

科学衛星SRATS中間報告書

昭和48年7月30日

東京大学宇宙航空研究所科学衛星専門委員会

第32研究班

序

平 尾 邦 雄

第3号科学衛星S R A T Sについては昭和42年第32研究班が発足して以来すでに6年間経過して、その間にプロトタイプ（エンジニアリングモデル）とフライトタイプの製作を行い、種々の試験がなされた。現在なおフライトタイプについての試験が続行中であり、昭和49年度中の打上げにタイミングをあわせながら進行中である。

スラッツについては、昭和42年11月に「S R A T S搭載機器による観測計画」さらに昭和43年3月に「昭和42年度S R A T S研究班報告書」が出された。その後報告書はまとめられていないので、今回フライトユニットにつきある程度試験がすすめられた段階で、衛星及び搭載機器につき出来るだけくわしく説明して、お互いの情報の交換にも供するために報告書をつくることになった。

衛星についてのレポートとしては、運用方法、データ取得及び処理方法について等未だ記載していないので完全とはいえないが、これらについては後の機会に報告書のつづきとして報告を行いたいと考えている。

目 次

序

平 尾 邦 雄

第1章 観測機器各論

1.1	太陽X線の観測(SXR)	松岡 勝 他	1
1.2	太陽水素ライマンアルファ線の観測(SXU)	小塩 高文 他	10
1.3	地球コロナ・中間紫外放射の観測(GMV)	等松 隆夫 他	18
1.4	正イオン組成の観測(CPI)	巖本 巖 他	22
1.5	正イオン温度・密度の観測(TPI)	宮崎 茂 他	35
1.6	SRATS電子温度測定器(TEL)	平尾・小山 他	46
1.7	高周波インピーダンスプローブ(IMP)	大家・麻生 他	52

第2章 姿勢制御・検出機器

2.1	SRATS/GAS	青山 巖 他	57
2.2	SRATS赤外水平検出器(HOR)	等松 隆夫 他	63
2.3	プラズマ流方向測定器(PDF)	平 尾 他	69
2.4	姿勢決定および制御のためのシステム	二 宮 他	73
2.5	姿勢制御のためのハードウェア	二 宮 他	79

第3章 共 通 機 器

3.1	CLOCK	平 尾 邦 雄	93
3.2	ハウスキーピング(HK)	林 研 究 室	104
3.3	タイマ(MT)	秋 葉 研 究 室	112
3.4	エンコーダ(ENC)	林 研 究 室	117
3.5	テレメータ系(TM)	野 村 研 究 室	123
3.6	コマンド系(CM)	野 村 研 究 室	138
3.7	アンテナ系(ANT)	斎 藤 研 究 室	145

第4章 電 源 系

4.1	電源系太陽電池パネル	後 川 他	149
4.2	電源系コンバータ	〃	154
4.3	電源系蓄電池 (B A T T)	〃	159
4.4	電力制御器 (P C U)	〃	163
4.5	電源系接合回路 (J N C)	〃	167
4.6	イグナイタ電源	〃	169
4.7	S R A T S の電力収支	〃	171

第5章 構造・計装・熱設計・信頼性

5.1	構 造 設 計	三 浦 公 亮	183
5.2	熱 設 計	日 本 電 気	206
5.3	電 気 計 装	林 研 究 室 他	211
5.4	信 頼 性	後 川 他	215

第6章 総 合 試 験

6.1	E E M総合電気試験	日本電気KK編集	217
6.2	E E M総合温度試験	〃	230

付 録 S R A T S関係者名簿

S R A T S幹事会名簿

第 1 章

觀測機器各論

1.1 S X R (太陽 X 線の観測)

東大宇宙研 松 岡 勝

松下通信工業株式会社

1.1.1. 概 要

S X R (solar X-ray) 測定 の 目的 は 常時 太陽 活動 を 太陽 X 線 の 強度 の 変動 として 監視 し、S R A T S 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。また 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 速く 太陽 活動 の 物理的 状態 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、また S C O X - 1 程度 の 強い X 線 源 も 有意義 に 捉える ことが 出来る。

測定 を 行なう エネルギー 領域 は $5 \sim 15 \text{ keV}$ を 2 つ の エネルギー 領域 に 分け デジタル カウント を 得る。

1.1.2. 物理的意義と予想強度

太陽 X 線 の 測定 は 既に 諸外国 で 精密 に 測定 されて 太陽 物理学 として いくつか の 成果 が あがっている。太陽 X 線 を 常時 モニター する 衛星 も これまで いくつか 打ち上げられた。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 time delay が あって S R A T S 本来 の 総合的 データ 集積 による 上層 大気 の 研究 の 質 を 満す こと になる。更に 太陽 電波 の 観測 網 の 充実 している わが国 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。

S R A T S の S X R が ねらっている $5 \sim 15 \text{ keV}$ の X 線 強度 は 第 1 図 に ある よう に 静穏 時 の 太陽 では 今回の カウンター では バック グラウンド と 競走 する 弱さ である。しかし 少し 活動 的 になると、観測 可能 となり、太陽 X 線 の 絶対 強度 を 知る ことが 出来る。時間 分解 能 は スピン 1 回転 に 1 回 太陽 を 見る こと で 制限 され 大体 10 秒 である。データ プロセス の 分解 能 は 4 秒 である。データ は 2 words (16 ビット) で 処理 される。エネルギー の 低い 領域 (Low) の カウント は $1/4$ に scale down し、高い 領域 (High) では $1/2$ に scale down している から Low は 4095 まで High は 127 まで カウント することが 出来る。各 カウント の 予想 は 表 1 に 示した。あまり

大きい flare ではカウントが saturate してしまう。saturate した場合再び 0 にもどりカウントを続ける。1～2 回の saturate ならば前後から推定出来るものと予想される。

第 1 図 太陽 X 線スペクトル

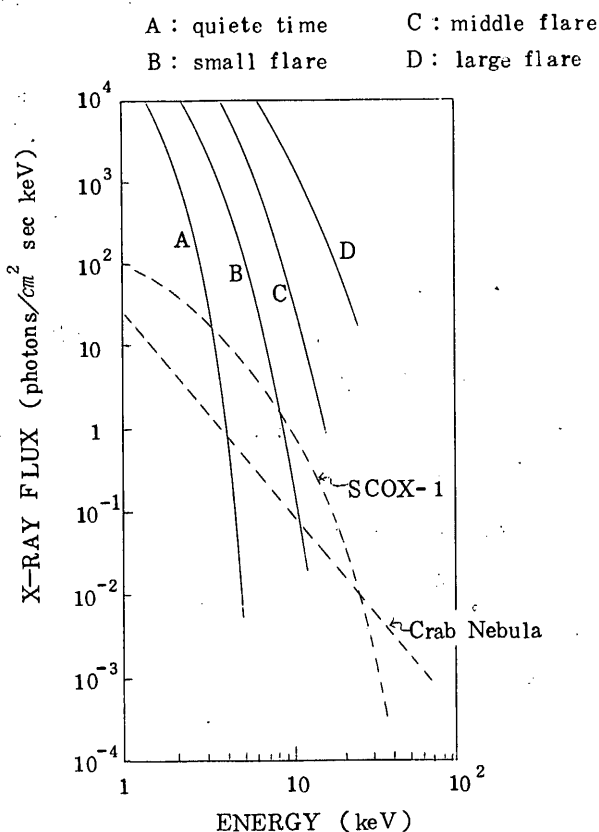


表 1 X 線の予想カウント数

名 称	Energy range	予想されるカウント数				収 容 ビット数
		quiete sun	small flare	middle flare	large flare	
Low	4～ 8 keV	0.6	71	1800	10 ⁴	12 bits
High	8～15 "	0.01	0.4	20	10 ² ～10 ³	7 "

条件 : spin rate 10 rpm

視 野 10°

検出器面積 1 cm²

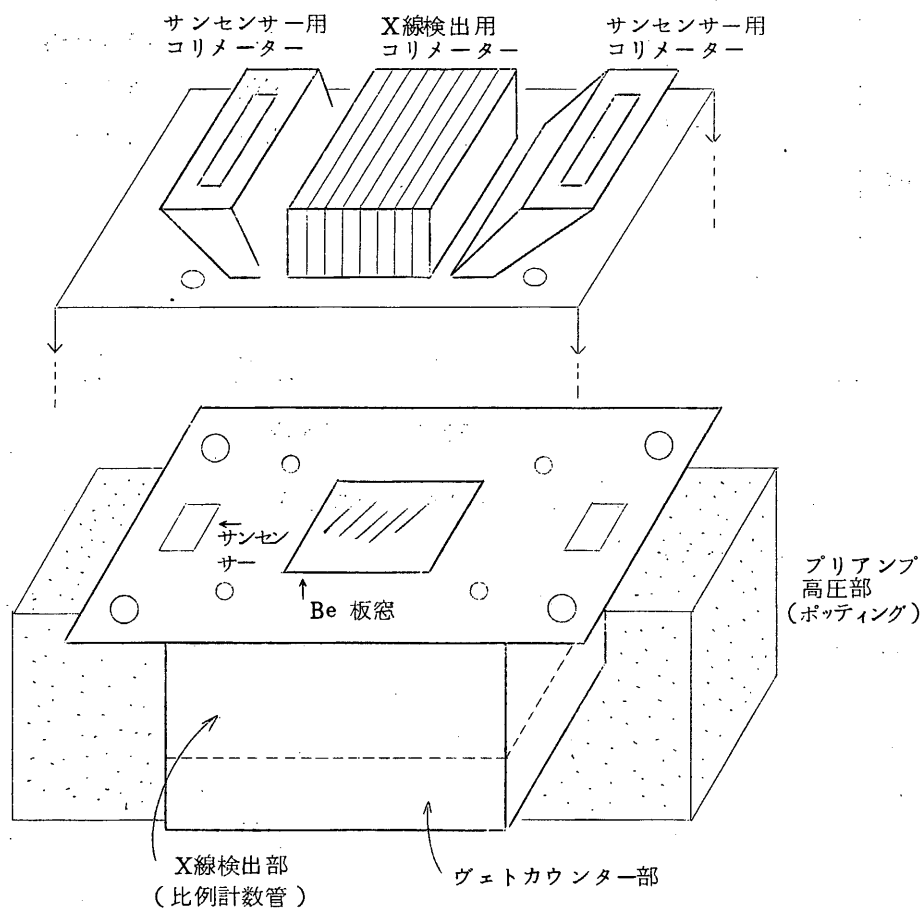
予想バックグラウンド 0.1～1 カウント (上の値に加算されるべきもの)

1. 1. 3. 観 測 装 置

X線検出器

第2図のような直方体の比例計数管(proportional counter) よりなる。諸元は次のようである。

第2図 S R A T S 搭載X線検出器



封入ガス

Xe 370 mmHg , CO₂ 37 mmHg

封入ガス深さ

X線検出部 24 mm, ゲートカウンター部 14 mm

供給高圧電圧

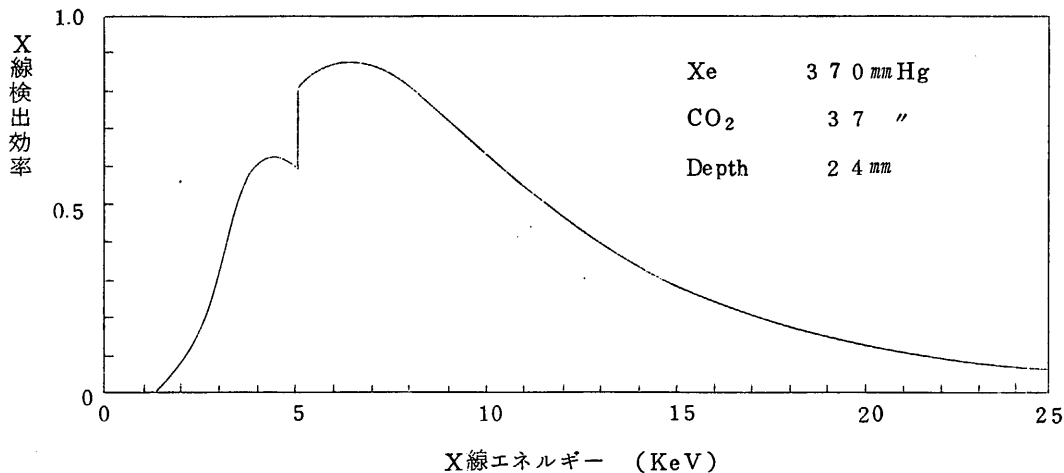
X線検出部 1,800 V, ゲートカウンター部 1,600 V

窓面積 1 cm^2

X線検出効率 (第3図)

4~8 keV (Low) av 75%, 8~15 keV (High) av 50%

第3図 S R A T S搭載比例計数管X線検出効率



ゲートカウンタはX線検出部の後にあつて荷電粒子成分が入射したとき、前と後の逆同時回路によってX線検出部の信号をstopする。

検出器の寿命は、検出する全カウント数が $\sim 10^{12}$ カウントになると特性が悪くなる。これは衛星が放射線帯に近づき常時 10^5 c/secになったとしても1年程度の寿命である。

X線検出器の視野

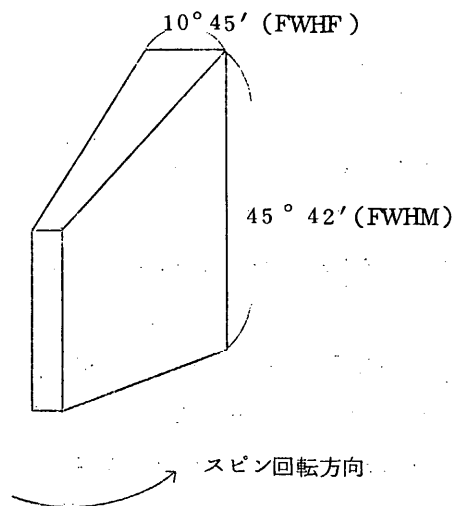
X線検出器の前には第2図にあるように板状コリメーターによって視野を制御し、バックグラウンドの入射を防いでいる。その角度はspin廻転方向に $10^\circ 45'$ (FWHM)、Elevation方向は $45^\circ 42'$ (FWHM)である (第4図)。Elevation方向が大きくしてあるのは、衛星は姿勢制御によりホイールモードになるが、制御の精度等で太陽を向くelevation角度が 46° 程度余裕があることを意味している。

サンセンサーと視野の関係

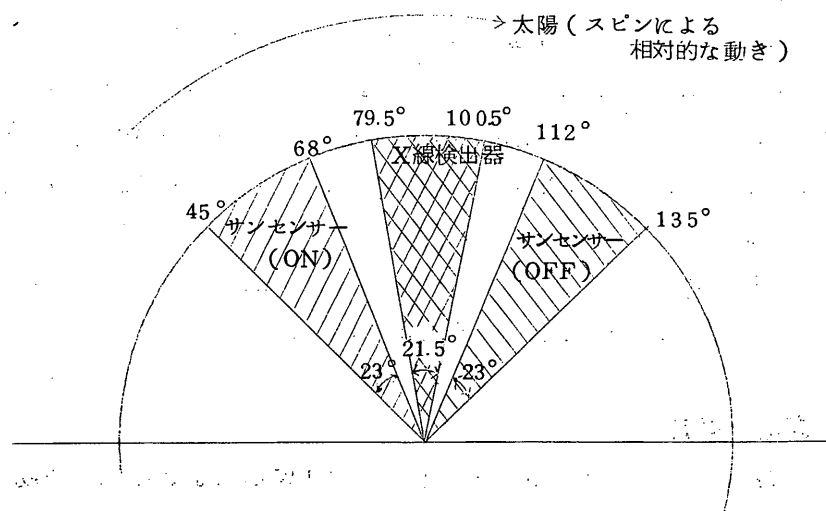
バックグラウンドを少なくするためX線検出器が太陽を向いたときだけ、太陽X線を測るようにしてある。これは、第5図にあるように、太陽X線検出器の視野をはさんで太陽センサーがあり、これによりX線検出のゲートをON, OFFするのである。サンセンサーのON OFFがX線検出器の視野とoverlapしていないため、スピン周期さえわかればX線検出器が太陽をみてい

る絶対時間がわかる。又衛星に対する太陽の elevation 方向を他の方法で知ることが出来るから両者によって太陽X線の絶対強度を知ることが出来る。このとき elevation 方向の角度の精度はあまり必要ではなく、 $2^{\circ} \sim 3^{\circ}$ あれば十分である。

第4図 X線検出部の視野



第5図 X線検出器とサンセンサーの視野の関係



1. 1. 4. 情報処理回路

第6図には、SXRのブロックダイアグラムを示す。X線を検出する比例計数管から入った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、SXRに割当てられた2 wordsのうち低いエネルギーのカウンタに10 bits 高いエネルギーのカウンタ6 bitsのデータとして入れられる。比例計数管は2つの部分に分割されていて、2つとも同時に働いたときはX線以外の信号として除去する。これがAnticoincidenceの部分である。衛星が放射線帯に近づいて、バックグラウンドが増えたときに、バックグラウンドをデータとして出来るだけ送らないためとダイナミックレンジを拡げるための、高いエネルギーでは1/4 に低いエネルギーでは1/2 に scale down してテレメーターに送る。

X線のカウンタは昼間太陽X線を測るときはX線カウンタが太陽を向いたときだけ信号処理回路を開いて他は閉じるため、カウンタの視野の両側にとりつけたサンセンサーで之を制御する。

夜間又はサンセンサーの両方又はいずれかが故障した場合はFrameの隔周毎に割当 word へ1 Frame 相当時間の測定データを集積し送り込む。こうすることによって夜の側でバックグラウンド強度を測ることが出来ると同時に宇宙X線源（例えばSCO X-1相当）からのX線強度も知ることが出来る。このときscanすることが出来る天空は衛星の1周で大体2 steradian（half width）である。

このときX線源の位置、絶対強度、天空からのバックグラウンドを知るためには衛星の姿勢を地磁気姿勢計と地平線検出器からの情報で知る必要がある。

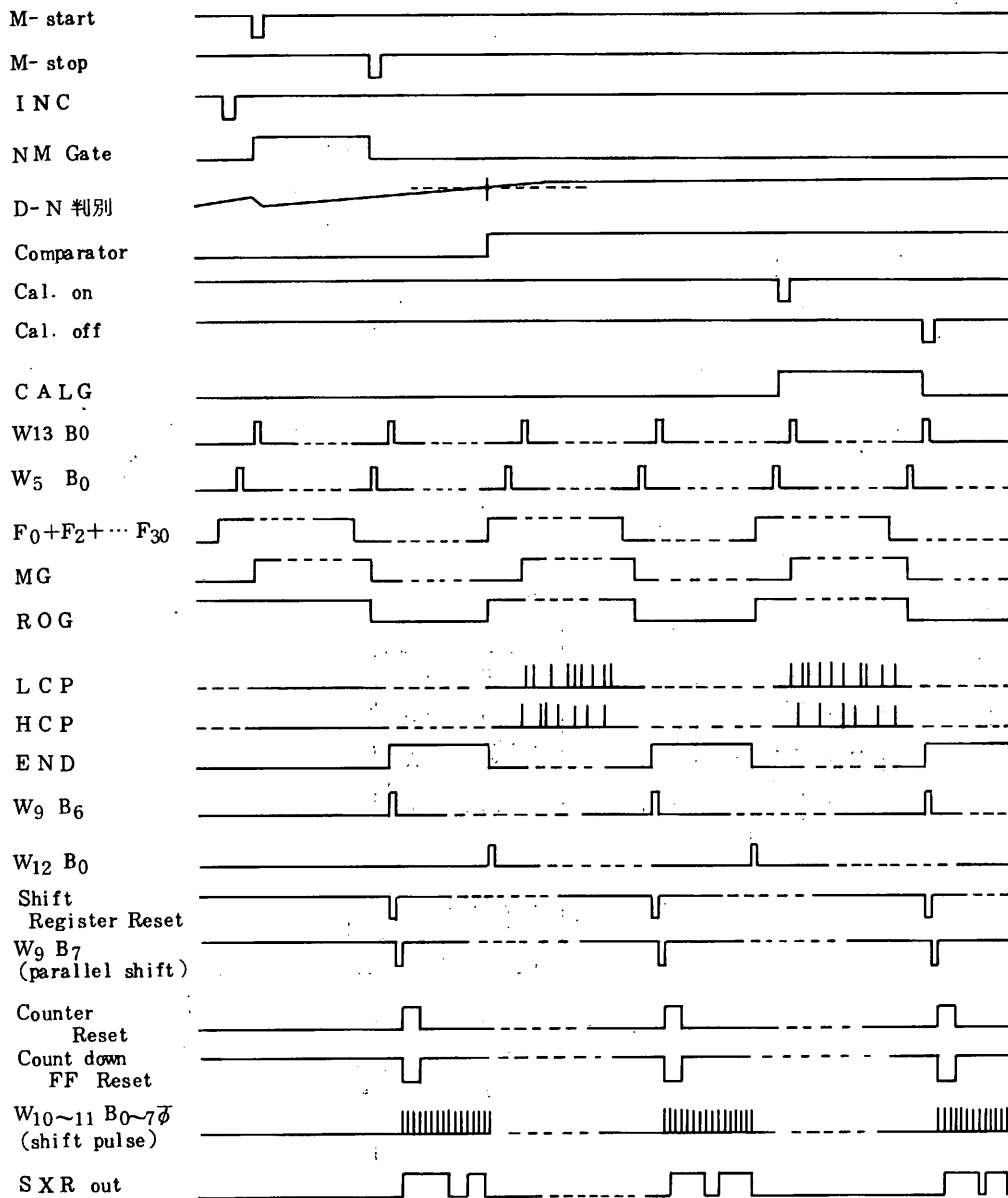
コマンドとしては電源 ON, OFF 高圧電源 ON, OFF X線検出器にradio isotope (Fe^{55})の信号を入れるためのcalibration ON, OFF の3種である。

第7図には各部のtime sequenceを示した。M—start, stopはmeasure start, stopがサンセンサーの信号でなされることを意味する。夜の観測はエンコーダーからの信号 $W_{13} B_0$ で観測をstartし、 $W_5 B_0$ でstopしMG(measure gate)を開閉する。Registerにshiftする場合、Read outするときにはこれを優先し測定は行なわない。同じwordでSXUの信号が送られるがSXRが優先権を持っている。実際問題としてSXRとSXUのセンサーは衛星の中で180°の位置にあるため信号を送るときに同時に出合うことはない。

1. 1. 5. 重量、電力

現段階のSXRの総重量は1.71 kg、要する電力は2.41 Wである。これらは計画段階での目

第 7 図 SXR Measure-Read out Time Chart



標値を越えているので現在目標値（重量 1.5 kg、電力 2.0 W）以下に改良することを検討中である。

S R A T Sによる太陽X線の観測の共同研究者としては、宇宙研小田、宮本研究室の諸氏、東京天文台大木健一郎、渋谷暢孝両氏等が参加している。

1.2 太陽水素ライマンアルファ 線の観測 (S X U)

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 紀 彦

1.2.1. 計画の概要

S R A T S の当初計画では本項目は極端紫外線 (E U V) 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、前者で地球大気的主要な電離源の中、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。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 flare 時の変動も 10 % 内外、長期変動も 10 % 程度とみられている。極紫外線領域では変動の少ない輝線である。この線のみでは同乗の aeronomical な諸観測に必要な太陽極紫外線の強度データの提供としては十分でないが、H Ly- α 線は極紫外線領域での太陽の代表的輝線であるので、その強度をきちんと押えておくことは太陽の基本的観測の1つとして意義がある。

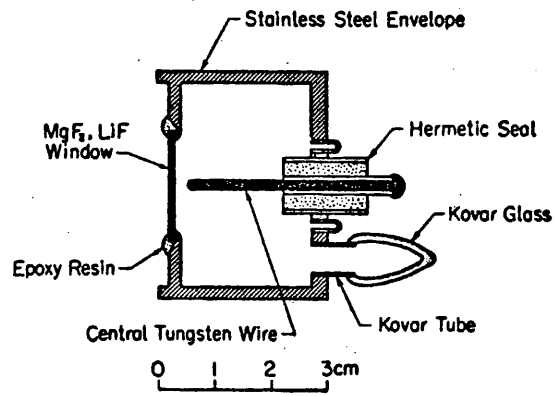
1.2.2. 観測装置

2-1) 狭帯域電離箱

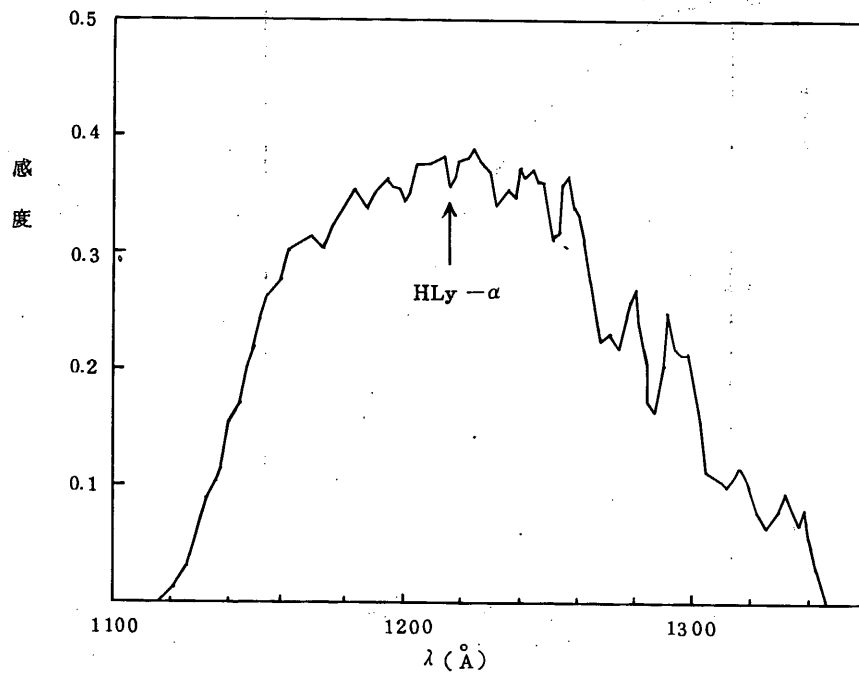
検出器は 1130 ~ 1345 Å に感度を有し H Ly- α 線を選択的に検出する。使用窓は Mg F₂、使用ガスは NO である。その構造を第1図に、分光波長感度を第2図に示す。その電流—電圧特性は第3図のように plateau が低電圧にまで延ばせることが出来た (印加電圧 12 Volt) 指向特性は第4図の通りである。

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〔1〕に詳細を述べてある。

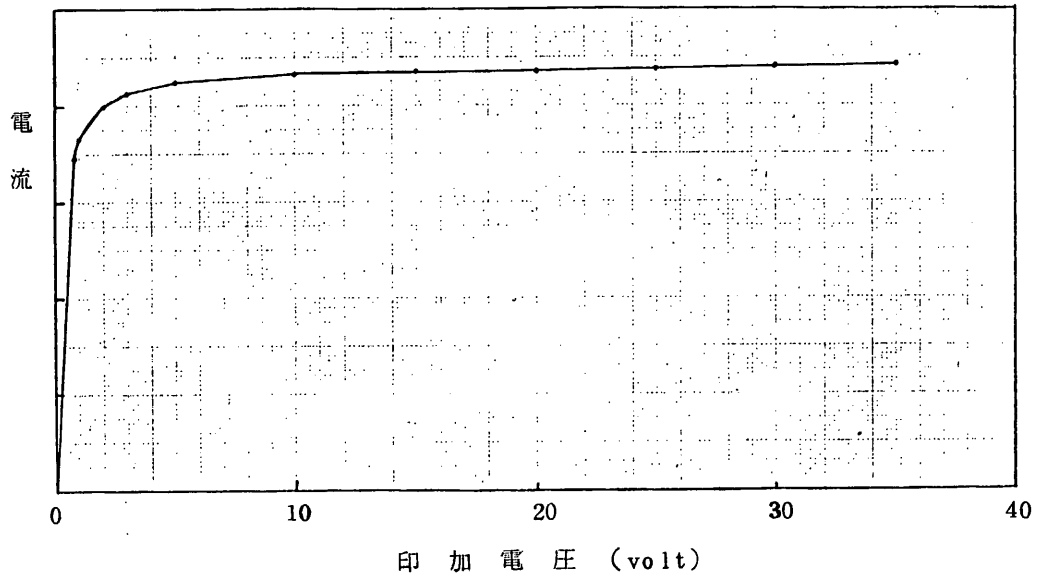
第1図 電離箱の構造



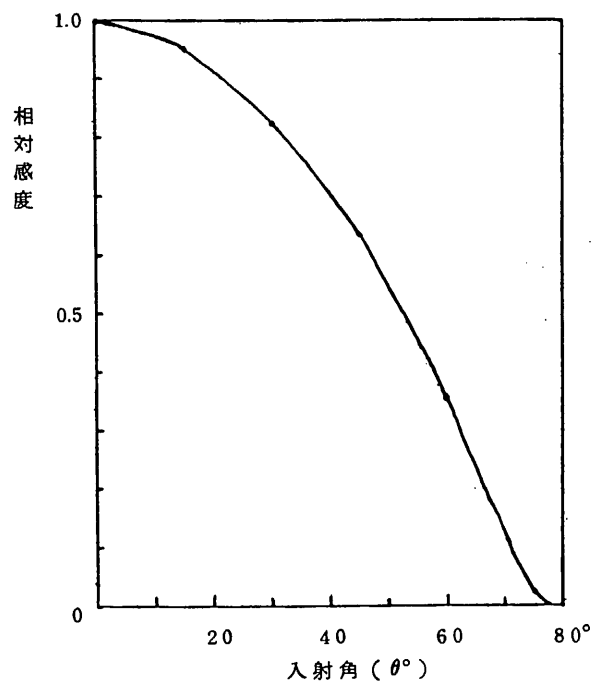
第2図 電離箱の分光波長感度



第3図 電離箱の電流・電圧特性



第4図 電離箱の指向特性



感度の温度特性、放射線によるダメージ、感度の長期安定性については今後問題点が残っている。

2-2) 電離箱の附帯装置

2 段三角おおいと細すだれを合成したおおいを電離箱の前面に装着する。

i) 2 段三角おおい

測定は衛星の自転による太陽南中時の値を読出しまで保持 (Peak-Hold) してそのアナログ量 (受光量) を出力信号とするが、南中時の太陽俯仰角 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 2 枚の板からなる。理論の詳細については〔2〕、〔3〕に述べてある。

ii) 細すだれ

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。5 段のすだれをおく (〔2〕参照)。その効果は、(イ) 不要時の受光量を減らし累積受光量を少くする。(ロ) 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。

予備実験として K-10-9 号機搭載時の電離箱とおおいの総合特性を第 5 図に示す。第 5 図 a は θ 方向、同図 b は φ 方向の特性である。SRATS の場合には φ 方向の条件は図とは異なる。 θ 方向の成績はもっと改良される。平坦化特性部は $|\theta_{\max}| \simeq 2.5^\circ$ である。

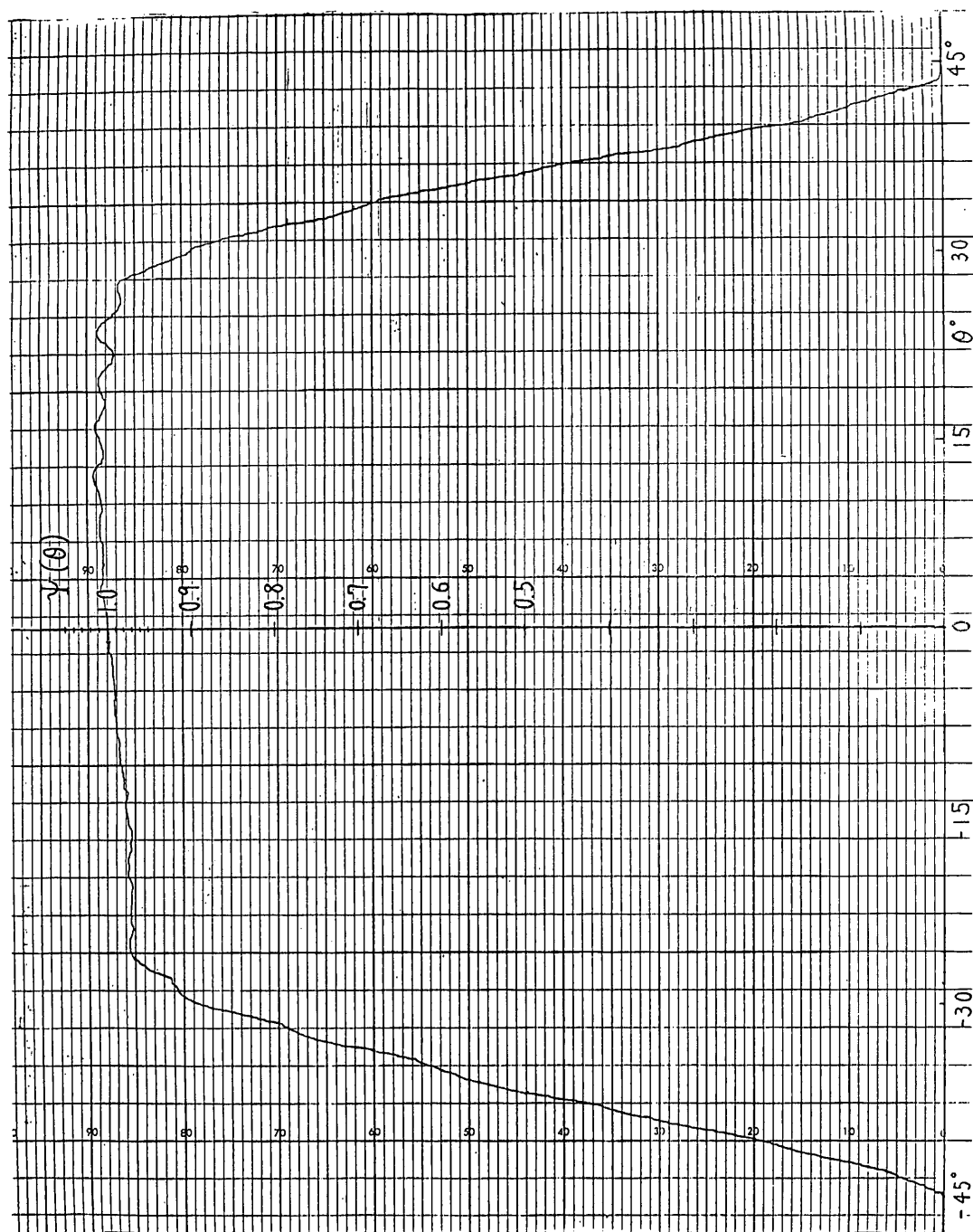
2-3) エレクトロニクス

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。ブロック図を第 6 図に示す。

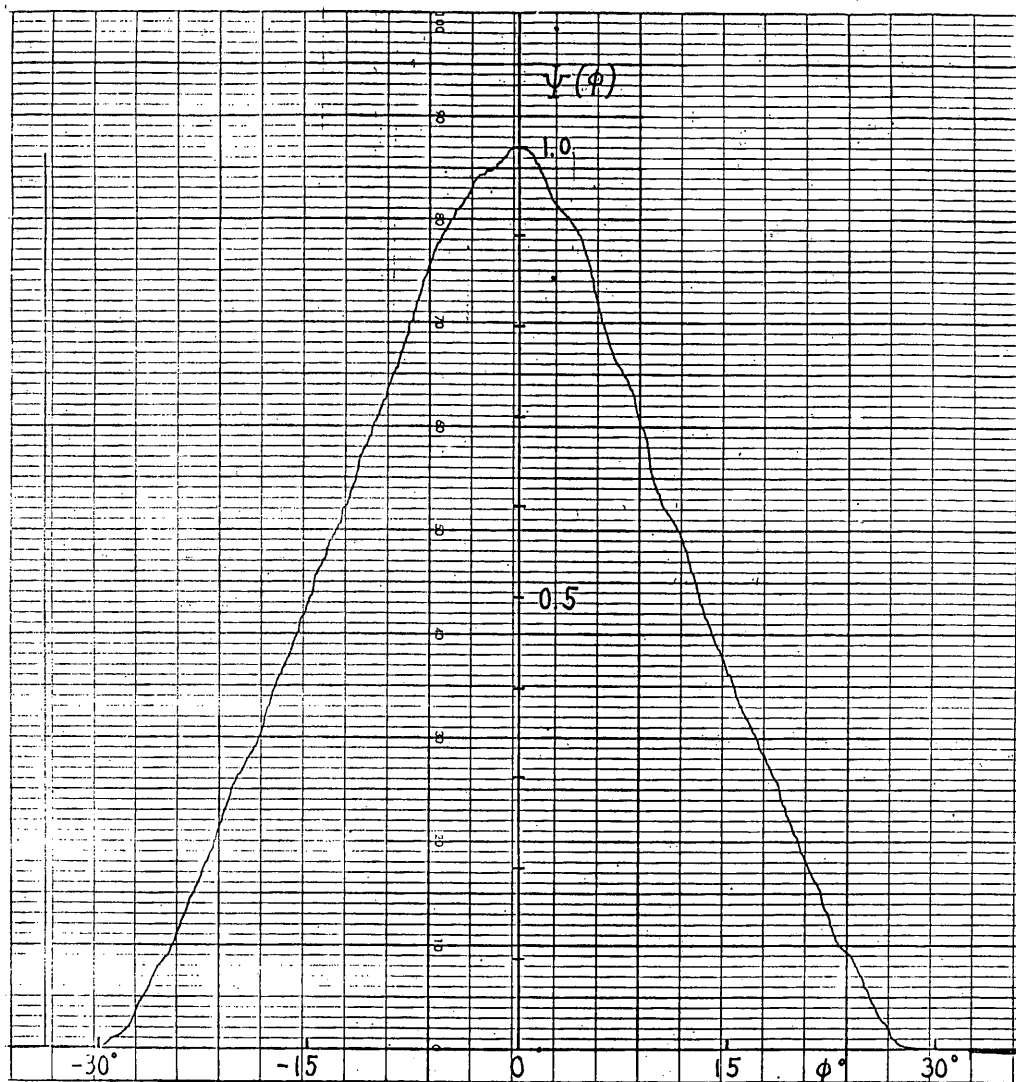
- 1) 直流増幅器…………… IC の出力電流を増幅する。
- 2) ピークホルダ…………… データ伝送 1 周期内の直流増幅器の出力の最高値をホールドする。
- 3) 自動零点補正回路…………… 直流増幅器の出力の零点のドリフトを自動的に補正する。
- 4) 差動増幅器…………… 出力の零点を補正する。

検出器からのイオン電流は負荷高抵抗 $10^8 \Omega$ を流れて電圧に変換され、FET によって構成される差動増幅器に入る。差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差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ルダ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取られるとピークホルダ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。

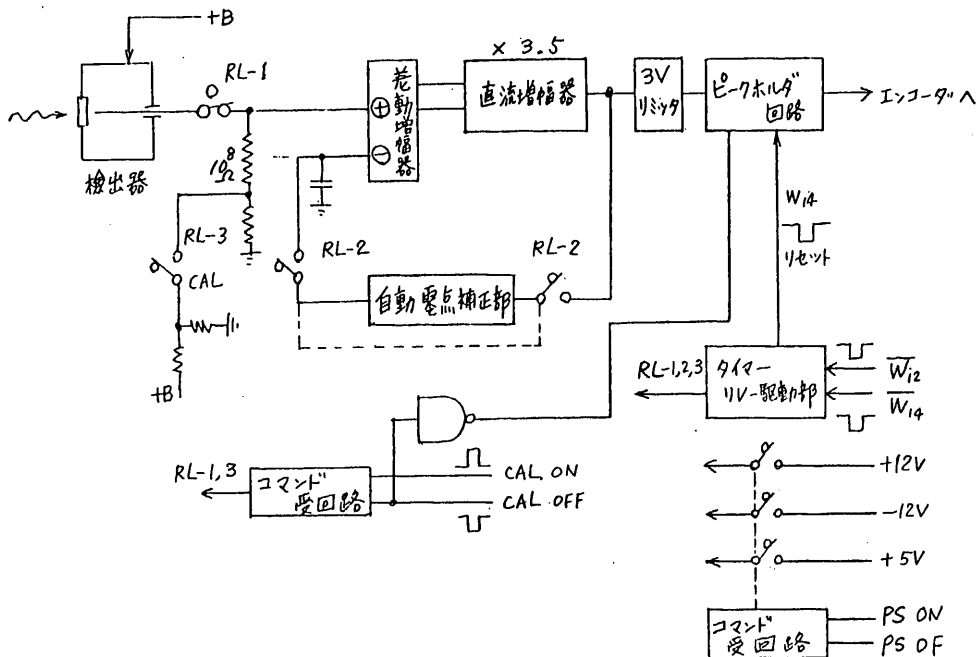
第 5 図 (a) 検出器総合指向特性 (θ 方向)



第5図(b) 検出器総合指向特性(φ 方向)



第6図 エレクトロニクス・ブロック図



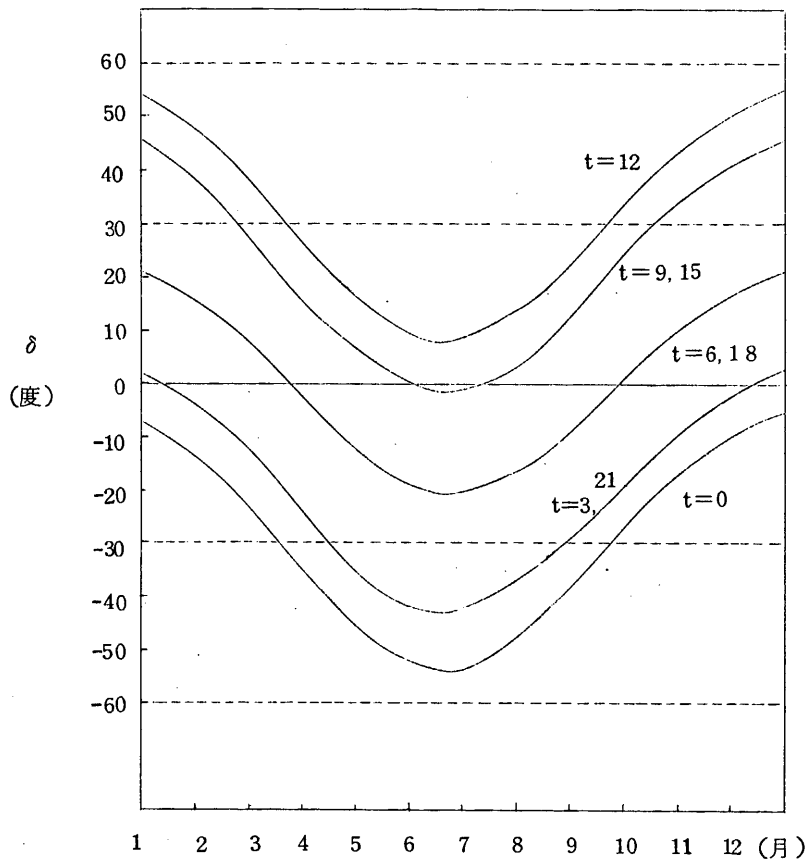
直流増幅器の出力レベルの零点のドリフトを自動的に補正するためタイミングパルスによりリレーを駆動して、差動増幅器の入力端に検出器の入力信号がないときの出力レベルを加えて自動的に零点ドリフトを補正する。また、コマンド信号により直流増幅器は標準利得に比し2倍および1/2に切換えることができる。

1. 2. 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 2000 km、近地点高度 250 km、の想定の場合について打上時刻 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 に同じ) との関連を第7図に示す。

図中の点線は検出器の視野限界 θ_{\max} を平坦化を施した場合の 30° およびはだかの電離箱の場合の 60° に指定した例を示している。 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太陽が入る時期は図に示されるように制限される。条件によっては電離箱指向特性平坦化のおおいを除去せざるを得ない。

第7図 衛星の姿勢と検出器の視野との関係



文 献

- 〔1〕 東大宇宙航空研報告第8巻第1号(B)
- 〔2〕 宇宙観測シンポジウム 昭和45年度
- 〔3〕 東大宇宙航空研報告第7巻第1号(B)

1.3 S R A T S 地球コロナ、中間紫外 放射観測装置 (G M V)

東京大学理学部 等松隆夫、小川利紘
松下通信工業株式会社 (G M V - M)
明星電気目黒研究所 (G M V - D)

1.3.1. ま え が き

S R A T S の G M V 観測装置は、紫外地球コロナ観測装置 (Geocoronal Ultraviolet = G U V) と地球大気中間紫外放射観測装置 (Middle Ultraviolet Radiometers = M U V) の複合観測器である。

G M V は地球コロナ輝線 $\text{He}^+ 304\text{\AA}$, $\text{He} 584\text{\AA}$, $\text{O}^+ 834\text{\AA}$ および $\text{H} 1216\text{\AA}$ を空間掃査するための4個の検出器をもち、衛星のスピン軸に直角な面内で32方位の放射強度を計数するようになっている。検出器は金属薄膜フィルタとチャンネルマルチプライヤの組合せで band-pass 特性をもたせてあり、薄膜としては $\text{Al}(304\text{\AA})$, $\text{Bi}(584\text{\AA})$, $\text{In}(834\text{\AA})$, $\text{LiF}(1216\text{\AA})$ が、マルチプライヤとしては有機半導体の可撓型のものももちいられている。

一方、M U V 観測器は地球の中間紫外アルベドの分布を測定して、大気オゾンの世界的分布を測定しようとするものであり、 2550\AA および 2900\AA の二つの波長帯において、32方位で空間放射分布を測定する。検出器は金属干渉フィルタと紫外用光電子増倍管から構成されている。

1.3.2. G M V 装置の構成

G M V はつぎのような部分から構成されている。

(1) 地球コロナ検出器部 (G M V - C H)	4 台
(2) 全上用高圧安定化電源 (+ 3 0 0 0 V o l t s D C)	1 台
(3) 全上用前置増巾器 (c h a r g e s e n s i t i v e a m p)	4 台
(4) 全上用主増巾器	4 台
(5) 全上用波長選択ゲート	1 台
(6) 全上用後置増巾器および波形整形器	1 台

(7) 中間紫外放射検出部 (GMVH・PM)	2 台
(8) 全上用前置増巾器 (DC増巾器)	2 台
(9) 全上用高圧安定比電源 (-1000 VDC)	1 台
(10) 全上用主増巾器	2 台
(11) 全上用 A/D変換器	1 台

1.3.3. 観 測 方 法

測定はGMV-CHについて4色、GMC-PMについて2色の計6色について各々32方位でおこなわれる。サンプリングのためのタイミングパルスは、CLOCKのスピンの32分の1分割信号から得ることになっている。CLOCKの分周制御はHOR, PDI又は内部発振のいずれかをCMの操作で切替えるようになっているから、GMVのサンプリングモードは実質的には、CMによって変化するようになる。HOR, PDIが正常に動作する限り、衛星のスピン軸に垂直な面内の32方位の放射強度の分布が得られることになる。また、何らかの理由でHOR, PDIによる32分割信号が得られない場合でも、CLOCKのモードを内部発振 (INT) に切替えれば、観測方位は規則的にならないが、異なる方位についての放射強度が一応得られることになる (第1図)。

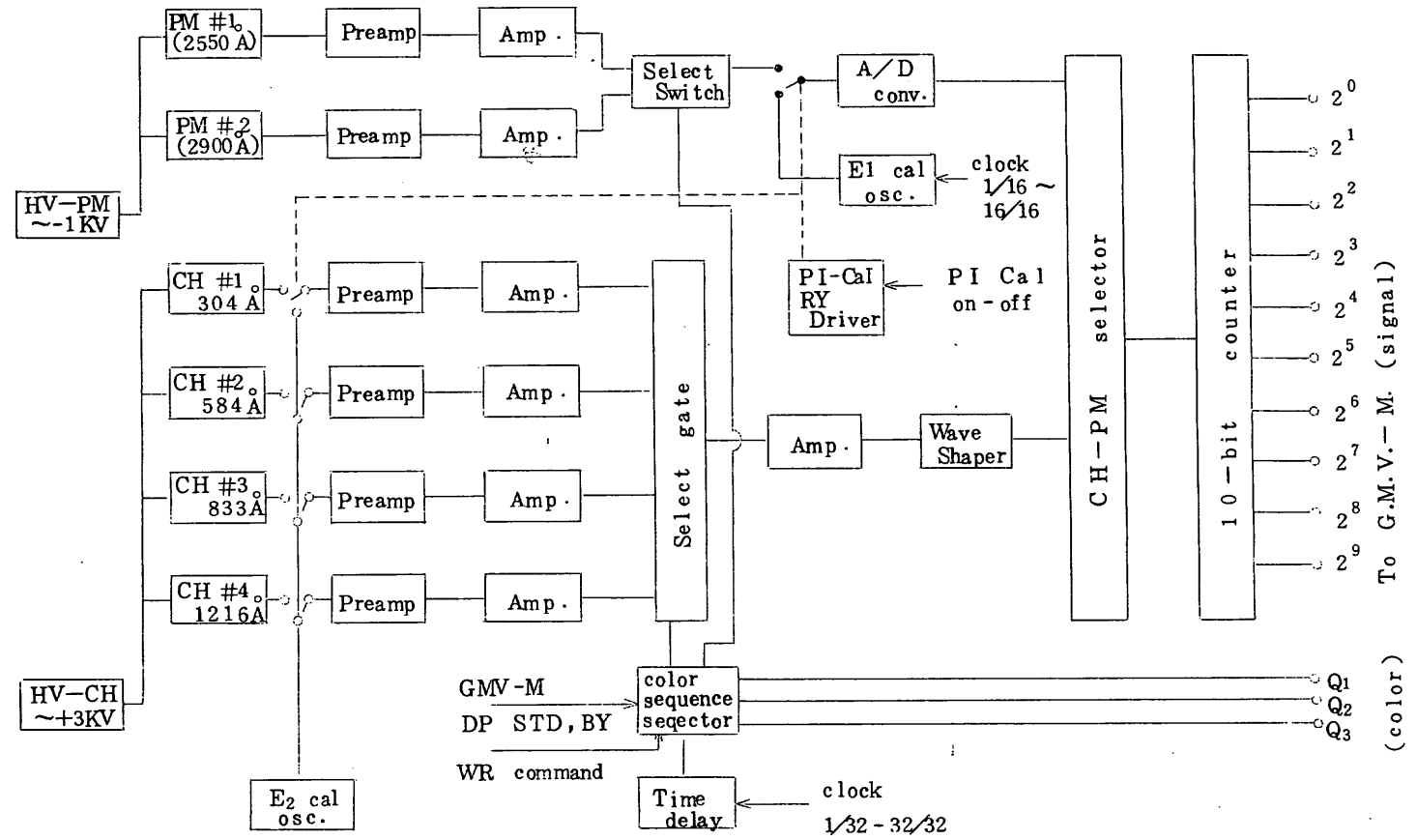
測定は channel multiplier については光子計数法で1~1024 counts (10 bit 表示)、photomultiplier についてはアナログ出力で5 voltsがフルスケール (10 bit) になるように設計してある。

1.3.4. メモリー装置 (GMV-M)

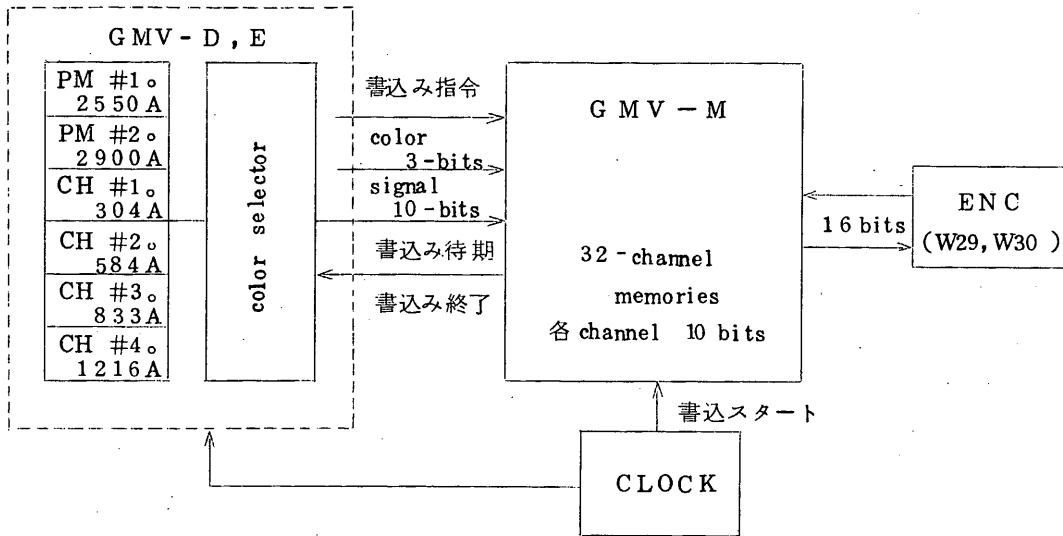
GMVの6個の各々の検出器は32方位の放射を1スピンの間におこなうので、32個の測定が約10秒間の間に得られる。しかし使用できるワード数は1フレームあたり2語 (16 bits) であるので、記録方法としては、これら32個の情報を一旦メモリー装置に貯蔵して、そのあとで32フレームを使用してテープレコーダに記録し直す方式をとることにする。すなわち1波長あたり約 $10 + 32 \times 4 = 138 \text{ sec}$ の測定および記録時間が必要である。結局6個の検出器について一組の観測は約828秒 (13.8分) で終了する (第2図)。

伝送すべき情報としては32方位のいずれに相当するかを知るための指標 3 bits, 波長 (色) のための標識 3 bits, 放射強度 (計数値又は信号電圧) 10 bits 計 16 bits となる。これらのデータは W_{29}, W_{30} をもちいて1フレームあたり1回の割合でレコーダーに記録されることになる。

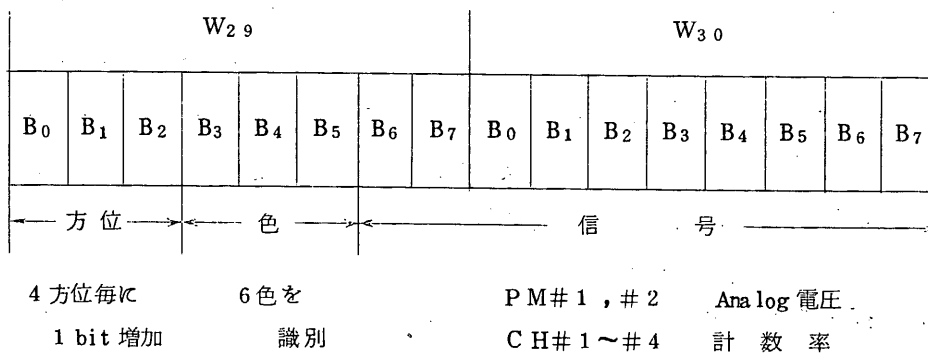
第 1 図 G M V - D E



第2図 GMV-M



第3図 GMV データの表示法



1.4 正イオン組成の観測 (C P I)

電波研究所 巖 本 巖
松下通信工業 久保井 常 雄

1.4.1. 観測の目的

イオン密度、組成は電子密度などとともに電離層の状態を示す基本的なパラメータである。電離層の生成、消滅の機構を明らかにする上においてもイオンの存在を知ることは欠くことができない。特に S R A T S 衛星は太陽活動と電離層の相関関係を明らかにすることを目的としており、イオンの高度、緯度分布、時間的变化、太陽活動度極大、極小などとの関係などをおさえておくことは重要である。又同時に搭載されるプラズマプローブの測定結果からイオン温度を求めるためには、イオンの種類と存在比を正確に求めておく必要がある。衛星観測で高度分布を定めることには一定の制約が伴うが、高度分布のスケールハイトからイオン温度を求めることが可能である。S R A T S の予定軌道は電離層上部から外気圏にわたっており、イオンの化学平衡分布の境界領域を飛ぶのでこの辺の事情を明らかにすることができ、反応過程の解明とともに中性分布についても情報が得られるであろう。

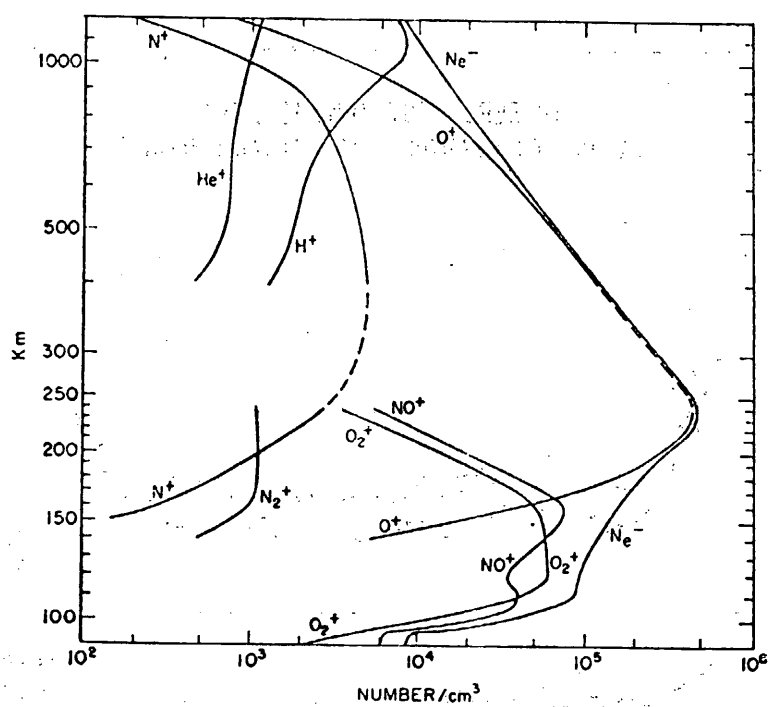
イオン組成分布については、今まで各種の方法で多くの観測がなされている。その例を第1～3図に示した。多くの観測で明らかにされているように、予定軌道の高度では O^+ , H^+ , He^+ がほとんどで、 N^+ も少量存在するが、分解能の関係で N^+ は O^+ と分離しにくいので、本観測では O^+ , H^+ , He^+ に的をしぼって測定する。

1.4.2. 観測器の原理

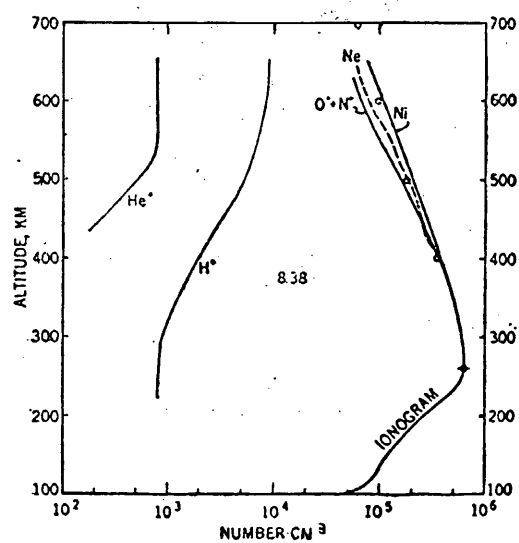
ベネットが開発した線型高周波型の質量分析器を用いる。これは線型加速器の原理を質量分析器に応用したものであって、第4図のように3枚のグリッドを1組として3組のグリッド系をおき、図のように結線する。

イオンがグリッド系間を通過する時間が、印加高周波の整数倍になるようグリッド系間の距離を決めてやると、第1段で加速されたイオンは2段、3段目でも加速される。このように加速されるイオンは高周波の周波数、加速電圧により特定の質量電荷比をもったものに限られる。

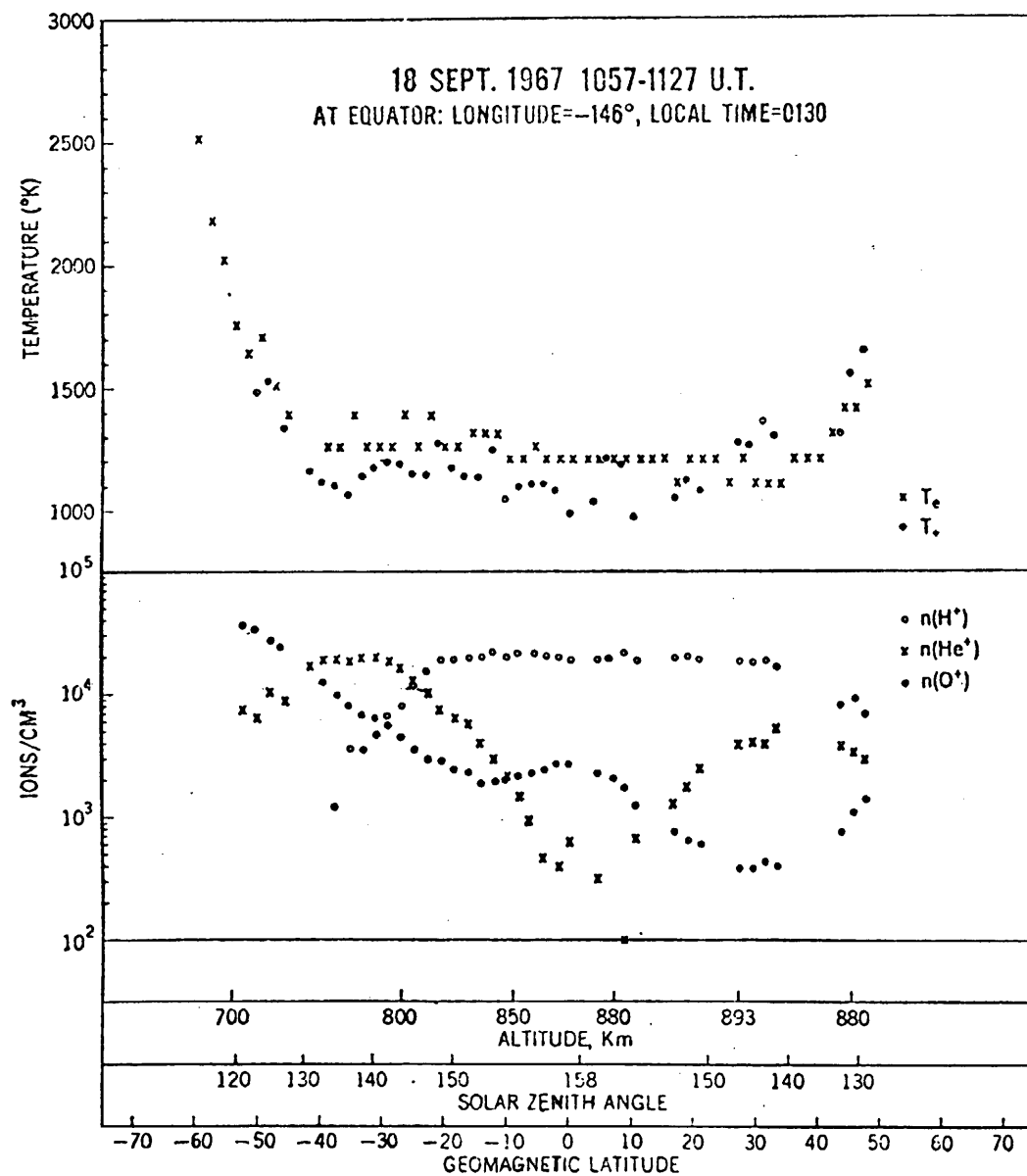
第1図 イオン組成 (Johnson ¹⁾)



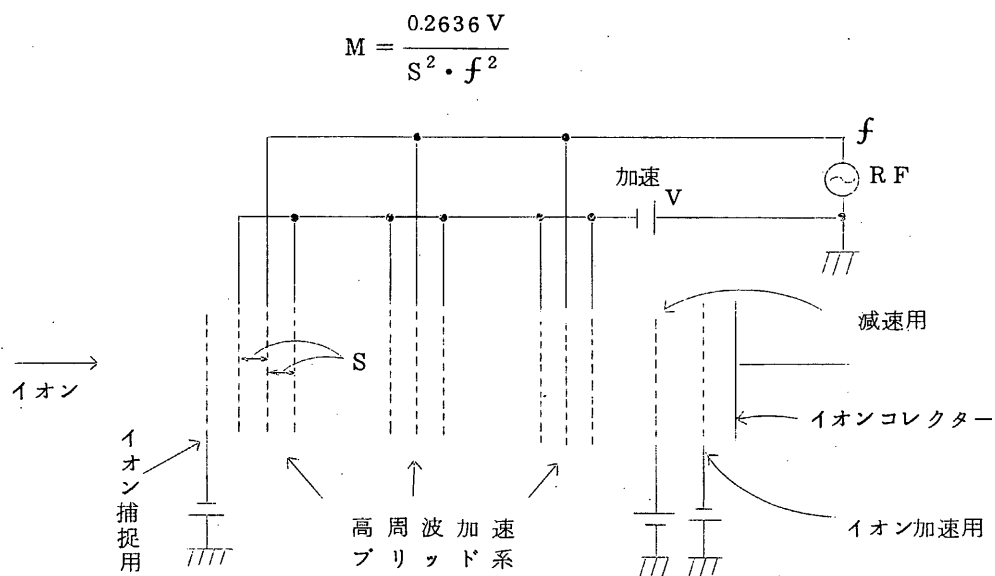
第2図 ロケット観測によるイオン組成測定の結果 (Maier ²⁾)



第3図 OGO 4 衛星によるイオン組成観測結果 (Chandra 5³)



第4図 ベネット型センサの原理



このようにして最適条件で加速されたイオンのみが通過できる減速電圧を与えて、イオンを捕集する。

分析される質量数は次の式で与えられる。

$$M = \frac{0.2636 V}{S^2 \cdot f^2}$$

M : 質量数 (AMU)

V : 加速電圧 (ボルト)

S : グリッド間隔 (cm)

f : 印加高周波周波数 (MHz)

1.4.3. 実際の観測器

装置の構成は第5図のブロック図に示す通りである。

各部の性能は次の通り

1) ベネット型センサ

開口 36 mm S = 0.3 cm 全長 96.7 mm

f を3段切換え (Coarse) を300V±、△V (fine) で変えH⁺、He⁺、O⁺ の3種のイオンを測定する。

2) 電子増倍管 (R515)

15段 -3KVを印加し、約10⁶ の増幅度。

3) プリアンプ

検知電流 10⁻¹¹ ~ 10⁻⁷ A

4) ログアンプ

約80 dB (4ケタ)

5) アナログ最終出力

0 ~ +3.0 V

6) RF発振器

7, 14, 29 MHz — 観測時間50 msec 毎に切換。

振幅 10 V P-P

7) 電子増倍管用電源

入力 12 V 出力 -3 KV

8) ベネット型センサー印加用 400 V電源

入力 12 V

出力 ~ -400 V

~ -100 V

~ -50 V

~ +26.1 V

9) Saw Wave Generator

約0 ~ 10 V

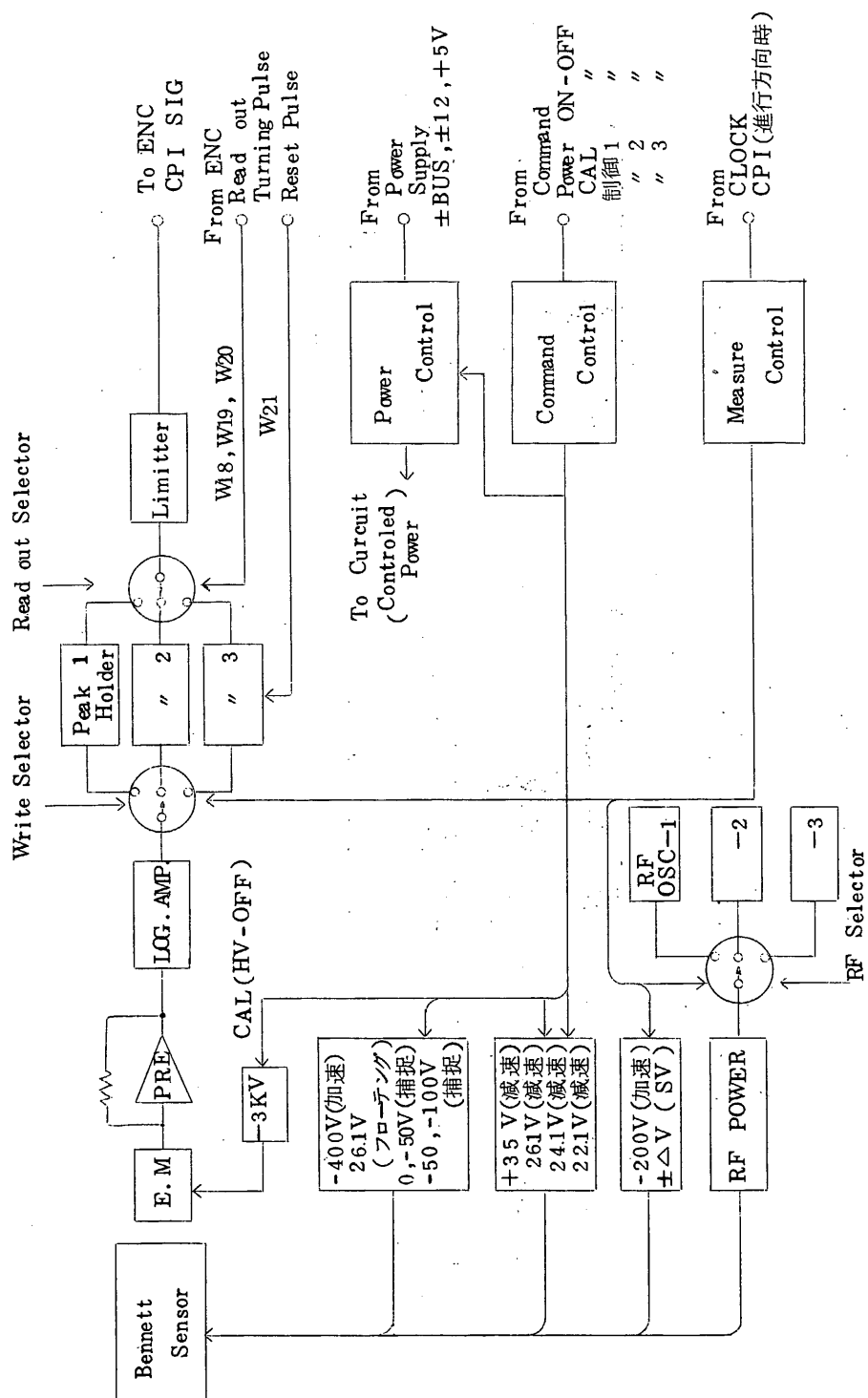
10) 重量、電力、寸法

2.2 kg、 3.304 W、 3.5 unit

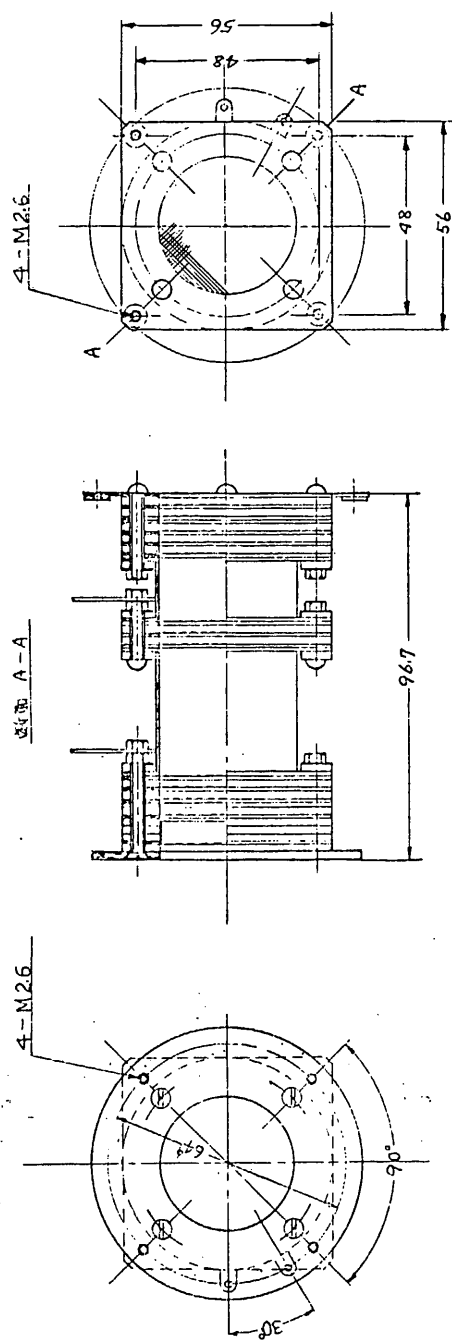
第6図はCPI本体の構造図である。

第7図はベネット型センサの寸法図である。

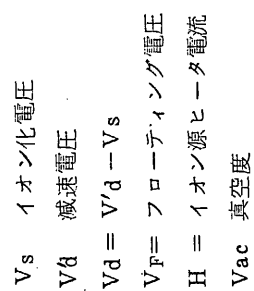
第 5 図 SRATS CPI ブロック図



第6図 ベネット型センサの構造図



真空チャンバ



1.4.4. 観 測 方 法

本観測器 (CPI) が衛星の進行方向に達した時の信号を Clock から受けて測定を開始する。
観測された 3 種のデータはアナログ系の電気処理を行い Peak detect & Hold 回路にてメモリ
ーされ、1 フレーム (4 秒) 毎にエンコーダを経てデータレコーダへ送られる。

コマンドは次の 5 項目である。

- ① Power ON-OFF
- ② CAL ON-OFF (-3KV OFF-ON)
- ③ 制御Ⅰ 減速電圧 A (35.0 V) B (26.1 V)
- ④ 制御Ⅱ 減速電圧 C (24.1 V) D (22.1 V)
- ⑤ 制御Ⅲ 補足電圧 A (0 V) B (-50 V)

1.4.5. 観測器の校正

CPI FM を用い電波研究所および松下通信工業においてチェンバーテストを行なった。

第 7 図に実験の配置を示す。

第 8 図は残留ガスについて、イオンのエネルギーの変化に対して、質量数のピークの変化があるかどうか調べるためにとったデータである。この図では f を固定して V を掃引させている。

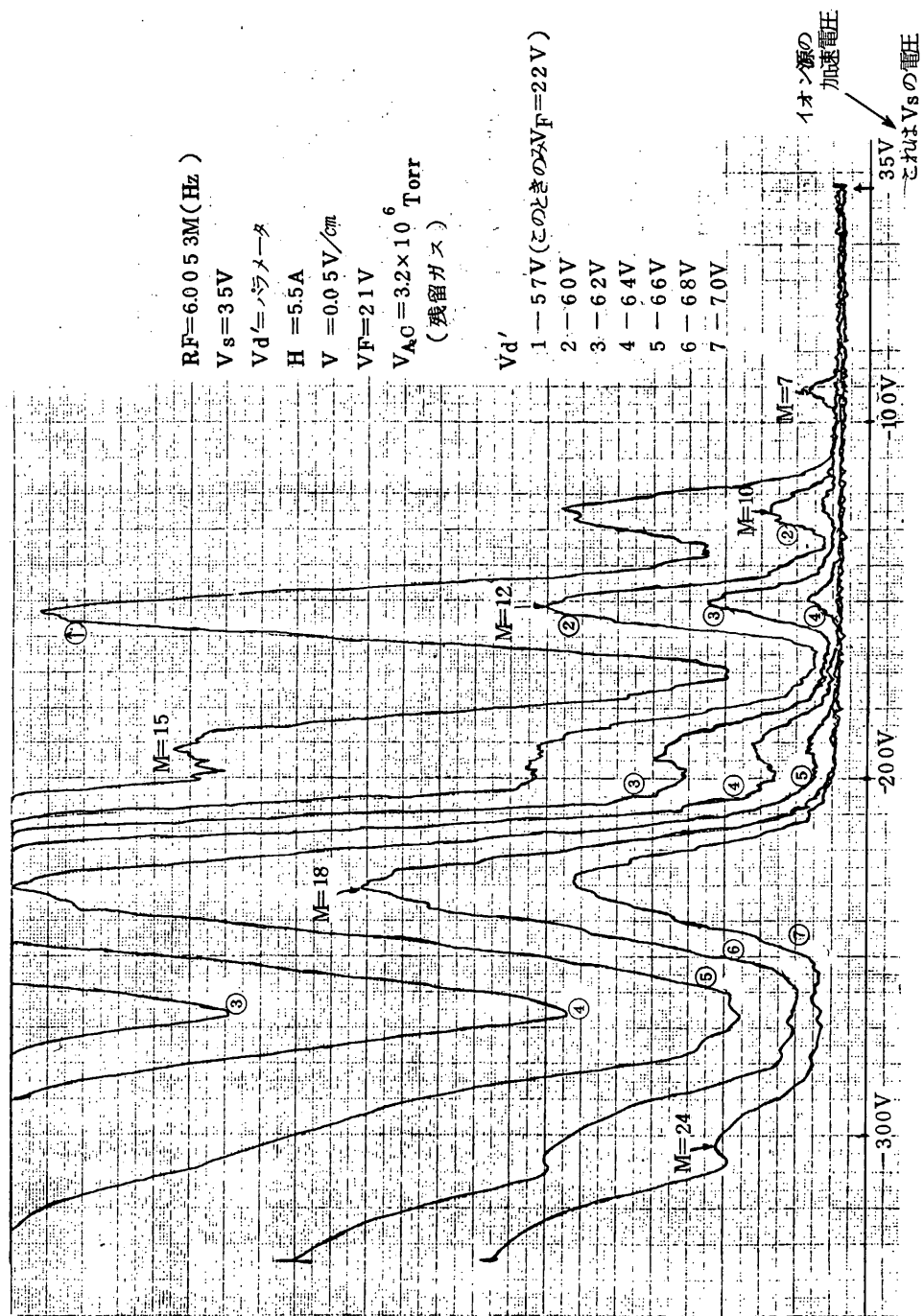
第 9、10、11 図はそれぞれ、チャンバーに水素、ヘリウム、メタン (酸素原子の代りに同じ質量数のものを用いた) を導入した時のマススペクトルの例である。

この一連の実験により、動作を確認するとともに、最適減速電圧を定めた。

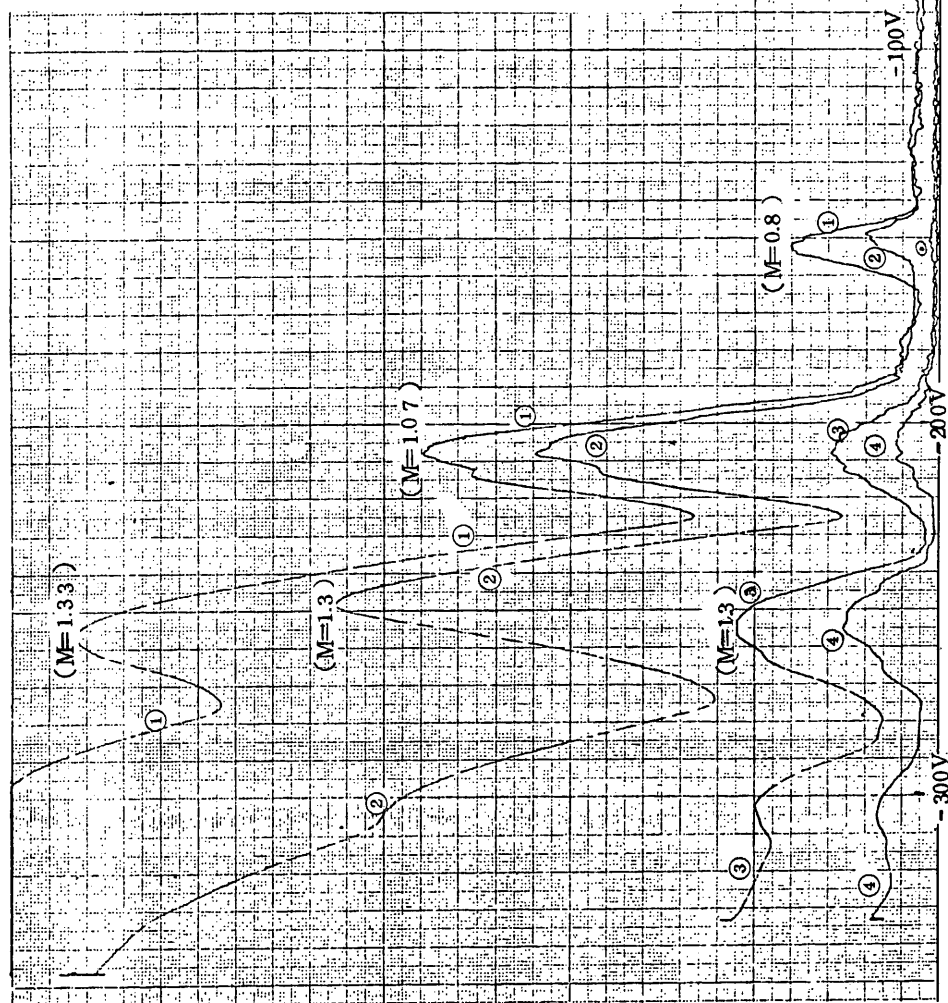
Reference

- 1) C. Y. Johnson, J. G. R. 71, 330 (1966)
- 2) E. J. R. Maier, J. G. R. 74, 815 (1969)
- 3) S. Chandra et al., J. G. R. 75, 3867 (1970)

第 8 図 残留ガスマススペクトル



第9図 H マススペクトル



$RF=23.58\text{ M(Hz)}$

$V_s=35\text{ V}$

$V_{d'}=V_{AC}=\text{パラメータ}$

$H=5\text{ A}$

$V=0.05\text{ V/cm}$

$V_P=2.2\text{ V}$

(H のこりをポンプでひきながら測定を行った。)

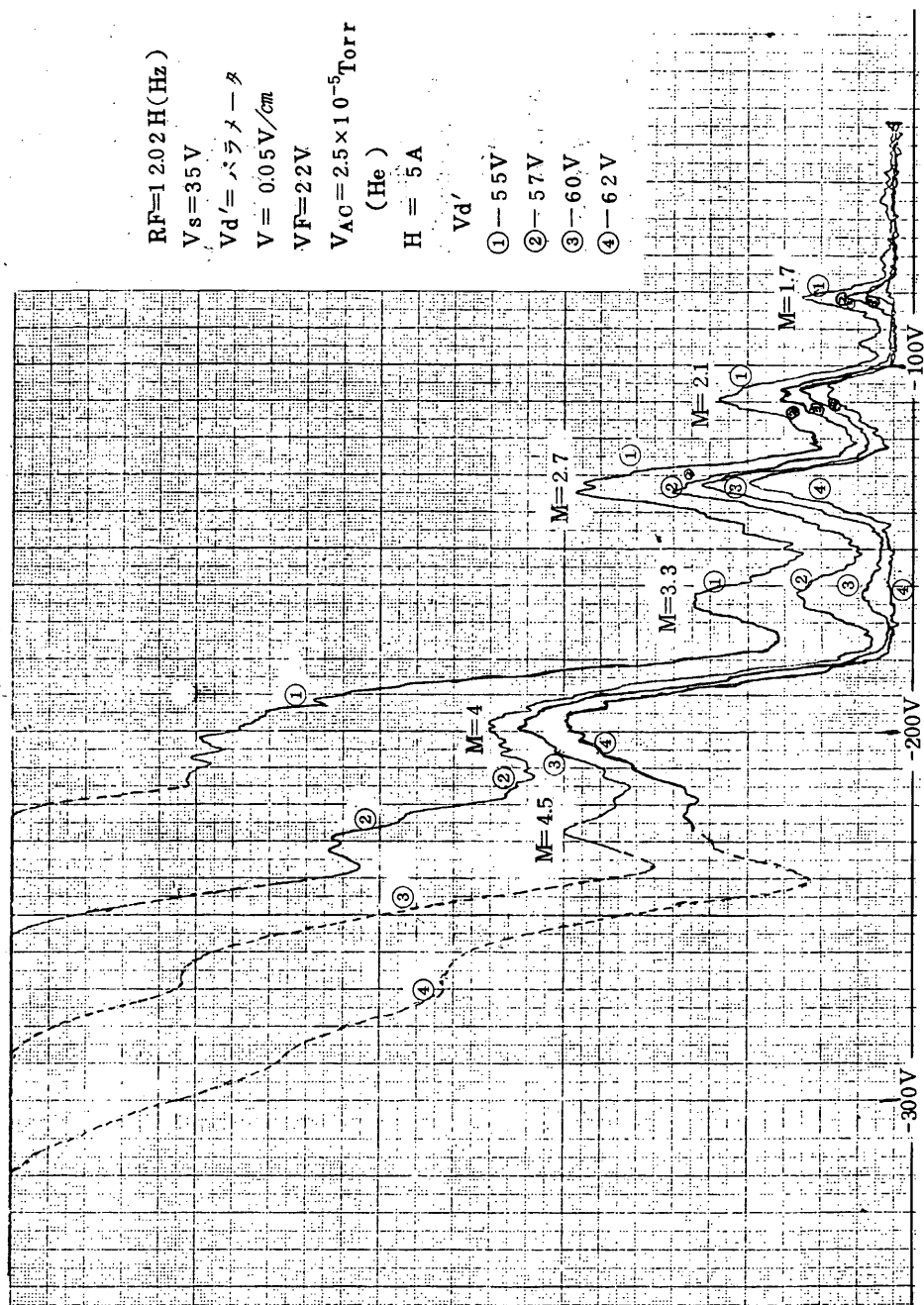
① $1.4 \times 10^{-5}\text{ Torr}$ $V_{d'}=60\text{ V}$

② $1.6 \times 10^{-5}\text{ Torr}$ $V_{d'}=64\text{ V}$

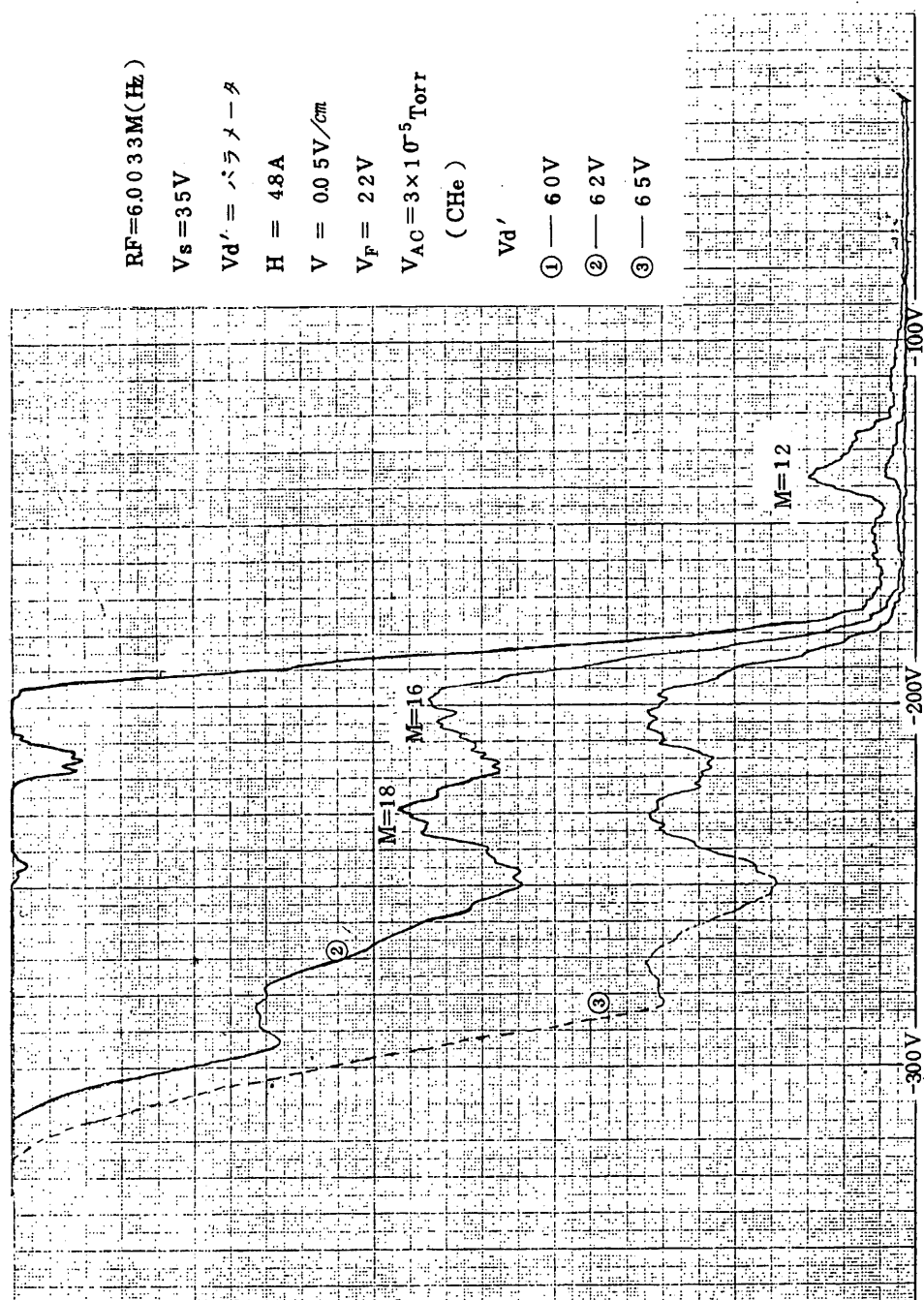
③ $1 \times 10^{-5}\text{ Torr}$ $V_{d'}=64\text{ V}$

④ $9 \times 10^{-6}\text{ Torr}$ $V_{d'}=66\text{ V}$

第10図 He マススペクトル



第 1 1 図 CH_4 マススペクトル



1.5 正イオンの観測 (T P I)

電波研 宮 崎 茂、森 弘 隆
松下通信工業

1.5.1. 概 要

平面形の Retarding Potential Trap を搭載し、直流および低周波交流プローブ法によって Top-side 電離層のイオン密度、温度およびプラズマ空間電位の観測を行う。観測はプローブ面が衛星の進行方向を向いた時に行われるので、衛星の飛しょう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。

1.5.2. 観測の物理的意義

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われるようになって電離層の生成維持機構を解明する上での多くの新しい手がかりが得られるようになった。しかし、一方ではこれらの豊富な知識が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際立たせることにもなった。

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が、夜間の電離層に関しては多くの問題が未解決の状態にある。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からの光電子の流入、エネルギー粒子の降下、地球コロナの $L\alpha$ 、 $L\beta$ 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。

地上からの sounding によって知られていた spread F 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等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。この irregularity の大きさは各種の観測によって数 m から数 10 km に及ぶ波長スペクトルを持つことが知られたが、その形成機構は不明で色々な立場から理論が提案されている。しかし、観測の統計的結果や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。

地磁気擾乱時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。

上述のようにTop-side 電離層には多くの未解決な問題が残されているが、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なものである。

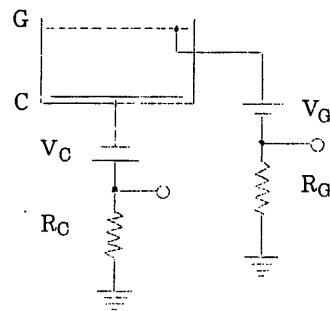
1.5.3. 観 測 方 法

プラズマの測定法として従来行なわれている静電探針法はプローブに直流電圧を印加して流入する電流を測定することによって得られる電流 — 電圧特性を解析するものであるが、流入する電流はほとんど電子電流によるためこの方法でイオンの測定を行なうのは難しい。また、電離層プラズマでは電子の熱速度は数 100 km/sec であるのに対してイオンの熱速度は数 Km/sec 程度なので、プローブを衛星に搭載して測定を行なう場合、イオンの測定に関しては衛星の速度の効果を無視できない。

S R A T S 衛星に搭載される T P I (イオン温度測定器)は、プローブに平面型Retarding Potential Trap (逆電位捕集電極)を用いて複数の平面電極によりイオン電流のみの分離測定を行なう。第1図にその原理的測定法を示す。

まずグリッドGに可変直流電圧 V_G を印加するとグリッドGに到達できる粒子のうち一部はグリッドGに吸収されてグリッド電流となり一部はグリッドGを通過する。そこでコレクターCに負の高電圧を印加しておくでグリッドGを通過した粒子のうちイオンのみが捕集され、純粹のイオン電流が流れる。これらの電流 — 電圧特性からプラズマ空間電位およびイオン密度、温度を求めることができる。次にグリッドGおよびコレクターCの電流 — 電圧特性について記す。

第 1 図



グリッドG電流は上述の如く主に電子電流から成るが、プラズマがMaxwell速度分布をしているとすると、衛星に対するプラズマ空間電位を V_S 、グリッド印加電圧を V_G とし $V_G < V_S$ 、すなわち電子減速電界領域では捕集電流 I_G は次式で与えられる。

$$I_G = I_{G0} \exp \left\{ \frac{e(V_G - V_S)}{kT_e} \right\} \quad (1)$$

$$I_{G0} = S_G N_e e \sqrt{\frac{kT_e}{2\pi m_e}}$$

N_e : 電子密度

T_e : 電子温度

m_e : 電子質量

S_G : グリッド捕集面積

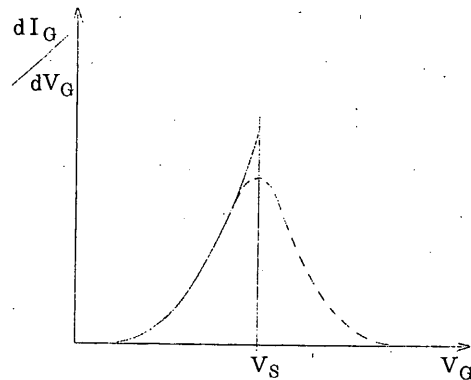
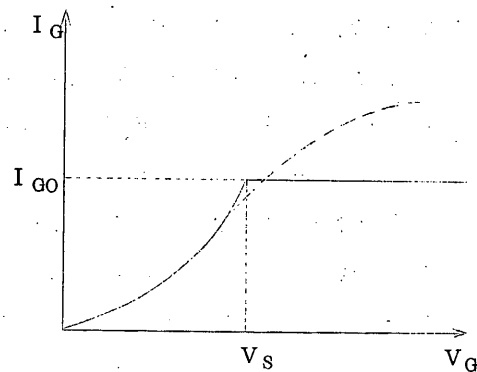
e : 電子電荷

k : ボルツマン定数

一方 $V_G > V_S$ 、すなわち電子加速電界領域ではプローブ周囲に電子シースと称する領域が生じ、プローブの捕集面積が印加電圧 V_G により変化するため、捕集電流 I_G は V_G とともに変化する。しかもその $I_G - V_G$ 特性はプローブの形により異なる。平面形プローブの場合には有効捕集面積が印加電圧によらず、捕集電流は一定となるはずであるが、実際にはプローブ面積が有限であるために端効果によって印加電圧依存性が現われる。TPI ではこの効果を少なくするためにガード・リングと称する電極をグリッドGの周囲につけ加え、これにグリッドGと等しい電圧を印加してグリッドGの前面の電位分布が平らになるようにしている。第2図の上図はグリッドGの電流 — 電圧特性を示している。

第 2 図

図中の特性曲線の折れ曲がり点の電位が空間電位 V_S を示していることがわかる。実際には端効果によって電子加速領域の特性が破線のようなになるので、 V_S を決定するには下図に示した電圧微分電流 — 電圧特性の方がわかり易い。図中の実線は理想的な場合で、破線は上図の破線に対応する微分特性である。これから、特性曲線のピークにおける電圧が空間電位 V_S を示すことがわかる。TPI では回路的にこのピークの位置を検出して出力している。得られる空間電位 V_S はプローブ特性を解析する場合に電圧軸の原点になる重要な量である。



一方、コレクターCを流れる電流はイオン電流のみから成り、衛星速度を V_0 とし、プローブの捕集面が衛星の進行方向を向いていると仮定すると、 $V_G > V_S$ 、すなわちイオン減速電界領域では次式の結果を得る。

$$I_i = I_{i0} \left[\exp \left\{ - \left(\frac{V_V - V_0}{V_P} \right)^2 \right\} + \sqrt{\pi} \frac{V_0}{V_P} \left\{ 1 - \operatorname{erf} \left(\frac{V_V - V_0}{V_P} \right) \right\} \right] \quad (2)$$

$$I_{i0} = S_c N_i e \sqrt{\frac{kT_e}{2\pi M_i}} \quad \text{erf}(X) = \frac{2}{\sqrt{\pi}} \int_0^X \exp(-x^2) dx$$

$$V = \sqrt{\frac{2e(V_G - V_S)}{M_i}} \quad V_P = \sqrt{\frac{2kT_i}{M_i}}$$

N_i : イオン密度

T_i : イオン温度

M_i : イオン質量

S_c : コレクター捕集面積

(2)式をさらに電圧 V_G で微分すると次式になる。

$$\frac{dI_i}{dV_G} = -I_{i0} \left(\frac{V_V}{V_P}\right)^2 \frac{1}{V_G - V_S} \exp \left\{ -\left(\frac{V_V - V_0}{V_P}\right)^2 \right\} \quad (3)$$

第3図は(2)、(3)式の特徴を描いたもので、上図は電流 — 電圧特性、下図はその電圧微分電流 — 電圧特性である。(3)式から、微分電流のピーク点の電圧は $(V_G - V_S)_{\max} = M_i V_0^2 / 2e$

で与えられるので、グリッド電圧特性から V_S が求まればピーク点の電圧からイオンの質量が得られる。

さらにピーク電流値および曲線の形から(3)式を用いてイオン密度および温度が計算される。複数種のイオンが共存している場合はイオンの種類によってピークの位置が異なるので、イオンの種類別に密度、温度を求めることが可能である。これらの結果から、イオン電流も電圧微分特性の方が解析上有利である。

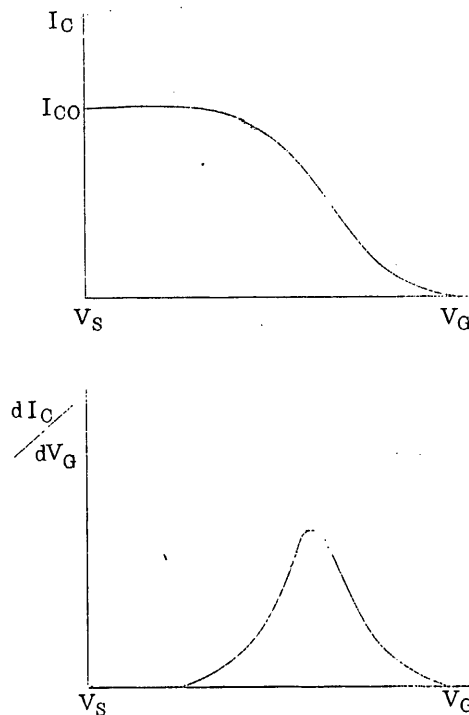
これらの電圧微分特性を電流 — 電圧特性から数値解析的に求めるのでは大きな誤差を伴うので、TPIでは次のような方法を用いて直接求める。

プローブ印加電圧 V に対する捕集電流 I が次式で与えられるとする。

$$I = f(V)$$

印加電圧 V に微小交流電圧 $a \sin \omega t$ を重畳す

第 3 図



ると、上式は次のように展開できる。

$$\begin{aligned}
 I &= f(V + a \sin \omega t) \\
 &= f(V) + \frac{a^2}{4} \frac{d^2 f(V)}{dV^2} + \dots \\
 &\quad + \left\{ a \frac{df(V)}{dV} + \frac{a^3}{8} \frac{d^3 f(V)}{dV^3} + \dots \right\} \sin \omega t \\
 &\quad + \left\{ \frac{a^2}{4} \frac{d^2 f(V)}{dV^2} + \frac{a^4}{48} \frac{d^4 f(V)}{dV^4} + \dots \right\} \cos 2\omega t \\
 &\quad + \dots
 \end{aligned} \tag{5}$$

従って、交流振幅 a が十分小さければ電流の $\sin \omega t$ 成分を検出することにより微分電流特性 $df(V)/dV$ が得られる。

1.5.4. SRATS 搭載用 TPI

TPI は大きく分けてセンサー部、電流検出回路部 (TPI-D) および記憶回路部 (TPI-M) から成る。

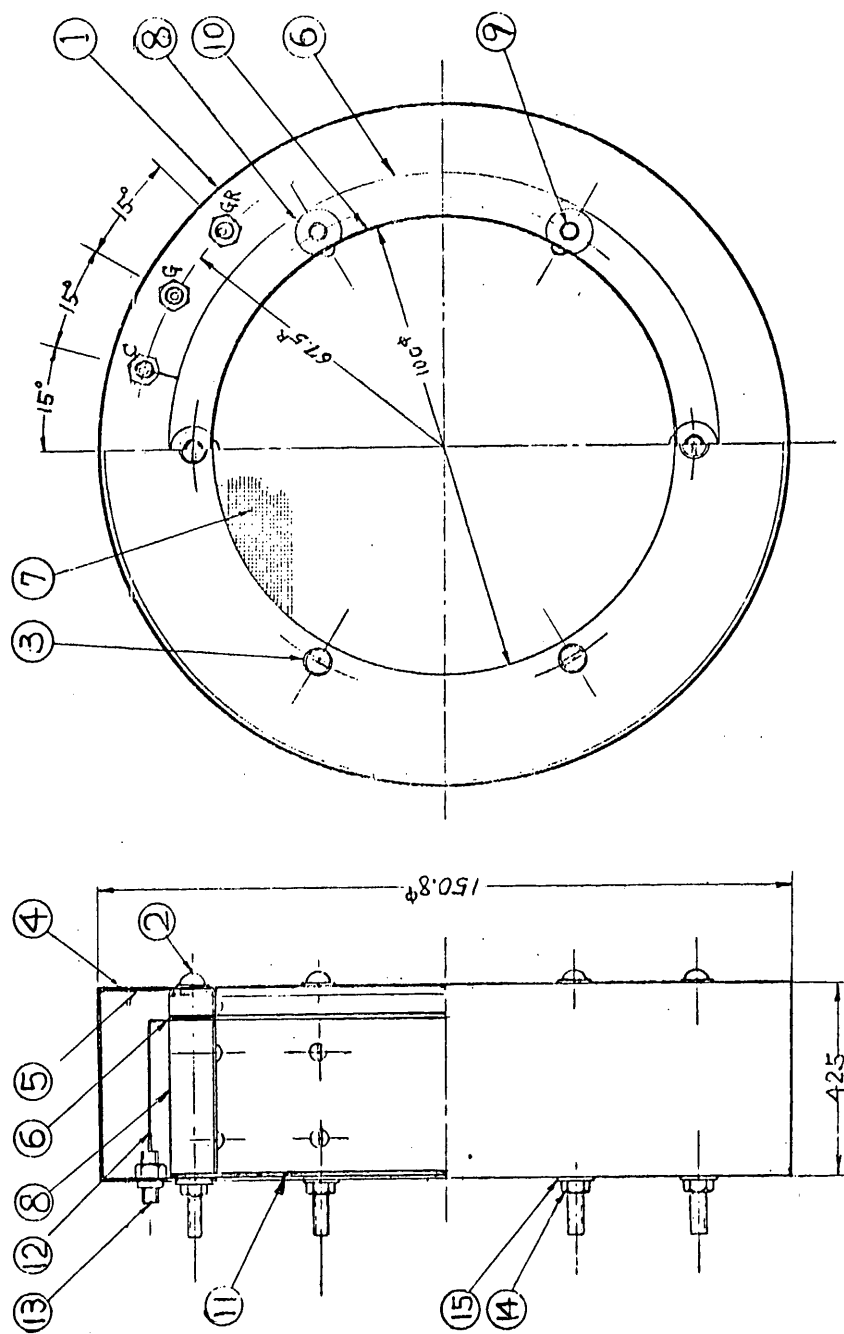
(1) センサー部

第4図はセンサーの構造図である。電極はグリッドG、ガードリングGR、およびコレクターCから成る。グリッド線は 0.005 mm の金メッキタングステン線で線間隔は 1 mm である。グリッドは 5 mm 間隔に2枚あり、これらに同じ電圧を印加することにより均一な電位分布が得られる。ガードリングGRおよびコレクターCには金メッキが施されている。コレクターCは太陽紫外線による光電子放出の影響を少なくするために直径 2 cm にしてある。衛星の周囲のプラズマの乱れが観測に影響しないように、センサーは衛星から約 1 m 離してある。

(2) TPI-D

TPI-Mからの掃引時間信号によりセンサー部に1秒間測定電圧を印加し、センサーに流入する電流を検出してTPI-Mに出力する。測定法は上述した微小交流電圧重畳法に基づき、グリッドGに周期 1 sec の鋸歯状波電圧および 1.5 KHz の微小交流電圧を印加し、流入する電流のうち 1.5 KHz 成分のみを検出して、電流が最大になる時間をTPI-Mに出力する。ガードリングGRにはグリッドGと等しい電圧を印加する。コレクターCには負の一定電圧を印加し、流入するイオン電流のうち 1.5 KHz 成分を検出して対数圧縮し、TPI-Mへ出力する。コレク

第 4 图



ター電流の検出感度は Gain Comm により High gain または Low gain が選択できる。
 また、Calibration Comm により 1.5 KHz の出力を 1.5 KHz 成分検出回路を通して出力することもある。この Command はコレクターの 1.5 KHz 検出回路以後の回路の動作を確認するためのものである。第 5 図は T P I - D の概略を示している。以下に各部の性能を列記する。

(1) プローブ印加電圧

(1-1) グリッド (G) 印加電圧

掃引電圧: 鋸歯状波 $-2.0 \sim +1.24 \text{ V}$ 1 秒 周期約 70 秒

交流電圧: 正弦波 1.5 KHz 100 mV (p-p)

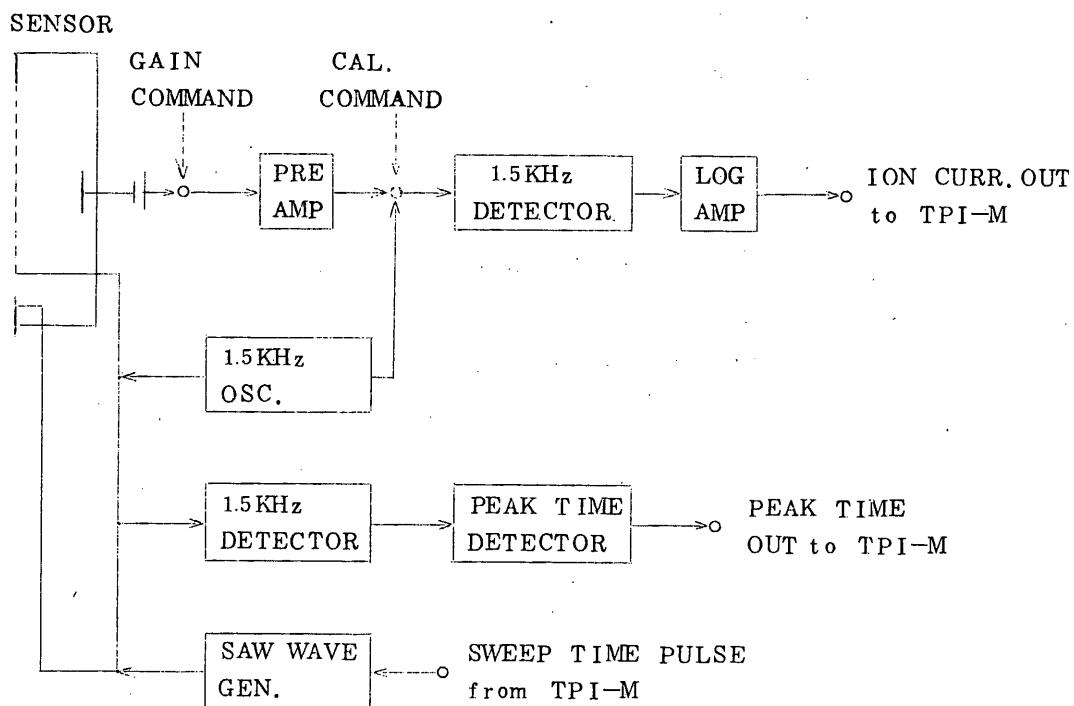
(1-2) コレクター (C) 印加電圧

約 -10 V DC

(1-3) ガードリング (GR) 印加電圧

1-1 とは別系統の独立で、しかもグリッド (G) と等しい電圧

第 5 図 T P I - D ブロック図



(2)測定範囲

(2 - 1) 交流第一高調波電子電流 (1.5 KHz)

$$1 \times 10^{-8} \sim 1 \times 10^{-5} \text{ A}$$

(2 - 2) 交流第一高調波イオン電流 (1.5 KHz)

$$1 \times 10^{-9} \sim 1 \times 10^{-6} \text{ A}$$

測定レンジ切換

$$\text{High } 1 \times 10^{-10} \sim 1 \times 10^{-8} \text{ A}$$

$$\text{Low } 1 \times 10^{-8} \sim 1 \times 10^{-6} \text{ A}$$

(3)較 正

下記の較正をメモリーまたはHKを通して行える。

(3 - 1) ION AMP 系の GAIN 較正 (メモリー)

コマンド CAL-ON

(3 - 2) 鋸歯状波 電圧レベル (HK)

(3 - 3) 正弦波 (1.5 KHz) レベル (NK)

(4)電力・重量・容積 (実測値)

電 力 1.373 W

重 量 1.03 kg

容 積 2 Units

(3) T P I - M

センサーが衛星の進行方向を向いたときCLOCKからのT P I観測開始タイミングによりT P I-Dに掃引時間信号を出して1秒間観測を行い、T P I-Dから送出される微分イオン電流のアナログ出力をデジタル変換してコアメモリー回路に記憶し、所定のタイミングによりテレメトリする。また、T P I-Dからのピーク検出信号到来時はメモリーにその記憶を行い、その時の電圧をプラズマ空間電位とする。観測中は周囲のプラズマの乱れを防ぐためC P I (質量分析器)の高電圧部をOFFにする。第6図にT P I-Mのブロック図を示し、以下にその性能を列記する。

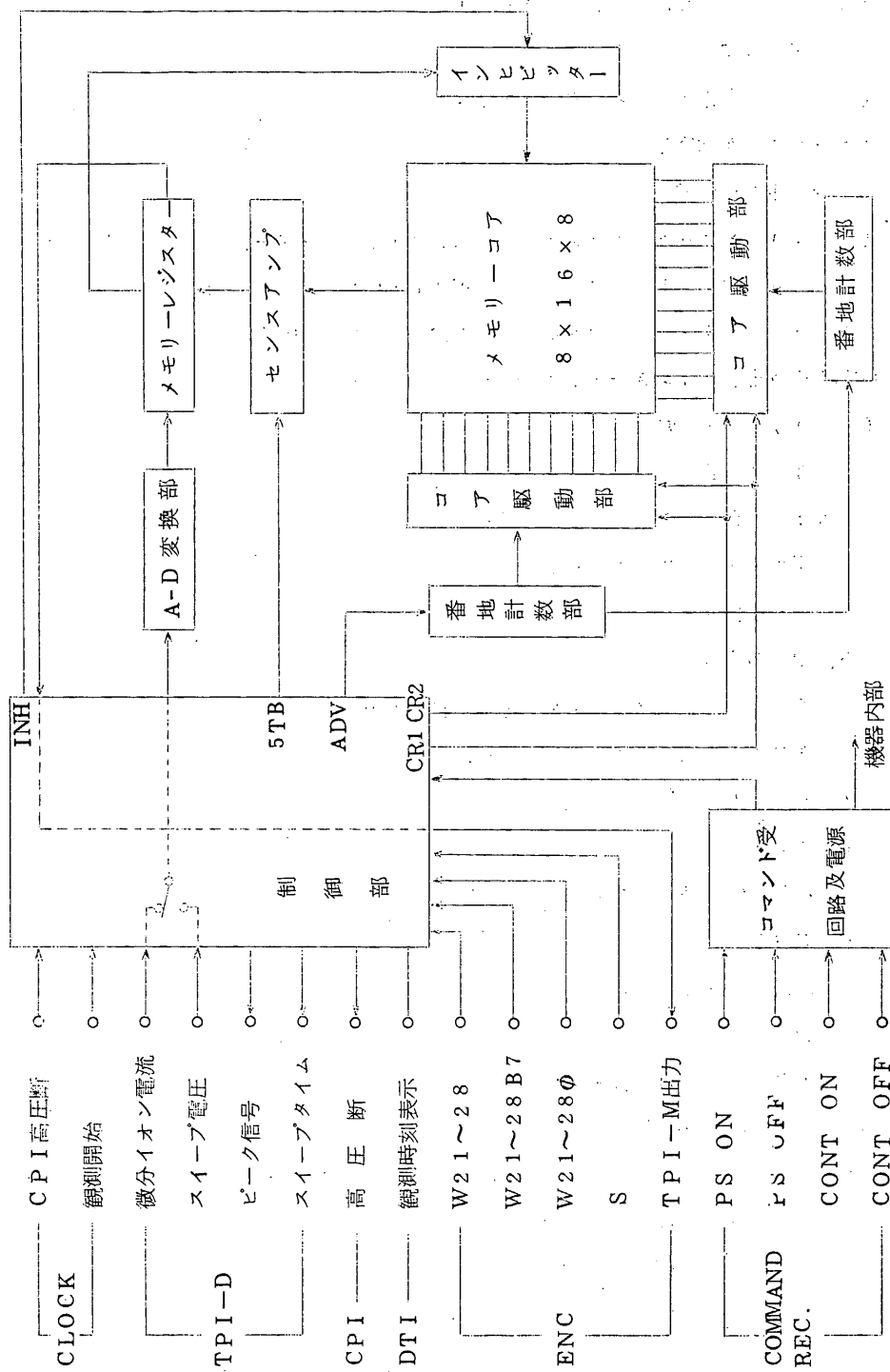
(i)A-D変換器

(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

第6図 TPI-Mブロックダイアグラム



(1-4) 変換精度 3%±1ビット

(2)メモリーコア

(2-1) 記憶チャンネル数 128

(2-2) 記憶容量 $2^8 - 1$

(3)テレメトリ形式

(3-1) 8ビット1データとして、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 W21~W28

(3-3) テレメトリ所要時間 64秒(16FRAME)

(4)他の観測器とのインターフェイス信号

(4-1) 入力信号

a. TPI-D

○1次微分イオン電流アナログ出力 0~+5V

○掃引電圧 0~+5V

○ピーク信号 デジタル

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 デジタル

(4-2) 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

(5)A-D変換器入力制御

(5-1) 全観測器CAL ON時には、TPI-D内においてその出力がイオン電流から標準電圧に切換わる。これを通常通りA-D変換する。

(5-2) TPI-M CONT ON時には、TPI-M内においてその入力がイオン電流から掃引電圧に切換わる。これをA-D変換する。

(5-3) いずれも制御開始からテレメトリ終了までに最大150秒要する。

(6)電力、重量、容積(実測値)

電力 3.169W

重量 1.5kg

容積 4Units

1.5.5. TPIの地上試験

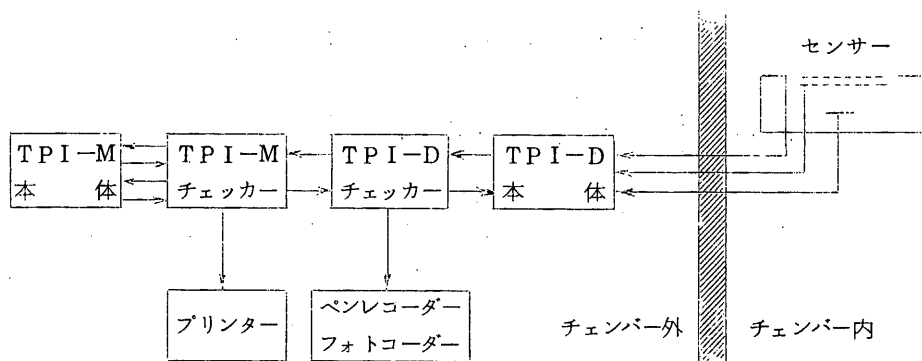
昭和46年10月～47年3月、松下通信工業㈱によって必要な各種の機能試験および環境試験が行われた。

昭和47年10月2～6日、東京大学宇宙航空研究所大型プラズマチェンバーを用いてプラズマ中のTPIの動作テストが行われた。チェンバー内にはセンサーのみを入れ、同軸ケーブルによってチェンバー外のTPI-Dと結合し、得られたアナログ出力をペンレコーダまたはフォトコーダに記録した。さらにTPI-Mを結合し、総合的な動作テストが行われた。第7図は各機器の接続図である。テストの結果いくつかの改善すべき点が明らかにされ、さらに検討を行うことになった。

問題点

1. グリッドGに1.5 KHzのリーク電流が 10^{-8} Aオーダー流れる。
2. グリッドGの微分電流のピーク検出回路がプラズマのノイズ電流にも応答する。
3. コレクターCのイオン加速電界領域の捕集電流特性が異常である。

第 7 図



昭和47年11月6～9日、東京大学宇宙航空研究所においてSRATS-Fの第1回計器合せが行われたが、TPIに関しては特に問題となる点は無かった。

1.6 SRATS 衛星搭載用電子温度測定器 (TEL)

東京大学宇宙航空研究所

平尾 邦雄、小山孝一郎

1.6.1. 目 的

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る電子温度を、いわゆる「電子温度プローブ」によって測定する。

1.6.2. 電子温度プローブの原理

プラズマ中につ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、電圧電流のみを取り出し、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、もっとも一般に行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直流成分、および高調波成分から電子温度をもとめる、いわゆる AC mode Langmuir probe 法があるが、我々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、電子温度をもとめるものであって、AC mode Langmuir probe の一型式として過去数年に亘って、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 r は

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

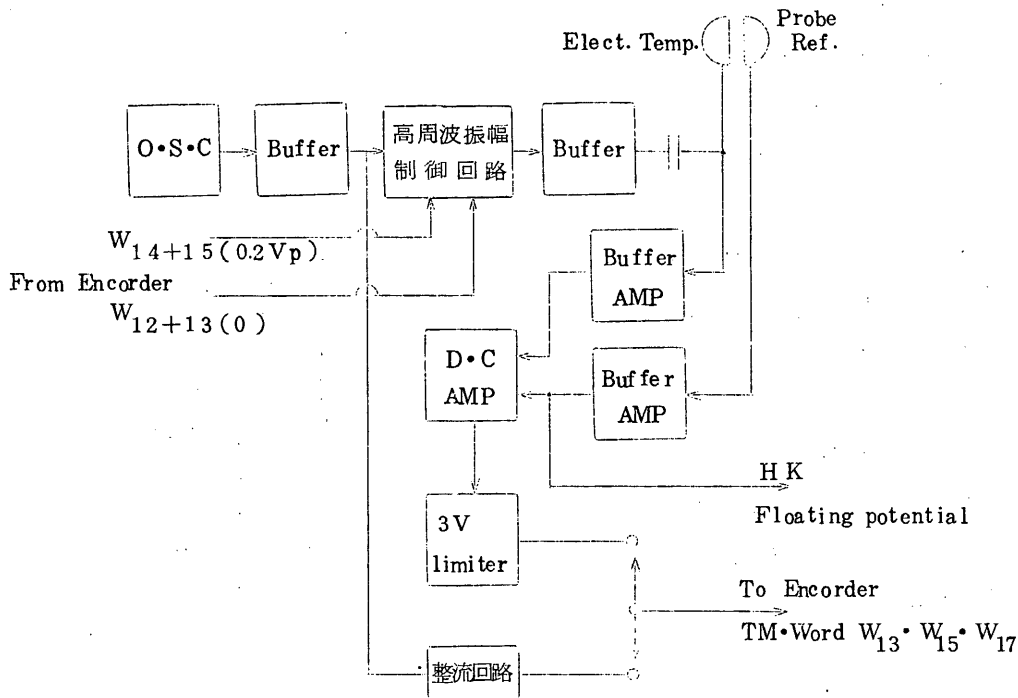
とあらわされる。ここで k はボルツマン定数、 e は電子の電荷、 $I_0(\quad)$ は零次の変形 Bessel 関数である。従って、印加する高周波電圧の振幅 a 、 $2a$ がわかっており、 k 、 e が既知である時、Floating Potential の変動分の比 r から逆に電気回路によって実現するには、高周波振幅 a 、 $2a$ を順次にプローブに印加し、それによって生じた floating potential の変動を高入力抵抗の増巾器で検出、増巾したのちの信号から、floating Potential 変動の比をよむことによって電子温度を計算できる。

1.6.3. 電子温度測定器

(1) 測定器の Block diagram

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1 のようである。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 Signal を差動 Amp にいれることによって打消することができる。以下に各電気系統について述べる。

図1 SRATS衛星搭載用電子温度測定器



(2) 高周波電圧発生回路

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。この回路に関する環境試験の結果は § 3.6 に示してある。

(3) 振幅電圧制御回路

周波数 30 KHz、振幅 400 mV、200 mV、0 mV の高周波電圧が、プローブに順次に

印加されるが、このために、発振回路に生じた高周波電圧は Buffer 回路を介して、制御回路に
 おくられる。この回路は単に Encorder からのコントロールパルスを使用して、Transistor
 を on, off することによって、出力電圧を分圧するもので、この際必要とされるパルスは
 Encorder からの W_{14} および W_{15} 、 W_{12} お

よび W_{18} である。図 2 に制御回路を示す。

図 2 振幅制御回路

(4) プローブ入力回路および増幅部

振幅変調された後、Buffer 回路を通った
 高周波電圧はコンデンサー 1000PF 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
 動分は高入力抵抗をもつ、差動型 DC Amp に
 より 10 倍増幅され、電圧 limiter を通った
 のち、その出力は Encorder へいる。電子温
 度測定の影響に直接影響する高周波振幅は、P
 C 変換され、Command 信号によって必要な時
 に、電子温度の出力と、Encorder への入口
 できりかえられることによって monitor でき
 るようになっている。

更にプローブに流れこむ電流が零になる点の
 電位、即ち浮動電位は電子温度プローブの
 Reference 電極によって検出され、常に衛星
 の電位を HK channel でモニターできるよう
 になっている。これによって、かつて REXS 衛星で経験した衛星の電位変動を即座に知ること
 ができ、このことによって衛星の周りのプラズマのじょう乱に関する影響をある程度知ることが
 できる。

(5) 測定器寸法及びセンサーについて

電子温度プローブの生命ともいべき電極はできるだけ低いプラズマ密度でも測定可能なよう
 に、図 3 に示すように直径 110mm のエレクトロニクスをおさ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関係上、エレクトロニクス部は厚さ 1mm のアルミケ
 ースを介して、必然的に極めてきびしい環境におかれることになるので、この問題については次

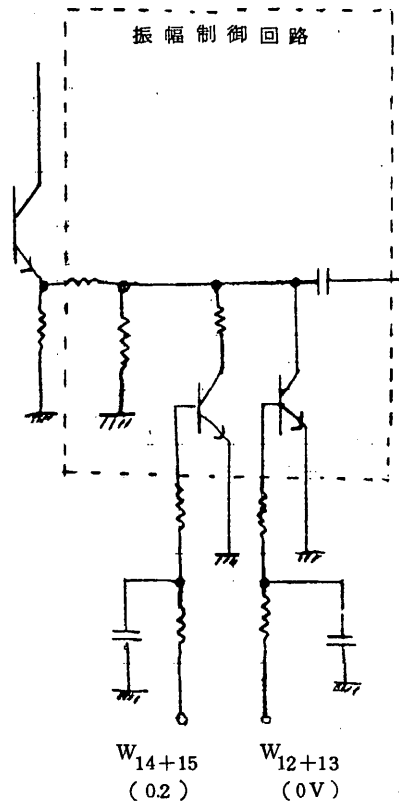
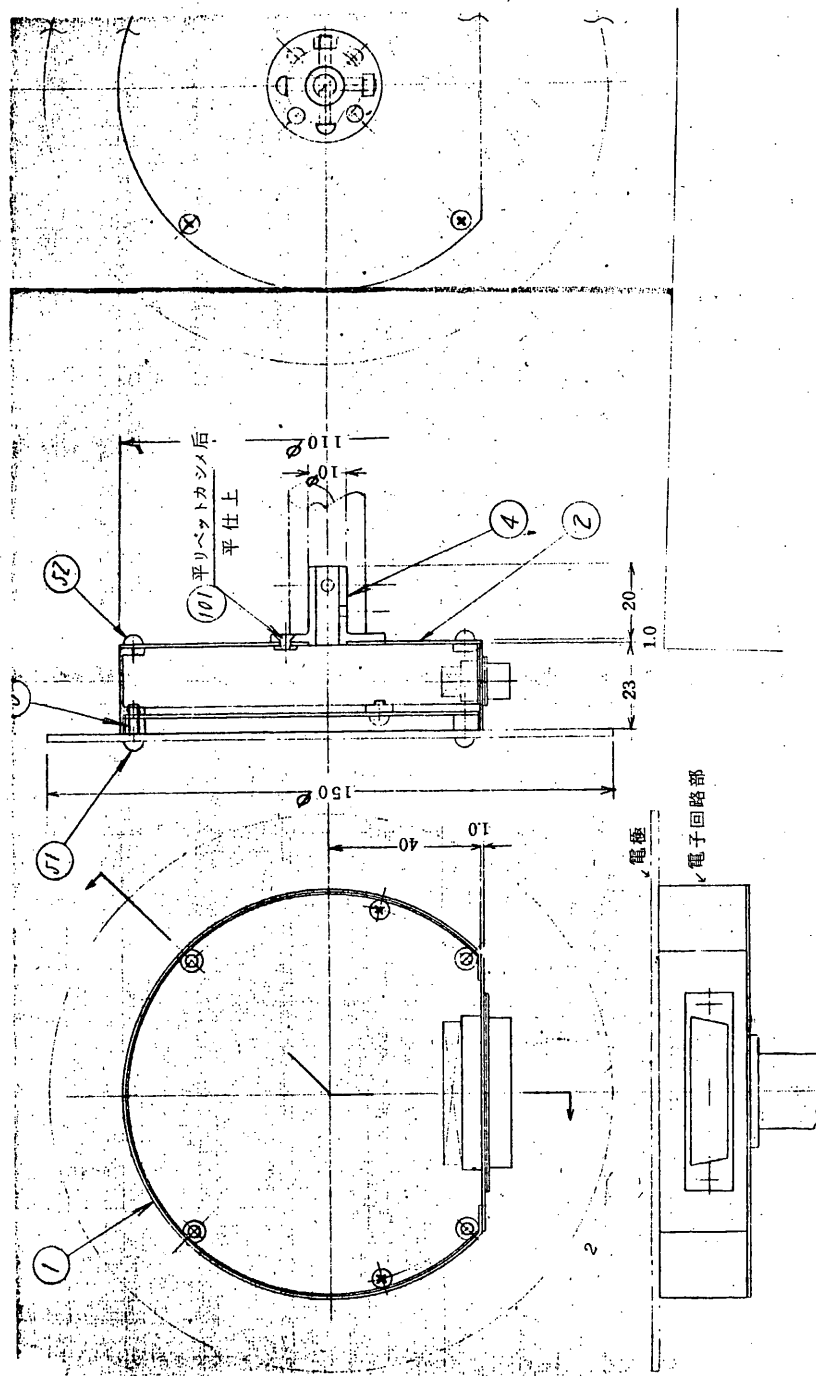


図 3 電子温度計の寸法、形状



節で述べるごとく慎重な実験をくりかえしつつある。本測定器の重量は、ポッティングがなされていない2月現在、288gである。

(6) 測定器の電氣的諸元および温度試験結果

(1)本測定器の諸元をまとめると下のようになる。

高周波印加電圧：(0.8V±2.6mV)pp, (0.4V±2.4mV)pp, (0±1.3mV)pp

発振周波数：30.04KHz±0.4%

入力 impedance：110 MΩ

DC AMP Gain：10倍

出力電圧：3V以内

所要電力：+12V系2.8mA、-12V系1.2mAで合計48mW

電子温度測定範囲：300～4000°K(±100°K)

動作可能な電子密度の下限： 3×10^4 elc/cc

(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： $8.3 \times 10^{-4}/^{\circ}\text{C}$

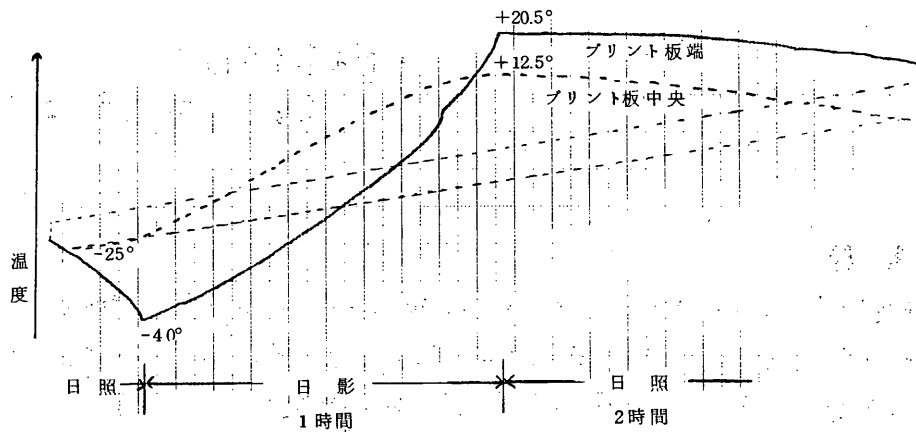
PC AMP Zero drift：0.45 mV/°C max

動作可能な温度範囲：-30°C～+60°C

1.6.4. 環境試験結果 (平尾研究室、三留による)

3.5で述べたように、電子温度プローブは衛星内にエレクトロニクス部が収納される他の測定器と違って、きわめてきびしい環境におかれることになる。従ってエレクトロニクスの動作する-30°C～+60°Cの温度の範囲にケース内の温度がおさまるかは、きわめて重要な問題である。予備的な実験として現在ロケット観測に使用されている直径100mm、高さ20mmの電子温度ケースの内側に、SRATS衛星に搭載される電子温度計の所要電力である48mWの発熱体において宇宙空間におけるSimulationをおこなった結果が図4に示されている。図に示すようにケースの内部は約-40°Cから+20°Cまで日照時間によって変化することになる。電子温度プローブのエレクトロニクスにはいささかきびしい条件になるが、今後エレクトロニクス部分をマイラーでくるむ等して、緩和することができよう。二回目の環境試験が現在計画されている。

図4 ケース内プリント板の温度変化状況



1. 6. 5. 計器合わせにおける問題点

エレクトロニクス、センサー共に衛星外のアームの先端にとりつけられる関係上、計器合わせにおいては問題はなかった。

1. 6. 6. 今後の問題点

- (1) いまだやられていない Space plasma Chamber での動作試験を早急に行うこと。
- (2) 本測定器は電子密度 $4 \times 10^4 \text{ ele/cc}$ 以下になると、出力波形の歪を生じ、電子温度の測定にばらつきがでることが予想される。できうれば、電子温度の測定範囲を 10^3 ele/cc の電子密度までおとしたい。これについては入力抵抗を $1000 \text{ M}\Omega$ にかえ、かつ DC AMP. の Gain を 100 倍にすることが要求される。室内実験においては上述のような低密度での実験は既にきわめて良好な結果を得ている。
- (3) § 4 に示したごとく、環境試験を再度行って、ケース内の温度をエレクトロニクスの動作範囲までもちこむこと。

以上3つの事柄が電子温度測定器に関する問題として、残されている。

1.7 高周波インピーダンスプローブ (IMP)

京都大学工学部

大家 寛、麻生 武彦

1.7.1. 序

高周波インピーダンスプローブによる、電子密度測定精度は高く、その誤差が±3%以下であることが特徴であるが、またポテンシャル法(ラングミュアプローブ等)で出す電子温度は Sub-energetic Part の影響を受けやすいことが明らかにされてきつつあるとき、インピーダンスプローブ法より出す電子温度もまた重要である。

ジャイロプラズマプローブは、本来、連続的に周波数スペクトルをとることを主体にしてきたが、REX S 衛星によって、テレメーターの伝送制約に合わせたサンプリング方式が完成した。これは UHR 共鳴周波数と、周波数 15 MHz および 300 KHz でのインピーダンス値の計測と、いのように、データポイントの節約を行い点状にサンプルして伝送するものである。共鳴周波数はテレメーターの伝送時間とは独立に、プラズマ中の諸特性によって変るため、一定間隔で定められたテレメーター伝送順に合わせた待時間が必要となる。したがって全体の系はプラズマ探測に本質的な部分と、テレメーター PCM コードに最適な情報処理部からなっている。

1.7.2. 観測内容とデータ伝送

衛星本体より 1 m、スピン軸に直交する方向に突出された 120 mm φ の球形プローブのプラズマ中電気容量を 200 KHz ~ 16 KHz まで周波数掃引しつつ測定する。

第1図はロケット実験により得られているプローブのプラズマ中の容量(アドミッタンスを角周波数で除したもの)を概念的に表わしたものである。

F_h は、高部ハイブリッド共鳴周波数、 L_{h1} は 15 MHz 及び L_{h2} は 300 KHz における等価容量である。高部ハイブリッド共鳴周波数は、プローブの形態に無関係に、またプローブの周辺をとりまいて存在するイオンシースの存在にも無関係に決定され、

$$N = \left(\frac{m\epsilon_0}{e^2} \right) \sqrt{F_h^2 - f_H^2} \quad (1)$$

より電子密度 N が求められる。ただし、 m , ϵ_0 , e , および f_H はそれぞれ、電子質量、MKS 単位系真空誘電率、電子電荷、および電子サイクロトロン共鳴周波数である。この電子サイクロトロン共鳴周波数は計算される地磁気から十分な精度で求められる。

15 MHz におけるインピーダンス値は、電子密度が極めて大きくならないかぎり、ほとんど真空中におけるインピーダンス値をあたえ、プラズマインピーダンスを議論する場合の基礎量をあたえる。

第2図は、プローブ構造と、プローブをとりかこむイオンシースの関係を示す概念図である。プローブへのフィーダーは極めて細い線を用い、球形プローブとして動作することを可能にしているが、これらを取りまく、シース容量が求められるわけである。シースの等価容量は、300 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より広範囲の情報を与えることになる。シース構造が決定された場合、そこから電子温度が求められる。この温度は、ポテンシャル法で出す温度と異って、粒子の Sub-energetic part の影響を受けにくい。したがって Langmuir probe 等 S R A T S で観測されている他のポテンシャル法と総合するとき、粒子の Thermal level 附近のエネルギー分布の Maxwell 分布からのずれを明らかにするものとして重要になる。

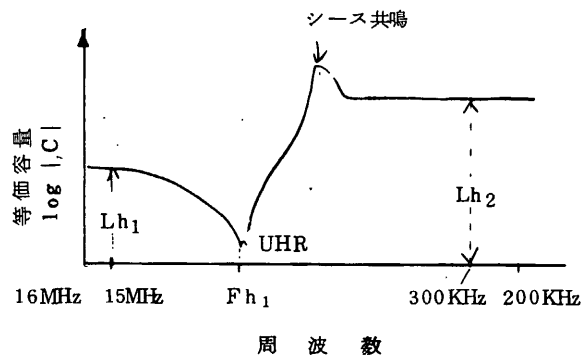
1.7.3. 観測機器の構成

第3図に示すように、観測機器は、観測部（2点鎖線の外部）とデーター処理部（2点鎖線の内部）より成っている。

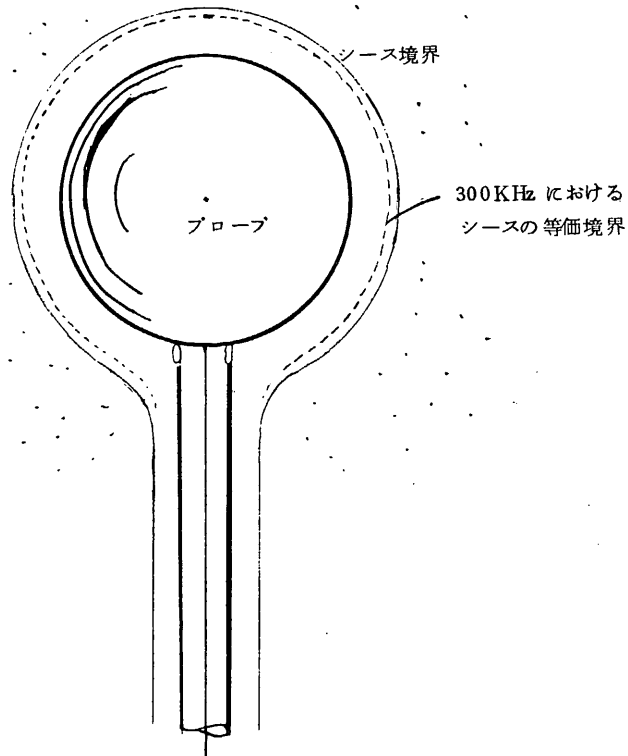
観測機器部は、VCO を掃引電圧で制御して、200 KHz ~ 16 MHz の掃引 (125 m sec) を行う。この信号は Bridge の一辺をなすプローブに印加され、そのアドミタンス変化が (したがって他のアームとの間の差分として) 前置増幅器にとり入れられる。前置増幅器を出た信号は、300 KHz ~ 16.1 MHz まで、プローブの印加信号の周波数より 100 KHz だけづれた信号と mix されて中間周波に変換され増幅される。この信号を検波することにより、第1図に示すような生データーを得る。

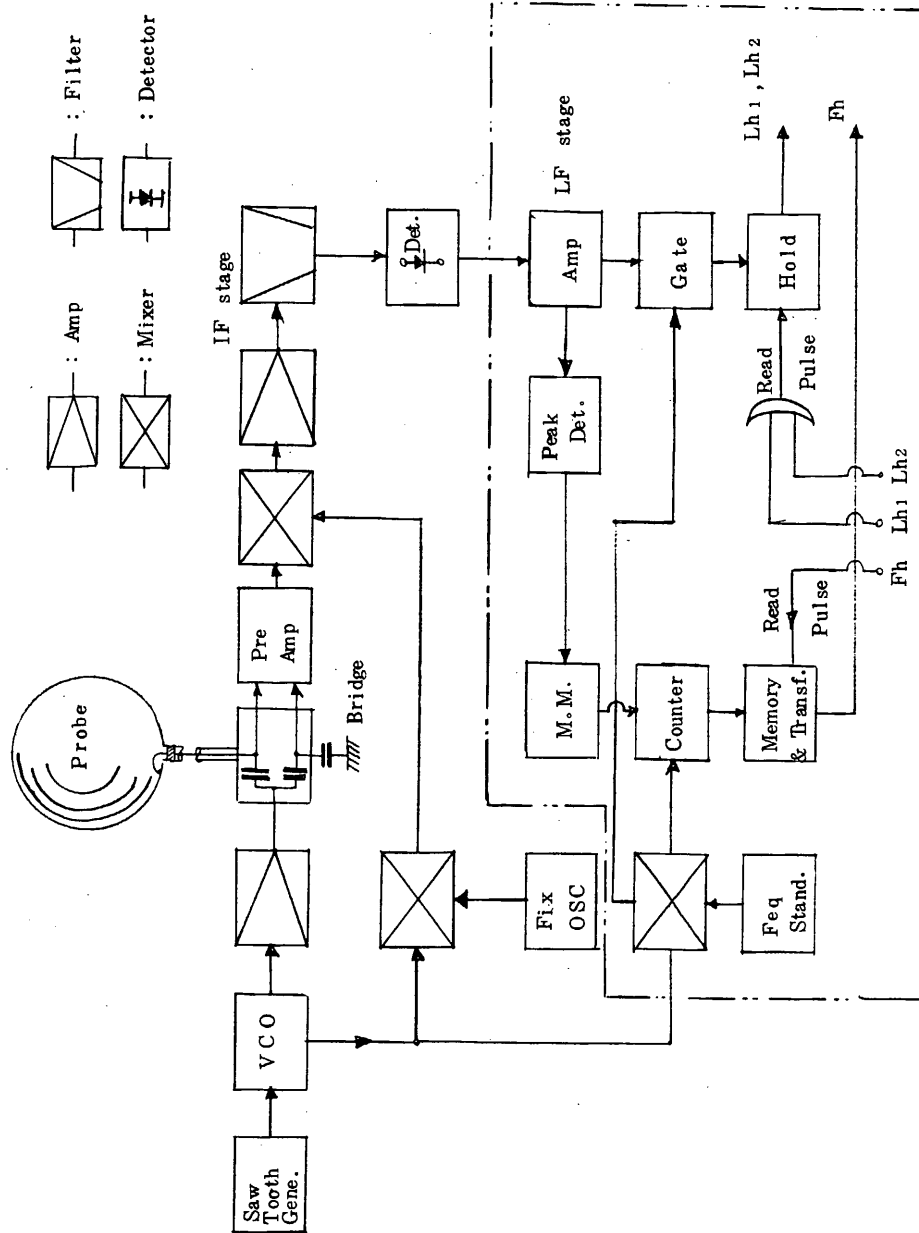
生データーは、Special purpose テレメトリーを持つ場合はこの形のままで伝送可能であるが、PCM コードを使うよう設計された、今回の S R A T S 観測の場合、2節に述べたような特殊点のサンプリングを行う。周波数は Peak Detector により UHR 点を検出した場合この検出パルスを整形して周波数カウンターの Gate をひらき、UHR 周波数を検出した時点でのプローブへの印加周波数を直接計測する。この計数されたパルスは memory にはいつているが F_H

第 1 図



第 2 図





の読出しパルスによって Time Serial 信号に変換されてテレメーター系へ伝送される。

次に 15 MHz および 300 KHz でのインピーダンス level 測定は、プローブに印加している信号周波数が、15 MHz および 300 KHz の standard 信号 (passive の共鳴回路でもよい) と一致したときにパルスを発生し、そのパルスで生データのアドミタンス値をサンプリングし、ホールドする。この場合ホールド信号はアナログ信号で、Lh₁ および Lh₂ の読出し指令パルスを得て、テレメーターの A-D 変換系へ送り出される。

1.7.4. 重量および使用電力

SRATS 衛星搭載用インピーダンスプローブの重量および使用電力は以下のとおりである。

重 量	球プローブ	0.258 kg
	本 体	1.855 kg
使用電力	常時電力	0.516 Watts
	最高ピーク電力	2.91 "
	動作時平均電力	1.516 "

衛星のテレメーター制限より時分割動作しているが、動作時以外に特に機器の特性を変更しない部分については、電力節減のため休止する時間があるため上記電力使用状況となっている。

1.7.5. 結 び

電子密度分布及び電子温度分布は、電離層プラズマ物理、およびエアロノミーの、直接電離層に関する研究対象に関しては、最も基本的、不可欠のパラメーターであるが、高周波法で 500 km 以下の高度で衛星による長時間観測を行った例はなく、各研究へのデータ提供という基本的使命以外に、新しい高精度測度による結果が期待されている。電子温度測定に関しても、Sub Energetic Part の粒子の影響を受けない観測結果が豊富に得られるものと期待されている。

第 2 章

姿勢制御・検出機器

2. 1. S R A T S / G A S

東海大工学部 青 山 巖
測 機 舎 株 式 会 社

2. 1. 1. 観測目的

地球磁場及び太陽方向を検出して衛星の姿勢を測定する事を目的とする。

2. 1. 2. 観測方法

測定器は地球磁場の衛星軸成分 (Z 成分) とこれに直角な成分 (H 成分) を測定する磁力計部分、太陽方向を測定する太陽センサ部分から成り他にスピン周期測定部が付加されている。これらのデータから衛星の姿勢を決定する事が出来る。

i) 地磁気姿勢計

磁力計としてはフラックスゲート型磁力計が利用され前述した二成分測定方式である。今回は特にテレメータチャネル数の制限から H 成分はスピンによって生ずる正弦的出力の整流値を適当な時定数にてホールドしたものをテレメータ入力とする。

ii) 太陽センサ

衛星のスピン軸と太陽方向とがなす角度を測定するもので、角度は符号化したデジタル量で表わす。使用するコードは 7 ビット構成のグレイコードで $\pm 60^\circ$ の範囲を約 1° (1 ビット) の精度で測定する。

iii) スピン周期測定

衛星のスピン周期は約 10° 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する事によりスピン周期に換算する方法である。周期測定範囲は $3 \text{ Hz} \sim 0.1 \text{ Hz}$ である。尚、検出部は ii) 項の太陽センサと共用してある。

2. 1. 3. 装置の概要

本装置はすでに述べた様に地磁気姿勢計部と太陽センサ部及びそれぞれの検出部から構成されている。磁力計部のブロックダイグラムを (図・1) に示す。垂直成分 (Z 成分) は従来の方式によりその測定範囲は $\pm 50000 \text{ r} / 3 \text{ V}$ である。水平成分は最大値検出のため $0 \sim 50000$

$r/3V$ となる。磁力計センサ部は周囲の磁気的影響をさけるため衛星頭部に約50cmのブームを出し、これに装着する事を計画してある。

太陽センサにおける姿勢角の符号化はセンサが太陽方向と一致したとき行ない、これを記憶し、読み出す方式である。(図・2)にはこの回路のブロック図を示めす。特に地球のバックグラウンドによる誤差をさけるため、この大きさに見合うバイアスがかけられてある。一方、このセンサ出力の一部はスピン周期測定にふりむけられている。(図・3)はそのブロック図である。

本装置の主たる仕様は次のとおりである。

i) 地磁気姿勢計部

磁場測定範囲 (Z成分)	$\pm 50,000r$
(H成分)	$0 \sim 50,000r$
磁力計感度 (Z成分)	$3v/gauss$
(H成分)	$3v/0.5 gauss$
出力 (各成分共)	$0 \sim 3V$
使用温度範囲	$-20^{\circ}C \sim 50^{\circ}C$ で正常動作

ii) 太陽センサ

太陽角測定範囲	$\pm 60^{\circ}$
測定精度	$\pm 1^{\circ}$
スピン測定範囲	$3 \sim 0.5 Hz$
分解能	$\pm 0.1 Hz$
温度特性	$-20^{\circ} \sim 50^{\circ}C$ で正常動作

iii) 計器重量

ポッティング無しの状態	1.105kg
-------------	---------

iv) 消費電力

+12V系	25.2mA	(0.31W)
-12V "	7.6mA	(0.091W)
+5V	50.0mA	(0.25W)
計		0.65W

v) 寸 法

規格による2パネルを使用する。

2.1.4. データ取得法

- i) 地磁気姿勢計部の出力はアナログ量表示で規定の0～3V以下である。

衛星軸方向(Z成分)…………… $W_8, 12\text{ mV}/200r$

衛星軸と直角方向(H成分)…………… $W_7, 12\text{ mV}/400r$

- ii) 太陽センサ部はその出力をHORと共用して使用し、HORが測定状態のときには太陽センサの出力は得られない。

太陽角(SS)…………… $W_9, 1^\circ/1\text{ ビット}$

尚、このSS出力はグレイコードあるため地上系ではアナログ量への変換が必要で、このとき読み出しパルスがもちいられる。

スピン周期測定は出力をHKと時分割でテレメータに送られ、この場合32フレーム中ワード5で一回である。データの較正は前もって求められた表による。

2.1.5. 現在の状況

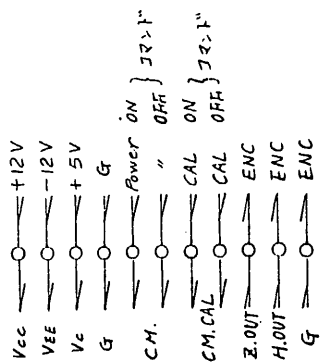
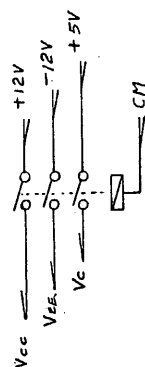
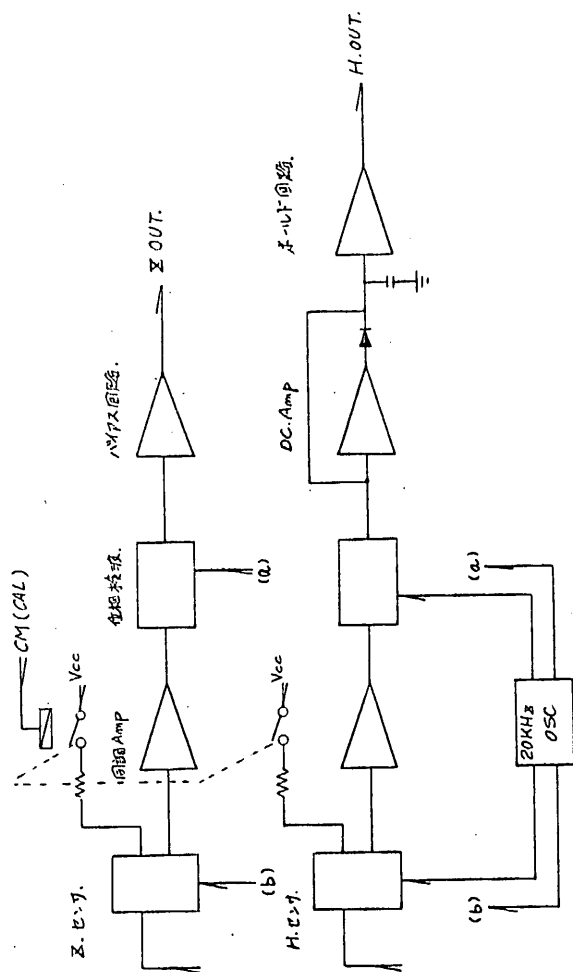
- i) 地磁気姿勢計部のH成分系が今回はホールド方式を採用しているため、この回路の特性、安定性等が問題となっていたが、現在まで一応の結論が得られている。特にスピンの量にともなう整流値の変動は3Hzの時の値を基準とした場合、デスピンされた0.1Hzでは2.5%低い値となる。しかし、そのときのスピン周期が0.5Hzの精度で知る事が出来れば誤差は1%以下となり実用上では問題がない。一方、この方式にともなって、もし急激な姿勢の変化(スピン周期の10倍程度で30°以上のブリセクション等)のある場合には正確な応答を得る事には問題がある。但し、この場合にはZ成分の出力によって判断する事になる。

- ii) 太陽センサに関しては、太陽光と地球反射との区別を正確にしてS/Nを上げる必要がある。この対策としてはトリガレベルの適切な設定値を求めなければならないが、現在のところ決定的な値を決めるには若干問題を残している。尚、光学系及び符号化に必要なCdSのパターン等には問題はない。今後は地上での充分な動作シミュレーションを計画している。スピン周期測定の基準クロックはテレメータのタイミングパルス512Hzを利用するが、現在のところ低い周期測定に関しては0.05Hz(3rpm)程度まで測定可能の見込みである。

太陽センサ系の温度特性については大きな問題はない。

- iii) 磁力計の検出部用ブームは衛星内のじょう乱磁場をさけ、且つ迅速な姿勢解析にはぜひ必要なものであるが、その部分の重量増が見込まれ現在検討事項となっている。ブーム装着上のスペースに関しては解決されている。

図-1 SRATS-F GAブロックダイアグラム



☒-2 SRATS-F ☒ サンセンサブロック

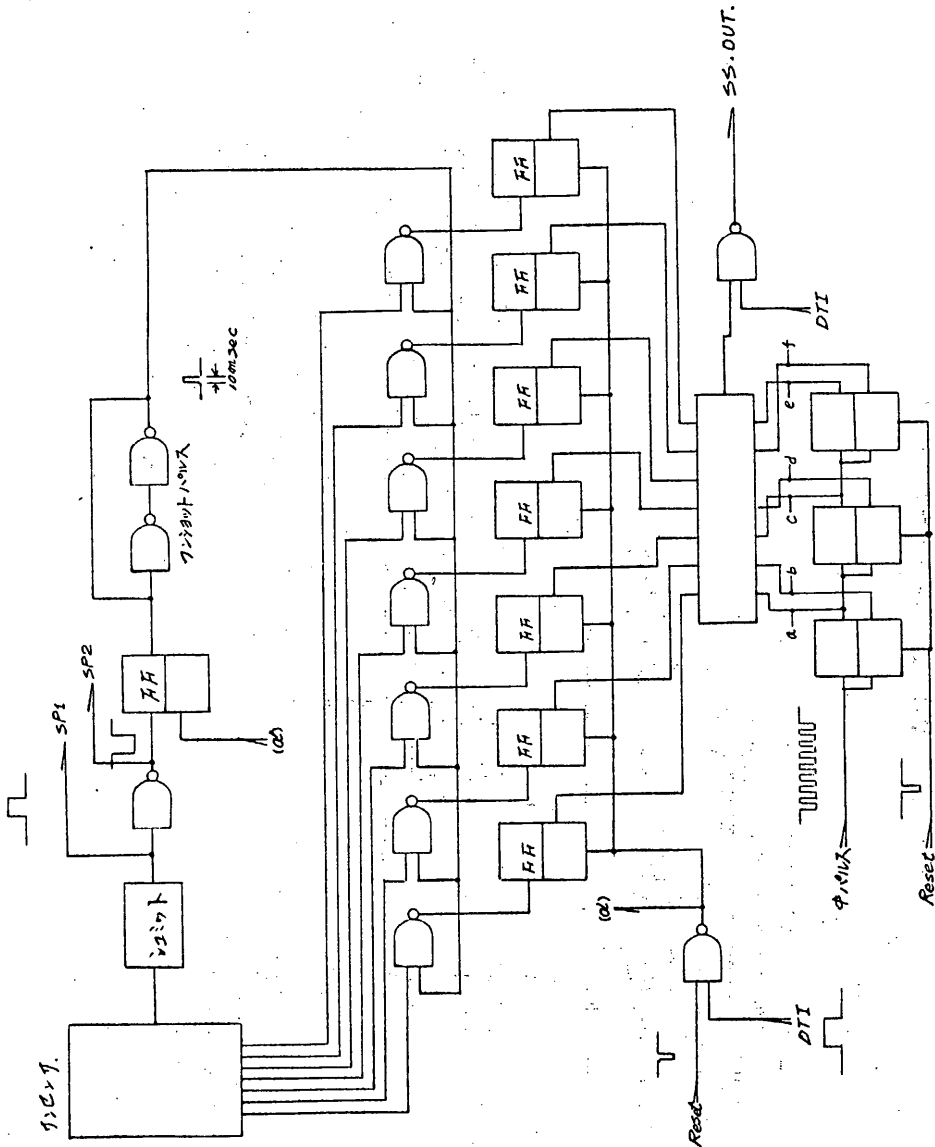
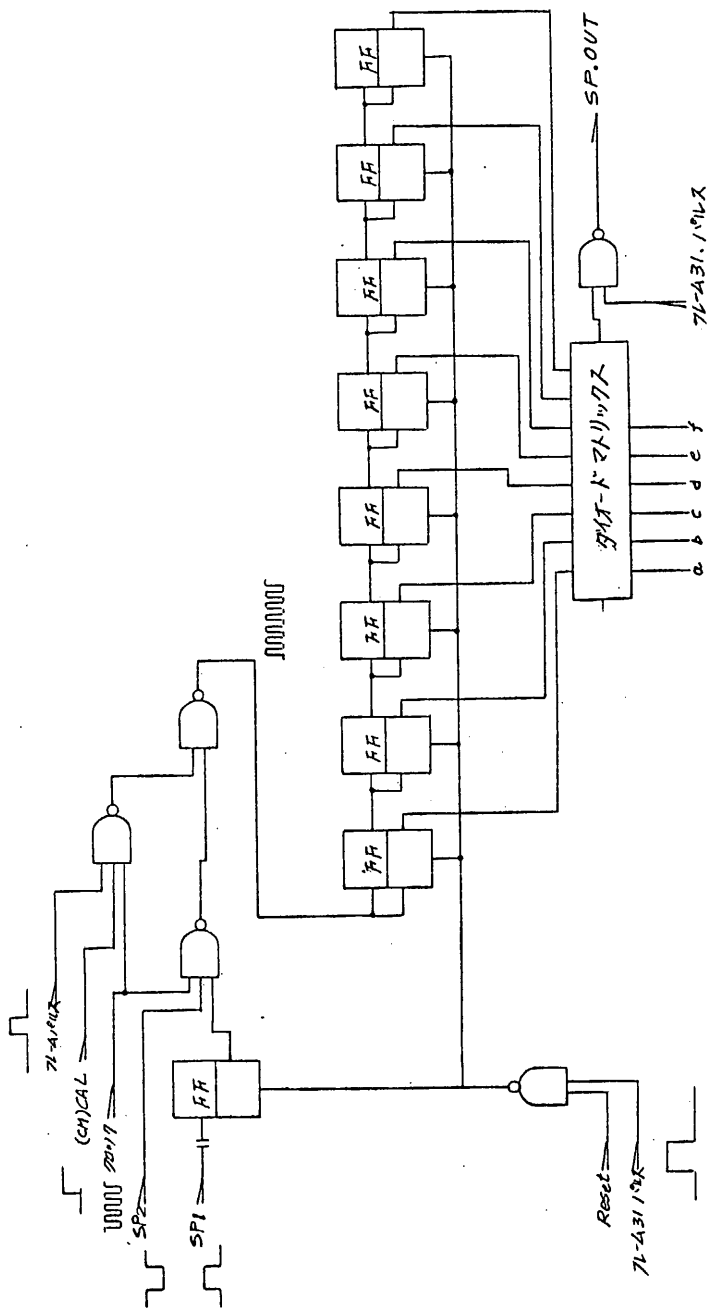


図-3 SRATS-F スピンメーターブロック図



2.2. S R A T S 赤外水平線検出器 (H O R)

東京大学理学部 等 松 隆 夫

松下電器技術研究所

松下通信工業電波事業部

2.2.1. ま え が き

第3号科学衛星 S R A T S の飛しょう中の姿勢を検出するための光学的地平検出器 (以下 H O R と略す) である。H O R は第1図に示したように衛星スピン主軸に対して 45° および 135° の方向に視線をもつ2個の赤外放射計 (以下 H O R # 1、H O R # 2) で構成されている。S R A T S は rolling wheel mode で運動するから、2個の検出器が地球を検出する時間の差から、衛星のピッチ角その他姿勢情報が得られる。検出器からの信号は電子的にデジタル処理され、以下のような数種の情報を提供する。

(1) 直接伝送系へおくられるもの

($W_6 \sim W_9$)

1-1. H O R # 1 の地球検出時間

1-2. H O R # 2 の " "

1-3. 衛星のスピン周期

(2) 他の搭載機器への信号提供

(C L O C K への出力)

2-1. スピン中心 (地心) 信号を

C L O C K へ。

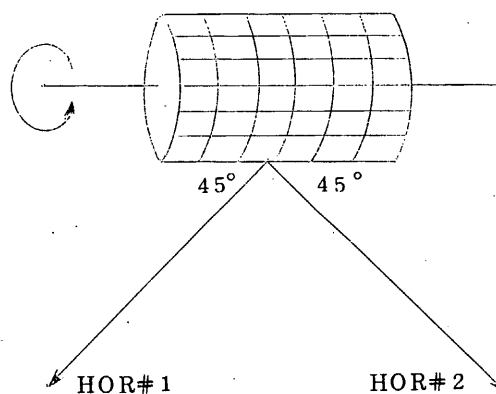
(3) 他の搭載機器との関連情報を伝送系

へ (W_{31})

3-1. H O R 観測時刻

3-2. G A S " "

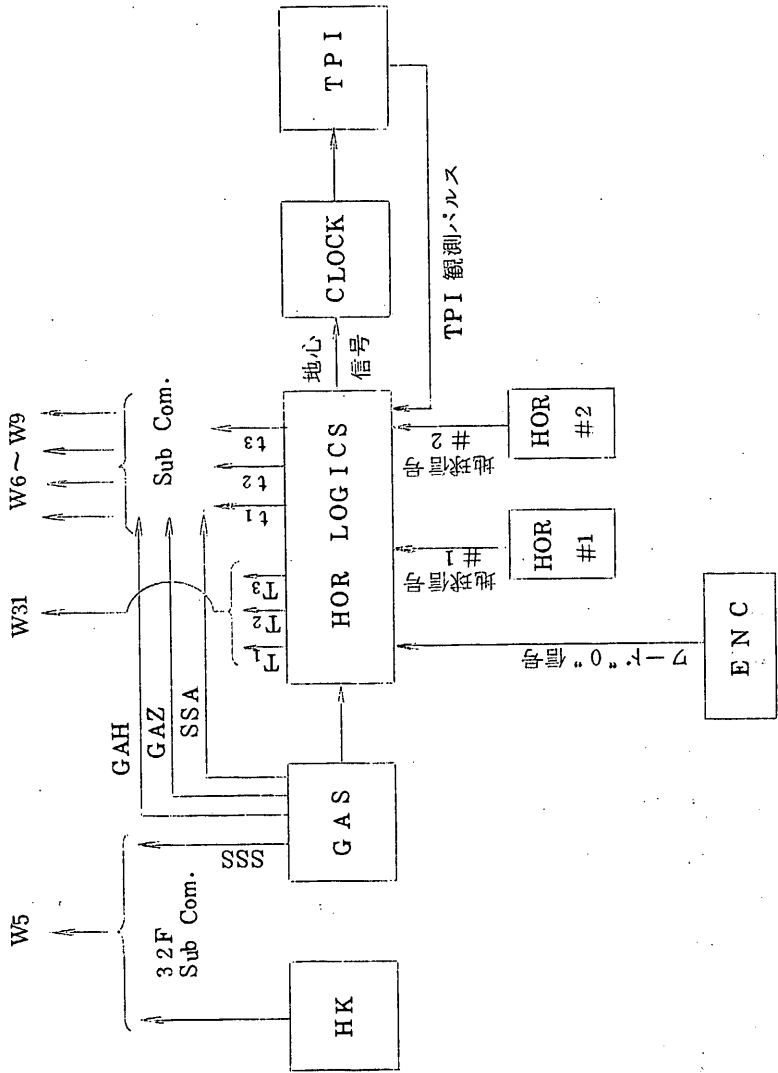
3-3. T P I " "



第1図 H O R 光学系の取付け方法

これらの信号の受渡しの概念を第2図に示す。また H O R 信号出力と他の機器の出力の送出関係について第1表に示す。

第 2 図 姿勢検出系の信号の受渡し



t₁ : HOR #1 地球検出時間 (W₀B₀ ~)
t₂ : HOR #2 地球検出時間
t₃ : スピン周期
T₁ : HOR 観測時間 (ワード0からHOR地心まで)
T₂ : TPI " (ワード0からTPI観測まで)
T₃ : GAS " (ワード0からGAS検出時まで)

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

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			$W_8B_4 \sim W_9B_7$ スピン周期		
W_9	太陽角 (SSA)					
$W_{21} \sim$ W_{28}			TPI メモリ出力			
W_{31} (DTI)	$B_0 \sim B_5$ GAS観測時刻 $B_6 \sim B_7 = "0"$		$B_0 \sim B_6$ TPI観測時刻 $B_7 = "1"$	$B_0 \sim B_5$ 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。	

2.2.2. 光学系の設計

地平検出のための放射には炭酸ガス 15μ 振動回転帯を選んだのはつぎの理由による。

(i) 衛星高度で観測できる 15μ 放射は高さ $30\sim 50\text{ km}$ からのものであり、地形や雲の影響を受けずに安定した信号が得られる。実効高度も安定している。

(ii) 昼夜の別なく $230\sim 260\text{ K}$ 相当の放射が得られる。

(iii) 太陽散光、月明、大気光などの妨害を受けにくい。

1.1. 赤外放射強度の推算

地球の熱放射を有効温度 T の黒体と見做して推算する。全放射束は Stefan-Boltzmann の式から

$$W_{0-\infty} = \sigma T^4 = 2.7 \times 10^{-2} \text{ watts} \cdot \text{m}^{-2}; \quad T = 230\text{ M}$$

波長帯 $\lambda_1 \sim \lambda_2$ の放射束は Planck 公式からみちびかれる。 $\lambda_1 = 14\mu$, $\lambda_2 = 16\mu$ とすれば

$$W_{14-16} = 0.09 W_{0-\infty} = 4.3 \times 10^{-3} \text{ watts} \cdot \text{m}^{-2}$$

したがって単位立体角あたりの放射強度は

$$R_{14-16} = \pi^{-1} W_{14-16} = 9.4 \times 10^{-4} \text{ watt} \cdot \text{m}^{-2} \cdot \text{sterad}$$

検出器の口径を $2.5\text{ cm } \phi$ (有効面積 4.9 cm^2)、吸収率 $\epsilon_2 = 0.8$ 、光学系効率 $\eta = 0.7$ 、視野角を 1° の円として検出器への入力放射エネルギーは

$$P = \epsilon_2 A R \Omega \eta = 6.2 \times 10^{-7} \text{ watt}$$

である。このような基本資料にもとづいて、光学系および検出系はつぎのように設計されている。

集光光学系：ゲルマニウム単結晶対物レンズ

有効口径 20 mm 以上

視野角 $直径 1^\circ$ の円

検出器：焦電素子 PbTiO_3 (キューリー一点 470 C)

受光面積 1 mm^2

分解能 $D^* > 10^8 \text{ cm} \cdot \text{Hz}^{-1/2} \cdot \text{Watt}^{-1}$

分光感度 $14-16\mu$, $\pm 0.5\mu$ (帯域透過フィルタによる)

応答周波数 $1\sim 100\text{ Hz}$

入力抵抗 $\sim 10'' \text{ ohms}$

2.2.3. 検出系電子回路

前置増巾器 入力抵抗 10^{11} ohms, 電圧利得 60 db
 出力抵抗 100 ohms, 最大出力 8 volts rms
 電 力 ± 12 volts, ± 1.7 mA
 主増巾器 20 db 以上 (データ処理部に含まれる)

2.2.4. データ処理部

データ処理部はHOR #1、#2からの信号 (地球検出時間 t_1, t_2 およびスピン周期 t_3) をデジタル化してENCへ送出するほかに、HOR、GAS、TPIの観測時刻を表示する Delay Time Indicator (DTI)、またHOR #1、#2の中心線が地心に向いた時刻 (スピン原点) を t_1, t_2 から求める機能を持っている。

第2図に示したようにHORのデータ処理部はGAS、CLOCK、TPI、ENCと複雑な interface を持っている。一言でいえばその機能、各計器の観測の真の時刻を地心との関係において指示するということである。

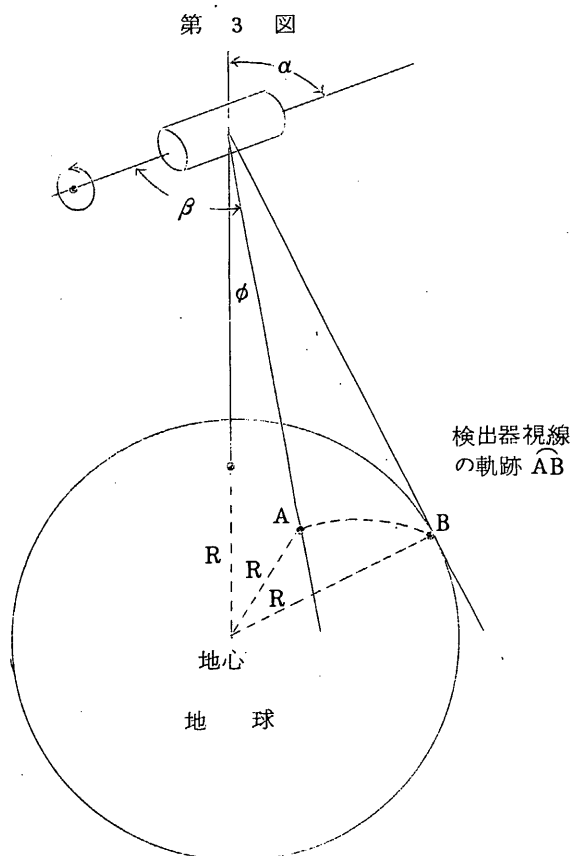
2.2.5. HORの検知の原理

HORが衛星のスピンによって地球を掃査している間に生じる信号によって、衛星の姿勢角 (pitch)、回転角 (roll) および spin 周期 (spin rate)、また場合によっては pitch とともに yaw 角や高度もある程度求めることができる。

第3図において、pitch角 α を求めることを考える。掃査ビームが回転してつくる円錐の半頂角を 2β 、衛星から地球を見込む角度を 2ϕ 、HORの出力パルスの巾を 2φ とすれば、

$$\cos \varphi = \frac{\cos \phi - \cos \alpha \cdot \cos \beta}{\sin \alpha \cdot \sin \beta} \quad (6)$$

$$\cos \phi = \frac{\sqrt{h^2 + 2ha}}{h + a} \quad (7)$$



ここに a 、 h はそれぞれ地半の半径および地表からの高さである。HOR センサが一個の場合には、 h が既知であれば、これから pitch 角 α が求まる。

センサを 2 個搭載した場合には、それぞれに関する量に添字 1、2 を用いて、

$$\tan \alpha = \frac{\cos \beta_2 - \cos \beta_1}{\sin \beta_1 \cos \varphi_1 - \sin \beta_2 \cos \varphi_2}$$

$$\cos \phi = \frac{\cos \beta_2 \sin \beta_1 \cos \varphi_1 - \cos \beta_1 \sin \beta_2 \cos \varphi_2}{\sqrt{(\sin \beta_1 \cos \varphi_1 - \sin \beta_2 \cos \varphi_2)^2 + (\cos \beta_2 - \cos \beta_1)^2}} = \frac{\sqrt{h^2 + 2ah}}{h + a}$$

となって、 α と h を同時に求めることも原理的に可能である。

SRATS の HOR としては第 1 図に示したように $\beta_1 = 45^\circ$ 、 $\beta_2 = 135^\circ$ にセットした 2 個の検出器を使用する。これは、SRATS が rolling wheel mode で姿勢制御されることを前提としている。衛星は二つのセンサの出力波形が常に同じになるように制御されることになる。

2.3. プラズマ流方向測定器 (PDF)

平 尾 邦 雄

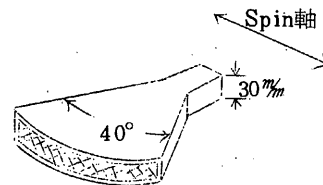
松下通信工業 K K

2.3.1. 概 要

衛星は通常数km/毎秒の大きな相対速度をもっているので、衛星上でプラズマ（特にイオン）の流れる方向をはかることにより、衛星本体と相対的に衛星の進行方向を知ることができる。二つのプラズマカップを組合せて方向の一成分を非常に正確に測定した例は米国のジェミニ衛星にある。又一つのカップを使用してもある程度のコリメータを使用することにより方向を 10° 以内できめることができることは、スペースチェンバによる実験室内のテスト及びK-10-9号機を用いたロケット実験でたしかめられた。

SRATS衛星では質量分析器とイオン密度温度測定器のイオン関係の測定器があり、これらはセンサー面がプラズマの相対的流れの方向をむいた時に測定する必要がある。SRATSでは他の大気光の測定器等にも方向の信号を供給するためにCLOCKを搭載しており、方向の原点信号を水平線センサー及びこののべるプラズマ流方向測定器からコマンドによりどちらかをえらんで供給するようになっている。且原点信号は近地的及び遠地点では両者が一致するように設計されている。

プラズマ流方向測定器のセンサーとしては第1図に示すように、開口角 40° の扇型の壁を二枚お互に3程はなしで連結したような特殊のコリメータをもっている。スピン方向には平行板をもつ面がむいており、これで 10° 以内



第 1 図

の流れの時にのみプラズマが入りうるようにしてある。扇型の面はスピン軸が必ずしも軌道面に一致しなくてもよいように許容度をもたせたものである。これはSRATS衛星が電力供給上必要とする時に或程度斜行することがある場合を考慮したものである。

2.3.2. センサー、測定器

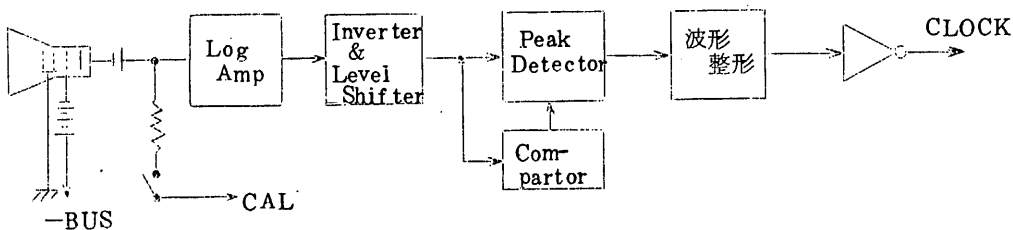
SRATS衛星の軌道上の速度はイオンの熱運動速度にくらべて充分大きいので、プラズマ流

方向測定器のセンサーの感度をきめる一つの要素であるプラズマカップの面積としては予想される軌道上のプラズマ密度を考慮することによってきめられる。使用されているプラズマカップの面積は $2\text{ cm} \times 3\text{ cm} = 6\text{ cm}^2$ である。今衛星の速度が 8 km/sec であるとする、衛星の速度はイオン熱運動速度にくらべて充分大きいと仮定して単位面積に流れこむ電流は 10^3 el/cc のプラズマ中で $1.3 \times 10^{-10}\text{ Amp}$ となる。プラズマカップの面積は 6 cm^2 であるので、流入電流は $7.8 \times 10^{-10}\text{ Amp}$ となる。SRATS衛星は近地点 250 km 、遠地点 $2,000\text{ km}$ 以下とすると、プラズマ密度は $5 \times 10^3 \sim 10^6\text{ el/cc}$ 程度変化するので、電流値は $4 \times 10^{-9} \sim 8 \times 10^{-7}\text{ Amp}$ 程度の範囲内である。このプラズマ流方向測定器の入力感度として $10^{-6} \sim 10^{-9}\text{ Amp}$ の間で $0 \sim 5\text{ V}$ になるような対数型増巾器を使用している。

2.3.3. 電気回路構成

電気回路構成としては、第2図に示すブロックダイアグラムの構成となり、検出器（ファラデーカップ）よりの電流を、電流電圧変換増巾器として Log Amp を使用する。Log Amp の入出

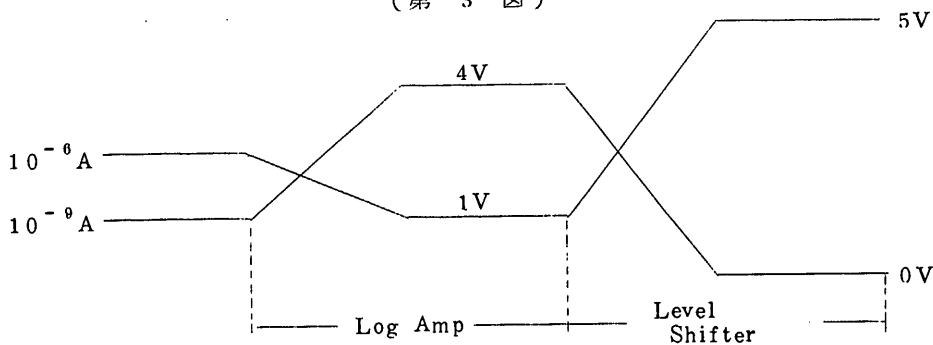
(第2図)



力は $10^{-6}\text{ A} \sim 10^{-9}\text{ A}$ の入力電流を対数増巾し 10^{-6} A を 1 V 、 10^{-9} A を 4 V として取り出す。取り出された Log Amp の出力を、LEVEL SHIFTER 回路部にて、更に 10^{-9} A を 0 V 、 10^{-6} A を 5 V に変換する。

以上の LEVEL DIAGRAM を第3図に示す。LEVEL SHIFTER の出力を

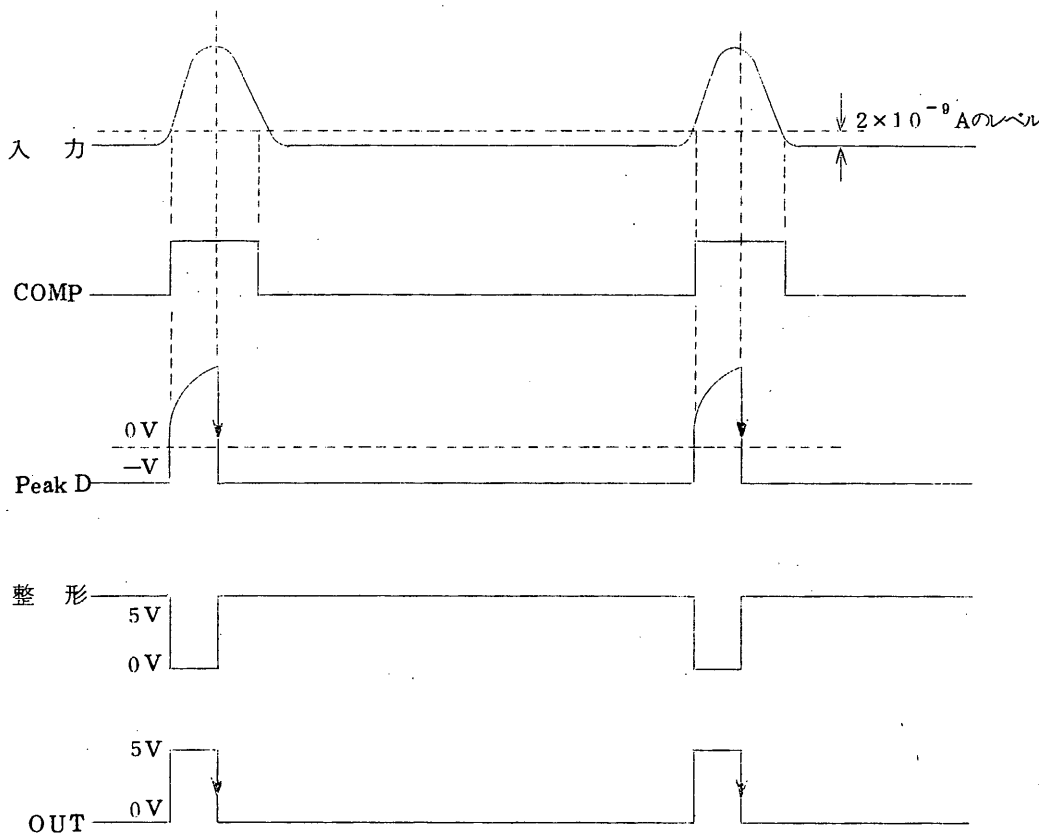
(第3図)



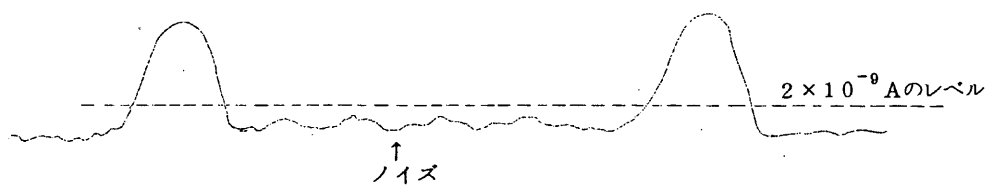
PEAK検出回路にて衛星の進行方向（プラズマ流のPEAK値）を検出して、その出力を波形整形回路部にて0～5Vの波形整形しCLOCKに渡す。以上のTIME CHARTを第4図に示す。

尚PEAK検出器が誤動作しない様にCOMPARATOR回路を設け、COMPARATOR LEVELを 0.5V ($2 \times 10^{-9}\text{A}$)に設定してある。波形を第5図に示す。

(第 4 図)



(第 5 図)



2.3.4. 性 能

- 4-1 入力電流 約 $10^{-9} \sim 10^{-7}$ [A]
- 4-2 コレタター直流印加電圧 -7.8 [V] 電池
- 4-3 グリッド " -20 [V] 電池
-17~23[V] (BUS)
- 4-4 Log Amp Dynamic Range 約 60 [db]
- 4-5 使用電圧、電流、電力

電 圧	電 流	電 力	備 考
+BUS	30 mA	510 mW	CM ON-OFF時のみ
(17~23V)			(約30ms)
+12V	30 mA	360 mW	
-12V	18 mA	216 mW	
+5V	13 mA	65 mW	

2.4. 姿勢決定および制御のためのシステム

二 宮 研 究 室

日 立 製 作 所 K K

2.4.1. 概 要

姿勢制御系に対しては、スピン軸を軌道面に直角に向けて保持し、かつスピン速度を10 rpm程度の一定値に保つことが要求されている（制御の精度はさして厳しくはない）。このために、地磁気をトルク源として用いる磁氣的姿勢制御方式が採用され、衛星には(1)ニューテーションダンパ、(2)ヨーヨーデスピナ、(3)スピン軸方向制御装置（MAC）、(4)スピン速度制御装置（MSC）、および(5)姿勢制御装置（KP）が搭載されている。姿勢の検出測定装置としては(1)太陽センサ、(2)水平線センサ、(3)地磁気センサが搭載されている。

姿勢制御システムの概念的ブロック図を図I-1に示しておく。軌道投入後比較的早い時期にニューテーションダンパおよびヨーヨーデスピナが作動せしめられた後は、テレメータにより送られてくる姿勢センサデータからスピン速度およびスピン軸方向を計算機処理により決定し、その結果に基づいて制御に必要な所作を姿勢制御計算機により決定して衛星に司令するという過程が繰り返される。

詳細なる理論的検討の結果、本姿勢制御系が原理的および方式的にSRATSに対して充分適用しえるとの確信を得て、姿勢センサ装置および姿勢制御装置の製作を行うとともに、姿勢センサおよび姿勢制御装置の地上試験設備（科学衛星センサ試験装置、科学衛星磁気試験装置、微小トルク測定装置、その他）も準備されつつある。また姿勢決定のための計算機プログラムもその基本的部分は製作が完了しているとみてよい。

これらのシステムはM-3C-1号機によって打ち上げられる予定の試験衛星による試用を経た後にSRATSに適用されることになるので、装置自体ならびにシステムの構成に関しては今後相当の変更が加えられることを予想しなければならない。しかしながら、姿勢制御シーケンスの大略の目安を与えるために、初期の姿勢捕捉段階における姿勢変化についてのシミュレーション結果の1例を以下に説明しておこう（表I-1および図I-2参照）。普通の場合には、約1週間以内に所望の姿勢を実現できる予定であり、それ以降の制御のための地上の運用動作は比較的緩やかなものとなろう。

以下に示すシュミレーションでは、衛星軌道は、遠地点 2450 km ($+450\text{ km}$)、近地点 220 km (-30 km)、周期 112.198 分 ($+4.56$ 分) とする。衛星のスピン速度は切離し直後 144 rpm (-20%)、スピン軸方向は軌道接線方向から 3 度ずれたと仮定する。ただし、スピン速度および姿勢の測定誤差はないものとする。

なお、全体のシーケンス、各時点におけるスピン速度および軸方向については、表 I-1、および図 I-2 を適宜参照されたい。

(1) プリセッションダンパ作動 (第 1 周頭上通過時)

衛星とロケット最終段の切離し後 1 分以内に遅延タイマで作動、軌道 1 周期以内にプリセッションを減衰させる。

(2) ヨーヨー・デスピナ作動 (第 2 周目)

スピン速度を 144 rpm から、次のセンサ展開による減速を考慮した値まで下げる。

(3) センサ展開 (第 1 1 周目)

展開後のスピン速度は 8 rpm となる。ヨーヨー・デスピンおよびセンサ展開後にそれぞれ発生するプリセッションは 1 軌道周期以内に減衰する。なお、第 1 周目からスピン速度と衛星姿勢を測定して、各シーケンスの結果を確認する (軌道要素は第 5 周目までに入手している)。

(4) MSC によるスピン速度制御 (第 1 3 周目～第 1 9 周目、第 2 6 周目～第 3 1 周目)

第 1 1 周目のセンサ展開後から姿勢測定計算および制御計算を開始して、第 1 3 周目からコマンドを送信しはじめる。制御開始は第 1 4 周目になる。第 1 5 周目の頭上通過時にスピン速度のチェックを行なって、制御の継続、中断を判断する。特別な異状が認められない限り、第 1 9 周目まで 5 周期間制御は自動的に継続される。この間のスピン速度は 9 rpm 強に増速される。

つづいて、第 2 6 周目から第 3 1 周目まで第 2 回目のスピニングアップを行なう。スピン速度は 9.95 rpm となる。

(5) MAC によるスピン軸の方向制御 (第 3 7 周目～第 4 3 周目、第 5 0 周目～第 5 6 周目、第 6 1 周目～第 6 7 周目)

MAC 制御を開始する直前において、スピン軸と軌道面直角方向とのなす角度は約 89 度である。第 1 回および第 2 回の粗制御 (15 ATm^2) で、その角度はそれぞれ約 50 度および 14 度となる。

第 2 回の粗制御が終了したあとは KP 系を自動的に作動させて、スピン軸を軌道面直角方向に保持しておく。

第 3 回目は精制御 (6 ATm^2) として、終了時はスピン軸は軌道面直角方向から 5 度以内の

範囲に入っている。

(6) KPによる姿勢の保持

捕捉完了後、自動的に保持の状態に入る。

最後に、保持の段階に入ったあとは、スピン速度がある一定値（スピン速度の減衰率によって、9.5 rpm以内の適当な値に決める）以下になった場合、およびスピン軸が軌道面直角方向から10度以上ずれた場合、適宜補正を行なう。

図 I-1 SRATS 衛星の姿勢制御システム系統図

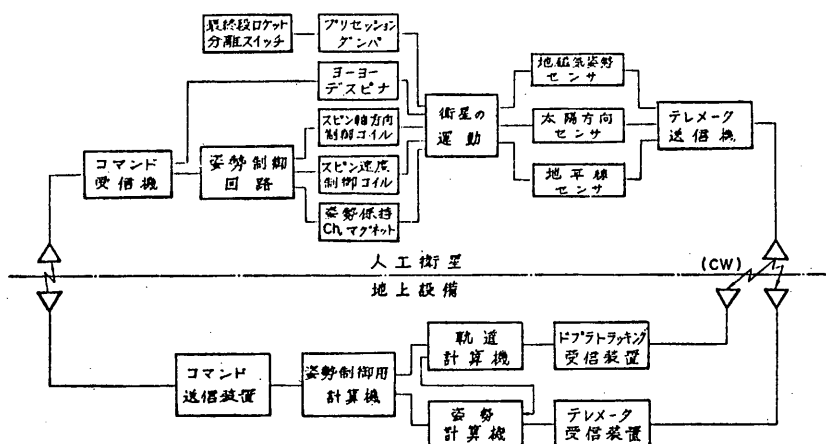
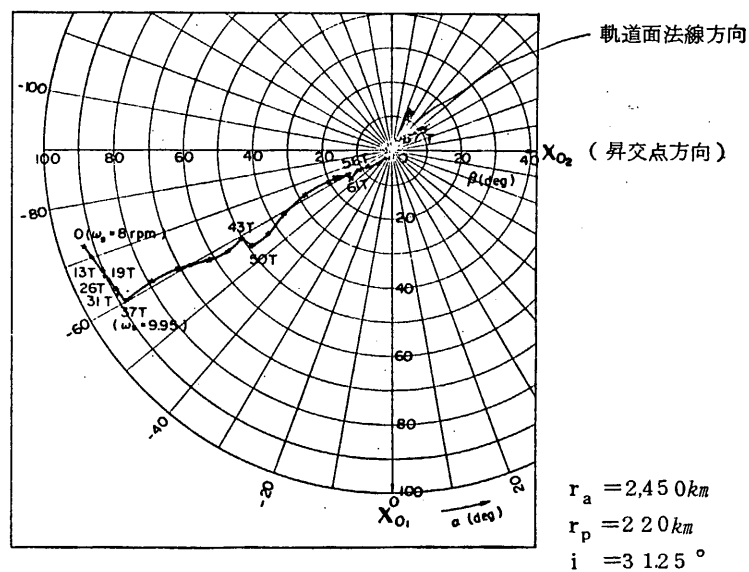


図 I-2 捕捉までのスピン軸のうごき



2.4.2. ソフトウェアとその運用について

現在の最重要問題は姿勢決定・制御の計算を実行するデジタル計算機を決定することである。

従来「しんせい」打ち上げ後7日まで、「でんぱ」打ち上げ後2日まで、姿勢決定の計算はKSC宮原レーダセンタにあるNEACシリーズ2200-モデル-400を使用してきた。M-3C-1号機による試験衛星に対しては、姿勢データがリアルタイムデータのみであってそのKSC→駒場へのデータ伝送に長時間を要しないことと、制御用計算プログラムが膨大で(FORTRAN-IV(HARP)のプログラムカード枚数で約3,000ステップ程度、コア占有数約46.5(K.Words)NEAC-2200モデル-400では容量が足りないため実行不可能であることの2つの理由により、姿勢制御関係の計算はすべて駒場のHITAC-5020Fで行う予定で進んでいる。

また、従来NEACを使用した姿勢決定用計算プログラムはEASY CODER と FORTRAN-Hの言語で書かれ3つのchainに分割されている。NEAC計算機は81Kキャラクタの記憶容量をもつがユーザーが使用できる記憶は75.5Kキャラクタである。FORTRAN-Hにおける1倍長実数型は8キャラクタで表現されそれと1語とすると75.5キャラクタは9.4K語となる。これは駒場のHITAC-5020Fの記憶容量に比べれば1/4にしか相当しない。このような条件のもとで作成されたプログラムはHARPで書かれた姿勢決定計算プログラムのDIMENSIONを1/16に減らし、3つのchainに分割されざるを得なかった。記憶容量が少いことは二重の意味で計算速度を遅らせることになる。一つはDIMENSIONが多くとれないことにより多量のデータの読み込みは数回に分けておこなわれることになる。第二には、3つのchainに分割したことから磁気テープにあるプログラムのSearch, Loadが計十数回必要となる。「でんぱ」の例では1本の“Stored Data”の穿孔された紙テープを計算処理するのに約30分以上を要した。

過去の姿勢決定計算プログラムの運用経験から考えると、SRATSの姿勢決定プログラムは現用のものに比べてさらに大型化する必要があると考えられ、現在この作業を計画しているが、このような事態を考えると姿勢決定のためにすらKSCのNEAC2200-モデル400を使用することにはかなりの困難があると予想される。さらに姿勢制御司令決定の計算をこれで実行することに至ってはその困難性はますます増大する。もともと精測レーダの制御装置として設定されたこの計算機を姿勢制御用に使用することは、今後計画されているロケットの誘導のために使用されることをも考えると、ほぼ限界にきていると言えるのではないだろうか。

以上のことを考えると、制御システムの運用方法としては、

- (1) KSCに比較的大きな計算機を導入してすべての計算をこれで行なう。

(2) K S C に姿勢決定用の計算機を導入し、計算結果を現用の 2 0 0 ボーデータ伝送装置又は直通電話にて駒場に送り、駒場の大型計算機にて実行する。

(3) 姿勢データを駒場にデータ伝送して、すべての計算を駒場の大型計算機において実行する。という方法が考えられる。(1)(2)に関しては大(中)型計算機の新規導入という問題が伴うし、(3)にはデータ伝送時間がかかなり長くなるという問題がある。ちなみに、S R A T S の姿勢データを現用の 2 0 0 ボーデータ伝送装置で送る場合を想定すると、テレメータフレーム中から 6 ワード選択し(実際にはもっと増やしたい)1回の Real Time Data と 1 回の Stored Data を紙テープに印字して送信するには、純粋な送信時間のみで最低約 3 0 分を要する。実際には紙テープは 2 本に分割されていることなど考えると紙テープ作成後駒場で新しい紙テープが出来上がるまでに 1 時間は必要であろう。しかしながら一応現在のところは(3)を想定し、姿勢データの選択法や紙テープ穿孔ならびに伝送時間の短縮を検討している。

姿勢制御はロケットの打ち上げと異って長期にわたる連続的運用を要するので、運用員と計算機使用時間の獲得についても十分早くから計画し、練習を重ねて置く必要がある。

2.4.3. ハードウェアの改造について

従来の経験をもとにすれば、衛星のスピン軸姿勢を短時間内に確実に決定することは、実際にはなかなか困難で、姿勢センサの打上前の十分なる試験や姿勢データおよび姿勢決定計算結果の即時グラフ(プロッター)表示等が必要と思われる。これらに関しては対策を検討中である。その他の事で現在の S R A T S に対して改造しなければならない点として、(1)地磁気センサをブームの先端につけて本体から離すこと、(2)太陽センサの受光時刻と水平線センサのどちらか一方のチャンネル視野の天空から地球への遷移の時刻との時間差をテレメータにより送信できるようにすること、を提案したい。

また磁気姿勢制御装置についても、今後の開発試験、M-3 C-1 号機による試験衛星の結果等をまわって、若干の改造が必要と予想されるので、これに対処できるようなスケジュールを組む必要がある。

2.5. 姿勢制御のためのハードウェアの説明

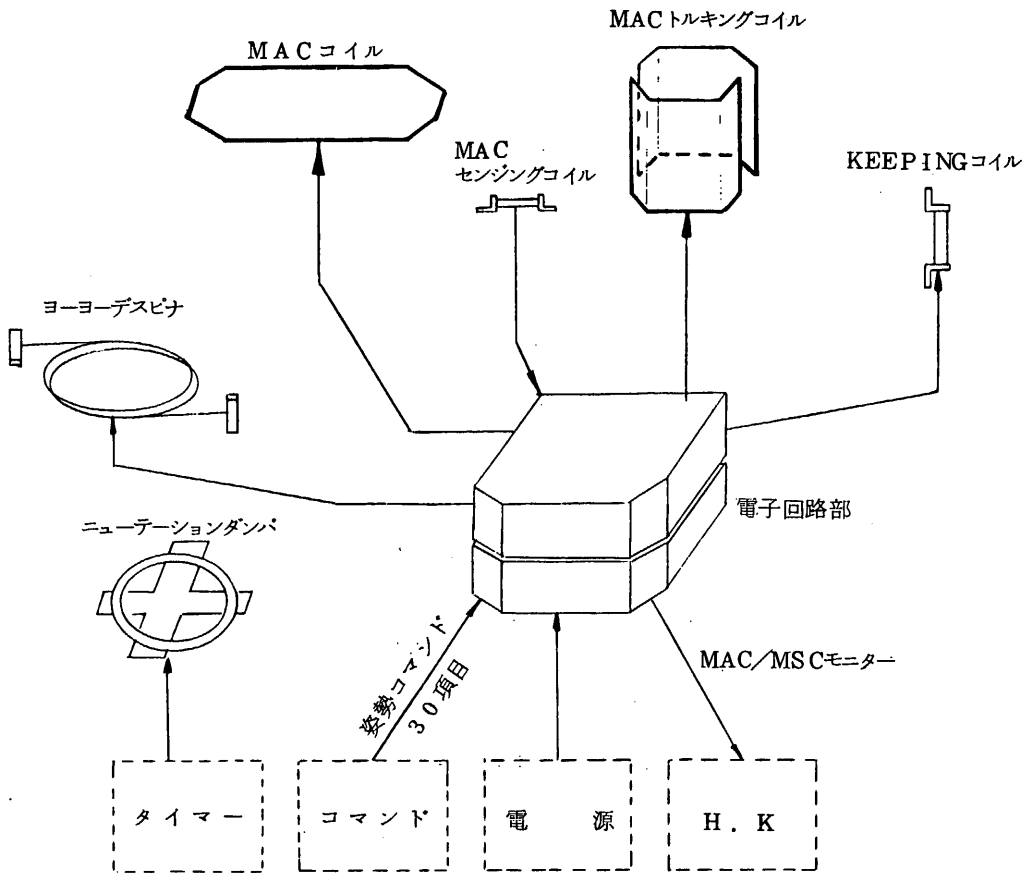
2.5.1. 概 要

S R A T S - F 用として設計した姿勢制御装置は、第1表に示すような機器から構成されており、各機器間の関係は第1図のブロックダイアグラムに示す通りである。

第1表 姿勢制御装置の構成

番 号	構 成 品 名	主 要 動 作
1	ヨーヨーデスピナ	スピン速度を減衰させる。
2	ニューテーション ダンパ	ニューテーション角度を減衰させる。
3	M A C コイル	衛星のスピン軸方向のコントロール
4	M S C コイル	衛星のスピン速度のコントロール
5	K E E P I N G コイル	3～4項後の姿勢の保持
6	電子回路部	1～5項の動作指令

第 1 図 姿勢制御装置系統



2.5.2. ヨーヨーデスピナ

ヨーヨーデスピナは1 端に錘（ヨーヨーマスという）を付けた 2 本のワイヤと、これを衛星の外周に巻きつけて保持し、かつこれを分離するためのメカニズムから構成される。ヨーヨーデスピナを切り離すと 2 個のヨーヨーマスは遠心力によりスピン軸対称に外側に飛び出し、展開運動をして、衛星の角運動エネルギーを持って空間に飛び去る。その結果としては衛星はスピン速度 1 4 4 rpm から 1 0 rpm に減速される。

主要諸元

- | | |
|------------|------------|
| (1) 方 式 | 硬式ヨーヨーデスピナ |
| (2) ワイヤー巻数 | 2 巻（予定） |

- (3) ヨーヨーマス重量 g (未定)
- (4) 最終スピン速度 $10 \pm 2 \text{ rpm}$
- (5) 駆動方式 ワイヤークッタによるリリースメカニズム
作動はコマンドによる。
- (6) 重 量 予想値 $700 g$

2.5.3. ニューテーションダンパ

ニューテーションダンパは粘性流体の運動により衛星のニューテーションを減衰させるものである。衛星が球形ロケットから切り離される際に、多少のニューテーションを生じるものと推定される。このためセパレーション後比較的早い時点(未定)にニューテーションダンパを駆動し、ニューテーションの減衰を計る。さらにその後のヨーヨーデスピナの作動、アンテナ、プローブ類の展開等により発生するニューテーションに対しても減衰させる役割をはたすものである。

主要諸元

- (1) 方 式 水銀環式
- (2) ニューテーション減衰 最終ニューテーション角度1度以内
- (3) 駆動方式 ワイヤークッタによるリリースメカニズム
- (4) 水 銀 量 $80 g$ (予定)
- (5) 重 量 $720 g$ (水銀を含む)

2.5.4. MAC (Magnetic Attitude Control)

軌道投入直後の衛星スピン軸方向は軌道面内にあるが、SRATSの場合、これを軌道面直角方向(所謂Wheel-Mode)に変更する必要がある。MACはこの目的のための装置であり、地磁気と空心コイルに通電することにより発生する磁気モーメントとの間の電磁力により発生するトルクを利用して衛星スピン軸方向を変更するものである。

主要諸元

- (1) 磁気モーメント $15 \text{ AT m}^2 / 6 \text{ AT m}^2$ 切換可能
- (2) コイル有効面積 0.36 m^2
- (3) コイル巻数 200巻
- (4) 重 量 $450 g$

2.5.5. MSC (Magnetic Spin Control)

地磁気中にてスピンする衛星は、衛星内に発生するうず電流、磁性材料の持つヒステリシスその他の外乱により、スピン速度に変動が起る。また科学観測の目的からスピン速度を変更しなければならない場合もある。この目的のため装置がMSCである。MSCの動作原理は、地磁気方向をセンシングコイルで検出し、それに基づいてトルキングコイルに通電して磁気モーメントを発生させ、地磁気との間の電磁トルクによりスピン速度を制御するものである。

主要諸元

(1) センシングコイル

(イ) 誘起起電力	磁界強度 0.2 0e	回転速度 5 rpm において
	$2 \text{ mV}_{\text{p-p}}$	
(ロ) 巻数	3 0 0 0 0 巻	
(ハ) 使用コア材	モリブデンパーマロイ	
(ニ) 重量	9 0 g	

(2) トルキングコイル

(イ) 磁気モーメント	5 A T m^2
(ロ) コイル有効面積	$0.087 \text{ m}^2 \times 2 \text{ コイル}$
(ハ) 巻数	2 0 0 巻
(ニ) 重量	3 6 0 g

2.5.6. スピン軸方向保持

軌道面直角方向に向けられたスピン軸のドリフトを補正する目的で、チャージャブルマグネットを利用した残留磁気モーメントが使用される。残留磁気モーメントはコマンドにより5ステップのうちの1ステップを選択する。

主要諸元

(1) 残留磁気モーメント

最強	強	弱	最弱	NULL
1.4 5	0.8 7	0.7 2	0.5 8	0 (A T m^2)

(2) 重量

6 0 g

2.5.7. 電子回路部

電子回路部は、コマンド30項目、クロック信号、電源の供給を受け、ヨーヨーデスピナ、ニューテーションダンパ、MAC、MSC、KEEPINGの制御を行うものである。またこれらの結果はHK信号として送出する動作も合せて行う。

電子回路部の系統図を第2図に、コマンド項目と概要を第2表に示す。

2.5.8. 姿勢制御装置を製作した結果

前述6項までを設計目標値として製作した結果、単体としてはほぼ所定の性能を得ることができた。ただ姿勢制御装置はヨーヨーデスピナのように衛星の諸元が決定しなければ決まらない部分もあり今後の計画をまたねばならない。

外 観 写真1～7

重 量 第3表

消費電力量 第4表

性能(動作)確認の結果 第5表

第2表 コマンド項目表

項目分類	CM%	C M 項目	項目数	OPERATION
電源	61	AC-ON	2	主電源 (+12V, +5V, -12V) ON-OFF
	62	AC-OFF		
カウンタ	63	カウンタースタート	2	スタート遅延カウンタのスタート スタート遅延 1/4周期ストップ遅延カウンタ及びリレーのリセット
	64	カウンタリセット		
YO-YO	65	Y ₀ -Y ₀ 作動	1	ワイヤカッタの点火
M.M.K.	66	MAC, MSC, KEEPING ⊕	2	MAC, MSC, KEEPING の電流方向の指定
	67	" " " ⊖		
KEEPING	68	KEEPING 最強	5	キープインダクタの残留磁気モーメントの強度切換 MAC, MSC中でも動作可能
	69	" 強		
	70	" 弱		
	71	" 最弱		
	72	KEEPING NULL		
M.A.C	73	MAC 強	2	MACコイル電流の切換、MSC系は禁止
	74	MAC 弱		
M.S.C	75	MSCスピン UP	2	スピンUPは⊕との組み合わせで⊕0⊕0、⊕との組み合わせで0⊕0⊕ MAC系は禁止
	76	" DOWN		
	77	周期 100分	5	1/4周期毎にMAC又はMSCのコイル電流方向の切換
	78	" 105分		
	79	" 108分		
	80	" 111分		
	81	" 116分		
スタート時間	82	スタート 0分	4	MAC又はMSCの動作開始
	83	" 8分		
	84	" 16分		
	85	" 24分		
	86	ストップ 1周後		
ストップ時間	87	" 2周後	5	MAC又はMSC 終了 主電源 OFF
	88	" 3周後		
	89	" 4周後		
	90	" 5周後		

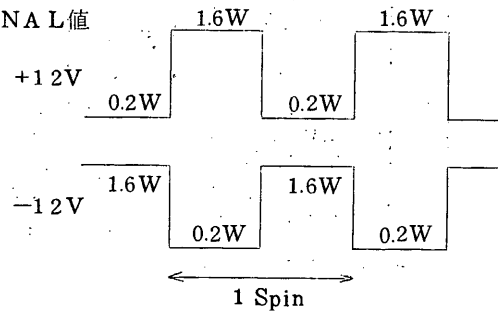
第 3 表 姿勢制御装置重量表

構 成 品 名	重 量	備 考
ヨーヨーデスピナ	0.700kg	予想値
ニューテーションダンパ	0.610kg	水銀100gとして
MAC コイル	0.420kg	
MSC センジングコイル	0.085kg	
MSC トルキングコイル	0.470kg	
電子回路部 AC-E-1	1.660kg	ポッティング予想重量を含む
電子回路部 AC-E-2	1.235kg	
キーピングコイル	0.045kg	
総 重 量	5.225kg	

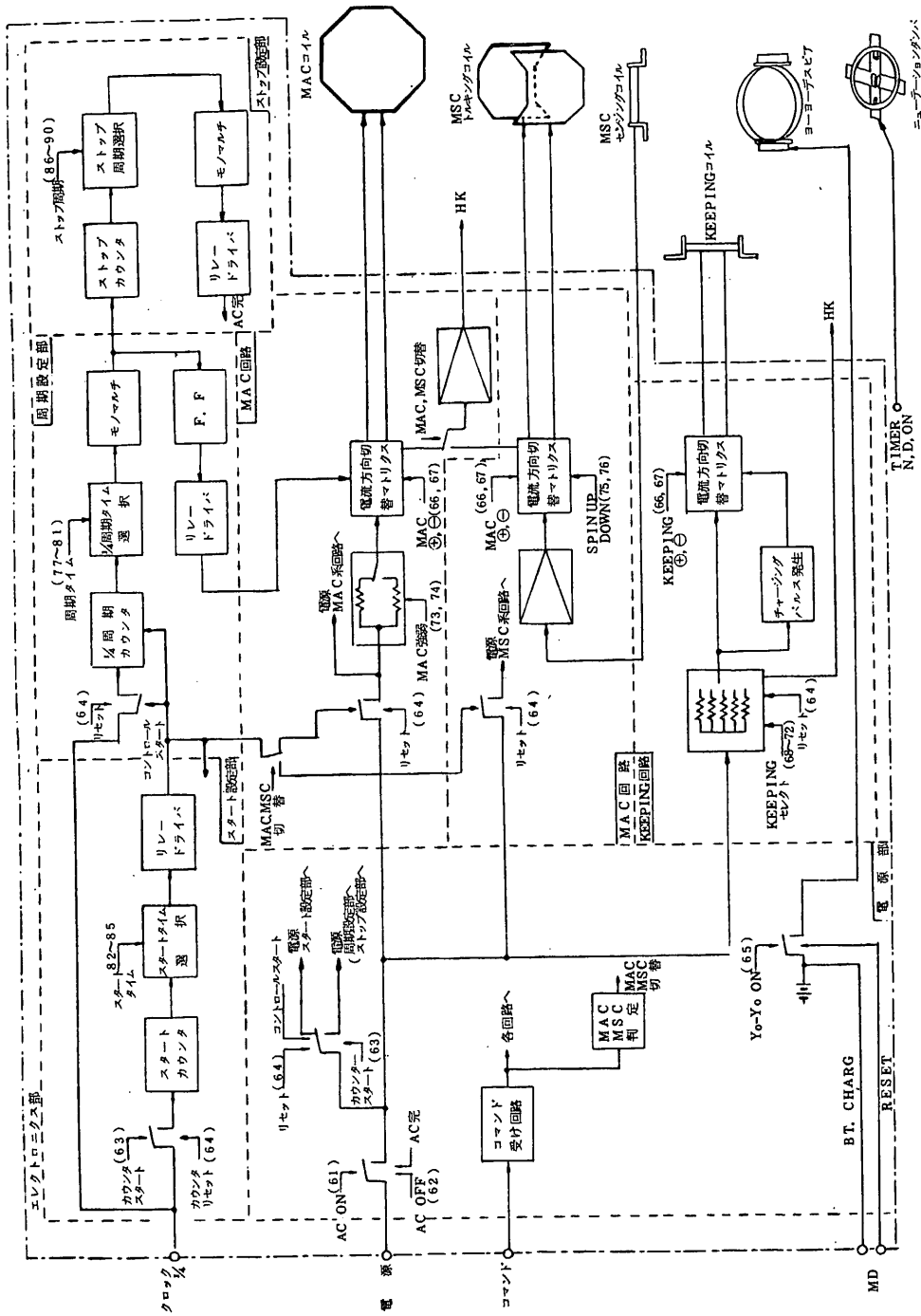
第 4 表 姿勢制御装置消費電力

モ ー ド 別	電 圧 の 種 類		
	+12V	+5V	-12V
スタンド・バイ	130mW	1680mW	80mW
MAC	2680mW	1260mW	80mW
MSC (注)	935mW	1260mW	920mW
KEEPING	≐ 0	≐ 0	≐ 0

(注) ±12Vの消費電力の関係は図の通り
但し、図中の電力はNOMINAL値



第2図 電子回路部ブロックダイアグラム



第 5 表 単体試験結果

項 目	結 果	備 考
ヨーヨーデスピナ 動作試験	良	ターンテーブル上での展開試験
ニューテーション ダンパ動作試験	良	同 上
MACコイル 磁気モーメント	強 1.42 AT m ² 弱 6.8 AT m ²	推 定 値
MSCセンシングコ イル発生電圧	1.75 mV _{p-p}	同 上
MSCトルキングコ イル磁気モーメント	3.92 AT m ²	同 上
KEEPINGコイ ル磁気モーメント	最強 1.42 AT m ² 強 0.87 AT m ² 弱 0.70 AT m ² 最弱 0.55 AT m ² NULL 0.05 AT m ²	同 上
TIMER動作	良	時間測定
HK信号		
MAC強 ⊕	2.62 V	
強 ⊖	2.18 V	
弱 ⊕	1.86 V	
弱 ⊖	1.65 V	
MSC ⊕	0.208 / 2.13 V	
⊖	0.705 / 1.63 V	
STD / BY	1.11 V	

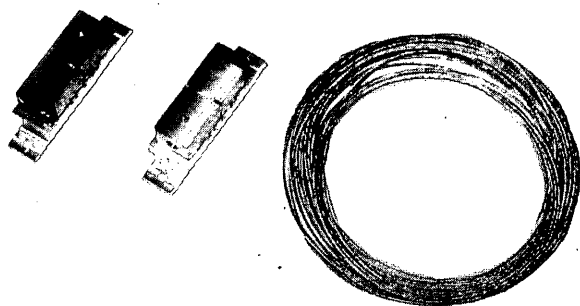


写真 1. ヨーヨーデスピナ

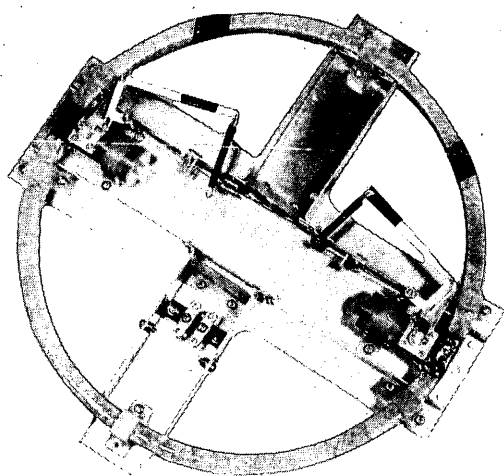


写真 2. ニューテーションダンパ

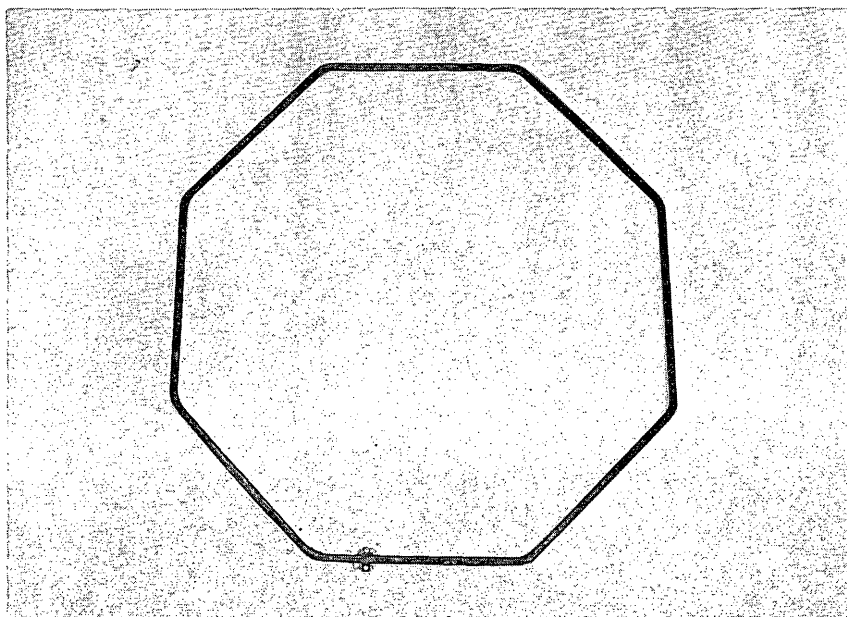


写真3. MACコイル

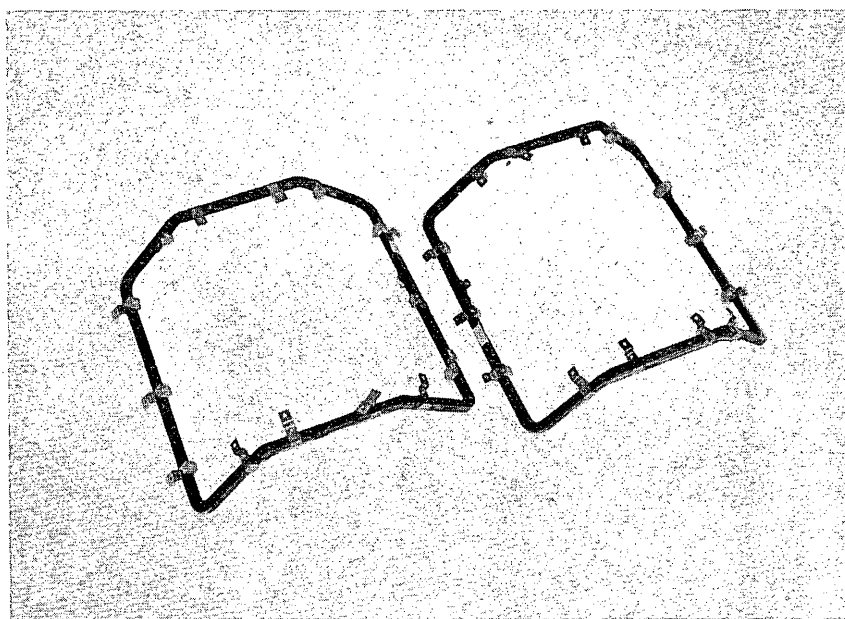


写真4. MSCトルキングコイル

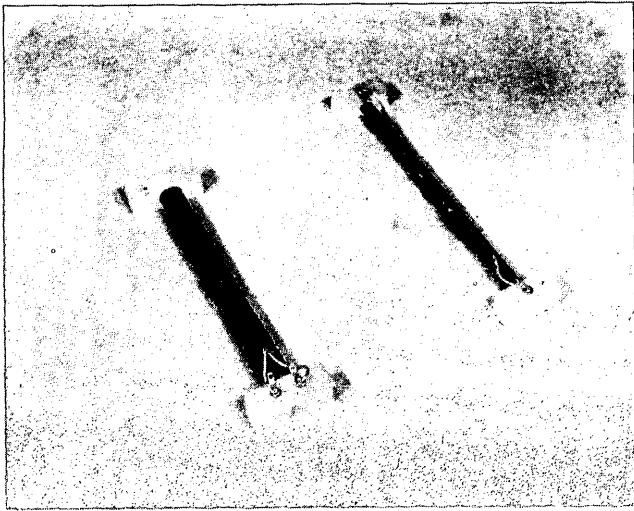


写真 5. MSC センジングコイル

写真 6. KEEPING コイル

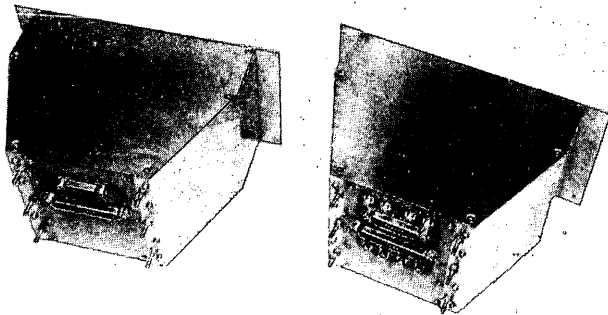


写真 7. 電子回路部

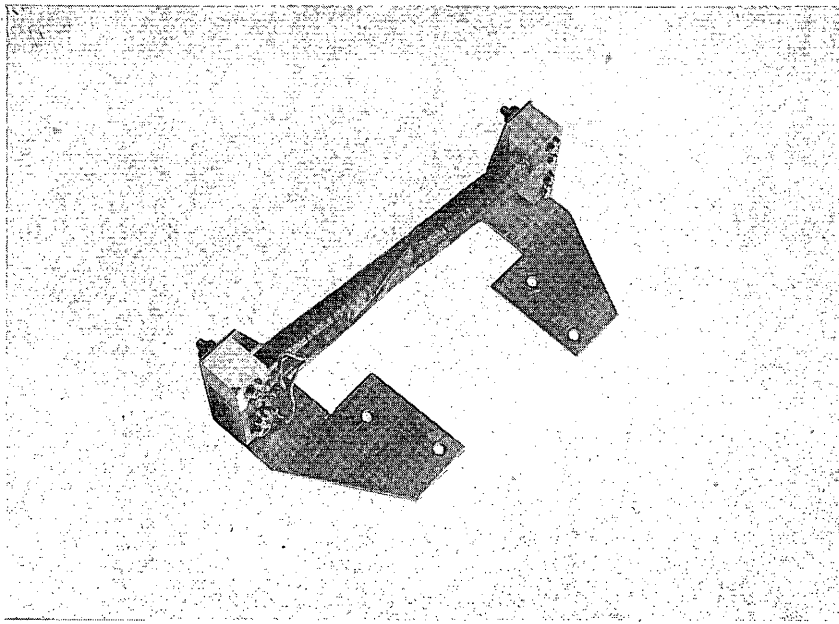


写真8. MSC SENSING COIL

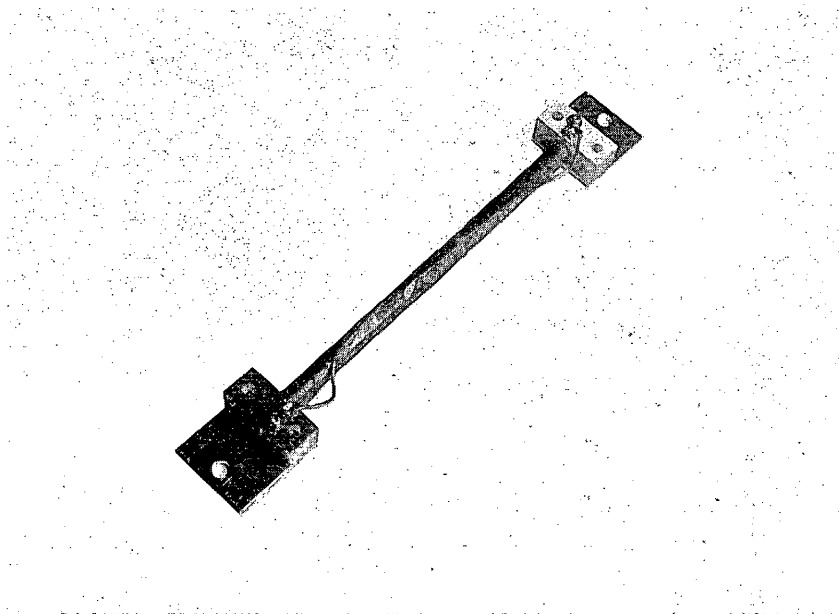


写真9. KEEPING COIL

第 3 章

共 通 機 器

3. 1. 観測時期制御用 C L O C K

宇宙研 平 尾 邦 雄
明 星 電 気 K K

3. 1. 1. 目的、概要

S R A T S 衛星は太陽活動と地球周辺大気との相互作用を研究するための衛星で小型の超高層大気物理観測衛星である。衛星上の各観測器が全軌道上で観測可能な条件をみたすために、衛星は軌道投入後、地磁気を利用した姿勢制御を行って、スピンの軸が衛星の軌道面にほぼ直角になるようにする。スピンは毎分 一回程度として丁度車輪が軌道の上をころがりながらすくむような形にする。

このような運行方法とすると、八角柱の面にとりつけた観測器、及び八角柱の一つおきの四稜からつき出したブーム上の観測器が、一定の周期をもって回転することになる。例えばプラズマ関係の測定器では測定器が衛星の進行方向をむいた時が最も測定条件として好ましいし、又大気光の観測器は、空間のどの方向をむいて観測したかという情報を得なければならない。

これらの要求をみたすために、衛星のスピンの状態をある座標軸を用いて時間的に規定しなければならない。S R A T S 衛星は前述したようにスピン軸を軌道面に直角にとるので、スピン位相の原点を地球の中心を通る所にとることができる。実際には、搭載してある水平線検出器から地球中心の信号をもらって時間原点として使用する。この時間信号間を32分割して、観測器のむいている方向に関する情報をあたえる。

S R A T S 衛星は近地点250 km、遠地点2,000 km前後の楕円軌道をもたせる。近地点及び遠地点では軌道は地球に平行であるので、観測器センサー用ブームに直角にとりつけたプラズマ測定器が衛星の進行方向に正対した信号をあたえるのは容易である。その他の所では同じ信号を使用すると厳密には進行方向正対の位置にはなっていないが、センサー自体に許容する角度の許容度があるので、S R A T S では同一信号を全周回中にあたえることにしている。

又大気光観測では、32分割の信号によって観測値を収容する記憶装置の番地指定を行っている。

時間軸原点をつくる水平線センサーに不具合が生じたり、又観測モードによってプラズマ測定器の方向を厳密に指定したい時には、コマンドによって原点信号をプラズマ流方向測定器か

ら得ることもできる。これは方向性をもった(コリメータ付)プラズマカップの最大イオン電流値が得られた時に信号を出して時間原点とするものである。コマンドによってこのCLOCKはこの信号にLockすることができる。プラズマ流方向測定器の最大電流値の信号は、近地点或いは遠地点での水平線センサーの地球中心信号と一致するように設計されている。他の位置ではプラズマ流方向測定器からくる信号間をやはり32分割してそのうちの適当な信号を他のプラズマ測定器に与えれば、プラズマ測定器はセンサーが衛星進行方向に正確に正対する。

以上の二つが自動的に観測目的に合致するようになっているトリガーであるが、もしこの二つとも故障したときには最後のバックアップとしてCLOCK内で自走信号が発生するようになっている。この周期は略スピンにあわせてあるが、スピン周期はある程度コントロールはするが、変化するものである、このような状態で得られた結果は逆に観測結果を合理的にきめられるようにCLOCKの位相と周期をあてできめることになるであろう。特に周期は他の情報からも容易にもとめられる可能性はある。

以上が観測時期制御用CLOCKの概要であるが、信号の供給先は次の通りである。

- (1) 紫外放射測定器(GMV-D)の32方向の観測のためのサンプリング信号
 - (2) 紫外放射測定器のメモリー部(GMV-M)の32方向に対応するメモリーのためのサンプリング信号
 - (3) 質量分析器(CPI)が衛星進行方向に正対したときに観測するためのサンプリング信号
 - (4) イオン温度計(TDI)が衛星進行方向に正対したときに観測するためのサンプリング信号
- 以上の四種の信号を出すのがCLOCKの役割りである。

3.1.2. 機器内容

本器のブロックダイアグラムは第1図に示す通りである。

ブロック図において、CLOCK-IN-SIGは、HOR、PDI、そしてINTのいずれかの信号を意味し、その信号の入力波形は、3章の信号波形に示す。CLOCK-IN-SIGは、その繰返し時間が、衛星の1スピンに相当する時間であり、本装置は、この繰返し時間を、32等分することによって、必要な信号を得ている。

CLOCK-IN-SIGは、シフト信号、Reset信号、Base OSCの同期信号は同一の信号を利用し、この信号は、シフト信号より2 μ s遅延させている。Reset信号は32DIV COUNTER、6BIT COUNTER、(1)、(2)、(3)をResetする。

Base OSCは、3.5mSecの繰返しの発振器で、CLOCK-IN-SIGに同期している。

この発振器のパルスは、32 DIV COUNTER に供給され、1 スピン内のパルスを32分割して、その数を6 BIT COUNTER(1)に記憶する。6 BIT COUNTER (1) に記憶した前回の1スピンのデータが、次の1スピンの32分割信号の基本信号となる。

次のスピンの入ると、CLOCK-IN-SIG によって、6 BIT COUNTER(1) に記憶していた信号を SHIFT COUNTER に、パラレルシフトする。シフトしてから2 μ s後に、次のスピンの基本データを取るために、32 DIV. COUNTER、6 BIT COUNTER(1)、(2)、(3)をReset し、そしてBase OSC に、同期を掛ける。

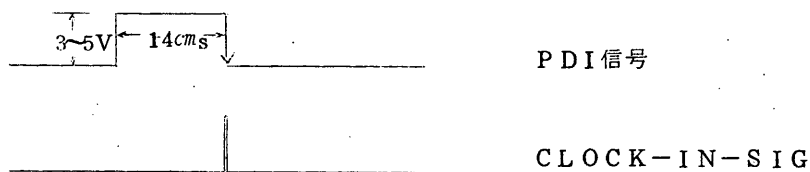
衛星のスピン時間が、短時間に変動することがないと仮定すると、前回の1スピン内に存在するBase OSC のパルスの数と、今回の1スピンに数えるBase OSC のパルスの数とは同一となる。したがって、SHIFT COUNTER で記憶せるパルス数と、6 BIT COUNTER(2)によって数えるパルス数とが一致した時のみ、COMP GATE が ON になるならば、1スピンの時間内にCOMP GATE は32回ON となる。この信号を6 BIT COUNTER(3) に供給するならば、任意の1スピンにおける32等分の信号を得ることが出来る。

MATRIX によって、上記の信号から必要な番地のパルスを取り出している。

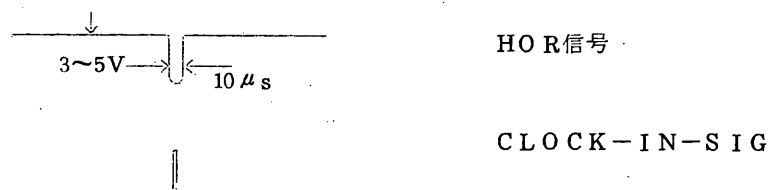
3. 1. 3. 信号波形

3-1 CLOCL-IN-SIG

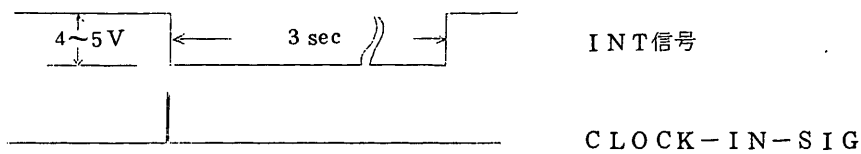
a) PDI信号は下図に示す。



b) HOR信号は下図に示す。



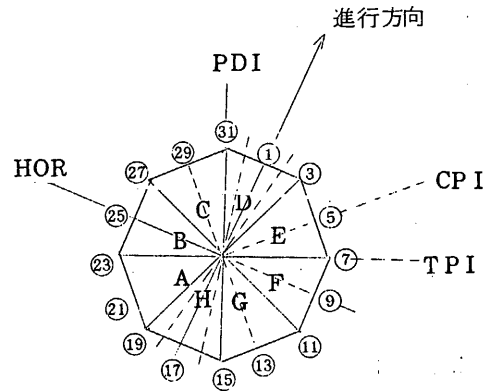
c) INT信号



3-2 OUTPUT SIG について

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）の図を図3-1に示す。この時進行方向にはDブロックがあるが、その中心がむいている方向（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。

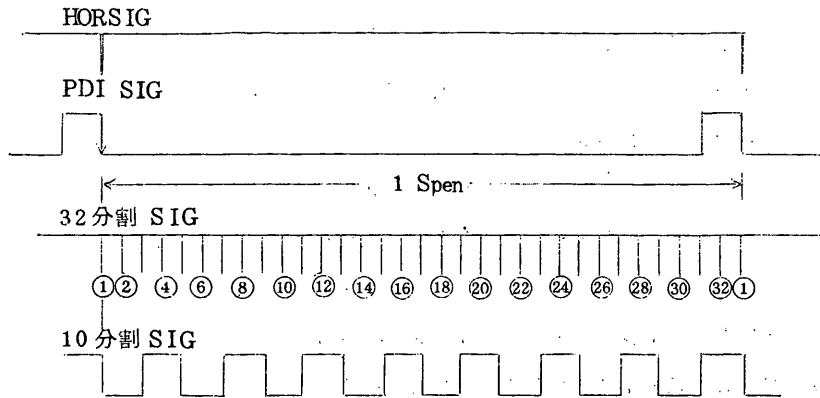
図3-1 (TOP VIEW)



- CPIが進行方向をむく状態の番地は番地5である。
- 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が番地2、CLK 2が番地4である。
- GMV-Mは、番地1を必要とする。
- GMV-E1は、16分割信号
- GMV-D1は、32分割パルスを必要とする。

各信号のタイムシーケンスを図3-2に示す。

図 3 - 2 タイムシーケンス



SIGNAL TO GMV-M



32分割波形



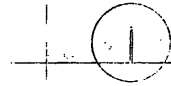
番地 1

拡大波形

SIGNAL TO CPI



32分割波形



番地 5

拡大波形

SIGNAL TO TPI



32分割波形



番地 2 (CLK1)

番地 4 (CLK2)

拡大図

3.1.4. 特性

4 - 1 C L O C K - 1 N - S I G

- 入力インピーダンス……………10 K Ω 以上
- 入力レベル HOR……………“H” 3～4 V
 “L” 0.25 V
- PDI……………“H” 3～4 V
 “L” 0.25 V
- INT SIG ……………3.5 m sec の繰返し
- CLOCK-IN-SIG . SELECT ……………コマンド信号

4-2 C L O C K - O U T

- | | | |
|-------------|-----------|-------|
| ○ 出力インピーダンス | | 60Ω |
| ○ パルス巾 | | 300μs |
| ○ 出力レベル | "H" | 4~5V |
| | "L" | 0.25V |

4-3 コマンドにおいて、CLOCK-IN-SIG SELECT の動作を制御している。CLOCK-IN-SIG.SELECT は、PDI、HOR、そして INTの入力信号の内、どの信号を使用するか決定し、コマンドで指令する。なお、CLOCK-IN-SIGとしては、HOR、PDI、そしてINTのいずれか一つの信号が必ず供給されている。

3. 1. 5. 本装置のデータを図 5-1 に示す

CLOCK-IN-SIG は、INT 信号を使っている。CLOCK-IN-SIG としては、その繰返し時間の変動は、10 rpm の $\pm 10\%$ となっているので、

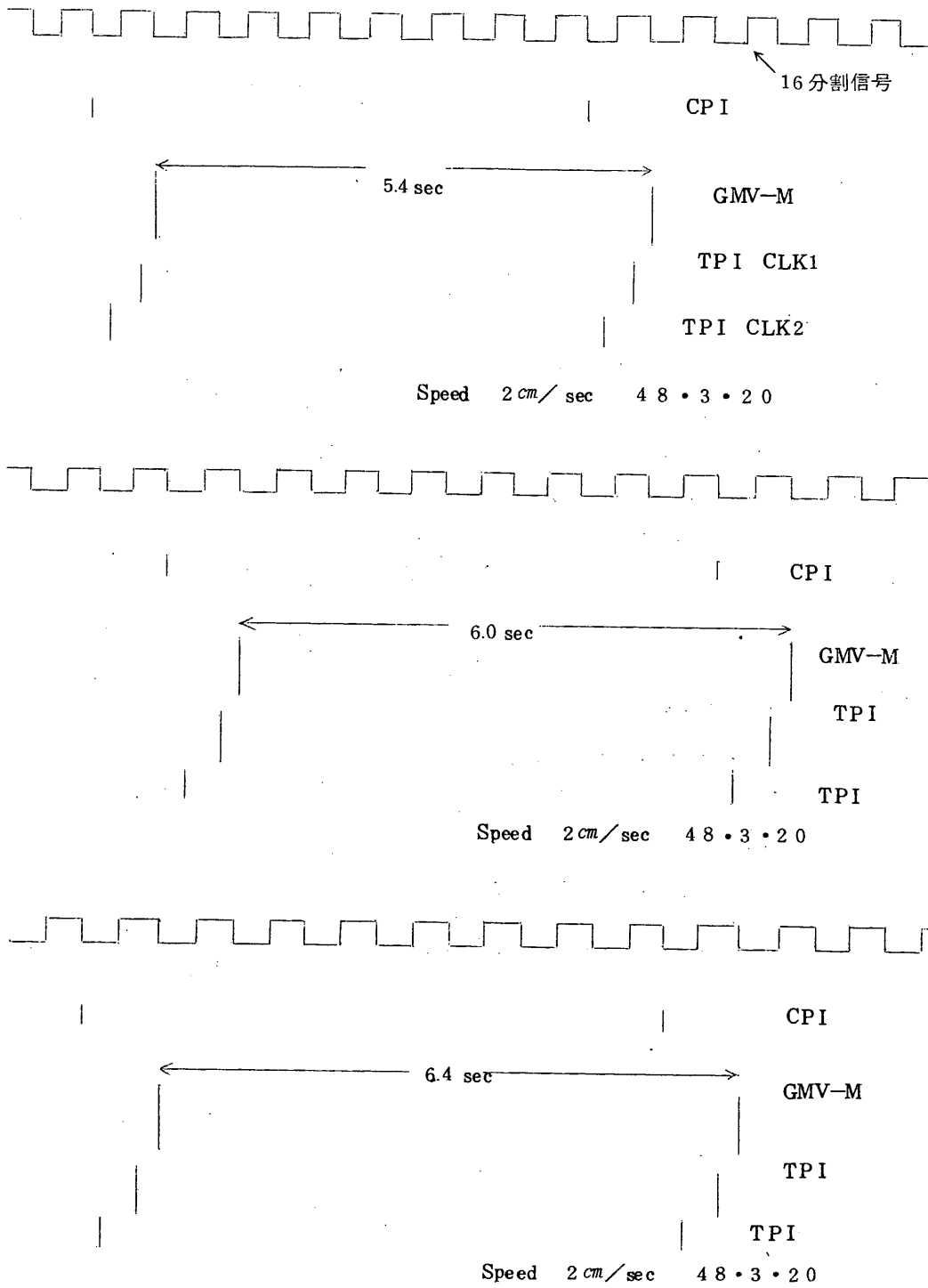
$$\frac{10}{60} = \frac{1}{6} \text{ 回転/sec} \quad \text{となる。}$$

すなわち、1 スピンに所要する時間が 6 sec であり、 ± 0.6 sec の変動があることになる。

1 spen 6 ± 0.6 sec

CLOCK-IN-SIGを上記の範囲変化させた時の16分割信号(GMV-E)、GMV-M、TPI、CPI、各々への出力信号を磁気記録したデータである。

図 5 - 1 データ



3. 1. 6. 精度の考察

図 5 - 1

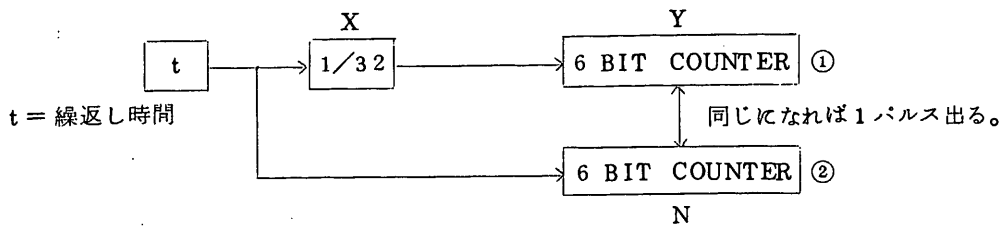


図 6 - 1 において、前回の 1 Spen の時間 T 内で、 $1/32$ と 6 BIT COUNTER ① とがカウントした数を各々 X 、 Y とする。その時の X と Y とを満たす所要時間を、 T_x 、 T_y とする。

$$T = T_x + T_y = tX + 32 tY \quad \dots\dots\dots (1)$$

$$\text{ここで } X \text{ は } 0 \leq X < 32 \quad \dots\dots\dots (2)$$

$$tX \geq 0$$

t が 6 BIT COUNTER ② を Y 満たすための時間を T_y' とすれば

$$T_y' = tY \quad \dots\dots\dots (3)$$

比較器の出力では、 tY sec に 1 度パルスを発生する。したがって T が T_y' によって分割される個数 N は

$$N = T / T_y' = (X + 32Y) / Y = 32 + \frac{X}{Y} \quad \dots\dots\dots (4)$$

$$X = NY - 32Y$$

$$(2) \text{より、} 0 \leq NY - 32Y < 32 \quad (\text{但し } Y > 1)$$

$$N \geq 32$$

$$N < 32(Y + 1) / Y$$

$$\therefore 32 \leq N < 32(Y + 1) / Y \quad \dots\dots\dots (5)$$

図 6 - 1 5 式より N と Y との関係をグラフに表わす。

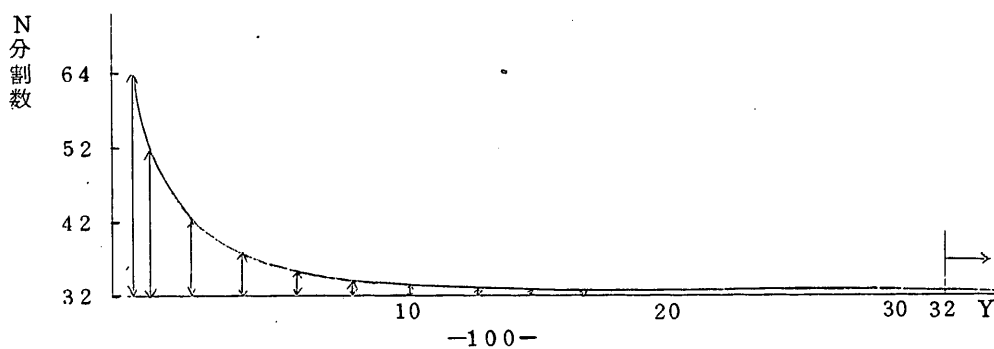


図6-1によれば、Yが大きいほど、Nは32に近づくことになり、それだけ精度も良くなる。
本装置においては、32等分することが主目的であるため、

$$\begin{aligned} 32(Y+1)/Y < 33 & \text{ となる。} \\ Y > 32 & \dots\dots\dots (6) \end{aligned}$$

すなわち、Yは32以上である必要が有る。

今、Y>32の範囲において、N等分した時の分割時間 T_y' と、1スピンの32等分、分割時間との誤差率をZ%とすると、

$$\begin{aligned} Z &= \left(1 - \frac{\frac{Y}{X+32}}{\frac{Y}{32}}\right) \times 100 (\%) \\ &= \left(1 - \frac{32}{\frac{X}{Y} + 32}\right) \times 100 (\%) \left(\frac{X}{Y} < 1\right) \dots\dots\dots (7) \end{aligned}$$

となる。

(7)式をグラフ-1に示す。

本装置の1スピン6 secにおける精度は、次のようになる。(ただし、 $t = 3.5 \text{ ms}$ とする)

$$6 / 3.2 \times 1000 / 32 = 58. \dots\dots\dots 19$$

したがって、Y=58、X=19となる。

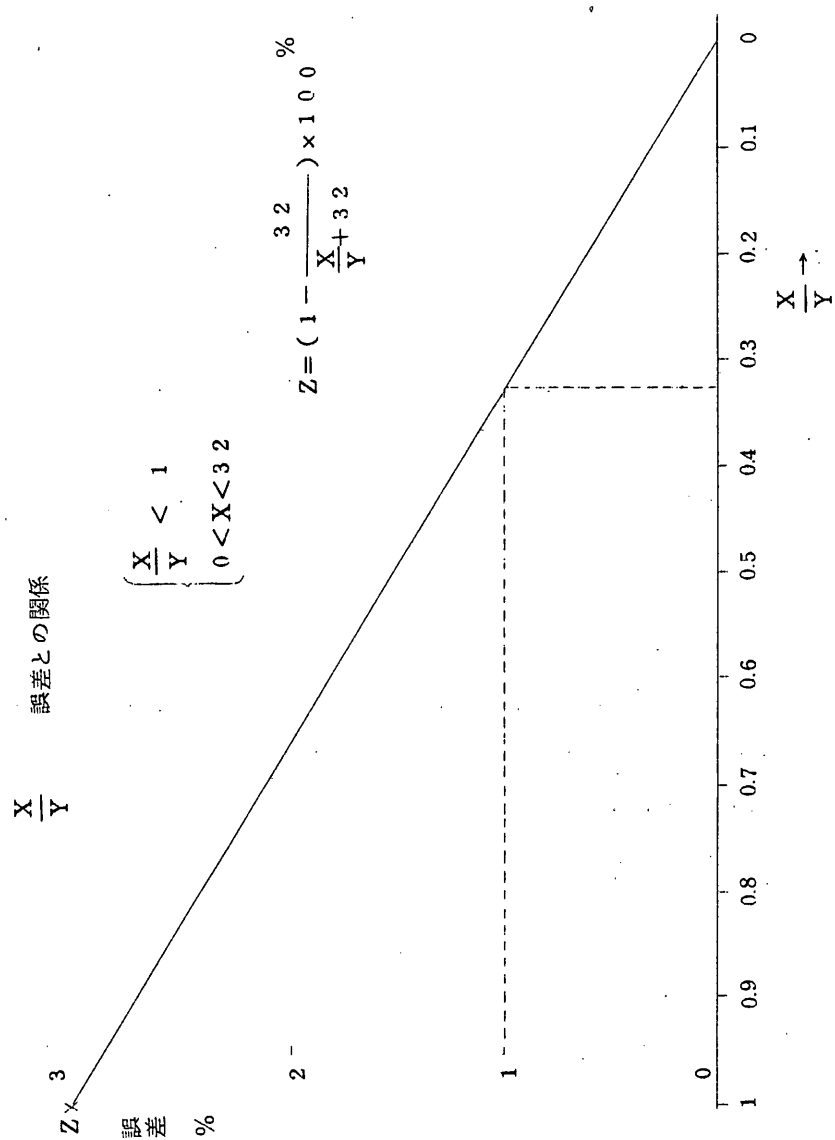
$$\therefore \frac{X}{Y} = 0.3278$$

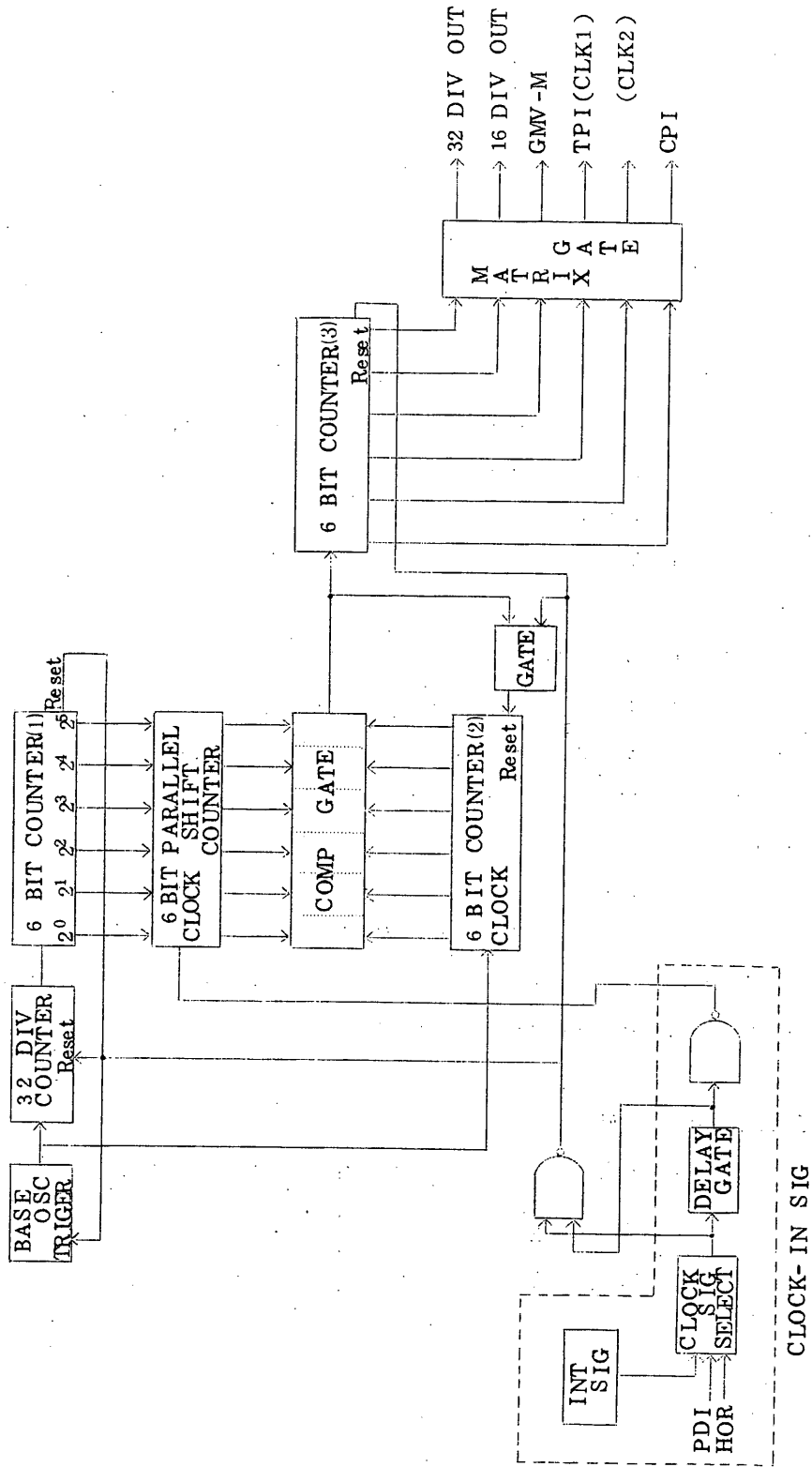
グラフ-1より、

$$Z = 0.01$$

\therefore 1%の誤差となる。

グラフ - 1





3.2. S R A T S衛星搭載用環境計測器（H.K）

林 研 究 室

松下通信工業 K K

3.2.1. 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
- 切換スイッチ部
- 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。

切換スイッチ部は検出器の出力および較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換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。

3.2.2. 構 成

区 分	品 名	員 数	備 考
本 体	H K	1	
検 出 器	温 度 セ ン サ	1 2	白金線
”	電 流 セ ン サ	2	2 本バラのもの
”	電 圧 セ ン サ	4	

ブロック図を第1図に示す。外観図を第3図に示す。

3.2.3. 性能

(1) 電気的性能

(温度)

① 測定範囲 : $-4.0 \sim +6.0^{\circ}\text{C}$ ($T_{L1} \sim 11$)

$-15.0 \sim +15.0^{\circ}\text{C}$ (T_{H1})

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 : $T_{L1} \sim 11$ $1.05 \text{ mV} \pm 0.1\% / ^{\circ}\text{C}$

T_{H1} $0.49 \text{ mV} \pm 0.1\% / ^{\circ}\text{C}$

⑤ 出力電圧精度

$T_{L1} \sim 11$	-	4.0°C にて	$0.6 \pm 0.05 \text{ V}$
	-	3.0°C にて	$0.32 \pm 0.04 \text{ V}$
	+	2.0°C にて	$1.60 \pm 0.02 \text{ V}$
	+	6.0°C にて	$2.65 \pm 0.03 \text{ V}$
T_{H1}	-	15.0°C にて	$0.4 \pm 0.05 \text{ V}$
	-	3.0°C にて	$1.06 \pm 0.03 \text{ V}$
	+	2.0°C にて	$1.50 \pm 0.02 \text{ V}$
	+	6.0°C にて	$1.87 \pm 0.03 \text{ V}$
	+	15.0°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 : $23 \pm 2^{\circ}\text{C}$ において

I_{d-p}	-	2 A にて	$0.12 \pm 0.04 \text{ V}$
	0	0 A にて	$1.48 \pm 0.02 \text{ V}$
	+	2 A にて	$2.84 \pm 0.04 \text{ V}$

I_{c-p}	0 Aにて	$2.94 \pm 0.04 \text{ V}$
	1 Aにて	$1.50 \pm 0.02 \text{ V}$
	2 Aにて	$0.06 \pm 0.04 \text{ V}$

(電 圧)

- ① 測定範囲 : $0 \sim +3.0 \text{ V}$ (E_{p-p} , BA-V)
 $0 \sim +1.5 \text{ V}$ (E_{s-p})
 $0 \sim +7.5 \text{ V}$ (E_{s-5p})
 $0 \sim +3 \text{ V}$ (AC-1, 2)
 $0 \sim 100 \text{ mV}$ (TPI-1, -2, TEL)
 $0 \sim -1.5 \text{ V}$ (E_{s-N})
 $0 \sim -100 \text{ mV}$ (CPI-1, -2)
 $+4.8 \sim +7.2 \text{ V}$ (GMV-1)
 $-4.8 \sim -7.2 \text{ V}$ (GMV-2, 3)
- ② 測定方法 : 抵抗分圧による法 (但し TPI-1, 2, TEL, CPI-1, -2
は直接増幅器へ供給する)
- ③ 出力電圧精度 : $23 \pm 2^\circ \text{C}$ に於いて

$(E_{p-p})(BA-V)$	0 Vにて	$0 \pm 0.06 \text{ V}$
	+1.5 Vにて	$1.5 \pm 0.08 \text{ V}$
	+3.0 Vにて	$3.0 \pm 0.09 \text{ V}$
(E_{s-p})	0 Vにて	$0 \pm 0.06 \text{ V}$
	+7.5 Vにて	$1.5 \pm 0.08 \text{ V}$
	+1.5 Vにて	$3.0 \pm 0.09 \text{ V}$
(E_{s-5p})	0 Vにて	$0 \pm 0.06 \text{ V}$
	+3.75 Vにて	$1.5 \pm 0.08 \text{ V}$
	+7.5 Vにて	$3.0 \pm 0.09 \text{ V}$
$(AC-1, 2)$	0 Vにて	$0 \pm 0.06 \text{ V}$
	+1.5 Vにて	$1.5 \pm 0.08 \text{ V}$
	+3.0 Vにて	$3.0 \pm 0.09 \text{ V}$
(E_{s-N})	0 Vにて	$0 \pm 0.06 \text{ V}$
	-7.5 Vにて	$1.5 \pm 0.08 \text{ V}$
	-1.5 Vにて	$1.5 \pm 0.09 \text{ V}$

(GMV-1)	{	+ 4.8 Vにて	$0 \pm 0.06 \text{ V}$	
		+ 7.2 Vにて	$2.9 \pm 0.09 \text{ V}$	
(GMV-2, 3)	{	- 4.8 Vにて	$2.9 \pm 0.09 \text{ V}$	
		- 7.2 Vにて	$0 \pm 0.06 \text{ V}$	
(TPI-1, 2)	{	0 Vにて	$0 \pm 0.06 \text{ V}$	
(TEL)		5.0 mVにて	$1.5 \pm 0.08 \text{ V}$	
		10.0 mVにて	$3.0 \pm 0.09 \text{ V}$	

(総合性能)

- ① 測定時間 : 第2図参照
- ② 周波数特性 : DC~1 KHz ($\pm 1 \text{ dB}$)
- ③ 出力電圧温度ドリフト : $-30 \sim +60^\circ\text{C}$ において、 $\pm 30 \text{ mV}$ 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 $\pm 10 \text{ mV}$ 以内
- ⑤ 出力インピーダンス : $1 \text{ K}\Omega \pm 20\%$
- ⑥ タイミングパルス電圧 : "1" $2.5 \text{ V} \sim 5.5 \text{ V}$
"0" $0.7 \text{ V} \sim 0 \text{ V}$
- ⑦ タイミングパルス受けインピーダンス :
"1" $150 \text{ K}\Omega \pm 20\%$
"0" $150 \text{ K}\Omega \pm 20\%$
- ⑧ コマンドパルス電圧 : ON $1.2 \text{ V} \pm 1 \text{ V}$
OFF $1.2 \text{ V} \pm 1 \text{ V}$
- ⑨ コマンドパルス受けインピーダンス :
 $37 \text{ K}\Omega \pm 20\%$

⑩ 校正電圧

CAL-A 0 Vに相当する電圧	{	$0 \pm 0.2 \text{ mV}$ ($23 \pm 2^\circ\text{C}$)
		$0 \pm 0.6 \text{ mV}$ ($-30 \sim +60^\circ\text{C}$)
CAL-Bに相当する電圧	{	$2.5 \text{ mV} \pm 1\%$ ($23 \pm 2^\circ\text{C}$)
		$2.5 \text{ mV} \pm 3\%$ ($-30 \sim +60^\circ\text{C}$)

- ⑪ 入力電圧消費電流 : $+20\text{ V} \pm 3\text{ V}$ 20 mV 以下
 $-20\text{ V} \pm 3\text{ V}$ 15 mV 以下
 $+5\text{ V} \pm 0.2\text{ V}$ 5 mV 以下
 $-12\text{ V} \pm 0.02\text{ V}$ 5 mV 以下

⑫ 外部操作 (但しコマンド信号による)

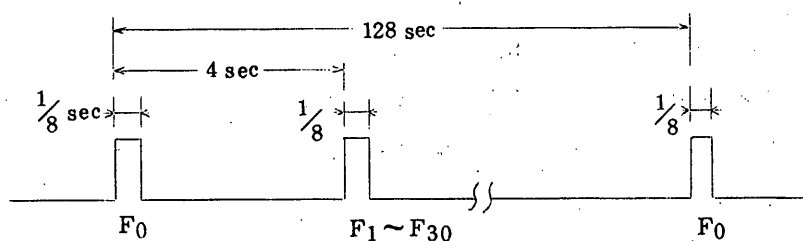
⑬ HK電源: ON/OFF

⑭ アンサ信号: なし

(2) 機械的性能

- ① 寸 法 : $240 \pm 2 \times 168 \pm 2 \times 60 \pm 1\text{ H}$ (mm)
 ② 重 量 : 700 g 以下
 ③ ケース材質 : A2024P
 ④ ケース表面処理 : 無色クロメート処理

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。

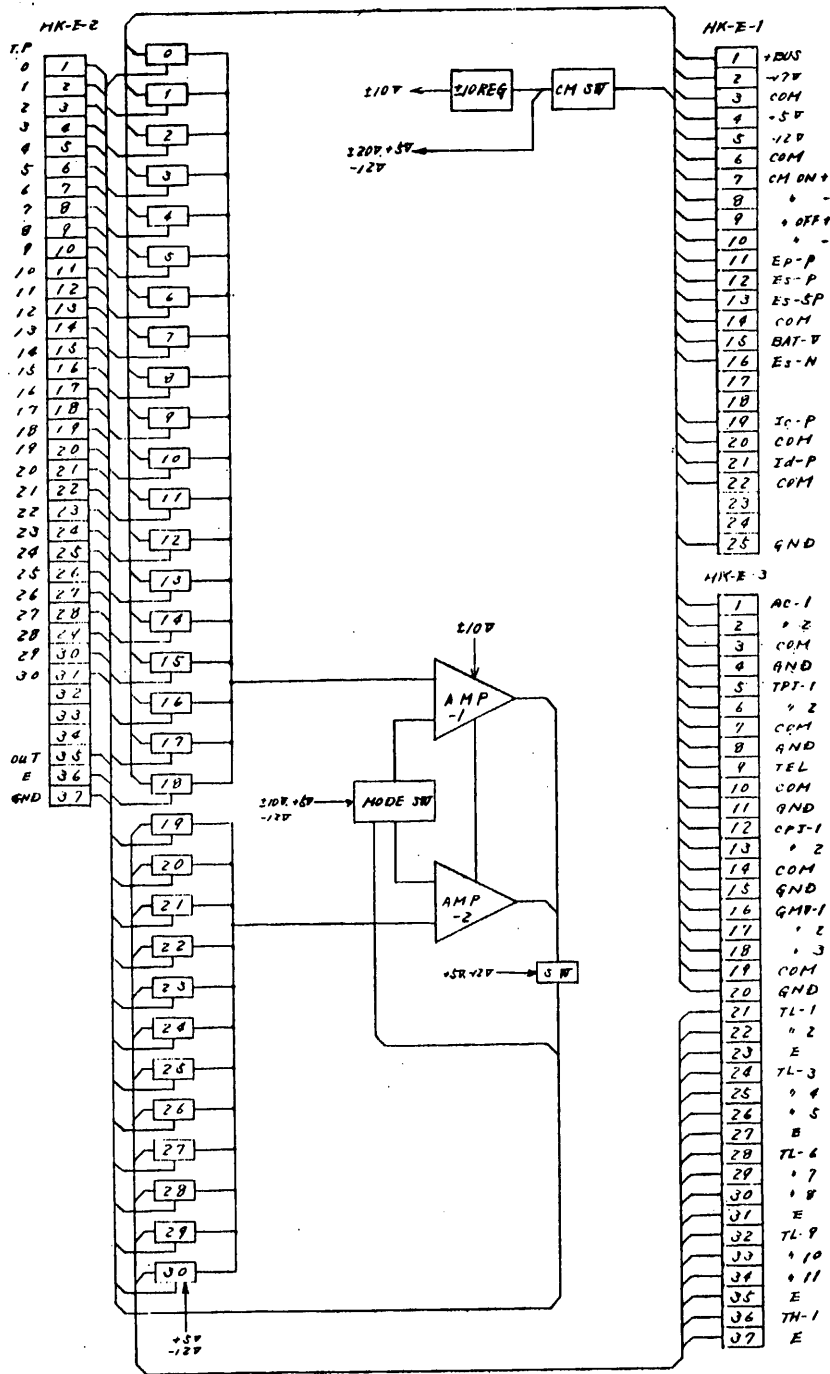
2) $F_0 \sim F_{30}$ までの測定項目は第1表参照。

第 1 表 測定項目表

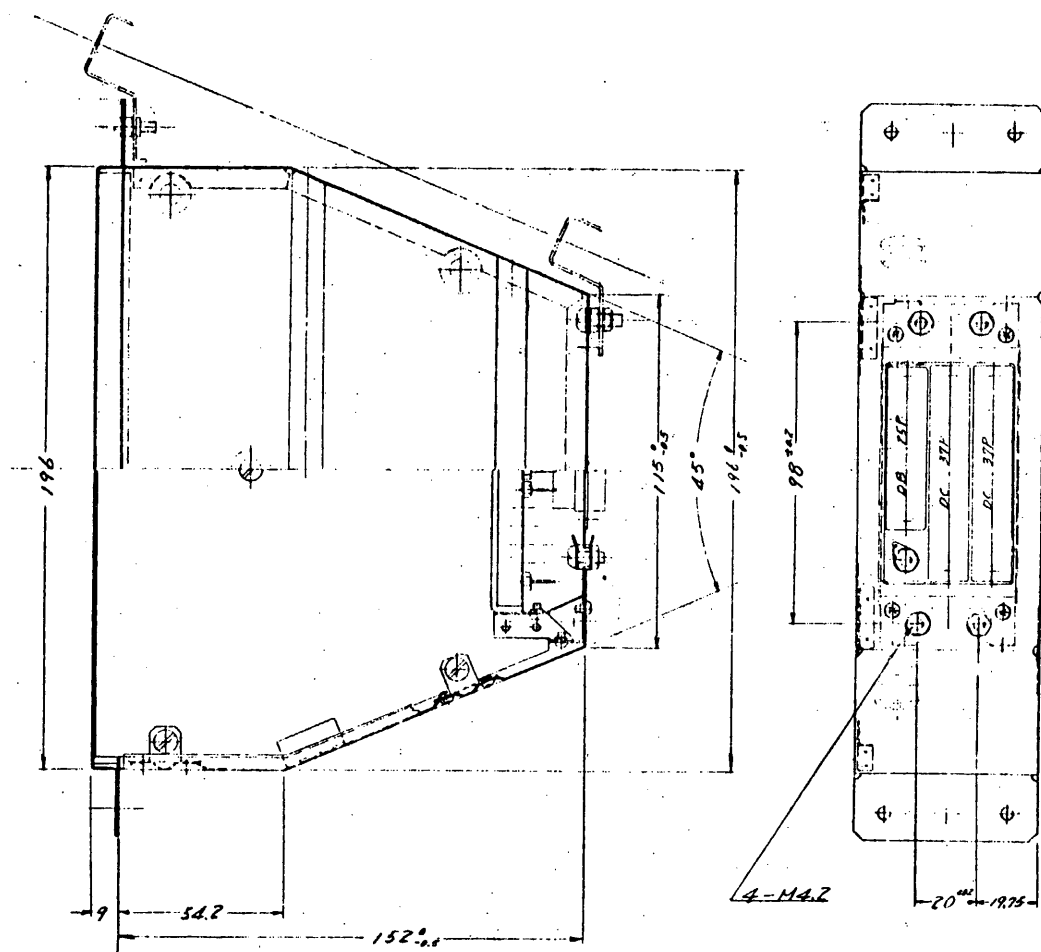
No	測定項目	測定範囲	備 考
0	CAL-A	-	0.5 V
1	" -B	-	2.5 V
2	Ep-P	0 ~ +30 V	
3	Es-P	0 ~ +15 V	
4	Es-5p	0 ~ +7.5 V	
5	AC-1	0 ~ +3 V	
6	" -2	"	
7	TPI-1	0 ~ +100 mV	
8	" -2	"	
9	TEL	"	
10	BA-V*	0 ~ +30 V*	
11	Es-N	0 ~ -15 V	
12	Ic-P	0 ~ + 2 A	
13	CPI-1	0 ~ -100 mV	
14	" -2	"	
15	GMV-1	+4.8 ~ +7.2 V	
16	" -2	-4.8 ~ -7.2 V	
17	" -3	"	
18	Id-P	± 2 A*	
19	TL - 1	-40 ~ +60 °C	
20	2	"	
21	3	"	構 体
22	4	"	C M
23	5	"	R E G
24	6	"	BA-1
25	7	"	BA-2
26	8	"	X-tal A
27	9	"	X-tal B
28	10	"	D / R
29	11	"	T X
30	TH - 1	±150 °C	S C
31	GAS	-	

*項目：レンジ変更 4.7.4.5

第 1 図 ブロック図



第 3 図 外 観 図



3. 4. S R A T S衛星符号化装置 (E N C)

林 研 究 室

松下通信工業㈱

3. 4. 1. 概 要

本装置は、各観測器の得た時間的に並列なアナ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ともに、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。

なお、本装置には、松下電器産業㈱で開発された低電力論理回路 (2 mW / G A T E) を大巾に採用し、消費電力の低下を図っている。

3. 4. 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ナログ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ものである。

② アナログデジタル変換器

アナログ信号 0 ~ 3 V を 2 進 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、フレーム同期符号発生器及び時間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ものである。

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に記憶する。

⑤ フレーム同期符号発生器

Goddard Space Flight Center 標準のフレーム同期信号 1 1 1 0 1 0 1 1 1 0 0 1 0 0 0 0 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 (1 2 8 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ものである。

⑦ 2ビット遅延回路

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、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ものである。

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レコーダに送り出す。

⑩ クロック信号からの2048 Hz 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ともに、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。

3.3.3. 性能

3.4.3 - (1) 符号化部電気的性能

- | | |
|-------------|-----------------------|
| 1) ビットレイト | 64 b/s |
| 2) 符号形式 | |
| 3) ワード構成 | 8ビット/ワード |
| 4) フレーム構成 | 32ワード/フレーム |
| 5) フレーム同期信号 | ○ ○ ○○ ○○○○ |
| 6) 入力チャンネル数 | アナログ 8 CH
デジタル8 CH |
| 7) ワード配分 | 別表1ワード配分表による。 |

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	100 K Ω 以上
デジタル信号	L: 500 Ω 以上
	H: 10 K Ω 以上

10) 入力信号

アナログ信号	0 ~ + 3.0 V
デジタル信号	L: 0 ~ 0.5 V
	H: 2.4 ~ 4.5 V

11) 出力インピーダンス 5 K Ω 以下

12) 出力電圧

L: 0.7 V以下
H: 3.5 V以上

13) 波 形

立上り時間	10 μ s 以下
立下り時間	10 μ s 以下

3.4.3-(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2 タイミングパルス表による。

2) 出力インピーダンス 5 K Ω 以下

3) 出力電圧

L: 0 ~ 0.5 V
H: 2.4 ~ 4.5 V

4) 波 形

立上り時間	10 μ s 以下
立下り時間	10 μ s 以下

3.4.3-(3) 消費電力

+BUS 約20.5 mA

+12V 約41 mA

+5V 約5.0 mA

全消費電力 約244 mA

3.4.3-(4) 機械的性能

A、B2筐体に分かれており、それぞれの容量、重量は下記のようなものである

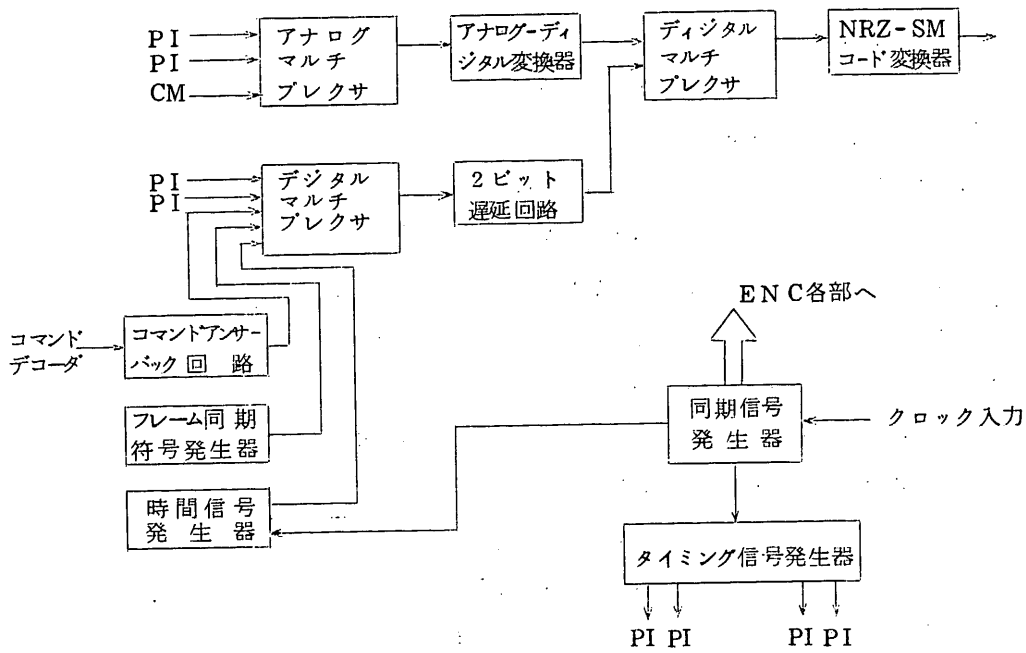
1) 容量 ENC-A 4パネル

2) 重量 但し、予想ポッティング重量

ENC-A 約1358g

ENC-B 約1047g

第1図 符号化装置ブロック図



〔別表1〕 SRATS-F-ENC テレメータワード配分

ワード No	項目	出力の 種 別	信号線数	項目	出力の 種 別	信号線数	備 考
0	F・S	Digital	内部				F・S: フレーム同期 W ₀ (11101011)
1	F・S	"	"				" " W ₁ (10010000)
2	FoC, W ₀ C	"	"				FoC: 7bits, W ₀ C: 5bits
3				AGC	Analog	1本	
4	C M	Digital	8本並列				CM: from CD
5	GAS	"	1本	H・K	Analog	1本	GAS: Sub Comm 中 1ch (F31)
6	HOR	"	1本	識別信号 "1"	内部		
7	"	"		GAS1	Analog	1本	
8	"	"		GAS2	"	1本	
9	"	"		GAS	Digital	1本	
10	SXR	"	1本	識別信号 "0"	内部		
11	"	"		SXU(I・C)	Analog	1本	
12				IMP	"	1本	
13				TEL	"	1本	
14				IMP	"	1本	
15				TEL	"		
16	IMP	Digital	1本				
17					Analog		
18					"	1本	
19					"		
20					"		
21	TPI	Digital	1本				
22	"	"					
23	"	"					
24	"	"					
25	"	"					
26	"	"					
27	"	"	1本				
28	"	"					
29	GMV	"	1本				
30	"	"					
31	DTI	"					

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