かめようとしています。更に電離層内にどのような大気成分があり、またそれがどのようにイオン化されているかということを質量分析器を使って測定します。また、4号衛星に搭載して、その姿勢を決める太陽センサーの試験も行ないます。

K-9M-48号機の観測

電離層を作っている大気の温度がどの位かということは、地球の大気の運動や、また電離層の成因を調べることにも大事な情報です。K-10-10号機でこの温度が測られ大変貴重なデータが得られました。ここでは全く異なる方法を用いて温度を測りますが、このような資料は今後も測定を行う必要です。一方、このような大気の熱源となり、また、夜間の電離層を作る放射線や、それによって作られる光電子および高速電子が夜間でもどの位あるかということは非常に重要なことです。ここではK-9M-45号機や、また、K-9M-47号機に用いられたと同じ仕組みの測定器で測定を行ないますが、特に低エネルギー電子については、今まで全然測定がなされておりませんので、この測定は非常に期待されるものです。

一方、太陽紫外線中ヘリウムイオンの発する光(極端紫外線)は、地球のはるか上空で散乱されて、地球コロナと言われる発光現象になっています。今回、非常に薄い膜をもつたエネルギーの低いX線を測る装置が、この光にも感ずることを応用して天空上の分布を測り、また、上記のようなX線の天空分布との関連を調べる実験も行なわれます。