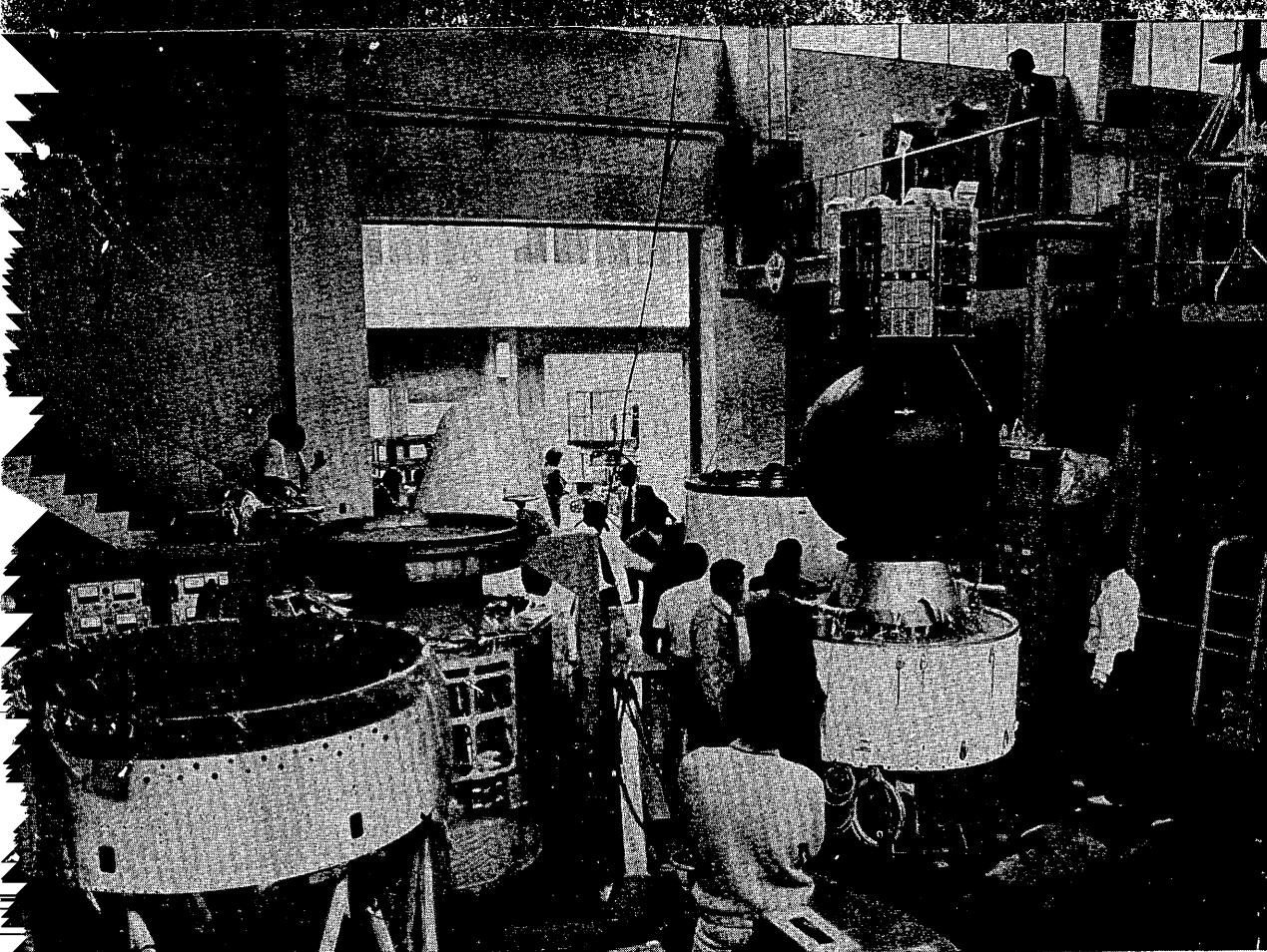


M-3C-2 実験計画書

(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. 日誌	1
2. 整備塔ランチャの補修	14
3. テレメータ送信機	16
4. テレメタアンテナハイブリット	22
5. コマンド受信機	25
6. デコーダリレーボックス	28
7. コマンドアンテナ切替器	30
8. PCMテレメータ	33
9. 900MHz帯テレメータ通信装置	40
10. レーダーransポンダ	47
11. 5.6GHzレーダーrans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. シケンスタイル	65
16. イグナイトボックス	78
17. タイムセレクタ	86
18. 計測装置 (1) X,Y,Z,P,T,S,SeP,SQ,2,3 集中電源電圧	91
19. , (2) 振動, 驚音	104
20. , (3) 湿度	110
21. , (4) 歪, 湿度	115
22. , (5) 湿度, 圧力	120
23. 地磁気姿勢計	130
24. 姿勢制御装置	131
25. サブシート	144
26. TVC	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	テレメータ系	181
3	テレメータ符号化装置	186
4	コマンド系	196
5	電源装置	200
6	ニーケンスタイマ	225
7	点火・切歎系	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

SES データセンター

第3号科学衛星SRATS

科学衛星 SRATS (Solar Radiation and Thermospheric
Structure Satellite)

平尾邦雄

この衛星は 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 地球大気は太陽よりの紫外線、X線などによってエネルギーを得、そのエネルギーを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ーバルトノルト過程といわ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るスピントレインは 10 PPM とし、更に制御装置はスピントレイン軸を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つている。なお 紅星側面には 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、紅星がデスピントされた後、これらの腕を 2 本ずつ留めてあるワイヤをワイヤカッタで切ることによりスピント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。紅星の概観図は 第 1 図に示す通りである。

(1) 構造

直徑 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徑 694mm および 361.5mm の内筒に内接する同心の 2 つ又は 500mm の八角柱をつなぎた構造であり

すべてアルミニウムの板材でできた部材をリヘットでつなぎ合せたものである。上下面にはアルミニウムで作った形状を取つてある。更にこの構体は2分厚で3よりは設計されている。周囲は8枚の太陽電池と貼りつけたアルミニウム板が取り付けられており合計527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。

更に一本おきの外ねには70Hz-7用の腕が取り付けられており、各腕の二端近くで二部丁-2ルバリアトニカル構構で閉じられており、地上よりの電波指令により対角線位置にある2本のこのロット構構を連結したワイヤをワイヤカットで切断することにより開放される。しかる後、各腕の下端近くに連結されに直角用およびグンバー用のバネの組合せによじ円滑に直角され。なお、恒星の上部と下部はそれぞれサ-マルバタードで蔽われている。

構造の概要は次2圖に示す。

(2) 搭載計器

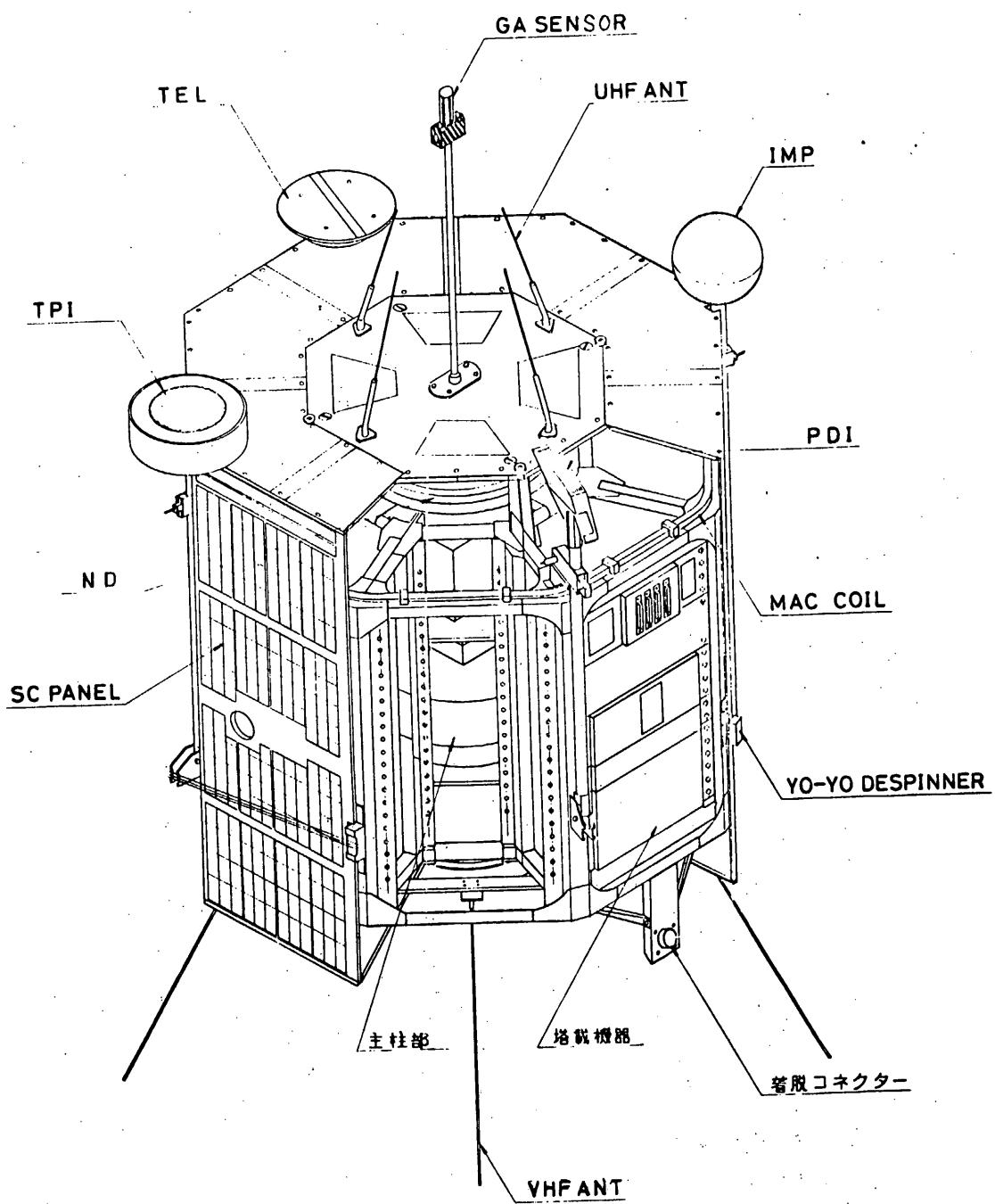
SRATSには次の機器が搭載されている。

- 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) 卫星環境測定装置 (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) 1グナ1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第3図に示す。

以上にあらかじめ大別すると次の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) — xxii)



中國 SRATS 行星観測図

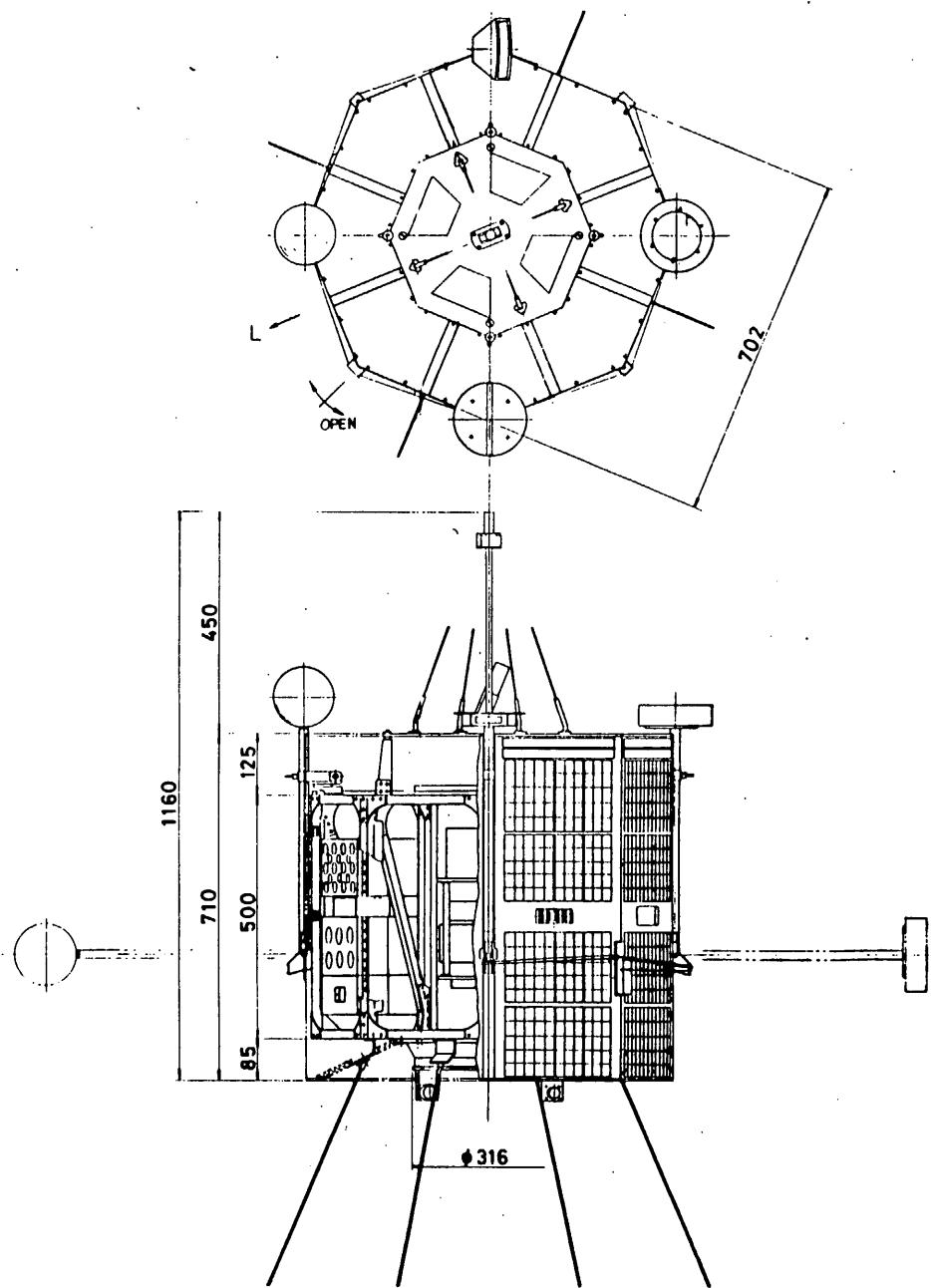
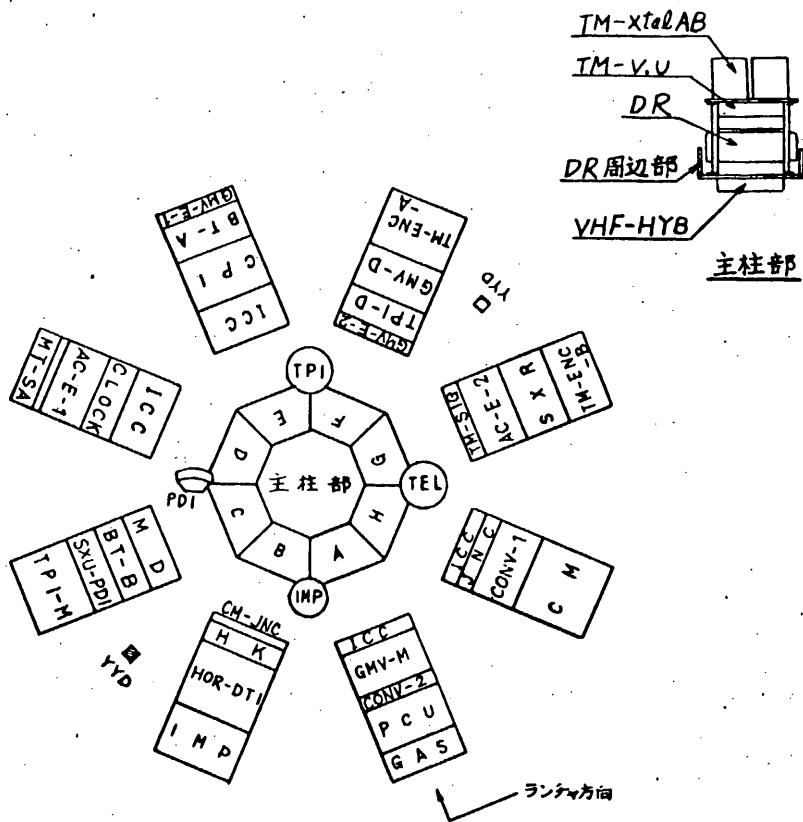


圖214 SRATS 構造概要



AC-E1, 2	電気制御系電子回路	ICC	中継ケーブル
BAT-A, B	二次電池	IMP	電子密度測定装置
CLOCK	スピン位相検出プロック	JNC	電波接続箱
CM	コマンド電位箱	MD	チャックアウトコネクタ
CM-JNC	コマンド電位箱	MT-SA	メカニカルタイヤ
CONV-1, 2	コンバータ	PCU	電力制御器
CPI	正イオン和成物計器	PDI	ブラスマ波方向測定装置
DTR	脱離抑制器	SXR	太陽X線抑制装置
ENC-A, B	テレメータ・エンコーダ	SXU	太陽熱収熱測定装置
GAS	地磁気センサ、人間センサ	TEL	電子密度測定装置
GMV-M, D	地球コロナ中間紫外線測定装置	TM-SIG	テレメータ信号回路
E1, 2	電子回路	TPI	正イオン計数・密度測定装置
HK	内部電荷計測器	YYD	ヨーヨーディスパ
HOR	水平角センサ	DR	データレコーダ
TM-U, V	テレメータ送信機	VHF-HYB	アンテナ・ハイブリッド回路
TM-Xtal	水晶発振器		

機器配置展開図

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ログ及びデジタル信号を、時間的に直列な2進符号に変換し、データ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を供給するものである。

尚、本装置は、松下電器産業(株)で開発された低電力論理回路(2mW/circuit)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図に示すよろ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 アナログマルチプレクサ

各観測器からの時間的に並列なアログ信号と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。

② アナログ"デジタル変換器

アナログ信号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-バック、フレーム同期信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と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-バック回路

非同期で入るコマンドのアンサー-バック信号をメモリーレジスターに記憶する。

図 番

⑤ フレーム同期信号発生器

Googard 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ビットのカレ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ビット追跡回路

アナログデジタル変換器を通ってきた信号は、デジタルマルチプレクサを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

アナログデジタル変換器、2ビット追跡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ってプログラム通りに選択し、時間的に並列な信号に変換する。

⑨ NRZ-S_M^Pコード変換器

NRZ信号を Split-phase M信号に変換してデータレコードに送り出可。

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って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ひ、各観測端にタイミング信号を供給する。

図番
2/10

3 性能

3.1 符号化部電気的性能

1) ビットレート	64bit/sec (再生テ: 71216bit/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	327-1/フレーム
5) フレーム同期信号	1110101110010000
6) 入力チャネル数	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 1=83.
8) アナログ-デジタル変換の方式	逐次比較形
9) 入カインピーダンス	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) 出カインピーダンス	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) 出カパルス数	別表3. タイミングパルス表 1=83
2) 出カインピーダンス	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
+ 12 V	約 41 mA
- 12 V	約 6.0 mA
+ 5 V	約 305 mA
全消費電力	約 2.203 W

3.4 機械的性能

A, B 2 筐体に分かれています。それぞれの容量、重量は下記の通りです。

1) 容量 ENC-A パリット板 8枚
ENC-B パリット板 7枚

2) 重量

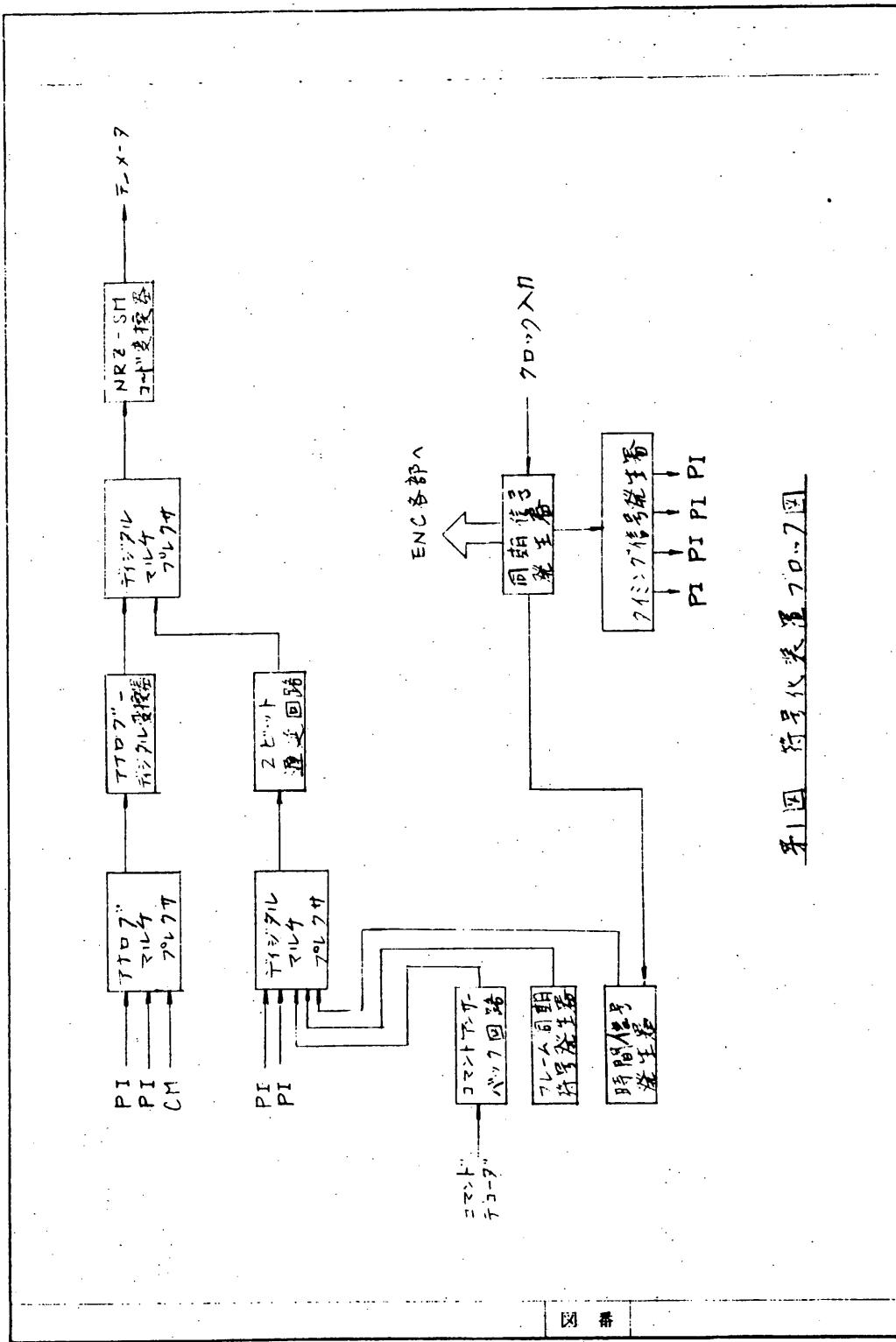
ENC-A 約 1547 g
ENC-B 約 1229 g

3) 外観 ENC-A 第2図 外観図1=83
ENC-B 第3図 外観図1=83.

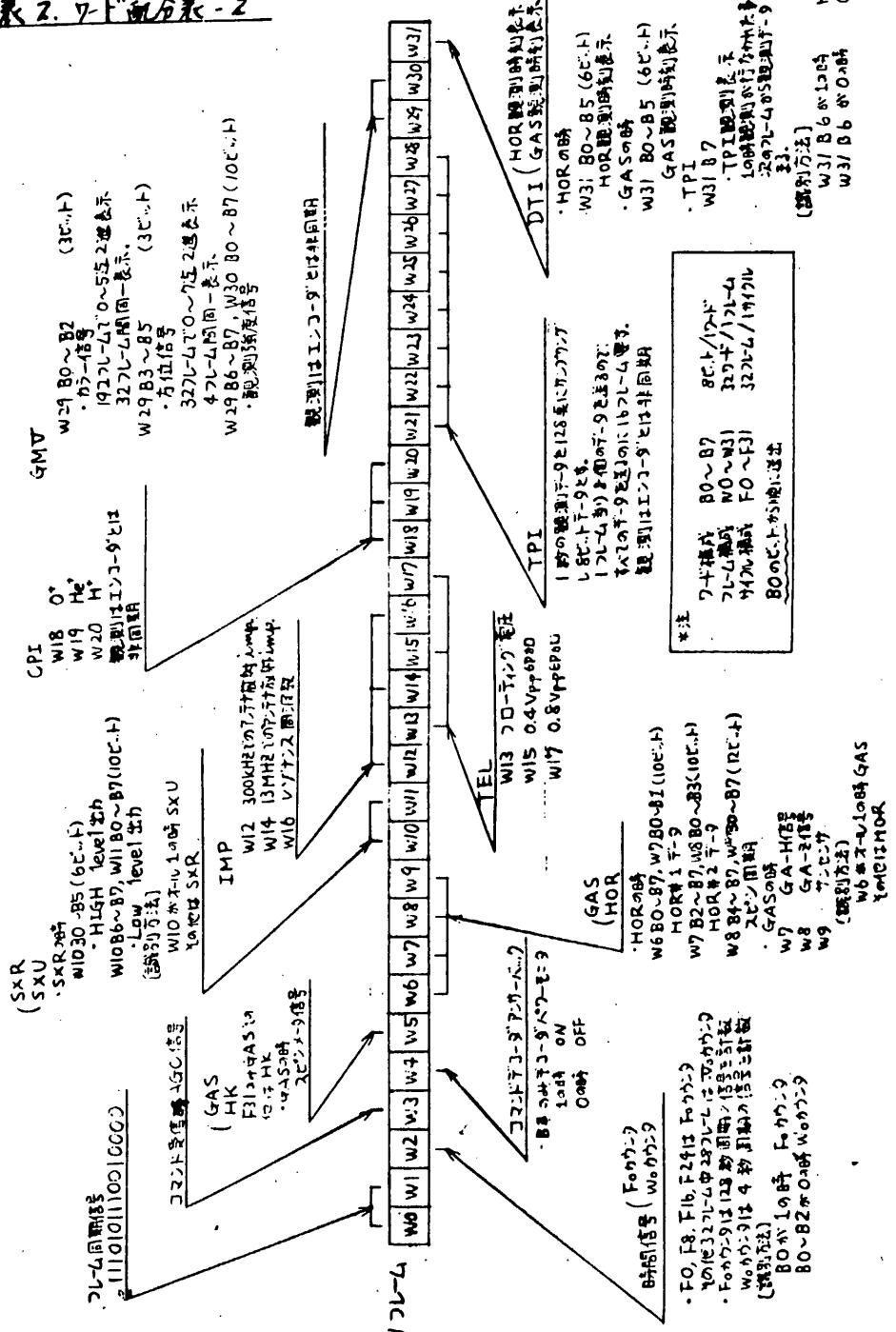
4) ケース材質 A2024P

5) ケース表面処理 EPICO 2000 黒色+アルマイト

図書



別表2. ワード配分表-2



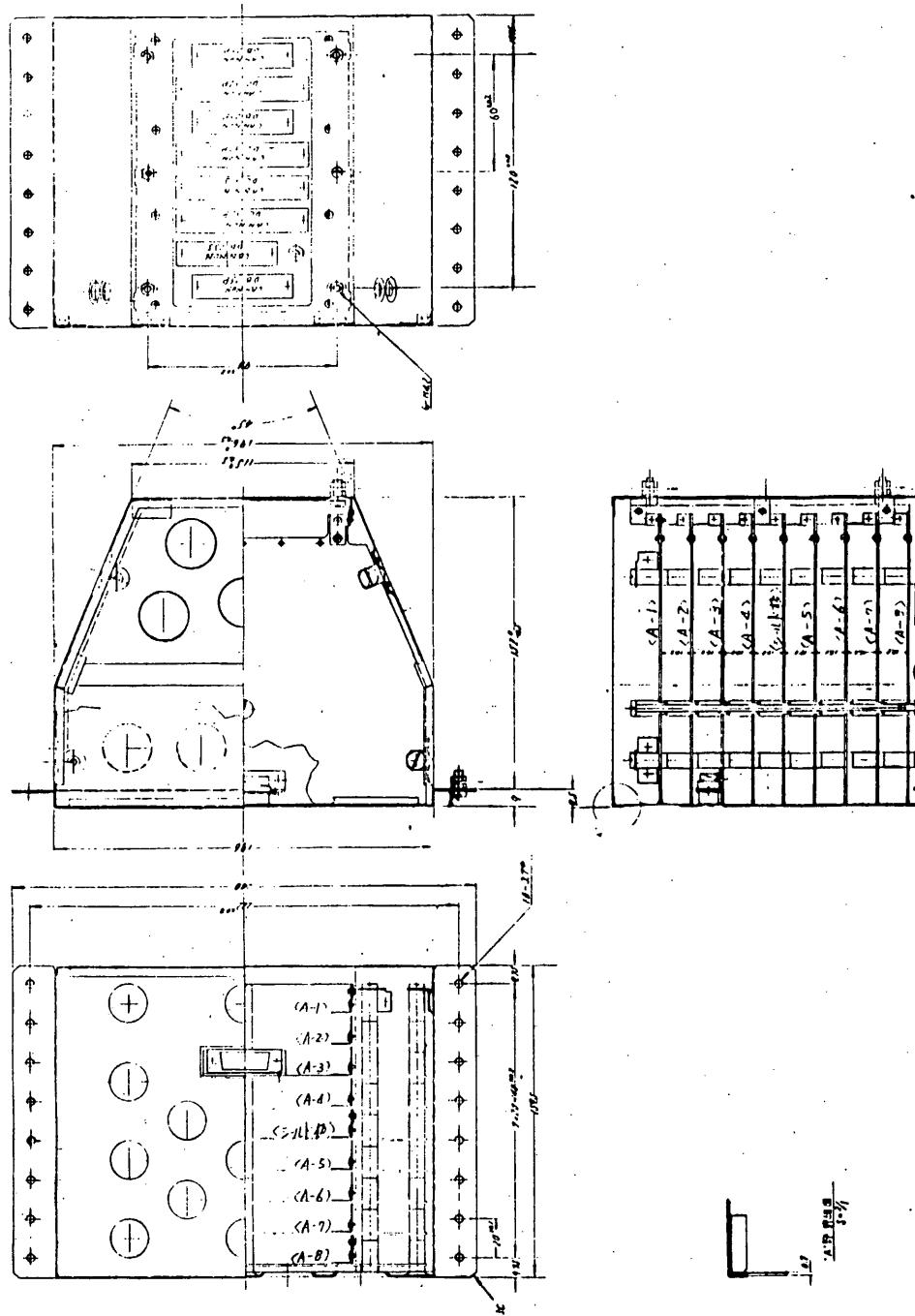
別表 1 ワード区分表-1

ワード番号	ワード区分 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	フレーム 同期	D	1101011				
1	無	"	D	10010000				
2	有	10 カウタ	D	128秒間時間 足りない	WO カウタ	D	4秒間時間信号 を計数	E01L001FO9 B0-B2M0W3W0M3
3	無	コマンド 受信機	A	AGC				
4	無	コマンド マコ-9	D	フレームのうち信号 はマコ-9である				
5	有	HK	A	HKからの信号	GAS	D	110101111 Y	F31のGAS
6	有	HOR	D		識別信号	D	オール1	
7	有	"	D		GAS	A	GA-H	識別信号の時 GAS
8	有	"	D		"	A	11A-3	"
9	有	"	D		"	D	サンセリフ	"
10	有	SXR	D		識別信号	D	オール1	識別信号の時 SXR
11	有	SXR	D		SXU	A		
12	無	IMP	A	300KHzのカラン 応答信号				
13	無	TEL	A	フレームのア 庄				
14	無	IMP	A	1.1MHzのアラン 信号				
15	無	TEL	A	0.4Vppのアラン				
16	無	IMP	D	レジナス回路 数				
17	無	TEL	A	0.6Vppのアラン				
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	版別時間 表示	GAS	D	版別時間 B6M10H4 HOR B6M0.1H4 GAS	

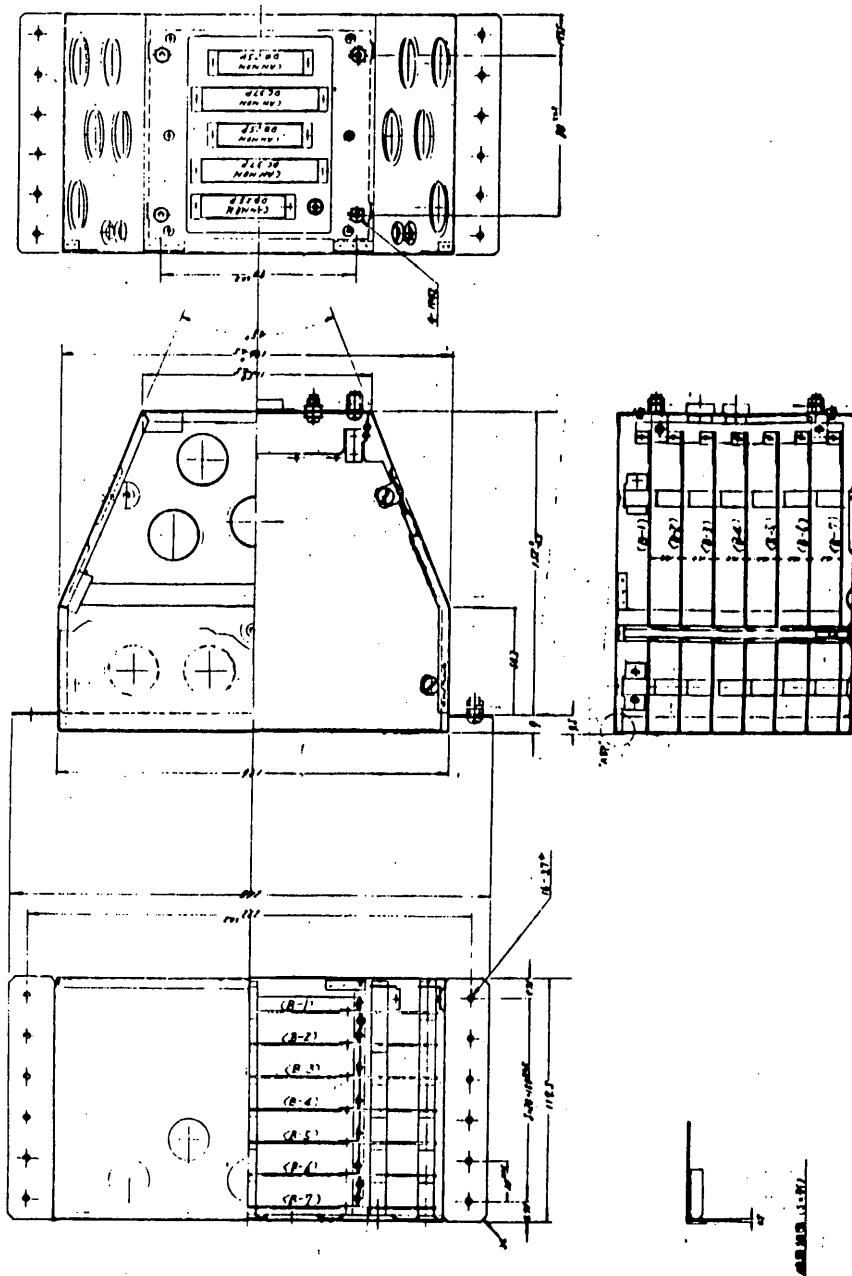
注: 信号種別の項 Dはデジタル, Aはアナログ信号を表します。

(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
	放出し	W ₁₀ ~ ₁₁ B ₀ ~ ₇ Ø		"	B ₂
	測定終了	W ₁₂ B ₁		"	B ₃
	Night Measure Gate	F ₀ +F ₂ +F ₄ +…+F ₃₀		"	B ₄
	"	W ₁₃ B ₀		"	B ₅
	"	W ₅ B ₀		"	B ₆
S XU (I・C)	読出し終了	W ₁₂	HOR, GAS	データ読出し	W ₆
	"	W ₁₄		"	W ₇
T P I	Gate	W ₂₁ ~ ₂₈		Set	W ₈
	読出し	W ₂₁ ~ ₂₈ B ₀ ~ ₇ Ø		Reset	W ₉
	Trigger	W ₂₁ ~ ₂₈ B ₇		"	Ø
	"	S ₁		HOR, GAS 読出しタイミング	W ₉
C P I	出力ミックス	W ₁₈		"	W ₈
	"	W ₁₉		Reset	W ₁₀
	"	W ₂₀		"	W ₁₀
	Reset	W ₂₁		読出しワード	W ₁₁
G M V	Gate	W ₂₉ ~ ₃₀		Clock	S ₁
	読出しシフト	W ₂₉ ~ ₃₀ B ₀ ~ ₇ Ø	IMP	同期用連続	B ₀
A.C.		W ₀		IMP ON	W ₇
				F ₁ DET	W ₁₁
T E L	H-F 振巾切換	W ₁₂ ~ ₁₃		F ₂ DET	W ₁₃
	"	W ₁₄ ~ ₁₅		UHRDET & COUNTER Reset	W ₁₅
G A S	読出し	W ₅ B ₀ ~ ₇ Ø+W ₉ B ₀ ~ ₇ Ø		Read Out	W ₁₆ B ₀ ~ ₇ Ø
	Clock	Ø		IMP OFF	W ₁₇
	Reset	W ₆ B ₁		Holder Reset	W ₁₁ B ₀ +W ₁₃ B ₀ +
	"	W ₁₀ B ₁		Read Out Cont	W ₁₅ B ₀
	Gate	F ₃₁ W ₁ ~ ₃		読出し	F ₀ W ₅
	読出し	F ₃₁ W ₅ ~ ₆		読出し	⋮
H・K					⋮
					F ₃₀ W ₃



第2図 ENC-A 外観図



第3回 ENC-B 外観図

実験計画書

SRATS-HOR 装置

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

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 1 つづつ
配置されている (HOR #1, #2)。 SRATS は rolling wheel mode
で運動することを計画しているので、 2 つ検出器が 1 つ体を検出する
時間から衛星のピッチ角その他の姿勢情報を得られる。 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) 直接伝送またはテープコーデ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) スピン周期 W₈

(2) CLOCK へアソシング提供

(2-1) スピン中心信号を CLOCK へ (地心信号)

(3) 他の機能機器との関連情報伝送モード W₃₁ へ

(3-1) HOR 駆動時刻
(3-2) GAS " "
(3-3) TPI " "

第1表 HOR信号系と他機器信号との関係

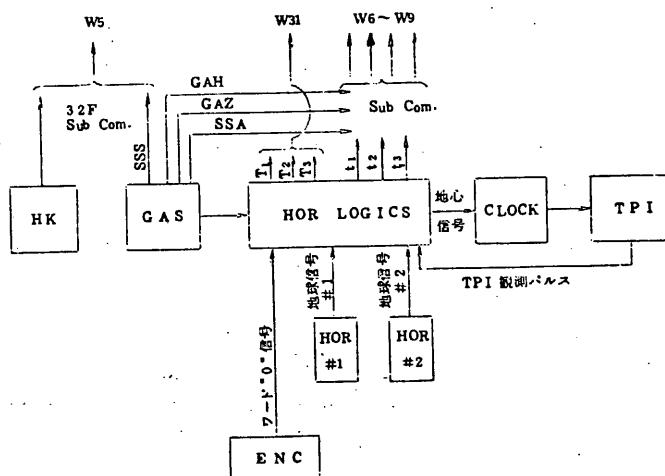
	GAS	HK	TPI	HOR	備考
W ₃	スピニ周期 (SSS)	HK	X	X	SSSは他のHK項目と32F Sub. Comm.
W ₆	AI 1 "1"	X	X	W ₆ B ₀ ～W ₇ B ₁ HOR #1 地球検出時間	GASとHORとのSub. Comm. でGASの場合全ビットを"1"で表示
W ₇	GAH整流出力 (GAH)	X	X	W ₇ B ₂ ～W ₈ B ₃ HOR #2 地球検出時間	GASとHORはSub. Comm. するがHORを優先し、HOR観測がそのフレーム内にない場合にはGASを送信する。
W ₈	GAZ	X	X	W ₈ B ₄ ～W ₉ B ₇ スピニ周期	
W ₉	太陽角 (SSA)	X	X		
W ₁₁ ～ W ₁₆		X	TPI メモリ出力	X	
W ₃₁ (DTI)	B ₀ ～B ₃ GAS観測時刻 B ₆ ～B ₇ = "0"	X	B ₀ ～B ₈ TPI観測時刻 B ₇ = "1"	B ₀ ～B ₃ HOR観測時刻 B ₆ = "1" B ₇ = "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 $14\sim16\text{ }\mu\text{m}$ CO_2 帯
検出温度 $250\pm20\text{ K}$ (高度 $30\sim50\text{ km}$)

集光系
検出器
ゲルマニウム 単結晶レース $20\text{ mm}\phi$, 視野角 1°円
 PbTiO_3 (キヨーリ点 $470\text{ }^{\circ}\text{C}$)
 反光面鏡 $1\text{ mm}\phi$
 $D^* > 10^8 \text{ cm} \cdot \text{Hz}^{-1/2} \text{ Watt}^{-1}$
 10^{11} Ohms
 $1\sim100\text{ Hz}$
 入力抵抗
 応答周波数
 電力利得 $60\text{ db (AC)} + 20\text{ db (DC/processing部)}$

第2図 盗勢検出系の信号の受渡し



t_1 : HOR #1 地球検出時間 ($W_0 B_0$ ~)
 t_2 : HOR #2 地球検出時間
 t_3 : スピン周期
 T_1 : HOR観測時間 (ワード0からHOR地心まで)
 T_2 : TPI " (ワード0からTPI観測まで)
 T_3 : GAS " (ワード0からGAS検出まで)

GAH: 地磁気スピン垂直成分
 GAZ: " " 平行成分
 SSA: 太陽センサによる太陽角
 SSS: " " スピン周期

SRATS 貨載用GAS

実験計画書

東海大・工
測技室 K.K.

§1. 銀測目的

本装置は地球磁力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の角度を検出する太陽センサから成り立つている。更に太陽センサの出力から衛星スピンドル角速度を計測する部分が附加されている。

i) 地磁気姿勢計部

磁力計は二成分のフラックスゲート型磁力計で、Z成分はピークホールドにて出力される。回路のブロックダイアグラムは(図1)に示めす。磁場測定範囲はZ成分で $\pm 5,000 \mu/3V$, X成分は0~5,000 $\mu/3V$ である。磁力計センサ部は周辺の磁気的乱れをさ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読み取り、ワ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) スピンドル角速度計測部

スピンドル周期は約 6° の視野をもつたスリットと太陽像が通過する時間を測定しデジタル量にて表示する。測定範囲は2~0.08 Hzで、精度は $\pm 5\%$ である。

§3. 本装置の主仕様

(i) 地磁気検出部

磁場測定範囲 (Z成分) $\pm 50000\text{fT}$
(H成分) $0 \sim 50000\text{fT}$

磁力計感度 (Z成分) 3fT/gauss
(H成分) 3fT/0.5gauss

出力 (各成分共) $0 \sim 3\text{V}$

H計部ホールド 充電時間 $3\text{V} \pm 90\% \text{up to 3秒。}$
放電 $3\text{V} \pm 10\% \text{down to 300mV。}$

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 $2\text{Hz} \sim 5\text{Hz}$

分解能 $\pm 5\%$ (測定検出されたSPIN周期に対する)

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 1234kg
マケネセサ系 0.177kg
サンセンサ系 0.080kg
計 1491kg

(iv) 消費電力

+12V系	12mA	144mW	尚、+BUSはスマート操作GAS ON, OFFの30mSecだけ 17mA流れる。
-12V系	5mA	60mW	
+5V系	52mA	260mW	
		計 464mW	

(v) 尺法

規格によるスペネルを使用。外観図、別紙参照の事。

(vi) 機械的性能

振動及公衝撃試験は宇宙研規格とする。

§4. データ取得法.

i) 地磁気計測部の出力はアナログ量表示で規定の0~3V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出力はクレコードであるため地上系では、
クイックレスク出力より専用装置ア、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とナコで 327.4μm±0.35
W5で得る。データの較正は、前もって
求められた表による。

iii) 他システムとのインターフェイスの特記事項。

HORとサスコで、読み出し形式は、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”的ときGAS側とする。
HORの電源OFF及び測定無い時はGAS側である。

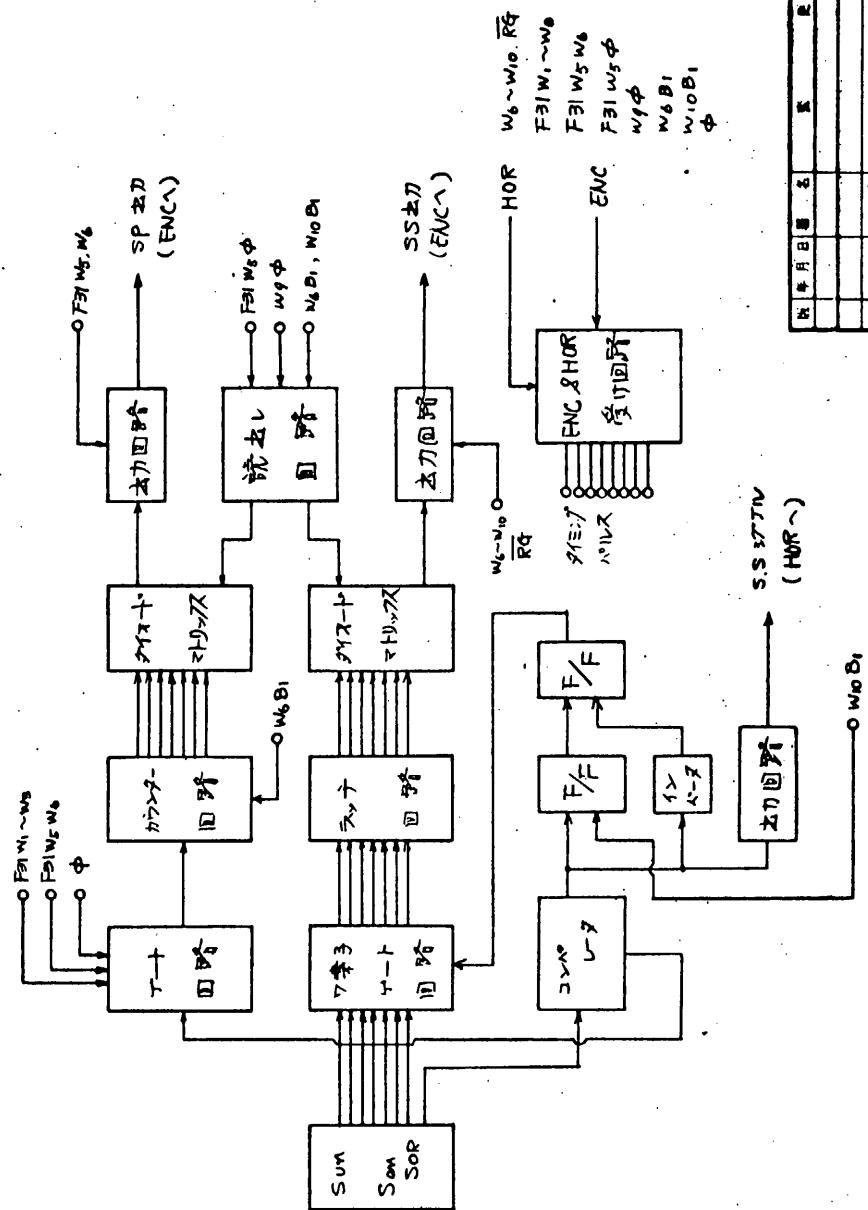
§5 コマンド項目。

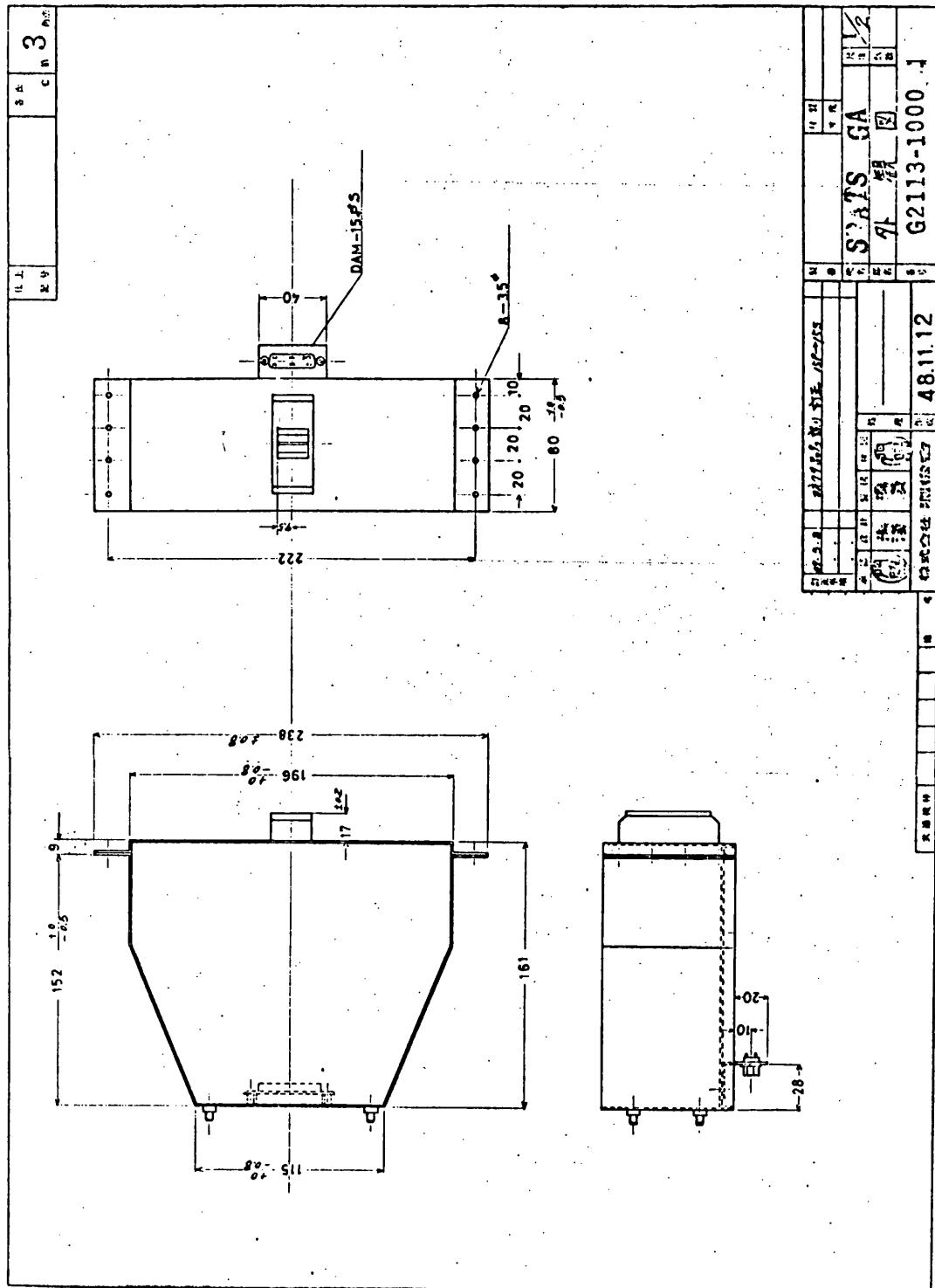
番号	項目	コマンド番号	NECコマンド項目割当表 より
N010	GAS電源ON	1-10	
N019	“ “ OFF	2-4	
N015	GAS CAL ON (PSGALON)	1-15	
N030	“ “ OFF (PSGALOFF)	2-15	

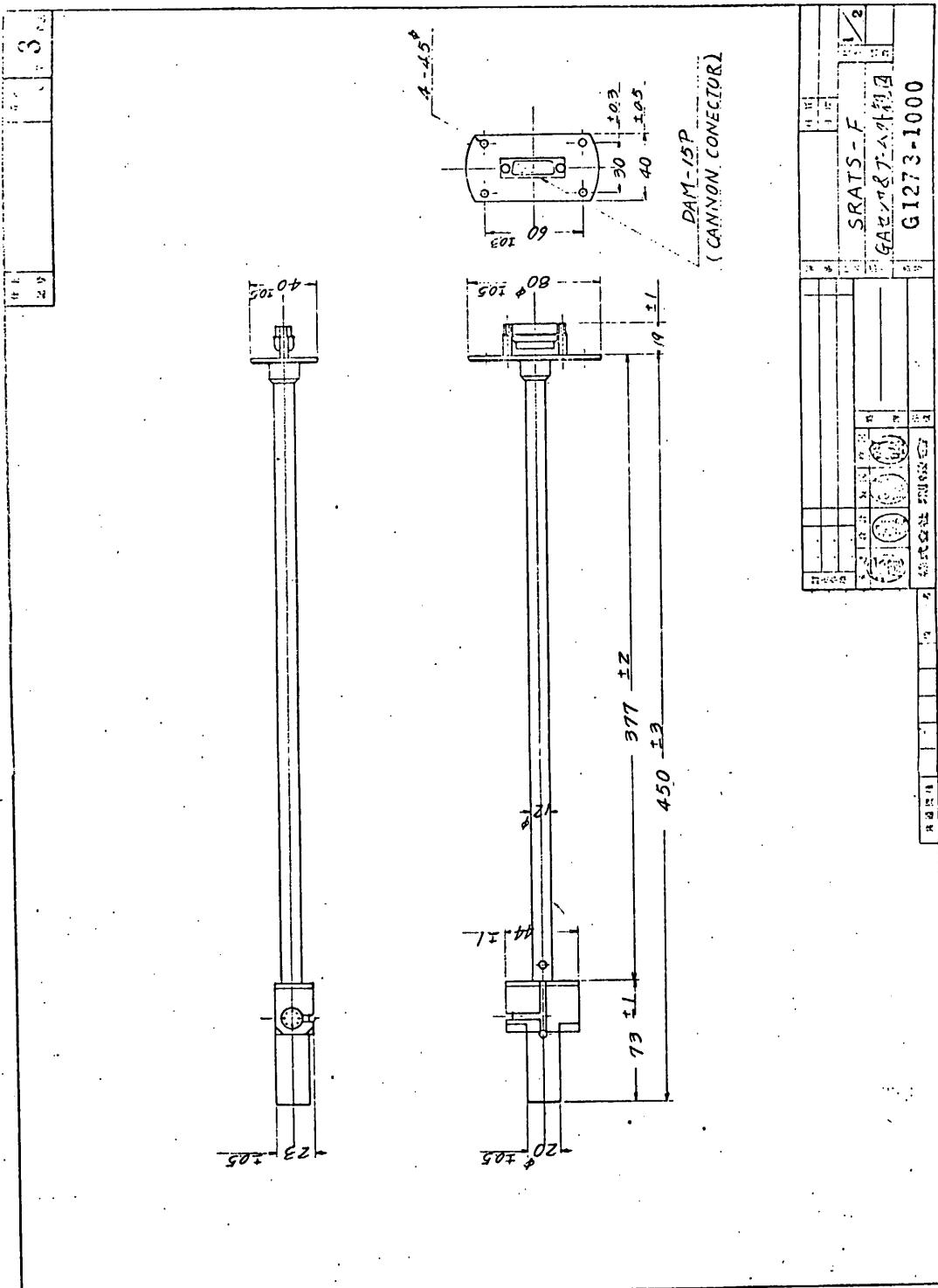
§6. HK項目

無し。

図2







姿勢制御装置(AC)

ニ古河電気

日立製作所

概要

本装置は科学衛星 SRATS-F に搭載され、衛星の姿勢を科学観測上から

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第1表に示すとおりである。

番号	構成品名	員数	ミッション
1	ニューテーションダンパー	1	衛星のロケットからの分離、ヨーヨーディスビナム-ローブの展開等の外乱により発生する衛星のスピンドルの首振り(ニューテーション)の減衰
2	ヨーヨーディスビナム	1	衛星のスピンドル速度を軌道投入直後のロケットスピンドル速度から科学観測のための低スピンドル速度への減速
3	MACコイル	1	衛星のスピンドル方向と軌道投入時の問題である軌道面内からの科学観測のための、軌道面垂直方向への変更
4	MSCセンシングコイル	1	衛星スピンドル速度の制御
	MSCトルクコイル	1	MSCセンシングコイルは地球磁場の検出部であり、MSCトルクコイルはセンシングコイルで検出した磁場に基づいて、エレクトロニクス部にて制御した電流を流すことで発生するトルクでスピンドル速度を変化させるものである
5	キーピングコイル	1	不イレモード捕捉後、軌道面の逆行により生ずるホイレモードからのズレを衛星に磁気モードを捕らせるために機能する
6	エレクトロニクス部	1	姿勢制御用のコマンドを受ける、必要な処理を行い、上記構成品の制御を行う。また、姿勢制御モードモニタを行う

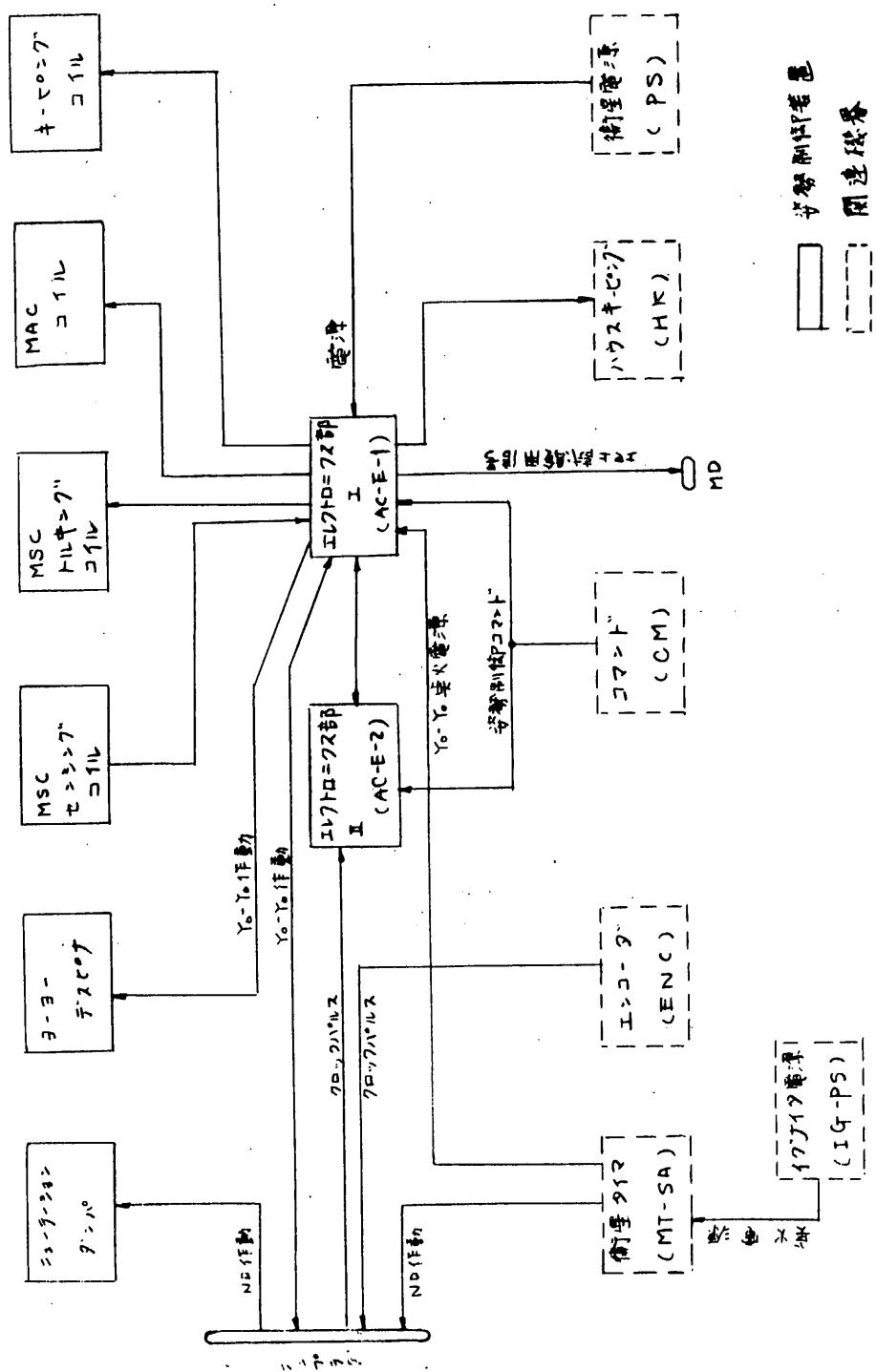
第1表 構成品とそのミッション

また、構成品機器間の関係は第1図のアローフラワームに示すとおりである。

姿勢制御の実施にあたっては第2図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、データを介して地上に送られてきた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(FACOM 230-85)を用いてコマンドを発す。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説明について述べる。

第1回 游戯制御装置アーキテクチャ



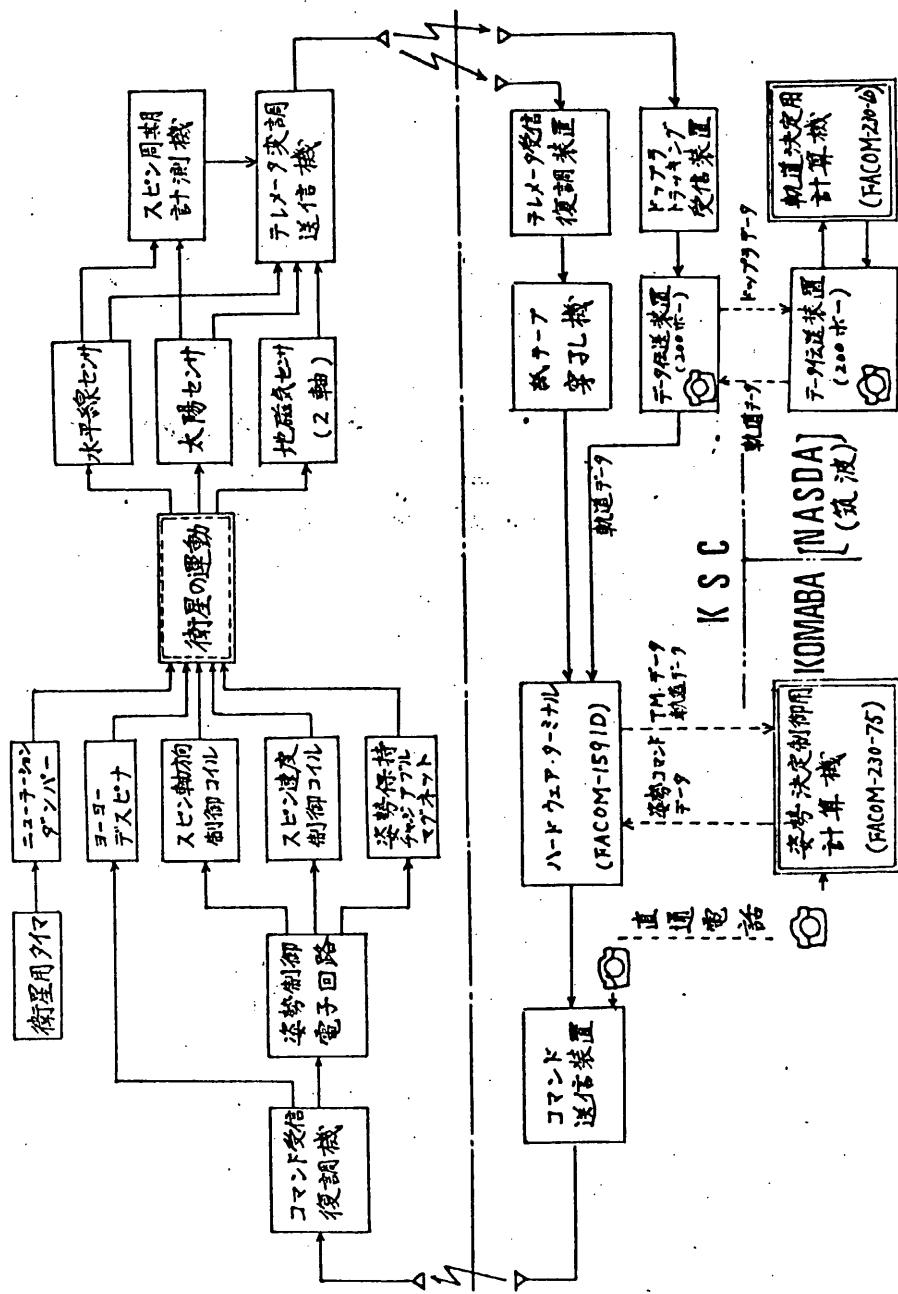


図2 SRATS 姿勢制御システム系統図

2. ニューテーション

- 2.1 動作； 円環内に封入した水銀の磨擦によるニューテーションの除去
- 2.2 方式； 水銀環式
- 2.3 駆動方式； ワイヤーカップによるリリースメカニズム駆動
- 2.4 最初ニューテーション角度； 1度以内
- 2.5 寸法； 717による卓火
- 2.6 水銀量； 140 g
- 2.7 円環直径； 250 mm
- 2.8 重量； 610 g (水銀重量を含む)

3. オーフスピナ

- 3.1 動作； オーフスピナおよびワイヤーの切離によるスピン速度の減速
- 3.2 方式； 硬式オーフスピナ
- 3.3 駆動方式； ワイヤーカップ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 寸法； 223による卓火
- 3.7 スピス重量；
- 3.8 71ヤ長さ； 3680 mm
- 3.9 重量；

4. MACコイル

- 4.1 動作； 地磁気を利用してスピン軸方向の制御
- 4.2 磁気モーメント； MAC強 15AT^2
MAC弱 7AT^2
- 4.3 コイル電流； 強 180mA 弱 100mA
- 4.4 コイル巻数； 210 turn
- 4.5 コイル有効面積； 0.35m^2
- 4.6 使用線材； 0.5中軟アルミ線
- 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； 地磁気を利用してスピンドル速度の制御

5.2 センシングコイル誘起電圧； 2.3 mV at 8 r.p.m. 0.1 oe

5.3 トルキングコイル磁気モーメント； 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数； 0.4 中軟アルミ線

5.8 センシングコイルコア； $\text{ス}-\text{ス}-\text{ス}-\text{ス}$

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； 地磁気を利用してホールモードドリフトを補償

6.2 磁気モーメント； 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 コア巻数； $7,000 \text{ turn}$

6.4 使用コア材； 11×7

6.5 重 量； 95 g

7 イレクトロニクス部

7.1 動 作； 3-3-ゲスピート, 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； 第2表 1=示す

7.3 フラッシュ項目； 第3表 1=示す

7.4 HK項目： MAC及びMSC電流 HK(W5) F5
 キーピンク強度 HK(W5) F6
 HK出力と各制御動作内容の関係は第4表及び第5表に示す。

制御モード	電源別	消費電力 (W)	備考
スタンバイ	+12V	0.37	
止まり	-12V	0.024	
キーピング	+5V	0.28	
強度設定時(注1)	+12V	強 2.5 弱 1.6	
MAC時	-12V	0.024	
	+5V	0.28	
	+12V	2.7	①電流時
MSC時	-12V	0.54	②電流時
	+5V	0.16	③電流時
	+12V	2.2	④電流時
	+5V	0.28	

注1 キーピングコイルは キーピング設定時の電力とみなされ、設定後の電力は無効である。(設定に要時間 5分)

第2表 安全制御装置 消費電力

項目分類	CM No	コメント	項目数	備考
電源	61 62	AC-ON AC-OFF	2	主電源 (+12V, +5V, -12V) & ON OFF
カランタ	63	カランタスタート	1	MAC, MSC 動作開始
Yo-Yo	64 65 ま M.M.K.	カランタリセット Yo-Yo作動 MAC, MSC, KP ⊕ MAC, MSC, KP ⊖	1 1 1 1	MAC, MSC の動作終了 (おまるカウタのリセット) 3-3-2セグのワイヤゲットの表示 MAC, MSC は ⊕または ⊖ (=初期) 動作開始 KP は ⊕と ⊖ の切替
KEEPING	66 67 68 69 70	KEEPING 最強 強 弱 弱	2 2	MAC, MSC 動作中でも切替可能
MAC	71 72 73 74 75 76 77 78 79 80	KEEPING NULL MAC 無 MAC 無 MAC 2コイル MAC ODD MSC EVEN 周期 10分20秒 113分4秒 113分4秒 115分12秒 115分12秒	2 2 2 2 2 2 2 5	MACコイル電流の大きさの指定 MAC ループコイルへ連続する周期の指定 ODD → (2 ⁿ⁺¹) / 4 周期 = 通常 EVEN → (2 ⁿ) / 4 周期 = 通常 標準軸道周期の指定 (働き星内 912 の周期を軸道周期 = 合成。)
周期時間	81 82 83 84 85 86 87 88 89 90	7.9-12.8分 7.9-12.8分 8分 16分 17.1-17.5分 17.1-17.5分 1回直 2回直 3回直 4回直 17.1-17.5分	2 2 1 1 24分 24分 1 1 1 1	カウントスタート (CM 63) から実際 = MACコイルまたは MSC ループコイルに連続し、 標準軸道時間までの時間の指定
ストップ周期	81 82 83 84 85 86 87 88 89 90	17.1-17.5分 17.1-17.5分 MAC 17V ON MAC 17V ON	5 5 3 4 5 3 2 3 4 3	標準軸道時間までの時間の指定
113ループ動作	81 82 83 84 85 86 87 88 89 90	17.1-17.5分 17.1-17.5分 MAC 17V ON MAC 17V ON	5 5 3 4 5 3 2 3 4 3	時間時間 17.1-17.5分 = 標準軸道時間の停止

注1 CM63はYo-Yo条件の場合は周期時間 (12.1分4秒) が9-10秒間隔で24分 17.1-17.5分間 5回後も一括して連続する
注2 MSC, MMK の組合せは次の通り KPスタート時 → MSC ODD MMK ⊕ または EVEN MMK ⊕ KPスタート時 → MSC ODD MMK ⊖ または EVEN MMK ⊖

3 章 振動制御関係コマンド一覧表

AC の HK 電圧

27-1 の組合せ

MAC OR MSC MMF

47.1 (1984 年 10 月)

HK 電圧 (V)

0.5 1.0 1.5 2.0 2.5 3.0

		スラスト	□
MAC 3E	④	$(2n+1)/4$	
"	⑤	$(2n)/4$	
"	⑥	$(2n)/4$	
MAC 3E	⑦	$(2n+1)/4$	□
MAC 6E	④	$(2n+1)/4$	
"	⑤	$(2n)/4$	
"	⑥	$(2n)/4$	
MAC 6E	⑦	$(2n+1)/4$	□
MSC ODD	④	$(2n+1)/4 = 2 \text{ ハルキ=7コイル}$ 電流④のとき	
MSC EVEN	⑦	$(2n)/4 = 2 \text{ ハルキ=7コイル}$ 電流⑦のとき	
MSC ODD	④	上記にみて電流④のとき	□
MSC EVEN	⑦	$(2n+1)/4 = 2 \text{ ハルキ=7コイル}$ 電流⑦のとき	
MSC ODD	④	$(2n)/4 = 2 \text{ ハルキ=7コイル}$ 電流④のとき	
MSC EVEN	⑦	上記にみて電流⑦のとき	□
MSC ODD	④	$(2n)/4$	
MSC EVEN	⑦	$(2n+1)/4$	□

オフ表 HK 電圧組合せ (MAC 3E および MSC 電流)

		HK 電圧 (V)					
		0.5	1.0	1.5	2.0	2.5	3.0
キーピンク"モード"	$\theta = 7^\circ$ 最強					□	
" 強						□	
" 弱				□			
" 最弱			□				
キーピンク"NULL"		□					

注 キーピンク"coil charge"後 AC-OFF および Counter Reset のコマンドを送ると
HKによるモードはリセットされるが、キーピンク"coil charge"または磁気モードは
継続保持される。

第5表 HK電圧値表 292 (キーピンク"θ=7°"角度)

実験計画書

S R A T S 衛星搭載用 環境計測装置 (H K)

東大宇宙研究所
株式会社
松下通信工業

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、人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 検定範囲:	$+10 \sim +100^\circ\text{C}$	(TL_1)																		
	$-40 \sim +60^\circ\text{C}$	($\text{TL}_2 \sim \text{TL}_3$)																		
	$-150 \sim +150^\circ\text{C}$	($\text{TH}_1 \sim \text{TH}_2$)																		
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:	$\text{TL}_1 \sim \text{TL}_3$	$1.05\text{mV} \pm 0.1\% / \text{C}$																		
	TH_1	$0.49\text{mV} \pm 0.1\% / \text{C}$																		
⑤ 出力電圧精度:																				
	$\text{TL}_1 \sim \text{TL}_3$	<table border="0"> <tr> <td>-40°C にて</td><td>$0.06 \pm 0.05\text{V}$</td></tr> <tr> <td>-30°C にて</td><td>$0.32 \pm 0.04\text{V}$</td></tr> <tr> <td>$+20^\circ\text{C}$ にて</td><td>$1.60 \pm 0.02\text{V}$</td></tr> <tr> <td>$+60^\circ\text{C}$ にて</td><td>$2.65 \pm 0.03\text{V}$</td></tr> <tr> <td>-150°C にて</td><td>$0 \pm 0.05\text{V}$</td></tr> <tr> <td>-30°C にて</td><td>$1.06 \pm 0.03\text{V}$</td></tr> <tr> <td>$+20^\circ\text{C}$ にて</td><td>$1.50 \pm 0.02\text{V}$</td></tr> <tr> <td>$+60^\circ\text{C}$ にて</td><td>$1.87 \pm 0.03\text{V}$</td></tr> <tr> <td>$+150^\circ\text{C}$ にて</td><td>$2.68 \pm 0.04\text{V}$</td></tr> </table>	-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	$2.65 \pm 0.03\text{V}$	-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	$2.68 \pm 0.04\text{V}$
-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	$2.65 \pm 0.03\text{V}$																			
-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	$2.68 \pm 0.04\text{V}$																			
	TH_1																			

(電 流)

① 検定範囲:	$-2 \sim +2\text{A}$	($I_d - p$)
	$0 \sim +2\text{A}$	($I_c - p$)
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 ℃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 壓)

① 測定範囲：

E _p - P, BAT - V	0 ~ + 30 V
E _s - 12 P	0 ~ + 15 V
E _s - 5 P	0 ~ + 7.5 V
B L M	0 ~ + 5 V
AC - 1, 2	0 ~ + 3 V
TPI - 1, TEL, SXR	0 ~ + 100 mV
E _s - BUS - N	0 ~ - 30 V
E _s - 12 N	0 ~ - 15 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 ℃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

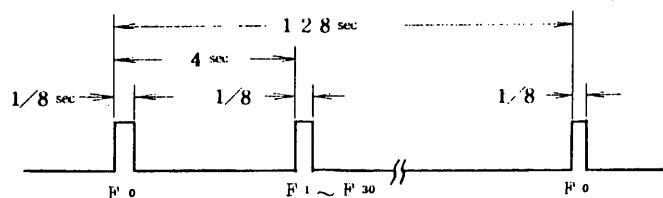
(総合性能)

- 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°C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 タイミングシルス電圧: "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 12 V±1 V
 OFF 12 V±1 V
- ⑨ コマンドパルス
- 受けインピーダンス: 37 KΩ±20%
- ⑩ 調正電圧: CAL-A に相当する電圧 $\left\{ \begin{array}{l} 1.7 mV \pm 1\% (23 \pm 2°C) \\ 1.9 mV \pm 3\% (-30 \sim +60°C) \end{array} \right.$
CAL-B に相当する電圧 $\left\{ \begin{array}{l} 8.9 mV \pm 1\% (23 \pm 2°C) \\ 8.3 mV \pm 3\% (-30 \sim +60°C) \end{array} \right.$
- 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) 尺 法: $240 \pm 2 \times 168 \pm 2 \times 60 \pm 1H$ (mm) 外観図を第3図に示す。
- (2) 重 量: 790g
- (3) ケース材質: A2024P
- (4) ケース表面処理: EPOICO 2000 黒色つや消し塗装

第2図 測定時間

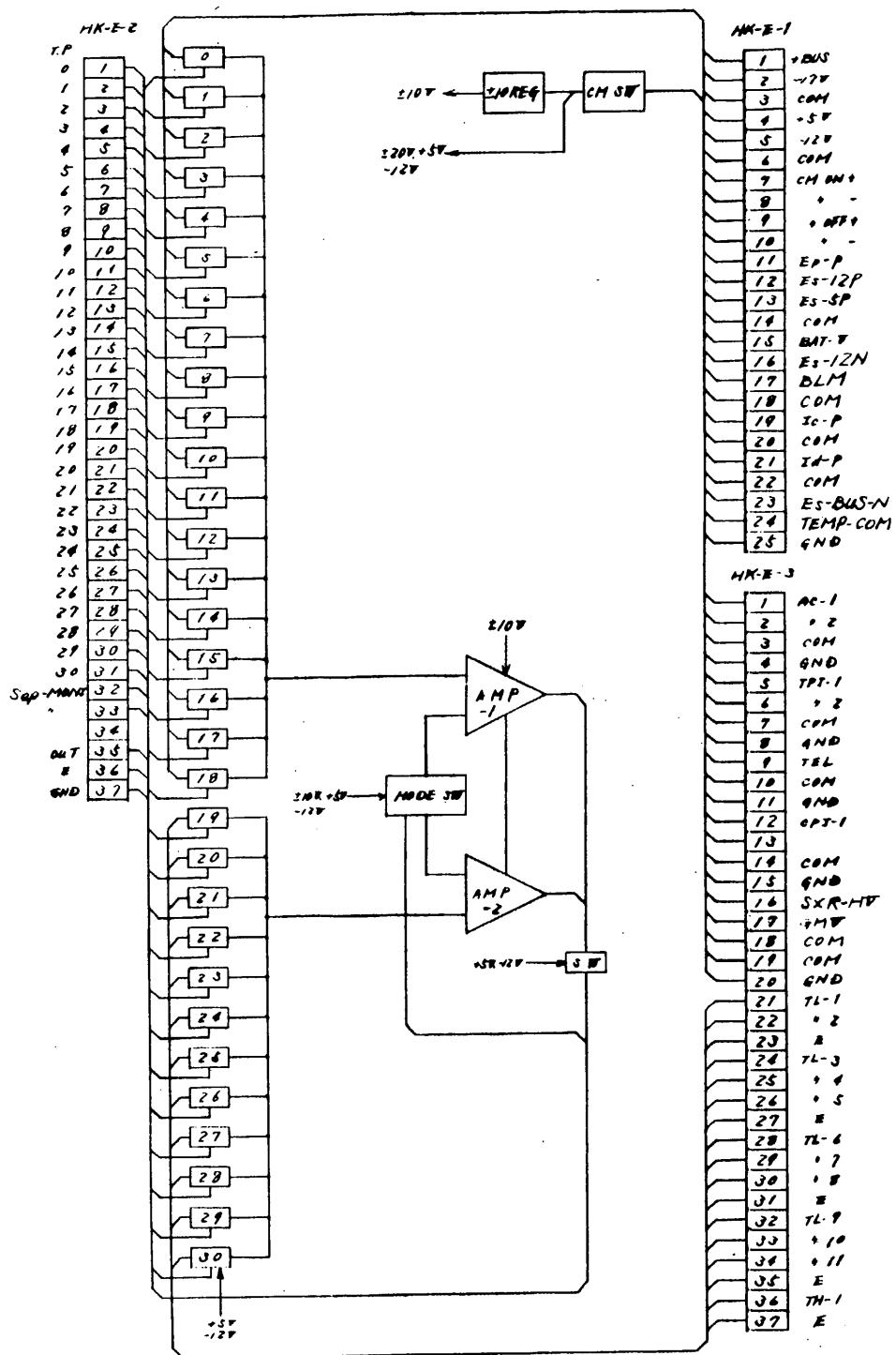


注 1) 測定時間は ENC タイミングパルスによる。

2) F0 ~ 30 までの測定項目は、第1表参照

付

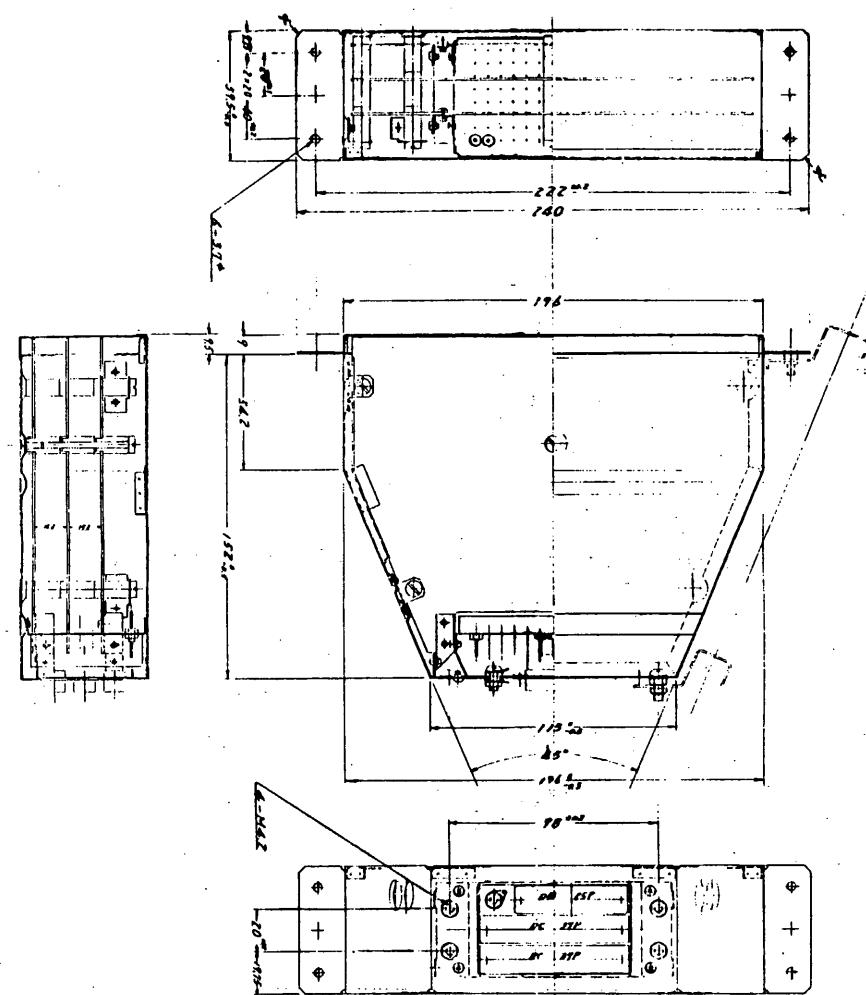
往星内部の測温点配置は第4図に示す。



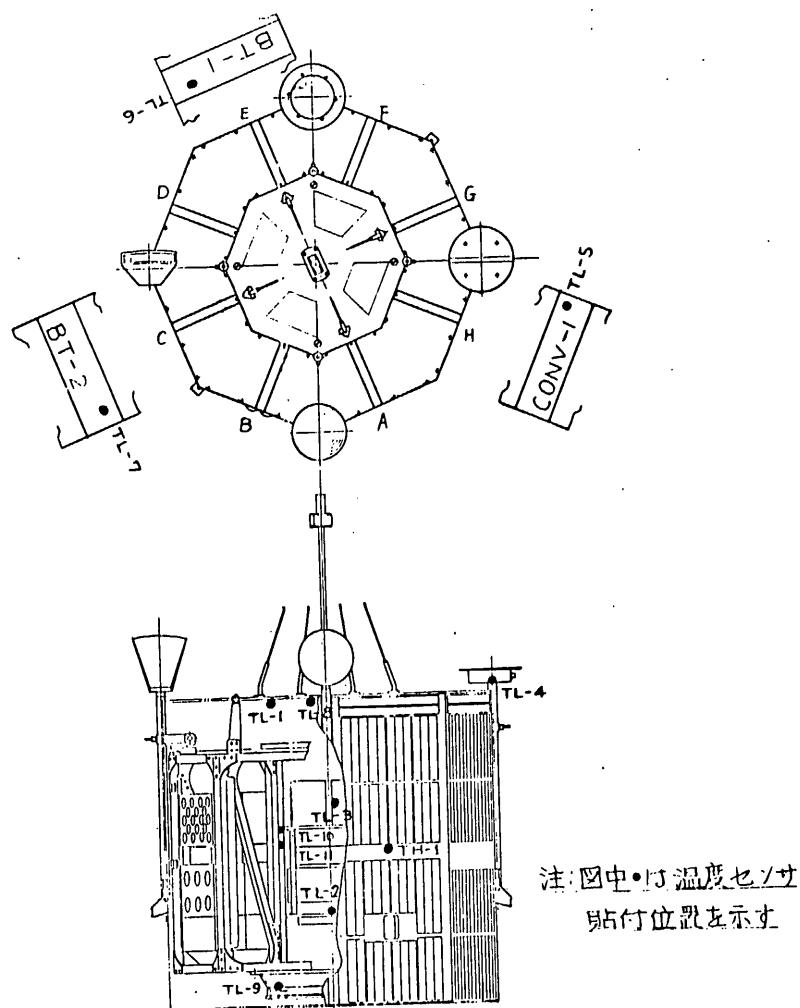
21 図 ブロック図

第1表 SRATS-F HK 墓 目 次

CH.No.	項 目	RANGE	備 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	MAC,MAC Current
6	AC-2	0~+3V	KNEPING 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	アキ	-	
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



第3圖 外 觀 圖



NO	測定項目	測定範囲	測定器
19	TL-1	+10 ~ +100°C	SHUNT (頭部バルブ部)
20	2	+10 ~ +60°C	セラミックヒート&PR
21	3	"	TM-Xtal
22	4	"	TEL
23	5	"	REG (CONV-1)
24	6	"	PI-1
25	7	"	BT-2
26	8	"	SHUNT (頭部バルブ部)
27	9	"	ケーブル
28	10	"	OXI PDI 111
29	11	"	TM ENC PM1
30	TH-1	-150 ~ +150°C	SCA ネル

第4図 紅星内部測温点配置図

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態を知る手がかりともする。

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できる。

測定を行うエネルギー領域は 6~9.5 KeV, 9.5~12 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, 多様性をもつていて, 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。しかも今回狙うエネルギー範囲はこれまであまりやれてこなかったところで, 太陽活動に伴う高温度領域の物理的性質を知ることが出来る。

尚、SRATS が値が頃、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何んでない見通しだある。

§2. 観測装置

(1) X線検出器

オ、図のよろ直方体の比例計数管 (proportional counter) なる。諸元は次のよろである。

封入ガス	Xe + CO (10%) 500 mmHg
封入ガス深さ	19.4 mm
供給高圧電圧	1650 V
有効入射面積	$\rightarrow \text{cm}^2$
低エネルギー X線のカット	4 mm Be + 50 μm 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、図にあるよろに板状コリメーターによつて視野を制御し、バックグラウンドの入射を防いでいる。その角度はスピノ回転方向には 22° (FWHM), それと直角の方向には 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線を測るよろにしてある。これは、オ、図にあるよろ太陽 X線検出器の視野にはさんで太陽センサがあり、これより X線検出のゲートを ON OFF する。

(4) 情報処理回路

第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 に割当された 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 のデータとして入れられる。

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聞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り出す (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 種類である。

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

(5) 電力と重量

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

重量 1.78kg.

(6) HK : X 線検出器は 1650V の高圧電源で供給
1 ハーフがニヤモ約 40000 分の 1 の HK である。

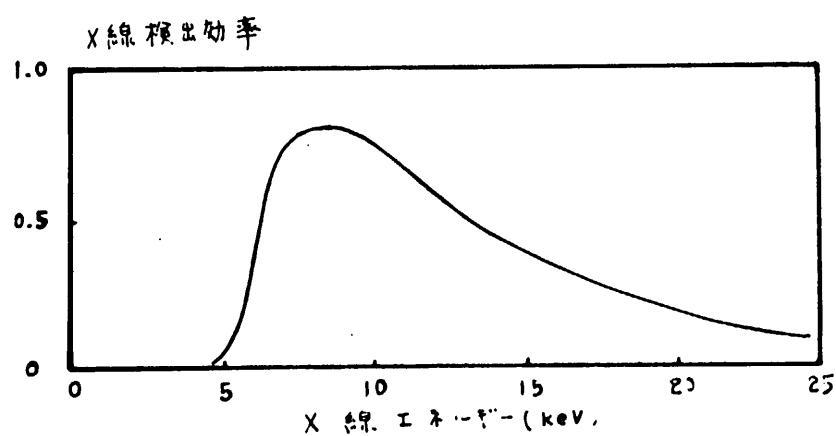
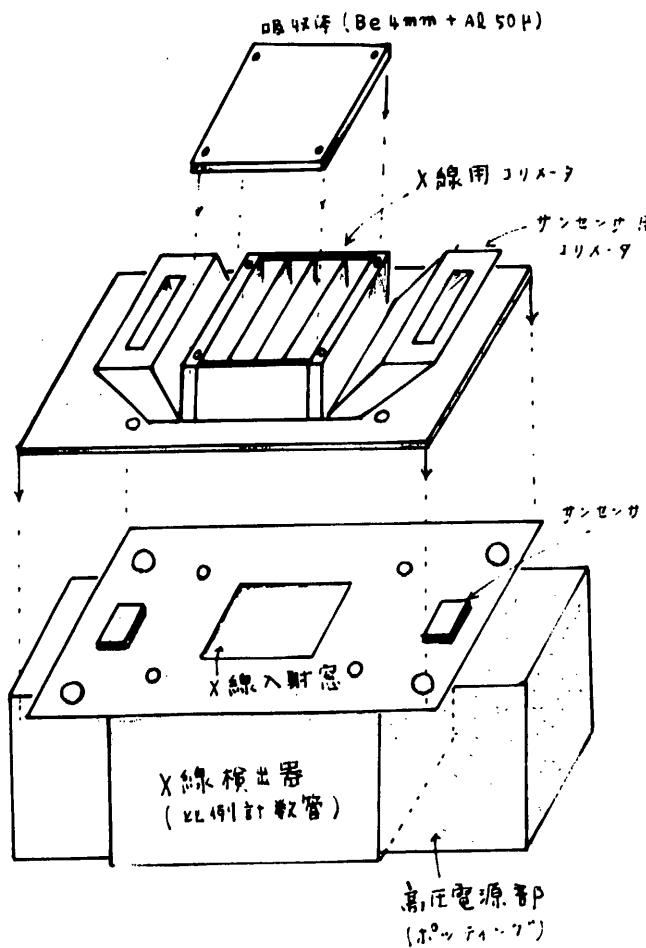
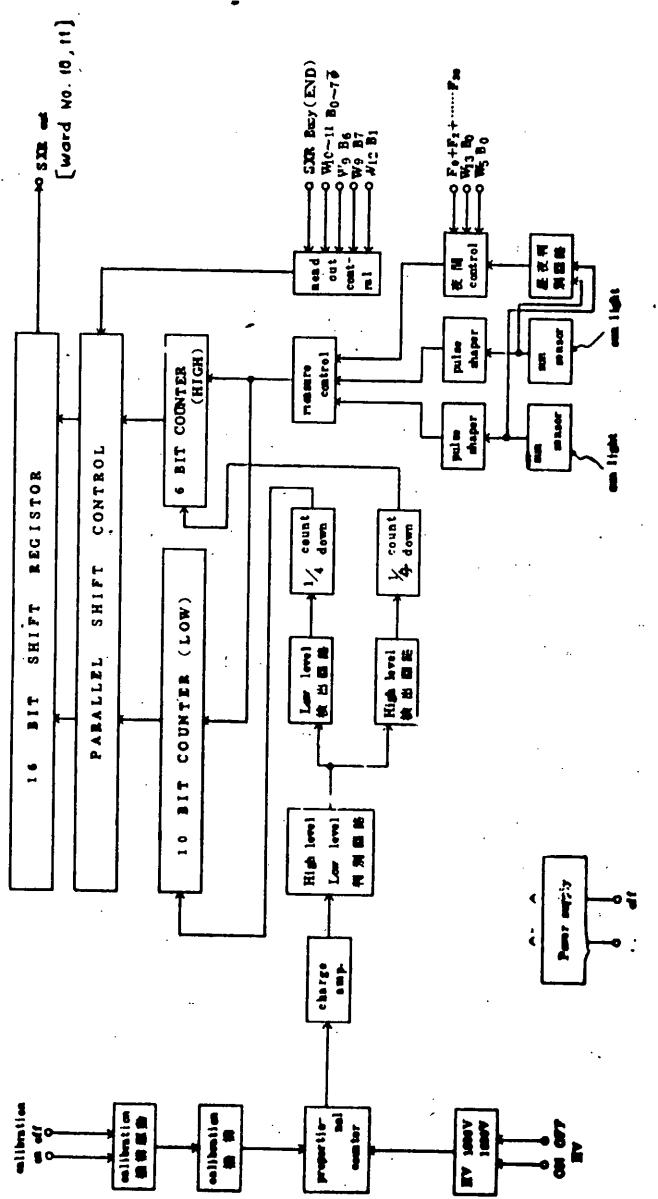


図 1 図



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 増田俊夫

大阪市立大学 工学部

東野一郎 渡辺紀彦

松栄電子株式会社

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底部でD層の生成に關係している。平常時の強度は約 $3 \times 10^{11} \text{ ph/cm}^2 \cdot \text{sec}$ でフレア時の変動も10%内外、長期変動も10%程度とみられており。極端紫外線領域では変動の少い輝線である。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線の観測とあいまって

其の変動をモニタリングする。

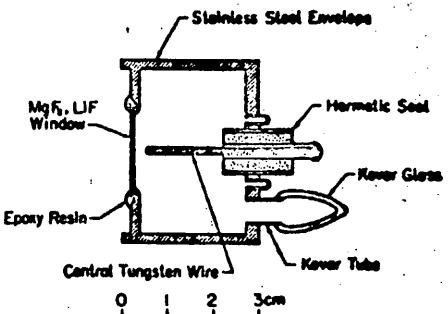
2. 観測装置

2.1 狹帯域電離箱

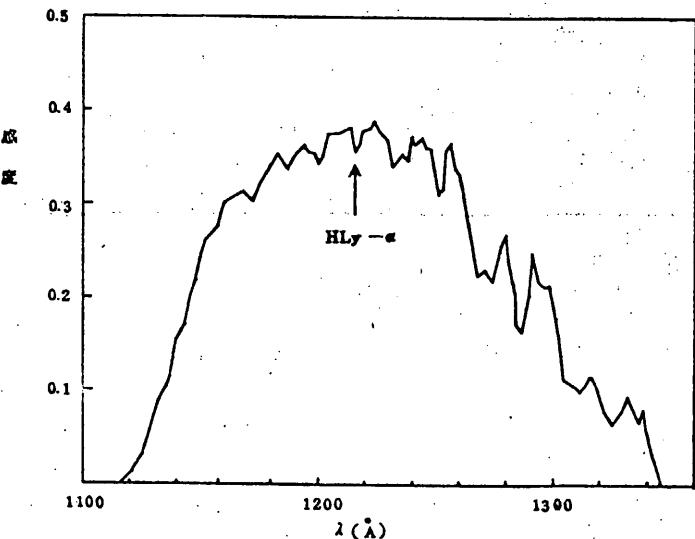
検出器は $1130 \sim 1345 \text{ \AA}$ に感度を有し $\text{H Ly-}\alpha$ 線を選択的に検出する。使用窓は MgF_2 , 使

用ガスは NO である。其の構造を第1図に、分光波長感度を第2図に示す。其の電流-電圧特性は第3図のように想定太陽強度に従って plateau が低電圧にまで延ばすことができた (BPA電圧 12 volt)。また其の指向特性は第4図の通りである。

感度較正のための感度に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)を詳細に述べてある。



第1図 電離箱の構造



第2図 電離箱の分光波長感度

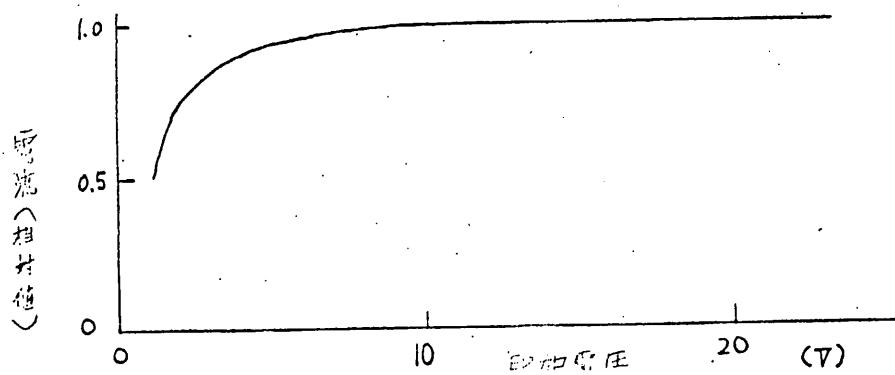


図3-4 附帶装置をついた遮離箱の電流-電圧特性

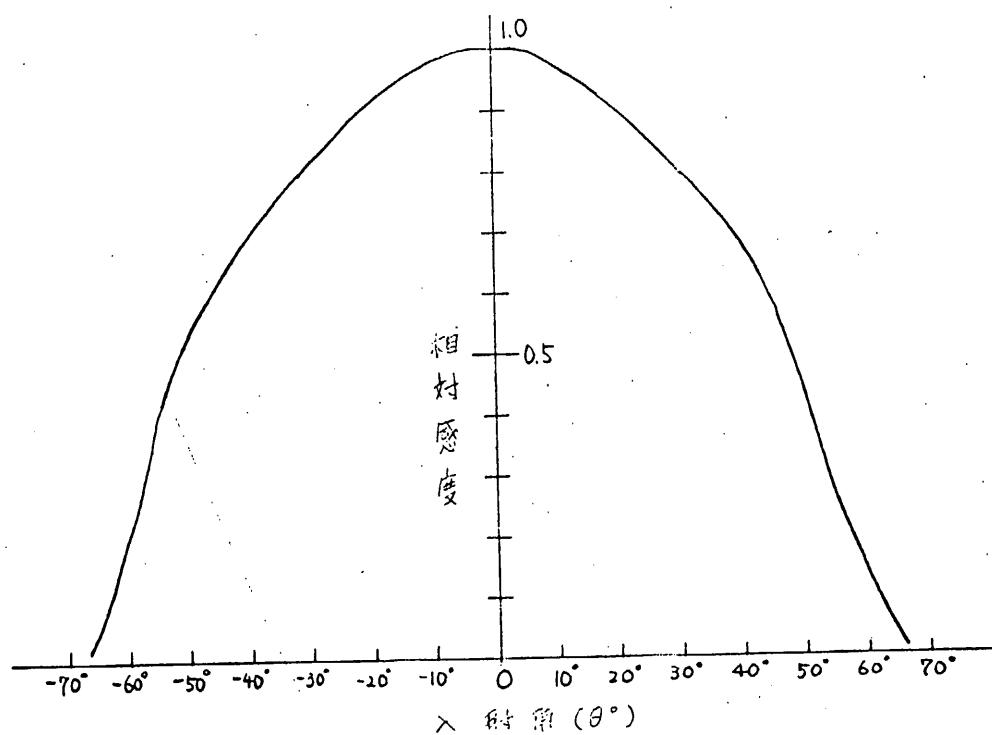


図4-4 はさみの遮離箱の指向性

2.2 電離箱の附帶装置

2段三相抵抗器と細すだれを合成したあわいあわいおよび光束抑制板を遮離箱の前面に装着する。

1) 2段三脚脚

観測は衛星の自転による受光器の太陽対向時の値を読み込んで保持(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 $\psi(\theta)$ の特性を与えるあわいである。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) 細すだれ

太陽に対するスピンドル方向の角度 ψ に関する指向特性を鋭くする。2段のすだれをあく、文献(2)。その結果は(1)不要時の受光量を減じ、累積受光量を少くする。(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。

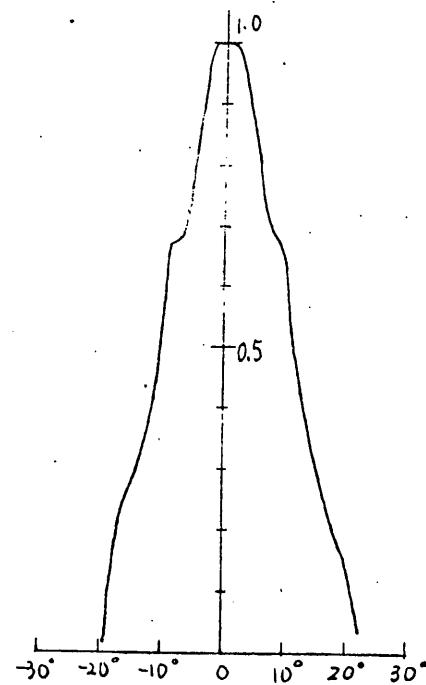
3) 光束抑制板

低印加電圧に対してplateauを得るため、0.4mm間隔に0.1mm ϕ 穴をあけた板をあく。透過度は0.049である。総合特性を図5(a)に示す。図5(a)は ψ 方向、(b)は θ 方向の特性である。平坦化特性部は $|\theta_{max}| \approx 30^\circ$ である。

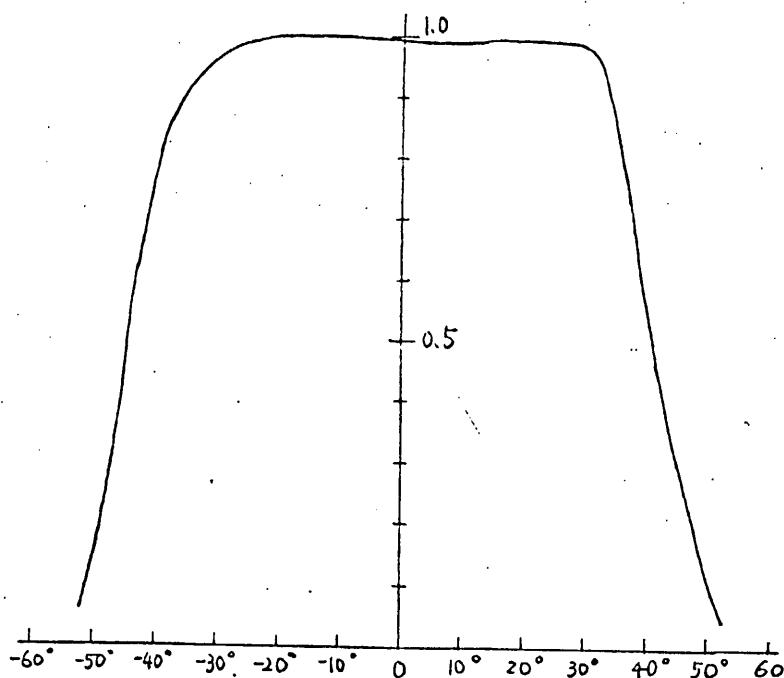
2.3 エレクトロニクス

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る。そのブロック図を図6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 --- ネータ伝送1周期内の直流増幅器の出力の



(a) Φ 方向の指向特性



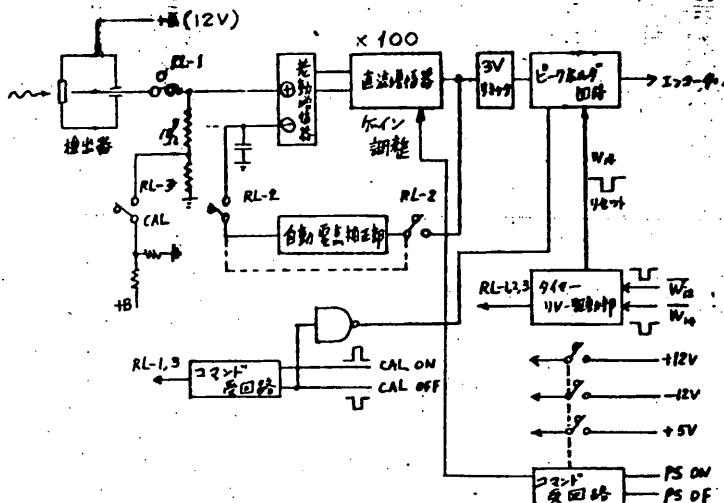
(b) θ 方向の指向特性

第5図 電源箱と2段三相角あわいとの組合せによる総合指向特性

最高値をホールドする

- 3) 自動零点補正回路 ---- 直流増幅器の出力の零点のドリフトを自動的に補正する
- 4) 花動増幅器 ---- 出力の零点を補正する

検出器からのイオン電流は負荷高抵抗 $10^8 \Omega$ を経て電圧に変換され、FETによって構成される花動増幅器に入る。花動増幅器の他の入力端は $1\mu F$ のタンタルコンデンサによって接地され一定電圧が与えられ出力の零点レベルを規定する。衛星の自転による検出器の出力電流の変化のピーク値のみ記録するため花動増幅器を経て直流増幅器で増幅された信号はピークホールド回路で保持されテレメータ回路に送られる。テレメータ回路に読み取られる"ピークホールド"電圧は零点に復帰し再び次の信号のピーク値をホールドする。直流増幅器の出力レベルの零点



第6図 エレクトロニクス・ブロック図

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、高効増幅器の入力端に検出器の入力信号がないときの出力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)に付し、 $\frac{1}{2}$ および $\frac{1}{4}$ に切換えることができる。

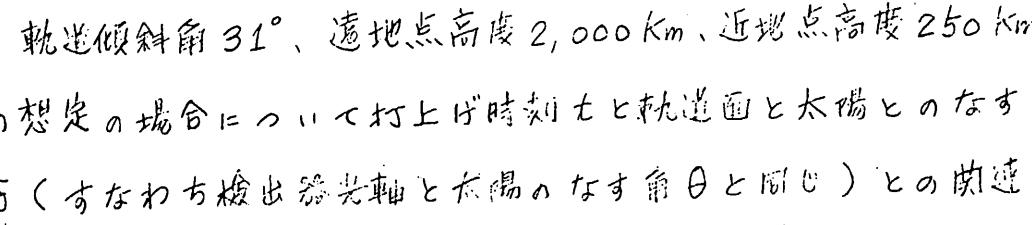
2.4 テレメータ信号

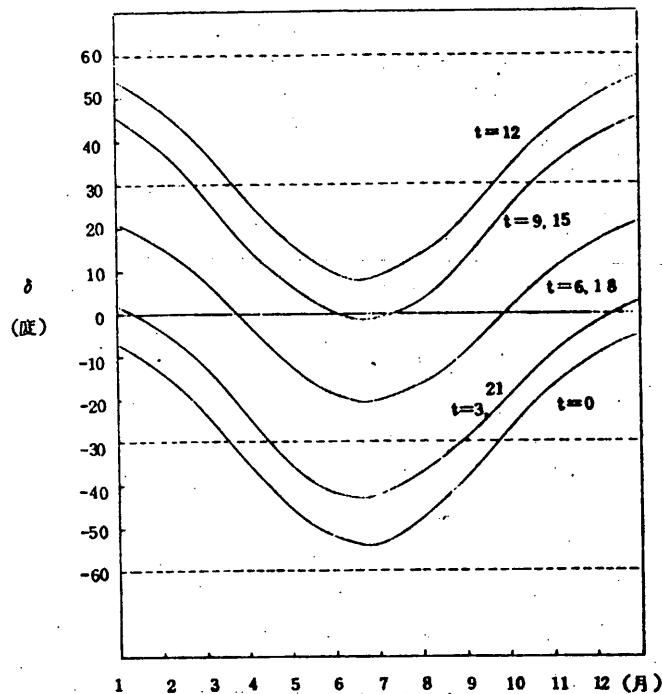
テレメータへは上記アナログ信号が $\overline{W}_{12}, \overline{W}_{14}$ のタイミング信号でエンコーダへ導かれ8ビットデジタル信号となり#11のワード信号となる。ただし#10ワード信号の識別信号が"オール1"のときのみSXUデータとなり、さもないときはSXRのデータとなる。

2.5 コマンド信号

SXU用として、電源ON, OFF, CAL-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。



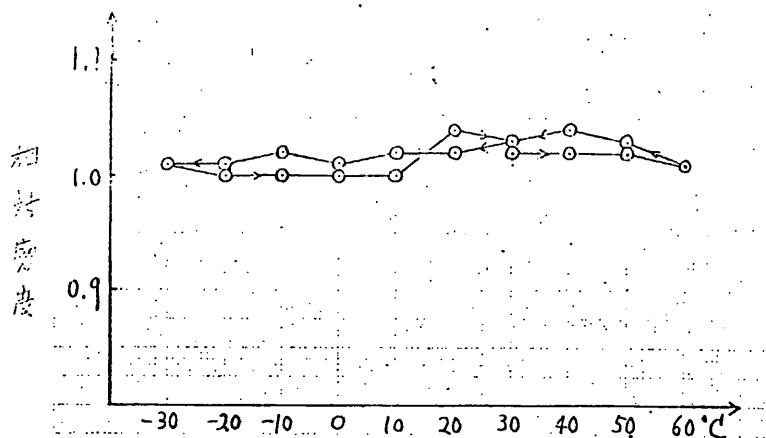
第7図 衛星の姿勢と検出器の視野との関係

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° より α 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. 溫度テストと放射線テスト

1) 溫度テスト

$-30^\circ\sim60^\circ\text{C}$ 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。(第8図)



*8図 電離箱の温度特性

② 放射線テスト

立教大学原子炉に掛け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つた。

5. 語元

方1表の通りである。

参考文献

- (1) 東大宇宙研報告 第8巻第1号(B)
R.S.I., 45, 1012 (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 第7巻第1号(B)

表 1 詳元 (SXU)

重量 1.358 Kg (PDI含む)

容積 2 ユニット (PDI含む)

コマンド項目

SXU Power On 1-1
SXU Power Off 2-1

Cal On 1-15
Cal Off 2-15

SXU Gain 100 3-1 3-3
" " 50 3-2 3-3
" " 25 3-4

HK項目 特になし。

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

最大電力 バスラインより 4sec毎に 250 msec間
1334 mA

+5Vより 4sec毎に 30 msec間
62 mA

実験計画書 SRATS GMV 装置

東京大学 理学部 寺松隆太 小川利法 釜木勝久
 東京大 理学部 渡辺 隆 中村正年
~~施設運営委員会会員 (GMV-D)~~
 明星電気工業研究所 (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、紫外地球コロナ観測装置 (Geocorona Ultraviolet = GUV) と 地球大気中间紫外放射観測装置 (Middle Ultraviolet Radiometers = MUV) の二つ、複合観測装置である。

地球周辺には 地球コロナや惑星間ガス あるいは 屋内大気光などの種々の天体、発光現象があるが、GUV はこれらを観測する世界初の規模である。宇宙空間の組成構造を研究する目的で、GMV は He^+ 304Å、 $\text{He} 584\text{\AA}$ 、 $\text{O}^+ 834\text{\AA}$ 、 $\text{O} 1300\text{\AA}$ を空間検査するため 4個の紫外線検出器をもち、衛星のスピンドルに直角に衝突する 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 地球大気の中间紫外線アルベド (反射光) を観測して、大気オゾンの世界的分布を測定するところもって、2550Å および 2900Å の二つ、波長帯で、同じく 32 方位の空間分布を測定する。

2. GMV の構成

GMV 装置は、上記の二つの装置で構成される複合装置 (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憶部 (GMV-M) とに分れていく。GMV-D は、さらに 地球コロナ検出装置 (GMV-CH) と 中間紫外線アルベド検出装置 (GMV-PM) に大別されている。各装置の構成は、つきのようである。

GMV-D-CH

地球コロナ検出器 (Al, Bi, In, CaF₂ 71.6) と 4チャンネルダイヤル (組合せ)
 高圧安定化電源 (2.6 kV VERONIX)
 計数用前進増幅器 (4台)
 主増幅器 (4台)
 4色選択ゲート装置 (1台)
 波形整形器

GMV-D-PM

中间赤外放射検出部 (2550 Å, 2900 Å 以上と光電子倍増管の組合せ)
 高圧安定化電源 (-1 kV VERONIX)
 前進直流増幅器 (2台)
 主増幅器 (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 箇について各々 32 方位のデータの
 サンプリングは CLOCK の 32 分の 1 分割信号から得られる。すなはち、
 CLOCK は HOR, PDI または布板のコントローラで CH で操作して
 切替される。1 パスごとに HOR, PDI で CLOCK 不活性化
 の場合に下 衛星, アストロノーマー 32 方位, データが得られる。まず各
 色について 32 方位, 観測が完了したときに 4 チャンネルデータは一旦メモリー
 に記憶されて、ENC または (かさむ) Real time telecommand によって
 伝送すればデータが收録され、つまり色ごと観測と記録が同時にまとま
 して終了される。

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(今は記録)がかかるはず。1色 32 方位につき $10 + 32 \times 4 = 138 \text{ sec}$ かかる。全て全色について $138 \times 6 = 828 \text{ sec} = 13.8 \text{ 分}$ 、結局 1 回回みで約 7 回の観測(サブレルが 3 回)になる。

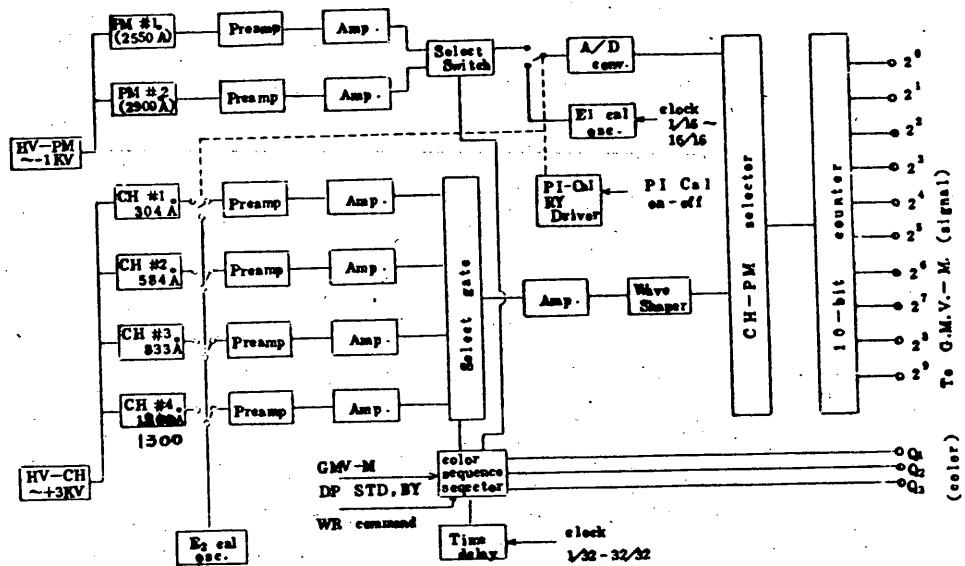
GMV-テラ取扱方法

ワード	ビット	説明											
	B_0	1	$M1$	1	$M2$	1	$G1$	1	$G2$	0	$G3$	0	$G4$
	B_1	1	2557\AA	1	2900\AA	0	304\AA	0	554\AA	1	833\AA	1	1300\AA
	B_2	1	0	1	0	1	0	1	1	0	0	1	1300\AA
W_{29}	B_3	$\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$	から 4 方位毎に $\begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} \cdots \begin{pmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \end{pmatrix}$ まで	B_4									
	B_5												
	B_6												
	B_7												
W_{30}	B_0												
	B_1												
	B_2												
	B_3												
	B_4												
	B_5												
	B_6												
	B_7												

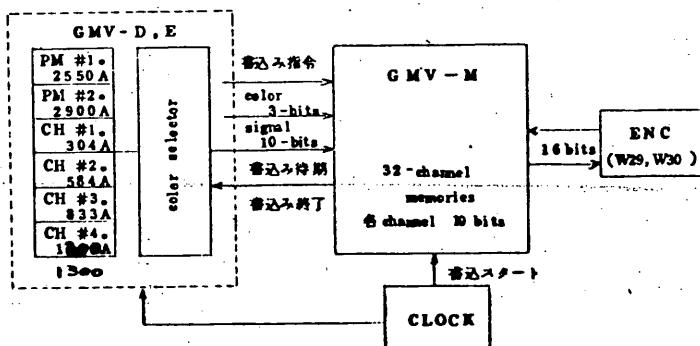
検出器配置

$CH4$ 1300\AA	$PM12$	$PM1$	$CH2$ 554\AA
$CH3$ 833\AA	2900\AA	2557\AA	$CH1$ 304\AA

第1図 GMV-D,E



第2図 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，番野信義

松下通信工業株式会社

1. 観測の目的

第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层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层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同時に、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いる。正イオンは電子とともに大気の主要構成要素ということができる。従ってこの領域の大気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ックスを解明することだけ、このプラズマの生成、消滅、ダイナミズム等、本衛星によって観察される、中性粒子の分布は、も有用な情報を与える。

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
失なわされるような電圧 (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。ここで

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 段に切り換える (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。

次2回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 $36 \text{ mm} \phi$ $S = 0.3 \text{ cm}$, 全長 96.7 mm

(2) 印加高周波

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

$f_2 = 12 \text{ "}$ (He^+)

$f_3 = 24 \text{ "}$ (H^+)

50 m sec ごとに切り換える。振幅 10 V p-p .

(3) 加速電圧 (V) 振引

200 ± 10 ボルト

(4) 二次電子増倍管 (浜松テレビ R515)
15段, -3kV 偏圧, タイン $\sim 10^6$

(5) 7°4アンペア (ケースレイ 302)
検知電流 $10^{-11} \sim 10^{-7}$ アンペア

(6) ログアンペア (4350)
約 80 dB (457) を 0 ~ 3 ボルトに圧縮

(7) プラロゲ出力
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 を切り換える。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

$w_{18}(O^+)$, $w_9(He^+)$, $w_{20}(H)$ w_{21} メモリの
内容及びセットされる。

(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
捕獲電圧 0, -50 V ⑤
" -50, -100 V ⑥

(11) 消費電力

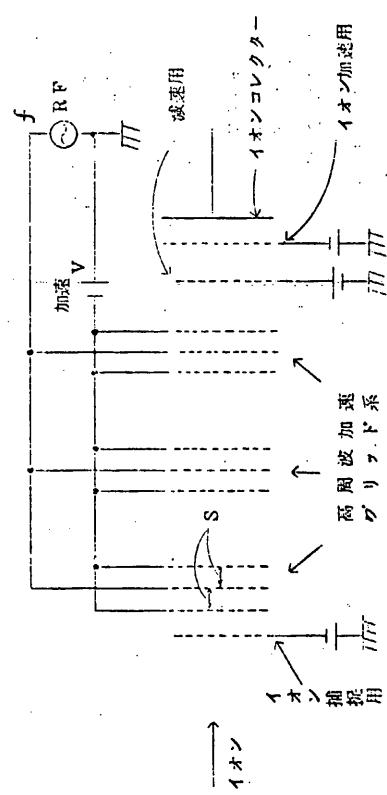
+20 V 系	: 19 mA	→ 380 mW
-20 V 系	: 18 mA	→ 360 "
+12 V 系	: 30 mA	→ 360 "
-12 V 系	: 130 mA	→ 1560 "
+5 V 系	: 12.5 mA	→ 60 "
合計	:	2.77 W

(12) 重量, 1.5 滴

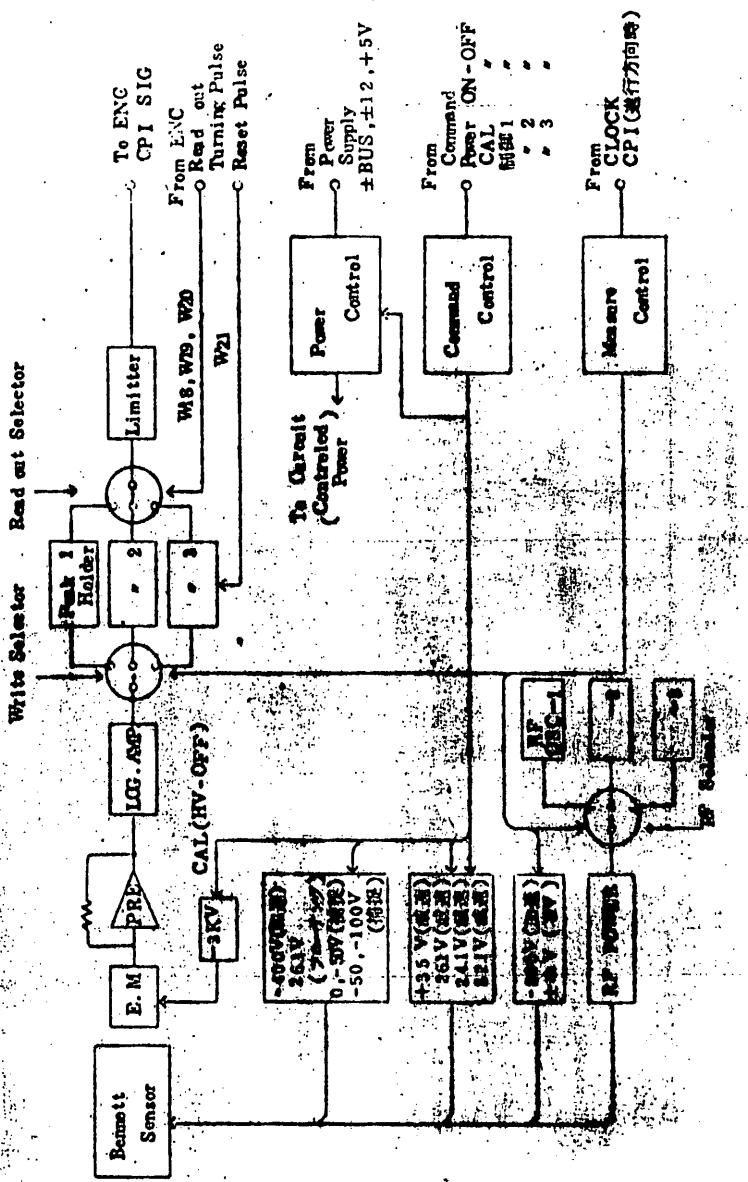
2.4 kg, 3.5 L ± 2 L

第44図 ベネット型センサの原理

$$M = \frac{0.2635 V}{S^2 \cdot f^2}$$



2
#X# G RATE CPI ブロック図



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
松紫電子株式会社

1. 概要

平面形の Retarding Potential Trap を搭載し、低周波交流プローフ法によって、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、およびプラス空間電位の観測を行なう。観測はプローブの前面から衛星の進行を向いた時に行なわれる。衛星の飛行速度効果を利用して複数種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か、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つて電離層の詳細な構造および生成維持機構と解明する多くの多くの新しい資料が得られるようになつた。しかし、一方では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源と受構の複雑な様相を一層顯著なものにしつつある。

電離層の生成構造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が、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、昼側の光電子の流入、高エネルギー粒子(\sim keV)の降下、地球コロナの水素 Ly α (1216 Å)および Ly β (1026 Å)線による電離、流星による電離などが提案され、それらの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 sounding によって知られてきた Spread F および TID(traveling ionospheric disturbance)という現象が衛星による Top-side sounding を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 領域には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つた。また電波量および位置からの電波(\sim 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 に密接には関連している。この irregularity の大きさは各種の観測によつて数 m から数 10 km にあよぶ波長スケール、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 7°ラズベの非線型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。しかるにこれらの現象には電子は勿論のこと、イオンの振舞いか重要であるので、その物理的状態を正確に把握することは肝要なことである。

地磁気擾乱層の電離層の変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、電離層のダイナミッ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 枚のグリット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統合的観点から、本測定器は TPI-D (電波検出回路部) と TPI-M (記憶回路部) の 2 つに分かれ、さらに TPI-Dにおいてはグリットに直流掃引電圧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。またグリット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アメモリされ、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

Fig. 1 図は測定電極の構造図である。電極はグリット G1, G2, G3、カーボニング GR、コレクター C およびコレクターの裏面のコレクターカート CG のなつてある。

グリット線は 0.05 mm の金ナッキアーブステン線で線間隔は 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。衛星の周回の $7^{\circ}32'2''$ のもしかれ観測に影響しないように、測定電極は 衛星から $7^{\circ}44'$ を出して約 1 m 離してある。

(2) 電流検出回路部 (TP1-D)

平面型測定電極が衛星進行方向正面を向いたとき、 $7^{\circ}32'2''$ の信号によって 1 秒間観測する。正確には衛星のスピンドル周期を 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。測定信号は一旦記憶回路に記憶され、その後 64 秒間で順次的にデータを地上に伝送する。イオン伝流と電子電流を交互に測定し、地上に伝送する。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 70ms

(b) 交流電圧：正弦波、 1520 Hz 、 100 mV (p-p)

(c) コレクタ-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 デシベル ~ 226 デシベル
/ $0.5 \text{ V} \sim 4.3 \text{ V}$)

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 デシベル ~ 256 デシベル)

3 段対数増幅器使用

(e) 調正

下記の調正をメモリ-または HK を通じて行なえる。

e-1. コマンド PI CAL-ON をすることによって ION AMP 系の GAIN 調正をメモリ-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-出力 205 デシベルで 4.032 V である。

e-2. 鋸歯状波レベルをコマンド TP1-M 制御を ON にすることによってメモリ-を通してみられる。すなわち アドレス 3 が 3 デシベル -2.1 V であり、アドレス 128 が 227 デシベル $+11.9 \text{ V}$ で、その間接線である。

e-3. 正弦波 (1520 Hz) レベルを HK を通じてみられる。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 のプロファイアグラムを示す。なお、この部分の重量は 1.03 kg、
容積は 2 units である。測定電極のリード電流は 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)

測定電極が恒星の進行方向を向いたとき CLOCK からの TPI 観測開始タイミング
により TPI-D に TTL レベルで 1 秒毎の擇引時間信号を出して 1 秒間観測を行なう。
TPI-D から送信さ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 2 バイト回路に記憶し、所定のタイミングによりテレメトリー
する。観測中は 図 図 7.3.2.2 の 亂れを防ぐため CPI (質量分析器) の高電圧部を
OFF にする。図 3 図 1 = TPI-M のプロファイアグラムを示し、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 ~ +5 V

(1-3) 変換出力 純 2 進符号 8 ビット

(1-4) 変換精度 3 % ± ビット すなわち $0.15 V \pm 19.5 mV$

(2) メモリ - JP

(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) テレメトリー形式

(3-1) 8 ビット 1 フレームで MSB が直列シフト、純 2 進コード

(3-2) テレメトリー タイミング $W_{21} - W_{28}$

(3-3) テレメトリー 所要時間 64 フレーム ($16 \text{フレーム} \times 2$ (交流微分
イオン電流および電子電流))

(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) 他の接続機器とのインターフェース

(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 ~ +5 V
- 擇引電圧 0 ~ +5 V (-2.0 ~ +12 V のセンサー附加電圧 12.28 V)

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
- ・ 振引時間信号 デジタル 1秒
- b. CPI
- ・ 高圧断開信号 デジタル
- c. DTI
- ・ TPI 観測時間表示信号 デジタル

(6) A-D 音換器入力制御

(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替わる。

これを通常通り A-D 音換する。すなはちイオン電流増中率の較正ができる。

(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/交流電子電流から拂引電圧に切り替わる。これを A-D 音換する。

(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。 (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。

(6-4) TPI-M の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 は 255 から 400 / を機器側として挿入し、交流電子電流の場合には特別な事を行なわない。

(6-5) テレメータ、データ伝送時において観測データ送は開始はテレメータワード $W_{31} B_7$ が 1 を表した次のフレームを TPI テータミ 16 フレームにわたって送る。

(6-6) TPI-M 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、この間にワード 31 ピット 8 ($W_{31} B_7$) をデータ送り出しの識別に用い。

(b) コマンド

NO.	アドレス	エキセキート	動作項目
8	1	8	TPI-ON (ION AMP 開ル)

15	1	15	PI-CAL ON
18	2	3	TPI, CPI, TEL, IMP, OFF
30	2	1.5	PI-CAL, OFF
46	4	1	TPI-M 制御 ON (電流切換)
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

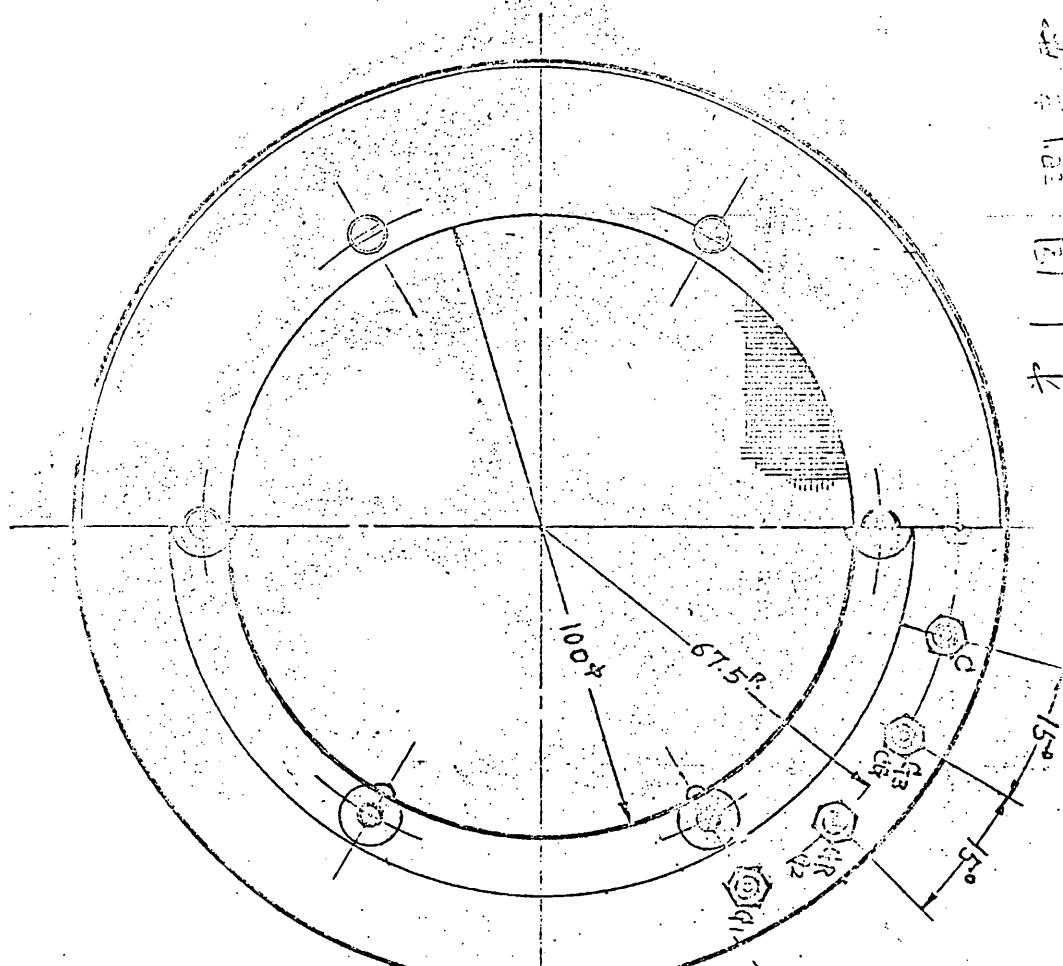
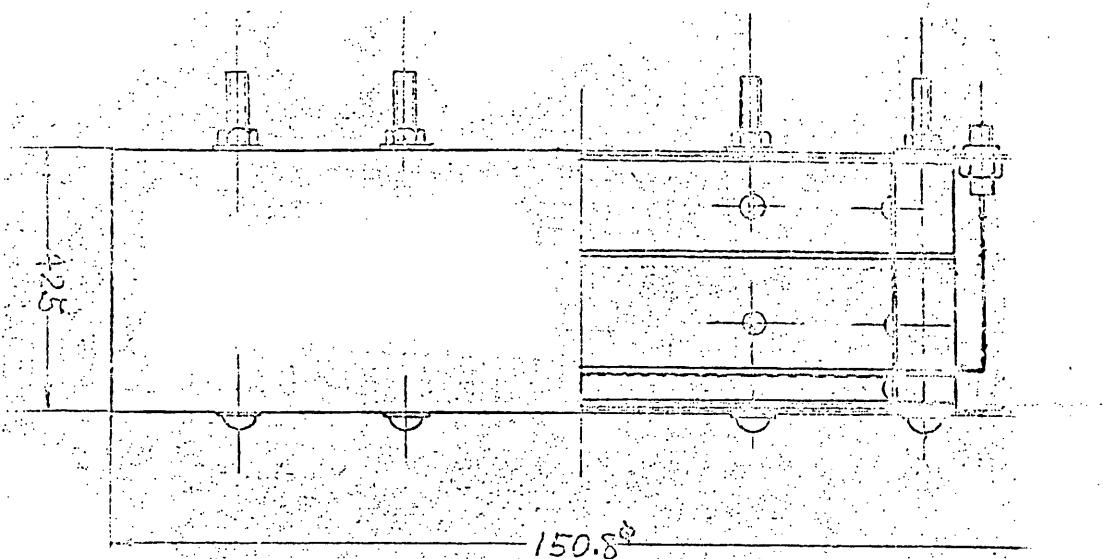
No. 7, 測定項目 TPI, 測定範囲 0 ~ +100 mV, これは重置
交流 1520 Hz の子層中の値を示す。すなはち常温で 71 mV
で正常と示す。

(d) 消費電力

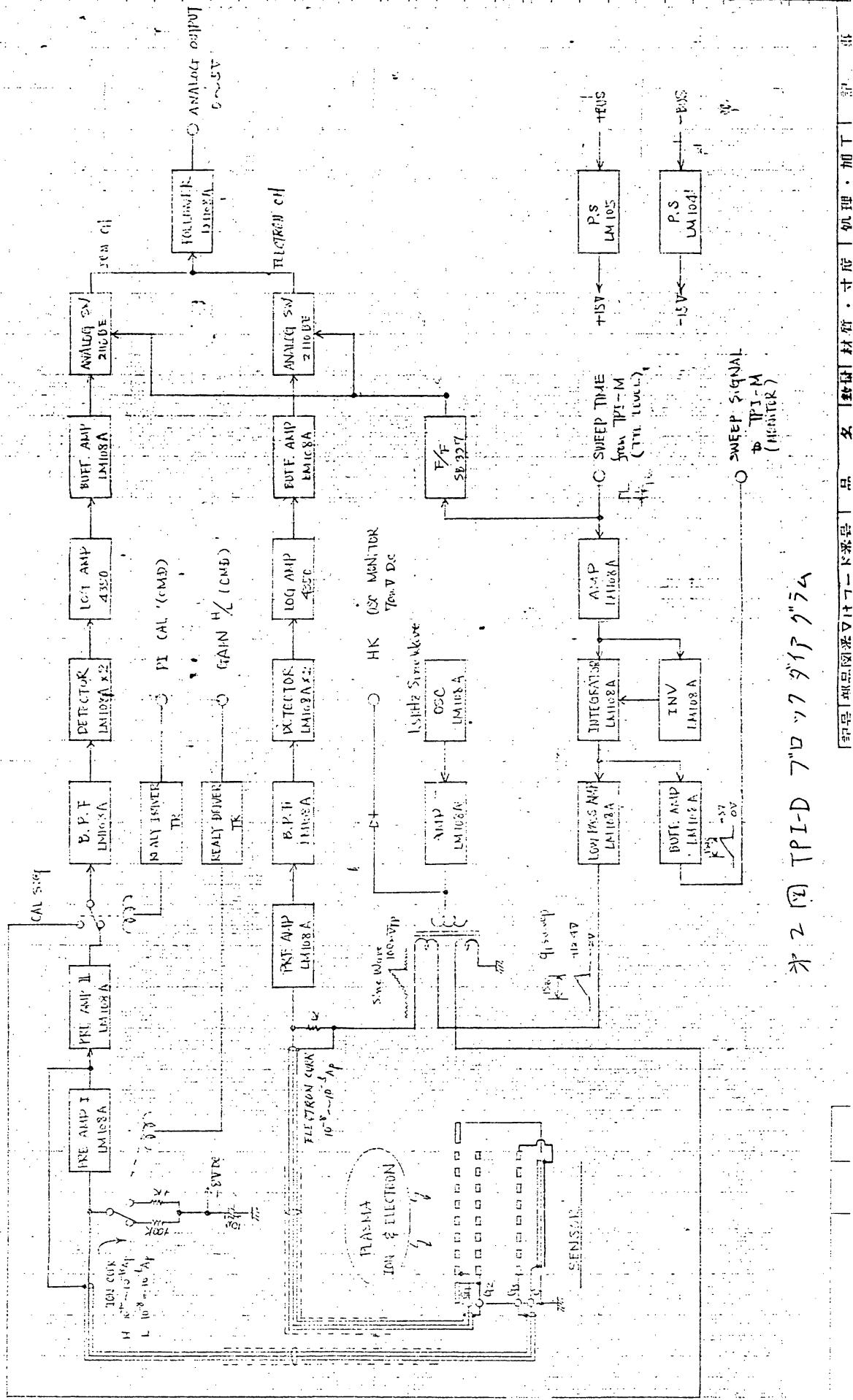
+ BUS (+18 V)	0.46 W (TPI-D + TPI-M)
- BUS (-18 V)	0.136 W (" + ")
+ 12 V	0.348 W (" + ")
- 12 V	1.368 W (" + ")
+ 5 V	1.861 W (" + ")

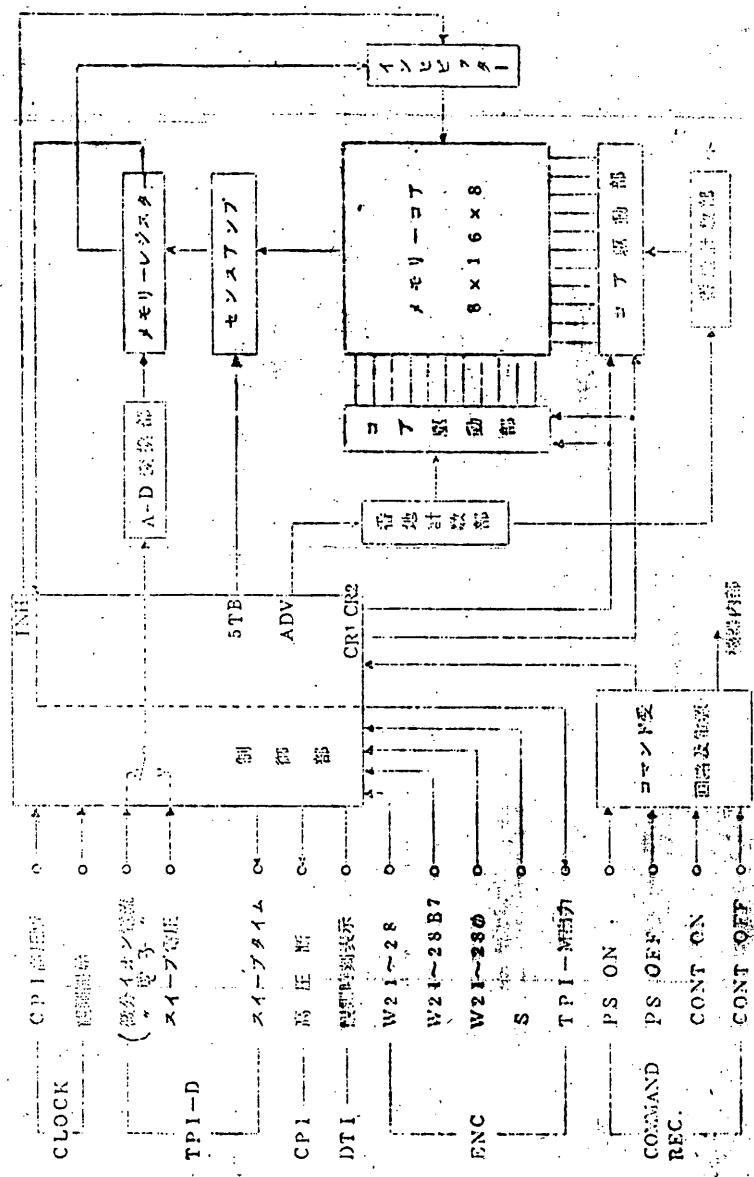
(e) 重量

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



301





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

松葉電子株式会社

§ 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、例えて電離層嵐に伴う複雑な現象を解明するためには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な様相を呈しており、現在のところ、一義的に記述することは困難である。

SRATS 行星によっても出来た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3-3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 行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、行星の path によっては地上からの Radar Back scatter による同時観測、および他の外國行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. 電子温度プローフの原理

プラズマ中に突き出されたプローフに直流電圧を印加すると、EP印加した電圧に応じて、プローフ電流が流れる。プローフに流れる電流とプローフ電圧特性から、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か。最も一般的に行なわれている方法である。一方、プローフ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フ電流の直流成分、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 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シースの非直線性により生ずる floating 电压の変動分から

電子温度を求めるものであつて、電極污染の影響を受けない AC mode Langmuir probe の一型式として、過去数年にわたつて、貴重な資料を与えてきています。SRATS 行星に搭載されるのは全く同じ原理によるものであつて、今フローラに印加する高周波電圧を a , $2a$ とすると、これによつて生ずる floating 電圧の変動分の比 γ は

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

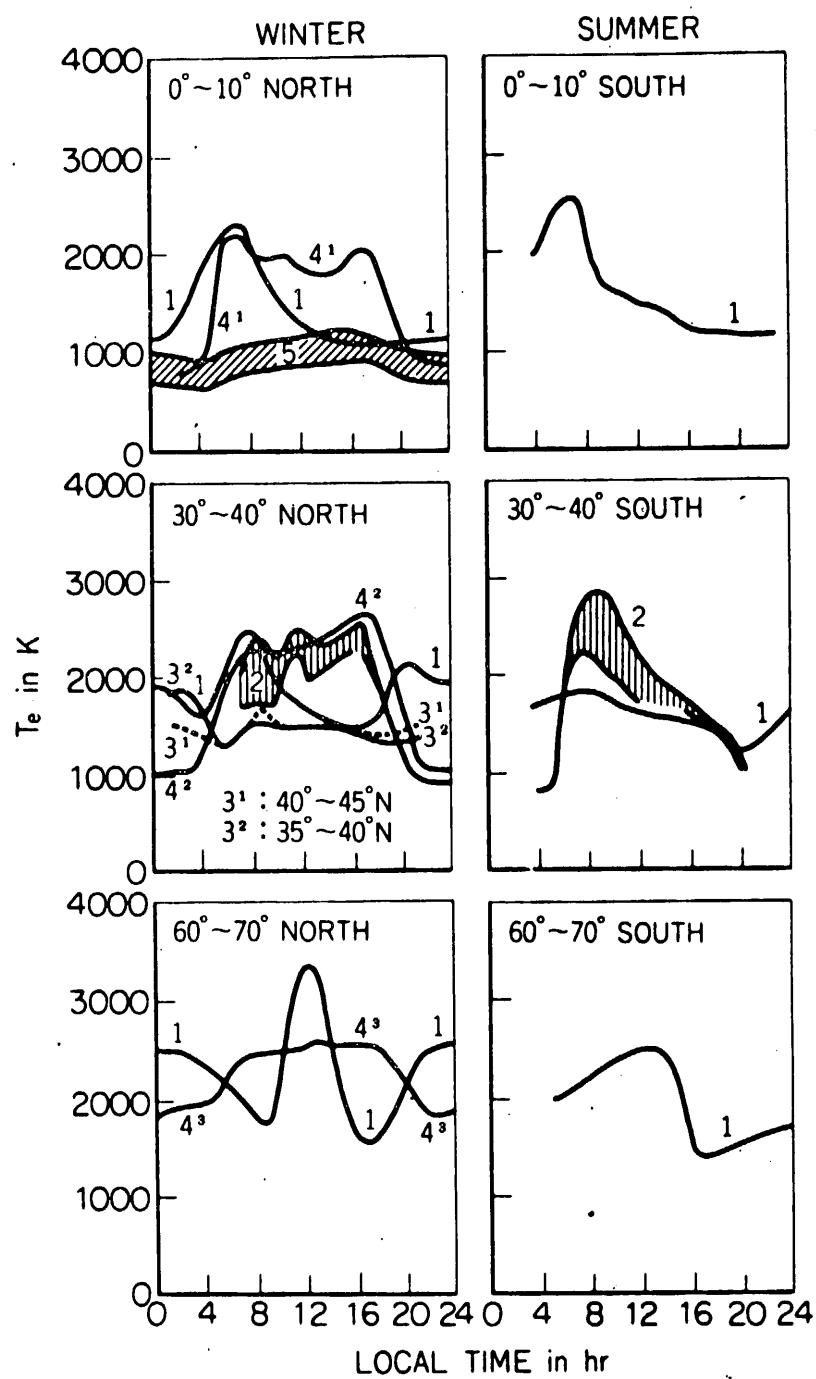
と、あらわされる。ここで I_0 はボルツマン定数、 e は電子の電荷、 $I_0(x)$ は零次の変型ベッセル函数である。従つて印加する高周波電圧の振幅 a , $2a$ がわかつており、 h , e が既知である時、測定された floating potential の変動分の比 γ から、 T_e を求めることができる。上記のことと電気回路によつて実現するには、高周波電圧 0 , a , $2a$ を順次にフローラに印加し、それによつて変化した floating potential を、高入力抵抗の増幅器で検出、増幅したのち、テレメータに送り、floating potential の変動の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

§3. 電子温度測定器

上記の原理に従つて、SRATS 行星用に設計、製作された電子温度フローラの Block diagram は図 2 のようになつた。フランマ内に雜音、および Spin の影響は電子温度フローラ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. に入れることによつて打ち消すことができる。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

周囲温度に対する振幅変動を極力抑止するためには、ロケット搭載用電子温度測定器に採用されているフルヒッツ発振器のかわりに、ク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することは §4 に述べられている。発振電圧は整流、濾波され、command の "cal on" の制御信号によつてその振幅を check できるようになつてゐる。



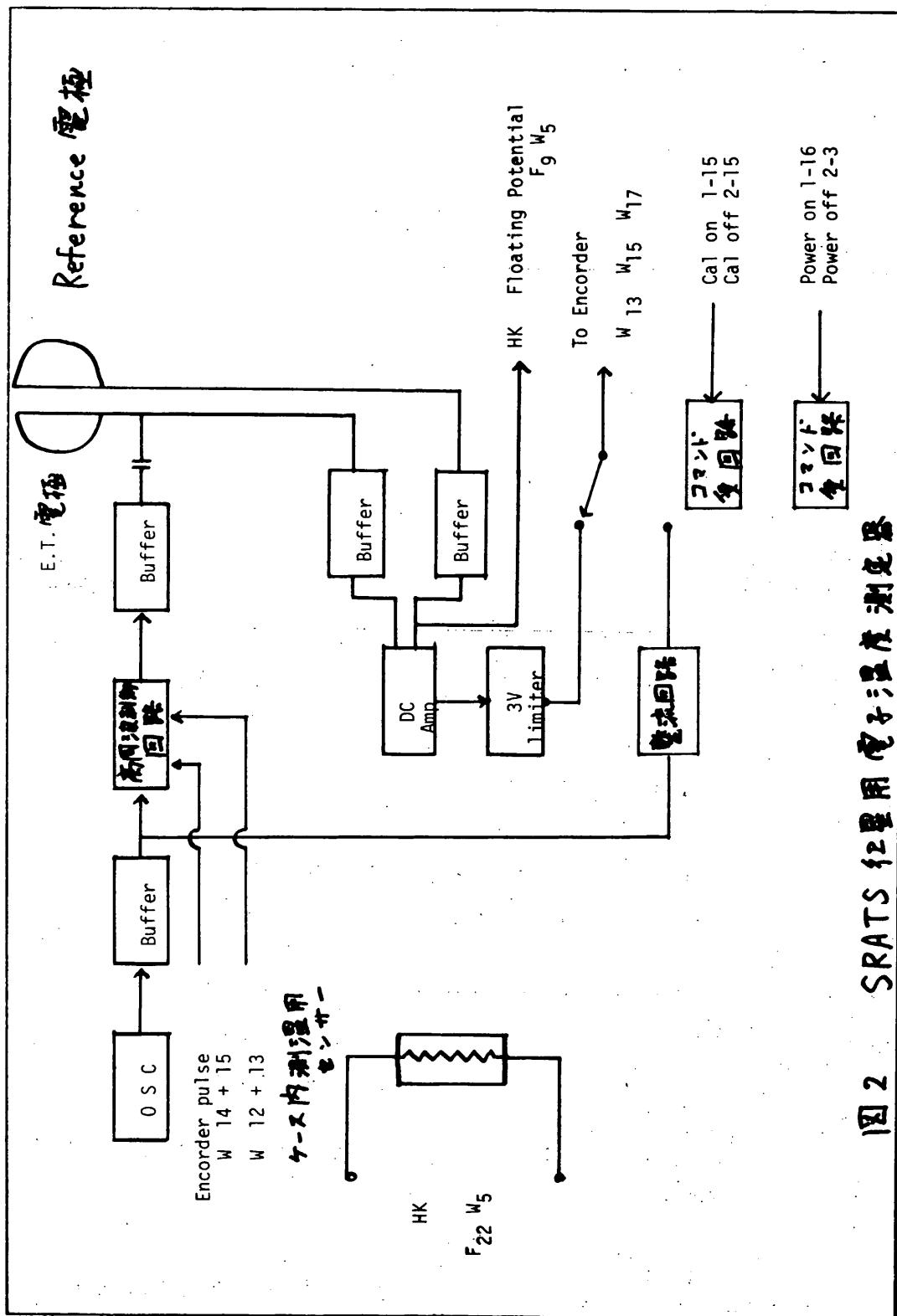


图 2 SRATS #2 用電子溫度測定器

3.2 高周波電圧振幅制御回路

周波数 50 kHz, 電圧幅 500 mV, 250 mV, 0 mV の高周波電圧が $7^{\circ}\text{R}-7^{\circ}\text{P}$ に順次 EPI 加えられる。このために発振回路に並いた高周波電圧用 Buffer と四極子介して制御回路に進む。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分圧するもので、この際、中間にされたハルスは N_{12} , N_{13} , N_{14} および N_{15} である。

Encoder Word

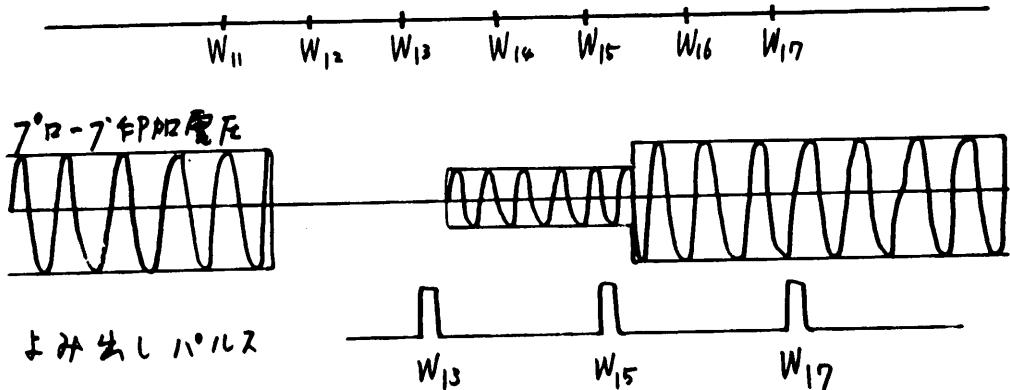


図 3

3.3 電子温度 $7^{\circ}\text{R}-7^{\circ}\text{P}$ 入力回路 および 増幅部

振幅変調された後、Buffer と通じた高周波電圧は、コモンエミッタ 100 pF を介して電極 7°R に EPI 加えられる。EPI された高周波電圧は 7°R の Floating potential、変動部分は 100 mV で、高周波電圧を 100 mV 増幅 DC Amp. によって 10 倍に増幅され、3V の電圧 limiter を通じた後 Encoder へ導かれる。前述のように電子温度の誤差に直接影響がある高周波振幅は整流され、command番号 1-15 の制御信号によつて必要な時に読み出しができる。

更に $7^{\circ}\text{R}-7^{\circ}\text{P}$ に流れ込む電流が零に近い点の電圧、即ち浮動電圧は電子温度 $7^{\circ}\text{R}-7^{\circ}\text{P}$ Reference 電圧となる。積み込み電圧 $7^{\circ}\text{R}-7^{\circ}\text{P}$ の電圧を HK Channel F+V5 で monitor している。この他に、 7°R の電圧を REXC 紅星で絶縁、 7°P の電圧を電圧变换器、即ち 7°P の電圧を 7°R の電圧で除算して、擾乱下における影響を測る程度取扱う。

できる。

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 1 によって monitor できる。電子温度の信号 12 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條件に置かれることが多い。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 F22W5 によりケース内温度を知ることができます。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。

3.7 測定器寸法、およびセンサーについて

電子温度プローブ正面の中央部分には 150 μ の電極は低い電子密度のアラミド状態にあっても測定可能のように、直径 110mm のエレクトロニクス部プリント板に直接取り付けられており、接着剤で接着され、アルミニウム上、エレクトロニクス部 (L. 厚さ 1mm のアルミニウス、および 0.6mm の電極用 1/4" プリント板を介して必然的に確めてきつい環境に置かれることが多い。前述のように、エレクトロニクス部を熱的に囲む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 $-30^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$ は保つことができるものと思われる。

3.8 測定器の電気的諸元および温度試験結果

5.1 測定器の電気的諸元

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

発振周波数; $30.04 \text{ kHz} \pm 0.4 \%$

入力 impedance; $1100 \text{ M}\Omega$

レバーアンプ. Gain; 7 倍

出力電圧; 3.1 以内

出力抵抗 ; Maximum 500Ω

消費電力 ; +12V で 2.8mA

-12V で 1.2mA 計 48mW

電子温度測定範囲 ; 300K ~ 6000K (±100K)

電子温度測定可能な電子密度の下限 ; 1×10^3 eis/cc

5.2 温度試験の結果

周波数安定度 ; $1.7 \times 10^{-6} / ^\circ\text{C}$ (中周波数に対して)

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

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

DC amp. Zero drift ; $0.4 \text{ mV} / ^\circ\text{C}$ max

動作可能な温度範囲 ; -30°C ~ +60°C

§6 電子温度プローブの熱真空試験

前述のように電子温度プローブは筐体内にエレクトロニクス部が収納される3つの測定器と違って、極めて厳しい環境に置かれる事になる。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な温度範囲 -30°C ~ +60°C に収まる事は極めて重要な問題である。この問題の重要な点は、現在はアトミック用として直径 20mm、高さ 20mm、底面温度 -10°C の内側に電子温度計の消費電力である 48mW の発熱体において種々の表面処理の場合の熱真空試験を行なった。その結果チーズの表面を金の鏡面ソフキをすることによって最も有効であり、かつエレクトロニクス部はエコノームでポップテイングした後、マイラーで包んでこのケースの中には収まる事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12mW でも動作可能な温度に保つことができる見込がなった。

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300km～3,000km）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フを用い、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た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

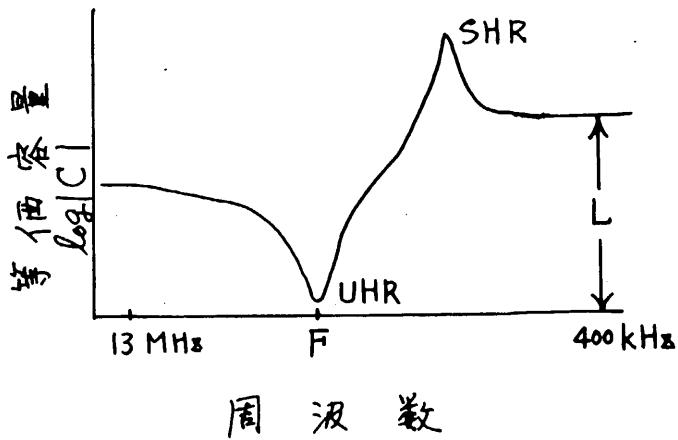
2. 観測装置

(a) 観測装置の概要

衛星本体より 465 cm 人ビン軸に直交する方向に展開された 120 mm の球形プローブのアーチ電気容量を 400 kHz ~ 13 MHz まで周波数掃引し、測定する。

第 1 図にプローブのアーチ電気容量と電流を示す。F12 高域ハミングド失調周波数、1HR_L は 400 kHz における等価容量である。1 HK 周波数はプローブ形態に無関係に、またプローブ周辺を取りまい (存在するオーナー) に無関係に決定され。

第1図



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

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。

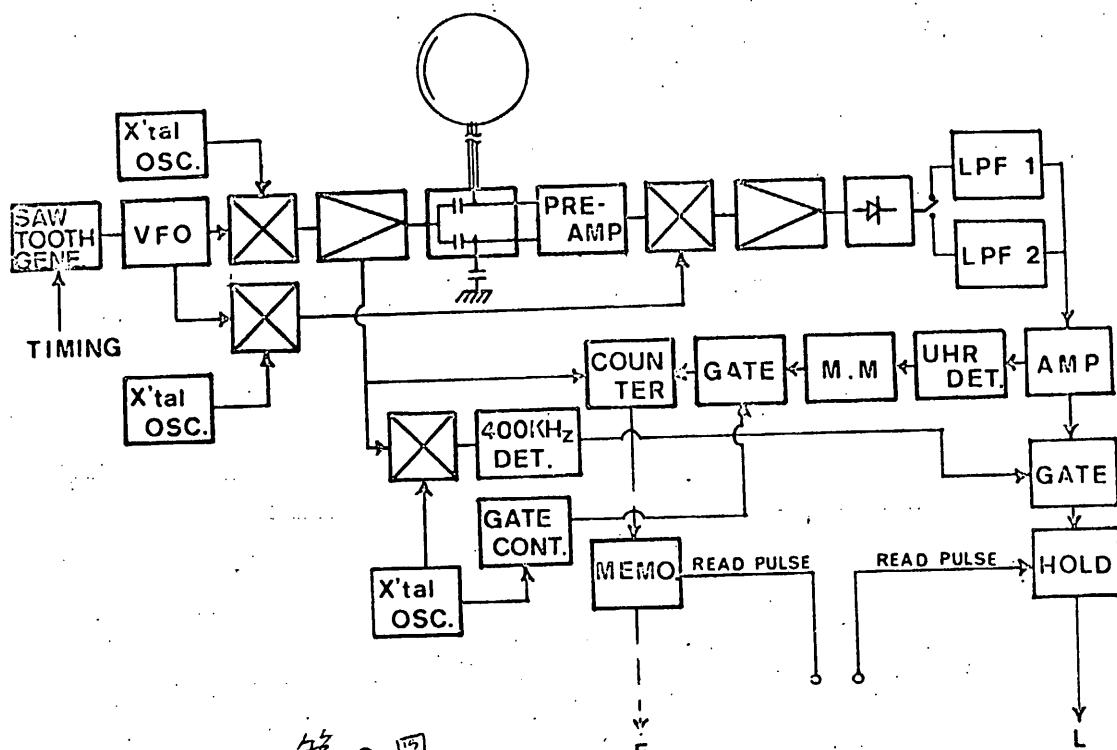
シースの等価容量は 400 kHz の場合には、そのインピーダンス値は外界プラズマの影響を受けてシース構造についての情報を与えることになる。シース構造が決定されると、そこから電子温度が求められる。

装置は UHR 周波数検出と 400 kHz での "プロー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" から構成される。

(b) 回路構成

第2図にIMPの構成を示す。紅星符号化装置
(ENC)より供給されるタイミングパルス(VV7)により

Constant Temperatureが動作し、周波数範囲 13MHz ~ 400MHz



第2図

加算計され、700-1を含む174MHz回路に印加される。

この操作時間は、1secである。

700-1に上記電子子管の短時間吸収特性付加は、174

MHz-1の上記電子子管の短時間吸収特性付加は、174

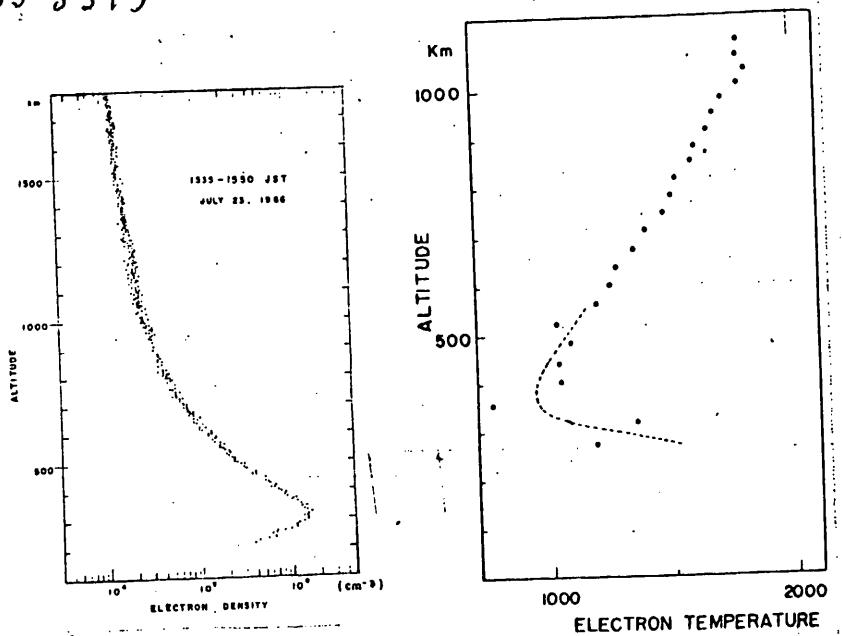
フローラスマ中に発生する雑音電波の重畠を防止する目的から組まれた2種のLPFにより雑音成分を除去し、UHR周波数および400kHzにおけるプローフィンピーダンス値のサンプリング回路へ送られる。

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は一致する掃引周波数を計数する。その値は一組MEMORYに入り、読み出し指令(W_{16})を受けて、テレメータ系に送られる。一方、400kHzにおけるイオンシスインピーダンス値の計測は掃引周波数が400kHz(正確には13MHzの水晶発振器の出力を $1/32$ に分周した406Hz)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出力電圧即ちプローフ容量を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ふ。(第3図 1966年7月23日
1535 JST)



第3図

これらの結果から今回のSRATS 衛星飛翔時に IMP 観測によつて取得されるデータの範囲を予測することができます。即ち

$$\text{電子密度} = 5 \times 10^3 \sim 2 \times 10^6 \text{ cm}^{-3} \rightarrow F_{UHR} = 800 \text{ kHz} \sim 12 \text{ MHz}$$

$$\text{電子温度} = 500 \text{ K} \sim 2000 \text{ K} \rightarrow L_{CS} = 30 \text{ pF} \sim 300 \text{ pF}$$

これを IMP 装置の動作特性の観点から考察し、主の出力

データを予測すると以下のようになる。

	低高度 ($\sim 500 \text{ km}$)	高高度 ($800 \sim 3000 \text{ km}$)	CAL
$F(W_{16})$	256 ~ 40 カウント	40 ~ 15 カウント	9 カウント
$L(W_{12})$	190 ~ 130 (デジタル値)	180 ~ 80 (デジタル値)	35 (デジタル値)

Word	項目	出力種別	内 容	
			IMP ON 時	CAL 時
W ₁₂	IMP	P+ログ	L: 406 kHz における電離層値	校正容量値
W ₁₄	IMP	P+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 に関するコードは次の通りである。

動作 項 目			
No	アドレス	エキセ	
7	1	7	IMP ON
15	1	15	PI CAL ON
18	2	3	CPI TEL IMP TPI OFF
30	2	15	PI CAL OFF

- IMP に関する 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-ク電力 3.584 Watts

(IMP ON 時 30 ms sec 間)

3. 期待される観測結果

SRATS 行星の軌道高度に応じ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ックス、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。従って長期的にわたくしデータの取得により統計的処理、および持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は可能となり、この領域に残されている問題を解決していく上で重要な情報を得ることを期待される。

観測器制御用信号発生装置 (CLOCK)

東大宇宙研 幸尾 邦雄
明電電気株式会社

概要

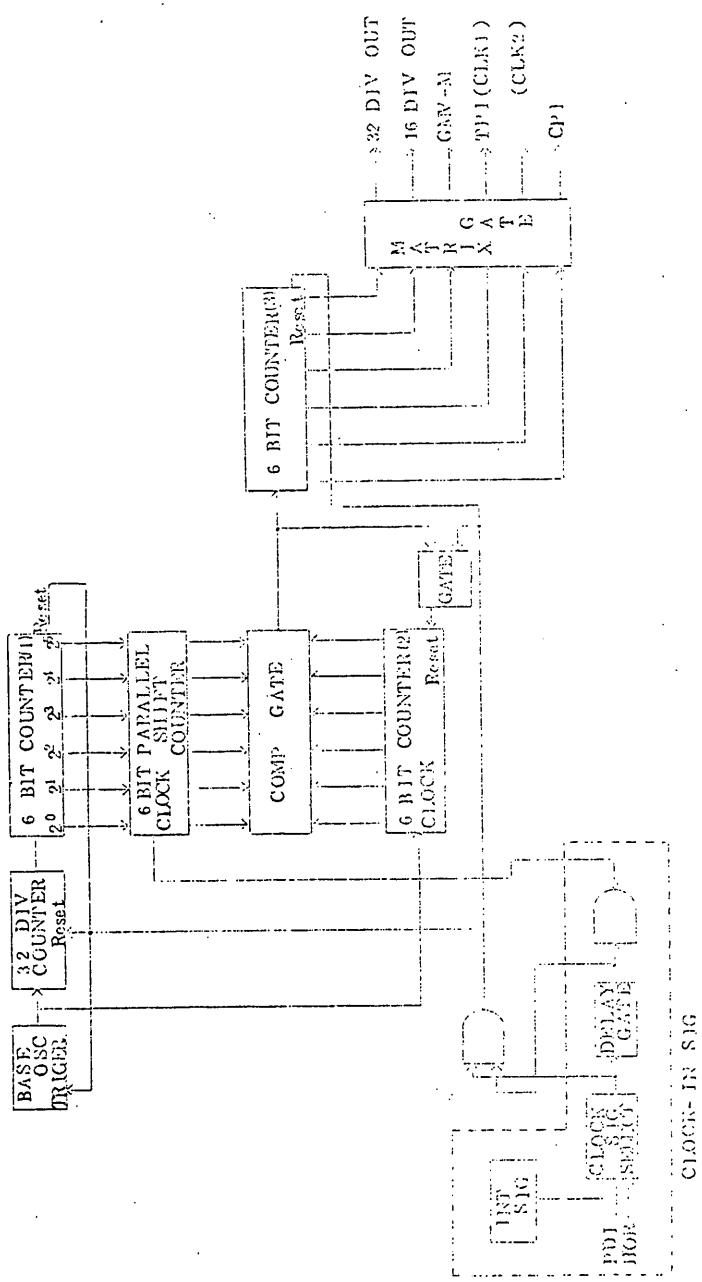
SRATS 纪星は八角柱の面からびつあきの四箇所に並び付
られた腕の先に各観測器が配置されており、それ
外向きに観測を行ふ。且紀星は軌道面に直角の方向
にスピン軸をもつて Wheel Mode で運行するので、各観測器
としては観測可能な方向を知つたり又観測時の方向を
知るためにはスピン角の位相を知る必要がある。

SRATS ではこのスピン位相の算出を HOR にさせ求められ
る。地球を中心の信号は 8 フレームで得られる。そしてこの信号
間隔を 32 分割してスピン位相を約 11° の精度で求め
る。

ただし、この位相算出は HOR に求められてまでは PDI のオシ
電流 MAX の時は実で求めらるることもできる。円軌道又は
軌道が地表に平行な時は上述の二つの算出が一致
するようにセンサを配置してある。

この CLOCK に信号をうける観測器は GMV および CPI および
TPI の三つである。 GMV は テレメトリーに観測を指令する
ためのサンプリング信号およびセンサ部の値を記録する
ために内部のサンプリング信号である。 CPI および TPI は共に
オシ電流を観測するものであるが、オシの熱電対は記憶の速
度にかられており、出力は小さいのでセンサが丁度記憶進行方向
をもつたままでそれを観測できることで、これらが進行方向
に正逆方向を測定するサンプリング信号として
CLOCK の信号と使用している。

本器のプログラムは次頁に示す通りである。



機器説明

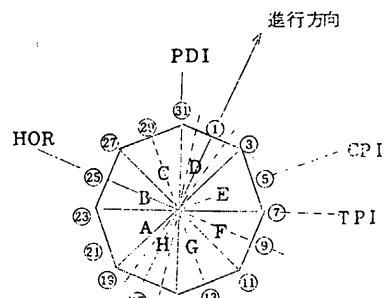
Base OSC は 3.5mSec の振盪の発信器で CLOCK-IN-SIG 1=同期しづる。 OSC の 1 ピルスは 32 DIV COUNTER 1: 供給され、 1スピント内の 1.0~2 を 32 分割し、 その数を 6 BIT COUNTER (1) に記憶する。 次のスピントは入力と CLOCK-IN-SIG 1=8 で 2 の COUNTER の内容を SHIFT COUNTER 1: 転送する。 ハードウェアは 32 の 2スピントの内容を入力する。 32 DIV COUNTER 6 BIT COUNTER (1)(2)(3) と Reset 3 と同期 1=Base OSC 1=同期をかけた。 位置のスピントは変動するが、 32 の 2スピントと前回の 1スピントの Base OSC のピルス数と今回的位置を 1回で計算する。 X=2 の SHIFT COUNTER と 6 BIT COUNTER (2) は 1: 8 で 2 の 1スピントのピルス数が一致して COMP GATE が ON 1: ある。 1: してあくまで 1スピント中で 32 回 ON 1: あるのでこれを 6 BIT COUNTER (3) は 供給する。 1スピント内 1: 32 のうちを計算することができます。 1スピントは MATRIX 1: 2 通りで計算することができます。 この CLOCK は SRATS の規定スピントである 10 RPM の ±10% の変動内で動作する。

OUTPUT 信号

(TOP VIEW)

CLOCK の着地決定において

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 フロックがあるが、 その中心が向っている方向 (進行方向) を着地 1 とする。 その時の各観測器の着地は次のようにな。



- a) CPI が進行方向をむく状態の着地は着地 5 である。
 b) TPI が進行方向を向く時の着地は着地 7 である。

しかし、必要な信号は CLK 1 から番地②、CLK 2 から番地 4 である。

- c) GMV-M12. 番地①を必要とする。
- d) GMV-E112. 16 分割信号
- e) GMV-D112. 32 分割パルスを必要とする。

観測時刻表示装置 (DTI)

東大宇宙研 平尾邦雄
松葉電子株式会社

概要

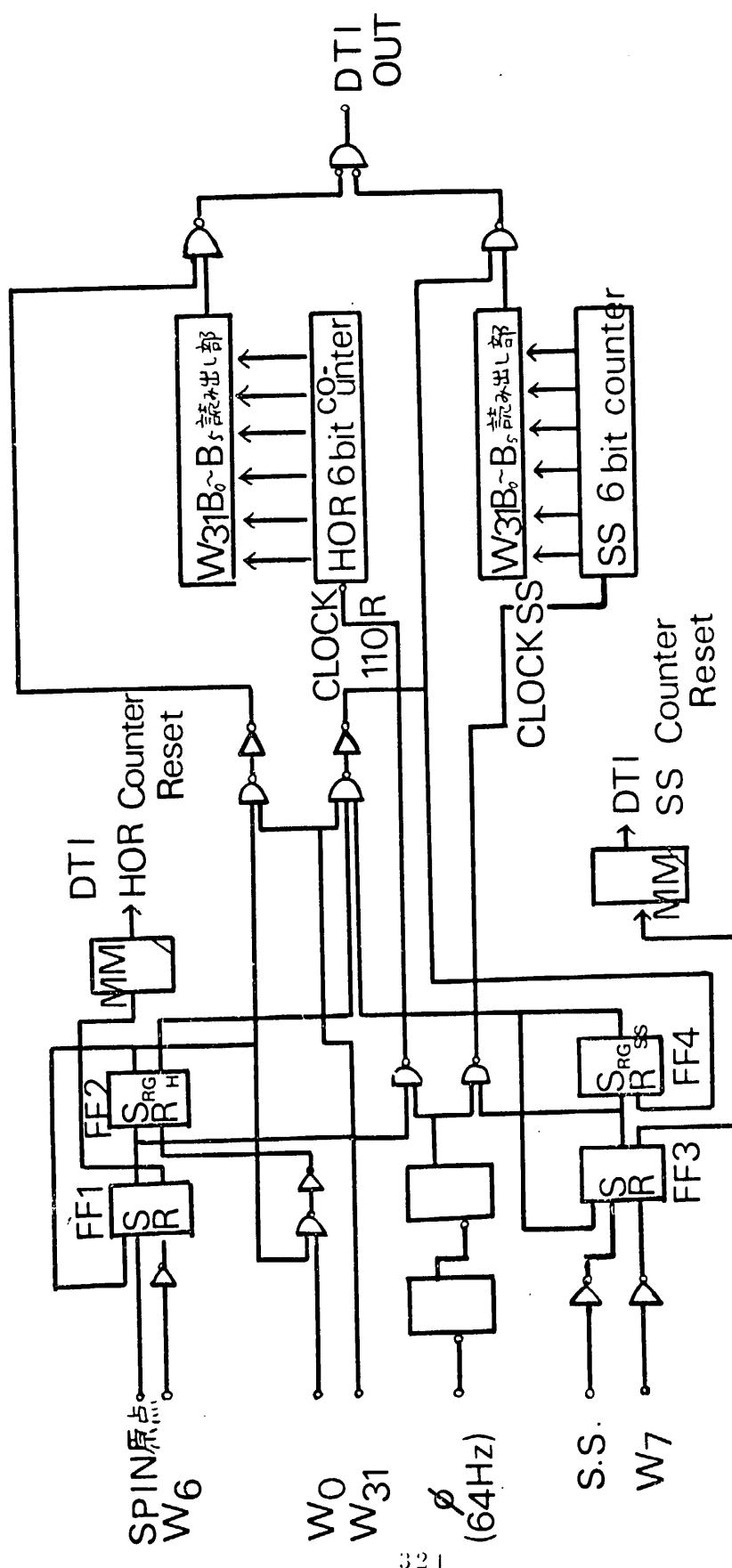
衛星の姿勢は HOR, GA および DSS をつかつて決定されるが、衛星の標準回転スピンは 6 秒であり、データーの 1 フレームは 4 秒であるので、これらの姿勢センサのうち HOR と DSS の測定時間は通常これらデーターをあくまで $W_6 \sim W_9$ の時間と一致しない。そのためこれらはそれそれ一つの記憶されてから伝達されるが、姿勢決定の精度をあげるために、測定と伝達の時間差を知る必要がある。この時間差を測定し W_{31} の入力とする装置が観測時刻表示装置 (DTI) である。

ただしこれらの姿勢データー伝達コードは共通であり、HOR のデーターが GAS に優先するようになつてあるので DTI とデーターフレームの関係はかなり複雑である。

尚 DTI の時刻は $1/6$ 秒で量算化されている。

動作説明

DTI のプロ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) が得られなければならない。その時から W_6 のはじめ迄の時刻を DTIH とする。又 GAS (DSS) の観測時は DSS はより太陽をとらえているので、その時から W_7 のはじめ迄の時刻を DTIG とする。これらとの対の 180° はより動作可 FF_1 でデーターをとりその間に入る $1/6$ 秒毎のパルス (ENC よりの 64Hz のパルスを $1/4$ にあたるもの) の数をかぞえて各々の 6 Bit Counter に保持し HOR Counter の内容があるときはそれで優先して $W_{31} \sim B_0 \sim B_5$ は優先してから $W_6 \sim F_7$ までの



DTI 設計図

Reset は HOR Counter の内容が 0 のときはそのままで保持
して GASS の Counter 内容と同じく W31 の B0~B5 に
送る。どちらの Counter を読み出しても W31 の B6
が "1" のときは HOR "0" のときは GASS であると指す。

左側のペルス送给 W31 は HOR が停止で進み出さず中3-
9 で spin が 10 RPM のときは HOR が 1~21 にかけて
G7DS で 1/10 秒/分で表示されることが多い。
尚 W31 B7 は TPI が初期化を行ったフレームのときにのみ "1"
となりメモリ一から読み出しうは "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
松栄電子株式会社

概要

衛星はほゞ 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、方向性をもつたプラズマカット $^{\circ}$ を 卫星に搭載すると、そのカット $^{\circ}$ が衛星の進行方向をもとに時 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 の姿勢をしらべることができます。

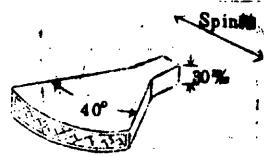
SRATS 衛星は軌道上を Rolling Wheel Mode で運行し、且 観測器はすべて衛星のスピンドルと直角となる面内に 指向性をもつてるので、同じ方向をもつたプラズマカット $^{\circ}$ より衛星の対軌道スピンドル角を知ることができます。又 正イオン濃度密度測定装置や正イオン阻成測定装置はイオン を観測対象とすらるので、これらのセンサーが衛星の進行方向をもつてことを知らせるだけならばならない。SRATS には観測器制御 用倍子器(CLOCK)がついており、スピンドルを 32 等分する 信号が走っているので、その原波を PDI でわざえることはあり 上記測定装置に進行方向に正対したときの信号をもとめり 又軌道の基準をもつて全国 39 分割の方位信号をわざえるこ 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の方向 を検出するので、それには衛星の指向性をもつたプラズマカット $^{\circ}$

とその出力電流を増少し最大電流を得られると検出
できる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ニ軸
方向に 40° 、左山と直角の方向に 10° の偏
角をもつファンビーム角のコリメータ付の
プロトコマカットである。このコリメータは
位置の外側に直角に厚さ 3 mm の腕
と先端に取り付けであるがその開口



方向は赤外線水平センサが丁度地球中心を覗む時に
位置の進行方向をもくように取付けられており腕の軸から
は 22.5° 曲げて取り付けられてある。スピニ軸方向に
 40° の開口角をもたせんのは位置のスピニ軸が直角に
車両正面と直角にならなくてはならないに許容されてお
るためである。

7° プラス 2° マイナス 1° の範囲でセンサの面積は $2\text{ cm} \times 3\text{ cm} =$
 6 cm^2 であって、この位置の遠地走では $4\text{ m} \times 10^{-2} \text{ m}^2 \times 10^3/\text{cc}$
であるので補集さるとき電流は $1.3 \times 10^{-9}\text{ A}$ である。
(最小値)

電気回路構成は次図に示すようにプロトコマカット
の構成となり、検出器よりの電流を計測増幅器を用
いて増幅する。計測増幅器の入出力は $10^{-6}\text{ A} \sim 10^{-9}\text{ A}$
の入力を増幅して 10^{-6} A と $1\text{ V} \sim 10^{-9}\text{ A} \sim 4\text{ V} \times 12$ とする。
この出力を Level Shifter 回路を通して $10^{-9}\text{ A} \pm 0\text{ V}$
 $10^{-6}\text{ A} \pm 5\text{ V}$ 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はち
位置の進行方向を検出する。この出力を車に波形整形
回路を通して 5 V の矩形波として CLOCK とする。
尚 PDI はセンサーのアラート機能につれてはイオン補集
のための電圧がかけられておりこの電圧は水素電池
によりえらかれてる。電池は密封型蓄電池の中に入から
れておりリチウムイオンの結果 1 年以上は充電電池が完全
な圧力範囲に保たれる。

