12-\$

$SES_{I-} K MO.341$

昭和46年度第1次観測ロケット実験計画概要

昭和46年7月

東京大学宇宙航空研究所

昭和46年度第1次観測ロケット実験においては、S-160型3号機、 K-9M型31・33・36号機、K-10型6・7号機、L-3H型7号 機、L-4SC型1号機のロケット飛しょう実験およびM-4S型3号機に よる科学衛星の飛しょう実験の合計9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。

なお、昭和44年から昭和46年までの間は、太陽活動期国際観測年 (IASY)にあたっているので、今次実験も、この趣旨に沿うよう計画し たものである。

ロケット	目的
S-160-3	パラシュート開傘機能試験
K-9M-31	銀河X線、電子密度、電子温度の観測
K— 9 M— 3 3	電子密度、電子温度、電離雲の観測
K—9M—36	電子温度、イオン温度、太陽紫外線、光電子、中性大気
•	・イオン組成の観測
K — 1 0 — 6	電子温度、太陽紫外線の観測
K — 1 0 — 7	電子温度、大気光、黄道光の観測
L-3H-7	電子温度、イオン組成、プラズマ波、放射線帯粒子、銀
	河X線、イオン温度、エーロゾルの観測
L-4 SC-1	TVC装置による姿勢制御試験
M - 4 S - 3	科学衛星による短波帯太陽電波、宇宙線および電離層プ
	ラズマの観測ならびに工学的測定

-1-

1. 実験実施責任者

東京大学宇宙航空研究所長 八田桂三

2. ロケットの諸元

	S-160-3	K-9M-31 •33•36	K-10 -6·7	L- 3H-7	L-4SC-1	M-4 S-3
段 数	1	2	2	3	4 **	. 4
全長(m)	4.01	1 1. 1 9	6号 10.03 7号 9.88	.1 6.3 1	17.13	2 3.5 7
外径(㎜)	160	420	420	735	735	1,410
全 重 量 (1 on)	0.12	31号 1.44 33・36号 1.45	6号 1.79 7号 1.74	8.2 1	8.57	4 3.8
発射角(度)	78~82	78~82	76~80	78~80	74~78	76~78
到達高度 (Krr)	71~76	31·33号 330~365 36号 340~370	6号 190~225 7号 220~255	2 段目 330~ 360 3 段目 1,750~1,950	2 · 3 段目 1 7 0~2 3 0 4 段目 2 8 0~3 8 5	高度620Km において第4 段水平打出し
水平距離	50~80	31·33号 330~430 36号 350~450	6号 285~375 7号 330~420	第3段 2820~3,380 第2段 600~700	第4段 805~1,105 第2・3段 545~685	第3段 3,760~4,050 第2段 980~1,070
搭載計 器重量 (Kg)	6	31号 50 33号 51 36号 41	6号 82 7号 85	第2段 64 第3段 59	第2段 4 第3段 27 第4段 16	第3段58 衛星重量65

※ 第3段はダミーである。

5. 実験場所

鹿児島県肝付郡内之浦町南方長坪

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46年8月16日~9月 5日

9月20日~9月29日

各機の実験予定日時は次のとおりである。

			· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·
ロケット	实験予定日	海面落下時刻	延期する場合の期間
.K-9M-31	8月16日(月)	21:00~21:30	8月16日~8月22日
L-4SC-1	8月18日(水)	第1・2・3段 第 4 段 14:00~14:45、14:10~14:50	8月18日~8月24日
K - 1 0 - 7	8月20日(金)	21:00~21:30	8月20日~8月23日
K-9M-36	88250(-1/2)	14:30~15:00	
K-9M-33	0月20日(水)	19:25~19:55	8月25日~8月29日
K-10-6	8月28日(土)	1 1 :0 0~1 1 :3 0 又は1 4:0 0~1 4:3 0	8月28日~9月 3日
L-3H-7	8月30日(月)	第1・2段 第 3 段 21:00~21:40、21:25~22:00	8月30日~9月 5日
M-4S-3	9月20日(月)	第1・2段 第 3 段 13:00~13:40、13:15~13:50	9月20日~9月29日
S-160-3	9月23日(木)	11:00~11:30 双は14:00~14:30	9月23日~9月29日

5. 警戒の範囲

陸上の警戒範囲

別紙(1) L型およびM型ロケットを除く全機に適用

(2) L型ロケットに適用

(3) M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(4) S-160-3号機に適用
 - (5) K-9M-31・33・36号機に適用
 - (6) K-1 0-6・7 号機に適用
 - (7) L-3H-7号機に適用
 - (8) L-4 S C-1 号機に適用
 - (9) M-4S-3号機に適用
- 6. 実験の要領
 - (1) 各ロケットに搭載される機器は、別紙図面に示すとおりである。
 - (2) K-9 M-31号機の実験に際しては東京天文台、同台岡山天体物 理観測所、同台堂平観測所が共同して地上観測を行なう予定である。また、東京天文台と協力してラサール高等学校においても地上観測が行な われる予定である。
 - (3) K-9 M-3 3 号機の実験に際しては、郵政省山川電波観測所及び東京大学鹿児島宇宙空間観測所において地上からの電波による電離層観測を同時に行なう予定である。
 - (4) K-9M-33号機における上層風の観測は、内之浦、西之表、南郷、 谷山および山川において行なう。
 - (5) M-4 S-3号機の実験に際しては、衛星の軌道追跡について宇宙開 発事業団、郵政省電波研究所ならびに米国航空宇宙局の協力がえられる 予定である。
 - (6) 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。

(7) 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。

(8) 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 管区海上保安本部および鹿児島県にお願いいたしたい。その細目は 打合せの上定めたい。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ーにより 、

- (9) 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。
- (10) 実験中は警戒区域に一般の人が立ち入らないように、立札または繩張りをする。

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。
	K-9 M-3 1	8月15日(日)	1 2 : 0 0~1 3 : 0 0
	L-4 S C-1	8月17日(火)	14:00~15:00
	K - 1 0 - 7	8月19日(木)	1 2 : 0 0~1 3 : 0 0
	K - 9 M - 3 6	9 E 2 4 D (JL)	
.,	K-9 M-3 3	0月24日(火)	12.00~15.00
	K - 1 0 - 6	8月27日(余)	1 2 : 0 0~1 3 : 0 0
	L - 3 H - 7	8月29日(日)	1 3 : 0 0~1 4 : 0 0
	M - 4 S - 3	9月17日(金)	1 3 : 0 0~1 4 : 0 0
	S - 1 6 0 - 3	9月22日(水)	1 2 : 0 0 ~ 1 3 : 0 0

(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

$K - 9 M - 3 1 \cdot K - 1 0 - 7$	小	田		稔
$K - 9 M - 3 3 \cdot 3 6$	大	林	辰	蔵
$S - 1 \ 6 \ 0 - 3 \ \cdot K - 1 \ 0 - 6 \ \cdot L - 3 \ H - 7$	平	尾	邦	雄
L = 4 S C = 1	秋	葉	鐐二	二郎
M - 4 S - 3	森	大	吉	郎

以 上

別紙(1) 陸上における警戒区域

(L型、M型ロケットを除く全機に適用)



— 7 —

別紙(2) 陸上における警戒区域(L型ロケットに適用)



- 8 -



別紙(3) 陸上における警戒区域(M型ロケットに適用)

-9-

別紙(4) 海上における落下予想区域(S-160-3号機に適用)

別紙(5) 海上における落下予想区域

(K-9 M-3 1 • 3 3 • 3 6 号機に適用)

大隅半 大隅坐 岛 Ľ, Lx 発進方向 145° 発進方向145° L(発射点) 31°15′00"N,131°04′45"E 1段目 31°02'36"N,131°14'50"Eを L(発射点)31°15'00"N,131°04'45"E 中心とする半径 2.7 NM(5km)の円 30°45'45"N, 131°28'15"Eを L = 0 15.1 NM(28km) 中心とする半径 8.1 NM(15㎞)の円 L - O = 35.1 NM(65 km)Ν N 31 • 3 3 号機2段目 28°24′30″N, 133°21′00″Eを 中心とする半径27NM(50km)の円 L-O' 205.1NM(380km) 36号機2段目 28°14'00"N, 133°30'00"Eを 中心とする半径27NM(50km)の円 L-O" 2158NM(400km) -1 0----11別紙(6) 海上における落下予想区域(K-10-6・7号機に適用)



別紙(7) 海上における 落下 予想区域(L-3H-7号機に適用)





別紙(9) 海上における落下予想区域(M-4S-3 号機に適用)

-14--

-15-



S-160-3号機全体図

-16-



K-9M-31号機全体図

-17-



-18-

-19-



計器配置図

£



<u>K-10-6号機全体図</u>



計器配置図

-21-





-22-

-23-

L-3H-7号機全体図





L-3H-7号機計器配置図



L-4SC-1号 機全 体図

-24-



-25-





M-4S-3号機全体図







A-A_

M-4S-3号機計器配置図

<u>B-B</u>

-27--

-26-

SESJ-F K-NO.342

S-160-3によるパラシュートの強制開傘実験

昭和4 6 年 7 月 東京大学 宇宙 航空研究所

概要と目的

これまで高度50~80 km での風、気温、イオン密度、電場などの観測 にS-160型ロケットが数回打上げられた。パラシュートによって観測 機器を降下させる方式が用いられたが、いくつかの場合にパラシュートの 開傘が完全でなかったために十分な観測結果が得られなかった。これはパ ラシュートの放出高度(70~80 km)が高いために、空気の密度、した がって動圧が低く、パラシュートが自然開傘しにくい状態にあったものと 考えられる。

そこでS-160型ロケットによる観測を確実なものにするため、パラ シュートの強制開傘方式が採用されることになり、S-160-3号機で この方式の機能確認試験が計画された。この方式は液体の蒸気圧を利用す るもので、その原理を第1図によって説明する。パラシュートの緑(第1 (b)、(c)図参照)に取付けられた円環状のチューブ(トーラス)内に液体を 少量入れておく。パラシュート・コンテナ(パラシュート放出前は1気圧 に気密されている)からパラシュートが真空中に放出されると液体の蒸気 圧でトーラスが円環状にふくらみ、パラシュートは強制的に開傘させられ る。S-160-3号機では取扱い易さから液体として水を用い、トーラ スは第1(b)図のように3つの部分に分けられている。第1(c)に示すように、 トーラスはポリエチレン製(厚さ20ミクロン)で、ふくらんだ状態で直 径10cmになり、保護のためそのまわりは絹布でおおわれている。 また開傘時の衝撃を弱めるため、パラシュートのナイロン紐とトランスポンダーの ワイヤロープの間に布製の帯(ショック・アブソーバ)(第1(a)図参照) を使うことにしている。

なお、この実験に先立って9月上旬に気球によるパラシュート強制開傘 試験を東京大学三陸大気球観測所で行な5予定である。高度約30kmでパ ラシュートを放出し、その強制開傘状態を8ミリ撮影機にとり地上に回収 する予定である。

-2 -



-3-

SES/-- K-NO.3 4 3

K-9M-31による観測

昭和46年7月

東京大学宇宙航空研究所

電子温度(TEL),電子密度(NEL)の測定

東京大学宇宙航空研究所

平尾邦雄

小山孝一郎

1. 目 的

本夏実験における一連の電子温度測定の一つとしてこの実験を行なうが、本 機による実験の第1の目的は、1970年1月実験のK-9M-28,29 号機により得られた結果を最終的に裏付けるため電子温度プローブとラング ミュアプローブによる比較実験を再度行なう。また、下部E層に関して固定 電圧のDCプローブによる電子密度と電子温度プローブのReference electrodeの出力から計算される電子密度を比較し、Eslayerの微細構 造を調べる。これによってEslayerイオン組成について情報が得られる筈 である。二次高周波法による電子密度の測定と固定プローブ法による電子密 度測定の比較実験を行なう。

2. 観 測 装 置

K-9M-28、29号機に搭載された電子密度、電子温度測定器とほぼ 同じ回路形式である。

-1-

(1) 電子密度の測定

電子密度測定用としてシリンダプローブ、円板プローブを使う。円板プ ローブによる測定は下部 E 層から F 層にわたって連続的に電子密度を測定 するために 3 つの D C Amp を使い、それぞれの Gain を 5、50、100 倍に設定し、それぞれの出力を記録するが、この他に同じく100 ¢ の円 板プローブに+3 V の固定電圧を印加し、電子密度を測定する。

(2) 電子温度測定

印加する高周波振幅の違う2個の電子温度計の相互比較を行なう。これ に使うプローブは1000の円板プローブを、2つに割り、一方の電極に 高周波電圧を印加し、シースの非直線性により生じるFloating potentialの変動を、検出する。他方のプローブはまわりのプラズマに対して ロケットボディの電圧を受けるために使用される。この実験はラングミュア プローブ測定の信頼性に対する我々の見解を最終的に証拠づけるものであ る。

-2-

電子温度、密度測定回路



-3-

銀河 X 線の観測(G X R)

東京大学宇宙航空研究所

小	田		稔
宮	本	重	徳
松	岡		勝
小	川 原	嘉	明

1. 概要と目的

さそり座にあるX線天体、SCOX-1のX線の強度とそのエネルギース ベクトルの変動を観測する。

これには東京天文台の協力により、岡山天体物理観測所に於て、SCOX-1の 光学同時観測を行ない、これによりSCOX-1よりのX線の発生機構を解 明することを目的としている。

これまで同様の目的のために、44年度はK-9M-27、S-210-2、 3ロケットに1~20Kevのエネルギー領域のX線検出器を搭載して観測を 行なったが、今回の観測は昨年度の観測成果をもとにし、更にくわしい観測デー タを得るためその観測し得るX線のエネルギー領域を0.2Kevより40Kev 領域にまで拡げる。

この観測結果と光学観測の結果とを組み合わせることにより、SCOX-1よりのX線発生機構についてのすすんだデータが得られると期待している。

なお、この観測は光学との同時観測が重要な意味を持つため、状況の許す 限りロケットの飛翔は光学観測が可能の時をえらぶことになる。

- 1 ---

2. 観測装置

観測装置は軟X線用比例計数管1ケ、Be 窓比例計数管2ケ、NaI シン チレーションカウンター1ケより成る。

(1) 軟X線用比例計数管

この計数管は 0.2 K ev より~3 Kev までの軟X線を観測するためのポリプ ロビレン窓を持った over frow 型比例計数管であり、その性能の安定化 のために我々が特に開発したガスレギュレーションシステムを用いる。こ れによりロケット飛翔中もその性能を±1%の精度で安定化することが出来 る見込である。また、このカウンターは我々が開発したMulti-wire の anti カウンター内蔵型であり、Spurious backgroundを従来のものよ り少なくすることができる。

(2) Be 窓比例計数管

2 Kev ~1 5 Kevの範囲のX線を観測するためのもので、Be100μ の窓のXe ガス封入のカウンターである。このカウンターもMultiwire の anti カウンター内蔵型であり、Spurious backgroundを従 来のものより少なくすることができる。

(3) NaI シンチレーションカウンター

10Kev から40KevまでのX線を観測するためのものである。プラ スチックシンチレーターをライトガイドに使用し、これが粒子線による Spurious backgroundをのぞくためのanti counterの役も果すよう 設計されている。

(4) 較正機構

ロケット発射後にも検出器の特性の変動のたいことを確認するために、検 出器及びその回路等全体の総合特性を飛翔中定期的に較正する。この

-5-

ために放射性同位元素(Fe⁵⁵及びCd¹⁰⁹)よりの放射線をくり返して 検出器に入射させテレメーターにより送られて来た信号によりこの 較正を行なう。

(5) テレメーター信号

テレメーターを用いて地上に送信する信号は次の通りである。

#15 Be比例計数管Analog信号(A、Bカウンターをmix)

#14 軟X線用比例計数管 Analog(low gain)信号

#13 NaIシンチレーター Analog信号

#12 Be比例計数管 Aカウンター Digital信号

#11 // // //

#10 軟X線用比例計数管 Digital (low gain)信号

9 NaIシンチレーター Digital信号

8 軟X線用比例計数管 high gain 信号 (Analog + スパイク)

-6-

7 ガスレギュレーター及び光学姿勢計

α #10 **#**14 #13 #1 #12 #15 \$ # cct cct X1 (mi x) analog×1 digital×1 analog×1 diagram Х2 XX Digital Digital Analog Anal og Hi gh: Low: sens or Block cct Aspet cont rol cct 旞 刘 X cont rol 鍛 3Kev) 0~4 OKev) 2 ~15Kev) ~15 Kev) Resever щ Y (0.1 Regul at or P ressure Soft X - ray Be Counter Be Counter X-ray Cal С counter G as 5 5 NaI S of t X (AL. K) Fe^{ss} Cd¹⁰⁹ Fess Odm Fe55 Cd100

-7-

地磁気姿勢計による姿勢測定(GA)	3. 仕 様
東海大学・工学部	(1) 磁力計
青山磁	検出磁場範囲 ± 50,000ガンマ
	温度特性 0~40℃にて±1%以内
1. 概 要	出力電 E 0~5 V
ロケットの飛しょう姿勢の測定はロケット工学上及び搭載機器の情報解析	★ 検出角度精度 ± 1°
にきわめて重要なことである。地球磁場の強さが短時間内においては非常に安	(2) 太陽検出器
定であるということを利用し、磁力計をロケットに搭載して磁場の強さを測り、	● 検出角度範囲 1 20°
地球磁場を基準としたロケットの姿勢を測定しようとするものである。	検出角度精度 ± 1°
使用する磁力計はロケット搭載用として信頼性の高いフラックスゲート磁	(3) 寸法、重量及びテレメーターチャンネル
力計で、ロケット軸方向及びこれに直角な方向の二方向に検出器を置き両者	機 種 名 称 磁力計寸法 重 量 テレメーターチャンネル
の値から磁力線とロケット軸とのなす角度が計算される。また、ロケット軸に	K-9M-31 GA 180 \vert \text{ \text{ \text{K}}} \text{ \text{ \text{4}}} \text{ \text{4}} \text{ \text{5}} \text{ \text{6}} \text{ \text{4}} \text{ \text{5}} \text{ \text{6}} \text{ \text{4}} \text{ \text{5}} \text{ \text{6}} \text{6} \text{7} \text{6} \text{7} \text{6} \text{7}

2. 測 定

直角方向の出力波形から、ロケットのスピン周期も測定出来る。

右図のようにロケット軸方向磁場成分Z、これに 直角な成分Hとするとロケット軸と磁場Fの方向 とのなす角αは

 $\alpha = \tan^{-1}(H/Z)$

で与えられる。したがって、磁場Fが短時間、狭 い範囲で一定とすれば簡単にαが求められる。し かし一般に、ロケット本体及び周囲の搭載機器からの磁気的影響があり、こ の対策が重要である。

Rocket Axis

- 9 -

SESノート K-NO.344 ドー9 M - 33による観測

昭和46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

1. 概要と目的

本夏実験の一連の電子温度測定の一つであり、国際標準電離層のデータ蒐 集の一環として行なう。また、一方このロケットは上層における大気の運動 を測定するものであるが、大気の運動による乱流拡散、あるいは乱流混合が 下部の電離層の諸物理量の分布を決めるのに非常に重要なものであるので、 このようなロケットで同時に、電子温度の分布を測ることは興味あることで ある。ただし、Chemical Releaseの結果として、プローブ表面が酸化物 の被膜などで蔽われて測定が出来なくなる恐れはあるが、新らしい型の電子 温度計を用いてあるので、90km位の髙度から測定可能であり、また最初の Chemical Release が120~130km位であるので、その髙さまでの電 子温度は測ることができるので上記の物理量輸送現象の解明に必要なデータ は得ることができる。使用する電子温度計はS-210-5号機に使用した ものと同じ電極と電子装置部を一体にしたもので、これにより測定器入力部 の浮遊容量を小さくすることができるので、電子密度が10^e el/cm³ 程度のと

-1-

ころでも十分、電子温度を正確に測定することができる。情報伝達にはテレメ ータLRIG#10および#11の2チャンネルを使い、前者ではプローブ の浮遊電位、後者では電子温度を伝送する。使用する電子温度計の外観は図 の如くである。

2. 観 測 器





-2-

バリウム雲による電離風の観測(MIC)

東京大学教養学部

中村純二

京都大学工学部

加藤 進 岐阜大学教養部

大 地 登

1. 概要と目的

バリウム(Ba)蒸気を薄明時の上層大気中に噴射すると、これらBa原子 は太陽からの紫外線を受けてイオンとなり、Ba⁺のスペクトルを発する。こ のような発光電離雲は拡散しつつ大気中のイオンと同じ移動を行なうので、
地上の5観測点から写真観測を行なうことによって、高度約220kmにおけるイオンの移動速度を求めることができる。即ち電場の測定が行なわれる。 Ba弾中には金属ストロンチウム(Sr)も含まれていて、Sr蒸気も同時に噴射されるが、この場合、中性のSr原子の発光が見られるので、同時に中性 大気の移動速度を求めることもできる。

K-8-16号機の実験では、Ba弾が十分作動しなかったが、本機においてはその実験結果と昨年10月に行なわれた地上実験の結果を解析の上、弾の構造や主薬の組成に改良を加えた大型のBa弾を搭載するので十分な成果を収めることを期待している。

K-9M-33号機には電子密度(NEL)と電子温度(TEL)測定装 置が共載されているので、上記イオン並びに中性大気の移動速度が測定され れば、これらを総合して超高層における電界の強さを導くことも可能である。

- 3 --

2. 搭載機器

K-9M-33号機計器配置概略図



Ba弾は直径180 mm、長さ274 mmの円筒形で4ケの点火栓と15 mol の金属 Ba 並びに Sr を含む主薬燃焼室から成り、全重量は約14kg中、 薬量は7kgである。

ロケットが高度約220kmに達し、タイマーの働きでBa弾が点火される

と、約1秒の後に主薬室の中で次の主反応が起る。

1. 7 Ba + CuO + 0. 1 Sr + 0. 2 Mg → BaO + Cu + 0. 7 Ba + 0. 1 Sr + 0. 2 Mg

この結果、30気圧1,000Kに達した原子状Ba とSr は、4ケのアルミニウム窓を吹き破って噴出し、直径数kmの人工発光雲を作る。

蒸気の噴射時間は 1/4秒程度、また管体外壁の温度上昇は約150°Cの見 込である。

3. ロケット発射並びに発光時刻

太陽高度を Ba 弾並びに Cs 弾の両者に最適であるように決めると丁度 。 - 8となる。また月令は満月の前後を避けるのが望ましい。従って発射時。 刻は発射日の月令によって調整する。

Ba雲:の発光時刻はロケットが高度220kmに達する時刻、即ちX+135 秒の予定である。従って Ba弾を点火すべきタイマーの作動秒時はX+134 秒である。

4. 地 上 観測

a) 観測点は、内之浦、南郷町役場、種子島実業高校、山川電波観測所並び に谷山ラサール学園高校の5ヶ所であって打上げ時に2観測点以上晴れてい ることが必要である。

各観測点には観測員5~7名を配置し、相互に無線連絡を行なう。

b) 観測の対象はBa 弾による赤色の Ba 雲と、青白色の Sr 雲及び Cs 弾 による橙色のNa 雲である。このため、各観測点に2台のカメラをセットし、 水晶時計からくるシグナルに依り、精度0.1秒、5秒露出、15~30秒 間隔の観測を30駒実施する。

c)内之浦と南郷では分光観測を実施する。

d)山川電波観測所では打上げ前後数回にわたって電離層ドリフトの観測を行 なう。

e) 内之浦と種子島では Ba 雲並びに Cs 雲に対し電波レーダーの観測を実施する。

f) 発光雲は数分間にわたり数度の大きさに輝くので九州南部では肉眼で見 ることができる。

写真撮影の場合ASA 200 のフィルムならば f 1.8、開放、 U V フィルタ ー付で5 秒露出程度が適当であろう。 以上

- 5-

- 4 --



1. 概要と目的

上層大気中に Cs 蒸気を放散すると熱電離および太陽光紫外部による光電 離によって電子雲を生成する。また中性の Cs 原子群からは共鳴スペクトル 線を発する。これらを地上より電波観測、光学観測することによって電離圏 での風速、風向を測定し、さらに中性雲と電離雲の移動の比較によって電界 等の電離層定数を求めるものである。今回の実験によってこの観測方式の有 用性を確認し、さらに今後小型軽量な放出弾の開発を進めるものである。

2. 搭載機器

Cs雲発生弾

Cs蒸気発生のための燃焼反応は

 $3 A1 + CsNO_3 \rightarrow Cs \uparrow + A1_2O_3 + A1N + 381 Kcal$ または 2 A1 + CsNO₃ → Cs ↑ + A1₂O₃ + $\frac{1}{2}$ N₂ + 2 2 4 Kcal であって今回は約30 mol相当量の混合薬を搭載する。燃焼反応は高温高圧 のもとに極めて短時間(約500 m sec)に完了する必要がある。このため 213 $\phi \times 510$ (先端部錐状)の圧力容器を用い、開頭の後切断し前方に 射出する。約23 secの遅延によって高度約120 kmの点で着火し容器を破 壊して初期半径約1.000 mの球状のCs雲を作る。これと同時に3.200Å

-6-

以下の紫外線の電離作用によって急速に電子雲が生長し中性雲と異った移動 を始める。なお薬品、容器重量とも合計18kgである。



今回は薄明時(太陽高度 - 7~-8) に行ない、Na 約500gr を混入する。

3. 地上観測

3-1 電波観測

内之浦KSC内の電離層観測装置より連続発射される電波(0.55~20 MHz)の電子雲による反射波を内之浦KSC内および種子島実業高校の2 地点で受信記録する。このため特に広帯域指向性アンテナを各々臨時に設 置する。

今回は同時に作られる Ba 雲によるエコーについても観測が期待される。 3-2 光学観測

内之浦KSC、種子島実業高校、南郷町役場、山川電波観測所、谷山ラ サール高校の5地点からの写真観測をBa 雲の観測と同時に行なう。発光 輝線の波長は別表の通りで発光雲の寿命は600秒以上と推定される。

-7-

	波 長 A°
No	5890
INA	5896
	4555
Us	8521

電子密度の測定(NEL) 京都大学工学部電離層研究施設 加藤 麻生武彦

進

1. 概要と目的

京都大学で開発されたジャイロプラズマプローブを人工電離雲の専用観測 ロケットに搭載し種々の状況での電子密度の測定を行なう試みは1 9 7 0年度 第一次ロケット観測中にK-8-16号機により初めてなされ実験の feasibilityに関して貴重なデータを得ることができた。 今回はこの 経験をもとに本機を使って行なわれるCs弾及びBa弾の実験に対し て観測時の背景をなす薄暮時の電離層電子密度分布、弾の放出、燃焼によ るロケット近傍の電子密度の増加及びロケットの上昇、下降時のEs の微細 構造等を精密な定量的測定を行ない総合的な成功に寄与することを目的として いる。観測器は0.8~1 2 M Hz の周波数領域でプラズマ中につき出された プローブのベクトルインピーダンスを測定しそのプラズマ共鳴周波数を検出 するものであるが今回は特に2本のプローブを切り換えて使用し弾の燃焼に よる不測の事態に備え観測の確実化をはかっている。

- 8 -

観 測 装 置	
電気的性能	
掃引周波数	0.8~12MHz(電子密度2×10 ⁴ ~1.8×10 ⁶ cm ⁻³)
掃引時間	250m sec(空間分解能 400m以下)
感度 (プローブ容量)	1 pF~500pF (54dB)
中間周波数	1 0 0 KH z
位相検出	°∼ 1 8 0°
マーカー信号	2, 4, 6, 8, 1 0 MHz
プローブ	
円筒形3段バネ突出し方式	2 本
長さ	8 0 <i>cm</i>
径	$1 0 \mod \psi$
重量・容積	2.5 kg 1 9 0 mm $\psi \times 1$ 5 0 mm
使用テレメーター	# 1 5 N E L - A
	# 1 4 N E L – P
	# 1 3 N E L L
	# 1 2 N E L – B

2.

- 9 ---

ジロックダイヤグラム



地磁気姿勢計による姿勢測定(GA) 東海大学 工学部 青 山 遠 山 文 雄

ロケットの飛しょう姿勢の測定はロケット工学上及び搭載機器の情報解析 に極めて重要なことである。 GAでは、地球磁場が短時間内においては非常 に安定であるということを利用し、磁力計をロケットに搭載して磁場の強さ を測り、地球磁場を基準とした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、ロケット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)及びこれに直角な方向(H)の二方向に 検出器を置き両者の値から磁力線とロケット軸とのなす角度が求められる。 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出来る。

2. 測 定

1. 概

要

右図のようにZ成分及びH成分の値から ロケット軸と磁力線Fの方向とのなす角 $\alpha = t a n^{-1} (H / Z)$ alt で与えられる。しかし一般にはロケット 本体及び周囲の搭載機器からの磁気的影 響があり、これに対する補正等が必要で ある。



巌

-11--

3. 仕 様

磁	力	計
---	---	---

検出磁場範囲	士 5 0,0 0 0 ガンマ
温 度 特 性	0~4 0 Cにて±1 %以内
出力電 圧	0 ~ 5 V
検出角度精度	+ 1°

機種	名称	磁力計寸法	重量	発振周波数	備考
К—9 М — 3 3	G A	120Ø×58	0.7	18	自己電源 (土1 0 V)

「「「

SESノート K-No.345

K-9M-36 による観測

昭和46年7月

東京大学宇宙 航空研究所

イオン温度の測定(TPI)

東京大学宇宙航空研究所

河 島 信 樹
 矢 守 章
 糸 賀 民 夫

1. 目的と概要

電離層プラズマに関する物理量の中で、現在までに未だあまり 測定され ていないものとしてイオン温度があり、これを測定することが本実験の目 的である。原理は、プラズマの流れの中に置かれた物体の背後の密度は、 そのプラズマのイオン温度に依存するということである。

実験は、一枚の円型ブローブをロケット進行方向にその面に垂直に配置 し、その背後円筒面上に四個の電極を配置し、この両者のブローブで測定 されるプラズマ密度の相違からイオン温度を測定する。これと同時にロケ ットの飛しょう中の姿勢、方向についても測定する。

2. 観 測 装 置

第一図に示したように、 測定器は円型電極板のついた前面プローブと四 枚の電極板のついた側面プローブとから成り、前面プローブで電離層中の 乱されていない状態の密度を測定し、側面プローブでロケットの進行によ

- 1 -

る影の影響を測定する。

1.



各プローブはLangmuir single probe として働きロケット本体との間に掃引電圧をかけ電極へのブラズマ電流より密度を算定する。電圧は 巾30ms の鋸歯状パルスを繰返し、0~3Vの範囲でふらして印加しプ ローブに流れ込む電流を測定して行なう。(第一図) 又、電圧掃引しないで密度を測定する方法についても予備的な実験を行なう。
低エネルギー電子のエネルギー分布の観測(EDE)
東京大学宇宙航空研究所
平尾邦雄
向井利典
村松正三

1. 概要と目的

電離層には低エネルギー非熱的電子(平均エネルギーご10eV)が存在 する。これらは主に太陽からのXUVにより生成され、そのエネルギー分 布はSolar spectrum、大気組成、光吸収断面積、および生成された光 電子の熱化過程に依存した Spectrumになる。従って、このような電子 のふるまいは上層大気のエネルギー収支を考える上で、また、素過程の研 究として極めて重要である。

従来、このエネルギー領域の電子の観測データは非常に少ない。今回の 観測は宇宙研で開発してきた測定器を用いての最初の観測であるので、 ロ ケット搭載機器としてのテストも兼ねて上述の電子のエネルギー分布の測 定が、目的である。エネルギー領域は30eV以下で、測定器のエネルギー 分解能(FWHM)は約0.5 eV である。

2. 観 測 装 置

センサー部はコリメーター、半球型静電分析器から成り、これら全体は

- 3 -

- 2 -
磁気遮蔽のためミューメタルで囲まれている。

コリメーターは電子レンズで構成し、電子の通過量がその入射エネルギ ーに関して出来る限り一定となるように中間電極の電位を掃引する。また、 入口のポテンシアルは空間ポテンシアルになるようにし、掃引電圧の零点 はこのポテンシアルを取る。

半球型静電分析器の中は30eVで通すようにし、この測定器のエネルギ -分解能を決定する(FWHM ~ 0.5 eV)。

検出はチャネルトロンで行ない、この出力パルスは計数されて階段波を 発生し(D-A変換)、テレメータ(#13)に送られる。

テレメータの割りふりはチャネル番号4と13で、#4では2つのSweep 電圧を3KVのmonitor、#13では検出器出力に割り当てる。

以上のブロック・ダイアグラムを図で示す。

測定器の諸元は

① 重 量

	センサー 部	2.5 kg以下
	エレクトロニクス部	2.5 kg以下
2	エネルギー範囲	3 0 eV 以下
3	エネルギー分解能	\simeq 0.5 eV
(4)	geométrical factor	\simeq 1 0 $^{-5}cm^2$ - S V - e V
5	掃引時間	3 sec
6	最 高 感 度	$\simeq 10^5 \text{ el.}/\text{cm}^2 \cdot \text{sec} \cdot \text{sr} \cdot \text{eV}$
(7)	dynamic range	$\simeq 1 0^4$

- 4 --



中性大気およびイオン組成の観測(CNP-CPI)

郵政省電波研究所 畚 野 信 義 東京大学宇宙航空研究所 伊 藤 冨 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、その生成消 滅の機構を知るためにも重要である。質量分析器は広範囲な組成を同時に 測定することができるが、中性大気の組成を測定するためのイオン源の動 作に不正確さがあるため、測定結果にも疑問が残っていた。我々はこれの 正確な校正装置を完成し、酸素原子を主要組成の一つとする上層大気を測 定する。

2. 観 測 装 置

ガラス管中に封入された、イオン源付4 重極型質量分析器を用いる。 測 定モードは4 秒毎に中性組成とイオン組成に交互に切換えられる。 イオン源はイオン化用熱電子を周囲のカソードから、中性大気の流入す

る中心のイオン化ケージに集中する方式でイオン化効率が高く比較的消費 電力が小さい。

センサーの長さ: 10㎝

測定質量範囲 : 1 0~4 0 Mp

測定感度(2次電子増倍管を用い):分圧10⁻¹²Torr および10²イオン/cc

- 6 -

掃引時間: 2秒

出力ダイナミックレンジ: 1 0 4







- 7 -

太陽HLY- a 線像とO₂の高度分布の観測 (SUV-O)

大阪市立大学工学部

東 野 一 郎

渡辺紀彦

1. 概要と目的

2種類のフィルター(MgF₂, CaF₂) とチャンネルトロンを使って、 非分散方式により、1140A-1230A, 1230A- 1500Aの各帯 域の太陽光の強度測定を行い、これら各帯域の太陽光の強度の高度変化の 観測値から、酸素分子の高度分析を70km-150kmの範囲で行な5。同時 に太陽スリットとロケットスピンを利用して、太陽面を一次元で分割し、 各分割面の強度をも観測する。

2. 観測機器

(1)	検 出 器 :	チャンネルトロン
		真空容器に 封じ込んである。
(2)	フィルター :	MgF ₂ 1140A(cut off波長)
		CaF ₂ 1230A (同 上)
		交互に移動させる。
(3)	太陽スリット:	254の巾のスリットを2個用いて、太陽面の分割
		を行なう。
(4)	太陽センサー:	太陽電池(SPD-540) を用いて、太陽観測開始
		のシグナルを得る。

- 8 ---



太陽紫外線領域の絶対測光(SUV)

東京大学東京天文台

西恵三

1. 概要と目的

太陽光球上部から彩層下部にわたる部分の物理的状態を知るために、 1500A~2500Aにおける太陽輻射エネルギーの絶対量を観測すること が極めて有用である。この波長域は地球大気によって完全に吸収されてし まうので、上の目的に沿った分光測光器による大気圏外からの観測が必要 とされる。これは同じ目的をもって本年1月24日、K-9M-34号機 によって実験観測が行われたものを更に種々の点を改良して再度試みる運 びとなったものである。 2. 観測装置

K-9M-34号機に於て使用された分光測光器とは原理的には同じで あるが、二三の点に於て改良を行った。図に示すように凹面回折格子を分 光素子として使用し、 太陽光を直接凹面回折格子に照射してそのblaze 側のWadswortl 焦点の位置に配置されたスリットを通過した光をHTV-R166 光電子増倍管によって測光し、反 blaze側の紫外領域の位置にス ロットを置いてHTV R-404光電管、可視部にフォトトランジスターを モニターとして配置し測光する。

主観測は8□Aの帯域で太陽の輻射量を測定することになるが、ロケットのスピンとプレセッションが夫々太陽像の空間的な位置及びスペクトルの波長の走査に利用されることになる。

飛翔中に検出系のチェックのために分光器内に収められた豆電球を点滅 させる。

この分光測光器に使用される凹面回折格子や鏡の反射系や、 検出系の絶 対校正などは、 東京天文台の実験室で測定された。



-11-

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

概要と目的

改良型の電子温度計により、電離 層電子温度が精密に 測定されはじめて 以来、興味深いデータが 蓄積されつつある。木ロケットによる観測によっ て、電子温度の標準モデルを作ろうとする世界的な動きがあるので、出来 るだけ多くのデータを得ると同時に、 L-3 H-6、 K-9 M-3 2、 K-9 M-3 0、 S-21 0-4 号機で、相次いで観測された。 高度110 kmを中心として100 km~120 kmに存在する高い電子温度の層を説明す る何らかの熱源を探し出す手掛りを得たいと思う。

2. 観 測 装 置

大きさ25h×90¢、 重量1709のエレクトロニクス部に100¢ のセンサーが一緒になった丸型の電子温度計を用いる。 ブローブに高周波 電圧を印加すると浮動電位が変化する。電子温度に関する情報を含む。こ の浮動電位の変化分から電子温度を計算する方法は、かなり前から日本で 考案され、その後1969年に小型でかつ、すぐれた改良型の電子温度計 の開発がなされた。

この改良型電子温度計のBlack diagram を下に示す。

-12--



測定器は開頭2秒後にロケット壁より約110mm飛び出たのち、観測を 始める予定である。

テレメータチャンネルはIRIG#8 に電子温度計の信号を、#4に電子 温度のReference electrode の検出する浮動電位と共に、センサー展 期の確認信号が入れられる。

なお、Reference electrode の電圧は同時に搭載する低エネルギー エレクトロンエネルギー分析器のAperture 電圧としても利用される。

--1 3---

地磁気姿勢計によるロケットの姿勢測定(GAS)

東海大	学工	学音	部	
	青	山		à
	遠	山	文	ŧ

612

٢.

1. 概要と目的

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器の情報解 析に極めて重要なものである。本姿勢計は、地球磁場が短時間内において は非常に安定したものである事を利用して、磁力計をロケットに搭載して 磁場の強さを測る事により、地球磁場を基準としたロケットの姿勢を測定 するものである。

使用する磁力計は、ロケット搭載計器として信頼性の高い倍周波型磁力 計である。磁気センサをロケット軸方向及びロケット軸に直角方向の三方 向に搭載して二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 度を検出し、同時にロケットのスピン周波数も測定出来る。磁界の測定範 囲は、二成分とも0~±50000rで検出角精度は±1°である。 更に CdSポテンショメータを用いて、太陽方向とロケット軸とのなす角 を検出し、ロケットの絶対的姿勢を測定しようとする太陽センサも同時に 搭載してあり、太陽角検出範囲は約120°である。

仕 様			
検出磁場範囲	:	± 5 0 0 0 0 r	,
検出チャンネル	:	2チャンネル(#2、	#9)
磁力計出力	:	0~5 V	
	 仕様 検出磁場範囲 検出チャンネル 磁力計出力 	 仕様 検出磁場範囲: 検出チャンネル: 磁力計出力: 	 仕様 検出磁場範囲 : ±50000r 検出チャンネル : 2チャンネル(#2、 磁力計出力 : 0~5V

温度特	性	:	0~4 0 0にて土 1 %以内
検出角料	青度	:	± 1°.
励振周》	皮数	:	2 0 KHz
感	度	:	約20000 r/1V
磁力計。	† 法	:	9 5 × 9 5 × 4 5
磁力計	卮 量	:	0.8 kg(センサーも含む)
太陽角検出	精度	:	土 1 °
太陽角検出	範囲	:	1 2 0 °

-15-

4--

SES/-+ K-NO.346

K ー 1 0 - 6 による観測

昭和46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

1. 目 的

木夏実験における一連の電子温度測定の一つである。特に電離層熱収支、 および電子温度にあらわれる irregularity を調べる。

2. 観 測 装 置

レソナンス・ブローブの応用であるが、直径100 ϕ の円板プローブを半 分に割り、一方を電子温度プローブ、他方を reference electrode として 用いる。電子温度プローブに周波数30 KHz、振巾0.3、0.4 Vの高周波を 印加し、シースの非直線性によって生ずる浮遊電位の変動から電子温度を計 算する。エレクトロニグス部、40×70×20で、重量170 θ 、電子部 110×45×28で、重量250 θ 、電子温度プローブはSUV-0の頭 部に固定される。、

電子温度測定回路





1. 目的と概要

太陽極端紫外線放射中の2波長(水素ライマンアルファ線1216Å、同ラ イマンベータ線1026Å)の太陽面上での強度分布を同時観測することを 目的としている。

-2-

空間分解能をあげ、多色像を同時観測して、太陽の局所別、各層にわたる 活動状態を精密測定しマッピングを完成するための第一実験となってい る。

2. 観 測 装 置

ピンホールをスリットとする2色分光計(1216Å、1026Å)を用い 光電測光する。

分光計およびエレクトロニクスなどの諸元では次の通りである。 (2の1)分光計

分光計の方式は次の通りである。

対物鏡 Mにある太陽像の位置に分光計の入口スリット(ピンホールPが 来て、太陽像の内所定の空間分解能の部分の光のみを切り取って凹面回折 格子G面に通ずる。

Gによる回折光の内1216Aぉよび1026Aのみがそれぞれ出口ス

リットSα、Sβを通り得て検出器Dα、Dβに入る。

太陽— М— Рの光路は正反射に近くХа偏角方。

 $P-G-S\alpha$ 、 β のそれは直角入射に近い。

この主分光計に光軸を合わせ、観測位置検出器(通称アドレス)を持ち

X-Y の方向のアドレスにより太陽内での観測点を定める。

分光計の諸元は次の通りである。

M:直径 5 cm 曲率半径 4 0 cm

P:直径 0.2 mm

G: Bausch Lomb 社製、#35-52-00-710 曲率半径40cm、刻線数1200Å/mm

Sα、Sβ:長さ10mm

(α、βはそれぞれ Lgy 線および LyB線用) Dα、Dβ:Bendix製Channeltron、NO.CEM-4010 空間分解能: 1<u>1</u> 波長分解能: 3.8 Å

(第1図)

(2の2)エレクトロニクス

Dα、Dβの出力はそれぞれの位置増巾器を経てフリップフロップ計数 回路に入る。終段端子 (High Count用)の途中にも端子 (Low Cou-

nt用)があり、各個にテレメーターに入る。

エレクトロニクスの諸元は次の通りである。

前置增巾器:限界周波数1 mc

フリップフロップ計数回路:4組(各組5段)

OAL用:1 step あたり1 count total (15V) で128 count

OAH用: 1 step あたり32 count total (5V)で4096 count

OBL用:OAL用に同じ

OBH用:OAH用に同じ

(第2図)

(2の3)テレメーターチャンネル

次の6個のチャンネルのテレメーターに接続される。

項目 テレメーター番号 OAH (SUV Osaka Lya High) #15 OBH (""Lya") #10 OAL (""Lya Low) # 9

-4-

OBL (SU	JV Osaka	Lуβ	Low)	#	8
ОХ (<i>"</i>		アドレス	х)	#	7
ОҮ (<i>"</i>		"	Υ)	#	6

(2の4)観測器の取付

本観測器はその光軸をロケット軸に一致させてCN装置付き頭胴部に固定させる。

・ CNによる頭胴部のサーボ運動に従って太陽面を掃引する。

(2の5)予想される計数率

次の通りである。

	F lux	計数率 (CPS)
HLyα	3×10 ⁿ Ph∕cm [*] −sec	1.5×105
HLyβ	3×10°Ph∕ <i>cm</i> l−sec	1×10 ³

-5-

第 1 図











太陽極端紫外スペクトルの中心周緑強度変化の観測(SUV)

東京大学東京天文台 西 恵 三

> 東 康 — 山 口 朝 三

1. 概 要

太陽光球上部から彩層下部にわたる物理的状態を知る有力な方法の一つと

して1500A~2000Aに於て

(1) 太陽輻射エネルギーの絶対量

(2) 太陽輻射が太陽像の中心から周縁にゆくにつれてどのように変化してい

るかという所謂中心周縁強度変化

を観則することが考えられる。この波長域は地球大気によって殆んど吸収されるので、上部の目的に沿った分光測光器による大気圏外からの観測が必要である。

2. 観測装置

第一図に示すような複式単色測光系を使用する。本観測では、スペクトル的 に波長をそう査することと、太陽面上の種々の場所をそう査することとの二つ の要求があるが、今回は波長を1650A、1710A、1770Aと三つ に固定し、太陽面上のそう査にはCN装置のゆらぎを利用し、測光系に正確に セットされたアスペクトメーターによって測定中の太陽の位置が知られる方 法をとった。スペクトル的に2.5A、場所的に1の分解精度となるように設 計されている。

この測光系は太陽の輻射エネルギーの絶対測定も含まれているので、分光

系に用いられた凹面回折格子等の反射率や、検出器の絶対化などは、天文台の実験室に於て校正済である。



太陽極端紫外スペクトルの中心周縁強度変化の観測用分光測光系概 要図

地磁気及び太陽姿勢計による姿勢測定(GAS) 東海大学・工学部 青山 巌 遠山文雄

ロケットの飛しよう姿勢の測定はロケット工学上及び搭載機器の情報解析 にきわめて重要なことである。地球磁場の強さが短時間内においては非常に

-9-

1. 概

要

-8-

安定であるということを利用し、磁力計をロケットに搭載して磁場の強さを測 り、地球磁場を基準としたロケットの姿勢を測定しようとするものである。

使用する磁力計はロケット搭載用として信頼性の高いフラックスゲート磁 力計で、ロケット軸方向及びこれに直角な方向の二方向に検出器を置き両者 の値から磁力線とロケット軸とのなす角度が計算される。また、ロケット軸に 直角方向の出力波形から、ロケットのスピン周期も測定出来る。さらに、 Cds ポテンシオメータを用いた太陽検出器では、太陽方向とロケット軸と のなす角度が測定出来、したがって、ロケットの位置での磁場及び太陽位置 がわかれば、空間におけるその時のロケット軸方向が決定出来る。

 検出角度精度
 ±1°

 (2)
 太陽検出器

 検出角度範囲
 120°

 検出角度精度
 ±1°

(3) 寸法、重量及びテレメータチャンネル

磁力計寸法	重量	テレメータチャンネル
2 0 0 × 1 2 5 × 4 5	2. 0 kg	# 4.5

2. 測 定

右図のようにロケット軸方向磁場成分乙、これに直角な成分Hとするとロケ

Rocket Axis

ット軸と磁場Fの方向とのなす角αは

 $\alpha = t a n^{-1} (H/Z)$

で与えられる。したがって、磁場Fが短時間、狭い範 囲で一定とすれば簡単にαが求められる。しかし一般 に、ロケット本体及び周囲の搭載機器からの磁気的影 響があり、この対策が重要である。

3. 仕 様

(1) 磁力計

検出磁力範囲	土50,000ガンマ
温度特性	0~4 0℃にて±1%以内
出力電圧	0 ~ 5 V

-10-

-11-

SESノート K-NO347 K - 1 0 - 7 による観測

昭和46年7月

東京大学宇宙航空研究所

黄道光の偏光観測(ZOL)

東京大学東京天文台

田鍋浩義

嵩 地 厚

1. 概要と目的

黄道光とは、惑星間空間に拡がっている小さな宇宙塵が、太陽光を散乱し て光っているものである。黄道光の研究は、これら宇宙塵の種類、空間分布、 成因などを知ることを目的としている。黄道光は光が淡いために、地上から 観測する場合は、大気光や大気による光の散乱の影響をうけるので、これら を避けて高空からの観測が望ましいのである。また、日食の際に観測される 外部コロナと、日没後地平線ギリギリに観測される内部黄道光の間には、地 上からは観測不可能の領域がある。この領域の観測は、世界の多くの研究者 によって、飛行機等を利用して高空から試みられていたが、われわれは 1965年にK-9M-12によって、その輝度観測に成功した。われわれ はまた、1967年にK-10-3によって、世界ではじめてこの領域の偏 光観測を試みたが、これは失敗に終った。今回は、K-10-3に搭載した ものとほゞ同型の観測器を用いて、再びこの領域の偏光観測を行なう。

-1-

2. 観 測 装 置

観測器は、3本の平行望遠鏡を備えた3つの小型光電測光装置からなり、 それぞれに120ずつ軸方向の異る偏光板をとりつけて、黄道光の3つの方 向の偏光成分を同時に測定しようとするものである。

望遠鏡は、口径60mm、焦点距離130mm、視野は3°である。望遠鏡で集 光された光は、干渉フィルター、偏光板、ファブリーレンズを透って光電子 増倍管に入射する。光電子増倍管の出力は、直流増巾器を経てテレメーター に送られる。

干渉フィルターは、黄道光観測用に 5,000 A と 6,000 A に透過域をも つもの 2 種類と、そのほかに大気光の混入度を知るために 6,300 A の大気 光輝線を透過するものを備え、これらが 1 秒 1 枚の割合いで順次、 3 本の望 遠鏡とも同期して入れ替るようになっている。

観測器は、ロケットの頭胴部に望遠鏡を上向きにして組込まれるが、ロケットが開頭した後は、支持軸を中心として1秒1°の角速度で回転し、望遠鏡 がロケット軸に対して110°になる位置に固定され、ロケットのスピンとブ レセッションを利用して、広範囲の黄道光を観測する。

なお、飛翔中のロケットの姿勢検出のためには、スターセンサーを共載す る。

3. 打上げ時期および時刻

この観測を行なうためのロケット打上げ時期は、日没後の西空に月が残って いない時期、すなわち新月前10日以内である。

また打上げ時刻は、ロケットが最高高度に達したとき、太陽がロケットから見た地平線下に、5°~10°沈んでいる時刻が最も望ましい。

-2-



黄道光偏光観測器外観略図

電子温度の測定(TEL)

-3-

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

国際標準電離層のデータ蒐集の一環として行なう。 ロケットの発射時刻は 日没後約2時間であるので全域にわたって日照のない時間の電子温度分布を 求めることができる。特に今回はK-9M-33号機と同じく新らしい測定 フローブと電子機器部の一体となった電子温度計を使用するので、夜間では あるが、100km以下から測定することができる。夜間の電子温度は特別な eventがない限り、下部では、ほぼ中性粒子温度と一致するので下部電離層 内の中性粒子温度についても情報を得ることができる。使用テレメータチャ ンネルは次の通りである。

IRIG	# 9	電子温度
	#4	浮游電位

2. 観 測 器



大気光の観測(AGL)

東京教育大学、理学部

中村正年

森岡弓男

1. 目的及び概要

この観測の目的は、夜間大気光中、赤及び近赤外領域にあらわれるOH分子のMeinel bands 並びにO₂ 分子のAtmospheric bandsとよばれる 大気光の発光層の高度分布と絶対強度を測定することである。

○日分子の発光は、水素原子とオソンとの反応による化学発光であるとされ、我々は地上観測からその発光層の高度を約70kmと推定した。然し一昨年、 我々がおこなったK−10−5号機によるロケット観測では90km附近にその発光層があるという結果を得た。これは、米国などでこれまでになされた二つの観測結果とほぼ一致するものであるが、もしこれが事実であるとすると、従来の発光機構に関する仮説も大巾に変更されねばならないことになる。その意味で今回、再度の実験を行ない確認したい。

 O_2 分子によるAtmospheric bands の発光層の高度分布及び絶対 強度は、地上からは大気層による吸収のため測定不可能のものである。これ もK-10-5号機によって一昨年秋、我々は一度観測したのであるが、その 際は絶対強度を求めるまでには至らなかった。絶対強度を知ることは、上層 大気で行われている種々の反応素過程の基礎的資料として意義が大きい。今 回はその絶対強度測定にも力を入れたい。

2. 観測装置

観測の方法は、3個の大気光用光度計を使用し、その中の1個は0H分子

-5-

- 4 -

からの光を、他の2個は02分子からの光を測定する。なるべく低い高度か ら観測を始めるために、ロケットが50㎞程度の高度に達したときロケット の側面に開けた窓のカバーをタイマー仕掛けで、はずして、斜め上方からの 光を、光学系を通してロケット内部に導き、観測する。

光度計は、レンズ、反射鏡、干渉フィルター、光チョッパー、標準光源、 同期整流用信号発生器、光電子増倍管等よりなり、3個の光度計は、それぞ れ120の角度に対称に配置されている。光電子増倍管用高圧直流電源とし ては、積層乾電池を使用し、これは密閉された容器中に入れられる。また光 度計にはそれぞれ交流増巾器及び同期整流回路がつながれ、整流回路よりの 出力は更に直流増巾された後テレメーターに送られる。

第1図に光度計の光学系部分の概略図を示す。



光度計の光学系の概略図

- 6 -

夜光OHの測定(AIR)
立教大学、理学部
牧 野 忠 男
1. 目 的 萩 原 雄 介
1969年度にK-10-5号機で得られた結果にもとづき、更に改良した
装置を搭載する。
K−10−5号機で得られた主な情報は次の通りである。
 光量は F = 1 程度の集光系で波長 1 ~ 2 µ として検出器を P b S · 1 cm で
十分な光量が得られる。
2. 可視部、近赤外部で得られた発生層の厚さより赤外部(14~19μ)間
では厚さがうすいらしい。(厚さの波長依存性?)
これらの結果にもとづき今回の主な改良点は次の通りである。
1. PbSの面積を0.25cmとして空間分解能を上げる。
2. 電気出力のレンズを広くするために Log、Ampの採用。
3. 波長区間を三種類にとる。
1, $1 \mu \leq \lambda \leq 2.5 \mu$
P、 V/≤6よりも高いレベルより落ちろ放射
へ、 V≤5よりも低いレベルと1支キスお目
2. 観測装置の諸元
集光レシズ 口径10㎝、焦点距離10㎝、F=1、 fused quarty
空間分解能 4° Ai
Chopping frequency \simeq 1 K C
入射光はロケット・スピン軸に対して直角方向とする。

- 7 -

地磁気姿勢計による姿勢測定(GA)

東海大学、工学部

青山 遠 山 文 雄

巌

1. 概 要

ロケットの飛しょう姿勢の測定はロケット工学上及び搭載機器の情報解析 に極めて重要なことである。 GAでは、地球磁場が短時間内においては非常 に安定であるということを利用し、磁力計をロケットに搭載して磁場の強さ を測り、地球磁場を基準とした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、ロケット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(乙)及びこれに直角な方向(H)の二方向に 検出器を置き、両者の値から磁力線とロケット軸とのなす角度が求められる。 又H成分の出力波形からロケットのスピン周期も測定出来る。

定 2. 測

右図のようにZ成分及び H成分の値からロケ

ット軸と磁力線 Fの方向とのなす角αは

 $\alpha = tan^{-1} (H/Z)$

で与えられる。しかし一般にはロケット本体 及び周囲の搭載機器からの磁気的影響があり、 これに対する補正等が必要である。

- 8 -

ſ	t 様	
(1)	磁力計	
	検出磁場範囲	土 5 0,0 0 0 ガンマ
	温度特性	0~40℃にて±1%以内
	出力電圧	$0 \sim 5 V$
	検出角度精度	\pm 1 °

(2) 寸法、重量

3.

機種	名 称	磁力計寸法	重量	発振周波数
K-10-7	GΑ	1 8 0 × 1 2 0 × 4 5	1. 0	18

Rocket Axis Z

- 9 -

SESノート K-NO.348 L-3H-7による観測

昭和46年7月

東京大学宇宙航空研究所

電離層のイオン温度の観測(TPI)

郵政省電波研究所

宮 崎 茂

1. 概要と目的

高度数10kmから数km以上に広がって存在する電離層は電波伝播の問題に 関して重要であるばかりでなく、宇宙空間において起る諸現象に密接な関 連をもち、種々の相互作用をもつために電離層の正確な物理状態の把握は 電離層物理の研究はもとより、いわゆる宇宙空間の研究にとって重要であ る。さらに電離層の生成・消滅は太陽活動と密接な関係があるので太陽活 動度による変化、季節変化、日変化の電離層の状態を長期にわたり、系統 的に観測することが必要である。

今回の測定は夜間であり、測定器はメインロケットに搭載し、高度約 100 kmから2,000 kmの範囲の電離層が観測できる。

2. 観測装置

本測定器は Retarding Potential Trapと称する測定電極を用い、

-1 - 1

ラングミュア・プローブの原理を用いて、標題のイオン温度のみならず、 電子温度、電子密度、イオン密度、プラズマ空間電位等を同時に測定でき るものである。測定電極は発射後約85 sec(高度約95km)の開頭と同 時にプラズマに露出し、観測が開始される。

z	24	
э.	īΒ	ル

測定電極	平面形RPT、Guard Ring 付き
G、 G R、 印加鋸 歯状波	0. 0 \sim + 8. 0 \cdot V
掃引時間	1. 0 秒
掃引電圧モニター	4.0 V
G交流重畳周波数	1 1 2 7 Hz
G交流重畳電圧	1 0 0 mV(p-p)
整流電圧モニター	1. O V
C印加直流電圧	— 2 J V(一定)
增巾型式	G:対数(2桁)、C:線型
增巾器带域巾	100Hz (3db down)
增巾器較正電圧	0 V、 5 Vの2 点
測定電流範囲	

	低感度(L)	高感度(H)
G-DC	$1 \times 1 \ 0^{-4} \sim 1 \ 0^{-6} \ A$	1×1 0 ⁶ ∼1 0 8
-AC	$1 \times 1 \ 0^{-5} \sim 1 \ 0^{-7} \ A(\frac{1}{2}p-p)$	1×10 ⁻⁷ ∼10 ⁻ °
C-DC	$1 \times 1 \ 0^{-5} \sim 1 \ 0^{-7} \ A$	1×10 ^{−7} ~10 [−] 9
-AC	$1 \times 10^{-6} \sim 10^{-8} A(\frac{1}{2}p-p)$	1×1 0 ^{−−8} ~1 0 ^{−−10}

-2-

検出払	抵				
		С	100K <i>Q</i>	誤差 ± 0.1 %	
		Ģ	1 K <i>Q</i>		
消費電	力				
		+18V	170mA		
		— 1 8 V	δΟmΑ		
重	掀	検 出 部	0.5 K¢		
	·	電気回路部	2.69Kg) = 5. <i>9</i> Ng	
容	積	検 出 部	150\$	50 h	
		電気回路部	150 $\phi imes$	2 0 5 h	
使用チャンネル					
		#11 T	P I – C	(110Hz)	

#12 T P I - G (160 Hz)

イオン組成の観測(CPI)

郵政省電波研究所

野 信 義 畚

1. 概要と目的

内

電離層は地球の上層大気が太陽輻射により電離されることによりできた ものであるが、地上数100kmより上では、酸素原子イオン、窒素原子イオン、 ヘリウムイオン、水素原子イオンなど極く簡単な原子イオンから成り立っ ている。これら電離層の上側、いわゆるトップサイドのイオンの組成比の

-3-

高度分布は、特に太陽の活動度により大きな影響を受ける。これを確かめ 太陽の状態との関係を知るために長期間にわたり観測を行なう計画である。

2. 観測装置

周期静電磁界型質量分析器を用いる。この分析器は、静電磁界のみを用い、動作の安定性、消費電力の経済性と共に分解能を電気的に変更できる という特徴を持ち、人工衛星の搭載に適していると考えられる。 測定器の諸元は

質量範囲 1~20 掃引時間 2秒

分解能 ≃10 出力ダイナミックレンジ 10⁴

最高感度 101オン/𝔅

真空中に封じ高度約200kmで開口、測定を開始する。開口は約40ミクロンの銅ハクを破ることにより行なう。

観測器概密図



-4-

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

電離層の電子温度は日によって、いろいろな様相を呈しているように見 える。

今までのラングミュアプローブによる電子温度測定はロケット観測に関 する限り、必ずしも信頼をおけないことが最近明らかにされ、従って信頼 しうる電子温度の測定は日本を除いて、ほぼ、皆無と言ってよい。特に電 子温度に関する標準的なモデルを作ろうとする世界的な気運が盛り上りつ ゝある中で、日本でデータの集積が行なわれていることは喜ばしい。

高度約2.000 km に達する本ロケットによる電子温度観測によって、電 離層電子温度のデータ蓄積もさることながら、高度約100km 付近に現わ れる電子温度の高い層を知る熱源の究明と、高高度においては Magnetosphere との Coupling の問題、更にもう一つの重要な目的は、この大 型ロケットによって電離層を縦割りに観測し、電子温度プロファイルにあ らわれる層状構造の解明など、いくつかの残された問題に対してヒントを 与えてくれることを期待する。

2. 観測装置

重さ1708、寸法25h×90¢のエレクトロ部に100¢のプロー ブが一体になったものをメイン、プースタ Stage に搭載する。

— 5 —

メイン部に搭載される電子温度計はPWCの出す高圧パルスから入力回路を保護するため開頭後2秒から300秒までは連続的に観測し、300 sec(1,000km)PWC高圧パルスの合間をぬって測定を行なう。パル スが出ている間の保護はPWCからのリレー駆動信号によって、電子温度 計の入力回路を Short することによって行なう。

プースタ部に搭載される電子温度計は、メイン ig 5秒後にセンサーを プースタ上部の中心より突き出し、プースタが電離層中による間、連続的 に観測を行なう予定である。

更に電子温度計の Reference electrode によってプースタの浮動電 位を検出し、下降時のE layer の相対的な電子温度を観測する筈である。

使用されるテレメータ ch は次の通りである。

メイン搭載電子温度計 FM テレメータ ‡9

ブースタ搭載電子温度計 F M テレメータ #9

PCM テレメータ N7 浮動電位

2 S I 電子温度

プラズマ波・サイクロト úンの観測(PWC)

	京都大学工学部				
	木	村	磐	根	
	松	本		谹	
	橋	本	弘	蔵	
· · ·	宮	武	貞	夫	

1. 概要と目的

内

本実験は、従来CIEと称していた実験シリーズの一環を成すもので、 PWCとは、Plasma Wave Cyclotronの略号である。

実験の目的は、宇宙空間プラズマ、特に磁気圏下部において、そこに存 在する高エネルギー粒子群とホイッスラーモード波との相互作用を実験的 に検出し、サイクロトロン・インスタビリティーの励起を定量的に研究す ることである。

地球磁気圏プラズマ中で発生していると考えられているVLFエミッシ ヨンの発生機構として、ホイッスラー・モードのサイクロトロン・インス タビリティーが理論的に取扱われ有望視されている。これは、ホイッスラ ー・モードの波動が、プラズマ中の高エネルギー電子と相互作用を起し、 その結果、新しい二次電磁波が励起発生されると考えられているものであ る。

一方、最近新たに、磁気图下部にも、かなりの高エネルギー電子が存在 することが注目を浴びている。そこで我々は、ロケットからある周波数の 電磁波をパルス状に放射し、その付近のプラズマ and/or、 その場所を通 る磁力線の赤道面付近でのプラズマと相互作用させ、インスタビリティー

-7-

の結果生ずる二次電磁波を受信する実験を試みる。送信周波数はロケット 付近のサイクロトロン周波数 Fhlocal の約%、赤道面での Fhegの約½ になるように f = 240 KHz を選んでいる。

このようなロケットによるスペース・プラズマ中のサイクロトロン・イ ンスタビリティーの実験は、未だ試みられておらず、低緯度地方でのVLF エミッションの人工励起の可能性、比較的弱い人工電磁波エネルギーによ るプラズマの刺激の可能性などの研究開発が期待される。

2. 観測装置

本装置は、大別して送信機と受信機とから成立している。送信は、240 KHz の電磁波を図1に示すタイミングでモノポールから行なう。

図1. 送受信のタイム・チャート



図1 に見られるように、送信は、1 周期に4回、2 秒間、1 秒間、0.5 秒間、0.2 5 秒間行なわれ、受信は、送信後1 秒ずつ行なわれる。なお送信の開始は、X+300秒、高度にして約950 kmから行なわれる。

-8-

又、送信を有効に行なうためには、アンテナ回路のマッチングが常にと れていなければならないが、実際には、ロケット高度と共に、アンテナの インビーダンスがシースの変化により変るため、通常のままでは、殆んど ミス・マッチングの状態となり、電磁波放射が殆んど行なわれない。従っ て、本装置では、イオン・シースの変化を自動的に検出し、アンテナ回路 を常に最良状態に保つ、自動同調回路が取付けられている。今回は、それ によって、シース容量の変化も地上へ伝送することも試みられる。

一方、受信は、一組のダイボールで行なわれ、その周波数を240 KHz ±2.25 KHz のバンド内で測定し、併せてその電界強度も測定する。 簡単なプロック図を図2に示す。

* п #15 (*イ*ナ) # 2 3 OKH LIM --24 0KH z Ā 0-1 5 0 KH z 21 OKHz自動同調回路 240KHz 保護バル 20 で 調路 2.4 m

-10 -

放射線帯下部における低エネルギー電子、正イオン の観測(RBS)

神戸大学工学部
 豊田 実
 松本治弥

1. 概要と目的

Ξ

超高層大気へ浸入する低エネルギー荷電粒子としては極地でのオーロラ 発生の源となるオーロラ粒子が知られているが、中・低緯度地方でも相当量 の低エネルギー電子束が人工衛星で観測されたとの報告もある。しかしこ れらの観測はまだ充分とは言えず、限られたデータから信頼のできる結論 は得られていない。本観測はL−3H−5号機による観測に引き続いて基 本的には同じ装置で中緯度の超高層大気に浸入する低エネルギー(0.1~ 20KeV)荷電粒子束のエネルギースペクトルを測定し、前者の観測とも 比較して流入エネルギーを算定し電離層の生成、維持機構への寄与を調べ ることを目的とする。

2. 観測装置

観測器の構成は L-3 H-5号機 EPAと本質的に全く同じであり、その構成を第1 図にしめす。すなわち

1) 入射粒子のエネルギー弁別部は3枚の Curved Plate を使用し中央 の Plate に $0.1 \sim 2$ KVの正電圧掃引波形を1 0秒のくり返しで印加す る。これに対応して外側の間隙には電子、内側には正イオンが $0.1 \sim 2$ O KeVのエネルギー範囲にわたって通過する。

-- 11 --

PWC 07 = > 2 · F 1 + F 5

کا ا

-1

2) 選別された粒子はチャンネル形二次電子増倍管でそれぞれ増幅されて 電圧パルスに変換される。このパルスはさらに増幅、成形されたのち対数 圧縮DA変換器(図のRATEMETER)でアナログ電圧にされてテレ メータ # 7 で電子、イオン交互に10秒毎に切替えて送られる。またこの 切替時に短時間、パルス発振器出力を増幅器入力に入れて電子回路のチェ ックも行なっている。

3) このほか偏向板電圧、増倍管印加電圧などのモニタ信号がテレメータ
 #2で送られる。

以上の方式で0.1~20KeVの電子、正イオンの粒子束のエネルギースペクトルを500Km以上の高度において観測する。

第 1 図



PARTICLES

RBS BLOCK DIAGRAM

-12-

赤外線地平検出器によるロケット姿勢観測(HOR)

名古屋大学理学部

近藤一郎

概要と目的

ロケット・科学衛星等の姿勢を測定する方法として、Sun sensor、GA 等と並んで、地球大気からの赤外線輻射検出器による、水平線 Sensorは重 要な役割を果している。特に夜間のロケット実験、科学衛星実験においては、 姿勢制御を行なう必要がある時にはこの検出器を利用する事が極めて有用で ある。この様な理由から現在計画が進行中であるCORSA衛星においても 水平線センサーを搭載し、これによって姿勢の測定並びに制御を行なう事と なっている。

そこでCORSA搭載用のセンサーテストと、これによる観測ロケットの 姿勢測定を行なうために、ほご同性能の検出器を製作し今回の実験に用いる 事となった。即ち大気上層からの赤外線を14μ±1μのパンド幅のフィル ターを通して、サーシスタボロメーター検出器を用いて測定することにより、 検出器が水平線を見た時刻を知り、これから姿勢を定める。衛星の場合と比 らべてスピン周期が早いので完全な simulation にはならないが、次の点 についてはテストを行なう事が出来る。

1) 赤外線輻射強度の一様性と強度自体の測定

2) 検出器・テレメータシステムを含めた、時定数の範囲内で赤外線による水平線の Sharpness の測定

3) GASによる信号と組合せたロケット姿勢の決定

測定された信号の送信にはテレメータを2 チャネル用い、早いチャネル (# 1 4)では 1)、2)の測定の為の情報を送り、遅いチャネル(# 4)で

-13 -

はGA-Z、Sun Signal と Time Sharing をして3)の測定の荒い情報を得る事とする。

検出器の形状は第1図に示す如くで、口径38mm F15のレンズ系によっ て集光された赤外線を14±1 μ の干渉フィルターを通し、4mm²の Thermistor Bolometerによって検出する。送信される信号は第2図に示 す形状になるものと思われる。





銀河X線の観測(GXR)

東京大学宇	東京大学宇宙航空研究所				
小	田		稔		
小儿	目原	嘉	明		
名古屋大学	洋理 台	幹部			
早	Л	幸	男		
EH	中	靖	郎		
河	野		毅		
長	渐	文	昭		

1. 概要と目的

 $\mathcal{D}_{\mathcal{D}}$

内

宇宙軟X線は星間物質によって吸収され、その方向分布、エネルギース ペクトル等を観測することにより、星間物質の分布、組成比等に関する情 報がえられる。

我々は、ボリプロビレンの源膜を窓に使った比例計数管で宇宙軟 X線 (~0.28KeV近傍)の測定を行なってきた。昨年からは、窓を1μまで 薄くすることができ、0.28KeVにおける透過率を84%まで上げること ができた。一方、この程度まで薄くなると、低エネルギーの電子(約10 KeV)が窓を通過するようになり、計数のバックグラウンドとして、大き く寄与することがわかってきた。また、このような電子は恐らく放射線帯か ら下降してくるものと思われ、地磁気の状況、太陽活動の程度等で、非常 に大きく強度が変り、そのくわしい様相は、未だ明らかになっていない。 我々は軟 X線観測のバックグラウンドとなる、このような電子の様相(高 度変化、方向分布、エネルギースペクトル)を知ること、及び夜の電離層 の存在等に関連するであろう。このような電子観測自身の地球物理学的意

-15-

味も含め、電子とX線を弁別して、双方のスペクトル等を測定する。対象 エネルギーは、X線0.1~3 KeV、電子が約5~10 KeVである。

2. 観測装置の概要

i) 検 出 器

カウンターは、1 μ の薄膜で4 3 cm^2 の窓をもつ比例計数管2本を使い、ガスはアルゴン 0.9 気圧+メタン 0.1 気圧である。1本はロケット軸に垂直な方向、他の一本はそれより2 0°上を向いた視野をもつ。

jj) 電子・X線弁別装置(静電シャッター)

電子とX線を区別するため、カウンター前面に、互いに絶縁された電 極板(0.2mm厚アルミ板、4cm×2.6cmを1mm)おきに並べ交互に高電 圧をかける。入射電子は、電場によって進路を曲げられ、極板に当って 止り、一方X線は、まっすぐ入射する。このような装置を静電シャッタ ーと名付け、その電圧をある時間間隔でon、off することにより、そ の差から電子のスペクトルとX線のスペクトルを出すことができる。

なお、この静電シャッターは、コリメーターを兼ね、開口角はロケット軸方向に±20°、スピン方向に±2°である。

ⅲ)ガス系

カウンターの薄膜は、ガスの透過性があり、空気中においては主に酸素の混入によりガスが劣化し、また真空中においては、膜からのもれに よってパルス波高が変化する。観測時間が短かければ(~数分)発射直 前に封じ切って上げることができるが、今回のように30分近い観測で は、地上でのガス flow と共に上空で、ガスの供給を行なう必要がある。 そのため単一エネルギーのアイソトープをつけた reference カウンタ

-16-

ーで、常にパルス波高をチェックし、その変化に応じて、自動的に供給 したり逃がしたりする。今回は、波高・自動調節の粘度を5%にする。

1 チャネルに1本のカウンターをそれぞれあてる。入射X線もしくは 電子のエネルギーに比例するパルス高は次に検出されるまで高さを保つ アナログ信号として送られる。また、reference カウンターのパルス 波高の平均値もある時間間隔で送り、較正の資料とする。



銀 河 X 線 観 測 器 概 略 図

-17-

レーザー光散乱による高層大気成分の観測(ASL)

大阪大	学]	[学]	部			,
l	Ц	中	千代	衛		
t	ŧ	井	貞	堆		五
	ት	Л	哲	夫		内
ŧ	堅	原	俊	昭		

1. 概要と目的

搭載レーザー装置より射出したレーザー光のエーロゾル、大気による散乱 光を光倍管によって、高い感度で受光し、散乱断面積及び散乱強度を測定 することによって、エーロゾル、大気の状態および粒子密度分布を求める。 本計画による第1回ロケット搭載観測実験はL-3H-5号機により実 施され、散乱強度の高度分布に関し、興味ある結果を得るとともに搭載レ ーザー、液体チッソ冷却光倍管と光電子計数法を用いた新しいロケット観 測技術に関する問題点が明らかとなった。今回はこれら問題点の改良と、 第1回の測定結果の確認を行ない、さらに同調可能レーザーを用いた共鳴 散乱計測による超高層微量成分検出への技術開発を目的とする。

エーロゾルのレーザー計測に関しては、本計画以外には地上からのレーザ ーレーダーによる測定結果がある程度報告されているが、ロケット観測は まだ行なわれていない。Fioccoらのレーザーレーダー実験によると地上 60~90Kmおよび110~140Kmに散乱層のあることが見出されてい るが、高度分解が悪く詳細は不明で、これらの層の成因に関しては推測の 域を出ていない。これの詳細な観測は、エーロゾルの変遷や、夜光雲の成因、 位置に関し、興味あるデータを提供する。 レーザー技術と、微少光検出技術の進歩により、散乱計測法が極めて有 効であることが明らかとなったが、これの超高層観測への応用は、エーロゾ ル計測以外に種々新しい可能性を含んでいる。すなわちミー散乱、レーリ 一散乱、トムソン散乱、共鳴散乱等により、微粒子密度、粒径、ガス分子 および原子の密度、種類、プラズマの電子密度、電子温度、イオン温度等 の測定が期待できる。

2. 観 測 装 置

構成を第1図に示す。レーザー光源、集光系及び検出器、クライオスタット、電気回路等よりなる。

2.1) レーザー光源、GaAs 半導体レーザーを液体窒素で冷却して使用。 発光波長8,500Å、 出力25W、発光パルス巾~1usec、 くり返し1 KCで4個並列に動作させる。これをレンズにより収束してロケット軸に 直角方向へ射出。

2.2)集光系及び検出器、直径250mmの放物面鏡で集光し、これをさらに複鏡で光電子増倍管(EMI9684B)に導く。光倍管は液体窒素冷却し、ノイズを軽減している。さらに、air grow 太陽散乱光等のノイズ成分を除くため、レーザー光に合わせた干渉フィルターを使用している。

2.3) クライオスタット 容積6000℃、保持時間約2時間である。レ ーザー素子と、光倍管とを同時に冷却する。

2.4) 電気回路、散乱信号を雑音と区別してS/N比よく測定するため
 plase sensitive photon countiny 法を用いている。これは個々の
 光電子を計数し、パルス変調された送出レーザー光にあわせた同期検波を

-19 -

-18-

行ない時定常ランダムプロセスであるノイズによる計数値を引きさること によりS/N比を改善するものである。回路構成を第2図に示す。1KC のマスタークロックパルスを適宜カウントダウンおよび遅延させて動作タ イミングパルスを得ている。

まずSCRをスイッチング素子として用い、マスターパルスに同期して 1KCでGaAs 半導体レーザーを動作させる。これのエーロゾルによる散乱 光が光倍管に受光される時期に同期して、図中(S+N)gateを開閉す る。これより50µsec遅れたタイミングパルスにより(N)gate を開閉 する。それぞれのgateを通過してきたパルスは0.5秒間カウントし、D Aコンパータにより0-100カウントまでを0-5ボルトに変換し、テ レメータにより地上に伝送する。両信号の差をとることにより、両方に共 通に含まれるノイズ成分を引きさり、信号成分のみを取り出す。これと同 時にテレメータに送る出力端切換により第2図に示されているように、レ ーザー光出力、液体窒素温度をそれぞれホトダイオードおよびサーミスタ を検知器として光倍管印加高電圧を分圧して、モニタしている。

観測はX+5秒よりガラス窓を通して開始し、main 切離し後開窓を行 ない観測を続ける。開窓時、取外した窓の反射による光倍管の劣化を防ぐ ため2.5秒間光倍管電圧をカットする。さらに集光鏡が太陽を直視した場 合の強い太陽光による光倍管の劣化を防ぐため、ホトセルによる太陽セン サーを装置し、所定レベル以上の入射光の到来時に光倍管電圧をカットす る保護回路が設けてある。

使用テレメータチャネル #7、#13

容積 250×250×300、脱着窓250×250 重量 10Kg

-20 -









- 21-
プラズマ波・イオン音波の観測(PWP)

京都之	大学	工学	部			
	木	村	磐	根		
	松	本		紘		
	宮	武	貞	夫		

(1)

六

内

1. 概要と目的

電離層フラズマ中での非線形波動現象としては、古くは、ルクセンブル グ効果などが知られ、最近では、プラズマ中の種々のモードの波動〜波動 カップリングが理論的に研究されている。K-9M-29号機のPPW及 びK-9M-35号機のPWIにおいて、既に非線形波動現象が見出され ている。

これは、電子のプラズマ波領域の高周波をプラズマに印加することによ って大振巾のプラズマ波を励起し、非線形プロセスを通して、低周波のイ オン音波が励起されたものと考えられている。

今回の実験では、上記のプロセスを確認し、より精度の高い実験を行な うために、印加周波数wo を10 MHz に選び(wo \geq wp) これをプラズ マをはさむ2枚のメッシュに印加し、大振巾プラズマ波を励起し、非線形 相互作用の結果生ずるwo $-w_1$ なる周波数の電子プラズマ波及びw1 なる 周波数のイオン音波(w1 \ll wo)をメッシュ間に挿入したプロープで受信 する。従って、実験目的の1つは、

 $w_0 = (w_0 - w_1) + W_1$ ↑ ↑ ↑ 第1プラズマ波 第2プラズマ波 イオン音波 という Three Wave Process が実現されるかどうかを明らかにする他、 受信プロープにDCバイアスを印加したときのレスボンスの変化を明らか にすることである。この他、wi を高度の関数として求め、Te の高度変 化などと比較し、イオン音波であるかどうかの確認を行なう。

これらによって、電離層内の低周波ノイズの発生機構の解明の一助を得たい。

2. 観測装置

装置のブロックダイヤグラムを図1 に掲げる。 10 MHz の高周波 印加用に2枚の平行メッシュを用い、0~50 Vppの印加電圧スイープを 行なっている。受信は、メッシュ間に置かれた2ケの球プロープでAFを、 2本の棒アンテナでRFを行なう。

受信電波を高周波(RF)及び低周波(AF)に分離し、それらの間に 前述の式(1)の周波数関係があるかどうかを確認するために、位相検波方式 を採用している(2系統)。

低周波ノイズ(AF)のスペクトルを得るためにDISC法を採り、 Te の高度変化を求めるためにラングミュア電流をモニターしている。又、 DCバイアスをAFプロープに0~10Vまでスイープ印加し、その影響 を検出できるようなタイミングを採用している。実験のタイミング図を図 2 に示す。

-23-

-22-

図1. PWPのプロックダイヤグラム



-24-

地 平線 センサ (HOR)

神戸大学工学部

豊田 実

松本治弥

1. 概要と目的

遠赤外線検出器としてわれわれの開発した薄膜サーミスタを用いて地平線センサを組立て、L-3H-7号に搭載して、地平線センサとしての性能試験を行なうのが目的である。

観測項目としては、地平線検出のほかに、センサ取付部分に近いロケット内壁の温度と赤外線検知器の温度を測定することになっている。

なお、われわれのHORの搭載されるのはプースタであって、最後まで 壁は開かない。その代わり、始めから直径 2 cmの窓を壁にあけておくこと になった。このため上昇直後から観測が開始されることになる利点はある。

2. 観 測 器

観測器としては、前記のように地平線センサと温度測定装置とからなっ

-25-

ている。

(1) 地平線センサ

これはフィルタ、レンズ、赤外線検知器、増幅器の順に組立てられて いる。概略次のごとくである。

- 赤外線検知器:冷却を必要としない赤外線検知器としてはサーミスタ がすぐれている。特にわれわれの開発したものは真空蒸着法によって非 常に薄くしているので時定数が小さくなり(1.6×10⁻³ sec)、また受 光面積も小さくできるので(0.2mm×0.2mm)、NEPを小さくするこ とができる。なお、D* は5×10⁷ cm・Hz¹·W⁻¹である。、
- レンズ:材料はGe 単結晶を用いた(これは15µを中心に遠赤外線の透過率がすぐれている)。口径14mm、焦点距離8mmである。

また、視野角は4°×4°とし、やや大きくとったが、これは第1回目の実験ということから、精度は多少落としてもS/Nを高めるためである。

- フィルタ: Ge レンズ自体が二応15μを中心としたバンドフィルタの性能をもっているので、これに約8μ以下の短波長側を阻止するフィルタを併用することとした。これには、Ge ウエファに In Sb と Zn Sの薄膜をコートしたものを使用する。
- 4. 増幅器:センサからの信号は入力抵抗100MQのFETに入り、以
 後約90dBの増幅器を通ってテレメータに入る。
- 5. HORのセット角: これはロケット打上げ角によって多少変更する必要がある。打上げ角78°のときで、ロケットのスピン軸から100°、 にセットすればよいことになる。
- 6. 温度測定装置:薄膜サーミスタはいわゆる熱形検知器であるので、周

囲温度の影響を考慮する必要がある。このための参考データを得るため に、薄膜サーミスタを取付けた部分の温度と、HOR装置を取付けた個 所に近いロケット内壁の温度を測定し、ロケット上昇中の温度変化の影 響を明らかにする。温度検出にはビード形のサーミスタを用いる。

低エネルギーイオンの測定(RBS)

大阪市立大学工学部

竹屋芳夫

1. 概要と目的

従来からイオン流の測定用として利用されてきたファラデーカップに分 割コレクタを設け、平板コレクタの場合に生ずるセンサとの相対入射角の 変動による誤差をのぞくとともに、イオン流の入射角も測定できるように 改良したファラデーカップにより、電離層イオン密度、温度測定を行なう ことを目的とする。

2. 測定原理

同心円筒状に図1のように6枚のメッシュを設け、G2 グリッドでイオ ンのエネルギー分析を行なうと同時に、G4 グリッドの負の電圧により入 射イオン流に集束を加え、コレクタの分割による検出電流の減少を抑える ように工夫してある。

なお、ロケットのプリセッションやスピンのために、各コレクタ電流を同時 に測定しないと入射方向が確実になるので、アナログコレデンサメモリに

-26-

-27-

読込み、順次読出す方式を採用している。

3. 測定要項

タイムスケジュールは、1フレームが2つの測定に分れていて、その½ の時間はエネルギー測定の基準となる空間電位を交流重畳法により測定す る。 %フレームは、段階的なエネルギーレベルに対して、各コレクタの検 出電流を測定、読出す、残り½の時間は、非分割コレクターに対して、連 続したエネルギー分布に対応するコレクタ電流をリアルタイムで伝送する 図1は測定器プロック図を示した。

4. 使用テレメータ及び装置の諸元

テレメータ使用チャンネル(Booster)

 $FM - FM - \cdots 2ch$

#15 RBS-C(コレクタ電流)

4 RBS-B1 (エネルギー分析用電圧モニタ)

P C M 5 ch

4 S 6 R B S - B 2 (掃引電圧モニタ)

2 S 5 R B S - D (非分割コレクタ直流成分)

2 S 6 R B S - F (非分割コレクタ1 K H z 成分)

2 S 7 R B S - S (非分割コレクタ2 K H z 成分)

2 S 8 R B S - T (空間電位測定交流成分)

装置の諸元

1. 動作 Energy分析型ファラデーカップ

2. 測定イオン電流

(DC成分) 1×10⁻⁸~1×10⁻⁶ (A)

(1KHz成分) 1×10⁻⁹~1×10⁻⁷(A)

(2KHz成分) 2×10⁻¹⁰×2×10⁻⁸(A)

3. 出力電圧 0~+5V(対数圧縮40dB)

4. 分析用電圧 (VR) 掃引幅

5. レンズ電圧(VL)掃引幅

- 3.7 V_R(V_Rに同期)

6. センサ (形状)円筒形(120 mm c/×70 mm L)
 (重量)800 gr

図1 ブロックダイヤグラム(左上が円筒形センサ)



-29-

銀河X線の観測(GXR)

東京大学	学宇宙	目航空	と研究	名所	
	小	⊞		稔	
	宮	本	重	徳	
I	小丿	原	嘉	明	
	松	岡		勝	

八

内

1. 概要と目的

さそり座のX線星(SCOX-1)のX線強度及び光の強度は、かなり 不規則に変動している。この変動の様子を連続的に観測して、光とX線の 強度の関係、X線のスペクトルの変化などからSCOX-1の正体を解明 しようと試みがつづけられてきた。これまでの観測結果からSCOX-1 の大きさ、プラズマの温度、それらとX線や光の強度との関係について初 めて統一的な解釈がつけられ始めている。しかしこの種の観測は観測回数 の不足、光との同時観測の実現の難しさなどからデータの数、質、ともに まだ極めて不十分な状態である。

今回のL-3H-7による実験も、同じく8月下旬に行なわれるK-9 M-31の実験と同様、信頼度の高い観測点を追加するために行なう。但 し、L-3H-7では、観測器に許された重量、サイズの都合から、極端 に小型化した標準観測器を作り、1KeV~20KeV の間のエネルギース ベクトルを精しく測定することを主目的にしている。今回の観測結果を見 た上で、今後更に装置の小型軽量化を行ない、機会あるごとになるべく多 数回観測を行なうようにしたい。

なお、L-3 H-7 では、発射時期の調整がつかず岡山天文台で行なう光

学同時観測は行なわない(K-9M-31に合わせて8月16日~22日の間行なう)。

2. 観 測 装 置 a) 検 出 器

厚さ1 5 0 ミクロンのBe 膜を窓にした比例計数管と厚さ6 ミクロン のプラスチックス膜を窓にした比例計数管を各1 ケ用い、それぞれ 2 KeV ~ 2 0 KeV ~ 1 KeV ~ 1 0 KeV の範囲の観測を行なう。

b)信号処理回路

X線の検出信号を不感時間~0 で指示する digital signal と、検 出されたエネルギーを指示する analog signal の2種類を作りテレ メーター4 ch で伝送する。これらの回路は宇宙研GXRグループが開 発し、これまで毎回観測に使ってきたものなので、詳細は省略する。 c)諸 元

重量 検出器 1.3 Kg×2(含、高圧電源2個)

回 路1.3 Kg×1

計 3.9 Kgz

消費電力 + 1 8 V 2 5 0 mA

- 1 8 V 5 0 m A

テレメーター FM-FM #10 counter A digital

8 counter B digital

PCM High responce 2 channel

counter A, B analog

-30-

地磁気姿勢計によるロケットの姿勢測定(GA)

東海大学工学部

青山 巌

遠山文雄

1. 概要と目的

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器の情報解 析に極めて重要なものである。本姿勢計は、地球磁場が短時間内において は非常に安定したものである事を利用して、磁力計をロケットに搭載して 磁場の強さを測る事により、地球磁場を基準としたロケットの姿勢を測定 するものである。

使用する磁力計は、ロケット搭載計器として信頼性の高い倍周波型磁力 計である。磁気センサをロケット軸方向及びロケット軸に直角方向に搭載 して二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検出 し、同時にロケットのスピン周波数も測定出来る。磁界の測定範囲は、二 成分とも0~±50,0007で検出角精度は±1°である。

2. 仕様(メイン、ブースター) 検出磁場範囲:±50,0007 検出チャンネル:2チャンネル 磁力計出力:0~5V
温度特性:0~40°C にて±1%以内 検出角精度:±1°
励振周波数:18KHz
感度:約20,0007/1V
磁力計寸法:145×120×45(メイン)、134∮×105(ブースター)
磁力計重量:10Kg

-32-

SES1-1 K-Na349

L – 4 S C – 1 の 実 験

昭和46年7月

東京大学宇宙航空研究所

1 実験の目的

科学衛星打上げのためのM型ロケットは、第3号科学衛星(SRATS)打 上げの段階においては、下段ロケットに推力方向制御(TVC、Thrust Vector Control)装置をそなえて、これによってロケットの燃焼中におけ る姿勢の制御を行ない、衛星打出しまでの飛しょう径路をできるだけ予定に 近いものとなるようにして、衛星の軌道の精度を良くする計画となっている。

推力方向の制御には、2次流体噴射推力方向制御(SITVC、Secondary Injection Thrust Vector Control) 装置を用いる。そのために、昭和 42年以来、小型ロケットモータから、K、L、M各サイズのモータに至る まで、10回以上の地上燃焼実験が行なわれてきている。

一方、SITVCに関する飛しょう実験の最初は、昭和44年2月に行な われたPT-420-1 号機の実験である。この実験は、姿勢基準装置は搭載 せず、単にタイマでSITVC装置を断続的に作動させて、作動の際の機体 連動の変化に関する計測結果から、SITVC装置の基本的な機能の確認を 行なったものであった。次いで、同年9月には、姿勢基準装置を含めた閉ル ープ制御特性の試験を目的として、第2段にSITVC装置を装着したK-10C-2号機の実験を試みたが、この時は、発射直前に2次噴射液として 用いた過酸化水素が漏洩するという事故が起こり、目的を果たすことができ

なかった。昭和45年9月のK-10C-3号様は、2次噴射液をフレオン に変えるとともに、SITVC系配管に改良を加えたもので、飛しょうは順 調に行なわれて、多くの基礎的実験資料が入手され、実験は所期の目的を達 成した。

K-10C-3号機では姿勢基準のジャイロは一定の方向に向けられてお り、第2段の燃焼中において、SITVC 装置を働かせて、機体軸をその 方向に保つ制御を行なった。今回のL-4SC-1号機の実験は更に一歩を 進めるものであって、SITVC装置による制御を行なうのは同じくその第 2段においてであるが、姿勢基準装置はピッチブログラムができるようにな っており、燃焼中機体軸が、そのブログラムに従って所定の変化をするよう 制御する計画になっている。

ビッチブログラムに従った機体軸の制御は、飛しょう径路を適正にするた めの不可欠な技術である。L-4SC-1号機の実験の第1の目的は、その 制御特性を試験することにある。それと同時に、SITVC装置によるロケ ットの燃焼中における飛しょう安定の効果を調べることも、課題の一つにな っている。従来のL型ロケットでは、第2段の燃焼の中期以降では尾翼によ る空力安定の作用が不足するので、スピンを与えてスピンによる安定作用で その不足を補っている。L-4SC-1号機の第2段は、スピンなしで飛し ょうする。SITVC装置は機体軸を所定の方向に保つ働きをするので、当 然これによって飛しょうの安定がえられる筈である。その特性に関する資料 は、今後にとって重要なものの一つである。

L-4SC-1号機は、L-4S型をもとにしたものであるが、補助ブー スタは省かれており、第3段モータはダミーである。第4段は推薬重量を正 規の約60%に減らした球形モータ480Sで、これは姿勢制御によって、 飛しょう径路のほぼ最高点付近で局地垂直の方向に打出される。これはジャ イロのドリフト特性、第4段の切離し、打出しの特性をこの機会に併せて試 験するためであって、打出し特性の測定はレーダで第4段の飛しょう径路を 追跡することによって行なうので、追跡の条件を良くするために局地垂直の 方向に打ち出すこととしたものである。

2 ロケットの概要

L-4SC-1号機の全体の外形を第1図に、また機体の主要な諸元を第 1表に示す。発射時における総重量は8.57t、全長は17.13mである。 L-4S型と異なる点は次のとおりである。

1)第1段:第1段モータはL-4S型のものと同じ735B,であるが 補助ブースタは用いない。尾翼の形状、寸法も同じであるが、第2段目と 結合するフランジの部分は、第2段モータのノズル周辺にSITVC装置 が装着され、従って第2段の尾翼筒の直径が大きくなった関係で従来のも のよりやや太くなっている。

第1段の切離しには、従来は成形火薬により結合部の円筒壁を焼き切る 方法が採用されていたが、L-4SC-1号機では、上述のようにSIT VC装置が第2段モータノズル周辺に装着されているので、これに損傷を 与えることのないよう、セバレーションナットによる方法に改めてある。 セバレーションナットは4本で、これが作動すると8個のスプリングによ り、1m/sの分離速度が与えられる。セバレーションナットによる第1 段の切離しは、M型ロケットでは既に使われているがL型で使用するのは これが初めてである。

2) 第2段: 第2段モータは、非常用推力中断装置のついた735½B,

-2-

- 3 --

で、ノズル周辺部尾翼筒との間の空間にSITVC装置を装着している。 第2段モータの燃焼秒時は、43秒で、この間SITVCによる制御が行 なわれる。非常用推力中断装置の原理はM-4S型の2、3段、あるいは K-10C-3号機の第2段で用いられたものと同じで、鏡板部の点火装 置(イグナイタ)は4本のセバレーションナットで取付けられており、非 常の際はコマンドでこれを外すと燃焼ガスは両方向に噴出することになり 推力を失う仕組である。

従来のL-4S型では、第2段において約25 rpsのスピンを与えるた めに、1対のスピンモータが第2段モータの前端部に装着されており、ま た尾翼によるスピンの減衰を防ぐため、第2段尾翼には04″の捻れ角がつ けてあった。L-4SC-1号機では、前述のように第2段において強制 的にスピンを与えることはしないので、これらはいずれも省かれている。

第2段ノズル周辺にはSITVC装置を装着している。また、第2段燃 焼中にロール制御を行なうための過酸化水素ジェットが、第2段モータ前 端部に装着されている。

SITVC装置の電磁弁を開閉する制御信号は、第3段に搭載した姿勢 制御装置から与えられる。そのための制御信号ケーブル、およびSITV C装置の動作に関する情報をテレメータを通じて送信するための信号ケー ブルを通すために、1対のケーブルダクトが第2段モータの外側に取り付 けられている。

3)第3段: 前述のように、L-4SC-1号機の第3段モータは、形状、 重量を合せた中空のダミーであって、第2段との間の円錐形の接手部がこ れと一体となっている。L-4S型では、この接手部に第2段モータの切 離し装置が設けられているが、L-4SC-1号機では第2段モータの切

- 4 -

離しは行なわない。

ダミーロケットの外側には、前項に述べたSITVCに関係する信号ケ ーブル、および2段ロール制御ジェット用の信号ケーブル、第2段点火用 のケーブルなどを通すための一対のケーブルダクトが取付けられている。 これらのケーブル類は円錐形部において一たん機体内部に引込まれたのち、 SITVCに関するケーブルは再び外部に出て第2段モータ外側のケーブ ルダクトを通る。このような仕組にしたのは、第3段モータが推進薬を有 する場合に合わせたものである。

円錐形部の内側、その後端に近い部分に非常推力中断のためのコマンド 受信機を搭載している。

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本のセバレーションナットで、第3段ダミ ーモータに結合されており、第2段モータの燃焼後切り離される。切離し の際4個のスプリングで与えられる分離速度は0.8 m/s である。姿勢制 御装置の下端には、第1段モータの点火モータを改造した小型ロケットが 取付られており、切離し後第2段の残留推力による衝突を防止するため姿 勢制御装置以上の部分を加速する。これをキックモータと呼んでいる。

L-4SC-1号機では、第4段を局地鉛直の方向に打ち出すため姿勢 の制御を行なうが、L-4S型のように姿勢安定のためのスピンは与えら れていないので、従来のデスピンモータは不用で、ついていない。姿勢制 御終了後はこれまでと同じくスピンを与え、姿勢の安定を保つ。このため のスピンは姿勢制御装置の、ロール制御ジェットにより与える。

姿勢制御装置、第3段計器部、第4段接手部の構造は、従来のものとは 大幅に異なっている。構造強度を支えているのはいずれも4本の主柱であ

- 5 --

って、外板は単なるカバーとして取外しが可能である。こうした構造に改めたのは、内部の点検や搭載機器の装着、取外しを容易にするためである。
第4段接手部には、第4段射出筒の周辺に、タイマ、ブッシャコネクタなど、点火、切断系の機器が纏めて装着されている。また新たに点火切断系点検用切替装置(LEDEX)が搭載されていて、点火切断系の回路が正しくできているか否かを遠隔操作で迅速に試験できるようになっている。
5)第4段: 第4段モータは、L-4T-1号機に用いたものと同じで、外形、重量はL-4S型の球形モータと同じであるが、推進薬は約60%

に減らしてある。第4段打出しの目的は初めに述べたとおり、打出し特性 を調べることにあり、そのためには大きな加速は必要としない。

第4段モータは第4段接手部の引抜きピンによって結合されている。火 薬の力でピンを引抜いた後、射出筒内に装着した少量の火薬で第4段を射 出する。この仕組はL-4S型のものと同じであるが、ピンの数は2本に なっている。

第4段計器部の構造もL-4T-1号機のものとほぼ同じであるが、搭 載機器の種類は異なっており、重量は、11.7kgである。

3 飛しょう計画

L-4SC-1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 しょうの模様の概略を第3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 了し、32秒、高度17kmにおいて第1段モータを切離す。41秒でSIT VC装置および第2段のロール制御ジェット装置の作動を開始し、その1秒

-6-

後、発射後42秒、高度24㎞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43秒間燃焼するが、この間において、SITVC装置 および第2段ロール制御ジェットにより、燃焼中における姿勢制御の実験を 行なう。すなわち、ロール制御ジェットによりロール制御を行なうとともに、 SITVC装置によってピッチならびにヨー制御が行なわれる。ヨー制御は 飛しょう面内に機体軸を保つ制御であり、ビッチ制御は機体姿勢上下角を重 カターンに基づく姿勢上下角の変化に近似した、第4図に示すようなピッチ ブログラム、すなわち第2段点火時の姿勢角に相当する 57°から41秒間で 直線的に12°姿勢角が変化するようなブログラムに従って制御が行なわれる。 第2段の燃焼がほぼ終了するところで、SITVC装置、次いでロール制 御ジェットの作動を停止し、開頭ののち第2、3段モータを切り離す。切離 しの1秒後、96秒に姿勢制御装置のロール制御ジェットによってロール制 御を開始し、1秒おくれてピッチ、ヨーの制御ジェットも作動して機体軸を 飛しょう最髙点における局地垂直の方向に向ける姿勢制御動作を開始する。 姿勢制御を行なっている間にキックモータが点火され、約1秒間燃焼して機 体を9 m/s 加速する。

発射後196秒には姿勢制御のモードを変更し、ビッチおよびヨー制御ジ エットはそのままで、一方のロール制御ジェットを全開にして、機体にスピ ンを与える。その期間は30秒間で、機体のスピンは約2.7 rps に達する予 定である。機体はスピンによって姿勢の安定を保って飛しょうし、発射後 258秒、高度203kmの、ほぼ飛しょう径路の最高点付近で姿勢制御装置 を切り離し、その1秒後に第4段モータに点火、第4段を局地鉛直の方向に 打ち出す。

第4段モータは22秒間燃焼し、第4段は発射後447秒に、最高高度

— 7[.]—

334kmに達する見込である。

4 姿勢制御装置

L-4SC-1号機の姿勢制御装置は、第2段におけるSITVC装置お よびロール制御ジェット、第3段におけるビッチ、ヨー、ロール各制御ジェ ットおよび姿勢基準部、電気部より成っている。その系統図を第5図に示す。 姿勢基準部の主体は従来と同じくスピンテーブル上に装着した2自由度ジ ャイロであるが、ピッチ軸出力部にステップモータで駆動されるリゾルバに よる角度値修正装置が設けられている。これによって一定の方向に設定され ているジャイロに対し、あたかも異なった任意の方向にジャイロ軸が向いて いるのと同等の信号を発生することができる。すなわち、姿勢の基準角を任 意に変えることが可能な訳である。飛しょう中、プログラマからの信号によ ってステップモータを動かし、所定のプログラムに従って姿勢基準方向の変 更を行なう。これがピッチブログラムである。

L-4SC-1号機のビッチブログラムは第4図に示したものである。発 射時においてジャイロ軸は第4段の打出し方向に設定され、角度値修正装置は、 姿勢基準角が第2段点火時における予定姿勢角になるよう設定してある。発 射後41秒、第2段SITVC装置作動開始と同時にタイマから与えられる 信号によってブログラマが始動し、姿勢基準角を41秒間で12°直線的に変 化させる。この変化は第2段燃焼中に重力ターンで生ずる姿勢角の変化にほ ぼ近いものである。発射後97秒、姿勢制御のロール制御開始と同時にタイ マからの信号でスイッチを切替え、姿勢基準信号を直接ジャイロからとるよ うにして、姿勢基準角をジャイロ軸の設定されている第4段の打出し方向に する。

- 8 -

SITVC装置は第2段モータのノズル周辺、尾翼筒との間に第6図のよ 5に装着されている。その系統図を第7図に、また性能諸元をまとめで第3 表に示す。噴射液はフレオン114B2で8個のタンクに合計375ℓ、重 量にして825kg搭載されている。噴射孔はノズルフレヤ部のほぼ中間の位 置に、ビッチ、ヨーのそれぞれに対して2個ずつ合計8個設けられている。 電磁弁も噴射孔ごとに1個ずつ合計8個使われている。

フレオンタンクには8個のN₂ タンクから与えられる圧力がかかっており、 電磁弁を開くとこの圧力によりフレオンがノズル内に噴射されて横方向推力 を生する。噴射は2個ずつの噴射孔から同時に、機体軸に直角方向に行なわ れる。噴射によってえられる横方向推力は、燃焼の初期においては、主推力 の約2%である。

SITVC装置ではロール制御トルクを出すことができないので、ロール 制御用に別に過酸化水素のジェット装置が第2段モータ前端部に装着されて いる。その構造および系統図をそれぞれ、第8図および第9図に、また主要 な性能諸元を第4表に示す。4個のロール制御用ジェットがあり、各ジェッ トの推力は8kgである。

第3段に搭載されている姿勢制御ジェットの構造およびその系統図は、そ れぞれ第10図および第11図に示すようなものである。その主要諸元は、 第5表である。ピッチ、ヨー制御用各1対合計4個のジェットは、推力300 gr のもので、これはL-4S型に用いられたものと同じである。ロール制 御用のジェット4個の推力は900gr である。L-4S型ではロール制御用 にも300gr のジェットが用いられていた。L-4S型ではデスピンモータ によって、姿勢制御開始の時点ではスピンは0.1 rps 以下になっている。こ れに対し、L-4SC-1号機では、第2段における制御が終了した時点で

-9-

スピンが残留する可能性があり、これが第4段姿勢制御開始の時点まで引き 継がれているので、ロール制御の能力を大にしてスピンを減少させ、姿勢制 御動作に支障を与えないようにするため、ロール制御ジェットの推力を大き くしたものである。

5 搭 載 機 器

L-4SC-1号機各段に搭載されている機器をまとめて第6表に示す。 これらの機器の配置の要領を第12図に示す。

第3段に搭載されている 5.6 GHz トランスポンダ以外の機器はすべて角型 で、いずれも高さと奥行きの寸法が統一されている。従来この種の機器は観 測ロケット用のものがそのまま使われていた。今回これを統一的なものにし たのは、これによって機器の装着を容易にするとともに、将来、衛星打上げ 用ロケットの必要とする機器は、ロケットのシステムの一部として、初めか ら合目的的に形状その他の設計が行なわれるべきであるとの考えから、その 試みを行なったことによるものである。

第3段に搭載されている機器のうち今回初めて使われるものは、コマンド デコーダ (CM-DEC) である。これは精測レーダから送信される20項目 のコマンド信号を解読するものである。今回のL-4SC-1号機において は、このコマンドデコーダは非常の場合第4段の点火を停止する目的に用い られる。将来はブログラム制御に加えて、精測レーダによって測定される飛 しょう径路からこのコマンドを用いて姿勢基準角を修正し、飛しょう径路を できるだけ所定のものに近づける電波誘導が併用される計画である。今回の L-4SC-1号機では、コマンドによる姿勢基準角の修正は行なわないが、 修正のコマンドが正しく解読されるかどうかの機能について試験することと 第1表 L-4SC-1諸元

以

H.

		第	1段	第 2 段	第 4 段
全	長(m)		17.130	8.720	1.108
īŤī	径(m)		0.735	0.7 3 5	0.483
点火!	;爪瓜(kg)		8,573	3,6 7 4	120
推进动	范丘丘(kg)		3,892	1,810	53
燃烧	時間(s)		28	43	22

第2表 L-4SC-1飛しょう計画 (タイムシーケンス)

車 佰	発射後	2秒時
т ^т Д		タイマ
第1段点火	0	
第1段燃焼終了	28	
第1段切離し		32
第2段SITVC、ロール制御作動開始		41
第2段点火		42
SITVC作動停止		83
ロール制御作動停止		84
第2段燃焼終了	85	
開頭		93
第2、3段切離し		95
第3段ロール制御作動開始		96
第3段ピッチ、ヨー制御作動開始		97
キックモータ点火		98
キックモータ燃焼終了	99	
姿勢制御モード変更		169
姿勢制御停止		200
ピン引抜き		257
姿勢制御部切離し	258	
第4段点火	259	
第4段燃焼終了	281.2	

-10-

-11 **-**

第 3 表 S I T V C 装置主要諸元

噴	 射	液	フレオン114B2(4 弗	化臭素エタン)
			タンク個数	8 個
			初期フレオン容積	37.5 <i>l</i>
			初期フレオン重量	8 2.5 k <i>g</i>
加	圧 ガ	ス	窒素	
			タンク個数	8 個
	•		充塡圧力	58 kg / cml
			初期N2容積	7.5 <i>L</i>
嘳	射	弁	ON-OFF型電磁弁、1	象限当り2個
初	期噴射涼	紅	1. 5 kg / s	
初	期横推	力	220kg(主推力の2%	()
有	劾 作 動 🖩	寺間	4 4 s	

第4表 第2段ロール制御ジェット主要諸元

燃		•	料	過酸化水素	
				タンク数	8 個
l				容 積	8 <i>L</i>
	-	•		圧 力	19 kg / cmł
加	圧	ガ	ス	窒素	
				タンク個数	2 個
				容積	2 l
				充塡圧力	125 kg/cml
推			力	8 k <i>g</i>	
作	動	時	間	4 2 s (半数連続)	

-12-

燃			料	過酸化水素 タンク個数 2個 容積 2 ℓ 圧力 17 kg/cm ¹
加	圧	ガ	ス	窒素 タンク個数 2個 容積 0.76 l 充塡圧力 125 kg / cml
推		-	カ	ビッチ、ヨー制御ジェット 0.3 kg ロール制御ジェット 0.9 kg
1/F	動	時	間	93s(半数連続)

第5表 第3段姿勢制御ジェット主要諸元

第6表 L-4SC-1搭載機器

-			
第2段	コマント受信装置	CM	410MHz、第2段推力非常停止
	横方向加速度計	Y 1	±25G、ストレーンゲージ型、第2段尾翼筒
	″	Z 1	同 上
第3段	テレメータ送信機 " レータトランスポンダ コマントデコーダ 地磁気姿勢計 軸方向加速度計 横方向加速度計 一 温度・電源電圧計 燃焼圧力計 集中電源装置	TM-1 TM-2 RT-1 RT-2 CM-DEC GAS-1 X1 Y2 Z2 Ts-1 P km PS	295.0 MHz、12ch、機体、姿勢制御計測 296.2 MHz、12ch、 同 上 1.68 GHz、第3段追跡 5.6 GHz、 同 上 第4段保安、制御司令実験 サンセンサ付、姿勢計測 -5~15G、ストレーンゲージ型 主 2.5G、ストレーンゲージ型 同 上 0~300 ℃、熱電対、温度計測、8点、電源電圧2点 0~100 kg/cm、ストレーンゲージ型、キョクモータ型 + 20, 17, 12, 9(2), および-12V
第4段	テレメータ送信機	TM-3	295.6 MHz、7 ch、機体計測
	ビーコン送信機	Beacon	136.16 MHz、第4段追跡
	レータトランスポング	RT-3	1.68 GHz、遅延付、第4段追跡
	地磁気の次勢計	GAS-2	サンセンサ付、姿勢計測
	軸方向加速度計	X2	- 5~30G、ストレーンゲージ型
	構密加速度計	Y3	± 2.5G、ストレーンゲージ型
	構密加速度計	MX	- 0.004~1G、Q-Flex型
	温度計	Ts-2	0~250 C、熱電対、温度測定4点
	振動計	V	±5G、圧電型

— 1 3 **—**





<u> 第2図 L-4SC-1主要機器配置図</u>

-14-





第4図 L-4SC-1ピッチプログラム

· <u>|</u> 7



18-

-0×

第5図 姿勢制御系統図





<u>第6図 735 ½ B2モータ及SITVC装置配置図</u>



S ITVC装置系統図

-20-



-21-







<u>第10図 第3段姿勢制御装置</u>

-23-



-24--



第12図 L-4S-1主要機器配置

-25--

SESノート K-NO.350 M-4S-3の実験

昭和46年7月

東京大学宇宙航空研究所

1 実験の目的

M-4S型ロケットは科学衛星打上げのために計画された4段式固体燃料ロケットである。

昭和41年10月にM-1-1により第1段の飛しょう性能の試験、昭 和44年8月にM-3D-1により第2段までの飛しょう性能と第4段の 姿勢制御の試験が行なわれ、また昭和45年2月にL-4S-5による相 似実験において衛星打上げ方式が確認されたのち、同年9月にはM-4S -1の実験が、4段式ロケットの飛しょう性能、第4段の姿勢制御、衛星 の機能の試験と短波帯太陽電波の観測のための衛星MS-F1(第1号科 学衛星の第1のフライトモデルを改装したもの)の打上げを目的として行 なわれた。しかしこの実験では第4段モータの不点火のため衛星を軌 道にのせることができず、第3段までのロケットの性能および打上げ途上 の衛星環境、機能についての資料を得るに止まった。

M-4S-2の実験は4段ロケットとしての総合的な性能の試験と試験衛星<math>MS-T1による軌道上の衛星の環境と機能の試験とを目的として昭 和46年2月に実施され、MS-T1を近地点990km、遠地点1.110km の軌道にのせて-1週間にわたって衛星の環境と機能に関する資料をうるこ とができた。 M-4S-3の実験は、第1号科学衛星の第2のフライトモデルMS -F2を打上げて短波帯太陽電波、宇宙線および電離層プラズマの観測な らびに衛星環境に関する工学的測定を行なうことを目的としている。

2 ロケットの概要

M-4S-3の外形を第1図に、また機体の主要な諸元を第1表に示す。 発射時の総重量は、43.8t、推力は補助ブースタをふくめて約200t である。

M-4S-3の機体は細部の改造点を除いては、M-4S-2と同一の設計である。各段ロケットの概要は次のとおりである。

(1) 第1段:第1段はM-10モータ、尾翼、尾翼筒、1・2段接手および補助ブースタより成る。

モータは直径1.41m、長さ11.9mで、平均推力75.1 t、初期推 力89.0t、燃焼時間61sである。モータ・ケースは抗張力200kg/mm² のマレージング鋼板の溶接構造である。ノズルのスロート部はグラファ イトで作られ、拡がり部にはガラスせんい強化プラスチックスの内張り が施されている。モータは三つのセグメントに分けて製作の上運搬され、 観測所のミューロケット整備塔において結合される。

尾翼の3本桁はアルミニウム合金製で、前後部の表板はチタニウム板、 他はアルミニウム合金板である。尾翼筒もアルミニウム合金製の半張殻 円筒構造である。

8本の補助ブースタは各々が直径310mm、長さ5.2mのモータで、
2本ずつまとめて、合計4束にして第1段モータに取付けられている。
1本の平均推力は9.7 t、初期推力は13.5 t、燃焼時間は7.7 sであ

る。燃焼終了後にその頭部を固定しているセパレーションナットを外す と、後端の回転フックのまわりに回転しながらロケット本体から離れる 機構になっている。

(2) 第2段:第2段はM-20モータ、1・2段接手、フレヤ、および2・3段接手で構成されている。

モータは直径1.41 m、長さ4.6 mで、平均推力2.9.1 l、 燃焼時間 66 s である。モータ・ケースとノズルの構造は第1段と同様であるが、 セグメント分割はしていない。

アルミニウム合金製の6枚のフレヤは、火薬で作動するピストンによって、機軸に対して38°の角度に開く(第2、3図)。さきのM-4S -2の実験では、第2段の飛しょう径路に若干の変向があり、これがフ レヤ開傘が不完全であったためではないかとの疑いがあったので、この機 構について地上での再試験を行なったが、これらの試験では開傘の不完 全を見出すことはできなかった。M-4S-3においては、開傘用ピス トンのストッパと開傘確認装置に改良を加え、これまでフレヤが開き終 ったことの確認信号をとるだけであったのを、これに加えてピストンの 動き出しの確認信号をもとるようにしてある。

1 • 2 段の切離しは 6 組のセパレー ションナットが結合を解くことに よって行なわれ、1 2本のスプリングが分離力を与える。2 • 3 段接手 部には 6 個のスピンモータが取付けられ、これによって 2.6 回毎秒(rps) のスピンが与えられる。

(3) 第3段:第3段はM-30モータ、2・3段接手、3段・姿勢制御部
 接手、姿勢制御部、計器部および計器部・4段接手から成る。

モータは直径860mm、長さ3.3mで、平均推力13.1 t、燃焼時間

- 3 -

4 2 s である。ケースは抗張力2 0 0 kg/mm²のマレージング 鋼板製で、 ノズルのスロート部はグラファイト、 拡がり部はガラス せんい強化プラ スチックス で作られている。

2 ・3 段接手部はアルミニウム合金の截頭円錐形半張殻構造で、4組 のセパレーションナットと8本のスプリングから成る切離し機構と第3 段モータ切離しのさいの逆推進用としての4個のレトロモータが組込ま れている(第4図)。

レトロモータは機軸に対して30°外向きに噴射し、燃焼時間は6s、 機軸方向の全力積は910kg・sである。

姿勢制御装置と計器はアルミニウム合金製の円筒に収納されているが、 その円筒の一部のパネルは機器の点検のために取外しできる構造になっ ている。

第3段モータと姿勢制御部との間には4組のセパレーションナットと 8本のスプリングから成る切離し装置がある。

計器部の上面には2個のデスピンモータと2個のデスピンモータが搭 載され、またノーズコーンの取付座がある。

(4) 第4段:第4段はM-40モータ、計器部・4段接手、4段・衛星接 手から成り、これに衛星が取付けられ、全体がノーズコーンによって包 まれている。

モータは直径786mmの球形で、平均推力2.6t、燃焼時間39s である。ケースはチタニウム合金板を爆発成形によって半球にしたもの ~を溶接して作られている。

計器部・4 段接手および4 段・衛星接手にはいずれもマルマン接手方 式が用いられている(第5図)。これはV字形断面をもつパンドで締付 けることによって上下段の機体を結合したもので、バンドに付けた2本 のセパレーションナットの作動でバンドが外れると、上下段の結合が解 かれ、12本のスプリングによって分離力が与えられる。第6図には第 4段の上下の部分の配置を示す。

第4段と衛星との接手においては、この方式で分離速度 0.9 m/sが 与えられる。球形モータの下部には3 個のレトロモータがあって、衛星 を切離したのち、機軸に対して 4 5°の方向に 4 秒間 噴射してモータ部 を減速する。機軸方向の全力積は 2 0 0 kg・s である。

ノーズコーンはガラスせんい強化プラスチックス製の二つ割構造で、 フッシャ(火薬によってビンを押出す装置)とセパレーションナットの 組合せにより、まず円錐部が二つ割りに開き、1秒後に残りの円筒部が 二つ割りに平行に明く。この分離にはスプリングの力が用いられる。第 7 図に第4 段と衛星のノーズコーン内の配置を示す。

3 飛しょう計画

ロケットの標準発射角は上下角77°、方位角92°である。

発射から衛星切離しまでの諸動作の計画(タイム・シーケンス)を第2 表に示す。第8図はその略図である。

ランチャ上で、機体は第1段モータの前・後端に取付けられた各1対の フックによりランチャ・レールに吊下げられており、点火ののち約10m 滑走してランチャから離れる。

補助ブースタは7.7秒燃焼したのち、発射後9.5秒に切離される。

第1段は尾翼により飛しょう安定が保たれる。61秒でモータの燃焼が おわり、その後20秒の慣性上昇を経て高度46kmに達したのち、81秒

- 5 -

から開頭(1次、2次)、切離し、スピンモータ点火、フレヤ開傘、第2 段点火の諸動作が各々1秒間隔で行なわれる。

第2段の飛しょう安定はスピンモータによって与えられる26 rpsのス ピンとフレヤの空力効果によって保たれる。

第2段モータは66秒間燃焼したのちに切離され、第3段は1秒おいて 直ちに点火される。第3段の安定は第2段から引きつがれたスピンによっ て保たれる。

第3段は42秒間燃焼してから切離されるが、その際にはレトロモータ が6秒間燃焼して燃えがらの部分を減速させる。

切離しの2秒後にデスピンモータが働いて機体のスピンをとめ、ついで 姿勢制御装置が作動しはじめ、あらかじめジャイロに与えた標準飛しょう 径路最高点における水平方向に機体軸を向ける。

姿勢制御を終えた時点で制御モードを変更し、ロールジェットを働かせ て機体に 0.5 rps のスピンを与え、ついでリスピンモータに点火してスピ ンを2.7 rps まで上げ、これによって以後の飛しょう安定を保つ。リスピ ンモータの点火の1 秒後には姿勢制御装置の過酸化水素供給系のなかにあ ある遮断弁を閉じ、ついで制御用の電源を切る。

機体はスピンにより姿勢を保ったまま上昇し、飛しょう径路頂点に達し たときに姿勢制御および計器部が切離され、第4段モータが点火する。こ の点火は、ロケットが標準径路に沿って飛んだ場合は、あらかじめ設定さ れたタイマ(MT-3)によって起動されるが、標準径路から外れた場合 には、レーダとコンピュータによって求めた最適時刻に点火するように、地 上から電波指令(コマンド)を行なう。コマンドはまず別のタイマ(MT-4) を起動し、これが100秒後に姿勢制御部と計器部を第4段モータから切 離す信号を与え、1秒の延時をおいてモータの点火が行なわれる。

第4段の燃焼終了後に衛星がモータ部から切離されるが、その際にモー タ部は3個のレトロモータによって減速される。衛星の切離しは衛星にの せたタイマ(MT-SA)によって起動されるが、このタイマはそれ以前 にMT-3(標準の場合)またはMT-4(コマンド点火の場合)により、 計器部から第4段を切離す5秒前に動きはじめるようになっている。

第4段が標準の飛しょう径路頂点620kmにおいて水平方向に打出された場合には、衛星の軌道はつぎのようになる計算である。

	近地	点高	度:	6	20 km	n		ü	地点	高度	: ;	3, 9	0	0 km			
	軌道	〔傾	斜:	3	2 [°]			周		期	:	1	3	3 mi	n	•	
ただ	L,	ラン	チャ	角	設定に	おけ	る	風の	影響	の修	正の	D諛	差	等に	٤I	り、	これ
若于	異な	る朝	道を	とえ	ちこと	があ	ŋ	うる。	^								

4 姿勢制御装置

姿勢制御装置は姿勢基準部、電気部およびエンシン部から成る。その構成を第9図、系統図を第10図に示す。

姿勢基準部はスピンテーブルと2自由度ジャイロを主体としている。機体には第2段から 2.6 rps のスピンが与えられるので、2自由度ジャイロ は機体と一しょに回転しないようにスピンテーブルの上に取付けられてい る。そしてこのテーブルには回転検出用のレート積分ジャイロと直流トル カーが取付けられていて、テーブルが常に機体のスピンと反対の方向にこ れと同じ回転数でまわることによってジャイロが慣性空間に対して回転し ないようにしてある。別に機体にはピッチ、ヨーおよびロールの角速度を 検出するレートジャイロ 3 個が取付けられており、2自由度ジャイロとこ

- 6 -

- 7 -

れらのレートシャイロに結びついた演算および制御信号回路がある。

姿勢制御開始に先立って機体のスピンをとめるためにデスピンモータを 働かせるが、スピンがちょうど0になったときにデスピンモータの働きを とめるためレート検出回路が用いられる。この検出回路はスピンが5 deg/s になったときに働き、これによってデスピンモータのノズル上流側の蓋が 火薬の力で取除かれ、ガスがノズルの上流、下流の両側へ噴出するように なって、推力、したがってデスピン回転力が消失するのである。

2自由度ジャイロはあらかじめ標準飛しょう径路頂点における局所水平 の方向に設定され、デスピンののち機体軸がこの方向と一致するまで制御 信号がエンジン部に送られる。

エンジンは過酸化水素ジェットで、ビッチ、ヨー各2個、ロール4個、 合計8個のノズルをもつ。ステンレス鋼製容積1 ℓの球形容器6個に貯え られた過酸化水素は、電磁弁と触媒室を経てノズルに導かれる。電磁弁は 電気部からの制御信号によって開閉し、過酸化水素は触媒室で分解して高 温の水蒸気となってノズルから噴出する。過酸化水素は触媒室で分解して 高温の水蒸気となってノズルから噴出する。過酸化水素を圧送するため、 ステンレス鋼製容積1 ℓの球形容器2個に高圧窒素ガスが貯えられる。

窒素容器の圧力(1次圧)は最大125kg/cm²、これを調圧弁によって 16kg/cm²(2次圧)に下げて過酸化水素圧送に用いる。

ピッチ、ヨーおよびロールの各々のノズルで発生する推力はいずれも 2.3 kgである。

過酸化水素配管中に火薬で作動する遮断弁を設け、姿勢制御終了の際に 電磁弁の電源を切ることと遮断弁を働かせることの二重の処置をとること にしている。第11 図にエンジン部の配管を示す。

- 8 -

5 搭載機器

第12図に搭載機器の配置、第13図にその概観を示す。

(1) テレメータ送信機とコマンド受信機

下表に示すものが搭載される。

名称、略号	周波数	目 的	搭載位置
テレメータ送信機 TM-1	295MHz	機体計測	第3段計器部
″ TM-2	296 "	姿勢制 御計 測	"
″ Т М— 3	915 ″	機体計測	"
" T M—S A— 1	136 "	衛星計測、追跡	衛星
" TM-SA-2	400 "	衛星計測、追跡	"
コマンド送信機CM-1	410 ″'	保安、第4段点火	第3段計器部
" C M— S A	148 "	衛星機能制御	衛 星

(2) レーダ・トランスポンダ

第3段までの飛しょう径路の標定は下表のトランスポンダによって行なう。第4段および衛星の追跡には、TM-SAの送信電波のドップラ 観測および角度標定を用いる。

名称、略号	周波数	出力	搭載位置
レーダ・トランスポンダ RT-1	1.68GHz	100W	第3段計器部
" RT-2	5.6 GH z	4 0 0 W	"

BT-2は精測レーダに用いられ、その標定データはリアルタイム・ コンピュータに導かれ、第3段燃焼終了後、飛しょう径路頂点の高度、 到達時刻の予測値がコントロール・センタに送られる。これによって第

- 9 -

4 段点火時刻の決定が行なわれる。

(3) 機体計測

機体の諸特性、タイムシーケンス確認などのため、下表の計測器が第 3段計器部に搭載される。

名称、略号 要 目 縦加速度計 X $-5 \sim +15 G$ ストレンゲー ジ型 横加速度計*Y,Y, + 2.5 G " Z_1, Z_2 " スピン計 SP 0.2~6.0 rps. ストレンゲージ型遠心加速度計 度 ː 計^{*} T₁ 温 機体温度13点 温度、* 電源電圧計 T2 機体温度4点,計器内1点,デスピン・リスピン確認 4点,電源電圧4点 地磁気姿勢計 GAS GAZ:軸成分,GAH:横成分,精度+1°,太陽センサ付 振 勈 計^{*} V₁~V₅ ±4G. 10~3,000Hz,チタン酸シルコニウム圧電素子 燃 焼 圧 力 計*P1~P3 $0\sim 50 \text{ kg/cm}^2$, ストレンゲージ型 分離速度計 SV マイクロスイッチ5個、ストローク100mm 騒 音 計 Ν 0~140ホーン 50~3000Hz、クリスタルマイクロホン 精密加速度計 MX -0.004~0.995G Q-Flexセンサ シーケンス 確認計* SQ-1 各段切離し、開頭、デスピン停止確認 " SQ-2 タイマモータ出力:低抵抗(0.1Ω) SQ-3 点火回路: パルストランス フレヤ開傘確認計* F マイクロスイッチ12点 プッシャコネクタ PC タイマ起動用 集中電源PS +20V, 5AH; +28V, -20V, +10V, 2AH; 銀• 垂鉛電池

*印を付けたものは、それぞれの段にトランスデューサが取付けられている。

(4) タイマおよび点火系

第2表に示した飛しょう中の諸動作はほとんどすべて機上のタイマに よって起動される。タイマはマイクロモータで駆動されるロータリース イッチとリレー群で構成される。その植類はつぎのとおりである。

名利	5、略号	用 途	搭載位置
タイマ	M T – 3	第3段までのシーケンス	第3段計器部
"	M T – 4	第4段コマンド点火等	"
"	М Т — S А	衛星切離し、第4段レトロ	衛 星
		モータ点火等	

ロケットの飛しょうが標準径路に沿うか、あるいはこれに近い場合に はMT-3がそのまま第4段の点火までの動作を起動する。飛しょうが 標準径路からずれて、コマンドで第4段の点火をする場合には、コマン ド電波を受信するとMT-3からMT-4への切換えが行なわれ、MT -4が動き出してMT-3が停止する。

(5) 飛しょう安全装置

モータ関係の安全装置としては、第2段および第3段モータには鏡板 部の蓋をセパレーションナットの作動によって取除く方式の推力中断 装置が取付けられ、第1段モータには成形火薬によるケース破断装置が 上端セグメントの両側面に取付けられている。また第2段以降はタイマ をとめることによって点火をとめることができる。これら保安上の諸動 作はいずれも電波指令によって起動される。

---10---

—1 1— [`]

6 科学衛星MS-F2

M-4 S-3 に搭載される衛星は第1号科学衛星の2番目のフライトモデルでMS-F2と略称される。これは軌道上における短波帯太陽電波、宇宙線および電離層プラズマの観測と衛星計装上基本的な諸量の計測を目的とするものである。

(1) 構造

直径75 cmの球に内接する26面体で、重量は65kgである。構体は マグネシウム合金で、外板は厚さ8 mmのアルミニウム・ハネカム板であ る。24面のハネカム板には太陽電池が取付けられている。その外観を 第14図に示す。

(2) 搭載機器

MS-F2にはつぎの機器が搭載される。機器配置の概要を第15図、 第16図に、またそのブロック系統図を第17図に示す。

i) 短波带太陽電波観測器(RN)

太陽活動に伴なって太陽大気から電波のいろいろな周波数領域で時 々異常放射(バースト)がおこる。本観測器はバーストのさい5MHz と8MHzにおける太陽電波の強度比、時間差および継続時間を観測す る。アンテナには長さ約1.8 mの1 対のホイップアンテナを用いる。 受信装置はスーパへテロダイン方式、帯域500KHz、積分時間1s、 維音指数8 dB、利得120 dB である。 高温と低温の2 個の抵抗の熱 維音を較正に用いている。

||) 宇宙線観測器(CR)

低エネルギー電子と宇宙線バックグラウンドの長期にわたる観測を 主目的とする。薄窓プラスチックシンチレーションカウンタ1個、薄

-12-
いマイカ窓のガイガー 管2 個を電子検出に、全方向性ガイガー管1 個 を宇宙線バックグラウンド検出に用いている。シンチレーションカウ ンタ出力は入射粒子エネルギー別に5段階にわけ、またマイカ窓ガイ ガー管は衛星スピン軸方向とこれに垂直な方向の成分を検出する。 IID 電離層プラズマ観測器(ID)

電子温度ブローブ、固定電圧電子密度プローブ、固定電圧イオン密 度ブローブおよびレゾナンスプローブによって電離層中の電子密度、 イオン密度および電子温度の直接測定を行なう。電子温度ブローブは 衛星頭部台上に取付けられた2個の半円板である。他の3種のブロー ブはこの円板ブローブの周りに展開され、その形状は円筒である。 iV) 地磁気姿勢計(GAS)

フラックスゲート型磁力計を2個そなえ、一方は衛星のスピン軸成 分を、他方はこれと直角方向の成分を測定する。ほかにCdSボテン ショメータ方式の太陽センサを用い、磁界測定結果とあわせて衛星の 姿勢を決定する。さらにスピン軸に垂直な地磁気成分の周期的変化か ら求めたスピン率をディジタルデータとして地上に伝送する。

V) 内部環境計測器(HK)

電源電圧電流および衛星内各部の温度を測定する。

測定項目数は電圧5、電流4、温度20で、較正3項目を加えて合 計32項目である。

VI) テレメータ送信機(TM-SA)

テレメータ電波は計測データを地上に伝送するほか、そのドップラ 周波数変移を地上で観測することによって衛星軌道の決定が行なわれ る。

-13--

テレメータの方式は計測データをエンコーダ(ENC)によって8ビ ットの2進符号に変換して送信するPCM方式である。衛星には磁気 テーブ記録方式のデータレコーダ(DR)が搭載されていて、テレメ ータ信号を記録している。記録時間は約95分で衛星がほぼ1周する 間のデータを蓄積する。2台(136MHz および400MHz)の送信機 は常時は同じテレメータ信号を送信しているが、衛星が内之浦の見通し 範囲にはいったところで、地上からのコマンドにより、136MHz 送 信機はデータレコーダの再生信号を送信する。信号の再生は記録速度 の19倍の速度で行なわれ、それまでほぼ1周分蓄積されたデータを 約5分間で送信する仕組みとなっている。

伝送方式:PCM-DPSK-AM(70%)
PCM符号:64ビット/s、1ワード8ビット

(基準フレーム 32ワード、4s)

7	$\nu -$	Ъ	構成	:
---	---------	---	----	---

フレーム同期	2ワード	
時刻伝送	1 ″	
環境計測	1 ″(32フレーム、サブコミュテーション)	
コマンドモニタ	2 "	
電力制御器モニタ	. 1 ″	
エンコーダモニタ	1 ″	
地磁気姿勢計	4 "	
太陽電波観測	6 "	
宇宙線観測	8 ″	
電離層観測	6 "	
計	<u>3 27 - F</u>	

伝送フォーマットを第3、4表に示す。

ſ)	Ρ	S	K	副	搬	送	波	周	波数	t
---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	----	---

リアルタイム伝送時	768Hz
データレコーダ記録時	192Hz
データレコーダ 再生時	3,648Hz(192Hz×19)

搬送周波数と送信機出力

	無変調時	変调時規格出力
1 3 6.6 9 5 MH z	9 0 mW	1 1 2.5 mW
400.500MHz	4 5 mW	56.25mW
原発振器		

1 3 6.6 9 5 MH z 用	5.695625MHz	周波数安定度
4 0 0.5 0 0 M H z	5.69250MHz	、 5×10 ⁻⁹ 以内 (10min)
アンテナ		

136MHz用 X/4 傾斜型ターンスタイル

テレメータ・コマンド共用

400MHz用 X/4 傾斜型ターンスタイル

VID コマンド受信機(CM-SA)

コマンド符号は15ビットの擬ランダム符号をスタート符号とし、 これにスタート符号を循環して得られる符号を組合わせて作られる15 種類から成立っている。地上からはPNC-PSK-AM方式の電波 (148MHz)でコマンド符号を送信し、衛星内のコマンド受信機でこ れを受信、解読して所定の制御を行なう仕組みである。

方 式: PNC-PSK-AM

、 スタート符号: 15ビットPNコード

コマンド符号: 15ビット(スタート符号の循環シフト符号)

-14-

ビット繰返し: 500ビット/s

コマンド項目: 15(第5 表参照)

PSK副搬送波周波数: 500Hz

搬送波周波数: 1 4 8 MHz

地上送信電力: 1 kW

yiii)電源(PS)

衛星電源系は太陽電池(SC)に二次電池(BAT)、電圧安定回 路(REG)、電力制御器(PCU)および電源接続回路(JNC) から構成されており、軌道上における連続的観測を可能にしている。 各機器消費電力の合計は約15Wである。なお、第4段モータ切離し 火薬の点火、レトロモータの点火などのための点火電源(IG-PS) にも上記衛星電源の幹線電圧が用いられている。

衛星搭載タイマ駆動、太陽電波観測器アンテナ突出し、および電離層 観測器プローブ展開に関してはそれぞれ固有の電源(ニッケル・カド ミウム電池)をそなえている。

太陽電池(SC)

太陽電池 素子: 10mm×20mm N/Pシリコン太陽電池

放射線防護カバーガラス(0.5㎜厚)付

実装素子数 : 5184

実効出力 : 約30W

実装配置は第15図参照。

② 二次電池(BAT)

電池型式 : セラミック封止・ニッケルカドミウム電池

容 量 : +系 2AH (15直列)

一系 1.2 AH (15 直列)

③ 電圧安定回路(REG)

方 式 : スイッチング型安定化回路

台 数 : 3(+12V、−12V、+6V 各1) ④ 電力制御器(PCU)

電池温度、端子電圧を検出して充電条件を制御することにより電 池と電圧安定回路を保護する。

⑤ **電源接続回路(JNC)**

電力分配、電源切換、電源系HK信号の送出などのための接続回路。

⑥ 点火電源(IG-PS)

第4段モータ切離し火薬の点火、レトロモータの点火、ニューテ ーションダンパ起動用カッター火薬の点火を行なう。

+ 系幹線電圧で充電したタンタルコンデンサを使用する。

iX) 衛星タイマ(MT-SA)

第3段モータ計器部搭載のメカニカルタイマMT-3またはMT-4で起動するメカニカルタイマで、① 第4段モータ切離し、レトロ モータ点火、② 太陽電波観測器アンテナ突出し、電離層観測器プロ ーブ展開、③ ニューテーション・ダンパ起動のための3信号を規定 の時刻に送り出し起動後232sで停止する。

X) ニューテーション・ダンパ(ND)

衛星のスピン軸周りの首ふりを滅衰させ姿勢を安定させる装置であ っ る。これは直径220mのFRPリングに水銀を封入したもので、主柱

-17-

部にスピン軸と垂直の面内に固定されている。軌道導入前に姿勢に援 乱を与えることを防止するため、水銀はあらかじめ別の容器に封入し ておき、第4段モータの切離しとアンテナ類の展開が行なわれたの ちにタイマで作動するカッターによって水銀をリング中に導入する。

7 地上設備

M-4S-2は東京大学鹿児島宇宙空間観測所(北緯31°15′00″、 東経131°04′45″)から打上げられる。第18図に観測所の略図を掲 げる。

ロケットはミュー・センタの整備塔のなかのランチャの上に垂直に組立 てられる。第1段モータの3個のセグメントの結合も整備塔内で行なわれ る。

機体が組上って発射の段階になると、整備塔は発射方向に旋回し、つい でランチャが外へせり出してから、発射上下角をとる。機体に連結されて いるケーブルは発射直前に取外す。第19回は整備塔とランチャの側面図 である。

発射までの作業の管制はミュー台地にある地下管制室で行なわれる。テ レメータ電波の受信はテレメータ・センタで、レーダによる追跡はレーダ ・センタ(宮原)とテレメータ・センタで行なわれる。コマンドをふくめ た発射以後の管制はコントロール・センタで行なう。レーダ・センタでは 第3段までの飛しょう径路の実測値と第4段による加速の推測値をもとに して衛星の軌道を算定し、第1周の待受けに必要な資料を算出する。 衛星からの電波は気象台地ならびにテレメータ台地のアンテナが受けて これを追尾し、科学衛星テレメータ・センタにおいてデータを受信する。 衛星へのコマンド送信は科学衛星テレメータ・センタから気象台地にあ るアンテナを介して行なわれ、また軌道に関するデータの伝送は軌道計算 センタで行なわれる。

ミュー・センタには組立室、推薬貯蔵庫、誘導制御整備センタ、接着剤 調合室等があり、また衛星台地には衛星整備センタ、動釣合試験室がある。

—18—

-19-

	第 1 段	第 2 段	第3段	第 4 段
全 長 (m)	2 3.'5 6 8	10.606#	5.871	1.859
直 径 (m)	1.410	1.410	0.860	0.786
各段点火時 重 量	39,682 4,089:SB	1 3, 1 4 9	3,290	436 65:SA
(kg)	4 3, 7 7 1			501
推進薬重量 (kg)	2 0, 5 6 2 2, 7 1 5 : S B 2 3, 2 7 7	7,140	1,991	363
平均推力 (t)	75.1* 77.6:SB	2 9. 1	1 3.1	2.6
燃 焼 時 間 (s)	61 7.7:SB	66	4 2	39

第1表 M-4S-3の諸元

SB: 補助ブースタ(直径0.31m、長さ5.8m、2本組×4)

SA: 衛星

1

*発射時推力合計:197t、#ノーズコーンを含まず。

この表における各段の全長と点火時重量は、その段より上の段をふく んだ数値である。1.2.3.段個別の長さと重量は次のとおりである。

段	長 さ(m)	重 量(kg)	備	考
1	1 1. 9 2 9	26,533	補助ブースタを コーン163 <i>㎏</i>	含まず、ノーズ をふくめる
2 ·	4.835	9,859		•
3	4.0 1 2	2,789		

第2表 M-4S-3 飛しょう計画

i.

発射上下角:77°

	時刻(発	財後・秒)	高度	水平距離	速度
		タイマ	(km.)	(km)	(km∕s)
第1段・補助プ ースタ点火	0	D	0	0	[,] 0
補助プースタ燃焼了	7.7		0.9	0.3	0.228
補助プースタ切離し	9.5		1.4	0.5	
第1段燃焼了	61		31	25	1.183
開頭(1次)		81	46	41	· ·
開頭(2次)		82	46	42	
第1段切離し		83	47	43	
スピンモータ点火		84	48	44	
フレヤ開傘		85	48	4 5	
第2段点火		86	49	· 47	1.029
スピンモータ燃焼了	88		50	47	
第2段燃焼了	152		105	157	2.804
第2段切離し		162	115	182	
第3段点火		163	116	184	2.763、
第3段燃焼了	205		182	333	5.098
第3段切離し		225	224	422	
レトロモータ点火		225			
デスピンモータ点火		227	228	431	
デスピンモータ停止電源ON		228	230	435	
姿勢制御開始 · · ·		228			
姿勢制御バックアップ		233	·240	457	
姿勢制御モート変更		289	342	701	
リスピンモータ点火		301	362	752	
姿勢制御遮断弁閉じ		302	364	756	
姿勢制御停止		303	365	760	
コマンド変更		310	376	790	
衛星タイマ起動	1	628	619	2066	
姿勢制御部切離し		633	620	2086	
第4段点火	634		620	2090	4.292
第4段燃焼終了	673		620	2309	7.796
· ·					(8.231
第4段切離し		845*	652	3536	
レトロモータ点火	851**		652	3579	
アンテナ突出し		857*	654	3622	
ニューテーションダンパ作動		859*	654	3628	
衛星タイマ停止		860*	654	3645	

*衛星タイマにより作動

**衛星タイマにより845秒に延時火薬に点火

―― 延時火薬により作動

#カッコ内は絶対速度

-21-

第3表 MS-F2テレメータ基準フレーム構成表

第4表 MS-F2内部環境計測(HK)チャネル構成

ワードNa	項目名	アナログ ディジタル	備考		Na Na	圳定項目	測定範囲	測 定 内 容
wο	フレームSYNC	D	同期符号		0	CAL-A	1	
W 1	"	D	"		1	CAL-B		
W 2	нк	Ą	内部環境計測(温度,電圧,電流測定)		2	CAL-C		
W 3	CM-AGC	Α	コマンド受信レベル測定		5	Es—H	0 ~ 7.5 V	2次 側電圧(+ 6 V)
W 4	CM-DEC	Α	コマンド動作確認		4	Ер-Р	0~3 <u>0</u> V_	+ B U S 電圧
W 5	FRC	D	時刻伝送		5	Es-P	0~1 5 V	2次側電圧(+12V)
W 6	PCU-MONI	Α	電力制御器動作確認		6	Ep-N	-30~0V	- B U S 電圧
W 7	ENC-MONI	Α	エンコーダモニタ		7	Es-N	-15~0V	2次側電圧(-12V)
W 8	ID(NP)	Α	イオン密度測定		8	I c —N	0~1.0A	SC一側電流
W 9	ID(ET-1)	Α	電子温度測定		9	Id-N	\pm 0.5 A	一側BAT馄流
·W 10	ID(ET-2)	Α	<i>"</i>		10	I c - P	— 1. 0 ~ 0 A	SC+ 侧铅流
W 11	ID(ET-3)	Α	"		11	Id-P	\pm 0. 5 A	+ 側 B A T 混流
W 12	ID(RP)	Α	電子密度測定(固定電圧プロープ使用)		12	TL - 1	-40°~+60°	構体(上) 温度
W 13	ID(NE)	Α	" (")		13	<i>"</i> 2	"	梅体(下) 温度
W 14	RN-1	Λ	太陽電波観測		14	″ 3	"	BAT+温度
W 15	RN -2	Α	<i>"</i>		15	<i>"</i> 4	. "	ВАТ-温度
W 16	GA-1	Α	地磁気による衛星の姿勢検出(スピン軸成分)	r •	1.6	<i>"</i> 5	"	136MHz原振器温度
W 17	GA2	Α	" (スピン軸に垂直の成分)		17	<i>"</i> 6	"	ENC温度
W 18	GA – 3	Α	太陽センサによる衛星の姿勢検出	٠.	18	<i>"</i> 7	"	DR温度
W 19	GA-4	D	スピン率測定		19	<i>"</i> 8	"	C R 温度
W 20	CR	D	宇宙線観測		2.0	<i>"</i> 9	"	ID温度(セパレーションモニタ)*
.W 21	CR	D	<i>"</i>		2.1	<i>"</i> 10	"	GA温度
W 22	RN-1	Α	太陽電波観測		2.2	<i>"</i> 11	<i>"</i>	+ 1 2 V R E G 温度
W 23	RN-2	Α	"		2.3	· ″ 12	"	カプラ温度
W 24	C R	D	宇宙線観測		2.4	<i>"</i> 13	"	RNホットロード温度
W 25	C R	D	"		2.5	TH- 1	−1 50℃~+150℃	パネル8上温度
W 26	C R	D	"		2.6	″ 2	"	パネル 8 中温度
W 27	CR	, D	"		27	″ 3	"	パネル 8 下温度
W 28	CR	D	"		2.8	<i>"</i> 4	"	-12VREG温度
W 29	CR	D	"		29	<i>"</i> 5	"	+ 6 VREG温度
W 30	RN-1	A	太陽電波観測		4.0	<i>"</i> 6	"	RNコールドロード温度
W 31	RN−2	A	<i>"</i>		5.1	<i>"</i> 7	-50°~+250℃	頭部パネル温度

*フレームNa20は、第4段切離しまでは0を示し、切離し後ID温度を示す。

-22-

第5表 MS-F2コマンド項目表

СН	項目名	制御内容
1	PI DRON	ID, CR, RN及びDRの電源を一斉にON にする。
2	PCU CONTROL⊕	PCUのコマンド制御を①系に切換え、シャント電流のモニタを①系に切換える。
3	ID OFF	I Dの電源をOFFにする。
4	CR OFF	C Rの電源をOFFにする。
5	PCU CONTROL \ominus	PCUのコマンド制御を⊖系に切換え、シャ ント電流のモニタを⊖系に切換える。
6	RN OFF	RNの電源をOFFにする。
7	PI CAL ON	PIを較正モードに切換える。
8	PI CAL OFF	較正モードを測定モードに切換える。
9	DR OFF	DRの電源をOFFにする。
10	DR REPRODUCE	DRを再生モードに切換える。
11	DR RECORD	DRを録音モードに切換える。
12	BAT CHARGE ON	BATを充電モードに切換え、外部充電より 内部充電に切換える。
13	OVC1 OFF OVC2 ON	PCU過電圧制御回路1をOFFにする。
14	OVC2 OFF OVC1 ON	PCU過電圧制御回路2をOFFにする。 <i>" "</i> 1をONにする。
15	OVC1, 2 ON BAT CHARGE OFF	PCU過電圧制御回路1,2をONにし同時に BATを非充電モードに切換える。

-24-



. .

<u>第1図</u> M-4S-3概要図

-25-



第4図 2·3段接手



第5図 第4段関係の接手構造(マルマン接手)

-28



第6図 3・4段各部

-29-





第9図 姿勢制御装置

-32-



(電気部)



第10図 姿勢制御装置系統図



第11図 姿勢制御装置配管系統図





第12図 搭載機器配置図



第13図 搭載計器部

-36-



第14図 MS-F2外形図

-37-



第16図 MS-F2機器配置図

-38-

-39-



٩

-40-





第19図 Mロケット整備塔とランチャ

-42-