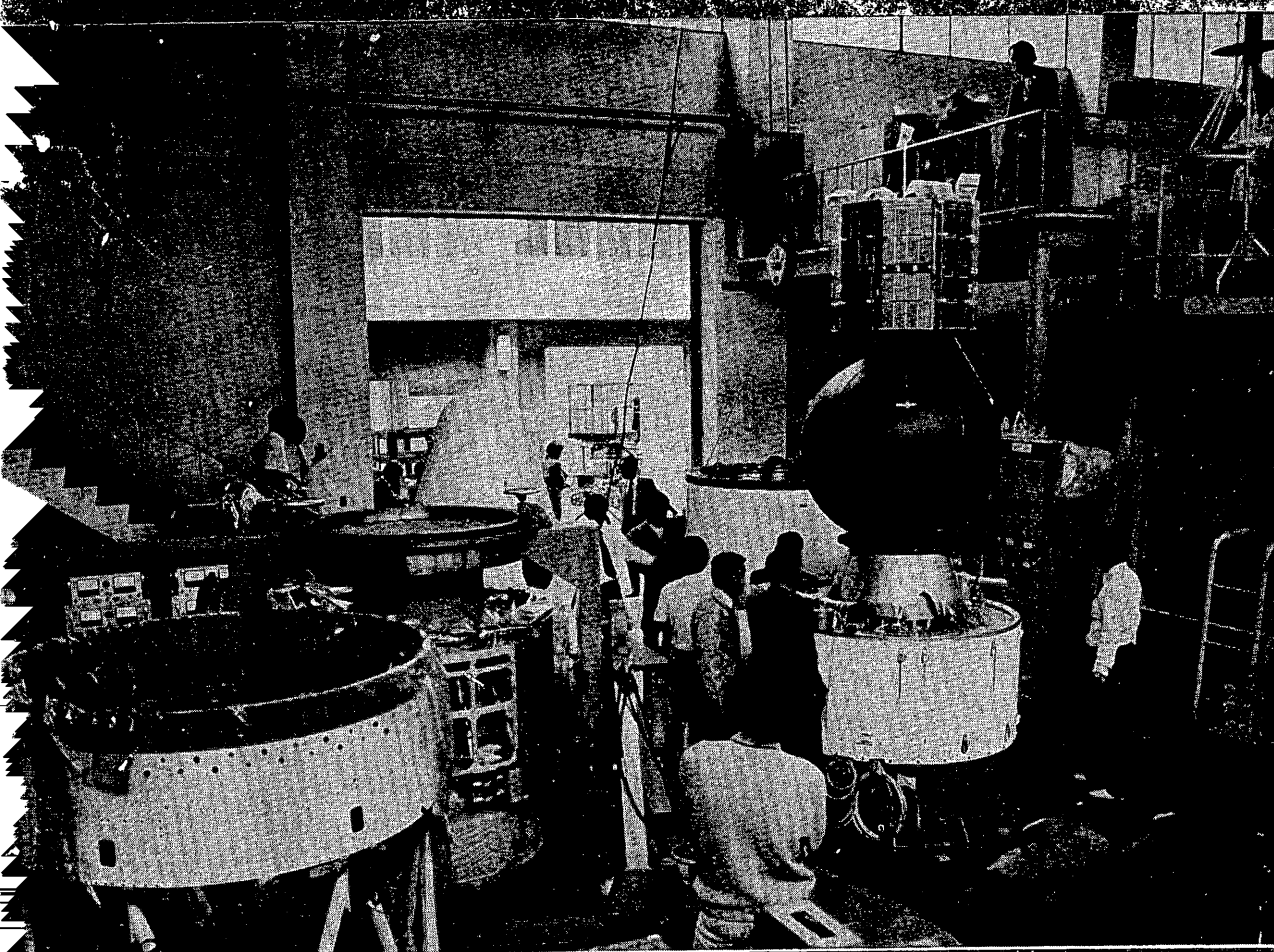


M-3C-2 実験計画書

(第3号科学衛星-SRATS)

昭和50年2月



東京大学宇宙航空研究所

SESデータセンター

M-3C-2 実験計画書目次

SES-TN-75-051-SY

1.	ロケット	1
2.	整備塔 ランチの補修	14
3.	テレメータ送信機	16
4.	テレメータアンテナハイブリッド	22
5.	コマンド受信機	25
6.	デコダリールボックス	28
7.	コマンドアンテナ切替器	30
8.	PCMテレメータ	33
9.	900MHz帯テレメータ送信装置	40
10.	レーダトランスポンダ	47
11.	5.6 GHzレーダトランスポンダ	51
12.	コマンドデコーダ	55
13.	アンテナ切換停止器	60
14.	電波誘導	62
15.	シケンスタイア	65
16.	イグナイタボックス	78
17.	タイムセレクタ	86
18.	計測装置 (1) X, Y, Z, P, PF, TS, S, P, SQ, etc.	91
	集中電源電圧	
19.	(2) 振動, 騒音	104
20.	(3) 温度	110
21.	(4) 歪, 温度	115
22.	(5) 温度, 圧力	120
23.	地磁気姿勢計	130
24.	姿勢制御装置	131
25.	サイトシエット	144
26.	FVC	151
27.	2段目搭載用集中電源	160
28.	光学観測	168
29.	KE	170
30.	保安について	172

衛星

1	科学衛星 (SRATS)	174
2	テレメタ系	181
3	テレメタ符号化装置	186
4	コマンド系	196
5	電源装置	200
6	シーケンスタイマ	225
7	真火・切断系	230
8	アンテナ系	232
9	データレコーダ	238
10	水平線検出器	241
11	地磁気姿勢計及び太陽センサ	244
12	姿勢制御装置	251
13	環境計測装置	260
14	太陽X線の観測	269
15	太陽水素ライマンアルファ線の観測	274
16	地球コロナ中間紫外放射の観測	284
17	正イオン組成の観測	288
18	正イオン温度・密度の観測	295
19	電子温度の観測	304
20	熱圏及び磁気圏基部のプラズマの観測	311
21	観測器制御用信号発生装置	319
22	観測時刻表示装置	323
23	プラズマ流方向測定装置	326

昭和50年1月31日

S E S データセンター

第 3 号科学卫星 SRATS

この衛星は第3号科学衛星であり、太陽放射線と地球熱圏との相互作用を研究するものであり、M-3C-2号機によって近地点250 km、遠地点2800 km、傾斜角31°の軌道に入れられる。

よく知られているように地球大気は太陽からの紫外線、X線などによってエネルギーを得、そのエネルギーは大気の電離や励起に費やして更に種々の光化学反応過程を経て熱エネルギーとなり大気中に吸収している。これらの過程は一ノ一ハムに明瞭されているものもあるが、全体的に見ると非常に複雑な総合的過程として地球物理学的現象を引き起している。もし太陽面上に大爆発現象が生じると、これらの過程は大きな変化を起し、それに加えて地球磁場の変動に伴なう電磁気的影響が加わって、汎世界的な変動を生ずる。

現在は太陽活動が最も静穏な時期に当たっているが、それでも数ヶ月に一度は磁気嵐現象を生じているので、SRATS衛星により平穏時の地球周辺の種々の物理量の汎地球的分布を

調べると共に 擾乱時の変化を捉えようとするものである。

SRATSは軌道に乗せられた後、ヨーヨーデスピナーによりスピンをほぼ 10 PPMとし、更に制御装置によりスピン軸と軌道面に直角にして車輪の転がるような形の、いわゆる Rolling Wheel Modeとして観測を行なう。そのために一般的な共通計器の他に観測器の観測動作を制御する観測系制御装置を持っている。なお火星側面には4本の腕を持っており、その先端に一つずつのセンサーを備えており、火星がデスピンスされた後、これらの腕を2本ずつ留めてあるワイヤーワイヤカッターで切ることによりスピン軸と直角の位置に展開する。展開の指令は、地上より電波指令によって行なわれる。火星の概観図は図1図に示す通りである。

(1) 構造

直径750mmの円に内接する八角形の断面を持ち、高さ700mmの八角柱の外観で重量は86kgである。主構造は、これよりやや小さい直径694mmおよび361.5mmの内筒に内接する同心の2つの高さ500mmの八角柱をつないだ構造であり

すべてアルミ合金の板材でできた部材をリベットにつなぎ
合せてあり、上下面にはアルミパイプで作った形骸材を
取りつけてある。更にこの構体は2分室できるように設計され
いる。周囲は8枚の太陽電池と貼りつけたアルミハニカム板
が取り付けられており、合計5274枚の太陽電池素子が取り付け
られている。上部には地磁気センサーと40MHzテレメータ送信
アンテナ、下部には136MHzテレメータアンテナが取り付けられている。

更に一本おきの外殻にはプロトタイプ用の腕が取り付けられて
いる。各腕は、その二端近くで二部サーマルバリアアットにあり、
ロッド機構で開じられ、地上よりの電波指令により対角
線位置にある二本ブロッコロッジ機構と連結したワイヤを
ワイヤカッターで切断することにより開放される。しかる後、各腕
の下端近くには連結される展開用カムギンギン用のバネの
組合力により円滑に展開される。なお、恒星の上部と
下部は、それぞれサーマルバリアで蔽われている。

構造の概要は図21図に示す。

(2) 搭載計器

SRATSには次の機器が搭載されている。

- i) 太陽X線測定装置 (SXR)
- ii) 太陽紫外線測定装置 (SUV)
- iii) 地球コロナ・中間紫外放射測定装置 (GMV)
- iv) 正イオン組成測定装置 (CPI)
- v) 正イオン温度・密度測定装置 (TPI)
- vi) 電子温度測定装置 (TEL)
- vii) 電子密度測定装置 (IMP)
- viii) 観測器制御用信号発生装置 (CLOCK)
- ix) 観測時刻表示装置 (DTI)
- x) プラズマ流方向測定装置 (PDI)
- xi) 赤外水平線検出装置 (HOR)
- xii) 太陽センサ付地磁気姿勢測定装置 (GAS)
- xiii) 姿勢制御装置 (AC)
- xiv) 行星環境測定装置 (HK)
- xv) エンコーダ (ENC)
- xvi) テレメータ送信装置 (TM)
- xvii) コマンド受信装置 (CM)
- xviii) 電源装置 (SCP BAT PCU JNC CONV)
- xix) タイマー (MT)
- xx) イグナイタ電源 (IGPS)
- xxi) アンテナ系 (ANT)
- xxii) データレコーダ (DR)

これら機器の配置図を次の図に示す。

以上にあるものを大別すると次の4系に分けられる。

- A) 観測機器系 i) — vii)
- B) 観測器制御系 viii) — x)
- C) 姿勢決定および制御系 xi) — xiii)
- D) 共通機器系 xiv) — xxi)

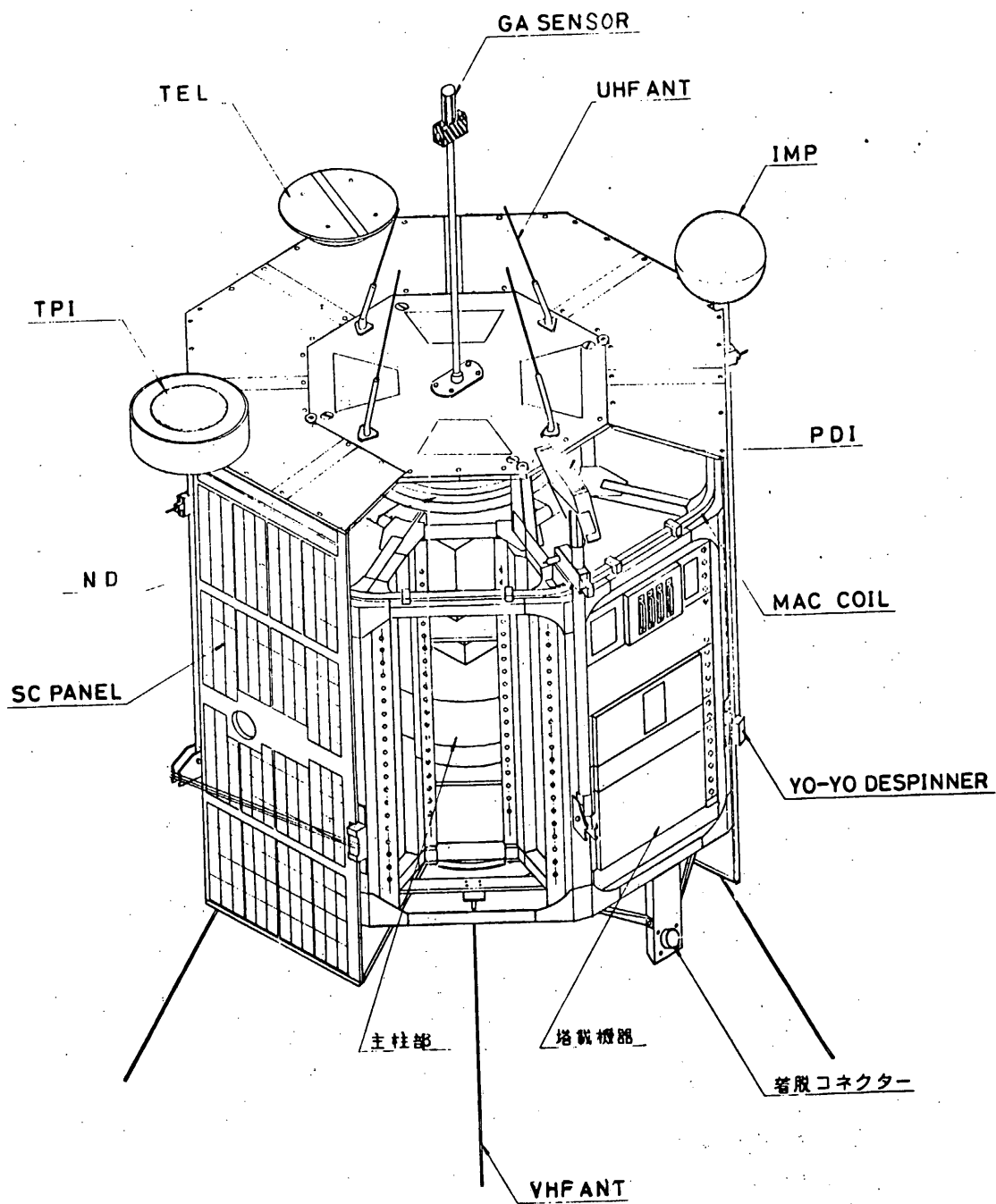
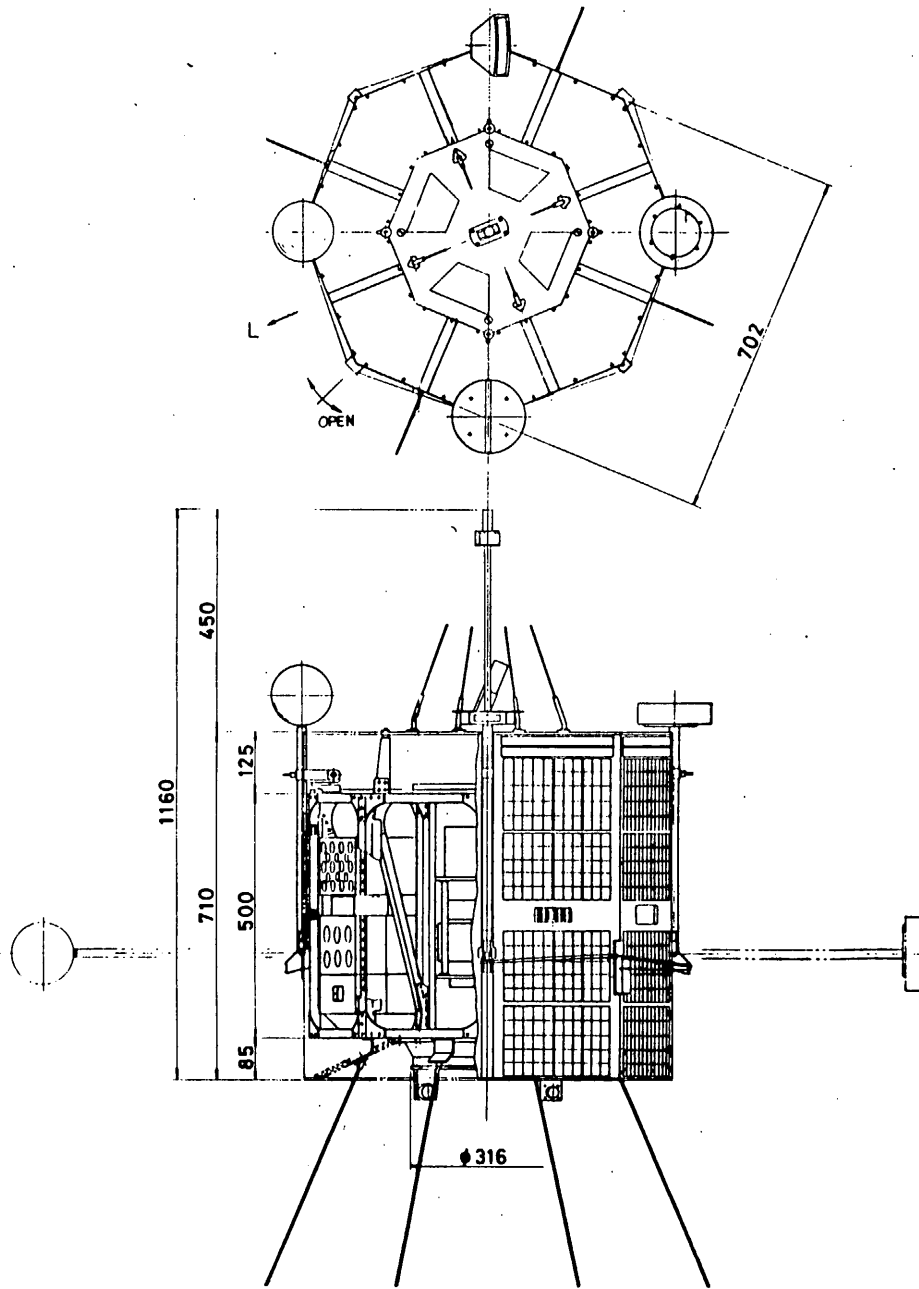


図1 SRATS衛星概観図



中国 SRATS 构造概要

SRATS 衛星符号化装置 (ENC) 実験計画書

林 研究室
松下通信工業(株)

1. 概要

本装置は、各観測器の得た時間的に並列なアalog及びデジタル信号を、時間的に直列な2進符号に変換し、デフレコーダに送出すると共に、各観測器が必要とするタイミングパルスも供給するのである。

尚、本装置には、松下電器産業(株)で開発された低電力論理回路 (2mW/cgate) を大幅に採用し、消費電力の低減を図っている。

2. 構成

第1図に示すような11個のブロックから構成されており、各部の機能を以下に示す。

① アalogマルチプレクサ

各観測器からの時間的に並列なアalog信号を同期信号発生器からのタイミングによりプログラム通りに選択し、時間的に直列な信号に変換する。

② アalogデジタル変換器

アalog信号 0~3V を 2進化 8ビット符号に変換する。

③ デジタルマルチプレクサ

各観測器、コマンドアンサーバッフ、フレーム同期符号発生器及び時間信号発生器からの時間的に並列なデジタル信号を同期信号発生器からのタイミングによってプログラム通りに選択し、時間的に直列な信号に変換する。

④ コマンドアンサーバッフ回路

非同期で入るコマンドのアンサーバッフ信号をメモリーレジスタに記憶する。

図 番

⑤ フレーム同期符号発生器

Gooddard Space Flight Center 標準のフレーム同期信号 11101011
10010000 を発生する。

⑥ 時間信号発生器

符号化部からのワード信号 (4秒周期), フレーム信号 (128秒周期)
をそれぞれ5ビット, 7ビットのカウンタで計数するものであり、地上での
コンピュータ処理を容易にする。

⑦ 2ビット遅延回路

アログデジタル変換器を通してきた信号は、デジタルマルチプレクサ
も通ってきた信号に比べて2ビット遅れているので、デジタルマルチプレクサ
からの信号を2ビット遅らせて、次段のデジタルマルチプレクサにこの2種
の信号が時間遅れがなく到着するようにする。

⑧ デジタルマルチプレクサ

アログデジタル変換器、2ビット遅延回路からの時間的に
並列な信号を同期信号発生器からのタイミングによりプログラム
通りに選択し、時間的に直列な信号に変換する。

⑨ NRZ-SMコード変換器

NRZ信号を Split-phase M信号に変換してデータローグに送り
出す。

⑩ クロック信号からの 2048Hz を分周及び各種の論理演算を
行い、エンコーダの内部制御に必要な各種の信号を発生すると
共に、時間信号発生器にワード信号、フレーム信号を送出する。

⑪ タイミング信号発生器

同期信号発生器からの信号に各種の論理演算を行い、各観
測器にタイミング信号を供給する。

図 番

3 性能

3.1 符号化部電気的性能

1) ビットレート	64 bit/sec (再生時 1216 bit/sec)
2) コード方式	SPLIT PHASE-M
3) ワード構成	8ビット/ワード
4) フレーム構成	327ワード/フレーム
5) フレーム同期信号	1110101110010000

6) 入力チャンネル数	アナログ 8ch デジタル 8ch
7) ワード配分	別表1.2 ワード配分表に示す。
8) アナログ-デジタル変換の方式	逐次比較形
9) 入力インピーダンス	アナログ信号 100kΩ以上 デジタル信号 L: 500Ω以上 H: 10kΩ以上
10) 入力信号	アナログ信号 0 ~ +30V デジタル信号 L: 0 ~ 0.5V H: 2.4 ~ 4.5V
11) 出力インピーダンス	5kΩ以下
12) 出力電圧	L: 0.7V以下 H: 3.5V以上
13) 波 形	立ち上がり時間 10μs以下 立ち下り時間 10μs以下

3.2 タイミングパルス発生部電気的性能

1) 出力パルス数	別表3 タイミングパルス表に示す
2) 出力インピーダンス	5kΩ以下
3) 出力電圧	L: 0 ~ 0.5V H: 2.4 ~ 4.5V
4) 波 形	立ち上がり時間 10μs以下 立ち下り時間 10μs以下

図 番

3.3 消費電力

+BUS	約 6.8 mA
+12V	約 41 mA
-12V	約 6.0 mA
+5V	約 305 mA
全消費電力	約 2.203 W

3.4 機械的性能

A, B 2 筐体に分かれており、それぞれの容量、重量は下記のとおりである。

- 1) 容量 ENC-A プリント板 8 枚
 ENC-B プリント板 7 枚

- 2) 重量
- | | |
|-------|----------|
| ENC-A | 約 1547 g |
| ENC-B | 約 1229 g |

- 3) 外観 ENC-A 第 2 図 外観図に示す
 ENC-B 第 3 図 外観図に示す。

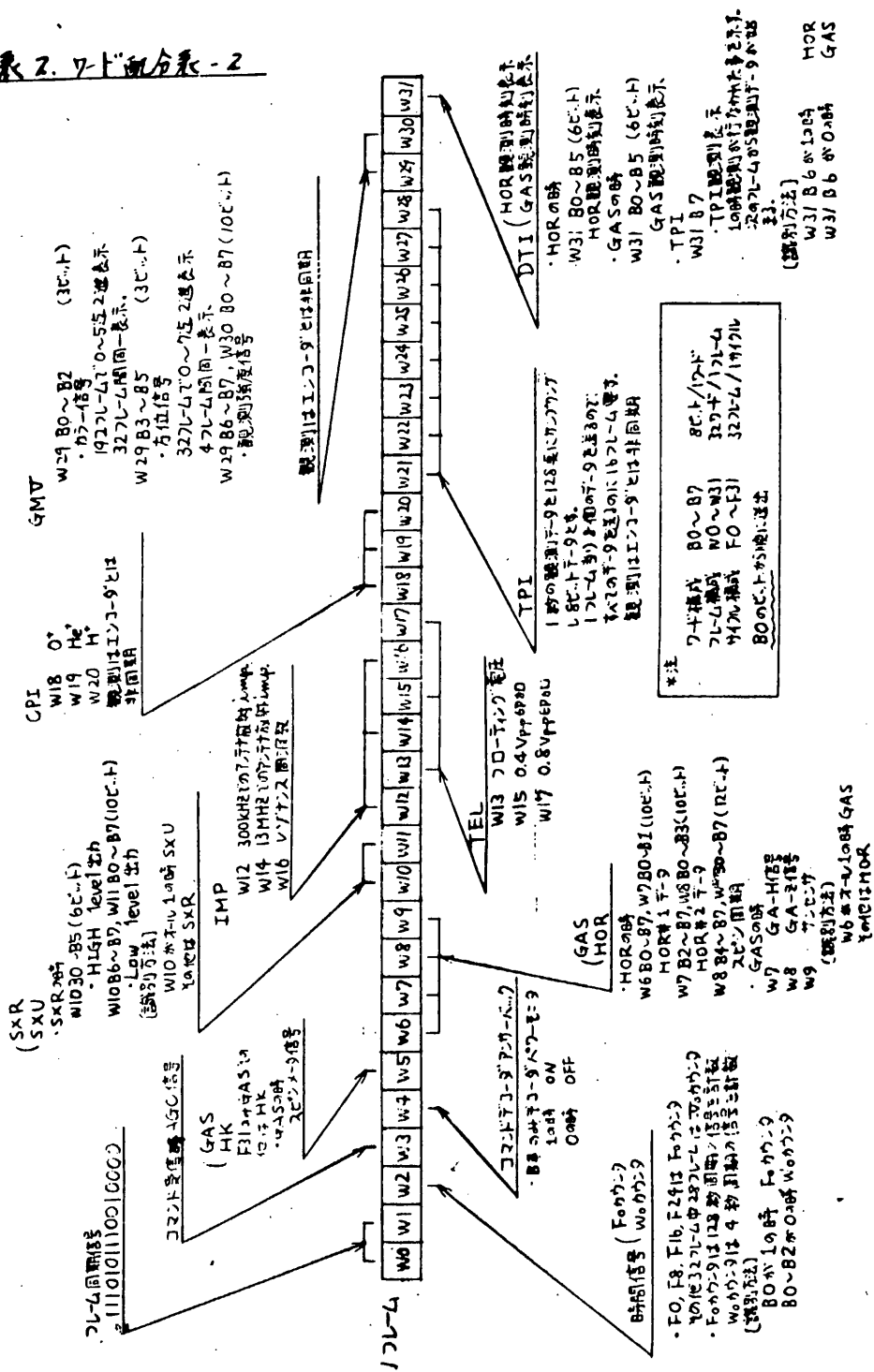
- 4) ケース材質 A2024P

- 5) ケース表面処理 EPIC0 2000 黒色エポキシ塗装

図 書



別表 2. ワード配合表 - 2



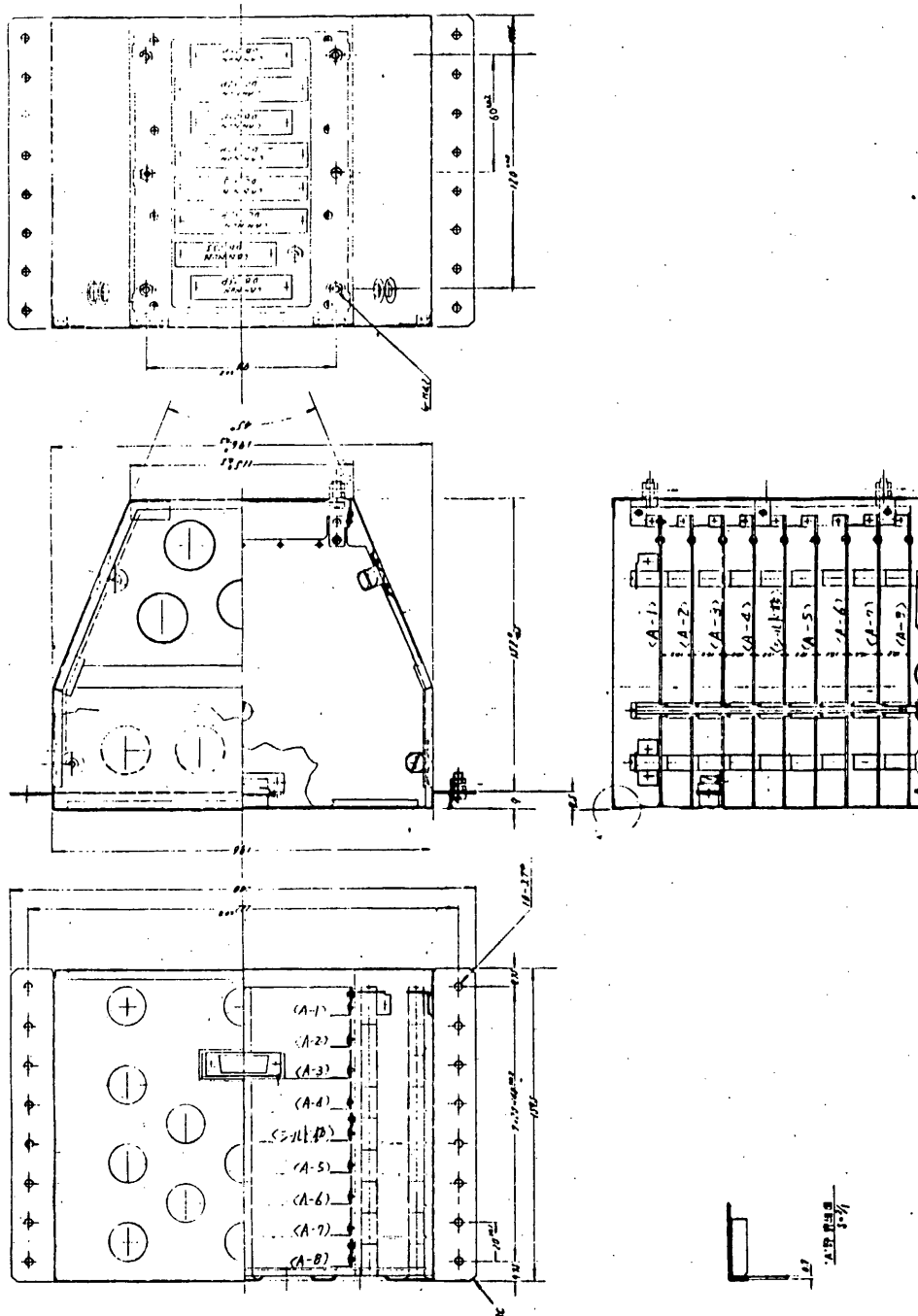
別表1 ワード配分表-1

ワード番号	リファレンスの有無	データ 1			データ 2			識別方法
		項目	信号種別	データ内容	項目	信号種別	データ内容	
0	無	7L-4同相信号	D	11101011				
1	無	"	D	10010000				
2	有	10カウンタ	D	128秒間期信号を計数	WOカウンタ	D	4秒間期信号を計数	EOからEOの間9 BO-B2の間にWOの
3	無	コンダクタ信号機	A	AGC				
4	無	コンダクタ信号機	D	7L-4同相信号 6L-3同相信号				
5	有	HK	A	HKの7L-4同相信号	GAS	D	ハンマー信号	F31のW GAS
6	有	HOR	D		識別信号	D	オール1	
7	有	"	D		GAS	A	GA-H	識別信号のみのGAS
8	有	"	D		"	A	IA-3	"
9	有	"	D		"	D	ランビフ	"
10	有	SXR	D		識別信号	D	オール1	
11	有	SXR	D		SXU	A		識別信号のみのSXU
12	無	IMP	A	300kHzのアンテナ信号				
13	無	TEL	A	70-70kHzのアンテナ信号				
14	無	IMP	A	13MHzのアンテナ信号				
15	無	TEL	A	0.4Vppのアンテナ信号				
16	無	IMP	D	インサンスWのアンテナ信号				
17	無	TEL	A	0.6Vppのアンテナ信号				
18	無	CPI	A	O*				
19	無	"	A	He*				
20	無	"	A	H*				
21	無	TPI	D					
22	無	"	D					
23	無	"	D					
24	無	"	D					
25	無	"	D					
26	無	"	D					
27	無	"	D					
28	無	"	D					
29	無	GMV	D					
30	無	GMV	D					
31	有	DTI	D	9秒間期信号を計数	GAS	D	9秒間期信号を計数	B6からB7の間HOK B6からB7の間GAS

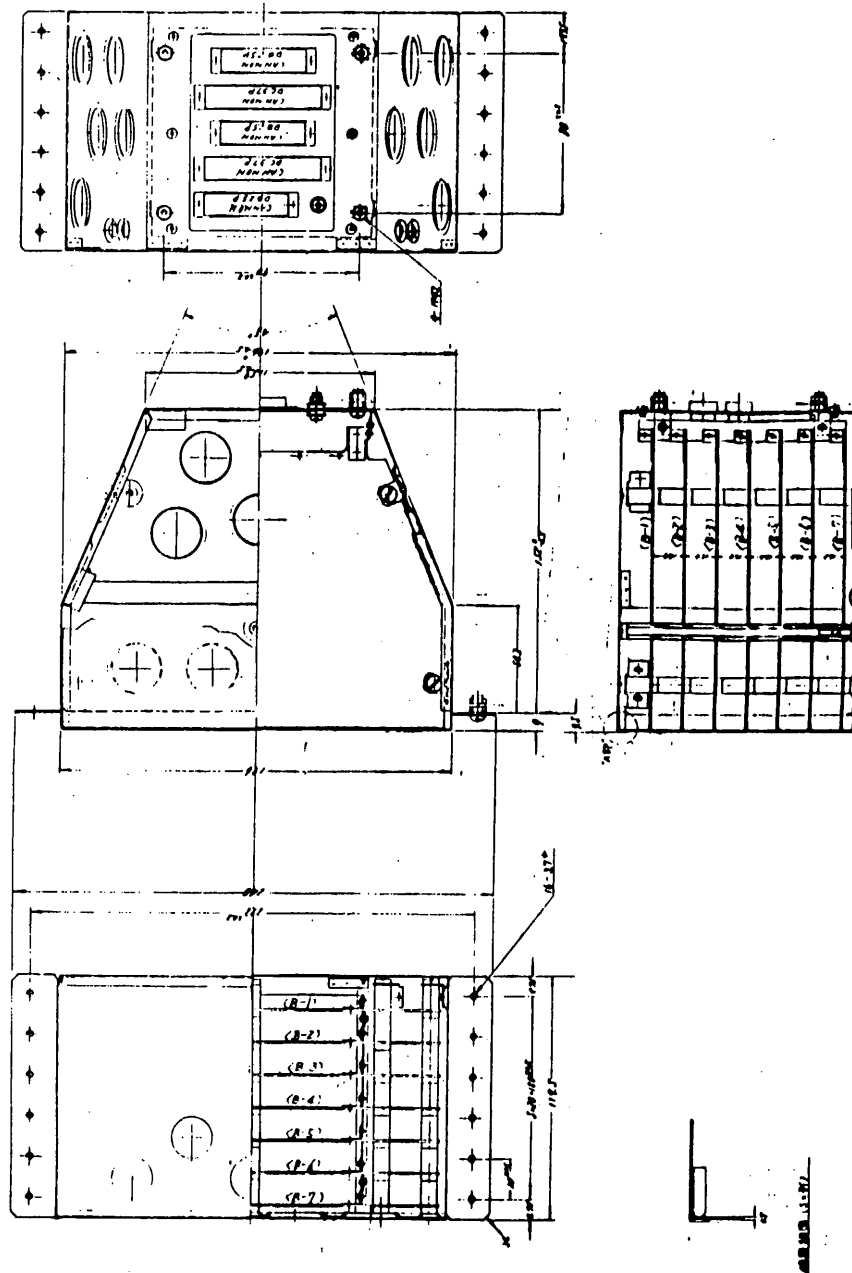
注: 信号種別のDはデジタル、Aはアナログ信号を表わす。

(別表3) SRATS-F-ENC タイミングパルス表

P・I	項 目	記 号	P・I	項 目	記 号
SXR	Reset	W ₉ B ₆	HOR	読出し	B ₀
	Shift	W ₉ B ₇		"	B ₁
	"	"		"	B ₂
	"	"		"	B ₃
	"	"		"	B ₄
	読出し	W ₁₀ ~ ₁₁ B ₀ ~ ₇ $\bar{\phi}$		"	B ₅
SXU (I・C)	測定終了	W ₁₂ B ₁		"	B ₆
	Night Measure Gate	F ₀ +F ₂ +F ₄ +...+F ₃₀		"	B ₇
	"	W ₁₃ B ₀		データ読出し	W ₆
TPI	"	W ₅ B ₀		"	W ₇
	読出し終了	W ₁₂		Set	W ₈
	"	W ₁₄		Reset	W ₉
CPI	Gate	W ₂₁ ~ ₂₈		"	$\bar{\phi}$
	読出し	W ₂₁ ~ ₂₈ B ₀ ~ ₇ $\bar{\phi}$		HOR, GAS 読出しタイミング	W ₀
	Trigger	W ₂₁ ~ ₂₈ B ₇	IMP	"	W ₆
GMV	"	S ₁		Reset	W ₁₀
	出力ミックス	W ₁₈		"	W ₃₀
	"	W ₁₉		読出しワード	W ₃₁
	"	W ₂₀		Clock	S ₁
TEL	Reset	W ₂₁		同期用連続	B ₀
	Gate	W ₂₉ ~ ₃₀		IMP ON	W ₇
AC	読出しシフト	W ₂₉ ~ ₃₀ B ₀ ~ ₇ $\bar{\phi}$		F1 DET	W ₁₁
	"	W ₀		F2 DET	W ₁₃
GAS	H・F 振巾切替	W ₁₂ ~ ₁₃		UHRDET & COUNTER Reset	W ₁₅
	"	W ₁₄ ~ ₁₅		Read Out	W ₁₆ B ₀ ~ ₇ $\bar{\phi}$
GAS	読出し	W ₅ B ₀ ~ ₇ $\bar{\phi}$ + W ₉ B ₀ ~ ₇ $\bar{\phi}$		IMP OFF	W ₁₇
	Clock	ϕ		Holder Reset	W ₁₁ B ₀ + W ₁₃ B ₀ + W ₁₅ B ₀
	Reset	W ₆ B ₁		Read Out Cont	W ₁₆
	"	W ₁₀ B ₁	H・K	読出し	F ₀ W ₅
	Gate	F ₃₁ W ₁ ~ ₃		読出し	F ₃₀ W ₅
	読出し	F ₃₁ W ₅ ~ ₆			



第2图 ENC-A 外观图



第3图 ENC-B 外觀圖

実験計画書

SRATS-HOR 装置

東京大学理学部 等松隆夫 鈴木勝久
松下電器技術研究所
松下通信工業株式会社
松下電子株式会社

SRATS の飛行中の姿勢を検出するための赤外地平検出器
(以下 HOR)である。

検出器は スピン主軸に対して 45° および 135° の方向に 140 個づつ
配置されている (HOR #1, #2)。SRATS は rolling wheel mode
で運動あることを計画しているので、240 個の検出器が地球を検出する
時間から 衛星のピッチ角その他の姿勢情報が得られる。検出器
からの信号はデジタル化されてつぎのように伝送される。

(1) 直接伝送またはデータコーダーに記録されるもの。

- | | |
|-------------------|----|
| (1-1) HOR #1 検出時間 | W6 |
| (1-2) HOR #2 " " | W7 |
| (1-3) スピン同期 | W8 |

(2) CLOCK へのタイミング提供

(2-1) スピン中心信号を CLOCK へ (地心信号)

(3) 他の搭載機器との関連情報を伝送するワード W₃₁ へ

- | | |
|----------------|--|
| (3-1) HOR 観測時刻 | |
| (3-2) GAS " " | |
| (3-3) TPI " " | |

第1表 HOR信号系と他機器信号との関係

	GAS	HK	TPI	HOR	備 考
W_5	スピン周期 (SSS)	HK			SSSは他のHK項目と32F Sub. Comm.
W_6	All "1"			$W_6B_0 \sim W_7B_1$ HOR #1 地球検出時間	GASとHORとのSub. Comm. でGASの 場合全ビットを"1"で表示
W_7	GAH整流出力 (GAH)			$W_7B_2 \sim W_8B_3$ HOR #2 地球検出時間	GASとHORはSub. Comm. するがHOR を優先し、HOR検測がそのフレーム内がない 場合にはGASを送信する。
W_8	GAZ			$W_8B_4 \sim W_9B_7$ スピン周期	
W_9	太陽角 (SSA)				
$W_{21} \sim$ W_{24}			TPI メモリ出力		
W_{21} (DTI)	$B_0 \sim B_3$ GAS検測時刻 $B_4 \sim B_7 = "0"$		$B_0 \sim B_3$ TPI検測時刻 $B_4 = "1"$	$B_0 \sim B_3$ HOR検測時刻 $B_4 = "1"$ $B_5 = "0"$	Delay time indicator, 優先度はTPI、 HOR、GASの順、但しHORがあった次は GASを入れる。

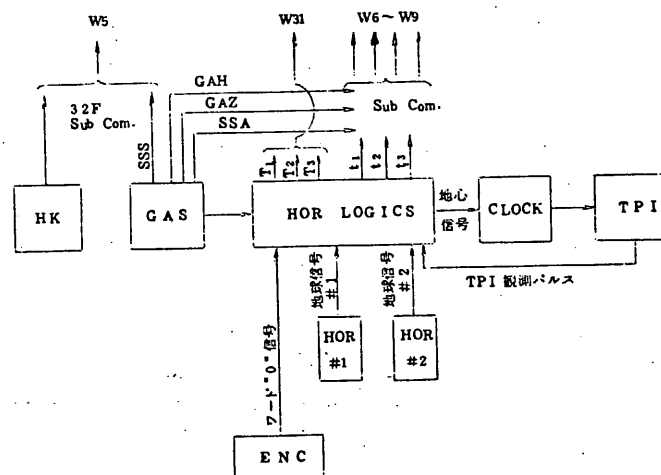
光学系概要

波長帯 14~16 μm CO₂ 帯
検出温度 $250 \pm 20 \text{ K}$ (高度 30~50 km)

集光系 ケルマニウム単結晶レンズ 20 mm ϕ , 視野角 1°以内
検出器 PbTiO₃ (キョリ点 470°C)
受光面積 1 mm²
 $D^* > 10^8 \text{ cm} \cdot \text{Hz}^{-1/2} \text{ W}^{-1}$

入力抵抗 10¹¹ ohms
応答周波数 1~100 Hz
電圧利得 60 db (AC) + 20 db (デジ処理部)

第2図 姿勢検出系の信号の受渡し



- | | |
|--|------------------|
| t_1 : HOR #1 地球検出時間 ($W_0 B_0 \sim$) | GAH: 地磁気スピン垂直成分 |
| t_2 : HOR #2 地球検出時間 | GAZ: " 平行成分 |
| t_3 : スピン周期 | SSA: 太陽センサによる太陽角 |
| T_1 : HOR 観測時間 (ワード0からHOR地心まで) | SSS: " " スピン周期 |
| T_2 : TPI " (ワード0からTPI観測まで) | |
| T_3 : GAS " (ワード0からGAS検出時まで) | |

SRATS 搭載用 GAS

実験計画書

東海大・工

測技会 K.K.

§1. 観測目的

本装置は地球磁カ線および太陽を基準として衛星の姿勢を測定するものである。

§2. 装置の概要

本装置は衛星軸方向(Z)とこれに直角な方向(X)の二つの成分から構成される地磁気姿勢計とロケット軸と太陽方向とがなす角を算出する太陽センサから成り立っている。更に太陽センサの出力から衛星のスピン周期を計測する部分が附加されている。

i) 地磁気姿勢計部

磁カ計は二成分のフラックスゲート型磁カ計で、特にH成分はピークホールドして出力する。回路のブロックダイアグラムは(図1)に示す。磁場測定範囲はZ成分で $\pm 50000 \gamma/3V$, H成分は $0 \sim 50000 \gamma/3V$ である。磁カ計センサ部は周辺の磁氣的乱れを避けるため衛星頭部より約40 cm のブームに装置される。

ii) 太陽センサ部

太陽方向は角度をデジタル量で表わし、7ビットのグレイコードを使用する。(図2)はこの回路のブロック図である。測定範囲は $\pm 54^\circ$, 分解能は $\pm 1^\circ$ である。

iii) スピン周期計測部

スピン周期は約 6° の視野をもったスリットを太陽像が通過する時間を測定しデジタル量に2表示する。測定範囲は $2 \sim 0.08 \text{ Hz}$ で、精度は $\pm 5\%$ である。

§3. 本装置の仕様

(i) 地磁気姿勢計部

磁場測定範囲 (Z成分)	$\pm 50000\gamma$
(H成分)	$0 \sim 50000\gamma$
磁力計感度 (Z成分)	$3\gamma/\text{gauss}$
(H成分)	$3\gamma/0.5\text{gauss}$
出力 (各成分共)	$0 \sim 3V$
H計部ホールド	充電時定数 $3V$ の 90% up まで 3sec .
放電	$3V$ で 10% down まで 300sec .
使用温度範囲	$-20^\circ\text{C} \sim +50^\circ\text{C}$ で正常動作。

(ii) 太陽センサ部

(a) 太陽角測定範囲	$\pm 54^\circ$
測定精度	$\pm 1^\circ$
(b) スピン測定範囲	$2\text{Hz} \sim 5\text{rpm}$
分解能	$\pm 5\%$ (測定値と求めたSPIN周期に対して)
使用温度範囲	$-20^\circ\text{C} \sim +50^\circ\text{C}$ で正常動作。

(iii) 計器重量

GAS電気本体	1.234kg
マクセンサ系	0.177kg
サセンサ系	0.080kg
計	1.491kg

(iv) 消費電力

+12V系	12mA	144mW	尚、+BUSはコマンド操作GAS ON, OFFの30mSecだけ 17mA流れる。
-12V系	5mA	60mW	
+5V系	52mA	260mW	
		計 464mW	

(v) 寸法

規格によるパネルを使用。 外観図、別紙参照の事。

(vi) 機械的性能

振動及び衝撃試験は宇宙研規格とする。

§4. データ取得法.

- i) 地磁気率計部の出力はアナログ量表示で規定の $\sim 3V$ 以下で使用。
 テレメータ項目は次の様である。

衛星軸方向 (SPIN軸) — W8 Z成分.

衛星軸と直角方向 — W7 H成分.

- ii) 太陽センサ部の出力はデジタル量表示である。

太陽角(SS) 8bit — W9 尚: このSS出力はバイコードであるため地上系では、
 フォトリック出力専用装置で、一旦
 バイナリコードに変換後アナログ量に変換可能。

SPIN周期測定部 8bit — F31W5 出力はHKW5とサマコミで 32768中F35
 W5で得る。データの較正は前もて
 求められた表による。

- iii) 他サブシステムとのインターフェイスの特記事項。

HORとサマコミで、読出し形式は、HOR優先で、衛星SPIN周期10RPM程度で、
 HOR: GAS = 1:3 ~ 1:2 である。尚 識別表示W6がオール“H”のときGAS側とする。
 HORの電源OFF及び測定無し時はGAS側である。

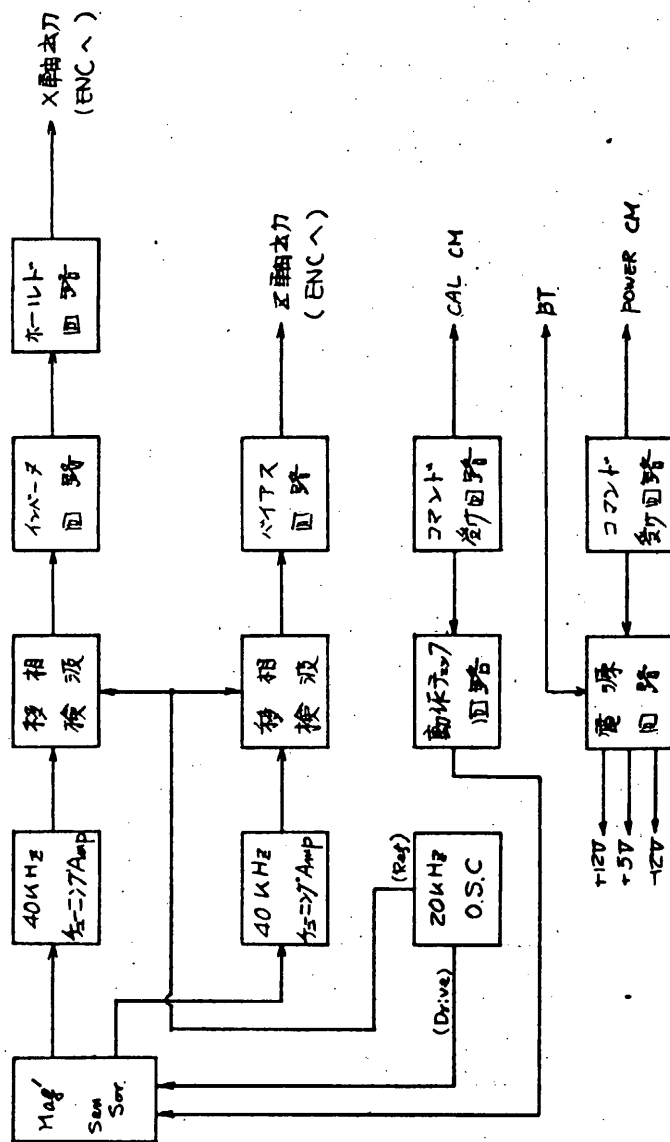
§5 コマンド項目.

番号	項目	コマンド番号	NEC コマンド項目割当表 より
N010	GAS 電源 ON	1-10	
N019	" " OFF	2-4	
N015	GAS CAL ON (Picalon)	1-15	
N030	" " OFF (Picaloff)	2-15	

§6. HK項目

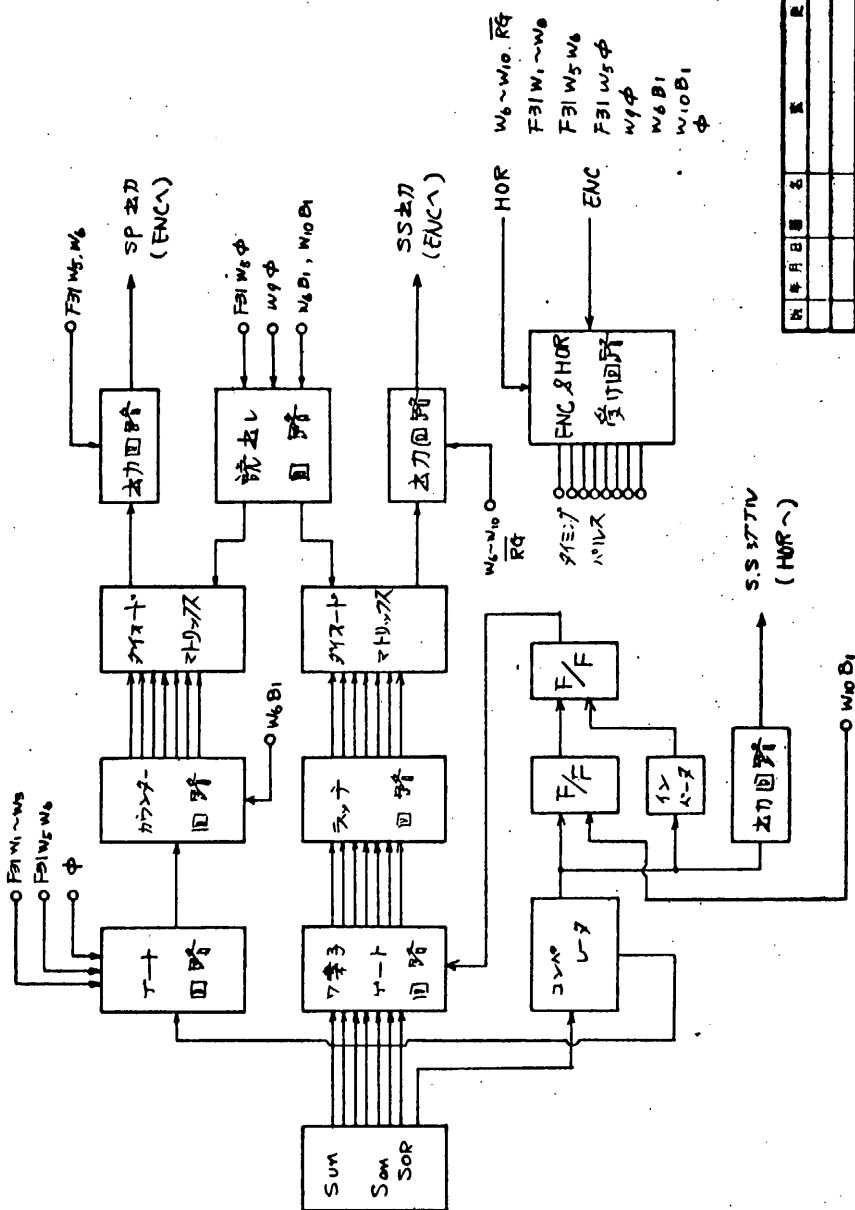
無1.

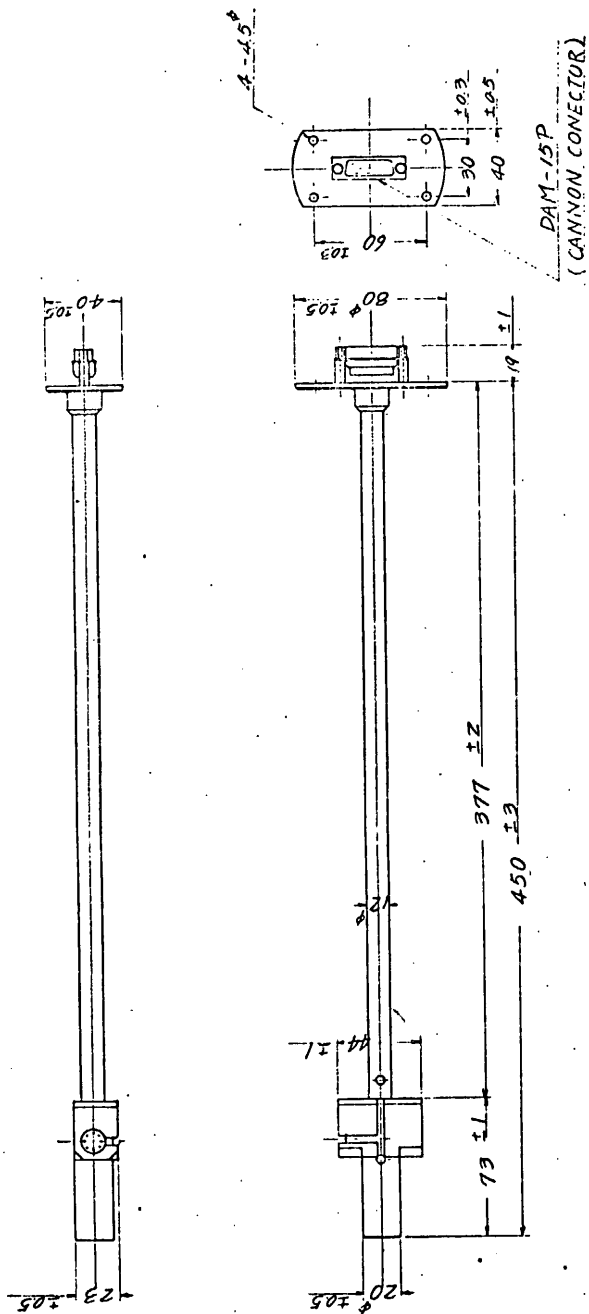
図 1



版	年月日	番	名	監	製	参	考	通
年月日	設計	製	図	形	当	比		
99/11/15				星野	酒中	官	株式会社 測機舎	
名	SRATS-F			図	番			
判	GA7-D-77147-7A							

尺度

[illegible]

[illegible]

姿勢制御装置 (AC)

= 宮研究室

日立製作所

概要

本装置は科学衛星 SRATS-F に搭載され、衛星の姿勢と科学観測上から要求される姿勢に制御するものである。

姿勢制御装置を構成する機器および構成各機器のミッションは、表1に示す通りである。

番号	構成品名	数量	ミッション
1	ニューテーションバ	1	衛星のロケットからの分離、ヨーヨースピナおよびフローフの展開等の外乱により発生する衛星のスピンの首振り(ニュテーション)の減衰
2	ヨーヨースピナ	1	衛星のスピンの速度と軌道投入直後のロケットスピンの速度から科学観測のためのスピンの速度への減速
3	MACコイル	1	衛星のスピンの軸方向と軌道投入時の状態である軌道面内から科学観測のための軌道面垂直方向への変更
4	MSC センシングコイル MSC トルキングコイル	1 1	衛星スピンの速度の制御。 MSC センシングコイルは地球磁場の検出部であり、MSC トルキングコイルはセンシングコイルで検出された地球磁場に基づいて、エレクトロニクス部にて制御した電流を流すことにより発生するトルクでスピンの速度を変化させるものである。
5	キーピングコイル	1	ホイールモード換役後、軌道面の退行により生ずるホイールモードからのずれを衛星に磁気モメントを荷重することによって補償する
6	エレクトロニクス部	1	姿勢制御用のコマンドを受け、必要な処理を行い、上記構成品の制御を行う。また、姿勢制御モードのモータを付与

表1 構成品とそのミッション

また、構成各機器間の関係は、図1のブロックダイヤグラムに示す通りである。

姿勢制御の実施にあたっては、図2に示す制御系により実行される。すなわち、姿勢検出系 (GAS, HOR) で検出し、テレメータを介して地上に送られ、地上で姿勢データと科学観測上要求される姿勢から電子計算機 (FALOM 230-05) を用いてコマンドを決定する。決定されたコマンドは衛星に送られ、姿勢制御装置はこのコマンドを受けて動作する。

以下に姿勢制御装置各機器の構成について述べる。

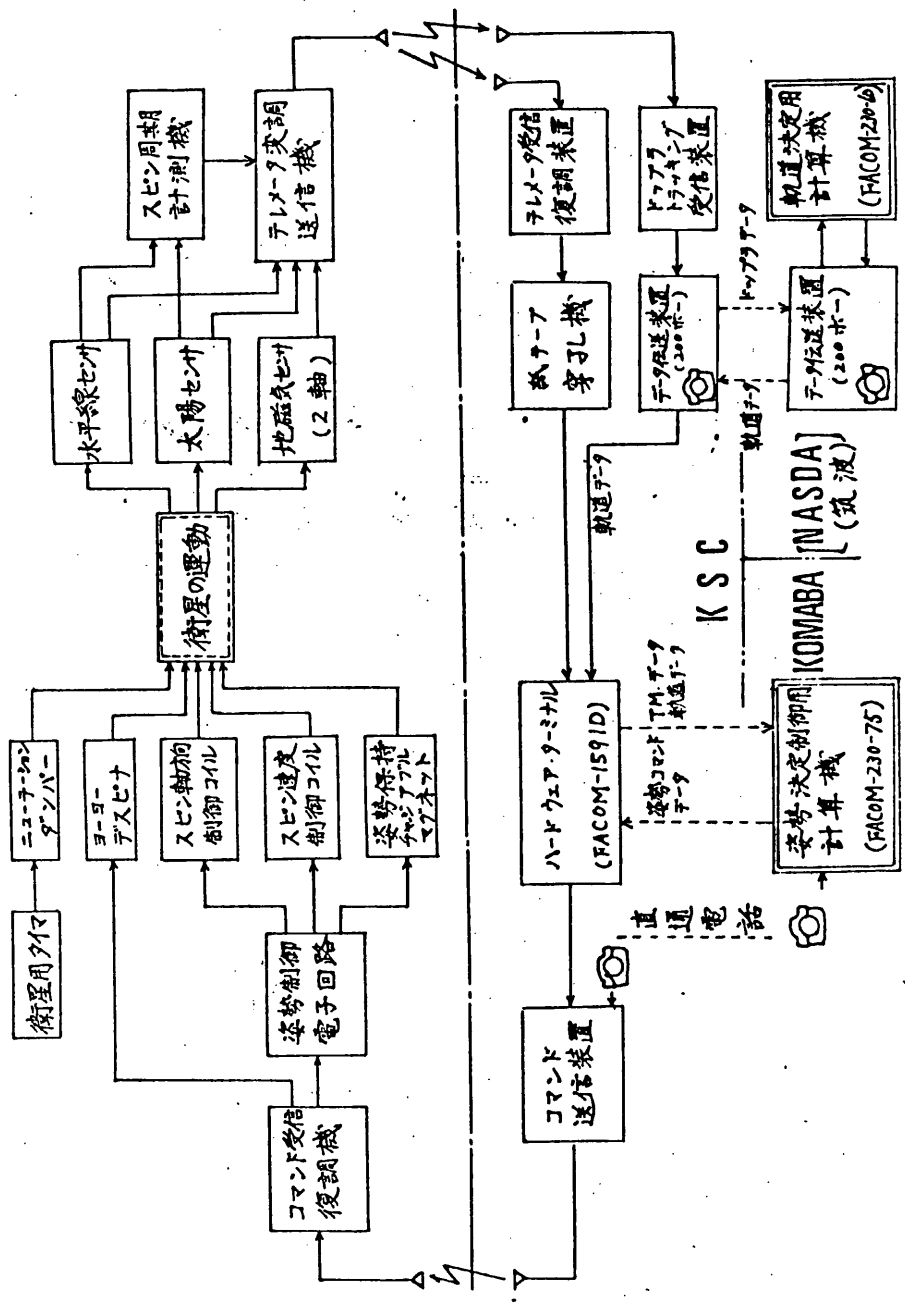


図2 衛星 姿勢制御システム系統図

2 ニューテリオンダハロ

- 2.1 動作: 内環内に封入した水銀の磨擦によるニューテションの除去
- 2.2 方式: 水銀環式
- 2.3 駆動方式: ワイヤカーブによるリリースメカニズム駆動
- 2.4 最終ニューテション面度: 1度以内
- 2.5 点火: ワイヤによる点火
- 2.6 水銀量: 140g
- 2.7 内環直径: 250 mm
- 2.8 重量: 610g (水銀重量を含む)

3 ヨーヨーデベコフ

- 3.1 動作: ヨーヨーマス および ワイヤの切替による スピン速度の減速
- 3.2 方式: 硬式 ヨーヨーデベコフ
- 3.3 駆動方式: ワイヤカーブによるリリースメカニズム駆動
- 3.4 初期スピン: 120 r.p.m.
- 3.5 作動後スピン: 10 r.p.m.
- 3.6 点火: コマンドによる点火
- 3.7 マス重量:
- 3.8 ワイヤ長さ: 3680 mm
- 3.9 重量:

4 MAC コイル

- 4.1 動作: 地磁気を利用したスピン軸方向の制御
- 4.2 磁気モメント: MAC 強 15 ATm^2
MAC 弱 7 ATm^2
- 4.3 コイル電流: 強 180 mA 弱 100 mA
- 4.4 コイル巻数: 210 turn
- 4.5 コイル有効面積: 0.35 m^2
- 4.6 使用線材: 0.5ϕ 軟アルミ線
- 4.7 重量: 470 g

5 MSC センシングコイル MSC トルキングコイル

- 5.1 動作; 地磁気を利用してセン速度の制御
- 5.2 センシングコイル誘起電圧; 2.3 mV at $8 \text{ r.p.m. } 0.1 \text{ öe}$
- 5.3 トルキングコイル磁気モメント; 2.5 ATm^2
- 5.4 トルキングコイル電流; $\pm 160 \text{ mA}$
- 5.5 トルキングコイル巻数; 200 turn (1コイル当り)
- 5.6 トルキングコイル有効面積; 0.077 m^2 (1コイル当り)
- 5.7 トルキングコイル使用線材; 0.4 中軟アルミ線
- 5.8 センシングコイルコア材; スーパーロイ
- 5.9 センシングコイル巻数; $30,000 \text{ turn}$
- 5.10 重量;

センシングコイル	210 g
トルキングコイル	500 g

6 キーピングコイル

- 6.1 動作; 地磁気を利用してボールモーターリフトを補償
- 6.2 磁気モメント;

最強	-1.7 ATm^2
強	-0.9 ATm^2
弱	-0.7 ATm^2
最弱	-0.4 ATm^2
NULL	$\pm 0.1 \text{ ATm}^2$ 以内
- 6.3 コイル巻数; $7,000 \text{ turn}$
- 6.4 使用コア材; リンゲ
- 6.5 重量; 95 g

7 エレクトロニクス部

- 7.1 動作; 3-3-3システム, MACコイル, MSCコイル および キーピングコイルの制御
- 7.2 消費電力; オミ表に示す
- 7.3 コスト項目; オミ表に示す

7.4 HK項目: MACおよびMSC電流 HK(W5) F5

キセンブ強度 HK(W5) F6

HK出力と姿勢制御動作内容の関係は表4表5および表6に示す。

制御モード	電源別	消費電力 (W)	備考
スタンバイ および キセンブ	+12V	0.37	
	-12V	0.024	
	+5V	0.28	
強度設定時(注)	+12V	強 2.5 弱 1.6	
	-12V	0.024	
	+5V	0.28	
MAC時	+12V	2.7	④電流時
		0.54	⑤電流時
	-12V	0.16	④電流時
		2.2	⑤電流時
	+5V	0.28	

注 キセンブコイルはキセンブ設定時の電流を必要とし、設定後の電力は0Wである。(設定に要する時間 5分)

表2表 姿勢制御装置消費電力

項目分類	CM No	コナド項目	項目数	機能
電源	61	AC-ON	2	主電源 (+12V, +5V, -12V) の ON OFF
	62	AC-OFF		
	63	カウンタスタート	1	MAC MSC の動作開始
	64	カウンタリセット	1	MAC MSC の動作終了 (カウンタのリセット)
	65注1	Yo-Yo 作動	1	Yo-Yo スピンドルのワイヤカッタの戻り
M.M.K.	66	MAC MSC, KP ⊕	2	MAC MSC は ⊕ または ⊙ にて切替開始
	67	MAC MSC, KP ⊖		
	68	KEEPING 最強		KP は ⊕ と ⊙ の切替
	69	" 弱		キーンクマクネットの残留磁気モットの切替
	70	" 最弱	5	(宮庭直は AC-OFF にてても前記磁気モットは保持される。)
MAC	71	KEEPING NULL		MAC MSC 動作中ても切替可能
	72	MAC 強	2	MAC コイル電流の大きさの指定
	73	MAC 弱		
	74	MAC 強		
	75	MAC ODD	2	MSC トルチンクコイルへ通電する周期の指定
MSC	76	MSC EVEN		ODD → (2n+1)/4 周期に通電
	77	周期 109 分 20 秒		EVEN → (2n)/4 周期に通電
	78	" 113 分 04 秒		衛星軌道周期の指定
	79	" 115 分 12 秒	5	(衛星内タレの周期と軌道周期に合致する。)
	80	" 117 分 20 秒		
周期時間	81注1	周期 121 分 04 秒		
	82	スタート遅延 0 分		カウンタスタート (CM 63) から実行は MAC コイルまたは MSC トルチンクコイルに通電し、
	83	" 8 分	4	姿勢制御開始時刻までの時間の指定
	84	" 16 分		
	85注1	スタート遅延 24 分		姿勢制御を終了するまでの時間の指定
スタート遅延時間	86	スタート遅延 1 分	5	
	87	" 2 分		
	88	" 3 分		
	89	" 4 分		
	90注1	スタート遅延 5 分		
スタート遅延	91	スタート遅延 14 分	3	周期時間 スタート時間 スタート周期は無関係は MAC 及び MSC を実施する停止する
	92	MAC ON		
	93	MAC OFF		

注1 CM 65 は Yo-Yo を作動させる周期時間 121 分 04 秒 スタート遅延時間 24 分 スタート周期 5 分後と一括して遅延する

注2 MSC, MMK の組め合は次の通り

注3 MSC, MMK の組め合は次の通り

注4 MSC, MMK の組め合は次の通り

注5 MSC, MMK の組め合は次の通り

注6 MSC, MMK の組め合は次の通り

注7 MSC, MMK の組め合は次の通り

注8 MSC, MMK の組め合は次の通り

注9 MSC, MMK の組め合は次の通り

注10 MSC, MMK の組め合は次の通り

注11 MSC, MMK の組め合は次の通り

注12 MSC, MMK の組め合は次の通り

注13 MSC, MMK の組め合は次の通り

注14 MSC, MMK の組め合は次の通り

注15 MSC, MMK の組め合は次の通り

注16 MSC, MMK の組め合は次の通り

注17 MSC, MMK の組め合は次の通り

注18 MSC, MMK の組め合は次の通り

注19 MSC, MMK の組め合は次の通り

注20 MSC, MMK の組め合は次の通り

注21 MSC, MMK の組め合は次の通り

注22 MSC, MMK の組め合は次の通り

注23 MSC, MMK の組め合は次の通り

注24 MSC, MMK の組め合は次の通り

注25 MSC, MMK の組め合は次の通り

注26 MSC, MMK の組め合は次の通り

注27 MSC, MMK の組め合は次の通り

注28 MSC, MMK の組め合は次の通り

注29 MSC, MMK の組め合は次の通り

注30 MSC, MMK の組め合は次の通り

注31 MSC, MMK の組め合は次の通り

注32 MSC, MMK の組め合は次の通り

注33 MSC, MMK の組め合は次の通り

注34 MSC, MMK の組め合は次の通り

注35 MSC, MMK の組め合は次の通り

注36 MSC, MMK の組め合は次の通り

注37 MSC, MMK の組め合は次の通り

注38 MSC, MMK の組め合は次の通り

注39 MSC, MMK の組め合は次の通り

注40 MSC, MMK の組め合は次の通り

注41 MSC, MMK の組め合は次の通り

注42 MSC, MMK の組め合は次の通り

注43 MSC, MMK の組め合は次の通り

注44 MSC, MMK の組め合は次の通り

注45 MSC, MMK の組め合は次の通り

注46 MSC, MMK の組め合は次の通り

注47 MSC, MMK の組め合は次の通り

注48 MSC, MMK の組め合は次の通り

注49 MSC, MMK の組め合は次の通り

注50 MSC, MMK の組め合は次の通り

注51 MSC, MMK の組め合は次の通り

注52 MSC, MMK の組め合は次の通り

注53 MSC, MMK の組め合は次の通り

注54 MSC, MMK の組め合は次の通り

注55 MSC, MMK の組め合は次の通り

注56 MSC, MMK の組め合は次の通り

注57 MSC, MMK の組め合は次の通り

注58 MSC, MMK の組め合は次の通り

注59 MSC, MMK の組め合は次の通り

注60 MSC, MMK の組め合は次の通り

注61 MSC, MMK の組め合は次の通り

注62 MSC, MMK の組め合は次の通り

注63 MSC, MMK の組め合は次の通り

注64 MSC, MMK の組め合は次の通り

注65 MSC, MMK の組め合は次の通り

注66 MSC, MMK の組め合は次の通り

注67 MSC, MMK の組め合は次の通り

注68 MSC, MMK の組め合は次の通り

注69 MSC, MMK の組め合は次の通り

注70 MSC, MMK の組め合は次の通り

注71 MSC, MMK の組め合は次の通り

注72 MSC, MMK の組め合は次の通り

注73 MSC, MMK の組め合は次の通り

注74 MSC, MMK の組め合は次の通り

注75 MSC, MMK の組め合は次の通り

注76 MSC, MMK の組め合は次の通り

注77 MSC, MMK の組め合は次の通り

注78 MSC, MMK の組め合は次の通り

注79 MSC, MMK の組め合は次の通り

注80 MSC, MMK の組め合は次の通り

注81 MSC, MMK の組め合は次の通り

注82 MSC, MMK の組め合は次の通り

注83 MSC, MMK の組め合は次の通り

注84 MSC, MMK の組め合は次の通り

注85 MSC, MMK の組め合は次の通り

注86 MSC, MMK の組め合は次の通り

注87 MSC, MMK の組め合は次の通り

注88 MSC, MMK の組め合は次の通り

注89 MSC, MMK の組め合は次の通り

注90 MSC, MMK の組め合は次の通り

注91 MSC, MMK の組め合は次の通り

注92 MSC, MMK の組め合は次の通り

注93 MSC, MMK の組め合は次の通り

注94 MSC, MMK の組め合は次の通り

注95 MSC, MMK の組め合は次の通り

注96 MSC, MMK の組め合は次の通り

注97 MSC, MMK の組め合は次の通り

注98 MSC, MMK の組め合は次の通り

注99 MSC, MMK の組め合は次の通り

注100 MSC, MMK の組め合は次の通り

AC の 状 態

マシンの組合せ

MAI. OF MSC

MMF

傾斜 (問題 50 以上)

HK 電圧 (V)

0.5 1.0 1.5 2.0 2.5 3.0

		ステップ 1	
MAC 52	⊕	$(2n+1)/4$	
"	⊖	$(2n)/4$	
"	⊕	$(2n)/4$	
MAC 52	⊖	$(2n+1)/4$	
MAC 50	⊕	$(2n+1)/4$	
"	⊖	$(2n)/4$	
"	⊕	$(2n)/4$	
MAC 50	⊖	$(2n+1)/4$	
MSC ODD	⊕	$(2n+1)/4$ に 2 トルキ=7 コイル 電流 ⊕ のとき	
MSC EVEN	⊖	$(2n)/4$ に 2 トルキ=7 コイル 電流 ⊕ のとき	
MSC ODD	⊕	上記において電流 ⊖ のとき	
MSC EVEN	⊖		
MSC ODD	⊖	$(2n+1)/4$ に 2 トルキ=7 コイル 電流 ⊕ のとき	
MSC EVEN	⊕	$(2n)/4$ に 2 トルキ=7 コイル 電流 ⊕ のとき	
MSC ODD	⊖	上記において電流 ⊕ のとき	
MSC EVEN	⊕		
MSC ODD	⊖	$(2n)/4$	
MSC EVEN	⊕	$(2n+1)/4$	

表 4 表 HK 電圧値表 50 以上 (MAC 50, 52, MSC 電流)

キセノンモード	HK 電圧 (V)					
	0.5	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0
キセノン 最強					<input type="checkbox"/>	
” 強				<input type="checkbox"/>		
” 弱			<input type="checkbox"/>			
” 最弱		<input type="checkbox"/>				
キセノン NULL	<input type="checkbox"/>					

注 キセノンコイルチャージ後 AC-OFF 及び V Counter Reset のコマンドを送出すると
HK によるモータはリセットされるがキセノンコイルチャージされた磁気セメントは
継続保持される。

オ5表 HK 電圧値表 その2 (キセノン強度)

実 験 計 画 書

S R A T S 衛星搭載用 環境計測装置 (H K)

東大宇宙研 林研究室
松下通信工業株式会社

1. 概 要

本装置は、S R A T S衛星に搭載され、衛星内各部の温度、電圧、電流の計測を行ない、そのデータにより衛星の動作状態の確認をするものであり、本体および検出器より構成される。

本体は、次の部分からなる。

増 幅 器

- ・切替スイッチ部
- ・レギュレータ部
- ・コマンド受け回路
- ・モード切替スイッチ部

増幅器は、検出器（温度、電圧、電流）の出力電圧を増幅してエンコーダへ伝送する。

切替スイッチ部は、検出器の出力および校正電圧をタイミングパルスにより切換え上記増幅器へ供給する。

レギュレータ部は、入力電源電圧を安定化して上記増幅器へ供給する。

コマンド受け回路は、コマンド信号を受け、本装置の電源のON - OFFを行なう。

モード切替スイッチ部は、入力に応じた増幅器のモードを切替えるスイッチである。

検出器は、第1表に示す衛星の各部に取付けられる。

2. 構 成

区 分	品 名	員 数	備 考
本 体	H K	1	
検出器	温度センサ	12	白金線
"	電流センサ	2	2本バラのもの
"	電圧センサ	6	

ブロック図を第1図に示す。

3. 性能

1) 電気的性能

(温度)

- ① 測定範囲: $+10 \sim +100^{\circ}\text{C}$ (TL₁)
 $-40 \sim +60^{\circ}\text{C}$ (TL₂~11)
 $-150 \sim +150^{\circ}\text{C}$ (TH₁)
- ② 検出器: 白金抵抗線
- ③ 検出器抵抗: $50\Omega \pm 1\%$ (20°C)
- ④ 検出器感度: TL₁~11 $1.05\text{mV} \pm 0.1\% / ^{\circ}\text{C}$
 TH₁ $0.49\text{mV} \pm 0.1\% / ^{\circ}\text{C}$

(5) 出力電圧精度:

TL ₁ ~11	{	-40°C にて	$0.06 \pm 0.05\text{V}$
		-30°C にて	$0.32 \pm 0.04\text{V}$
		$+20^{\circ}\text{C}$ にて	$1.60 \pm 0.02\text{V}$
		$+60^{\circ}\text{C}$ にて	$2.65 \pm 0.03\text{V}$
TH ₁	{	-150°C にて	$0 \pm 0.05\text{V}$
		-30°C にて	$1.06 \pm 0.03\text{V}$
		$+20^{\circ}\text{C}$ にて	$1.50 \pm 0.02\text{V}$
		$+60^{\circ}\text{C}$ にて	$1.87 \pm 0.03\text{V}$
		$+150^{\circ}\text{C}$ にて	$2.68 \pm 0.04\text{V}$

(電流)

- ① 測定範囲: $-2 \sim +2\text{A}$ (I_{d-p})
 $0 \sim +2\text{A}$ (I_{c-p})
- ② 検出器: 精密抵抗
- ③ 検出器抵抗: $0.1\Omega \pm 0.25\%$
- ④ 検出器感度: I_{d-p} $100\text{mV} / \text{A}$
 I_{c-p} $100\text{mV} / \text{A}$

⑤ 出力電圧精度： 23 ± 2 °Cにおいて

I_{d-p}	{	- 2 Aにて	0.12 ± 0.04 V
		0 Aにて	1.48 ± 0.02 V
		+ 2 Aにて	2.84 ± 0.04 V
I_{c-p}	{	0 Aにて	0 ± 0.04 V
		1 Aにて	1 ± 0.02 V
		2 Aにて	2 ± 0.04 V
		3 Aにて	3 ± 0.04 V

(電 圧)

① 測定範囲：

$E_p - P, BAT-V$	0 ~ +3.0 V
$E_s - 12P$	0 ~ +1.5 V
$E_s - 5P$	0 ~ +7.5 V
BLM	0 ~ +5 V
AC-1, 2	0 ~ +3 V
TPI-1, TEL, SXR	0 ~ +100 mV
$E_s - BUS - N$	0 ~ -3.0 V
$E_s - 12N$	0 ~ -1.5 V
CPI-1,	0 ~ -100 mV

GMV-2 -4.8 ~ -7.2 V

② 測定方法： 抵抗分圧による

(但し, TPI-1, TEL, SXR, CPI-1, は直接増幅器
へ供給する)

③ 出力電圧精度： 23 ± 2 °Cに於いて

出力 0 V : 0 ± 0.06 V
1.5 V : 1.5 ± 0.08 V
3.0 V : 3.0 ± 0.09 V

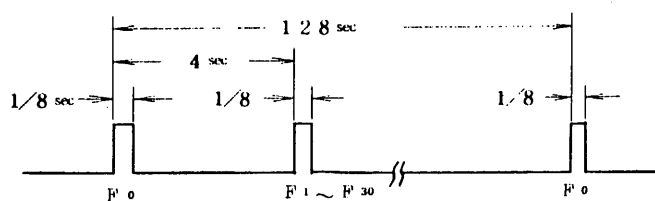
(総合性能)

- ① 測定時間： 第2図参照
- ② 周波数特性： DC～1 kHz (±1 dB)
- ③ 出力電圧
温度ドリフト： -30～+60℃において、±30 mV 以内
- ④ 出力電圧
経時ドリフト： 300時間のランニングテスト中に於けるドリフトは±10 mV 以内
- ⑤ 出力インピーダンス： 1 KΩ±20 %
- ⑥ タイミングスルス電圧：
“1” 2.5 V～5.5 V
“0” 0.7 V～0 V
- ⑦ タイミングパルス
受けインピーダンス：
“1” 150 KΩ±20 %
“0” 150 KΩ±20 %
- ⑧ コマンドパルス電圧： ON 1.2 V±1 V
OFF 1.2 V±1 V
- ⑨ コマンドパルス
受けインピーダンス： 37 KΩ±20 %
- ⑩ 校正電圧：
CAL-A に相当する電圧 { 1.7 mV±1% (23±2℃)
1.7 mV±3% (-30～+60℃)
CAL-Bに相当する電圧 { 8.9 mV±1% (23±2℃)
8.9 mV±3% (-30～+60℃)
- ⑪ 入力電圧消費電流：
+20 V±4 V 40 mA 以下
-20 V±4 V 15 mA 以下
+5 V±0.4 V 5 mA 以下
-12 V±0.5 V 5 mA 以下
- ⑫ 外部操作： 電源 ON/OFF (CM)
アンサ信号なし

2) 機械的性能

- (1) 寸 法: 240±2×168±2×60±1H (mm) 外観図をオマケ図に添付。
(2) 重 量: 790 g
(3) ケース材質: A2024P
(4) ケース表面処理: EPIC02000 黒色つや消し塗装

第2図 測定時間



注 1) 測定時間は ENC タイミングパルスによる。

2) F 0 ~ 30 までの測定項目は、第 1 表参照

付.

行星内部の測温点配置は才4図に示す。

265

表 SRATS-F HK 项目表

CH.No.	项 目	RANGE	备 考
0	CAL-A	-	0.5V
1	CAL-B	-	2.5V
2	Ep-P	0~+30V	+BUS voltage
3	Es-12P	0~+15V	REG. 12V voltage
4	Es-5P	0~+7.5V	REG. 5V voltage
5	AC-1	0~+3V	MCC, MAC Current
6	AC-2	0~+3V	KEEPING Monitor
7	TPI	0~+100mV	1.5KHz Voltage
8	BLM	0~+5V	Batt. Logic Moni.
9	TEL	0~+100mV	20KHz Voltage
10	BAT-V	0~+30V	BATT. Current
11	Ic-P	0~+3A	SCP Current
12	Es-12N	0~+15V	REG. -12V voltage
13	CPI-1	0~+100mV	-400V Voltage
14	Es-BUS-N	0~+30V	-BUS Voltage
15	SXR	0~+100mV	1.8KV Voltage
16	GMV	-4.8~-7.2V	-1KV Voltage
17	了 *	-	
18	Id-P	+2~-2A	Batt. Current
19	TL-1	+10~+100°C	SHUNT
20	TL-2	-40~+60°C	D/R (SEP-MONI)
21	TL-3	↓	TM-Xtal
22	TL-4		TEL
23	TL-5		CONV
24	TL-6		BAT-1
25	TL-7		BAT-2
26	TL-8		SHUNT
27	TL-9		COUPLER
28	TL-10		STR-
29	TL-11		STR-
30	TH-1	-150~+150°C	SCP

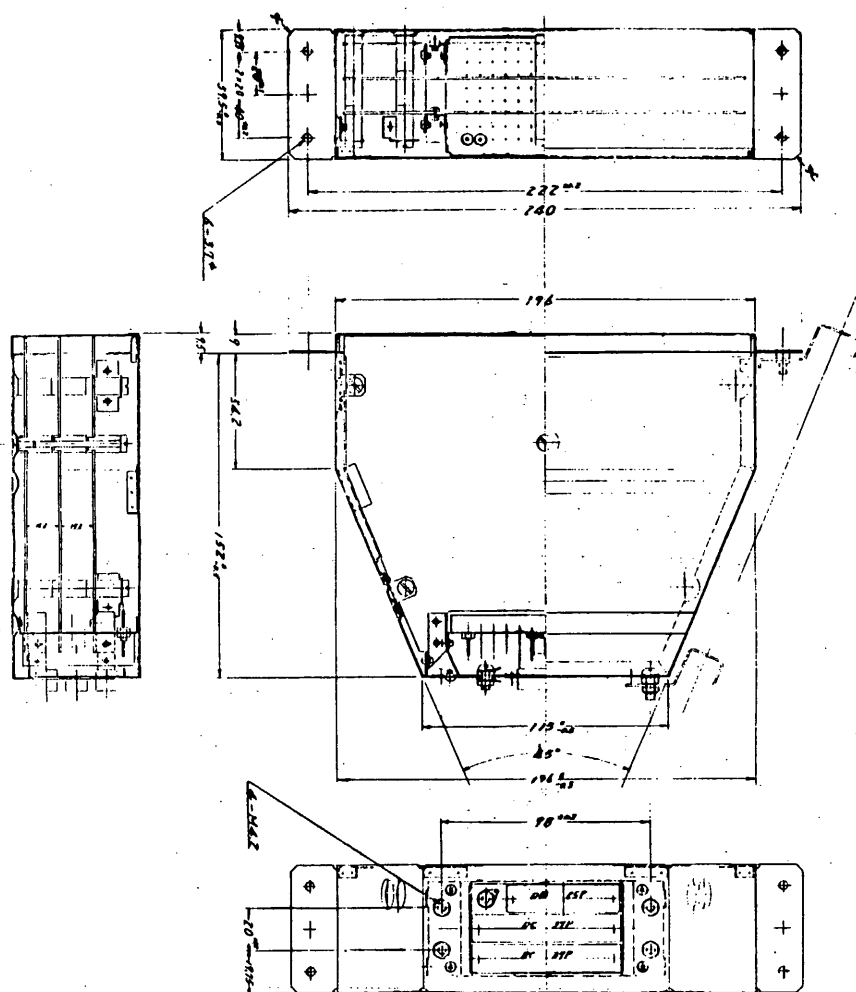
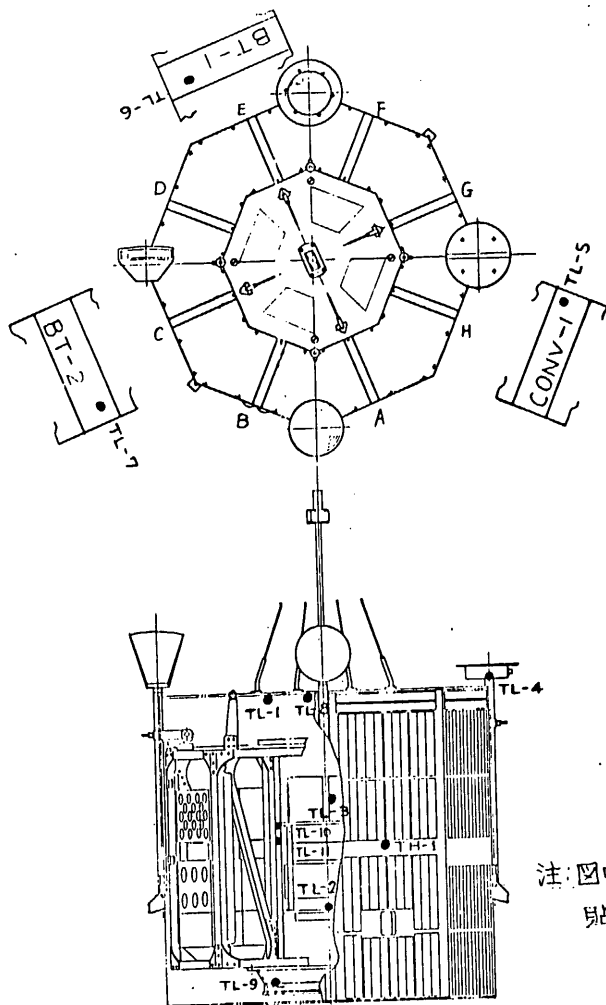


图3 外觀圖



注: 图中・は温度センサー
貼付位置を示す

NO.	測定項目	測定範囲	測定方法
19	TL-1	110 ~ 1100°C	SHUNT (頭部パルス計)
20	2	10 ~ 160°C	SHUNT (頭部パルス計) & DR
21	3	"	TM-Xtal
22	4	"	TEL
23	5	"	REG (CONV-1)
24	6	"	BT-1
25	7	"	BT-2
26	8	"	SHUNT (頭部パルス計)
27	9	"	SHUNT (頭部パルス計)
28	10	"	SHUNT (頭部パルス計)
29	11	"	TM ENC PMT
30	TH-1	-150 ~ 1150°C	SC/PAL

図4 紅星内部測定器配置図

太陽X線の観測 (SXR)

東大宇宙研 松岡 勝

東京天文台 大木健一郎

松下通信工業株式会社

§1. 観測の概要

SXR (Solar X-Ray) の観測の目的は太陽活動を太陽X線の強度の変動として監視し、SRATS本来の目的である上層大気の物理現象に対する諸観測への参考データを提供する。又、太陽X線のデータとして地上における電波、光等の観測と比較して、いち早く太陽活動の物理的状态を知る手がかりともなる。

太陽をみない夜の側ではバックグラウンド強度を測定し、且つ強い宇宙X線源の観測もすることが出来る。

測定を行うエネルギー領域は $6 \sim 9.5 \text{ KeV}$, $9.5 \sim 12 \text{ KeV}$ の2つである。

太陽X線の測定は既に諸外国で種々な手段で測定されていて、太陽物理としていくつかの成果があがっている。しかし太陽X線は変動が激しく、多様性をもっているため、同一衛星でモニターしなければ時間的ズレがあって、SRATS本来の総合的データ集積による上層大気の研究の質を上げることが出来ない。更に太陽電波の観測網の充実している我が国で、直ちに比較出来る太陽X線が捉えられることは、太陽物理学の研究からみても意義がある。しかも今回組うエネルギー範囲はこれまであまりやれていなかったところで、太陽活動に伴う高温領域の物理的性質を知ることが出来る。

尚, *SRATS* が稼働頃, 世界的にみてこのエネルギー領域の太陽 X 線を測定出来る衛星は稼働していない見通しである。

§2. 観測装置

(1) X 線検出器

オノ図のような直方体の比例計数管 (*proportional counter*) による。諸元は次のようである。

封入ガス	Xe + CO (10%) 500 mm Hg
封入ガス深さ	19.4 mm
供給高圧電圧	1650 V
有効入射面積	3 cm ²
低エネルギー X 線のカット	4 mm Be + 50 μ Al の 吸収体を置いて 6 KeV 以下の X 線をカットしている。

(2) X 線検出器の視野

X 線検出器の前にはオノ2図にあるように板状コリメーターによって視野を制御し, バックグラウンドの入射を防いでいる。その角度はスピンの回転方向に $\pm 2^\circ$ (FWHM), それと直交の方向には 40° (FWHM) である。

(3) サンセンサと視野の関係

バックグラウンドを少なくするため X 線検出器が太陽を向いた時だけ, 太陽 X 線を測るようにしてある。これは, オノ1図にあるように太陽 X 線検出器の視野をほとんど太陽センサがあり, これより X 線検出のゲートを ON OFF する。

(4) 情報処理回路

中2図に SXR のブロックダイアグラムを示す。

比例計数管から入った X 線の信号はエネルギーの高い X 線に相当するパルスと低いエネルギーのパルスに分けられる。SXR に割当てられた 2 Words (No. 10, 11) のうち低いエネルギーのカウントに 10 bits, 高いエネルギーのカウントに 6 bits のデータとして入られる。

昼間太陽 X 線を測る時は X 線カウンターが太陽を向いた時だけ信号処理回路を用いて他は閉じるため、カウンター視野の両側にとりつけたサンセンサーでこれを制御する (昼のモードの観測)。

夜間又はサンセンサーの両方又はいずれか一方が故障した場合は 2 Frame 毎に約 3 秒間の観測をして送る (夜のモード)。こうすることによって夜の側でバックグラウンド強度や宇宙 X 線を測ることが出来る。

コマンドは SXR ON, 高圧電源 ON, SXR 制御 (X 線検出器の較正) ON/OFF, 電源 OFF の 5 種からなっている。

テレメーターの Word No. 10, 11 は SUX と共有しているが、読み出しは SXR に優先権がある。又識別信号は Word No. 10 が All 1 の時は SXU のデータが Word No. 11 に入る。他の時は SXR データが Word No. 10, 11 に入る。

(5) 電力と重量

電力 +12V 0.408 W ; -12V 0.180 W ; +5V 0.40 W

重量 1.78 Kg.

(6) HK : X 線検出器には 1650 V の高圧電源を供給しているがこれを約 40000 分の一に 17 HK である。

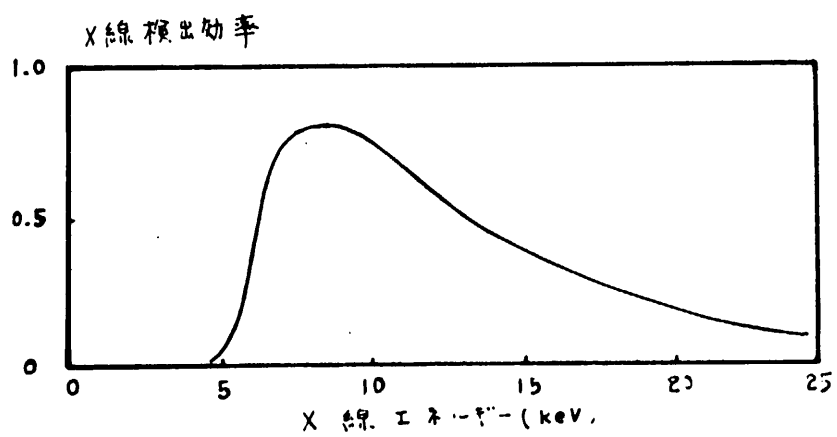
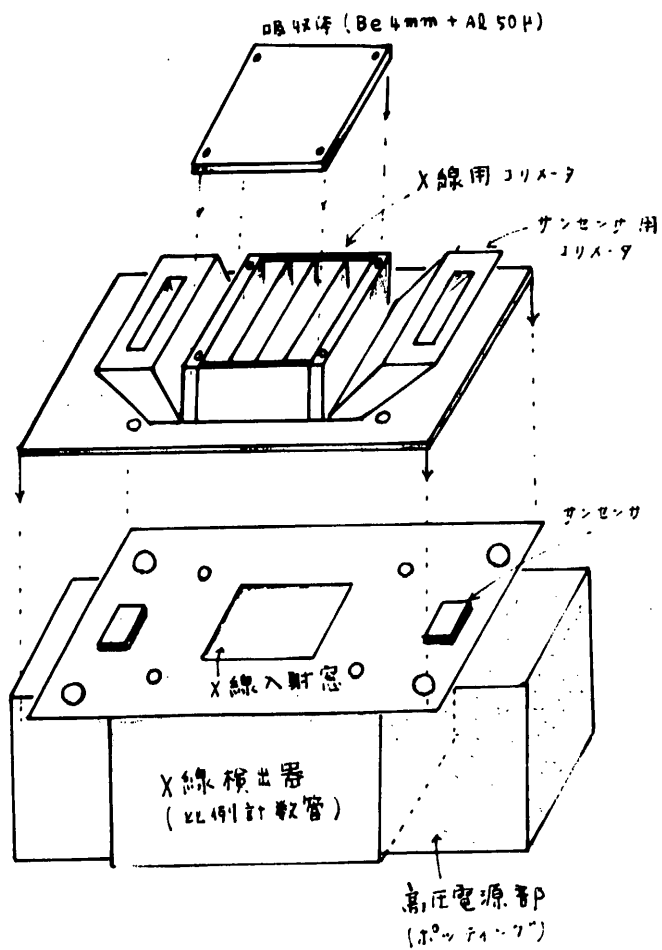
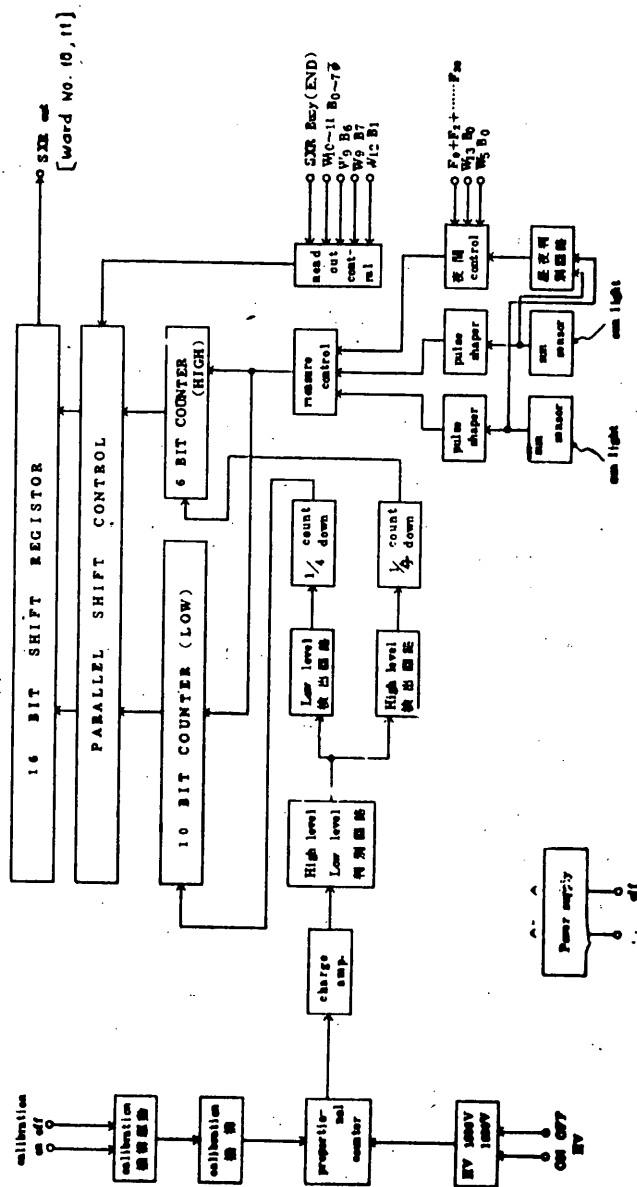


図1



222

太陽水素ライマンアルファ線の観測(SXU)

大阪市立大学 原子力基礎研究所

小塩高文 増岡俊夫

大阪市立大学 工学部

東野一郎 渡辺紹彦

松榮電子株式会社

1. 計画の概要

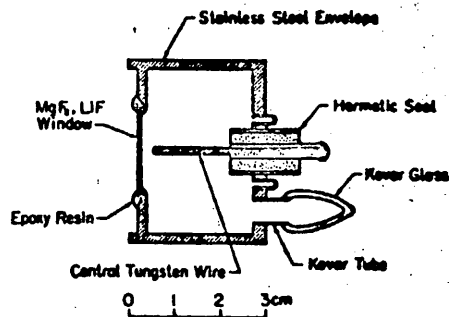
SRATSの当初計画では本項目は極端紫外線(EUV)分光器と水素ライマンアルファ線(H Ly- α)用狭帯域電離箱とを搭載して、前者で地球大気の主な電離源の中、4つの輝線(H Ly- α : 1216 Å, H Ly- β : 1026 Å, He I: 584 Å, He II: 304 Å)の強度およびその変動を、太陽を16分割に区分して連続的にモニタリングし、後者でH Ly- α 線の絶対強度をクロスチェックする計画であった。しかし衛星の規模の都合で後者のみを搭載することになった。H Ly- α 線(10.2 eV)は地球大気成分の内NO(電離エネルギー9.25 eV)の電離に寄与し電離層の低部でD層の生成に関係している。平常時の強度は約 3×10^{11} ph/cm²·sec でフレア時の変動が10%内外、長期変動が10%程度とみられている。極端紫外線領域では変動の少ない輝線である。この線のみではaeronomicalな諸観測に必要な太陽極端紫外線の強度データの提供としては十分でないが、太陽X線の観測とあいまつて

その変動中をモニタリングする。

2. 観測装置

2.1 狭帯域電離箱

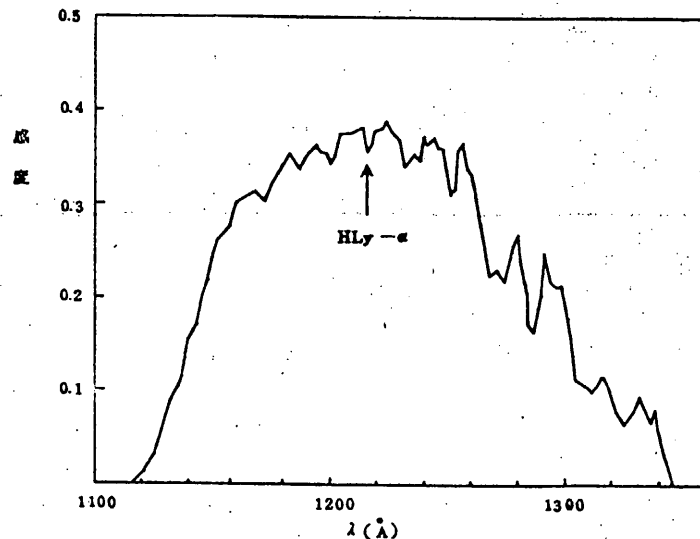
検出器は $1130 \sim 1345 \text{ \AA}$ に感度を有し H Ly- α 線を選択的に検出する。使用窓は MgF_2 , 使用ガスは NO である。その構造を Fig. 1 に、分光波長感度を Fig. 2 に示す。其の電流-電圧特性は Fig. 3 のように想定太陽強度にのりても plateau が低電圧にまで延ばすことができた (印加電圧 12 volt)。また其の指向特性は Fig. 4 の通りである。



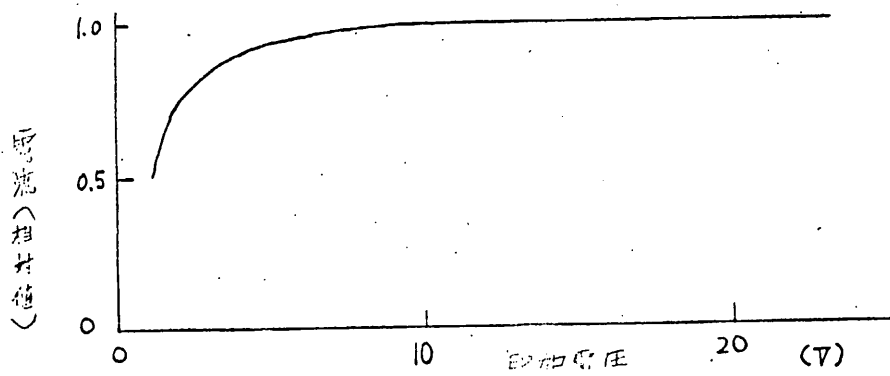
第1図 電離箱の構造

性は Fig. 3 のように想定太陽強度にのりても plateau が低電圧にまで延ばすことができた (印加電圧 12 volt)。また其の指向特性は Fig. 4 の通りである。

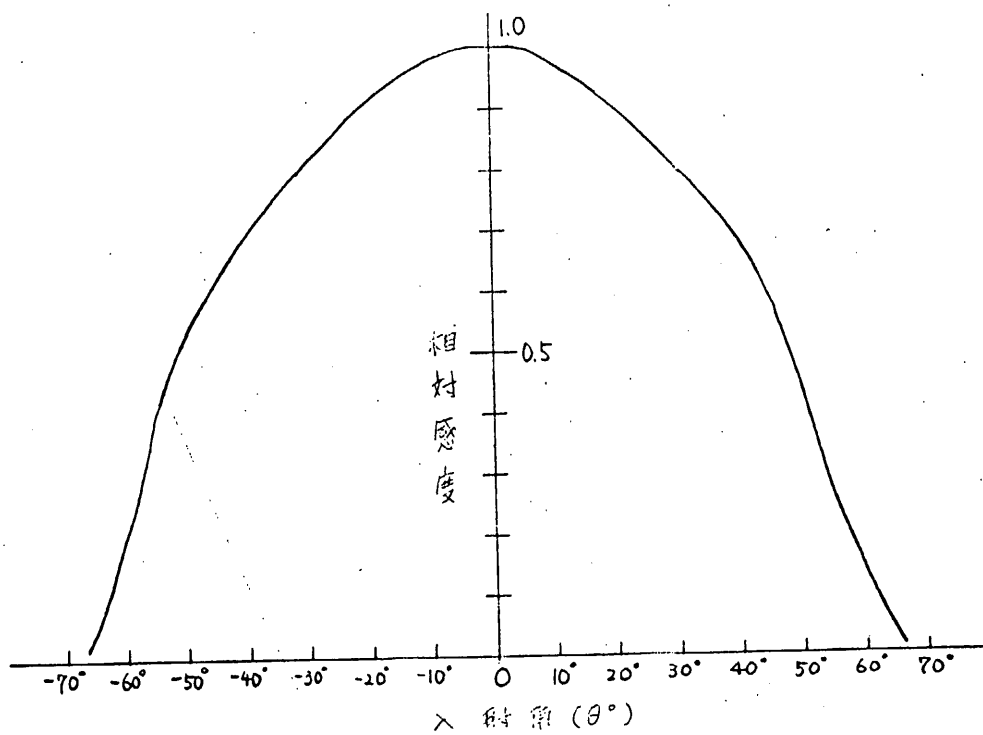
感度校正のための窓面における感度分布などを含めてこの狭帯域電離箱の特性については文献(1)に詳細に述べてある。



第2図 電離箱の分光波長感度



※3図 附帯装置をつけた電離箱の電流-電圧特性



※4図 はたかの電離箱の指向性

2.2 電離箱の附帯装置

2段三角おおいと紐すだれを合版したおおいおよび光束抑制板を電離箱の前面に装着する。

1) 2段三角おおい

観測は衛星の自転による受光器の太陽対向時の値を讀出しまで保持(Peak-Hold)してそのアナログ量(受光量)を出力信号とするが、対向時の太陽の俯仰角 θ に依存する電離箱の指向特性 $-\psi(\theta)$ を平坦化するため $\psi^{-1}(\theta)$ の特性を与えるおおいである。一連の模様を切込んだ薄いMoの2枚の板からなる。理論の詳細については文献(2), (3)に述べてある。

2) 紐すだれ

太陽に対するスピン方向の角度 ϕ に関しての指向特性を鋭くする。2段のすだれをおく、文献(2)。その効果は(1)不要時の受光量を減じ、累積受光量を少なくする。(2)視野を扇状にして大気光など迷光の混入を減らすの2点である。

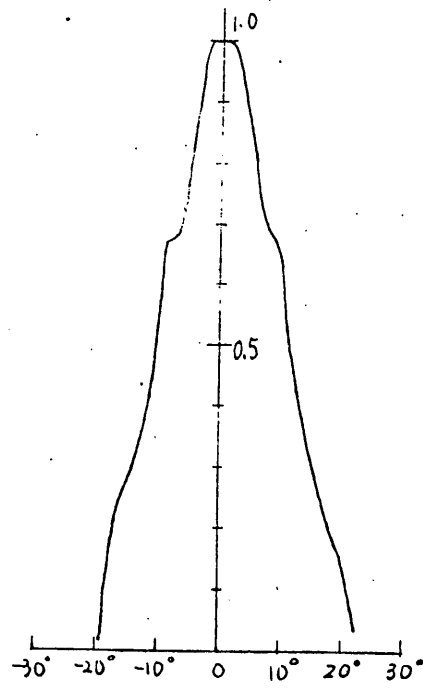
3) 光束抑制板

低い印加電圧に対してplateauを得るため、0.4mm間隔に0.1mm中穴をあけた板をおく。透過度は0.049である。総合特性を*5図に示す。*5図(a)は ϕ 方向、(b)は θ 方向の特性である。平坦化特性部は $10_{max} \simeq 30^\circ$ である。

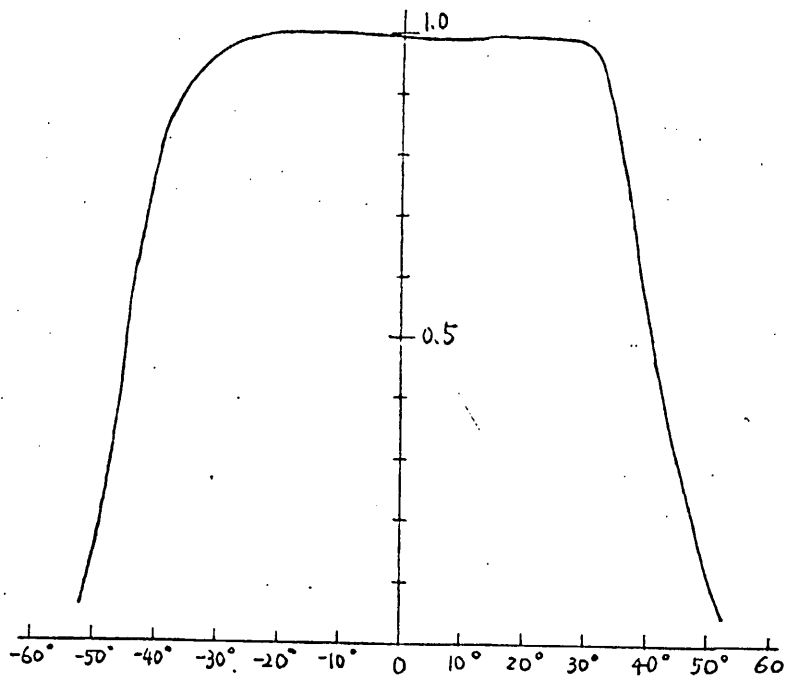
2.3 エレクトロニクス

検出器電離箱につづくエレクトロニクスは次の部分より成立つ。次のブロック図を*6図に示す。

- 1) 直流増幅器 --- 電離箱の出力電流を増幅する。
- 2) ピークホルダ --- データ伝送1周期内の直流増幅器の出力の



(a) ϕ 方向の指向特性



(b) θ 方向の指向特性

※5図 電線管と2段三角あらいとの組合せによる総合指向特性

のドリフトを自動的に補正するためタイミングパルスによりリレーを駆動して、増幅増幅器の入力端に検出器の入力信号がないときの出カレベルを加えて自動的に零点ドリフトを補正する。また、コマンド信号により直流増幅器の利得(40db)に対し、 $\frac{1}{2}$ および $\frac{1}{4}$ に切換えることができる。

2.4 テレメータ信号

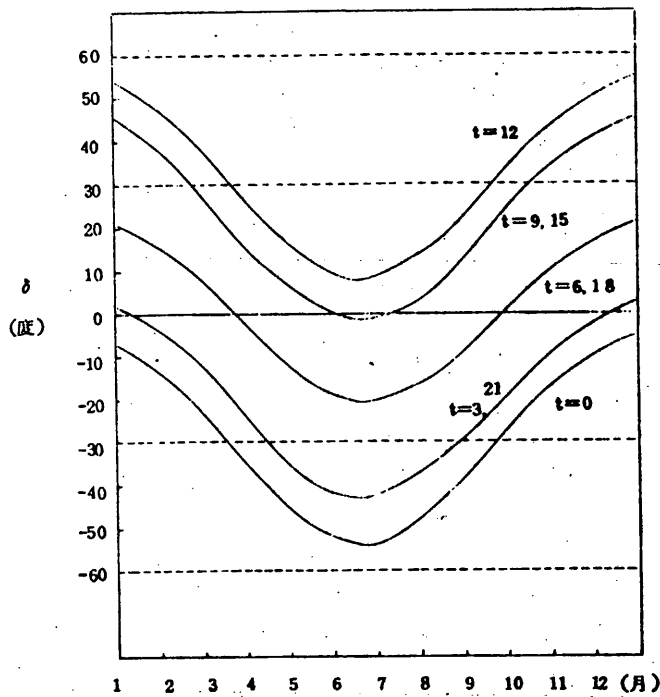
テレメータへは上記アナログ信号が \overline{W}_{12} , \overline{W}_{14} のタイミング信号でエンコーダへ導かれ8ビットデジタル信号となり#11のワード信号となる。たゞし#10ワード信号の識別信号がオール1のときのみSXUテータとなり、さもなければSXRのテータとなる。

2.5 コマンド信号

SXU用として、電源ON, OFF, CALL-ON, OFFに加えてNo. 31~34のコマンド信号により直流増幅器のゲインを制御することができる。

3 衛星の姿勢と検出器の視野との関連

軌道傾斜角 31° 、遠地点高度2,000km、近地点高度250km、の想定の場合について打上げ時刻 t と軌道面と太陽とのなす角 δ (すなわち検出器光軸と太陽のなす角 θ と同じ)との関連を*7図に示す。



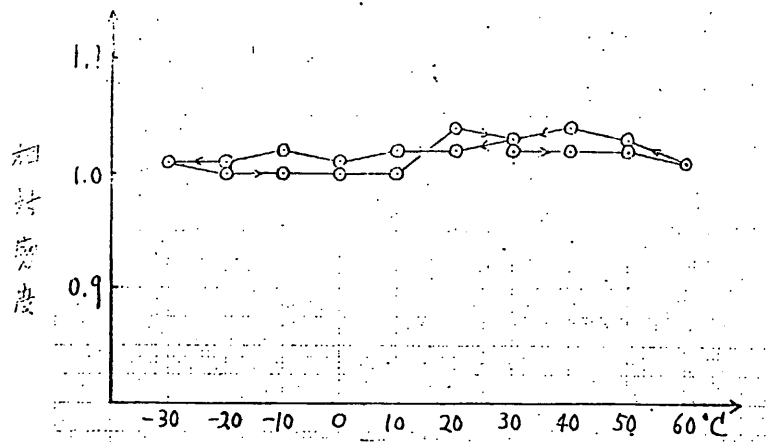
第7図 衛星の姿勢と検出器の視野との関係

図中の実線は検出器の視野限界 θ_{max} を平坦化した場合の 30° および 60° はだかの電離箱の場合の 60° に指定した例を示す。 60° の場合は全期間にわたり太陽は視野内にあり、 30° の場合は打上日時により視野内に入る時期は図に示されるように制限される。

4. 温度テストと放射線テスト

1) 温度テスト

$-30^\circ \sim 60^\circ \text{C}$ の温度のもとで電離箱の温度テストを行った。合格したものについては $\pm 3\%$ の範囲で特性はきわめて平坦であった。(※8図)



※8図 電離箱の温度特性

2) 放射線テスト

立教大学原子炉にお願いして放射線テストを行なった。 6×10^{12} neutron/cm² を照射後、透過率の減少は認められなかった。

5. 語元

オ1表の通りである。

参考文献

- (1) 東大宇宙研報告 オ8 巻オ1号(B)
R.S.I., 45, 10/2 (1974)
- (2) 宇宙観測シンポジウム 昭和45年度
- (3) 東大宇宙研報告 オ7 巻オ1号(B)

※1表 諸 元 (S X U)

重量 1.358 Kg (PDI含む)

容積 2 ユニット (PDI含む)

コマンド項目

S X U	Power On	1-1	
S X U	Power Off	2-1	
	Cal On	1-15	
	Cal Off	2-15	
S X U	Gain 100	3-1	3-3
"	" 50	3-2	3-3
"	" 25	3-4	

H K 項目 特になし。

消費電力	+ バスライン	1.9 mA	38 mW
	+ 12 V	2.7 mA	33 mW
	+ 5 V	4.4 mA	22 mW
	- 12 V	2.4 mA	29 mW

最大電力 バスラインより 4 sec 毎に 250 msec 間

1334 mA

+ 5 V より 4 sec 毎に 30 msec 間

62 mA

実験計画書 SRATS GMV 装置

東京大学 理学部 岸松隆夫 小川利弘 鈴木勝久
 東大 理学部 渡辺 隆 中村正年
~~松下通信工業株式会社 (GMV-M)~~
 明星電気目研研究所 (GMV-D)
 松葉電気株式会社 (GMV-M)

1. まえがき

SRATS 衛星の GMV 観測装置は 紫外地球コナ観測装置 (Geocorona Ultraviolet = GUV) と 地球大気中間紫外放射観測装置 (Middle Ultraviolet Radiometers = MUV) の二つ、複合観測装置である。

地球周辺には地球コロナ惑星間プラズマ圏大気圏などの極紫外域での発光現象があるが、GUV はこれらの観測を世界的な規模で行って宇宙空間の組成・構造を研究することと目的としている。GMV は $\text{He} 304 \text{ \AA}$, $\text{He} 584 \text{ \AA}$, $\text{O}^+ 844 \text{ \AA}$, $\text{O} 1300 \text{ \AA}$ を空間探査するため 4 個の紫外線検出器をもち、衛星のスピン軸に直角な面での 32 方位の放射強度を計数するように設計されている。

一方 MUV 観測器は地球大気の中間紫外線アルベド (反射光) を観測して、大気オゾン世界的分布を測定しようとするもので、 2550 \AA および 2900 \AA の二つの波長帯で、同じ 32 方位の空間分布を測定する。

2. GMV の構成

GMV 装置は上記の 4 色の波長域での強度を測定する検出器部 (GMV-D) と、データを一旦ストアしてエンコーダーに順次送り出す記録部 (GMV-M) とに分れている。GMV-D はさらに地球コロナ検出器部 (GMV-CH) と中間紫外アルベド検出器部 (GMV-PM) に大別されている。各検出器の構成はつぎのようなものである。

GMV-D-CH

地球コリヤ検出器 (Al, Bi, In, CaF_2 フィルムと 4 チャンネルアンプの組合せ)
 高圧安定化電源 (2.6 kV VERONIX)
 計数用前置増中器 (4 台)
 主増中器 (4 台)
 4 色選状ゲート装置 (1 台)
 波形整形器

GMV-D-PM

中間紫外放射検出部 (2550 Å, 2900 Å フィルムと 光電子増中管の組合せ)
 高圧安定化電源 (-1 kV VERONIX)
 前置直流増中器 (2 台)
 主増中器 (2 台)
 A/D 変換器

GMV-M

32 素子, 色, 方位 記憶装置 (色 3 bits, 方位 3 bits, 強度 10 bits
 × 32 方位)

3. 観測・データ取得の方法

GMV-CH および GMV-PM の 6 色について各々 32 方位のデータの
 カンプリングは CLOCK の 32 分の 1 分割信号から得られている。
 CLOCK は HOR, PDI または 系統の... が水か... CH で操作して
 切替える) になっている。したがって HOR, PDI で CLOCK を動作して
 いる場合には 衛星の 1 スピン毎に 32 方位のデータが得られる。また 3 色
 について 32 方位の観測が 行われると、これらのデータは一旦メモリー
 に格納されて、ENC または (あるいは) Real time telemetry によって
 伝送またはテープに収録され、つぎの色での観測と記録が同じように
 して繰返される。

SRATSの自転周期は約10secなので、1フレーム送信あたり1回のデータ伝送(又は記録)が必要。1色32方位について $10 + 32 \times 4 = 138 \text{ sec}$ 1フレームが全て全色について $138 \times 6 = 828 \text{ sec} = 13.8 \text{ 分}$ 、結局1周回あたり約7回の観測のサイクルがあることになる。

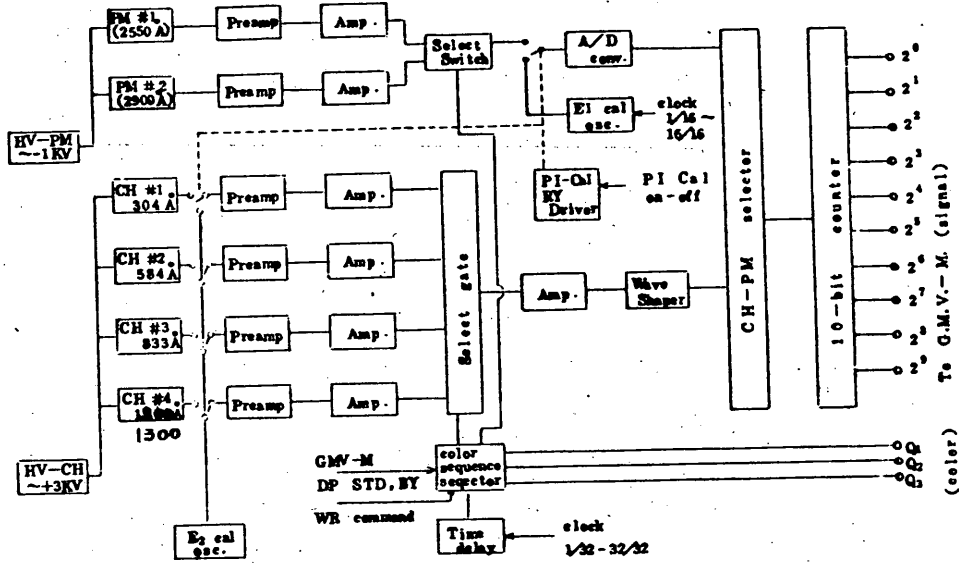
GMV-データ取得方法

ワード	ビット	説明											
W ₂₉	B ₀	1	M1	1	M2	1	G1	1	G2	0	G3	0	G4
	B ₁	1	255Å	1	2900Å	0	304Å	0	554Å	1	833Å	1	1300Å
	B ₂	1		0		1		0		1		0	
	B ₃	$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$ から4方位毎に $\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \dots \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix}$ まで											
	B ₄												
B ₅													
W ₃₀	B ₆	観測強度 GMV-CHについては計数率そのもの GMV-PMIについてはAD変換後の出力を表示											
	B ₇												
	B ₀												
	B ₁												
	B ₂												
	B ₃												
	B ₄												
	B ₅												
	B ₆												
	B ₇												

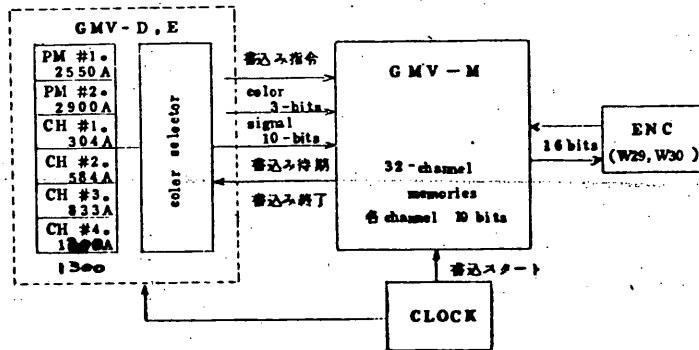
検出器配置

CH4 1300Å	PM2	PM1	CH2 554Å
CH3 833Å	2900Å	2550Å	CH1 304Å

第1圖 GMV-D E



第2圖 GMV-M



正イオン組成の観測 (CPI = Composition of Positive Ion)

郵政省電波研究所

巖本 巖, 畚野信義

松下通信工業株式会社

1. 観測の目的

サ3号科学衛星は SRATS (Solar Radiation and Thermospheric Structure)

衛星と略称されているように太陽輻射と地球超高層大気との係わり方を研究することを目的としている。ここで述べるミッション "CPI" はこの目的にそって超高層大気中の正イオン組成、分布と質量分析計により観測するものである。

本衛星の軌道として予定されている領域は電離層上部から外気圏にわたっている。この領域では中性大気は極めて稀薄になるとともに、強い太陽輻射のために完全電離に近いプラズマ状態になっており、正イオンは電子とともに大気的主要構成要素といえることができる。従ってこの領域のエアロノミーを論ずる場合、イオン組成の観測を行なうことは最も基本的なことであると考えられる。

また、他のパラメータと共に、その時間的、空間的分布を詳細に取ることにより、この領域の大気のダイナミクスを解明することになり、このプラズマの生成、消滅、ダイナミクスが、本衛星により測定される中性大気の成分についても有用な情報を得る。

れるであろう。

さらに他の項で述べられているイオン温度測定器 (TPI) からイオン温度を求める際にはイオン組成比が重要である。

2. 観測器

ベネットが開発した線型高周波型の質量分析計を用いて、 O^+ , He^+ , H^+ の3種類のイオン密度を測定する。このいわゆるベネット型質量分析計は線型加速器の原理を質量分析計に応用したもので、第1図のように3枚1組のグリッドを何段か (本装置では3段) 重ねて高周波と直流電圧を印加する。捕獲電圧により集められたイオンは直流電圧 V により加速され、高周波の印加されたグリッド系を通過する間に適切な条件を満たす質量数を持つイオンのみが、高周波によりエネルギーを与えられて加速される。このエネルギーを失われさるような電圧 (フローティング電圧) をかけておくと最適条件をみたすイオンのみが一定速度で進行し、他のものは減速される。第1段目のグリッド系を最適条件で通過したイオンが2段目、3段目でも最適になるようにグリッド系間の間隔を決めておくと、最適条件にあるイオンとそうでないものとの速度差が段ごとに大きくなる。最後に最適条件にある

イオンのみが通過できる減速電圧をかけておくと、特定の質量数のイオンだけが取り出され、その後二次電子増倍管で増幅される。このようにして分析されるイオンの質量数 M は

$$M = \frac{0.2636 V}{S^2 \cdot f^2} \quad (\text{AMU})$$

で与えられる。ここに

V : 加速電圧 (ボルト)

S : グリッド間隔 (cm)

f : 高周波周波数 (MHz)

V または f を変化させることにより マススペクトルが得られる。

本装置では f を 3 段に切り換え (Coarse)、その各周波数毎に V を小範囲 (fine) で掃引して、 O^+ 、 He^+ 、 H^+ のマススペクトルのピーク値を検出し、メモリ回路に蓄えておきテレメータに送り出す。

図 2 図に本観測器のブロック図を示す。

以下 本器の主な仕様を示す。

(1) ベネット型センサ

開口 36 mmφ $S = 0.3 \text{ cm}$, 全長 96.7 mm

(2) 印加高周波

$f_1 = 6 \text{ MHz} \quad (O^+)$

$f_2 = 12 \quad " \quad (He^+)$

$f_3 = 24 \quad " \quad (H^+)$

50 m sec ごとに切り換える。振幅 10 V p-p.

- (3) 加速電圧 (V) 掃引
200 \pm 10 ボルト
- (4) 二次電子増倍管 (浜松テレビ R515)
15段, -3kV 印加, ゲイン $\sim 10^6$
- (5) フリフリップ (ケースレイ 302)
検知電流 $10^{-11} \sim 10^{-7}$ アンペア
- (6) ログアンプ (4350)
約 80dB (4ヶタ) を 0 ~ 3 ボルトに圧縮
- (7) アナログ出力
0 ~ +3.0 V
- (8) 観測タイミング
クロックからの信号により進行方向にセンサが向いた時
50 m sec 毎に f を切り換え. 検知電流のピーク値を
ホールドしてメモリに蓄積しておく。
- (9) テレメータ
 $W_{18}(O^+)$, $W_{19}(He^+)$, $W_{20}(H)$ W_{21} でメモリの
内容はリセットされる。
- (10) コマンド項目
- | | | | | |
|------|---|-----|----------|---|
| 1-5 | : | CPI | on | |
| 2-5 | : | " | off (共通) | |
| 3-7 | : | " | 制御 | ① |
| 3-8 | : | " | | ② |
| 3-9 | : | " | | ③ |
| 3-10 | : | " | | ④ |
| 3-11 | : | " | | ⑤ |
| 3-12 | : | " | | ⑥ |
- 組み合わせ
- | | | | |
|------|------|---|------|
| 減速電圧 | 26 V | : | ①, ③ |
| " | 24 V | : | ②, ④ |

減速電圧 23 V : ①, ④
 " 21 V : ②, ③
 捕捉電圧 0, -50 V ⑤
 " -50, -100 V ⑥

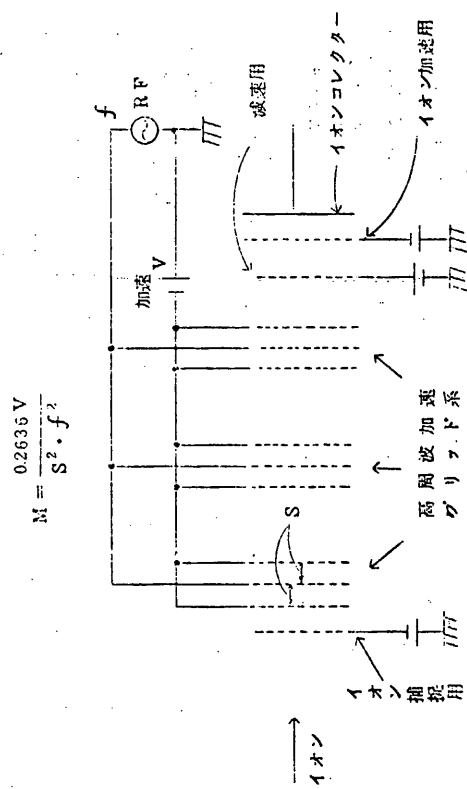
(11) 消費電力

+20 V系 : 19 mA → 380 mW
 -20 V系 : 18 mA → 360 "
 +12 V系 : 30 mA → 360 "
 -12 V系 : 130 mA → 1560 "
 +5 V系 : 12.5 mA → 62 "
 合計 : 2.7 W

(12) 重量, 寸法

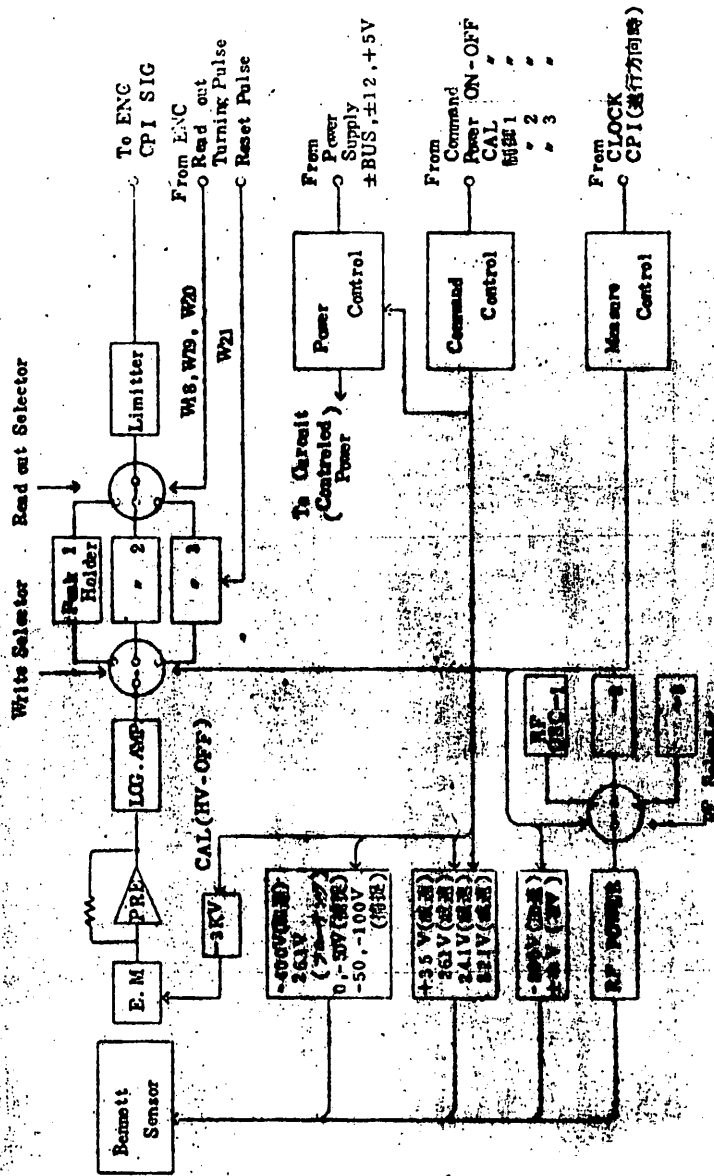
2.2 kg, 0.5 L = 21

図4-10 ベネクト型電子管の原理



2

第X図 SRATQ CPI フロント図



正イオン温度・密度の観測 (TPI)

郵政省電波研究所

宮崎 茂, 森 弘隆

松下通信工業株式会社

松葉電子株式会社

1. 概要

平面形の Retarding Potential Trap を搭載し、低周波交流プローブ法によって、高度 250 km - 2000 km の間のいわゆる Top-side 電離層のイオン温度・密度、およびプラスマ空間電位の観測を行なう。観測はプローブの前面が衛星の進行を向いた時に行なわれるので、衛星の飛来速度効果を利用して複数のイオンの成分別の密度・温度が測定できる。

2. 測定の物理的意義

地球を取り巻く電離層の観測の歴史は古いが、近年人工衛星の発達により Top-side からの汎地球的観測が行なわれるようになって電離層の詳細な構造および生成維持機構を解明する上での多くの新しい資料が得られるようになった。しかし、一方でこれらの豊富な知識が電離層内において生起する現象および電離層を形成するエネルギーの授受機構の複雑な様相を一層顕著なものにしている。

昼間の電離層の生成機構については多くの観測と理論計算によってかなり明確な描像が与えられるようになり、Top-side 電離層は地球磁力線に沿った拡散平衡モデルでよく説明できることが明らかにされた。夜間の電離層に関しては多くの未解決な問題が山積している。現在、夜間電離層を維持するエネルギー源としては昼間側の光電子の流入、高エネルギー粒子 ($\sim \text{keV}$) の降下、地球コロナの水素 $\text{Ly}\alpha$ (1216 Å) および $\text{Ly}\beta$ (1026 Å) 線による電離、流星による電離などが提案され、それぞれ観測との比較検討が行なわれている段階である。

地上からの sounding によって知られていた Spread F および TID (traveling ionospheric disturbance) という現象が衛星による Top-side sounding や直接観測および後方散乱実験などで詳しく調べられるようになり、F 領域に存在する電子密度の field-aligned irregularity によるものであることがわかった。また電波星および衛星からの電波 (数 10 MHz \sim GHz) において scintillation

の現象が最近問題になってきた。これはF領域その他のirregularityに密接に関連している。このirregularityの大きさは各種の観測によって数mから数10 kmにおよぶ波長スペクトル。強度はbackgroundに対して数%以上にも及ぶことが知られている。これらはプラズマの非線形現象によるものと推定されているが、その形成機構は不明で、いろいろな立場から理論が提案されている。しかし、観測の統計的結果が空間的スケールを十分説明できるまでには至っていない。しかもこれらの現象には電子は勿論のこと、イオンの振舞いも重要であるので、その物理的状态を正確に把握することは肝要なことである。

地磁気擾乱時の電離層の变化の様相は非常に複雑であるが、このような過渡的現象の観測は電離層を支配する熱的・電磁力学的過程を解明する上で重要な手がかりを与える。

以上、2, 3の例からも判るように Top-side 電離層には多くの未解決な問題が存在している。この領域における電子および各イオン成分の密度、温度、空間電位の直接観測は、これらの問題を解決し、電離層のダイナミクスを解明する上で必要不可欠のものである。

3. 測定器

平面形の Retarding Potential Trap と称する3枚のグリッドおよびコレクターを有する測定電極を用いて、イオン電流を測定することによって、イオン温度、密度を求める。実際の回路においては、衛星全体の構造、他の測定器と関係、消費電力、重量、テレメータ伝送系などの総合的観点から、本測定器は TPI-D (電流検出回路部) と TPI-M (記憶回路部) の2つに分かれ、さらに TPI-D においてはグリッドに直流掃引電および微小振中の交流電圧を印加して、コレクターにおいて一次微分イオン電流電圧特性を測定する。またグリッドにおいても一次微分電子電流電圧特性を測定する。TPI-D のアナログ出力信号は、TPI-M にてデジタル変換およびコプーメモリされ、テレメータを経て地上へ伝送される。

次に測定電極部、電流検出回路部、記憶回路部の構成について述べる。

(1) 測定電極部

第1図は測定電極の構造図である。電極はグリッド G1, G2, G3, ガードリング GR, コレクター C および コレクターの裏面のコレクターガード CG からなっている。

グリッド線は 0.05 mm の金メッキステンレス線に線間隔は 1 mm である。

電極の有効内径は 100 mm であり、測定電極部の最外径は 150.8 mm で高さは 42.5 mm である。重量は 243.5 gr である。恒星の周囲のプラズマの乱れが観測に影響しないように、測定電極は恒星からブームを出して約 1 m 離してある。

(2) 電流検出回路部 (TPI-D)

平面型測定電極が恒星進行方向正面を向いたときクロックからの信号によって 1 秒間観測する。正確には恒星のスピン周期を 6 秒と仮定した場合、進行方向正面より $360^\circ \times \frac{3}{22} = 33.75^\circ$ 前で測定を開始し、それから 1 秒間観測して、 $60^\circ - 33.75^\circ = 26.25^\circ$ 後で測定を終了する。測定位置は一旦記憶回路に記憶され、その後 64 秒間で間欠的にデータを地上に伝送する。イオン電流と電子電流を交互に測定し、地上に伝送するので、測定周期は約 128 秒となる。

(a) グリッド印加電圧：鋸歯状波 $-2.0 \text{ V} \sim +12.4 \text{ V}$ 、1 秒間周期約 709 秒

(b) 交流電圧：正弦波、1520 Hz、100 mV (p-p)

(c) コレクター印加電圧： -8 V (電源電圧を分割)

(d) 測定範囲、イオン交流電流 (1520 Hz)：

High gain ; $10^{-10} \sim 10^{-8} \text{ A peak}$ (25 デジタ \sim 226 デジタ)
/ $0.5 \text{ V} \sim 4.3 \text{ V}$

Low gain ; $10^{-8} \sim 10^{-6} \text{ A peak}$ (同上)

対数増幅器使用

電子交流電流 (1520 Hz)

$1 \times 10^{-8} \sim 1 \times 10^{-5} \text{ A peak}$ (1 デジタ \sim 256 デジタ)

3 桁対数増幅器使用

(e) 校正

下記の校正をメモリーまたは HK を通して行なえる。

e-1. コマンド PI CAL-ON することによって ION AMP 系の GAIN 校正をメモリーを通して行なえる。すなわち、一定の電圧を AMP 系に印加して、その出力特性をみる。メモリー出力 205 デジタで 4.032 V である。

e-2. 鋸歯状波レベルをコマンド TPI-M 制御を ON にすることによってメモリーを通してみられる。すなわち アドレス 3 か 3 デジタで -2.1 V であり、アドレス 128 か 227 デジタで $+11.9 \text{ V}$ でその間接線である。

e-3. 正弦波 (1520 Hz) レベルを HK を通してみられる。すなわち 100 mV (p-p) に対して HK 出力 71 mV である。

第2回はTPI-Dのブロックプログラムをえる。なお、この部分の電量は1.03kg、
 容積は2 unitsである。測定電極のリーク電流はイオン電流の場合 $7 \sim 8 \times 10^{-11} A$ 、
 電子電流の場合 $8 \times 10^{-9} A$ である。

(3) 記憶回路部 (TPI-M)

測定電極が観測の進行方向を向ったとき CLOCKからのTPI観測開始のタイミングによりTPI-DにTTLレベルで1秒間の掃引時間信号を出して1秒間観測を行なう。
 TPI-Dから送られる交流微分イオン電流および交流微分電子電流のアナログ
 出力をデジタル変換してコプロセッサ回路に記憶し、所定のタイミングによりテレメトリ
 する。観測中は同様のプラズマ流を防止するためCPI(質量分析器)の高電圧部を
 OFFにする。第3回にTPI-Mのブロックプログラムをえし、以下にその性能を
 列記する。

(1) A-D変換器

- (1-1) 変換方式 2重積分型
- (1-2) 変換入力 $0 \sim +5V$
- (1-3) 変換出力 純2進符号 8ビット
- (1-4) 変換精度 $3\% \pm 1$ ビット すなわち $0.15V \pm 19.5mV$

(2) メモリ-コプロ

- (2-1) 記憶チャンネル数 128 (アドレス)
- (2-2) 記憶容量 $2^8 - 1 =$

(3) テレメトリ-形式

- (3-1) 8ビット1ワードとして、MSBより直列シフト、純2進コード
- (3-2) テレメトリ-タイミング $W_{21} - W_{28}$
- (3-3) テレメトリ-所要時間、64秒 (16フレーム) $\times 2$ (交流微分
イオン電流および電子電流にノット)

(4) 使用タイミングパルス

- (4-1) $W_{21} - 28$
- (4-2) $W_{21} \sim 28$ B_7
- (4-3) $W_{21} \sim 28$ ϕ
- (4-4) S_1

(5) 他搭載機器とのインターフェイス信号

(5-1) 入力信号

- a. TPI-D
 - 交流微分イオン電流および電子電流アナログ出力 $0 \sim +5V$
 - 掃引電圧 $0 \sim +5V$ ($-2.0 \sim +12V$ のセンサ-印加電圧に2倍)
- b. CLOCK
 - CPI高圧断用タイミング信号 デジタル

- TPI 観測開始タイミング信号 デジタル
- (5-2) 出力信号
 - a. TPI-D
 - 掃引時間信号 デジタル 1秒
 - b. CPI
 - 高圧断用信号 デジタル
 - c. DTI
 - TPI 観測時刻表示信号 デジタル
- (6) A-D 変換器入力制御
 - (6-1) 全観測器 PI CAL ON 時には TPI-D 内においてその出力が交流イオン電流から標準電圧に切り換えられる。これを通常通り A-D 変換する。すなわちイオン電流増巾系の校正が出来る。
 - (6-2) TPI-M CONT ON 時には TPI-M 内においてその入力が交流イオン電流/交流電子電流の掃引電圧に切り換えられる。これを A-D 変換する。
 - (6-3) (6-1) の制御開始からテレメトリー終了まで最大 210 秒要する。(6-2) の制御開始からテレメトリー終了まで最大 150 秒要する。
 - (6-4) TPI-M からテレメトリー出力において交流イオン電流出力時にはアドレス 1 および 2 に 255 すなわち all 1 を識別信号として挿入し、交流電子電流の場合には特別な事を行わない。
 - (6-5) テレメータ、データ伝送時において観測データ送信開始はテレメータワード W₃₁ B₇ の 1 を表した次のフレームから TPI データを 16 フレームにわたって送る。
 - (6-6) TPI-M のみの重量、容積
 - 重量 1.5 kg
 - 容積 4 units

次にテレメータワード等、他の諸元について述べる。

(a) テレメータワード

ワード 21 ~ 28 の 8 ワード (デジタル) を用いる。この他にワード 31 ビット 8 (W₃₁ B₇) をデータ送り出しの識別に用いる。

(b) コマンド

No.	アドレス	エクセキュー	動作項目
8	1	8	TPI-ON (ION AMP 校正)

15	1	15	PI-CAL ON
18	2	3	TPI, CPI, TEL, IMP, OFF
30	2	15	PI-CAL, OFF
46	4	1	TPI-M 制御 ON (絶電状態)
47	4	2	TPI-M 制御 OFF
48	4	3	TPI-D GAIN H
49	4	4	TPI-D GAIN L

(c) HK 項目

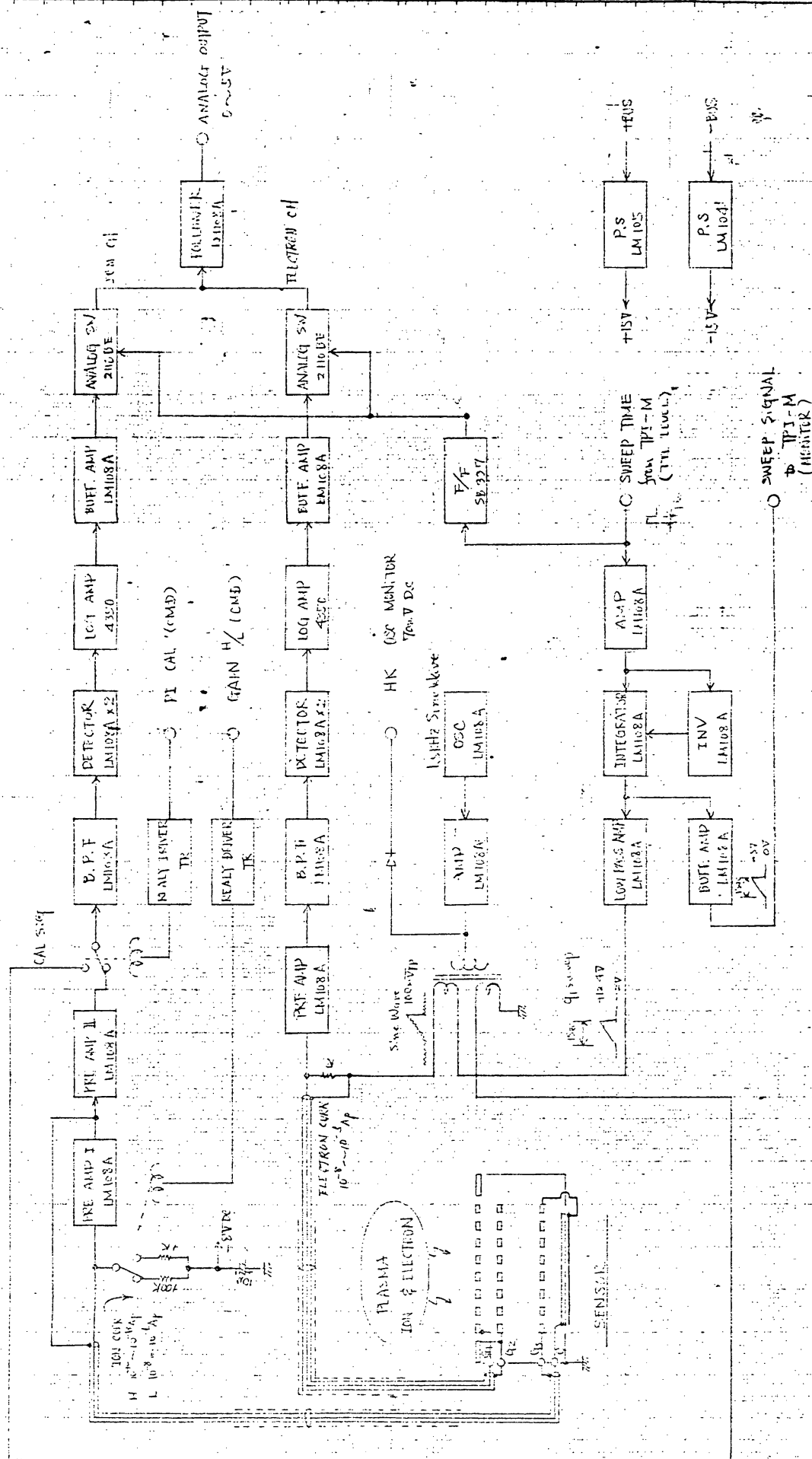
No. 7, 測定項目 TPI, 測定範囲 $0 \sim +100 \text{ mV}$, これは重畳
交流 1520 Hz の振動中の値を送る。すなわち常温で 71 mV
で正常を示す。

(d) 消費電力

+ BUS (+18V)	0.46 W (TPI-D + TPI-M)
- BUS (-18V)	0.136 W (" + ")
+ 12V	0.348 W (" + ")
- 12V	1.368 W (" + ")
+ 5V	1.881 W (" + ")

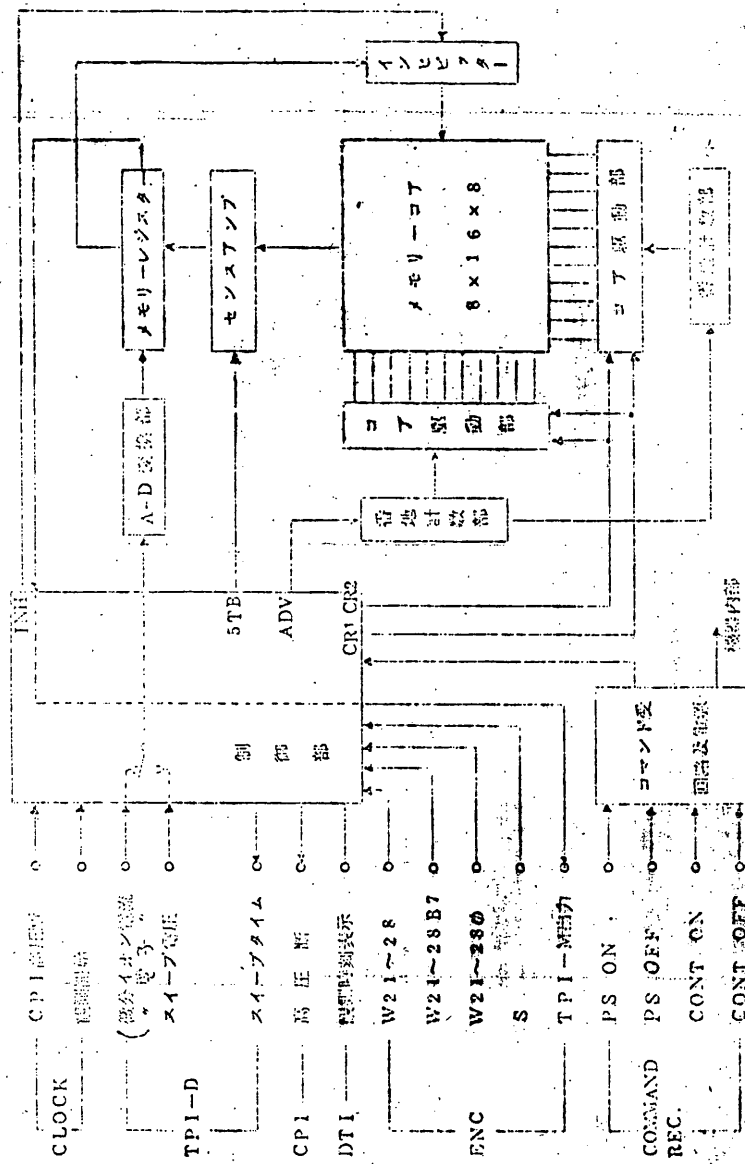
(e) 重量

TPI-D	1.047 Kg
TPI-M	1.615 Kg
電極系	0.361 Kg



★ 2 ② TPI-D 7" D 77 917 774

図3-6 TPI-Mブロックダイヤグラム



SRATS 搭載用電子温度測定器

東京大学宇宙航空研究所
平尾 邦雄
小山 孝一郎

松栄電子株式会社

§ 1. 目的

電子温度は電離層プラズマにおける最も基本的なパラメータの一つであり、例えば電離層嵐に伴う複雑な現象を解明するために電子密度と並んで最初に必要とされる物理量である。電子温度は図1に示されるように、季節、時間、高度、緯度によってさまざまの様相と呈しており、現在のところ、一義的に記述することは困難である。SRATS 衛星によっても出来るだけ多くのデータを集めることによって、中低緯度での電子温度のふるまいを systematic に調べたい。

電子温度測定器によって得られるデータは SRATS 衛星に同時に搭載される電子密度測定器 (IMP)、イオン温度・密度測定器 (TPI)、イオン質量分析器 (CPI) などによって得られるプラズマ諸量とあわせて総合的に検討されるであろう。また、衛星の path によっては地上からの Radar Back scatter による同時観測、および他の外国衛星により得られるであろうプラズマ諸量との比較などの広範囲かつ Systematic な研究が行なえるものと期待している。

§ 2. 電子温度プローブの原理

プラズマ中に突き出されたプローブに直流電圧を印加すると、印加した電圧に応じて、プローブ電流が流れる。プローブに流れる電流とプローブ電圧特性から、電子電流のみを取り出し、セミログプロットすることによって、電子温度を算出するのが、最も一般的に行なわれている方法である。一方、プローブに高周波電圧を印加した場合、シースの非直線性によって生ずるプローブ電流の直流成分、および高周波成分から電子温度を求めるいわゆる AC mode Langmuir probe 法がある。われわれが今まで観測ロケットに搭載してきた測定器は上記のようにシースの非直線性により生ずる floating 電圧の変動分から

電子温度を求めるものであって、電極汚染の影響を受けない AC mode Langmuir probe の一型式として、過去数年にわたって、貴重な資料を与えてきている。SRATS 衛星に搭載されるのは全く同じ原理によるものであって、今プローブに印加する高周波電圧を a , $2a$ とすると、これによって生ずる floating 電圧の変動分の比 γ は

$$\gamma = \ln \left[I_0 \left(\frac{2ea}{kT_e} \right) \right] / \ln \left[I_0 \left(\frac{ea}{kT_e} \right) \right]$$

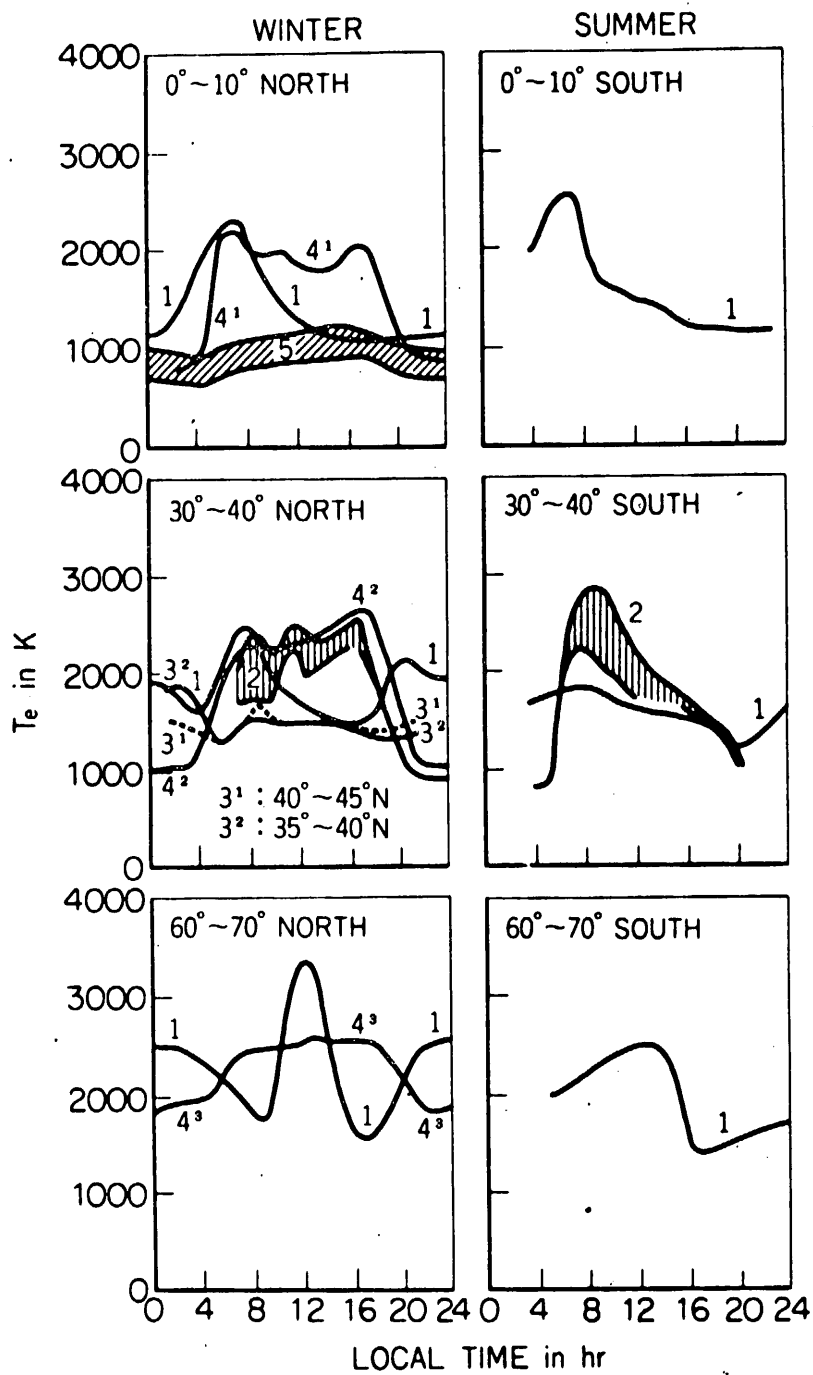
とあらわされる。ここで k はボルツマン定数、 e は電子の電荷、 $I_0(x)$ は零次の変型ベッセル函数である。従って印加する高周波電圧の振幅 a , $2a$ がわかっており、 k , e が既知である時、測定された floating potential の変動分の比 γ から、 T_e を求めることができる。上記のことを電気回路によって実現するには高周波電圧 0 , a , $2a$ を順次にプローブに印加し、それによって変化した floating potential を高入力抵抗の増幅器で検出、増幅したのち、テレメータに送り、floating potential の変動の比をとることによって、電子温度を計算する。

§3. 電子温度測定器

上記の原理に従って、SRATS 衛星用に設計、製作された電子温度プローブの Block diagram は図2のようになる。プラズマ内の雑音、および Spin の影響は電子温度プローブと同じ形状の電極を Reference 電極として用い、この電極からの信号を差動 Amp. に入れることによって打消すことができる。以下に各電気系統について述べる。

3.1 高周波電圧発生回路

周囲温度に対しての振幅変動を極力おさえるために、ロケット搭載用電子温度測定器に採用されているコルピッツ発振器のかわりに、ウィーンブリッジ発振回路が用いられる。この回路の安定度に関しては §4 に述べられている。発振電圧は整流、検波され、command の "cal on" の制御信号によってその振幅を check できるようになっている。



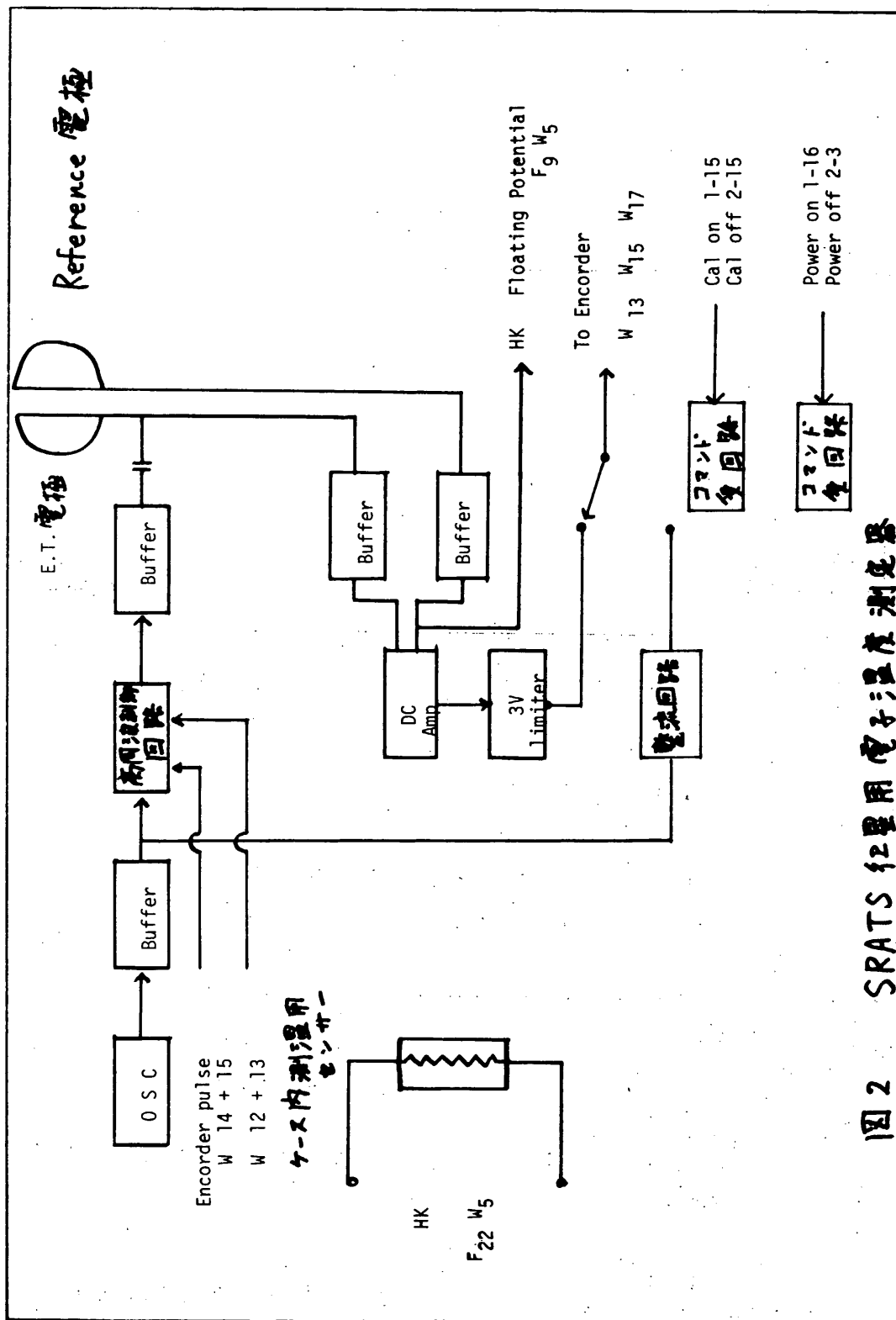


図 2 SRATS 紅電用電子温度測定器

3.2 高周波電圧振幅制御回路

3.2 高周波電圧発生回路の構成
周波数 30 kHz, 片振幅 500 mV, 250 mV, 0 mV の高周波電圧が
プローブに検出され、印加される。このために発振回路に与いた高周波電圧
は、Buffer 回路を介して制御回路に送られる。この回路は Encoder
からの control pulse を使用して Transistor を on/off することによって
出力電圧を介在するもので、この際、必要とされるパルスは N_{12} , N_{13} , N_{14}
および N_{15} である。

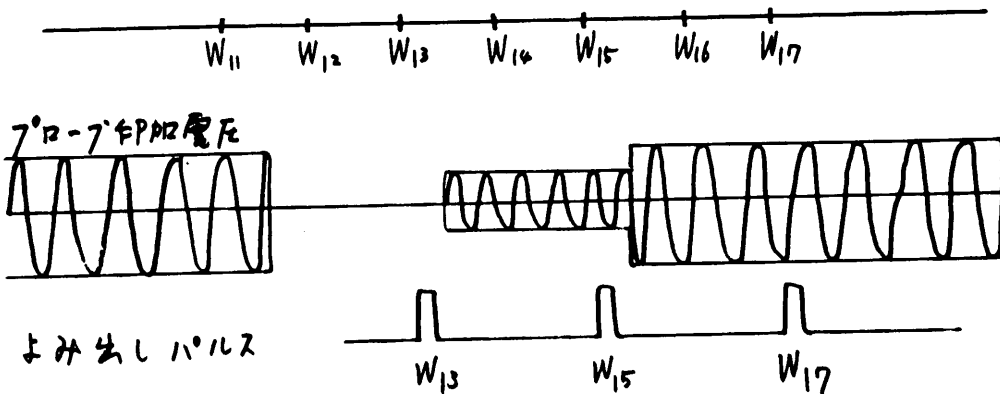


圖 3

3.3 電子温度 $T_e = 7^{\circ}\text{K} - 7^{\circ}$ 入力回路 および増幅部

振幅変動した後、Bufferを通った高周波電圧は、 100 pF を介して、電極の一方に印加される。印加された高周波電圧により生じた Floating potential の変動は $100/1$ の高増幅率の DC Amp. により 1 倍に増幅され、 3V の電圧 limiter を通った後 Encoder へ導かれる。前述のように電子温度の誤差に直接量が与え、高周波振幅は整流され、command 番号 1-15 の制御信号により必要な時に読み出すことができる。

更に Γ - R - Γ に流れ込む電流が零にはなる点の電位、即ち浮動電位は電子温度 $T_{\text{ロー}}(T_e)$ の Reference 電磁により、硬に決定される。電位と HK Channel F4-N5 ("monitor") (計測器) には、この電位の REXS 紅星に敏感、に紅星の電位変動、即ち $T_{\text{ロー}}$ の変動によるものとして、 $T_{\text{ロー}}$ の擾乱に對する影響をある程度知る事が出来る。

びきる。

3.5 電子温度測定器に与えられたコマンド信号について

電子温度測定器は Command 信号 1-6 によって単独に電源 on, 2-3 によって IMP, CPI および TPI と同時に off される。また高周波電圧の振幅は command 番号 1-15 (cal on) の command によって monitor できる。電子温度の信号は command 2-15 (cal off) によって得られる。

3.6 ケース内温度の計測. HK モニターについて

電子温度プローブは極めて厳しい条件に置かれることになるが、エレクトロニクス部プリント板にケース内温度測定用センサーが貼り付けられており、HK 項目 F22 W5 によりケース内温度を知ることができる。センサーの温度測定可能範囲は $-40^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$ である。

3.4 測定器寸法、およびセンサーについて

電子温度プローブの寿命をいへば 150 本の電極は低い電子密度のプラズマ状態にあっても測定可能なように直径 110mm のエレクトロニクスを収めたケースに直接ネジ止めされている。従ってプローブがプラズマに浸される側面上、エレクトロニクス部は、厚さ 1mm のアルミケースおよび 0.6mm の電極用プリント板を介して必然的に極めてきびしい環境に置かれることになるが、前述のようにエレクトロニクス部を熱的に周りと遮蔽することによって電子温度プローブの動作範囲温度 $-30^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$ に保つことができるものと思われる。

3.5 測定器の電氣的諸元および温度試験結果

5.1 測定器の電氣的諸元

高周波印加電圧; $(0.5 \pm 0.003) \text{ V peak}$, $(0.25 \pm 0.0024) \text{ V peak}$
 $(0 \pm 1.3 \text{ mV}) \text{ peak}$.

共振周波数; $30.04 \text{ KHz} \pm 0.4 \%$

入力 impedance; $1100 \text{ M}\Omega$

レシ Amp. Gain; 7 倍

最大電圧; 3 V 以内

出力抵抗 ; Maximum 500 Ω

消費電力 ; +12V系 2.8 mA

-12V系 1.2 mA 計 48 mW

電子温度測定範囲 ; 300°K ~ 6000°K ($\pm 100^\circ\text{K}$)

電子温度測定可能な電子密度の下限 ; $1 \times 10^3 \text{ els/cc}$

5.2 温度試験の結果

周波数安定度 ; $1.7 \times 10^{-4} / ^\circ\text{C}$ (中心周波数に対して)

振幅安定度 ; $2.0 \times 10^{-4} / ^\circ\text{C}$

利得安定度 ; $8.3 \times 10^{-4} / ^\circ\text{C}$

LC amp. zero drift ; 0.2 V/ $^\circ\text{C}$ max

動作可能な温度範囲 ; $-30^\circ\text{C} \sim +60^\circ\text{C}$

§6 電子温度プロブの熱真空試験

前述のように電子温度プロブは恒星内にエレクトロニクス部が収納されるものの測定器と違って、極めて厳しい環境に置かれることになる。従ってエレクトロニクス部の温度がエレクトロニクスの動作可能温度範囲 $-30^\circ\text{C} \sim +60^\circ\text{C}$ に収まることは極めて重要な問題である。この問題の重要性は金銀が現在ロケットに使用されている直径 95 mm、高さ 20 mm の電子温度プロブのケースの内側に電子温度計の消費電力である 48 mW の発熱体と対して種々の表面処理の場合の熱真空試験を行なった。その結果ケースの表面を金の鏡面メッキとすることが最も有効であり、かつエレクトロニクス部はエポキシフォームでポッティングした後、マイラーで包んでこのケースの甲に収納することによってエレクトロニクス部が予想される軌道上の日陰部の下においても動作可能な温度に保つことができる見込みとなった。

熱圏および磁気圏基部のプラズマ計測 (IMP)

東北大学 理学部
大家寛, 森岡昭, 近藤実
明星電気株式会社

1. 観測目的

SRATS 衛星の飛翔する軌道範囲 (高度 $300\text{ km} \sim 3,000\text{ km}$) の空間は地球磁気圏の底部をなし、電離圏は基底部と理解される。この領域におけるプラズマの基本的物理量、即ち電子密度および電子温度の時間的・空間的変動の観測は熱圏と磁気圏の結合の問題解決と、この領域における地球物理学的諸現象の解明の点で極めて重要である。

本観測の目的は高周波インピーダンスプローブを用い、その共鳴周波数から電子密度を高い精度で測定すると同時に、イオンシース容量を計測することにより電子温度を測定することにある。

SRATS 衛星によって得られるデータを用い集中的に解析を行なうべく焦点を絞っている課題は次の通りである。

- 1° 電離層の日出没効果
- 2° 赤道域電離層嵐
- 3° Tropical Arc 出現領域の電離層構造
- 4° 低緯度 Spread F

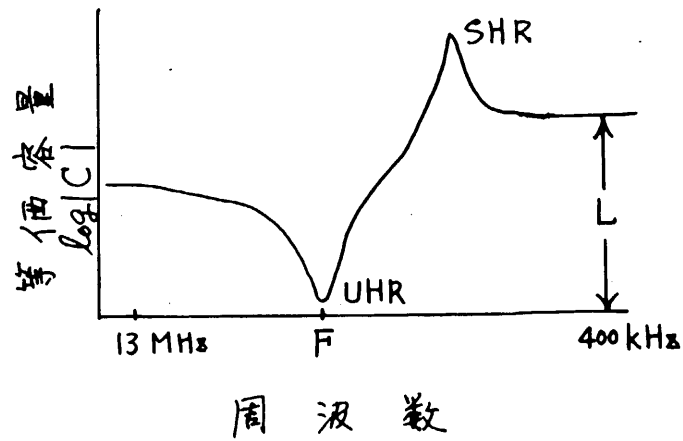
2. 観測装置

(a) 観測装置の概要

衛星本体より 465 cm スピン軸に直交する方向に展開された 120 mm ϕ の球形プローブのプラズマ中電気容量を 400 kHz ~ 13 MHz まぐ周波数掃引して測定する。

第1図にプローブのプラズマ中の容量を概略的に示す。F は高域ハイブリッド共振周波数、 $1/H R_{\perp}$ は 400 kHz における等価容量である。1 HK 周波数は、プローブの形態に無関係に、またプローブの周辺を取りまいて存在するイオンシースにも無関係に決定され、

図 1



$$N = \left(\frac{m \epsilon_0}{e^2} \right) \sqrt{F^2 - f_H^2}$$

m ; 電子質量

ϵ_0 ; 真空誘導率

e ; 電子電荷

f_H ; 電子サイクロトロン共鳴周波数

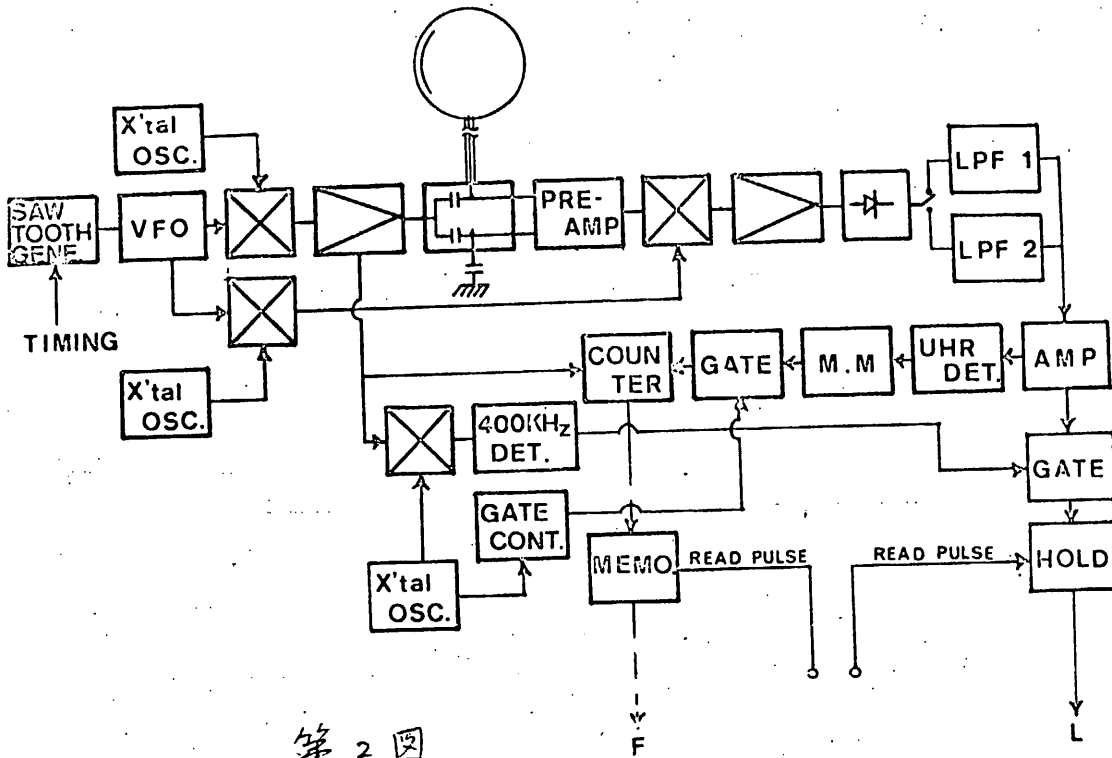
より電子密度 N が求められる。

シースの等価容量は 400 KHz の場合には、そのインピーダンス値は外界プラズマの影響を受けずシース構造についての情報を与えることになる。シース構造が決定されると、そこから電子温度が求められる。

装置は UHR 周波数検出と 400 KHz でのプロブインピーダンス値計測に本質的な部分と、テレメータ方式に合わせた情報処理部とから構成される。

(b) 回路構成

第2図にIMPの構成を示す。恒星符号化装置
(ENC)より供給されるタイミングパルス(VV7)により
Sawtooth Generatorが動作し、周波数13MHz~400kHz



第2図

が、導引され、プロセッサを含む「リッパ」回路に印加される。
この導引時間は1secである。

プロセッサによる電圧の振幅内波数特性は、リッ
パの出力をリッパと送り、図1の100kHzの中間周波に
変換、増幅され、検波される。検波出力は

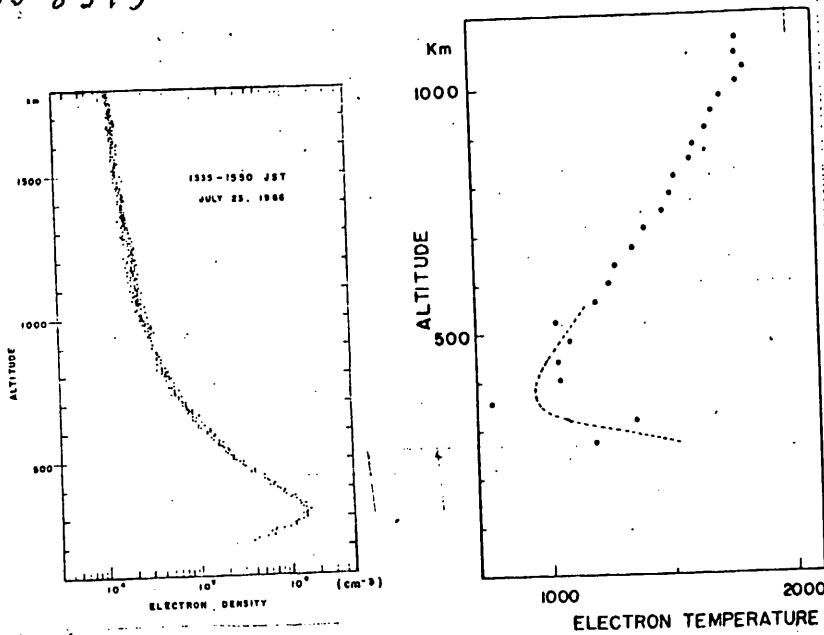
プラズマ中に発生する雑音電波の重畳を防止する目的から
組まれた2種のLPFにより雑音成分を除去し、UHR周波数
および400 kHzにおけるプロブインピーダンス値のサンプリング
回路へ送られる。

UHR周波数の検出ではIF検波出力の微分値と一定
レベル以下にあることを示すコンパレータ出力のAND回路で
パルスを作りCOUNTER GATEを開く。これによりUHRに
一致する掃引周波数を計数する。その値は一担MEMORY
に入り、読み出し指令(W16)を受けて、テレメータ系に送られる。
一方、400 kHzにおけるイオンシースインピーダンス値の計測は、
掃引周波数が400 kHz(正確には13 MHzの水晶発振器
の出力を $1/32$ に分周した406 Hz)に達した時点で
GATEを開き、この周波数におけるアナログIF出力電圧
即ちプロブ容量をHOLDする。これは読み出し指令を得て
テレメータA-D変換部へ送られる。

(c) テレメータワードおよびコマンド

- ・IMPの占有するテレメータワードおよび内容は次頁の
通りである。

測定は従来から ロケット, 衛星観測 によって行なわれており
標準的な分布は得られている。(参考図 1966年 7月23日
1535 JST)



参考図

これらの結果から今回の SRATS 衛星飛翔時に IMP 観測に
よって 取得されるデータの範囲を予測することが出来る。即ち
電子密度 = $5 \times 10^5 \sim 2 \times 10^6 \text{ cm}^{-3} \rightarrow F_{UHR} = 800 \text{ kHz} \sim 12 \text{ MHz}$
電子温度 = $500 \text{ K} \sim 2000 \text{ K} \rightarrow L_{CS} = 30 \text{ pF} \sim 300 \text{ pF}$
これを IMP 装置の動作特性の観点から考察し、その出力

データを予測すると以下のようになる。

	低高度 (～700 km)	高高度 (800～3000 km)	CAL
F (W16)	256 ～ 40 カウント	40 ～ 15 カウント	9 カウント
L (W12)	190 ～ 130 (デジタル表示)	130 ～ 80 (デジタル表示)	35 (デジタル表示)

Word	項目	出力種別	内 容	
			IMP ON 時	CAL 時
W ₁₂	IMP	アナログ	Li 406 KHz に おける容量値	校正容量値
W ₁₄	IMP	アナログ	フィルターモード 判 別	校正容量値
W ₁₆	IMP	デジタル	F; UHR 周波数	校正周波数 (406 KHz)

◦ IMP に関係したコマンドは次の通りである。

No	アドレス	エキセ キュー	動 作 項 目
7	1	7	IMP ON
15	1	15	PI CAL ON
18	2	3	CPI TEL IMP GPI OFF
30	2	15	PI CAL OFF

◦ IMP に関係する H. K 測定項目は

TL-3 (TMX - Cal) である。

(d) 消費電力

使用電力は 動作時平均 3.154 Watts

最高ピーク電力 3.584 Watts

(IMP ON 時 30 msec 間)

3. 期待される観測結果

SRATS 衛星の軌道高度における電子密度および電子温度の

先にも述べたように標準的な電離圏の構造については、かなりの理解が得られているが、赤道および低緯度の熱圏および磁気圏基部のダイナミクス、また、これと関連して、この領域における諸現象の解明に関しては、まだ充分とは言えない。従って長期間にわたるデータの取得により統計的処理、および特異現象を数多く観測し、現象の基本的性質を明らかにすることが可能となり、この領域に残されている問題と解決していく上で重要な情報を得ることが期待される。

観測器制御用信号発生装置 (CLOCK)

東大宇宙研 平尾新雄
明星電気株式会社

概要

SRATS 衛星は八角柱の面おのび一つおきの四稜に切りつけられた腕の先に各観測器が配置されており、それぞれ外向きに観測を行う。且衛星は軌道面に直角な方向にスピン軸をとり Wheel Mode で運行するので、各観測器としては観測可能な時刻を知ったり又観測時の方向を知るためにスピンの位相を知る必要がある。

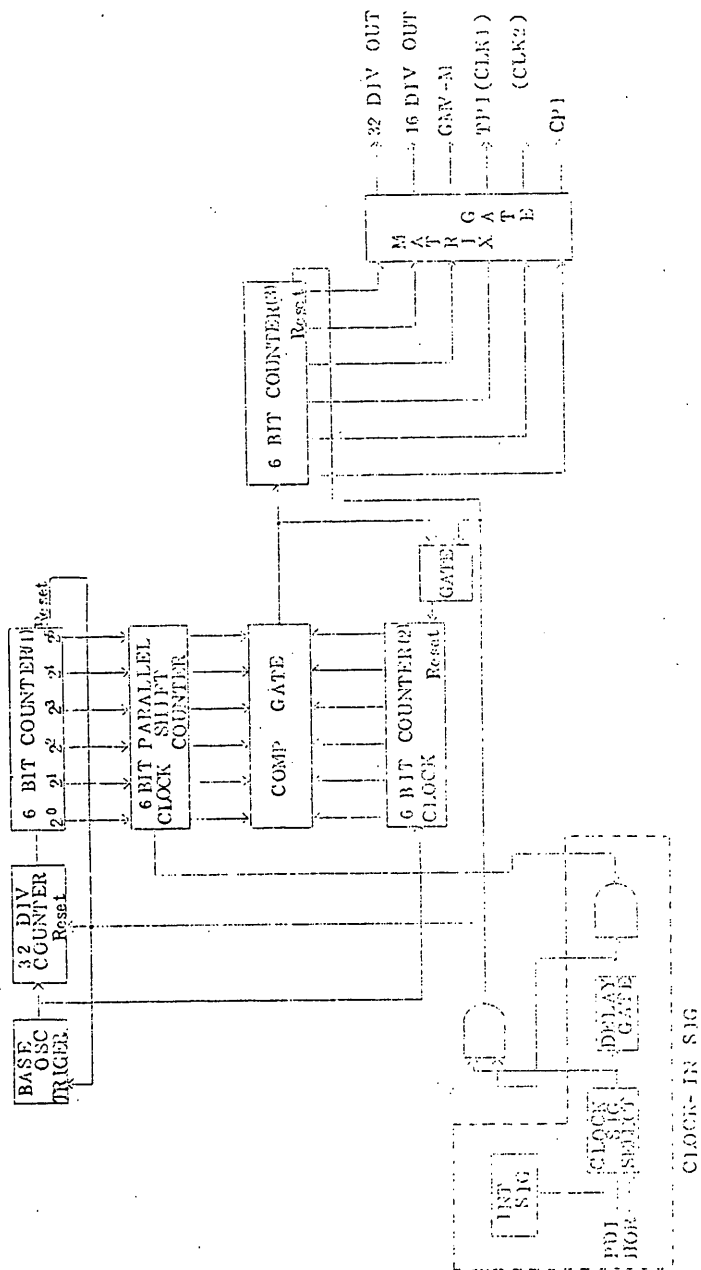
SRATS ではこのスピン位相の原点を HOR によって求めらる地球中心の信号によって得ている。そしてこの時刻信号間隔を 32 分割してスピン位相を約 11° の精度できめてゐる。

またこの位相原点は HOR にならぬときは PDI のイオン電流 MAX の時刻で与えられることもできる。円軌道又は準軌道が地表に平行な時には上記の二つの原点が一致する様にセンサを配列してある。

この CLOCK 信号を用いる観測器は GMV および CPI および TPI の三つである。GMV はデリタメに観測を指令するためのサンプリング信号および記録部がこれを記録するためには必要のサンプリング信号である。CPI および TPI は共にイオンを観測するものであるが、イオンの熱速度は衛星の速さにくらべると非常に小さいのでセンサが正確に衛星進行方向をむいた時でないと観測できないのでこちらが進行方向に正確にむいておらずに観測するサンプリング信号として CLOCK の信号を使用している。

本書のブロックダイアグラムは次頁に示す通りである。

7 0 0 2 4



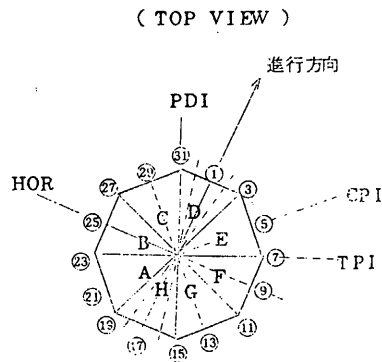
機 器 説 明

Base OSC は 3.5mSec の繰返し周期の発振器で CLOCK-IN-SIG に同期している。OSC からのパルスは 32 DIV COUNTER に供給され、1 スピン内のパルスを 32 分割し、その数を 6 BIT COUNTER (1) に記憶する。次のスピンの入ると CLOCK-IN-SIG によってこの COUNTER の内容を SHIFT COUNTER に転送する。シフトしてから 245 分には次のスピンの内容を入れるために 32 DIV COUNTER 6 BIT COUNTER (1) (2) (3) を Reset すると同時に Base OSC に同期をかける。

位置のスピンの変動時に変動することはないとすると前回の 1 スピン内の Base OSC のパルス数と今回のそれとは同一となる。そこで SHIFT COUNTER と 6 BIT COUNTER (2) によっておこるパルス数が一致したとき COMP GATE が ON になるようにしておくと 1 スピンの中で 32 回 ON になるのでこれを 6 BIT COUNTER (3) に供給すれば 1 スピン内には 32 回の信号を送ることができる。必要の信号は MATRIX によってとり出すことができる。この CLOCK は SRATS の規定スピンのある 10 RPM の $\pm 10\%$ の変動内で動作する。

OUTPUT 信号

CLOCK の番地決定において HOR センサーが地球の中心を向いた時 (PDI が進行方向を向いた時) の図を右図に示す。この時、進行方向には D ブロックがあるが、その中心に向っている方向 (進行方向) を番地 ① とする。その時の各観測器の番地は次のようになる。



- 2) CPI が進行方向をむく状態の番地は番地 5 である。
- 3) TPI が進行方向を向く時の番地は番地 ⑦ である。

しかし、必要とする信号は CLK 1 か番地②、CLK 2 か番地 4 である。

c) GMV-M12. 番地②を必要とする。

d) GMV-E12. 16 分割信号

e) GMV-D12. 32 分割パルスが必要とする。

観測時刻表示装置 (DTI)

東大宇宙研 平尾郁雄
松榮電子株式会社

概要

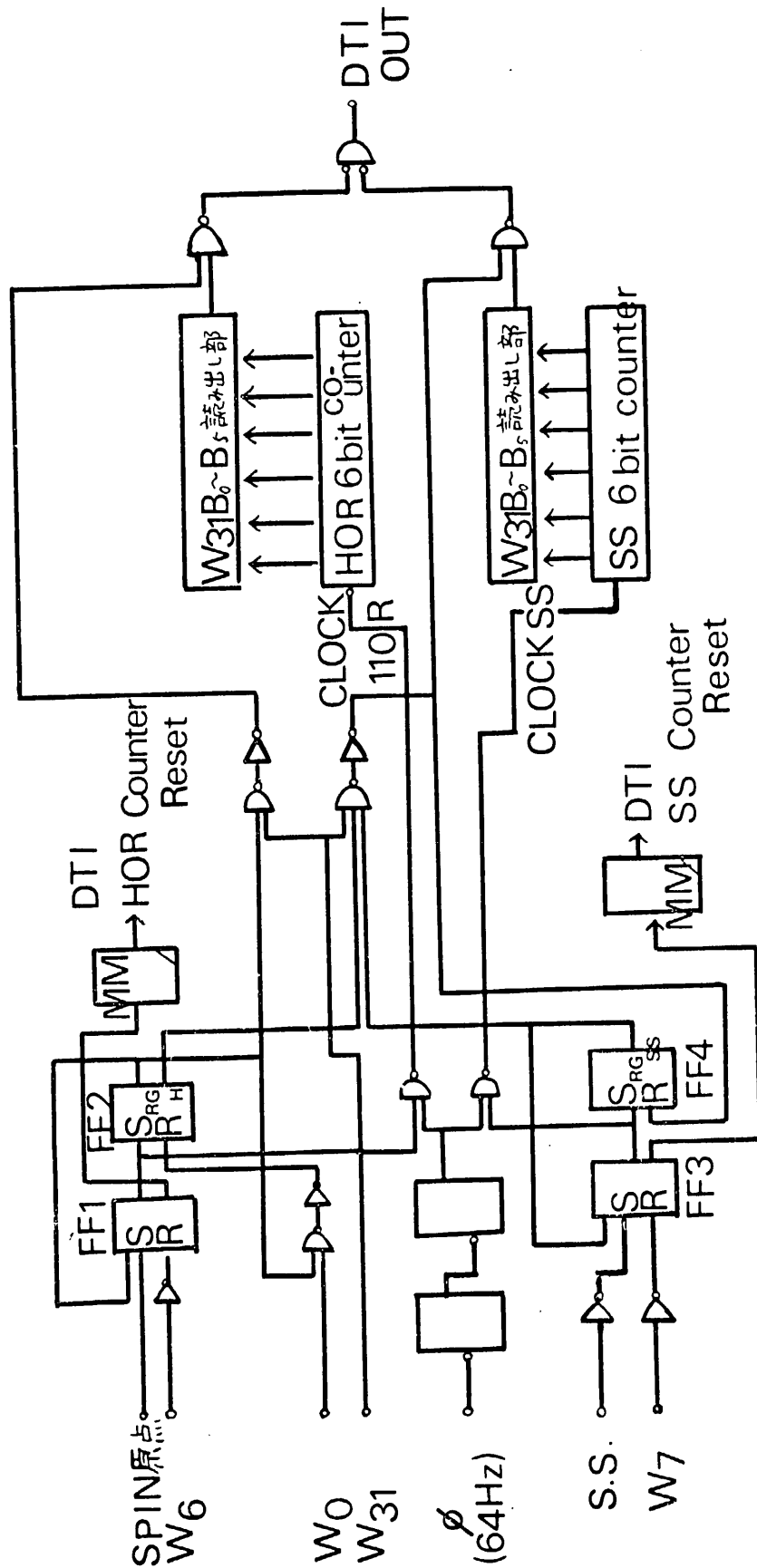
恒星の姿勢は HOR, GA および DSS をつかって決定されるが、恒星の標準スピンは 6 秒であり、テレビの 1 フレームは 4 秒であるのでこれらの姿勢センサのうち HOR と DSS の測定時間は通常これらのデータをおくべき $W_6 \sim W_9$ の時間と一致する。そのためこれらはそれぞれ一時的に記憶されてから伝送されるが姿勢決定の精度をあげるためには、測定と伝送の時間差を知る必要がある。この時間差を測定し W_{31} の入力とする装置が観測時刻表示装置 (DTI) である。

ただしこれらの姿勢データ伝送ワードは共通であり、HOR のデータが GAS に優先するようになってるので DTI とデータフレームの関係はかなり複雑である。

尚 DTI の時刻は $1/16$ 秒で量子化されている。

動作説明

DTI のブロックダイアグラムは次頁に示す通りである。HOR の観測時は HOR の地球中心を示すパルス (CLOCK に供給される) が得られる時であり、その時から W_6 のはじめ迄の時間を DTIH とする。又 GAS (DSS) の観測時は DSS により太陽をとらえる時であり、その時から W_7 のはじめ迄の時間を DTIG とする。これらの対のパルスにより動作する FF1 でゲートを作りその間に入る $1/16$ 秒毎のパルス (ENC の 64 Hz のパルスを $1/4$ におとししたもの) の数をかきえて各々の 6 Bit Counter に保持し HOR Counter に内容があるときはそれを優先して W_{31} の $B_0 \sim B_5$ に送るしてから W_0 に送る。



DTI 部 ブロック 図

Reset する HOR Counter の内容は 0 のときはそのまま保持
して GASS の Counter 内容と同じく W31 の B₀ ~ B₅ に
読み出す。どちらの Counter を読み出したかは W31 の B₆
が "1" のときは HOR "0" のときは GASS であるを指示する。

先にのべたように W31 には HOR が常に優先で送り出される
ので Spin が 10 RPM の場合は HOR が 1 ~ 21 回に対して
GASS が 1 回の割合で表示されることになる。
尚 W31 B₇ は TPI が観測を行ったフレームの時にのみ "1"
となりメモリーから読み出し中は "0" である。

プラズマ流方向測定装置 (PDI)

東大宇宙研

平尾 邦雄
三留 重夫

松榮電子株式会社

概要

衛星はほぼ 8 km/sec の速度で運行しており、その速度は SRATS 衛星の探測空間におけるイオンの熱運動速度にくらべて格段に大きいので、方向性をもったプラズマカップを衛星に搭載すると、そのカップが衛星の進行方向をむいた時にイオン電流が最大となるので、衛星の軌道に対する衛星の姿勢を測ることができる。

SRATS 衛星は軌道上を Rolling Wheel Mode で運行し、且観測器はすべて衛星のスピンの軸と直角となる面内に指向性をもっているので、同じ方向をむいたプラズマカップにより衛星の対軌道スピン角を知ることができる。又

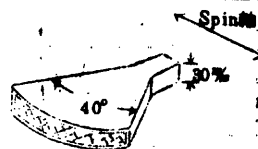
正イオン温度密度測定装置や正イオン組成測定装置はイオンを観測対象とするのでこれらのセンサーが衛星の進行方向をむいたことを知らせなければならぬ。SRATS には観測器制御用信号発生器 (CLOCK) がつており一スピンを 32 等分する信号が出ているので、その原素を PDI でおさえることにより上記測定装置に進行方向に正対したときの信号をとり取り又軌道に基準を置いて全周 32 分割の方位信号をあたえることができる。

構成

PDI は上記のように衛星に相対的なプラズマの流れる方向を検出するので、それに必要な指向性をもったプラズマカップ°

とその出力電流を増中し最大電流を得る時と検出
するにための電子回路部から成り立っている。

センサーは右図に示すようにスピン軸
方向に 40° 、それと直角の方向に 10° の開
口角をもつファンビーム角のクリスタルの
プロセッサ付である。このクリスタルは
径星の外側に直角に厚薄される腕



の先端に取付けてあるがその開口
方向は赤外線水平線センサーが地球中心を見た時に
径星の進行方向をむくように取付けてあるので腕の軸から
は 22.5° 曲けてとりつけられてある。スピン軸方向に
 40° の開口角をもつセンサーは径星のスピン軸が最も
軸道面と直角になるように調整されるように
なっている。

プロセッサ自体のイオン補集面積は $2\text{cm} \times 3\text{cm} = 6\text{cm}^2$ であって、この径星の遠地ではイオン密度は $10^3/\text{cc}$
であるので補集されるイオン電流は $1.3 \times 10^{-10}\text{amp}$ である。
(最小値)

電気回路構成は次頁に示すようなブロックダイアグラム
の構成となり、検出器からの電流を対数増中器を用
いて増中する。対数増中器の入出力は $10^{-6}\text{A} \sim 10^{-9}\text{A}$
の入力を増中して 10^{-6}A と 1V 、 10^{-9}A と 4V とに作り出す。
この出力を Level Shifter 回路を通し 10^{-9}A と 0V
 10^{-6}A と 5V に変換する。この Level Shifter の出力を
PEAK 検出回路を用いてセンサー電流最大値すなわち
径星の進行方向を検出する。この出力を更に波形状整形
回路を通して 5V の矩形波として CLOCK に渡す。
尚 PDI にはセンサーのグリッドおよびコイルにイオン補集
のための電圧がかけてあるが、この電圧は水素電池
により与えられている。電池は密封型容器の中に入れら
れてありリーフテストの結果1年以上は充分電池が安全
な電力範囲に保たれる。

