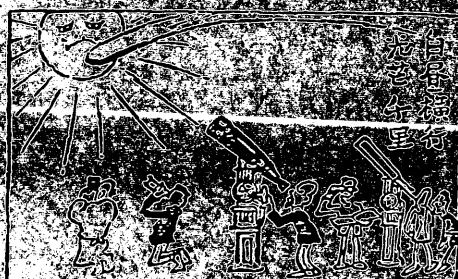


MS-T5/PLANET-A

中間報告書

昭和57年12月

七
月
度
中
間
報
告
書



東京天測
中間報告書



宇宙科学研究所

SESデータセンター

目 次

序	平尾邦雄	1
総 論			
1. ミッショ	ン		2
2. システム	設計		5
第 1 章 観測機器			
1.1	真空紫外撮像装置 (UVI)		26
1.2	太陽風観測装置 (ESP)		40
1.3	プラズマ波動観測装置 (PWP)		48
1.4	太陽風プラズマ密度・バルク速度観測装置 (SOW)		55
1.5	惑星間磁場観測装置 (IMF)		65
第 2 章 通信系			
2.1	アンテナ		70
2.1.1	概 要		70
2.1.2	高利得アンテナ (HGA)		72
2.1.3	中利得アンテナ (MGA)		90
2.1.4	低利得アンテナ (LGA)		98
2.1.5	デスパン制御系		106
2.2	通信機器		115
2.2.1	システム		115
2.2.2	S バンド受信機 (SBR)		130
2.2.3	S バンド送信機 (TMS)		134

2.2.4 S バンドダイプレクサ (SDIP)	140
2.2.5 S バンドエリミネーションフィルタ (SBEF)	143
2.2.6 アンテナ切換器 (SSW)	146
2.3 コマンド・データ処理	149
2.3.1 コマンド・デコーダ (CMD)	149
2.3.2 データ処理装置 (DPU)	153
2.3.3 データレコーダ (DR)	163

第 3 章 環境計測装置

3.1 ハウスキーピング (HK)	170
3.2 計測装置 (INS-SA)	175

第 4 章 タイマ・点火系

4.1 シーケンス・タイマ (EPT-SA)	181
4.2 イグナイタ電源 (IG-PS)	190

第 5 章 軌道・姿勢制御系

5.1 概要	192
5.1.1 姿勢制御法	193
5.1.2 姿勢解析	199
5.1.3 軌道生成	205
5.1.4 軌道決定とレインジング	208
5.1.5 軌道修正	211
5.2 軌道・姿勢制御装置	212
5.2.1 軌道・姿勢制御装置 (ACE)	212
5.2.2 モーメンタムホイール (MWA/CLA)	224

5.2.3 リアクションコントロール装置 (RCS)	228
5.2.4 ニュートーションダンパ (ND)	236
5.3 姿勢検出装置	239
5.3.1 太陽センサ (SAS)	239
5.3.2 スタースキャナ (STS)	244

第 6 章 電 源 系

6.1 電源装置	247
6.2 太陽電池パネル (SC-P)	249
6.3 蓄電池 (BAT)	254
6.4 電力制御器 (PCU)	257
6.5 コンバータ (CNV)	265
6.6 電流センサ (CUS)	272
6.7 電力解析	274

第 7 章 構造・熱設計

7.1 構 造	298
7.2 热 制 御	326

第 8 章 信頼性・品質管理

8.1 信頼性管理	333
8.2 部品プログラム	334
8.3 品質管理	335

第 9 章 計 装

9.1 電気計装	337
----------------	-----

9.2	機械計装	340
-----	------	-----

~~第10章 打上げロケットと軌道~~

10.1	M-3SⅡ型ロケット	344
10.2	地心軌道	345
10.3	太陽周回軌道	347

~~第11章 総合管制システムと地上データ処理~~

11.1	総合管制システム	349
11.2	科学観測機器QLシステム	353

~~第12章 環境試験~~

12.1	機械的環境試験	359
12.1	磁気特性	360

PLANET-A, MS-TS 研究開発
関係委員会設置要項
(昭和57年5月1日
宇宙科学研究所長裁定)

- 宇宙科学研究所(以下「研究所」という。)
IC, 第10号科学衛星PLANET-A及び試験衛星MS-TSの研究開発に關し、専門的事項について助言を得るため、次の3委員会を置く。
 - 深宇宙探査機委員会
 - 深宇宙地上局委員会
 - 追跡・軌道委員会
- 各委員会の委員は、所外の関係研究機関等の有識者及び研究所の教授又は助教授のうちから宇宙科学研究所長(以下「所長」という。)が委嘱する。
- 各委員会に委員長を置き、研究所の教授である委員のうちから所長が指名する。
- 各委員の任期は、空缺する年度の年度末までとし、再任を妨げない。
- 各委員会に所長が指名する関係教官は、出席するものとする。
- 各委員会の庶務は、管理部研究協力課において処理する。
- 各委員会の職事及び運営に關し必要な事項は、当該委員会が定める。
- この要項は、昭和57年5月1日から実施する。

追跡・軌道委員会委員名簿

(順不同)

現職	氏名
航空宇宙技術主任研究官	志甫 微
" "	松島弘一
宇宙開発事業団参考	竹内端夫
" 追跡管制部長	船川謙司
" 室長	米山一彦
電電公社電通研複合伝送部長	室谷正芳
" 室長	八坂哲雄
東京大学東京天文台長	古在由秀
" 助教授	土屋 淳
" "	木下 宙
電波研鹿島支所長	山下不二雄
宇宙研教授	☆西村敏光
" 助教授	○松尾弘毅
" 教授	野村民也

[☆委員長, ○幹事]

深宇宙地上局委員会委員名簿

(順不同)

現職	氏名
宇宙開発事業団電波宇宙センタ-所長	宇田 宏
電電公社電通研複合伝送部統括役	遊士昌好
" 室長	鎌田光希
国際電電伝送部長	横井 寛
東京大学東京天文台教授	赤羽賢司
" "	森本雅樹
東京工業大学工学部 "	関口利男
" "	後藤尚久
東北大学工学部 "	虫明康人
東京大学生研 "	浜崎義二
" 助教授	行井俊治
東洋大学工学部教授	田中春夫
電波研主任研究官	手代木扶
宇宙研教授	☆林 友直
" 助教授	○広沢春任
" 教授	野村民也

[☆委員長, ○幹事]

深宇宙探査機委員会委員名簿

(順不同)

現職	氏名
電波研第2特別研究室長	松浦延夫
航空宇宙技術研究官	長州秀夫
" リーダー	村上 力
宇宙開発事業団理事	平井正一
" 副主任開発部員	安齊孝男
電電公社研究開発本部副本部長	宮内一洋
" 電通研複合伝送部室長	山本平一
日本放送協会技術本部副本部長	木村悦郎
" 計画部主幹	松下 操
東京大学工学部教授	宮川洋
" 生研教授	高木幹雄
宇宙研教授	☆平尾邦雄
" 助教授	○上杉邦憲
" 教授	野村民也

[☆委員長, ○幹事]

深宇宙探査機、深宇宙地上局、追跡・軌道各委員会 所内関係教官等名簿

(順不同)

職	氏名	探査機	地上局	追跡・軌道
教授	平尾 邦雄		○	○
"	林 友直	○		○
"	後川 昭雄	○		
"	西村 敏充		○	
"	秋葉 錦二郎	○		○
"	伊藤 富造	○		
"	三浦 公亮	○	○	
"	奥田 治之		○	
"	清水 幸夫	○		
助教授	広沢 春任	○		○
"	松尾 弘毅	○		
"	二宮 敏虎	○	○	
"	上杉 邦憲			○
"	小野田 謙二郎	○	○	
"	中谷 一郎		○	○
"	松岡 勝		○	
教授	大東 寛	○		
助教授	久木 康之	○	○	○
助教授	杉田 雄		○	
助教授	堀 嘉実		○	

序

宇宙科学研究所 平尾邦雄

我國はじめての惑星間空間ミッションとして1985年に打ち上げられる2つの宇宙探査機Planet-AとMS-T5のプロトモデルの完成にあたり、両探査機試作についての中間報告書を作成することとした。

今迄の近地球軌道にのせられた科学衛星は、その時々の工学的レベルを最大限に活かし、且観測の面から多くの多くの独特的なアドバイスにもとづいた最新の観測器を搭載してその成果は国際的にも高く評価され得るものを得て来た。特に最近の科学衛星はその性能対重量比のよさが指摘を考えると世界的にもトップクラスである。

さて Planet-A および MS-T5については、上に述べたように我國としてははじめての惑星間空間飛行する体であるので多くの点についてはじめての経験である事項が多い。そのため両探査機の設計にあたりては今迄以上に慎重な検討を行い多くのワーキンググループによる作業を行つた。特に重量からくる制限は近地球軌道衛星とは比較にならぬ厳きびしいものである。それに伴い電力上の制限も一段と重要な問題となつた。又超遠距離通信、姿勢および軌道制御、熱制御、特殊なスピンドル制御等々の新らしい問題を解決しなければならなかつた。

幸にして7月上旬より9月中旬にわたり両探査機のプロトモデルの試験においてさしあたり問題無もなく予定通り終了することができ、フライトモデルに対する略そのまゝ進むことが出来ることが確認された。

この中間報告書においては両探査機のシステム、各サブシステム系等について述べる。

公言

1. ミッション

宇宙科学研究所 平尾邦雄

我が國初の惑星間空間ミッションは奇しくも1986年2月に太陽に最接近する巨大な短周期型彗星であるハレー彗星を目標として行われることになった。このハレー彗星はよく知られてるるるに略76年の周期をもち、前回の最接近1910年に引き続き1986年2月中旬に太陽迄約0.6AUの距離に近づくと予想されてる。これは短周期(或は中周期)彗星族の彗星であるが、表面からの主成分である水の蒸散率は1AUに於て 10^{29} H₂O molecules per sec と他の短周期彗星にくらべて2桁程大きく、それ故に昔から大きな彗星として知られ、歴史的大事件に因縁して人々に想ひられてきたものである。1910年の最接近の時にはその軌道条件から彗星の巨大な尾が地球をとりまき、人類を絶滅に追いつめ得たとも想はれていた。しかしそのような事も起らず、彗星は当時すでに存在した大望遠鏡と分光技術によつてくわしく観測、研究されたのである。

次の1986年の最接近時には最接近が下方地球から見ては人と太陽の反対側で起るため、地上からの観測にはつてはあまりよい條件ではない。しかし現在は宇宙飛行士体という技術が存在するのでこれを用いて76年に一がしかしないハレー彗星の研究を行おうという事が世界的に企画されてゐるのである。我が國においてもまさに時宜を得てM型ロケットの改良が可能、この千載一遇の好機をとらえて探査機を送ることができようになつた。

世界的には欧洲宇宙機構(ESA)がGIOTTOと名づけられた探査機をハレー彗星の核から500kmのところを通過させて核の写真とつたり又核から蒸散される物質の調査を主として行うこと計画しており、又ソ連はVENERA-HALLEYと名づけられた2機の探査機を金星経由でハレー彗星約1万kmの近傍に飞くなり彗星から蒸散される物質、その内の化学的反応の生成物質の調査および太陽風と彗星大気(CM)の相互作用をしらべよう計画している。

一方宇宙科学研究所のPLANET-A/MS-T5計画では、PLANET-A探査機に水素ラジマントアルマード(1216Å)という極紫外線による撮像装置を搭載しハレー彗星の核から蒸散した水から太陽紫外線により分解された巨大な水素エマの研究を行うことを計画している。それと同時にその撮像の間をぬって太陽風の荷電粒子(イオン及び

電子) のエネルギー分析計及びビーム角分布計の測定を行なうことにしてある。この研究のために探査機を核からどの程度はなれた所を通すべきかということについては現在も尙荷亮中ではあるが今後の所略 10 万キロメートルが考えられてゐる。

一方 MS-T5 はその主たる目的は M-3SⅡ型ロケットの性能確認および探査機としての惑星間空間航行に関する諸機能の確認であるが、太陽風がうねり消滅、太陽風イオンおよび惑星間空間磁場の諸測定器を搭載しており、上記確認試験終了後においてはこちる太陽風についての観測を行うと共にハレー彗星接近時にあける太陽風条件の把握を行うことにより彗星太陽風相互作用についての資料を得ようとするものである。尚 PLANET-A ハレー彗星接近時にあける MS-T5 の位置をどこに立てるかについては現在検討中であるがかなり接近させることも可能である。このように両探査機の使命は基本的には異なるものであるが一方それをもつての船から考えると補助的なものと言うことができる。そのため Planet-A/MS-T5 のミッションは一緒にしてハレー彗星ミッションと考えることができる。

以下にやさしく観測の意義等につきの述べる。

彗星は太陽を一つの焦点とした楕円又は抛物線、双曲線の軌道上を運行する小天体である。それが太陽に接近するときに熱のため蒸発しそれが太陽の輻射圧および太陽風によって略太陽と反対側に尾をひいた特殊な形となる。その特殊な形のために我國では古来“ほうき星”又は“彗星”とよばれてきた。その本体即ち核と呼ばれていた部分は未だ實際に見られた事はないが、太陽からまだ遠い時の明るさと彗星のスペクトルの研究からとかかく直径が 1~10 キロメートルと大量にふくんだ主として水の氷からなりでありますとの形は非常に不規則なものであると考えられてゐる。その成因についてはまだ確定してはいないが、その軌道の研究から、太陽系生成の頃の原始太陽系物質がかたまつたものと考えられており、彗星の研究は太陽系生成の研究にとって重要なものとされてゐる。

このように彗星の核はふくめた氷のかたまりと考えられ太陽から 1 AU の距離にくると太陽からの熱によつて蒸発をはじめる。そして氷はふくまれていき物質は塵をふくめて核の外えきされ尾を形成はじめる。蒸発した水は太陽の紫外線によつて簡単に分解され、水素と水酸基となり又その水酸基は太陽紫外線で直接に又は光化学反応によつて水素と酸素に分解される。このようにして核は蒸発しながら大量の水素を核のまわりにふき出して水素雲を形成する。その量はハレー彗星では太陽からの距離 1 AU において 10^{29} 水分子/立方センチと推定される。水素はよく知られてゐるうに太陽からの水素 1 マンアルファはと選択的に共鳴散乱されるので、この紫外線に感ずる攝像器によつてこの水素雲を撮像することができる。今までケットセイ彗星によつてユホーネク彗星、ウエスト彗星等の水素雲が撮影されており、その写真をもとにして水素の発生機構、ひいてはこの中

の化学反応についてかなりくわしい議論がなされて来る。Planet-Aは近年に沿つて開発された固体酸素子を用いて76年毎にすこづつハレー彗星の水素雲の発生から消滅までの微細構造と共に長期間連續的に接像しようとがその第一の目的であり、これによって蒸発構造、水素生成構造、更に核の形に対する干渉、太陽風と彗星との相互作用等の研究を行おうとするものである。Planet-Aと彗星の最接近時にはPlanet-Aは水素雲の中に入り込むことになるが、この際は水素ライマンアルファ線の強度変化から水素雲の3次元的構造についてくわしいデータをとることができる上記の研究を更に精密化することができる。

一方惑星間空間磁場測定も含めて太陽風の観測研究は以前から科学者の間で待たれていたものであり今回の2機査機による観測は地球軌道内の惑星間空間のプロファイルおよび磁場構造の研究に莫大なデータを提供するものである。特にこの空間領域においては武國は非常に多く、且つ独自の研究がすみ、められており太陽系科学における成績が期待される所である。又この探査機がハレー彗星に接近する時期のデータは太陽風と彗星の相互作用の研究に極めて有用なデータを提供できることが期待される。

終りにこの両探査機は観測器の相違はあるが、共通機器類については計測関係とのそろばんと同一のものでありコマンドおよびデータ処理装置についてはいく少しの相違があるだけである。但し機器配置については観測装置からの電源とダイナミックバランス等の点から異なっている。しかしそのためにはPlanet-AおよびMS-T5としての二つのプロトモデル試験が約2ヶ月半といひ短い期間で終了することができる。

2. システム設計

宇宙研 上杉 邦憲
日本電気(株)

PLANET-A/MS-T5の開発は、昭和54年度に行なわれたミッション解析および概念設計に基づき、昭和55年6月3日オ1回設計会議により正式にスタートした。

PLANET-A計画としては、試験探査機MS-T5とハレー彗星探査機PLANET-Aの2機を同一プロジェクトとして、搭載される観測機器及びそれらに付随した若干の部分を除いて殆んど同一設計を進めることとした。探査機の設計検討は、構造、電源、通信、制御等々各サブシステム毎にワーキング・グループで行なつ、システム設計グループで調整の上、設計会議で報告、決定するという形式で進められてゐる。

昭和57年度に入り、両探査機共通のプロトモデル(機器配置のみをMS-T5及びPLANET-Aに合わせて組換える)が完成、振動試験、熱真空試験等の各種環境試験を含む総合試験が実施されつゝある。これら試験の結果はフライトモデルの設計にフィードバックされ、間もなく最終設計の形で設計が凍結されフライトモデルの製作が開始になる。

ここでは現状の探査機システムについて概要を記す。

MS-T5は昭和60年1月、PLANET-Aは昭和60年8月、鹿児島宇宙空間観測所から、M-3SⅡ-1号機および同2号機によって夫々打ち上げられた。MS-T5は我が国初の人工惑星として、惑星間空間航行の飛翔実験、打ち上げロケットの性能評価、深宇宙通信実験、姿勢及び速度制御実験等工学的な実験を主目的とした探査機であるが、同時に惑星間空間の磁場およびプラズマ波動、太陽風イオンの3観測器を搭載している。一方PLANET-Aはハレー彗星の水素コマのUV写真撮像と太陽風のプラズマ観測を目的としたもので、オ10号科学衛星にあたるものである。

PLANET-Aの主目的である撮像という面から考えると、探査機が高速でスピンドルで回ることは好ましくない。一方探査機を3軸制御方式とすることは、重量、熱設計、制御を初めとする運用上の問題のつづれを若えても得策である、という結論が得られた。その結果、探査機の基本システムとして次の様な方法が選ばれた。即ち探査機の姿勢安定方式はスピンドル安定方式とする。打ち上げ時2rpsのスピンドルは、キャパモーター燃焼終了後30 rpmに減速され、直ちに太陽捕捉制御(スピンドル軸と太陽方向との成す角θを90°へ)を行つて、探査機側面に貼られた太陽電池からの電力を確保する。その後スピンドル軸を黄道面に垂直に立て、太

陽センサとスタースキャナーにより姿勢を検知、スピニ巡航状態では 6.3 rpm とする。速度修正及伏太陽輻射等による姿勢の乱れの補正にはヒドラジンを燃料とした6基のガスジェット装置を用いる。地球局との通信には探査機上部に搭載したオフセット・パラボラ型のメカニカル・デスパンアンテナを用い、これをスピニに影響されずに地球に指向させる方針をとる。UVIによるハレー彗星撮像時にはスピニを 0.2 rpm まで減速させ、この間 姿勢 はモーメンタム・ホイールを回転させ安定をとる。撮像はUVIカメラのCCD面上の画像をスピニに同期させてシフトさせ、約1秒間蓄積する方式を採用。MS-T5は撮像装置を搭載していない為、本来モーメンタム・ホイールは不要であるが、PLANET-Aの予備試験を行う意味で、全く同一のホイールを搭載し、 0.2 rpm まで探査機のスピニを落とす実験を行う。尚MS-T5には磁場測定装置とプラズマ波動測定用に3本のブームがあるため、これを伸展した状態でのスピニは 5.1 rpm となる。

以下にPLANET-A/MS-T5の総合的諸元・機器配置等を示す。

3. 探査機の諸元・機器配置等

表 1 総合諸元

項目	諸元	備考
1. ミッション	<p>〈MS-T5〉</p> <ul style="list-style-type: none"> 惑星間航行の飛行実験(ロケットの性能評価) 遠距離通信実験 姿勢制御実験・速度制御実験 惑星間空間の磁場観測 (IMF) 惑星間空間のアラズマ波動観測 (PWP) 太陽風イオン観測 (SOW) <p>〈PLANET-A〉</p> <ul style="list-style-type: none"> ハレー彗星のUV写真撮像 (UVI) 太陽風アラズマ観測 (ESP) 	
2. ミッションライフ	1.5 年	
3. 軌道	<p>(1)打ち上げ日</p> <p>MS-T5 ----- 1985.1. PLANET-A ----- 1985.8.</p> <p>(2)軌道</p> <p>MS-T5 ----- PLANET-A ----- } 第10章</p>	
4. 打上げロケット	MS-T5 ----- M-3S II 1号機 PLANET-A --- M-3S II 2号機	次頁へ続く

項目	諸元	備考												
5. システム全般	(1) 外観 (1.4m ϕ x 0.7m の円筒型) MS-T5 --- PLANET-A --- (2) システム系統図 MS-T5 --- PLANET-A --- (3) 搭載機器一覧及び重量 MS-T5 --- PLANET-A --- (4) ポケットインターフェイス ポケットに組込された探査機の状態 --- (5) 搭載機器配置 MS-T5 --- PLANET-A --- (6) 質量特性 MS-T5 --- PLANET-A --- (7) スピノ方向 KM接平面から見て CW (時計方向)	図 1 図 2 図 3 表 2 表 3 図 4 図 5 図 6 表 2 表 3												
6. 热制御系	(1) 制御方式 ハーモニーラーベルによる能動制御 リアクションコントローラの配管等は ヒータによる制御 (2) 温度予測 (略)													
7. 電源系														
7.1 太陽電池 (SC-P)	(1) 方式 ボディマウント (2) 発生電力 MS-T5 --- PLANET-A --- <table border="1"> <tr> <th>発生電力条件</th> <th>MS-T5</th> <th>PLANET-A</th> </tr> <tr> <td>打切り初期(6.9V)</td> <td>76W</td> <td>68W</td> </tr> <tr> <td>最大 ("")</td> <td>100W</td> <td>97W</td> </tr> <tr> <td>最小 ("")</td> <td>72W(1.1W)</td> <td>71W(1.0W)</td> </tr> </table> (3) 乗子 <ul style="list-style-type: none"> 寸法 $20.5 \times 60 \text{ mm}^2$ (13.8 $2 \times 2 \text{ cm}^2$) 枚数 4536枚 (PLANET-A) 5196枚 (MS-T5) --- $2 \times 2 \text{ cm}^2$相当 タイプ BSFR カバーガラス $2-2^{\frac{1}{2}} \text{ リリカ } 0.15 \text{ mm厚}$ フラットガラス 変換効率 13% (G6) 	発生電力条件	MS-T5	PLANET-A	打切り初期(6.9V)	76W	68W	最大 ("")	100W	97W	最小 ("")	72W(1.1W)	71W(1.0W)	図 7 図 8
発生電力条件	MS-T5	PLANET-A												
打切り初期(6.9V)	76W	68W												
最大 ("")	100W	97W												
最小 ("")	72W(1.1W)	71W(1.0W)												
7.2 蓄電池 (BAT)	(1) 容量 2AH (2) セル型式 Ni-Cd (3) 充電制御 トリプル充電 (High/Low)													
7.3 電力制御器 (PCU)	(1) 入力電圧 +16V へ非安定化電源 (2) 工限制御電圧 24V (3) 最大シャント電力 (4) トリプル電流 HIGH: TBD, LOW: 1/50C													

次頁へ続

項目	音素 元	備考																																								
7.4 コンバータ (CNV)	<p>(1) 入力電圧 $+16 \sim +24V$</p> <p>(2) 出力電圧 <u>CNV-A</u></p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>出力電圧</th> <th>電圧変動範囲</th> <th>相数</th> <th>リップル</th> <th>負荷容量</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>$+15V$</td> <td>$+14.5 \sim +15.3$</td> <td>100mVpp</td> <td>50mVpp</td> <td>1.5A\sim7</td> </tr> <tr> <td>$+12V$</td> <td>$+11.7 \sim +12.4$</td> <td>"</td> <td>"</td> <td>2.0A</td> </tr> <tr> <td>$-12V$</td> <td>$-11.7 \sim -12.4$</td> <td>"</td> <td>"</td> <td>1.0A</td> </tr> <tr> <td>$+5V$</td> <td>$+4.7 \sim +5.3$</td> <td>"</td> <td>"</td> <td>1.5A</td> </tr> <tr> <td>$-5V$</td> <td>$-4.7 \sim -5.3$</td> <td>"</td> <td>"</td> <td>1.0A</td> </tr> </tbody> </table> <p>(3) 出力電圧 <u>CNV-B</u></p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>出力電圧</th> <th>電圧変動範囲</th> <th>相数</th> <th>リップル</th> <th>負荷容量</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>$+28V$</td> <td>$+26.9 \sim +29.1$</td> <td>100mVpp</td> <td>50mVpp</td> <td>1.5A</td> </tr> </tbody> </table> <p>(7) 発振用波数 30 KHz</p>	出力電圧	電圧変動範囲	相数	リップル	負荷容量	$+15V$	$+14.5 \sim +15.3$	100mVpp	50mVpp	1.5A \sim 7	$+12V$	$+11.7 \sim +12.4$	"	"	2.0A	$-12V$	$-11.7 \sim -12.4$	"	"	1.0A	$+5V$	$+4.7 \sim +5.3$	"	"	1.5A	$-5V$	$-4.7 \sim -5.3$	"	"	1.0A	出力電圧	電圧変動範囲	相数	リップル	負荷容量	$+28V$	$+26.9 \sim +29.1$	100mVpp	50mVpp	1.5A	
出力電圧	電圧変動範囲	相数	リップル	負荷容量																																						
$+15V$	$+14.5 \sim +15.3$	100mVpp	50mVpp	1.5A \sim 7																																						
$+12V$	$+11.7 \sim +12.4$	"	"	2.0A																																						
$-12V$	$-11.7 \sim -12.4$	"	"	1.0A																																						
$+5V$	$+4.7 \sim +5.3$	"	"	1.5A																																						
$-5V$	$-4.7 \sim -5.3$	"	"	1.0A																																						
出力電圧	電圧変動範囲	相数	リップル	負荷容量																																						
$+28V$	$+26.9 \sim +29.1$	100mVpp	50mVpp	1.5A																																						
7.5 電源基盤 (JNC)																																										
7.6 17+19電源 (IG-PS)	<p>(1) 機能 念考駆動</p> <p>(2) 入力電圧 $+17 \sim +24V$</p> <p>(3) 電源容量 $330\text{ }\mu\text{F}$</p> <p>(4) 充電時定数 5秒</p>																																									
7.7 電力解析	<p>(1) サブシステム別消費電力 -----</p> <p>(2) 運用モード別消費電力 -----</p> <p>(3) 打上げ時 BAT容量の変化 -----</p>	(HS-T5) (PLANETFA) 表 表 表 図 図 (略)																																								
8. 通信系																																										
8.1 Sバンド受信機 (SBR)	<p>(1) 受信用波数 2.1 GHz帯</p> <p>(2) 復調方式 PCM-PSK-P.M (コント)</p> <p>(3) Tone-PM (レンジング)</p> <p>(4) 入力レベル</p> <p>(5) 带域幅</p>																																									
8.2 Sバンド送信機	<p>(1) 送信用波数 2.2 GHz帯</p> <p>(2) 送信電力 5W / 70mW 功放</p> <p>(3) 变調方式</p> <p>テレクタ $\begin{cases} 2048\text{ bps} \cdots \text{NRZ-L-NRZ-S-PSK} \\ 128\text{ bps} \cdots \text{NRZ-L-NRZ-S} \end{cases}$ レンジング $\cdots \cdots \cdots \text{CONVOLUTION-PSK}$ データト1864bps (コンボューションPSK)</p> <p>(4) サブキャリア</p> <p>テレクタ $\begin{cases} 2048\text{ bps} \cdots 8192\text{ Hz} \\ 128\text{ bps} \cdots 8192\text{ Hz} \end{cases}$</p> <p>(5) 变調度</p> <p>テレクタ $\begin{cases} 2048\text{ bps} \cdots 1.0\text{ rad} \\ 128\text{ bps} \cdots 1.0\text{ rad} \end{cases}$ レンジング $\cdots \cdots \cdots 1.0\text{ rad}$</p>																																									

次頁へ続

項目	言者元	備考																																				
8.3 ブロードバンドアンテナ (LGA)	(1) 型式 黒指向性クロスティボル-IV (2) 利得 -3dB以上 ($\pm 86^\circ$ コーン内) $+5dB$ ($\pm 90^\circ$ $\pm 60^\circ$ 向) (3) 偏波 右旋円偏波 (4) 給電損失 TBD (5) 係載台数 1台 (構体の下面)																																					
8.4 中利得アンテナ (MGA)	(1) 型式 3段コリニアアレー (2) 利得 $+5.5dB$ max $-0.5dB$ IXXE ($\pm 16^\circ$ M) (3) 偏波 直角 (4) 給電損失 TBD																																					
8.5 高利得デュアル アンテナ (HGA)	(1) 型式 オフセットパラボラ (2) 利得 (底) $+21.5dB$ max (送信) $+23.1dB$ max $\pm 5^\circ$ コーンエイズ $3dB$ down (3) 偏波 右旋円偏波 (4) 給電損失 TBD																																					
8.6 口-91-3ワント (RJ)	(1) チャンネル数 1 ch (2) 周波数 2.1~2.3GHz (3) 通過能力 5W (4) VSWR 1.2以下																																					
8.7 アンテナサポート MGA用 HGA用																																						
8.8 回線設計	(1) DOWN-LINK (TMS-POWER 4W ² 計算) <div style="text-align: center;">回線マトリクス dB</div> <table border="1"> <thead> <tr> <th>条件</th> <th>PCM(64bps)</th> <th>PCM(1048bps)</th> <th>RNG</th> <th>キリア</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>LGA-KSC (207km)</td> <td>9.33</td> <td>-10.87</td> <td>3.77</td> <td>-0.87</td> </tr> <tr> <td>MGA-DSS (1.5AU)</td> <td>-26.03</td> <td>-46.18</td> <td>-33.17</td> <td>-26.23</td> </tr> <tr> <td>HGA-DSS (")</td> <td>-1.06</td> <td>-21.21</td> <td>15.45</td> <td>-1.26</td> </tr> </tbody> </table> (2) UP-LINK (KSC...8kW, DSS...24kW) <div style="text-align: center;">回線マトリクス dB</div> <table border="1"> <thead> <tr> <th>条件</th> <th>CMD</th> <th>RNG</th> <th>キリア</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>KSC-LGA (207km)</td> <td>40.05</td> <td>25.34</td> <td>39.98</td> </tr> <tr> <td>DSS-HGA (1.5AU)</td> <td>3.61</td> <td>-12.68</td> <td>3.53</td> </tr> <tr> <td>DSS-HGA (")</td> <td>27.59</td> <td>34.94</td> <td>27.51</td> </tr> </tbody> </table>	条件	PCM(64bps)	PCM(1048bps)	RNG	キリア	LGA-KSC (207km)	9.33	-10.87	3.77	-0.87	MGA-DSS (1.5AU)	-26.03	-46.18	-33.17	-26.23	HGA-DSS (")	-1.06	-21.21	15.45	-1.26	条件	CMD	RNG	キリア	KSC-LGA (207km)	40.05	25.34	39.98	DSS-HGA (1.5AU)	3.61	-12.68	3.53	DSS-HGA (")	27.59	34.94	27.51	
条件	PCM(64bps)	PCM(1048bps)	RNG	キリア																																		
LGA-KSC (207km)	9.33	-10.87	3.77	-0.87																																		
MGA-DSS (1.5AU)	-26.03	-46.18	-33.17	-26.23																																		
HGA-DSS (")	-1.06	-21.21	15.45	-1.26																																		
条件	CMD	RNG	キリア																																			
KSC-LGA (207km)	40.05	25.34	39.98																																			
DSS-HGA (1.5AU)	3.61	-12.68	3.53																																			
DSS-HGA (")	27.59	34.94	27.51																																			

次頁へ続

項目	諸元	備考																														
9. EPT タイマー (EPT-SA)	<p>(1) 機械 2段目タイマー起動信号をうけ IG 来シーケンス信号を出力する。</p> <p>(2) 制御項目と設定秒時</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>設定秒時</th><th>項目</th><th>備考</th></tr> </thead> <tbody> <tr><td>Y+ 0</td><td>EPT-SA スタート</td><td>X+246</td></tr> <tr><td>Y+ 3</td><td>YSA → P3 mode</td><td></td></tr> <tr><td>Y+ 5</td><td>M3B 点火</td><td></td></tr> <tr><td>Y+ 90</td><td>P3 → PKH mode</td><td></td></tr> <tr><td>Y+ 91</td><td>M3B 分離</td><td></td></tr> <tr><td>Y+ 93</td><td>PKH 点火</td><td></td></tr> <tr><td>Y+ 200</td><td>PKH → YSA mode</td><td></td></tr> <tr><td>Y+ 203</td><td>PKH 分離</td><td></td></tr> <tr><td>Y+ 310</td><td>EPT-SA - ストップ</td><td></td></tr> </tbody> </table> <p>(3) 出力秒時幅 1秒</p> <p>④ バックアップ電源</p> <p>(5) TN/SO コネクタインタフェース ----- 表(略)</p>	設定秒時	項目	備考	Y+ 0	EPT-SA スタート	X+246	Y+ 3	YSA → P3 mode		Y+ 5	M3B 点火		Y+ 90	P3 → PKH mode		Y+ 91	M3B 分離		Y+ 93	PKH 点火		Y+ 200	PKH → YSA mode		Y+ 203	PKH 分離		Y+ 310	EPT-SA - ストップ		*秒時は仮定。
設定秒時	項目	備考																														
Y+ 0	EPT-SA スタート	X+246																														
Y+ 3	YSA → P3 mode																															
Y+ 5	M3B 点火																															
Y+ 90	P3 → PKH mode																															
Y+ 91	M3B 分離																															
Y+ 93	PKH 点火																															
Y+ 200	PKH → YSA mode																															
Y+ 203	PKH 分離																															
Y+ 310	EPT-SA - ストップ																															
10. コマンド及び データ処理系	(1) コマンドの種類と使用方法	第2章																														
10.1 コマンドデコーダ (CMD)	<p>(1) 機能 コマンド受信信号を解読し、コードを DPU へ 送出する。</p> <p>(2) 入力信号形式 PCM(PN)-PSK</p> <p>(3) コマンドコードのビットレート 16 bps</p> <p>(4) コマンド送信コードフォーマット ----- 表(略)</p>																															
10.2 データプロセッシング ユニット (DPU)	<p>(1) 機能</p> <ul style="list-style-type: none"> コマンド信号の各機器への出力。 プログラムコマンドによる自動管制信号の出力。 データ収集 観測その他に必要なタイミング信号の出力。 <p>(2) コマンド項目 (リアルタイム) <ul style="list-style-type: none"> ディスクリートコマンド項目 (225項目max) ----- 表(略) ブロックコマンド項目 (8bit/1項目) ----- 表(略) </p> <p>(3) コマンド (リアルタイム) 出力方法</p> <ul style="list-style-type: none"> ディスクリートコマンド 1 項目の NO-CHECK の実行。 ディスクリートコマンド 1 項目の CHECK (レックス-タグ確認) 後の実行。 ディスクリートコマンド 1 ~ 15 項目の CHECK 後の実行。 ブロックコマンド 1 項目 (8bit) の CHECK 後の実行。 <p><注> リアルタイムといってこそ コマンドが届くには 1AU で 8、3 分かかる。</p>																															

次頁へ続

項目	諸元	備考
(DPU)	<p>(4) プログラムコマンド項目 (255項目max) -----</p> <p>(5) プログラムコマンド出力時刻間隔 1.28秒 / 51.2秒 / 204.8秒</p> <p>(6) プログラムコマンド制御時間 ((5)×256) 9.1時間 / 36.4時間 / 6.0日</p> <p>(7) ビットレート 2048 / 64 bps (データ:音楽) (ただし、64 bpsはコマリ-ショナルコードに変換する) (8) ワード長 8 bit/word</p> <p>(9) フレーム長 128 word/frame</p> <p>(10) メインフレーム長 256 frame/main frame</p> <p>(11) フレーム同期 3W (FAF320)</p> <p>(12) メインフレーム同期 FI</p> <p>(13) データフォースト MS-T5 5モード(録測), 2モード(RAM混合) PLANET-A 4モード(録測), 3モード(RAM混合) 表(略)</p> <p>(14) A/D変換時間 1.28μsec</p> <p>(15) A/D変換出力 8 bit</p> <p>(16) A/D変換精度 土 0.8%以下 (入力信号 4.5Hz に対して)</p> <p>(17) PCM 出力信号 2048 bps PCM(NRZ-L-NRZ-S) 128 bps PCM(NRZ-L-NRZ-S-CONVOLUTION)</p>	
10.3 データレコーダ (DR)	<p>(1) 型式 磁気バブルメモリ</p> <p>(2) 記憶容量 1 Mbit (256 Kbit×4)</p> <p>(3) 記録時間 8.3分 (2048 bps時) 4.4時間 (64 bps時)</p> <p>(4) 再生時間 4.4時間 (64 bps時) 8.3分 (2048 bps時)</p>	
10.4 ハウスキーピング (HK)	<p>(1) 測定項目数 64項目</p> <p>(2) 測定項目と物理量換算式 ----- 表(略)</p> <p>(3) 横体周体温度センサ貼付位置 ----- 図(略)</p>	

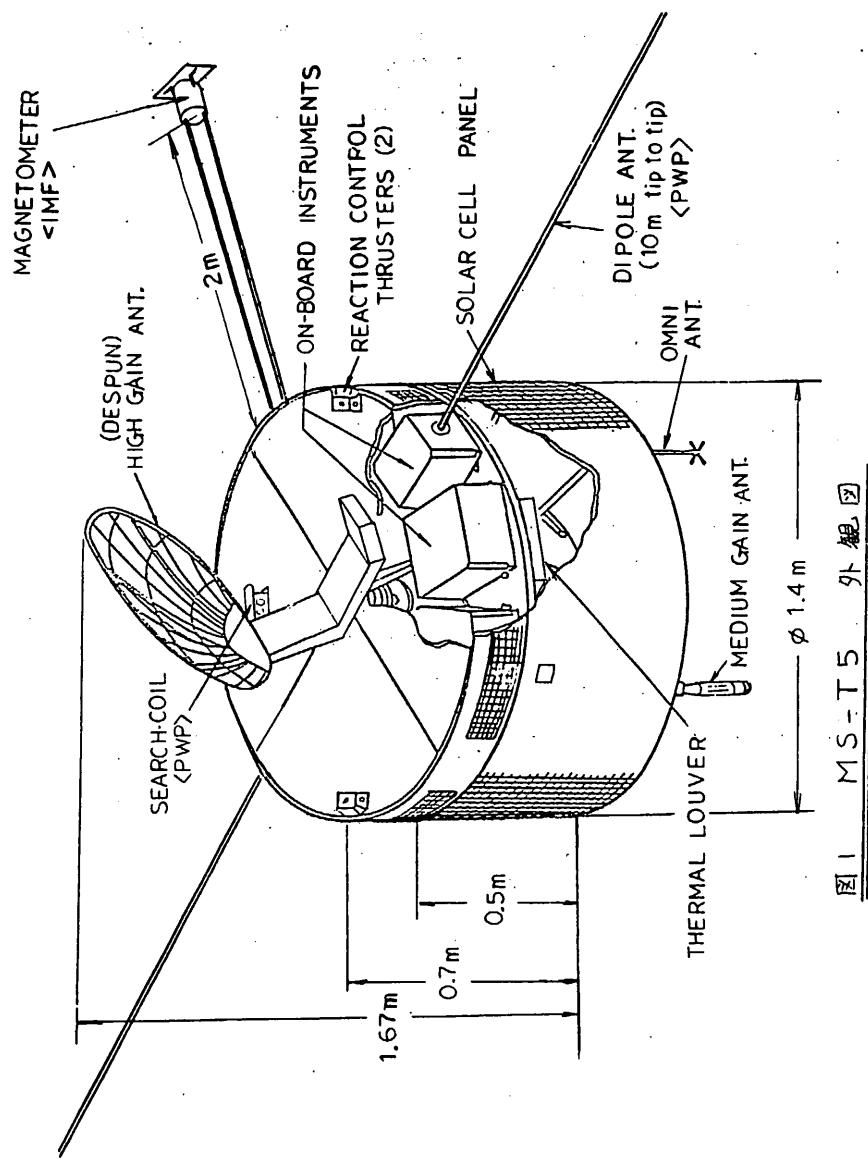
次頁へ続

項目	諸元	備考
11. 対物装置		
11.1 ナンセンサー (SAS)	<p>(1) 視野角 精分解能 A_3 方向 0° 粗分解能 A_3 方向 0° EL 方向 ($A -38^\circ \sim 90^\circ$)</p> <p>(2) 分解能 精 $\pm 0.025^\circ$ ($B +40^\circ \sim -88^\circ$) 粗 $\pm 0.5^\circ$</p> <p>(3) 検出素子</p> <p>(4) 出力データ 粗 - クロスゲー 2-1 精 - アナログ 2ch</p>	
11.2 スタースキャナー (STS)	<p>(1) 視野角 $EL = 20^\circ$ A スクリーン中心と並行 B スクリーン中心と 20°</p> <p>(2) 視野中心とスピンドルとのオフセット角 15°</p> <p>(3) 形式 Vスリット</p> <p>(4) 検出素子</p> <p>(5) 出力データ アナログ</p>	
12. 軌道半周 制御系	<p>(1) 機能</p> <ul style="list-style-type: none"> リアクションコントロールジットによるスピンドルレート、スピンドル制御 反応時間修正 モータムモードによるスピンドル制御 <p>(2) スピンドルレート</p> <p>打玉時 120 rpm 自動太陽捕捉時 30 rpm 観測時 6 rpm (UVIT 観測時 0.2 rpm) (MJ-TESTANT/HACT 観測時 5 rpm)</p>	*
12.1 軌道半周 制御回路 (ACE)	<p>(1) 機能</p> <ul style="list-style-type: none"> ジットスラスターの制御 ホイールのレート制御 姿勢データの計測 姿勢回復のレート制御 <p>(2) ジットスラスター制御</p> <p>噴射位置設定精度 0.088° 規範 $0 \sim 360^\circ$ 噴射幅設定精度 0.088° 規範 $0 \sim 360^\circ$ 少量回数設定範囲 $0 \sim 1023$ 回</p> <p>(3) ホイールのレート制御</p> <p>範囲: $2000 \pm 300 \text{ rpm}$ 設定精度: 0.954 rad/sec (0.064 rpm)</p>	マハルス基準

次頁へ続

項目	諸元	備考
(ACE)	<p>(4) 本部データの計測</p> <ul style="list-style-type: none"> ○スピノン回転計測 <ul style="list-style-type: none"> H-SPIN時 (6rpm) 0.244 msec/bit L-SPIN時 (0.2rpm) 0.8125 msec/bit ○ステータス信号によるスタート・パルスのサンプルVスカウトの遅れ時間と強度の計測 <ul style="list-style-type: none"> 時間計測精度 2.8 msec 時間計測範囲 0 ~ 511 sec (0.117 rpm) 強度計測精度 強度計測範囲 計測スタートパルス回数 8100 × 2244 	
12.2 ホイールドライバ (WDE) モータ・ワムホイール (MWA)	<p>(1) 角運動量 20 N M sec</p> <p>(2) 回転数 $2000 \pm 30.0 \text{ rpm}$</p> <p>(3) 形式</p>	
12.3 リアクションコントローラ (RCS)	<p>(1) スラスター配置 <ul style="list-style-type: none"> アキシアルジett .. 2ヶ 83N キャビティジett .. 4ヶ 83N </p> <p>(2) ジett燃料 ヒドラジン</p> <p>(3) タンク容量 5l × 2</p>	
12.4 ニューテーションシバ (ND)	<p>(1) 形式 シリコンオイル封入型 内環ダンバー</p> <p>(2) 減衰時定数 10分 (5 rpm の時)</p>	
13. デスパン制御系 13.1 デスパン制御回路 (DCE)	<p>(1) デスパンアンプ制御可能スピントレード <ul style="list-style-type: none"> 4 ~ 8 rpm, 0.1 ~ 0.5 rpm </p> <p>(2) デスパンアンプ角度設定精度 0.7°</p> <p>(3) 制御信号精度 0.088°</p> <p>(4) フローティング制御 $0.08\%/\text{sec} \sim 0.2\%/\text{day}$</p> <p>(5) 角度データ精度 0.088° (6 rpm 時) 0.088° (0.2 rpm 時)</p> <p>(6) スピノン回転計測 <ul style="list-style-type: none"> 精度 2.8 msec 範囲 0 ~ 511 sec (0.117 rpm) </p>	
13.2 デスパンモータ (ADM) モータドライバー (MDE)	<p>(1) 形式 DCブラシレスモータ</p> <p>(2) 極数 16</p> <p>(3) 回転数</p>	

表1 総



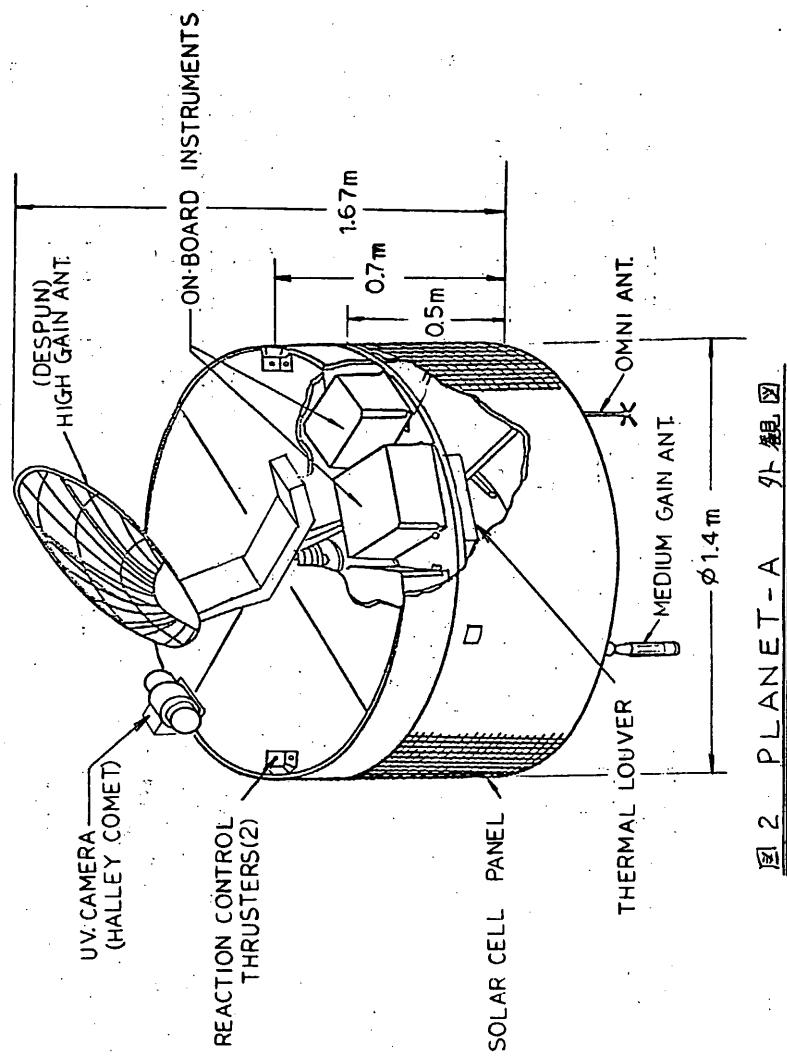
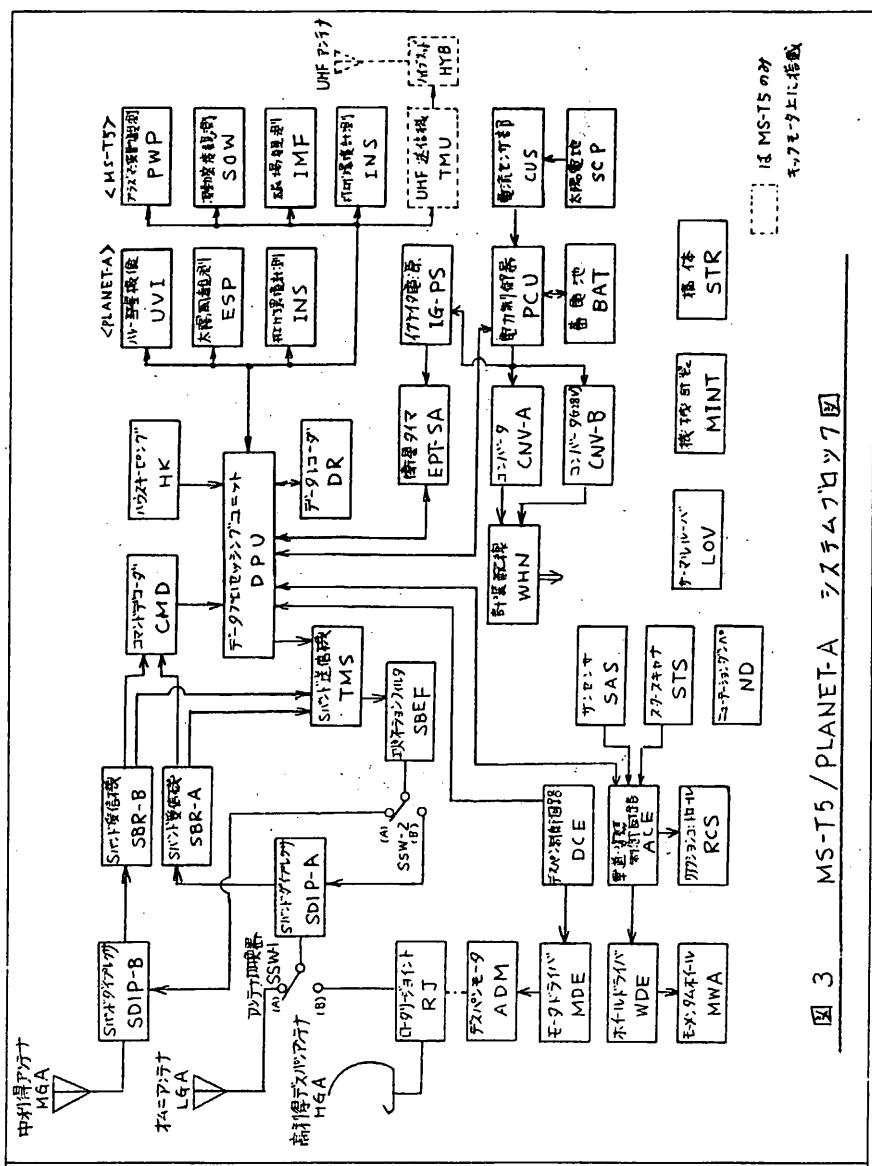


圖 2 PLANET-A 外觀圖



MS-T5 / PLANET-A システムプロジェクト

表2 MS-T5 搭載機器及伏重量

		単位 kg
電源系	13.83	
太陽電池パネル	6.25	
蓄電池	2.45	
電力制御器	2.07	
コンバータ	2.66	
電流センサ	0.40	
通信系	12.17	
送受信機	6.09	
依利得アンテナ	0.20	
中利得アンテナ	1.26	
高利得アンテナ	3.70	
ローリー・ジョイント	0.92	
コマンド・データ処理系	9.13	
コマンド・デコーダ	1.64	
データ処理装置	4.72	
データ・レコーダ	2.42	
ハウス・キーピング	1.05	
打上げタイマー系	1.51	
衛星タイマー	1.30	
行ナイト電源	0.21	
姿勢計測系	4.78	
サン・センサ	1.21	
スター・スキャナ	3.57	
軌道・姿勢制御系	27.80 (32.80)	
制御回路	4.00	
モータム・ホール	1.50	
ガス・ジェット装置	9.80	
ガス・ジェット燃料	5.00 (10.00)	
ニオ-テーション・タンク	0.50 次項へ続く	

表3 PLANET-A 搭載機器及伏重量

		単位 kg
電源系	13.21	
太陽電池パネル	5.63	
蓄電池	2.45	
電力制御器	2.07	
コンバータ	2.66	
電流センサ	0.40	
通信系	12.17	
送受信機	6.09	
依利得アンテナ	0.20	
中利得アンテナ	1.26	
高利得アンテナ	3.70	
ローリー・ジョイント	0.92	
コマンド・データ処理系	9.71	
コマンド・デコーダ	1.64	
データ処理装置	4.60	
データ・レコーダ	2.42	
ハウス・キーピング	1.05	
打上げタイマー系	1.51	
衛星タイマー	1.30	
行ナイト電源	0.21	
姿勢計測系	4.78	
サン・センサ	1.21	
スター・スキャナ	3.57	
軌道・姿勢制御系	27.80 (32.80)	
制御回路	4.00	
モータム・ホール	1.50	
ガス・ジェット装置	9.80	
ガス・ジェット燃料	5.00 (10.00)	
ニオ-テーション・タンク	0.50 次項へ続く	

<u>デスパン制御系</u>	<u>6.39</u>
制御回路	1.04
デスパン・モーター	5.35

<u>熱制御系</u>	<u>7.59</u>
サーマル・ルーバ	2.32
ブランケット, ダブル	4.16
ヒーター	1.11

<u>構造系</u>	<u>32.89</u>
構体	13.05
ペデスタイル	1.70
太陽電池ドラム	8.00
プレート, サポート	3.54
機械計装	5.10
バランス・ウェイト	1.50

<u>電気計装</u>	<u>5.21</u>
-------------	-------------

<u>観測機器</u>	<u>13.88</u>
プラズマ波動観測	4.98
波動密度観測	1.99
惑星間磁場観測	5.37
打上げ環境計測	1.54

<u>合計</u>	<u>135.88 kg</u>
	<u>(140.88 kg)</u>

注: ()内はヒドロジン10kg搭載の場合

<u>デスパン制御系</u>	<u>6.39</u>
制御回路	1.04
デスパン・モーター	5.35

<u>熱制御系</u>	<u>7.53</u>
サーマル・ルーバ	2.32
ブランケット, ダブル	4.10
ヒーター	1.11

<u>構造系</u>	<u>32.83</u>
構体	13.05
ペデスタイル	1.70
太陽電池ドラム	8.00
プレート, サポート	3.54
機械計装	5.04
バランス・ウェイト	1.50

<u>電気計装</u>	<u>4.88</u>
-------------	-------------

<u>観測機器</u>	<u>13.24</u>
太陽風観測	4.73
紫外撮像	7.50
打上げ環境計測	1.01

<u>合計</u>	<u>134.05 kg</u>
	<u>(139.05 kg)</u>

注: ()内はヒドロジン10kg搭載の場合

<u>MS-T5 慣性モーメント</u>	
単位 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	
$I_R = 30.8$	
$I_p = 22.4$	
$I_y = 20.9$	(ゴム伸展筋)

<u>PLANET-A 慣性モーメント</u>	
単位 $\text{kg} \cdot \text{m}^2$	
$I_R = 31.0$	
$I_p = 22.9$	
$I_y = 20.7$	

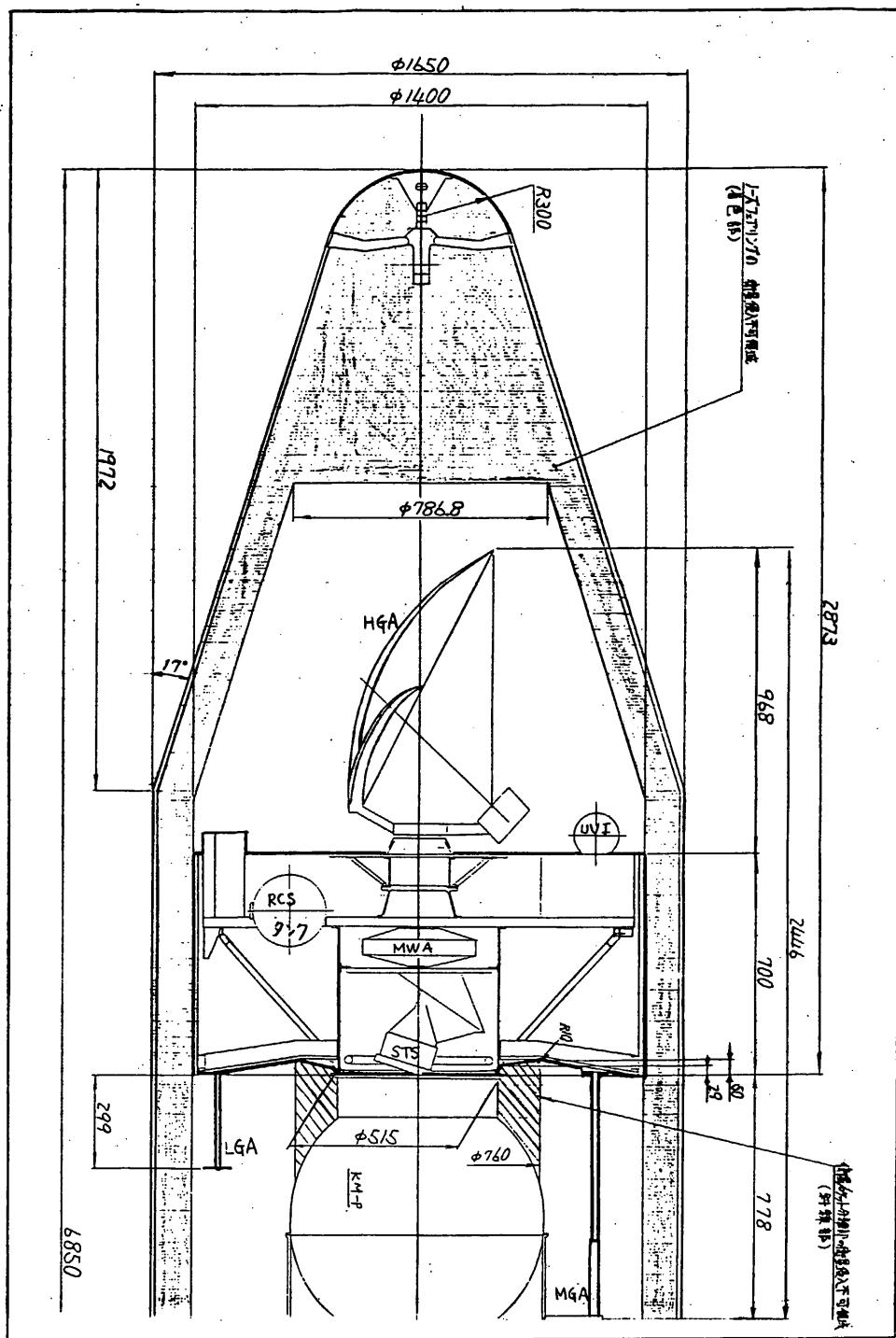


図 4 口ケット内 収納状態図

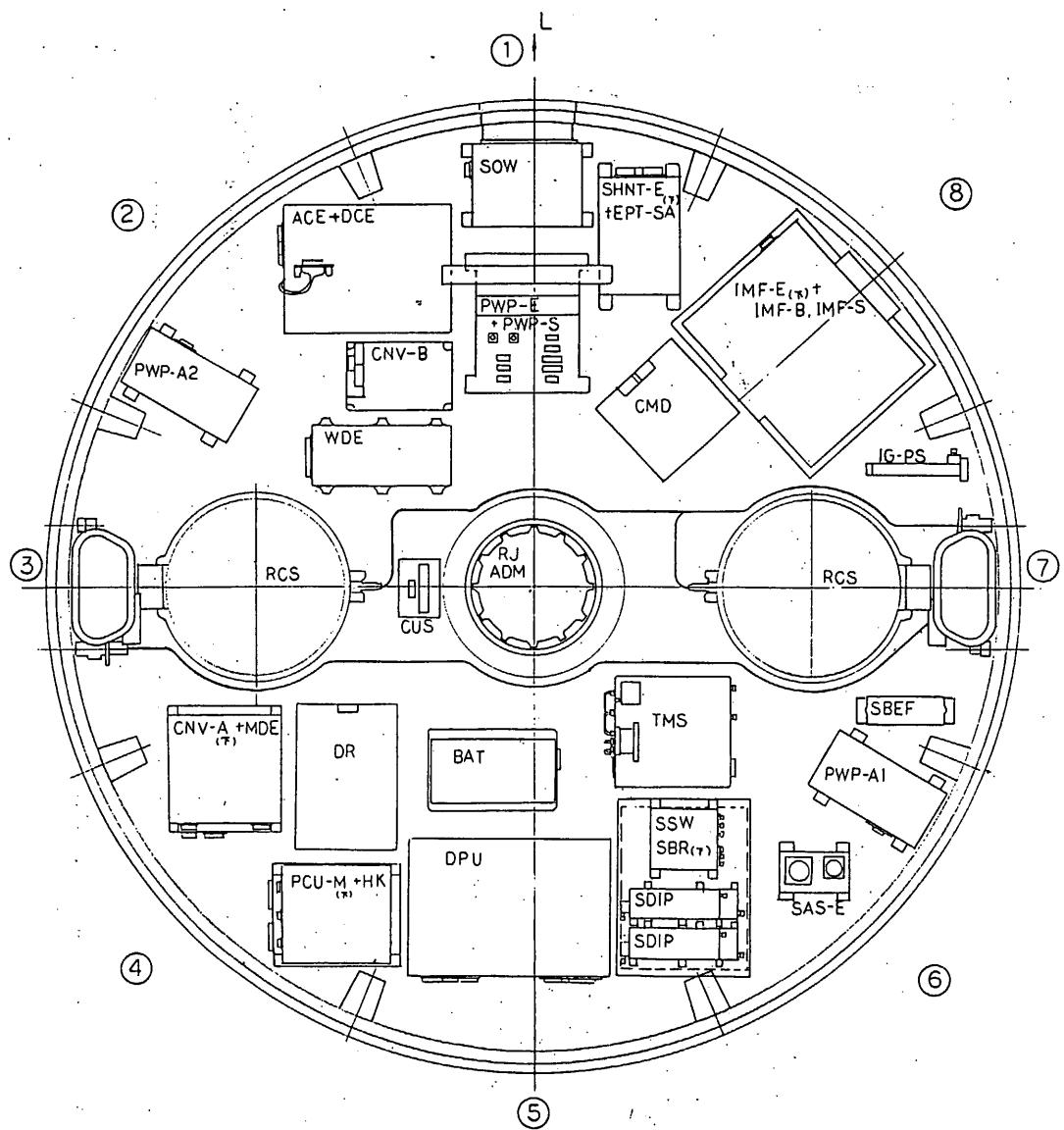


図 5-2 MS-T5 塗載機器配置図 (上面図)

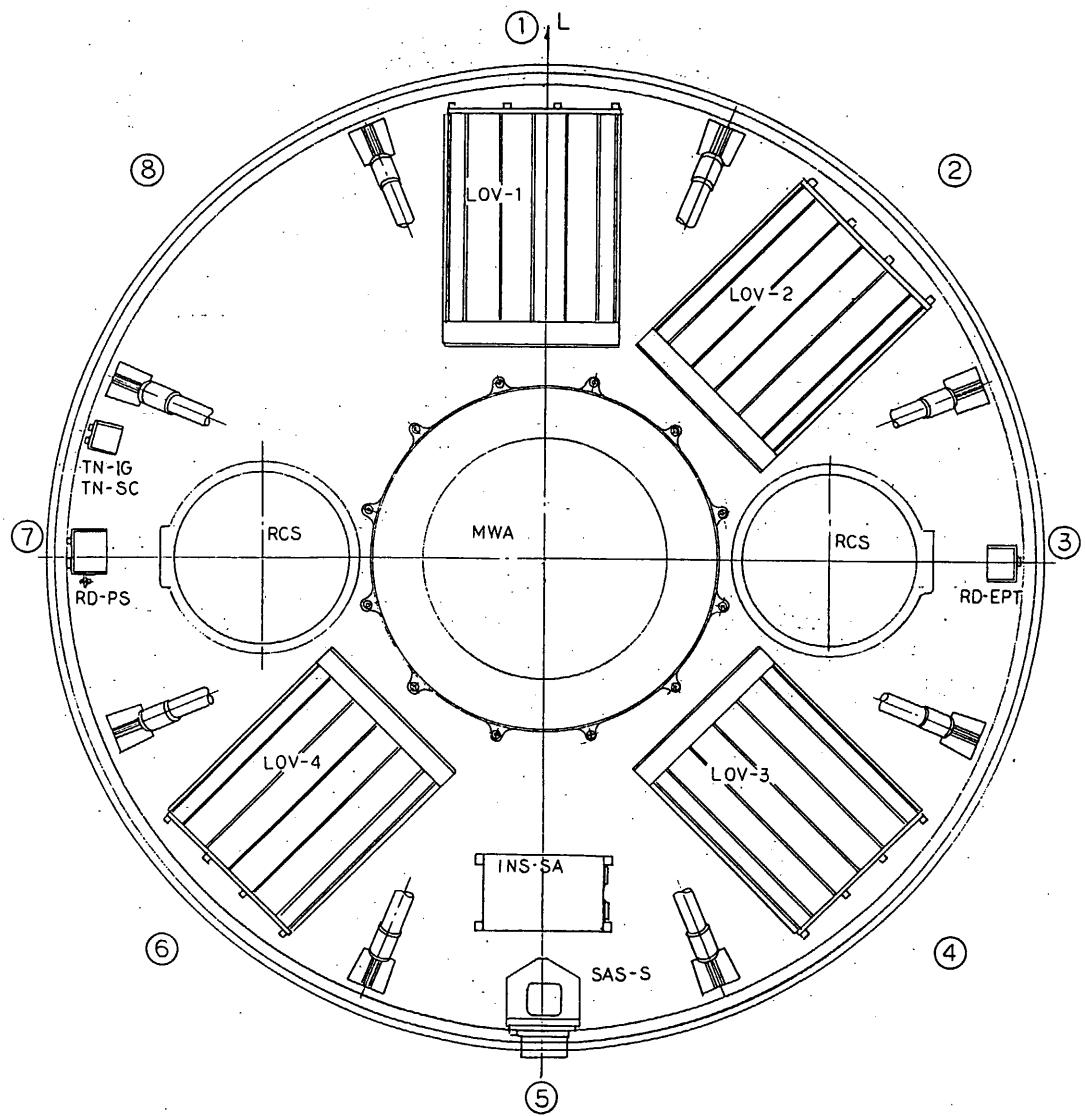


図 5 b MS-T5 搭載機器配置図 (下面図)

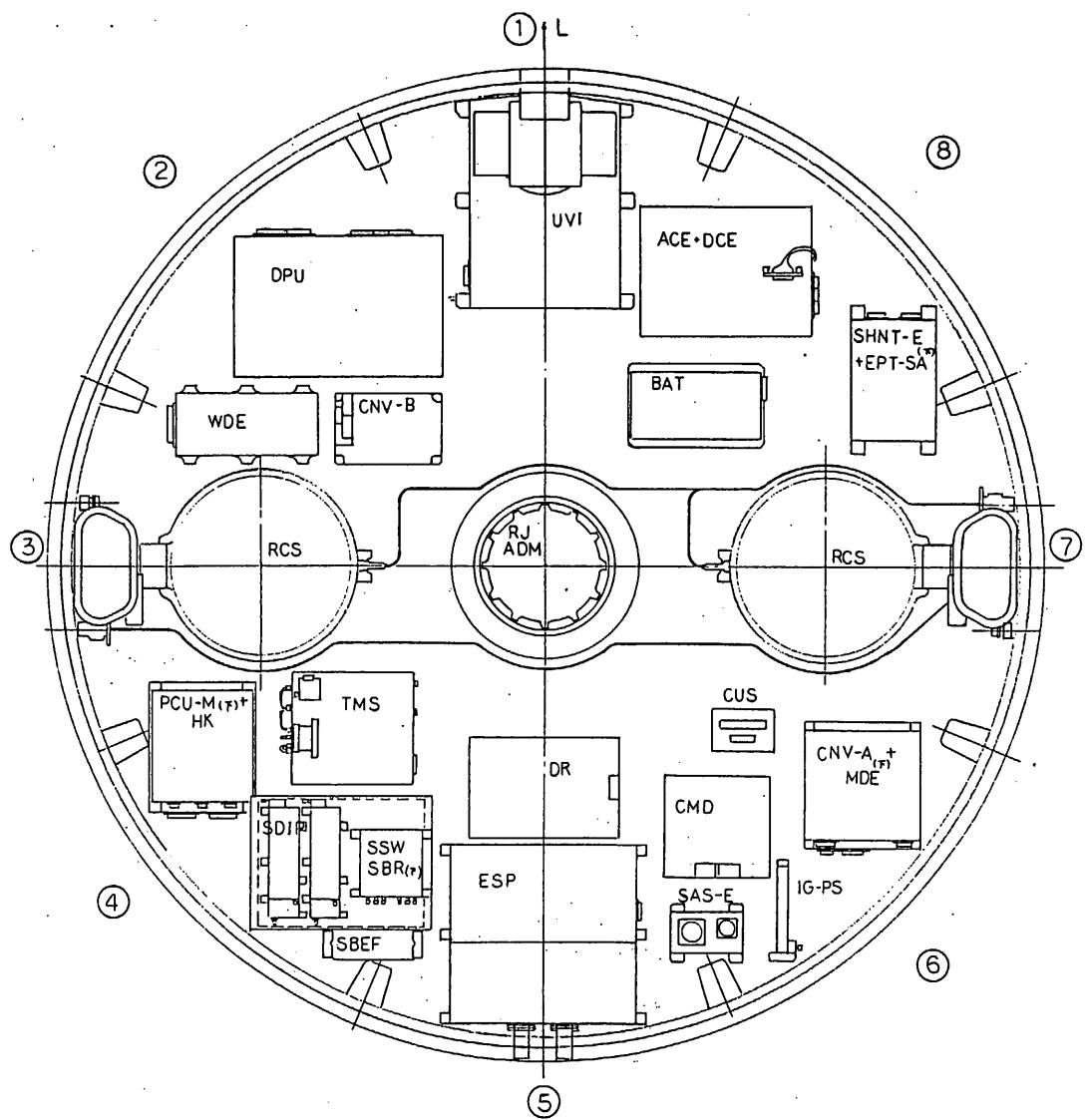


図 6a PLANET-A 搭載機器配置図 (上面図)

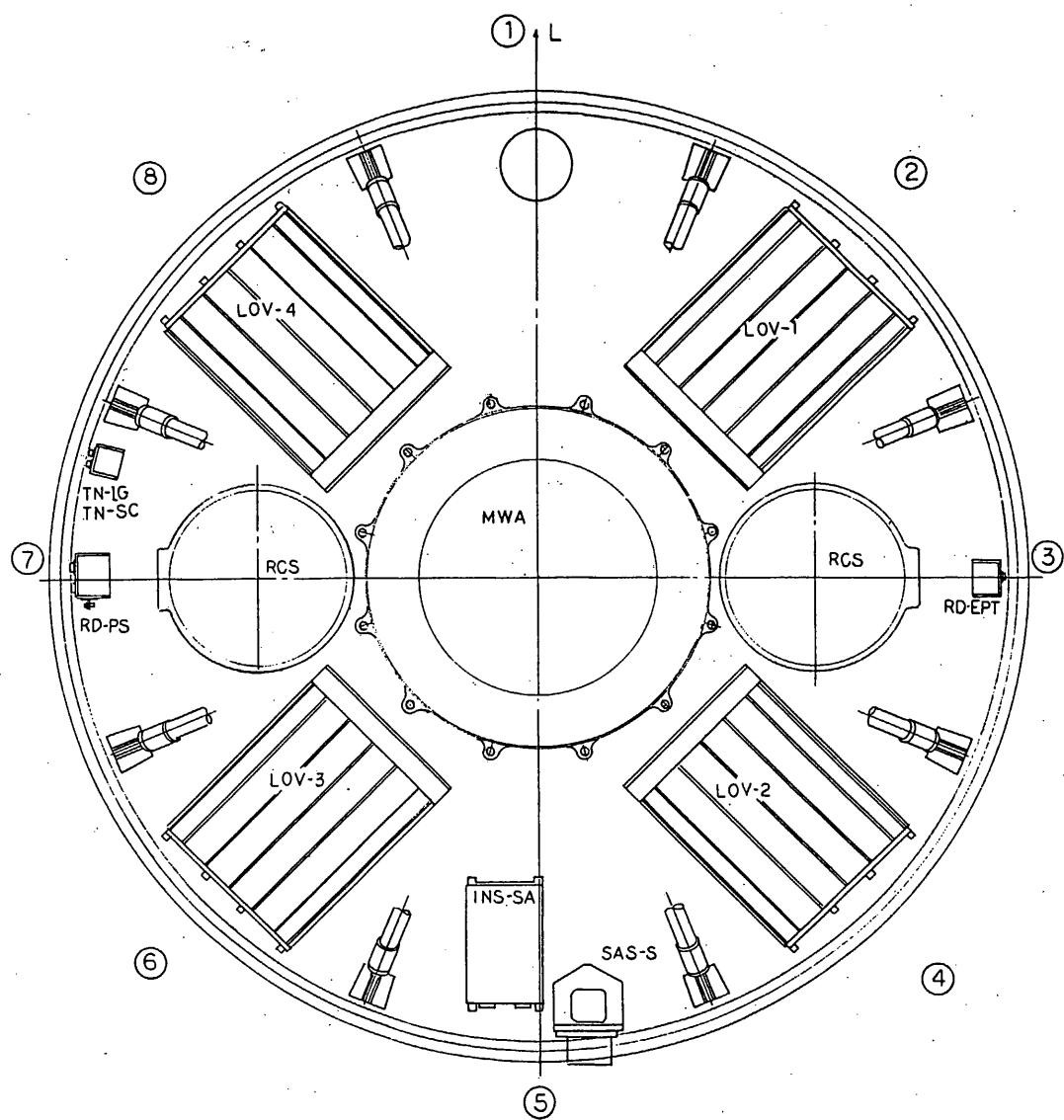


図 6b PLANET-A 搭載機器配置図 (下面図)

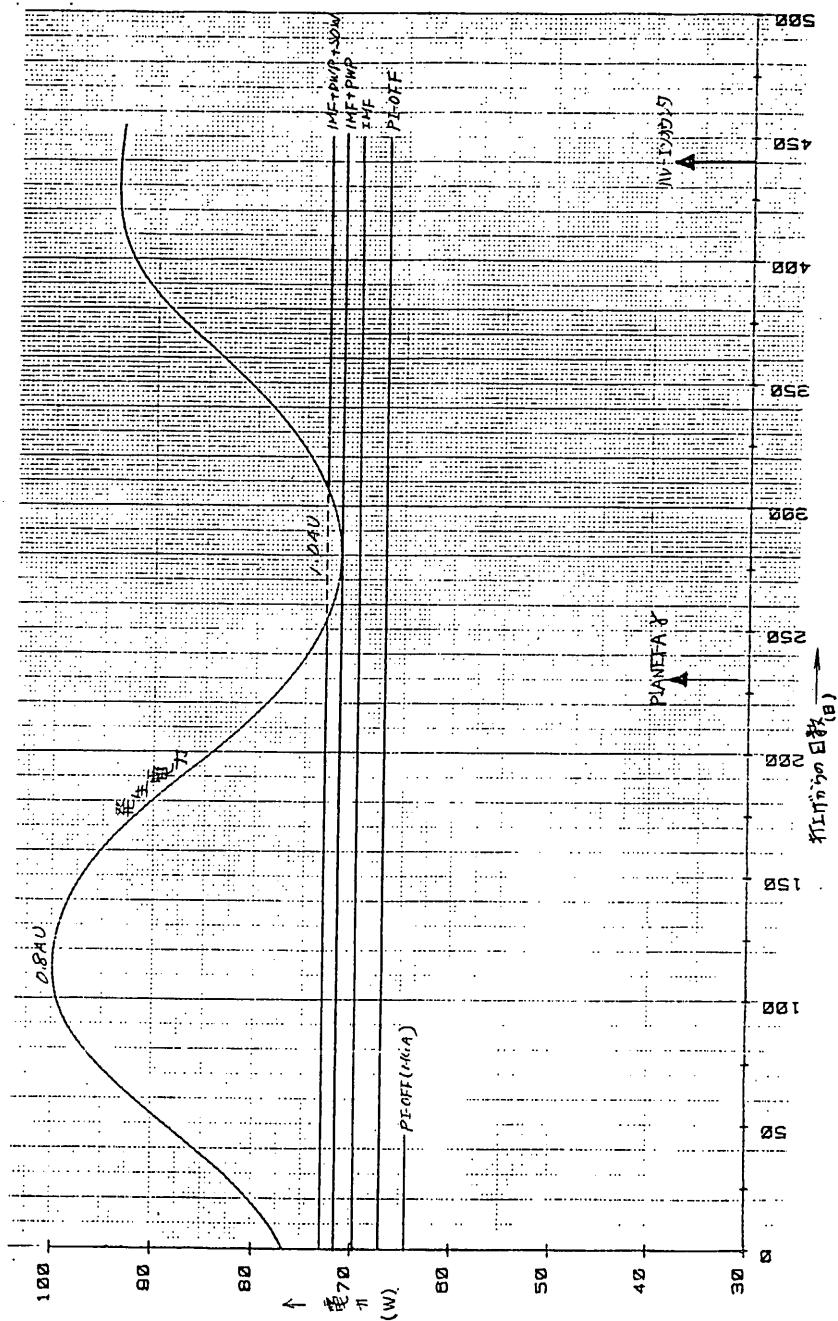


図 7 MS-T5 電力收支

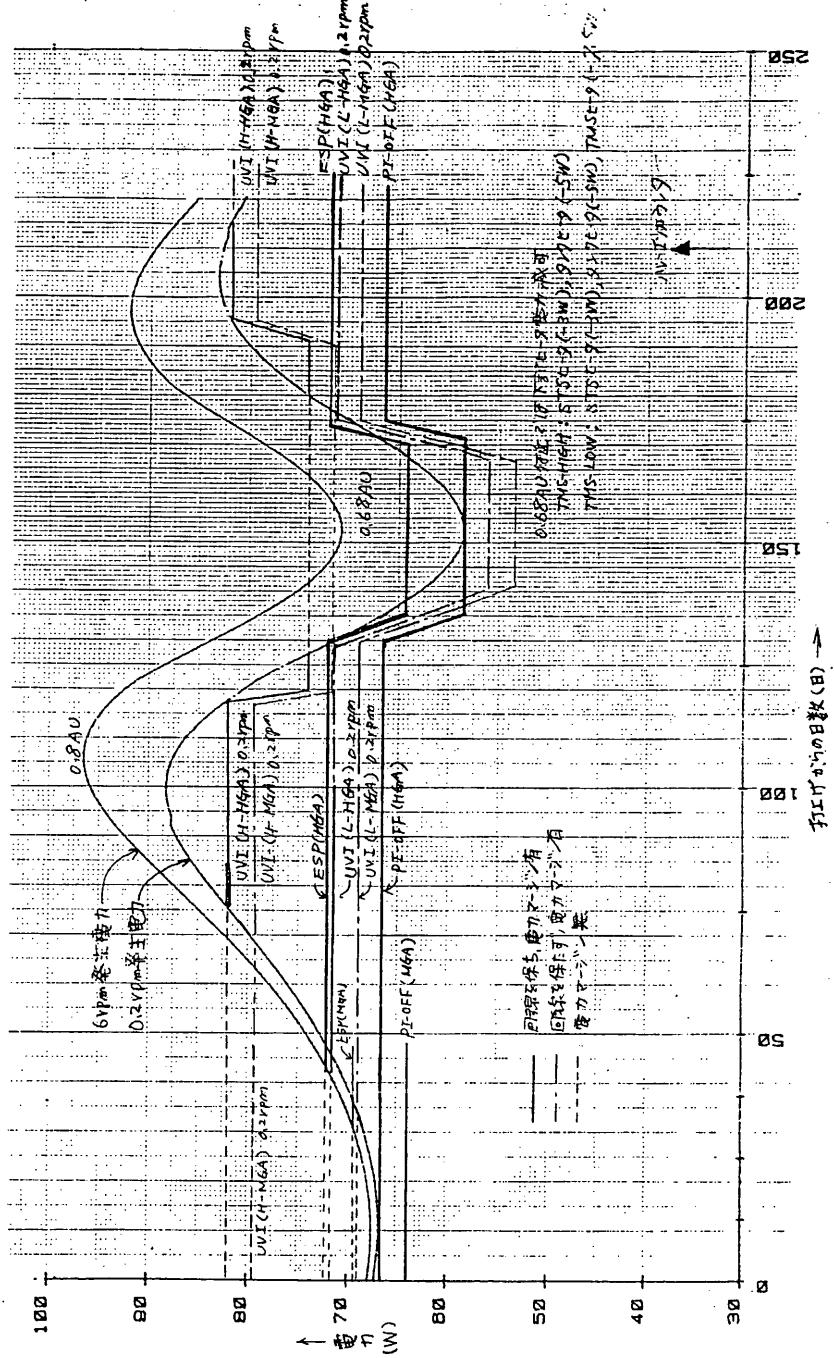


图 8 PLANE-T-A 電力收支支

第1章　観測機器

1.1.

真空紫外撮像装置 (UVI)

東京大学理学部地球物理研究施設 金田繁祐
宇宙科学研究所惑星研究系 平尾邦雄、清水幹夫、山本哲夫
東京大学生産技術研究所オニ部 高木幹雄
浜松テレビ(株)
日本光学工業(株)

1.1.1 概要

1986年に向けるハレー彗星の探査を目的として打上げが行はれる
PLANET-Aに搭載された本装置 (Ultra Violet Imager. 以下 UVIと略記) は、
彗星頭部に飛来する Hydrogen Coma (水素暈) の経時的変化と、地球周囲に
飛来して居る同様の水素暈 (Geocorona) の影響を受けない、PLANET-A軌道上から、
連続的観測によって明らかにする事を目的とするものである。水素暈は太陽の
 $Ly-\alpha$ ($\lambda 1216\text{Å}$) 光と共に散乱される為、その遠隔探査を行う UVI は $\lambda 1216\text{Å}$
附近に最大感度を有する真空紫外光用 2 次元撮像装置とした。

PLANET-Aに於ける姿勢制御にはスピン安定化方式を採用した関係上、
UVIによる撮像では、軌道の回転に伴って発生する像のブレを防止する必要がある。
この目的と撮像の高感度化を併せて実現する為に、検出素子として使用
する CCD(電荷結合素子) と、軌道の回転速度に同期させた電荷転送速度で駆動
する移動積分方式を UVI に於けて採用した。UVI はハードウェア的に見た場合、
撮像装置と周辺機器として有するマイクロコンピューターシステムと定義する
事が出来る。このマイクロコンピューターシステムは、予め地球上の司令局
から PLANET-A に送信された制御命令に従い、順次その内容を実行する事に
よって周辺機器としての撮像装置を駆動し画像データを取得した後、これを
PLANET-A 軌道上のデータレコーダーへ出力する。

UVI の稼動対象期間は、PLANET-A・ハレー彗星の相対距離の関係から、
1985年11月初旬から翌年4月中旬と予測される。UVI では、この期間内
での観測を効率良く行う為に、ハレー彗星の初期検索を目的とした動作モード、
即ち検索モードと設定してある。このモードでのハレー彗星の観測後、

UVIの動作は観測モードに切り替り、画像データの取得が行はれる。UVIによる画像取得量は床上のデータレコーダーの容量によって上限が規制され、前記の内蔵するマイクロコンピューターによる画像データの圧縮処理を行った場合、1日当たり約20シーンである。

1986年の回帰に際して、ハレー彗星観測を目的とする探査舟はPLANET-Aの他に、ESA(European Space Agency)による"Giotto"、ソ連・フランスによる"Venera-Halley"が打ち上げられる。NASAも、この時期迄にLST(Large Space Telescope)を地球周回軌道に打ち上げ、ハレー彗星の観測を行ふことを考へられる。この他、ロケット、望遠鏡等による観測も地球上に於いて行はれ、これ等全ての観測は、IHW(International Halley Watch)の下に統合される。"Venera-Halley"のミッションの詳細が明らかでないが、"Giotto"がハレー彗星へのfly-byを主目的として居る為、水素暈の連続観測を行ふ可能性のあるものは、PLANET-AのUVIとLSTに限定されるこ考へられる。従って、地球周辺で行はれた水素暈の観測と協同して行はれた、惑星軌道をとるPLANET-Aからの観測は水素暈の3次元的構造の解明に不可欠であると共に、ハレー彗星各部の活動と水素暈との関連と研究を進める上で重要な役割を受持つ事となる。水素暈の存在は、1970年代の始め OAO-2 によって発見された実際上、今次の回帰に際しての水素暈の観測は、有史以来のハレー彗星観測史上での最初の試みとなる事が極めて意義深い。

1.1.2 観測の目的及び意義

OAO-2による Tago-Sato-Kosaka 彗星の真空紫外光観測で彗星頭部に、直径 10^6 km を超す水素 Lyman- α のグローが初めて観測された後、Bennett, Kohoutek, West、と相次いで飛来した彗星に就いて行はれた真空紫外光観測で何れも同様の巨視的グローが観測された。太陽の水素 Lyman- α 光の共鳴散乱によるこのグローは、彗星頭部に、その大きさに対応する Hydrogen Coma (水素暈)が飛生して居る事を示して居る。一方、これ等の彗星に就いての紫外分光観測から、強い OH (3090 Å) の放射も存在する事が明らかにされ、H₂Oが光分解して H と OH に別れた事を実証し、彗星核形成物質揮発性成分中の主要成分としての H₂Oの存在が確立された。この事は、彗星核組成に関する議論に於いても H₂Oは重要な位置を占めて居る事と想はれる。即ち、彗星の太陽接近時に揮発性成分の気化によって形成される彗星大気中のイオン・分子反応に於いて、H₂Oの果す役割が彗星核組成に関する種々の仮説に対する検証の鍵を握る事である。

水素暈を形成する水素原子 (H) の大部分は、彗星の太陽接近によって、太陽の輻射熱によって彗星核より放出された H₂Oの光分解から生成されたもので

ある。この様にして生成されたHは外部へ抜かれて水素暈を形成するか、個々のHのlife timeは、i)太陽風中のprotonとのcharge exchange、ii)太陽光によるphoto-ionization等のloss mechanismによって規定されて居る。水素暈の輝度・拡かり・形状を規定するものは、上記のH₂Oの彗星核からの放出率、Hのlife timeの他にHの速度がある。最近飛来した彗星の観測データは、Hの速度としては、~20km/sec. ~8km/secの2成分から成り立って居る事を示して居る。このうち20km/sec.のものはH₂O+hν → H+OH、8km/sec.のものは、predissociationを通してOH+hν → H+Oの過程によって大きく生成されると考えられて居る。

彗星の太陽接近時に形成される彗星大気に関する様々な現象は、彗星・太陽間の相対距離(R)に夫々固有の依存関係を示す事が理論的小彗星モデルで与えられて居る。少し乍ら実際には、R依存性に於いて理論値と異なる値が観測される現象、近日点通過前後のR依存性に非対称性が観測される現象等が存在し、彗星に就いては多くの部分が未解明のま、残されて居るのが現状である。

ハレー彗星水素暈の全体像と連続的に撮像を行う事を目的とするUVIは、その観測対象期間(1985年11月初旬—1986年4月中旬)中、PLANET-Aかハレー彗星降灰点附近の至近距離での遭遇を除く前後4週期以外は、1±0.4AUの相対距離をハレー彗星と保つ為、この4週期を除けば、所期の観測の遂行は可能である。亦、この間、ハレー彗星・太陽の相対距離は1.85AUから近日点の0.59AUを経て1.39AU迄変化する。従って、上記観測対象期間中のUVIによる連続撮像から、水素暈発達のR依存性、近日点通過前後のR依存非対称性等を明らかにする事が可能である。亦、ハレー彗星との至近距離(~10⁶km)での遭遇の前後では、PLANET-Aは水素暈を横切る事となり、水素暈中のHの分布に関するより直接的な観測が可能である。

この様にUVIの撮像観測から、彗星核揮発性物質中の主要成分H₂Oの最終分解成分の一つであるHが形成する水素暈の特性を解明する事により、彗星大気中での主要成分に関する反応過程に対する検証が可能となる。亦、地球周辺からLST等による水素暈の観測が行はれた場合には、UVIによる観測結果と融合して、水素暈の3次元的構造を求める事が可能となる為、彗星の大気モデルの現実化に貢献する事が期待される。この他、太陽風中の衝撃波の水素暈通過に伴う局暈の変動、更には彗星ion tailのdisconnectionを生起させる事もある太陽風中磁場に認められるセクター構造境界の通過をハレー彗星が行う際の水素暈の振幅の観測等、MS-T5或いはIHWに参加する他の観測と協同し、彗星-太陽風間の相互作用による重要な現象の解明の一環を担う事となる。

1.1.3 観測装置

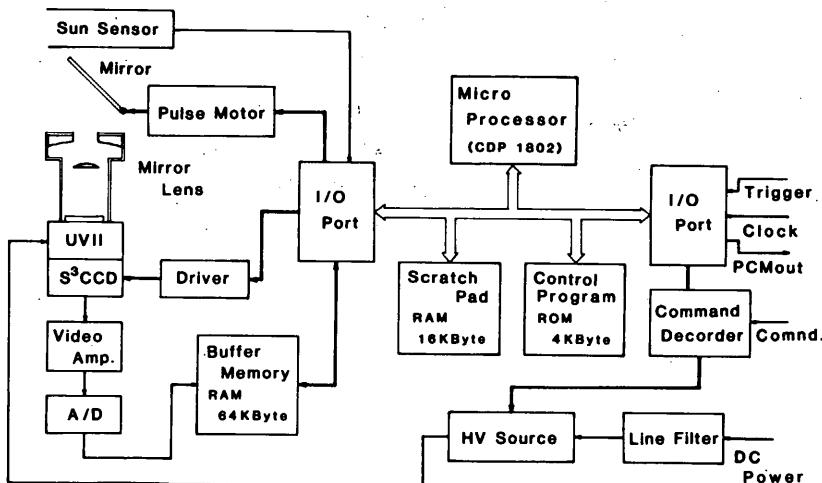
ハレー彗星水素暈の撮像観測を目的とする UVI について、i) 構成、ii) 性能
iii) 動作モードの順序で記述する。

i) 構成

UVI の構成をオブロックダイアグラムで示した。最初に述べた如く UVI を撮像装置と周辺機器として有するマイクロコンピューターシステムと定義する事に意味がある事は明らかである。

オブロック中、左手部分にある撮像装置から述べる事にする。撮像装置光学系は、PLANET-A からハレー彗星捕捉の為にパルスモーターによって所要の角度に設定される平面鏡 (Mirror) と、観測対象の紫外像をイメージ検出部に出力するレフ型望遠レンズ (Mirror Lens) により成る。猶、UVI の太陽検出器 (Sun Sensor) は、望遠レンズの視野内に太陽が入りイメージ検出部に異常露光を与える怖れが生じた場合には、平面鏡の駆動系パルスモーターに割込みをかけ、メカニカルシャッターを兼ねる同平面鏡を回転させ異常露光を防止させる。これ等の部分は光学系の附属部分と形成する。

イメージ検出部は、紫外像と可視光像への波長変換と像の増強を行なうマイクロチャネルプレート内蔵のイメージインテンシファイア (UVII) と、UVII の蛍光面にファイバープレートによって結合された CCD (S³CCD) 及び附属駆動回路 (Driver) より成る。猶、CCD 内の電荷転送でのスピンドル



オブロック UVI 構成ブロックダイアグラム

転送 (Spin Synchronized Shift : S³) モードに就いては、ii) 能力の項で詳しく述べる事とする。

ビデオ増幅器 (Video Amp.), 8 bit A/D 変換器 (A/D) は一時格納メモリー (Buffer Memory) と共に信号処理部を形成する。Buffer Memory (容量 64 KByte) は、4 Kbit の CMOS RAM チップ 16 チップをパッケージした 8 KByte のハイブリッドメモリー素子 2 箇によって構成されて居る。

マイクロコンピューター本体部は CMOS 8 bit マイクロプロセッサー (CDP1802) と中央処理装置とし、前述のハイブリッドメモリー素子 2 箇より成る処理作業領域 (Scratch Pad 16 KByte) 及び制御プログラム、画像圧縮処理ソフトが書き込まれた ROM (4 KByte) と記憶装置と共に、入出力ポート (I/O Port) を介し外部との信号授受、撮像装置の制御を行う。

UVI は地球局からのコマンドを介して運用されるが、その受け口であるコマンド受け回路 (Command Decoder)、UVII でのイメージ増強用の高電圧を発生させる高電圧源 (HV Source) が、上記以外の UVI の能動メンバである。以下に、UVI 主要構成要素の必要諸元を略記する。

表 1 表 主要構成要素諸元

名称	製造担当メーカー	主要規格
Mirror Lens	日本光学工業	使用波長: 1216 Å, 集光距離: f = 100 mm, 視野: 20° = 6.4° 有効口径比: F _{eff} /2.7, 像サイズ: 27 = 11.2 mm
UVII	浜松テレビ	マイクロチャネルプレート 2 段増幅型, 光電面: KBr 螢光面: P-20, 利得: 最大 ~ 10 ⁶
CCD	日本電気	μPD7690D型 (インターライン転送方式), 有効画素数: 384(H) × 490(V), 画素サイズ: 13(H) × 19.1(V) μ
CDP1802	RCA	CMOS 8ビットマイクロプロセッサー 基本命令数: 91, 駆動クロック: 1 MHz
Hybrid(メモリー) (P/N 2276200)	Teledyne Microelectronics	CMOS RAM, 容量 64 KByte, $T_{90\%} = 40 \text{ nsec}$, 消費電流: 9.6 mA (スタンバイ), MTBF: 191312 Hours
HV Source	Matrix	出力: (1) -4 KV (10 μA), (2) -1.25 ~ -6.1 KV (100 μA) 消費電力: 1600 mW (max)

UVI の重量・消費電力について述べる。重量に関しては、従来 5.79 kg を申請値として来たが、マイクロコンピューター部分のハイブリッド化中止等の事情により、現実的には Flight Model に於いて 7.50 kg を目標とせざるを得ぬ状態である。消費電力は観測時 7.74 W (最大), パルスモーター駆動時 (観測中) 8.88 W (最大) とあって居る。

ii) 能力

UVIの運用によるハレー彗星水素量撮像観測は、地球局からのコマンドによって全般的に制御される。所謂 *open-loop* 制御となって居る。UVIの性能とこの様に假定した理由は、*closed-loop* 制御方式を採用した場合に必要となるセンサー類搭載による *pay-load* の重量増加を回避する必要がある。たゞ事による。従って、UVI運用に際しては、*open-loop* 制御の前提となる PLANET-A の軌道計算、姿勢角、姿勢安定性等に関する正確な情報が与へられる必要がある。これら等の情報によるサポートが得られない場合には、UVIの器動作が正常に行はれた場合でも観測の成功は期し難い。

こゝでは、器動作に則りて UVIの性能に就いて述べる事とする。

a) 運用 *open-loop* 制御下で動作する UVIは地球局からのコマンドによって運用される。先づ下り、後述する如く、低輝度レベルの水素量撮像の為には、或る程度以上の入力信号蓄積を CCD内で行う必要がある。この為、スピニ安定化方式の姿勢制御を行なう PLANET-A では、UVI稼動時には搭載したモーターモンタムホイールにより、スピニレートを 0.2 RPMとするが、このスピニレートでは地球局との *linkage* による高利得アンテナのデスパンに問題が生じる。従って UVIは、

- a) 地球局との *linkage* がとれる 6 RPM のスピニレート下で制御用のコマンドを受信。
- b) 0.2 RPM にスピニを減速し、コマンドの内容を実行して記録をデータレコーダーに記入。
- c) 観測終了後スピニアップを行な、地球局との *linkage* を確保し、記録をデータレコーダーより送信すると共に、a)の動作に移行。
のサイクルで運用される。このサイクルは通常 1 日単位で繰り返される。
- d) 観測時動作 *撮像観測* の為のハレー彗星捕捉は、コマンドを介して予め UVIに入力されて居る、ハレー彗星、PLANET-Aの軌道計算及び PLANET-Aの姿勢計算により求めた各観測時刻での 1)ハレー彗星の仰角、2)ハレー彗星・太陽間の方位角度差に基いて行はれる。即ちコマンドで指定された観測時刻に、
 - 1) 光学系平面鏡(オブジェ Mirror)をパルスモーターにより、ハレー彗星仰角に対する天空部分の像を Mirror Lens に求めすべく角度設定。
 - 2) 共通系サンセンサーの威力をトリガーにて、ハレー彗星・太陽間の方位角度差に見合った時間をスピニレートから求め、そのタイミングで CCD を S³モードで駆動し撮像。
 - 3) 画像データを CCD から出力(バッファメモリーに格納後、順次マイクロコンピュータの作業領域に読み込み、画像処理後、共通系のデータレコーダーに送出。

の動作を行ふ。これをコマンドによって指定された各観測時刻に順次へ実行する。順次へ1回数は、データレコーダーの容量から、最大16回迄である。上述から明らかな如く、取得した画像データ中にハレー彗星のイメージが含まれて居るか否かは、コマンドによって送られたハレー彗星に関する角度情報の正確さに全面的に依存して居る。

c) CCDのS³モード駆動 一般に撮像においては、検出器内部での入力信号の蓄積か、蓄積時間の多少の差こそあれ、行はれて居る。特に低輝度レベルでの撮像ではS/N比の向上の為、一定時間の蓄積は必須である。水素量の撮像に於いては、研究上の要求から、どの検出限界を1HRと設定したか、PLANET-Aに搭載可能な光学系によって有志のS/N比で画像データを取得する

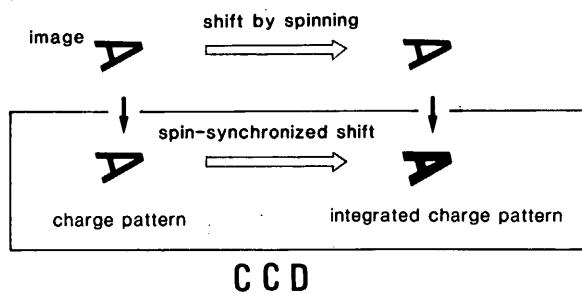


図2 図 S³モード駆動動作概念図

よって簡単に説明を行う。この方式では各瞬間にCCD受光部の一部を使用する。まず図の左の部分に小さな如くCCD受光部上に観測対象の光学像が入力される。この光刺激によって対応する電荷像がCCD内部に形成される。スピンによる回転に伴って、観測対象はMirror Lensの視野内を移動する。この移動はCCD受光部上の光学像の移動と見て現れる。移動した点に於いて光学像は、前と同様に、その光刺激によって電荷像をCCD内部に形成させられる。この際CCD内の電荷転送が光学像の移動に同期、即ちスピンによる移動に同期して居れば、以前の電荷像と新たに形成されたものとが重複する事なくCCD内部で加算され積分効果をもたらす事になる。

S³モード駆動に於いては積分を静的に行うのではなく、上述の如く移動積分の形で行う為、各瞬間にCCDの一部を使用し、それを順次移動させる事によって、このモードでの積分を可能として居る。この関係上、Mirror Lensによって拡大された光学像のうち、 $2.5^\circ \times 2.5^\circ$ の視野に相当する $5mm \times 5mm$ の部分を、この移動積分の対象として居る。CCDはインテーラー動作専用素子の為、移動方向の空間分解能が半減し、画像は

画素数： 153(H) × 122(V)

には、約2秒間の信号蓄積が必要となる。スピン安定化方式の姿勢制御を行うPLANET-Aでは、有限時間の信号蓄積と、回転による像のズレ防止とを両立させる目的で2次元CCDをS³(スピン同期転送)モードで駆動して居る。以下、図2 図に

である。又、S³モード駆動では、0.2 RPMのスピンドルレート下で2.5°の回転に要する時間(約2.1秒)迄、積分が可能である。従って、この積分時間内のCCD暗電流の影響を極力低減させた為、CCD素子下部に放熱板を取付け、PLANET-A本体下部プレートと放射的に結合させ、約-30°Cに冷却させて動作させることに設計されて居る。

iii) 動作モード

ハレー彗星水素量の撮像を目的とするUVIは、水素量飛行のR(彗星-太陽間距離)依存性の関係を明確にするデータを取得する必要がある。この為には、向帰して来るハレー彗星を極力早期に捕捉しなければならぬが、捕捉に至る迄は、存在予定位置附近の検索、検出、同定の段階を経る事になる。この様な、所謂初期検索に於いては、人間にによる判断が必要とされる。前項ii)で述べたUVIはopen-loop制御にすら必然性は、この面からの要求に起因して居る。初期検索に於いては、画像データがそのままの形で常に必要とされる訳ではある事と、自動的な検索の必要性からUVIは、検索(Search)モード、観測(Observ.)モードの2動作モードを有し、コマンドにより何れかと操作する様に設計されて居る。

a) 検索モード このモード下での作動動作は、撮像指定時刻に指定仰角方位角での撮像を行い、以後の3連続スピンドル時間中に、この指定領域を取囲む8領域の撮像を行って合計9(3×3)の天空領域の撮像を自動的に行う。隣接する天空領域の中心は互に2°仰角、若しくは方位角に於いて隔たって居る。これにより、ハレー彗星存在予定位置を中心として約6°×6°の天空領域に対する自動検索が可能となる。

又、取得した画像データは毎回の撮像後、マイクロ・コンピューターに読み込まれ8×8画素単位のブロッキング、各ブロックの最大輝度値サーチの処理を受ける。更に各ブロックの最大値は、コマンドで設定した閾値による2値化を経た後、データ・レコーダーに出力される。このブロッキング及び画像2値化によって、約1.5×10⁵ビットあった画像データは、285ビットに圧縮される。この事は、1画面の画像は64ビット/秒の地球局への伝送速度では約5.9時間の伝送量である(1.5×10⁵ビット×64ビット/秒)に對し、検索データでは40秒の伝送量となると、差異1得3量に圧縮された事を意味する。従って、検索モードの設定でUVIによるハレー彗星検索が容易になり、一定日時の割合で存在予定位置を中心とした検索と、本モードで繰返す事によってハレー彗星の検出、同定が可能である。

b) 観測モード 観測対象である水素量の撮像観測を行ふ。画像データを取得するモードであるが、このモード下ではUVIは観測指定時刻に、指定仰角・方位角での撮像を行う。観測時刻、角度ペアは6ヶ、最大16ヶ迄指定可能である。最大216ヶ迄1次検索は、計上のデータ・レコーダーの容量(1Mbit)

上の制約から、約 1.5×10^5 ビットの画像データに質的劣化をきたさない程度との制約条件で、マイクロコンピューターによる圧縮処理を施しても約 $1/3$ 程度へと圧縮（従って、約 16 レーン（圧縮最大量）が限界である）との予備実験の結果に基く判断である。

圧縮処理は、μプロセッサー CDP1802 の能力を考慮して。

α) 傾斜的補間方式

β) レベルプレーン・チェイン符号化方式

を中心として検討して居る段階である。

c) ハードウェアモード 前記の a), b) はいずれもマイクロコンピューターの性能に依存した動作モードである。然しながら、UVI の機器動作の信頼性を向上させる必要性から、このコンピューターシステムは一種の冗長系として構成されて居り、基本的には UVI はコンピューターシステムの支援なしで動作が可能である。この基本的な動作モードをハードウェアモードと名付ける。

このモードに於いては検索モードに相当する動作はなく、観測モードでの性能を縮小した動作のみが可能である。即ち、角度ペアの指定は 1 ヶ、データレコーダーへの出力は生画像データ形式に限定される。従って、画像データ取得量も、データレコーダー容量上の制約から、5 レーン加工機となる。

1.1.4 制御・運用

前項に述べた、構成・性能・動作モードを有する UVI を稼動させ、所定の観測を遂行させてデータを出力させる為には、コマンドを介した完全な制御が要求される。亦、コマンドによる制御も、PLANET-A 上での一連の観測レーナンスに従い、順次その内容を考慮する等の運用上の配慮が必要である。この項では UVI を動作させるに必要なコマンド、ステータス表示・データフォーマット並びに UVI の運用に就いて述べる。

i) 制御コマンド

PLANET-A/MS-75 に於いては、地球局から送信されるコマンドに、1) Discrete Command (D.C), 2) Program Command (P.C), 3) Block Command (B.C), 4) Execute Command (E.C) の種類がある。これら等の詳細に関しては本報告書の該当箇所での説明に譲る事とするが、UVI 制御に使用する P.C (D.C), B.C について述べる。

UVI は PLANET-A から地球局との linkage を切った 0.2 RPM のスロースピンモード下で稼動する為、観測の開始/終了、高圧電源 ON/OFF 等の所謂 GO/STOP 制御は、その実行時刻の指定が可能な P.C を介して行う。亦、UVI の感度、観測仰角・方位角等機器動作のパラメーターは、複雑な制御に適した B.C を介して設定が行われる。オカ表に P.C コマンド項目とその制御内容を示す。

オ2表 UVI制御用PC(D.C)項目と制御内容

コードNo.	名称	制御内容
X	Y	
1 B	UVI ON	電源ON
1 C	UVI OFF	All(電源・高圧) OFF
1 D	CPU ON	μコンピューター系ON → 捜索・観測モード動作設定
2 B	CPU OFF	μコンピューター系OFF → ハードウェアモード動作設定
2 C	HV PRESET	高圧電源ON フリセット・撮像動作ストップ
2 D	HV RELEASE	高圧電源ON フリセット解除
3 B	Sun-Shutter AUTO	サンシャッター(平面鏡)開閉自動制御動作設定
3 C	Sun-Shutter MANUAL	サンシャッター(")開閉コマンド制御動作設定
3 D	Sun-Shutter OPEN	サンシャッター(")強制開放
3 E	Sun-Shutter CLOSE	サンシャッター(")強制閉鎖
4 B	SEARCH MODE	検索モード動作設定
4 C	OBSERV. MODE	観測モード動作設定
4 D	Observ. START	撮像動作開始
4 E	Observ. STOP	撮像レーフェンス終了

次に、機器動作のパラメーター指定を行。B.C項目と制御内容をオ3表に示す。

オ3表 UVI B.C (ENABLE-7)項目と制御内容

制御項目	制御内容
方位角アドレス	観測モード(1~16)番目撮像方位角格納アドレス(i-1)指定。方位角値と1セットで使用
方位角値	上記方位角アドレス内容。0°~360°の範囲を10ビットの分解能で指定
仰角アドレス	観測モード(1~16)番目撮像仰角格納アドレス(i-1)指定。仰角値と1セットで使用
仰角値	上記仰角アドレス内容。上15°の範囲を10ビットの分解能で指定
角度説出モード	観測モードで、角度データアドレスと昇順順序に順次アクセス/先頭アドレスの順を1アクセスの操作
連用レーフェンス	観測モードで、最初にアクセスするアドレス(0~15)の指定と、撮像回数(最大16回)の指定
検索方位角	検索モードでの、天空上の検索中心の方位角値(0°~360°)を10ビットで指定
検索仰角	“ ” 仰角値(±15°)を10ビットで指定
減値モード	検索モード画像データ化用減値のデフォルト値/コマンド指定値の選択
2値化減値	上記2値化用減値のコマンド指定値
UVIゲイン	UVIIに印加される高圧の電圧値の制御(5段階)によるUVIの減値指定
移動積分時間	CCD上での移動積分時間制御(5段階)による減値の指定
画像処理モード	観測モード画像データの圧縮処理/非処理の選択

メモリ先頭アドレス	画像データのBuffer Memory読み取時の使用hybridモードの先頭(No.1~4)指定。
CCD先頭ライン	画像データはCCD 3/4ライン(H)の中央1/4ラインを使用する。H方向で微調整に使用。
CCDゲートレベル	CCD暗電流の影響チェックの為の open / blackからの出力取込 / 解析の選択
サンセンサー検出範囲	サンセンサーによるレーザー(平面鏡)用反射鏡用警戒領域の範囲設定。
サンセンサー角度・減値	PLANET-A・太陽間相対距離の変化対応させ、サンセンサー角度・減値の設定値制御
Yモード	CCDの温度変化に基く画像データ特性の補正。
平面鏡駆動モード	仰角のティアリット値 / コマリット値の選択。

これら等のコマンドのアンサー バックは通常特別な制御と PLANET-A に対して行う事なく得られるが、B.C は送信項目数が多いため、特にテレメトリー(TM)データに "UVI チェックモード" の専用アンサー バック・フォーマットを設け、TM モードをこれらに切替えて送信 B.C の確認を行う。

ii) 條器ステータス・データフォーマット

コマンドによって制御された條器の状態は TM データ中に設けられたステータス表示ビット等によって確認する事が可能である。これらのうち PLANET-A の管制・保安に重要な影響を与える UVI ON/OFF, HV ON/OFF 等のステータスは全フォーマット共通で奇数フレーム(F_{2n+1})ワード 16(W16)に表示されて居る。残るステータスの一部は、UVI 機動のモード(FORMAT-C, E)各フレーム(F_n)W28~29 に表示されて居るが、この他に就いては特に UVI チェックモード(FORMAT-E)に切替えて表示させなければならぬが、これら等は B.C 送信直後のチェックのため充分である。通常は特に行う予定はない。オフ表に表示ステータスとデータ識別を示す。

オフ表 表示ステータス・データ識別

全モード F_{2n+1}, W_{16}		UVI 機動モード F_n, W_{28}		UVI 機動モード F_n, W_{29}		
B ₀	UVI	1	ON	B ₀	(MSB)	
		0	OFF			
B ₁	CPU	1	ON	B ₁	UVI-GAIN (5段階)	
		0	OFF			
B ₂	サンセンサー・モード	1	MANU.	B ₂	(LSB)	
		0	AUTO			
B ₃	サンセンサー状態	1	OPEN	B ₃	(MSB)	
		0	CLOSE			
B ₄	UVI動作モード	1	OBSERV.	B ₄	移動検出時間 (5段階)	
		0	SEARCH			
B ₅	撮像レーベンス	1	START	B ₅	(LSB)	
		0	STOP			
B ₆	HV動作準備	1	RESET	B ₆	2値化用減値	
		0	RELEASE			
B ₇	HV	1	ON	B ₇	アドレスアクセスモード	
		0	OFF			
				1	固定	
				0	順次	
				B ₇ 画像処理		
				1	圧縮	
				0	生データ	

この他の計器の状態表示には、HK(ハウスキーピング)によるUVI各部の温度表示がある。測定箇所は、

1. UVI, 2. CCD, 3. Mirror Lens外壁, 4. Mirror駆動部

である。猶、詳細に関しては本報告書中の該当章に譲ることとする。

UVI関連のデータフォーマットには以下の2モードがある。

a) UVIモード(FORMAT-C) 画像データ出力のフォーマットであり、画像データは UVIとDPUとのハンドシェイフされたフレーム以降各フレームのW30以降に順次書き込まれる。このハンドシェイフの状態は、平モードW29B0のステータスによって判定される。猶、各画面の先頭フレームに於いては、W30~31に撮像仰角値、W32~33に向方位角値がセットされて居る。亦、各画面のデータ最終フレームに空きが生じた場合には、特定コード(T,B,D)によるパディングを行ふ。

b) UVIチェックモード(FORMAT-E) B,Cアンサーバック出力のフォーマットである。このデータは"UVI-CHECK"のD.CとPLANET-Aから受信後、最初のF4n+1からTMに送出される。全てデータの送出は//フレームで完了するか、次のモード指定コマンドを受信する迄、この//フレームのデータを繰り返し送出する。

iii) UVI運用

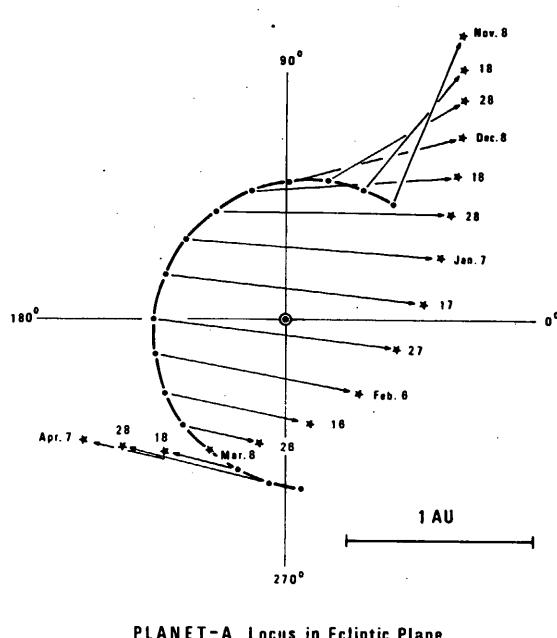


图34 ハレー彗星軌道の黄道面投影とPLANET-A軌道

ハレー彗星へのfly-byを行ふPLANET-Aから、その様相と太陽との相対距離によって変化させるハレー彗星水素量を撮像する観測計画にとって、両者の軌道計算から相対位置関係を求める事は単に観測シナリオ作成上必要とされるのみでなく、観測装置光学系の諸元決定上不可欠な要素である。従って本項では、宇宙科学研究所上杉研究室で行なった軌道計算値による相対位置関係について述べた上で、UVI運用のシナリオの記述に入ることとする。

a) PLANET-A・ハレー彗星相対位置関係
オフ回は、PLANET-Aとハレー彗星との位置関係を直感的に把握する為に用意した。近似的に黄道面内を順行するPLANET-Aと、黄道面に対して約18°の傾斜角で逆行するハレー彗星の10日毎の々々の位置を黄道面に投影したものである。右回にプロットした期前は、ハレー彗星の昇交点通過の1985年11月8日から、180日後の1986年4月7日迄である。図中、ハレー彗星の投影位置は星印で、対応するPLANET-Aの位置は視線方向を表す矢印の根元の丸印で、々々示してある。且、図中の座標原点にある二重丸は太陽を表して居る。

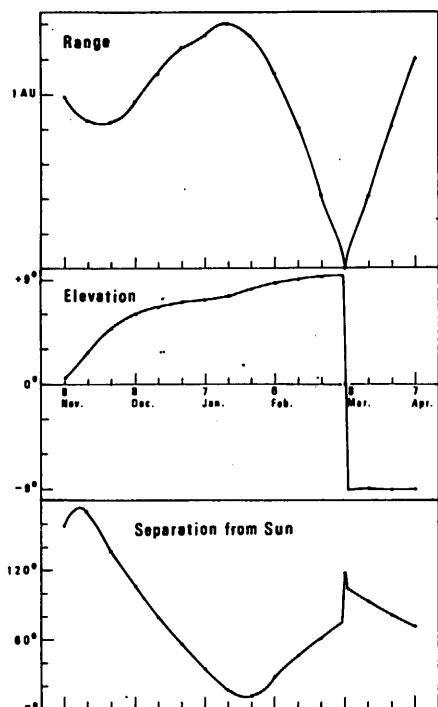
図から明らかな如く、PLANET-Aとハレー彗星が1986年3月8日にハレー彗星の降交点で至近距離の遭遇を行ふ様に、PLANET-Aの軌道設定が計画されて居る。この遭遇を中心とする4週間を除けば、両者の距離は1±0.4AU (AU: $1.5 \times 10^8 \text{ KM}$)の範囲に収って居る。亦、1月17日から4月末にかけての期前。

両者は太陽を中心に相対運動するため、ハレー彗星の仰角がある程度以上の角度を有しないと、観測は不可能である。この様な、オフ回から指摘された問題点を明確にする為に、オフ回を用意した。オフ回は、オフ回に示された期前中の(i)相対距離(単位: AU)、(ii)仰角、(iii)太陽からのハレー彗星の離角を、日々上段から順次示してある。

オフ回に見られる如く、相対距離、仰角共、前述の至近距離遭遇前後の4週間を除けば、殆ど変化を示さない。特に仰角は全期間を通して±10°の範囲に収って居る事が判る。これら等の事実から、先に述べた観測装置の構成・諸元で十分以 coverage の観測を行う事が可能であると考えられる。

b) 装置選用レナリオ

一般に彗星が太陽に3AU程度の距離に接近すると、表面物質の昇華が始まり、核の周りにコマが形成され始めると言われて居る。従って、



C. Halley Configuration to PLANET-A

オフ回 PLANET-Aに対するハレー彗星の相対位置関係パラメータ

PLANET-Aの打上げが予定されて居る1985年10月には、ハレー彗星は既にこの距離に達して居る為、水素暈が形成されて居ると考へられる。水素暈の明るさは一般に、太陽から彗星迄の距離の $6^{\text{乗}}$ に逆比例するとされて居るが、この関係式をそのまま適用すると、この時点では近日点通過時の0.015%程度の明るさで、近日点通過時の水素暈最明部輝度を100KRとして、到底 UVIの検出限界に達して居ない。逆に乍ら、ハレー彗星が昇伏点附近に達する同年11月始めには、近日点通過時の6.7%程度の明るさに達するので、充分観測にかかる筈である。亦、PLANET-Aがハレー彗星との至近距離遭遇を行った際に dust particle による損傷を受けなければ、ハレー彗星が昇伏点通過時と等しい日心距離に迄遠離する1986年1月末迄は、充分輝度を有する為、この意味では観測可能であるが、遭遇後は相対距離が单调に増加する関係上、この時点迄充分な空間分解能で撮像が可能であるか否かは宣言が難しい。

この様な条件下にある観測の為の選択と順次述べると以下の如くになる。

1. 初期搜索。 捜索モードによるハレー彗星追跡と、打ち上げ後の適当な時期からの開始。大体1985年11月初頭迄には同彗星の捕捉を完了一度。
2. 画像データ取得。 捕捉後、観測モードによる撮像とミッション終了迄継続するか、1986年4月中旬迄を一応の目途とする。猶、同彗星との前記遭遇前後に水素暈の視直径が光学系の視野以上になるか、この場合には、分割撮りを行って、センタージュ合成分等の措置が必要となる。

1.1.5 結論

UVIによるハレー彗星水素暈の観測は、IHWに統合された他の観測と協同して行はれるが、地球周辺からの同彗星観測が難しくなる1986年2月の観測は、この意味で非常に重要なとなる。従って、同年1月中旬から1月末迄、UVIがハレー彗星と 90° の仰角で太陽の頭脳 1° に撮像する事は、以後の協同観測の重要性を考慮した場合、安全性の観点から歓迎する可能性もある。

ハレー彗星との至近距離での遭遇が $\sim 10^6 \text{ KM}$ 程度で行はれる場合には、PLANET-Aは水素暈の中を通過する事になるが、この場合には前述の動作モードのみでは充分なデータ取得が不可能である。従って、軌道設定の確立した段階で適切な動作モードの検討を検討する必要がある。亦、IHW参加の各観測との協同体制を有効にしめるために、取得データの復元処理を早期に行い、相互にデータの交換を行う事となるが、データの受信処理、観測装置の運用管制に当る所謂、クイックルック・システムにこの様な問題に対処する機能を包含させる必要性がある。この検討も今後早急に行はべき問題である。

太陽風観測装置 (ESP)

宇宙科学研究所

何井利典, 平尾邦雄,

西田篤弘, 寺沢敏夫, 早川基

神戸大学工学部

賀谷信幸

名古屋大学理学部

前沢冽

松風電子(株), 三鷹光器(株)

1. 観測目的

惑星間空間には、太陽風と呼ばれる超音速の高速プラズマ流が太陽方向に吹き流れている。太陽風の状態は太陽コロナの状態によって支配されていて、いつも多少の変動をしている。太陽風は地球や他の惑星の電磁現象に大きな影響を及ぼし、また、PLANET-Aの照準であるハレー彗星にも影響を与える。本装置は太陽風プラズマ粒子の速度分布関数を *in-situ* に測定することにより太陽風の状態を把握することを目的とする。具体的には、次の項目がある。

(a) 太陽風プラズマの電子およびイオンの温度・密度・バルク速度を求める。イオンは H^+ と He^{++} を分離する。

(b) 電子エネルギー分布の詳細な測定によって core (f_c) から halo (f_h) への遷移、更には非熱的な keV 領域へのつながり具合を調べる。但し、

keV 電子については太陽フレア時に限られるかも知れない。

(c) 衝撃波に伴った加速現象とイオンの非熱的成分を見い出す。

図1は以上をまとめたものである。

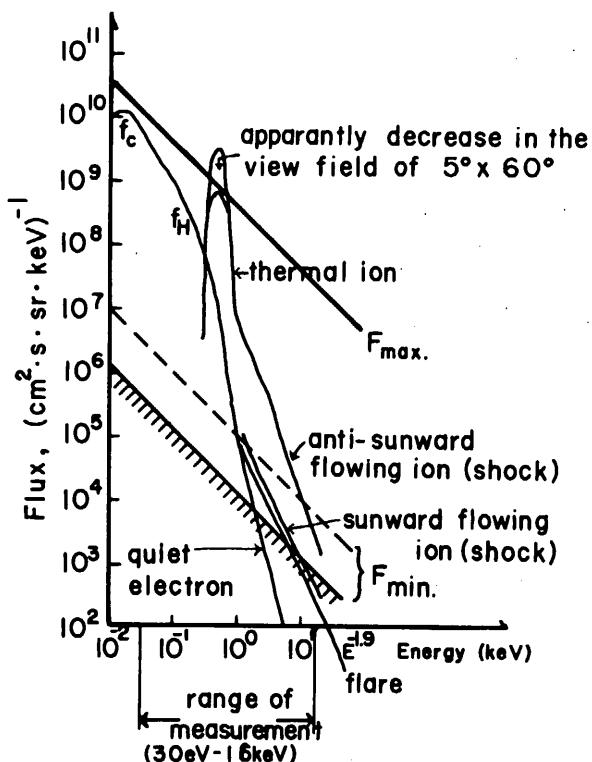


図1. 観測対象とESPの測定エネルギーおよびフラックスのダイナミックレンジ

2. 測定原理および方法

本装置で用いる

センサには、イオン測定用と電子測定用の2つあり、いずれも図2に示すように $\pm 70^\circ$ 球形静電分析器とMCPで構成される。視野角は $5^\circ \times 60^\circ$ で、スピニ軸を z -軸とする飛翔体座標で方位角方向に 5° 、その直角方向に 60° である。球形静電分析器は、内・外球間に電圧を印加することにより入射荷電粒子を静電偏倚させ、印加電圧に対応するエネルギーを持つ粒子のみを通過させる。印加電圧とエネルギーの間には

$$E_0 = q(V_o R_o^2 - V_i R_i^2) / (R_o^2 - R_i^2)$$

の関係がある。ここで、 E_0 は粒子の通過エネルギー(中心値)、 q は粒子の電荷量、 R_o は外球半径、 R_i は内球半径、 V_o は外球電位、 V_i は内球電位である。本装置のセンサでは、 $R_o = 42.5 \text{ mm}$ 、 $R_i = 37.5 \text{ mm}$ 、 $V_o = -V_i = V$ に設計されていて、 $E_0/q = 8.03 \text{ V}$ である。

分析器を通過した荷電粒子はMCPで検出され、計数される。このときのカウントレートと入射フラックスの間の変換は次式で与えられる。

$$C = \frac{1}{\tau} \int_{t_0 - \frac{\tau}{2}}^{t_0 + \frac{\tau}{2}} dt \int \vec{r} \cdot d\vec{a} \int d\omega \int dE \cdot J(E, \vec{a}, \omega, t) \epsilon(E, E_0, \vec{a}, \omega)$$

ここで

τ はサンプリング時間、 \vec{r} は \vec{a} の方向の単位ベクトル、 $d\vec{a}$ は入口の面積素、 ω は立体角、 J は入射粒子フラックス、 ϵ は検出効率(分析器通過粒子に対する)である(通過できない粒子に対しては $\epsilon = 0$)。また、 J を $\text{particles} / \text{cm}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{sr} \cdot \text{keV}$ で表すと、速度分布関数 f を s^3 / m^6 とすると、 $f = \left(\frac{m}{q}\right)^2 \cdot \frac{J}{2E} \cdot 10^{-2}$ である。

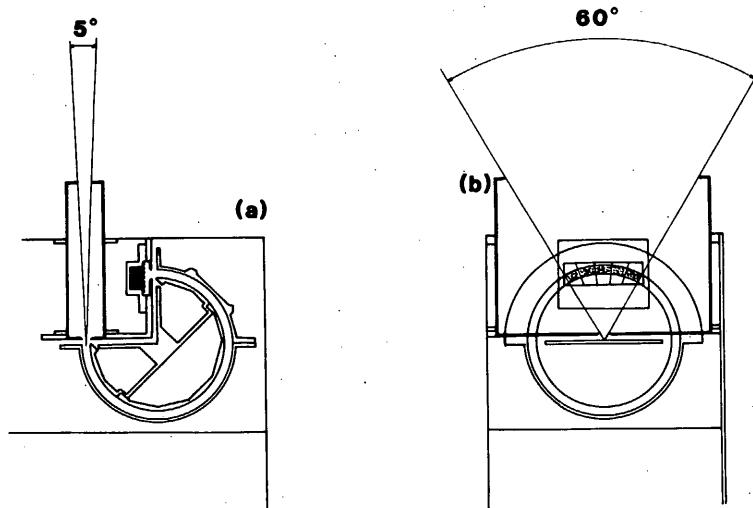


図2. $\pm 70^\circ$ 球形静電分析器とMCPより成るセンサ

(a) 上部より見た図 (b) 側面より見た図

計測器設計上で重要な太陽風の性質は、超音速のバルク速度で反太陽方向に吹き流れていることである。その速度は $250 \sim 750 \text{ km/s}$ である。これはイオンの熱速度に比べて 10 倍も大きい。この為、角分布のとり方は、図 3 に示す方法で行う。これには飛翔体のスピンドルを利用して行ない、6 rpm-mode でのみ行う。この角度掃引とエネルギー掃引（後述）は同期して行われる。1 スピンドルで 4 ステップのエネルギー掃引を行なうが、これは図 3 の各角度セクター毎にサイクリックに行われる。

MCP は一種の 2 次電子増倍管で、5 ヶに分割された multi-anode と組み合わせて、視野角 60° 内の角分布の情報をとり出せるように設計されている。即ち、スピンドルを利用して角分布と組み合わせて、黄道面 $\pm 30^\circ$ の範囲で 3 次元分布を得ることができる。但し、これは B/R-H (2048 bit/s) のときのみで、B/R-L (64 bit/s) のときは 5 ヶの anode を積算して、2 次元分布のデータとなる。

3. 観測装置

A. 概要

ブロック図を図 4. に示す。本装置はイオン測定用と電子測定用の 2 ヶのセンサ、エネルギー掃引電源、2 ヶの MCP 加用高圧電源、制御および機上処理用の低電圧電子回路より構成される。

エネルギー掃引は階段的に行われ、各ステップ毎の MCP の出力パルスは増幅・整形され、19 ビットのカウンターで計数される。この 19 ビット出力は 8 ビットに圧縮されて、一時的に RAM に貯められた後、指定されたテレメータ・ワードで地球に伝送される。なお、MCP の出力アノードは 5 ヶに分割されていて、それぞれ独立に計数される（B/R-H のとき）が、B/R-L のときは、5 ヶの OR をとって 1 ヶのカウンターで計数される。勿論、イオンと電子では別個である。

共通戻器より供給されるタイミング信号には、通常の DPU 信号の他に、ACE からの sun pulse と DCE からの $2^{12} - f_s$ がある。

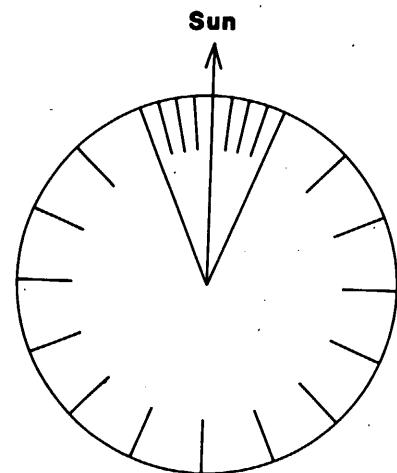


図 3. 角度掃引の方法。

太陽方向 $\pm 22.5^\circ$ 以内は
5.625° ずつ 8 点、残り
の方向は 22.5° ずつ 14
点のデータを得る。

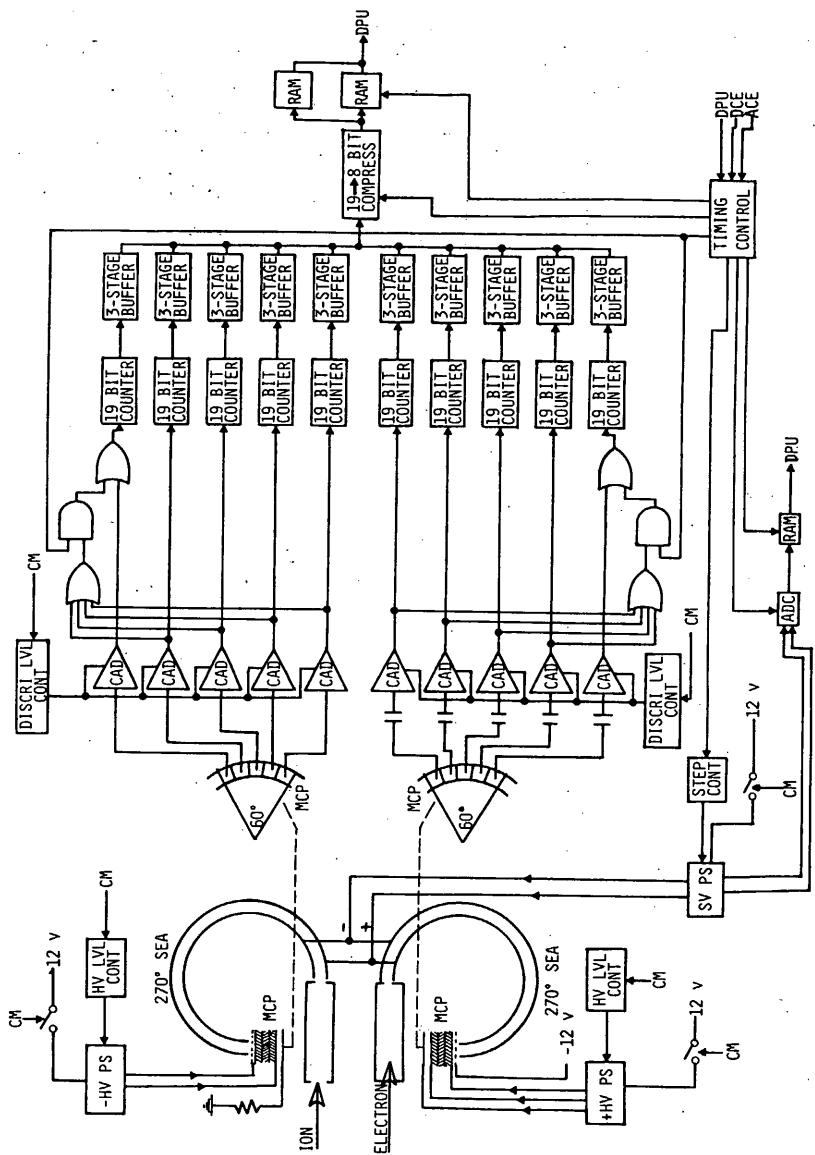


図4. E-SPD ハイブリッド-IC

略号説明
 CAD: charge sensitive amplifier and discriminator (hybrid-IC)
 HV: high voltage PS: power supply SV: step voltage LVL: level
 CONT: control SEA: spherical electrostatic analyzer MCP: micro-channel plate

B. エネルギー掃引モード

エネルギー掃引範囲は、電子・イオン共に $30 \sim 15800$ eV とし、この間を対数的に等間隔な 96 ステップ ($0, 1, 2, \dots, 95$) で構成する。掃引モードとしては、表1に示すように $E1 \sim E4$ の 4 種類が用意されていて、コマンドで設定する。その掃引は図3に示す角度掃引と同期して行なう。 $E1$ -mode の例を

図5に示す。上部にB/R-Hの場合、

下部にB/R-Lの場合を示す。中央に示すように、いずれの場合も、1

スピン間に4ステップの掃引を行なう。この4 steps/spin は他のE2～E4 でも同様である。

B/R-Hでは、観測は連続的に行われ、1スピン分のデータを一時的にメモリにて次のスピンの間にテレメータで伝送する方式をとっている。カウンターは電子およびイオンで合計107あるので、107フレームで伝送する。B/R-Lでは、16スピン間観測を行ない、その間のデータ（但1、2次元分布）を一時的にメモリにて32フレーム（512秒）で伝送する。この間の事情は次項で説明する。

なお、E1モードでは96ステップあるので、B/R-LではE2とE3モードの交互の繰り返しとなる。従って完全な掃引には1024秒を要する。他のE2～E4モードでは64ステップ以内なので、16スピンで完結する。

C. 観測タイミングとデータ・フォーマット

1ヶのカウンターで1スピンの間に生成されるデータ量は88 dataあり、それぞれ8 bitに圧縮されているので、これをW₄₀～W₁₂₇の88 wordsで伝送する。なお、偶数フレームで電子のデータ、奇数フレームでイオンのデータを

mode	n ₁	n ₂	Δn	ステップ数	エネルギー範囲 (eV)	一連の所要時間 (sec)
E1	0	95	1	95	30～15800	240
E2	0	63	1	64	30～1920	160
E3	32	95	1	64	250～15800	160
E4	1	95	2	48	34～15800	120

表1. エネルギー掃引モード

n₁：最小ステップ番号 n₂：最大ステップ番号

Δn：ステップ間隔

(*)：スピン周期を10秒としたときのB/R-H の場合、B/R-Lでは512秒となる。

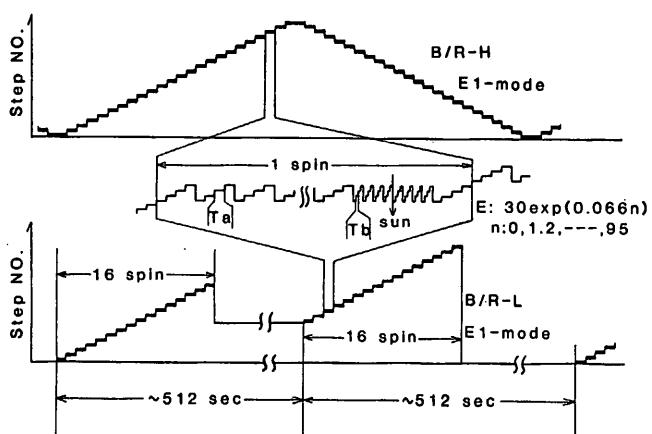
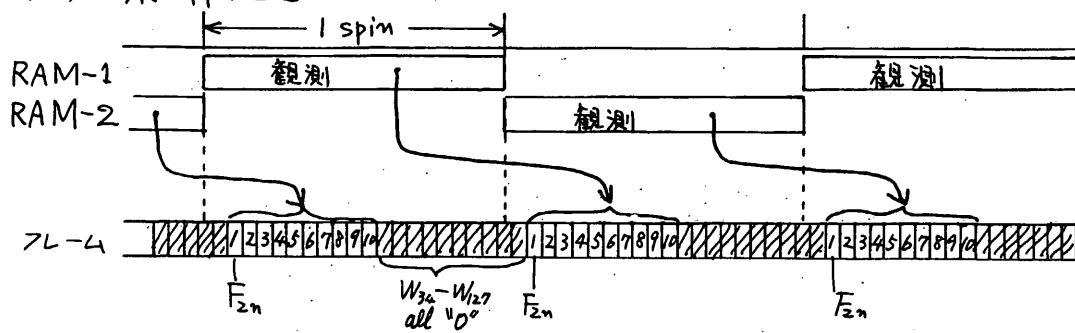


図5. エネルギー掃引方法 (E1-mode)

$$T_a = 2^6 - f_s \quad T_b = 2^8 - f_s$$

伝送する。

(1) B/R-H のとき



F_{2n}	28	34	36	40	127
F_{2n}	共通データ	アキ	X_{27}^+	$SV_{27} \rightarrow$	ELE-1 カウント データ
F_{2n+1}	共通データ	アキ	X_{27}^+	$SV_{27} \rightarrow$	ION-1 カウント データ
F_{2n+2}	共通データ	アキ	X_{27}^+	$SV_{27} \rightarrow$	ELE-2 カウント データ
F_{2n+3}	共通データ	アキ	X_{27}^+	$SV_{27} \rightarrow$	ION-2 カウント データ
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
F_{2n+9}	共通データ	アキ	X_{27}^+	$SV_{27} \rightarrow$	ION-5 カウント データ

(↓項参照)

$SV_{27} \rightarrow$ 構算式

$$V_{out} = V_{mon.} \times C$$

$$C = 5.797 \text{ for step } 0-31$$

$$C = 47.849 \text{ for step } 32-63$$

$$C = 395.00 \text{ for step } 64-95$$

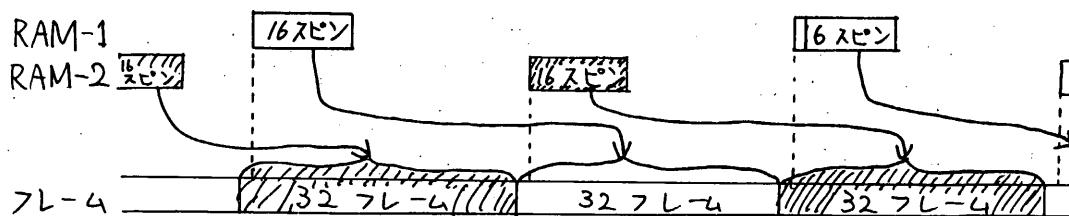
$$C = 442 \text{ for step } 96-127$$

$$(V_{mon.} \text{ is full scale } 5.000 \text{ V})$$

F_{2n}	W_{36}	W_{37}	W_{38}	W_{39}
F_{2n}	$+SV_1$	$+SV_2$	$+SV_3$	$+SV_4$
F_{2n+1}	$-SV_1$	$-SV_2$	$-SV_3$	$-SV_4$
F_{2n+2}	$+SV_1$	$+SV_2$	$+SV_3$	$+SV_4$
F_{2n+3}	$-SV_1$	$-SV_2$	$-SV_3$	$-SV_4$
F_{2n+8}	$+SV_1$	$+SV_2$	$+SV_3$	$+SV_4$
F_{2n+9}	$-SV_1$	$-SV_2$	$-SV_3$	$-SV_4$

くり返し

(2) B/R-L のとき



B/R-L時のワード配分はB/R-H時と同じであるが、MCPの5タのアノートの出力パルスのORをとって、電子、イオンそれぞれ1フレームで伝送するので、32フレームで16スピシン分のデータを伝送できる。即ち、2フレームで1スピシンのデータを伝送し、 $SVモード (W_{36} - W_{39})$ のくり返しはない。

D. ステータス内容

(1) ON/OFF 関係 ($F_{2n} W_{16}$) —— これは瞬時値

B_0 : ESP ON/OFF B_1 : ESP-SV Preset/Release

B_2 : ESP-HV-I Preset/Release B_3 : ESP-HV-E Preset/Release

B_4 : アキ B_5 : ESP-SV ON/OFF

B_6 : ESP-HV- $\frac{I}{E}$ ON/OFF B_7 : ESP-HV-E ON/OFF

(2) $W_{34} - W_{35}$ (これはデータと時間的対応がある)

	$F_{2n} W_{34}$	$F_{2n+1} W_{35}$
B_0	CAL ON/OFF	CAL ON/OFF
B_1	エネルギー	エネルギー
B_2	掃引モード	掃引モード
B_3	Electron	Ion
B_4	HV レベル	HV レベル
B_5	Electron	Ion
B_6	Discr. レベル	Discr. レベル
B_7	アキ	アキ

$\begin{cases} W_{35} B_0 : SVモード (W_{36} - W_{39}) \\ W_{35} B_1 - B_7 : Step NO. (*) \end{cases}$

(*) 1スピシンの間で4ステップをサイクリ、7は掃引するが、その最初のNO.を偶数フレームに、4番目のNO.を奇数フレームで送出する。

E. HK項目 (W_5)

F_{64n+58} : ESP Ion HV モード

F_{64n+59} : ESP Electron HV モード

F_{64n+56} : ESP Ion センサ温度

F_{64n+57} : ESP Electron センサ温度

F. ディスクリート・コマンド項目

X	Y	コマンド項目
5	B	ESP-ON, (*)
5	C	ESP-OFF
6	C	SV-PRESET
6	D	HV-I-PRESET

X	Y	コマンド項目
6	E	HV-E-PRESET
5	D	SV, HV-RELEASE
6	B	ESP-CAL-ON

(*) Preset 時には SV-ON, HV-E-ON, HV-I-ON を兼用

G. プロット・コメント

		B_0	B_1	B_2	B_3	B_4	B_5	B_6	B_7
ESP (A)	項目	アキ	アキ	エネルギー 掃引モード		Ion HVレベル		Electron HVレベル	
	"00"				E1-mode	レベル 0	レベル 0		
	"01"				E2-mode	レベル 1	レベル 1		
	"10"				E3-mode	レベル 2	レベル 2		
	"11"				E4-mode	—	—		
ESP (B)	項目	アキ	アキ	アキ	アキ	Ion Discr. レベル		Electron Discr. レベル	
	"00"					レベル 0	レベル 0		
	"01"					レベル 1	レベル 1		
	"10"					レベル 2	レベル 2		
	"11"					レベル 3	レベル 3		

H. 外形図および重量

4.73 kg

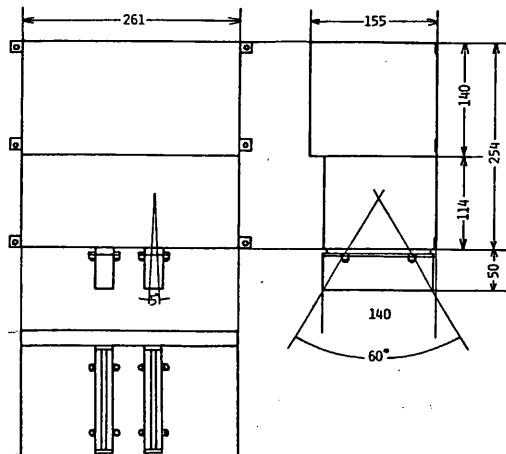


図6.
外形図

I. 消費電力

+5V : 126 mA (平均)

+12V : 219 mA (平均)

-12V : 133 mA (平均)

プラズマ波動観測装置(PWP)

大家 寛, 森岡 昭, 三宅 直, (東北大理), 明星電気

1. 序

MS-T5は、PLANET-Aに先行し、そのテストをかねて、打ち上げられるが、単なる技術テストだけではなく、ハレー彗星と太陽風との相互作用の謎を解くための観測を実施する。これは、また、電力条件の良い時には、惑星間空間のプラズマ状態をモニターすることも、そのミッションの一部となっていて、搭載される機器には

- i) プラズマ波動観測器
- ii) 太陽風観測器
- iii) 惑星間空間磁場観測器

である。これらの機器のうち特に、ここでは、プラズマ波動観測器について述べる。

2. 目的

彗星の尾には、良く知られているように、タイプIとタイプIIがある。このうち、タイプIIの尾は、微塵が太陽光圧を受けて、移動することに原因があることが判明しているが、タイプIの尾は、ガスが主成分で、太陽風に吹き流されて、生まれている。しかし、非常にうすいガスと、これまたうすい太陽風プラズマが、いっせいにどうしてメカニズムで相互作用しているのか、この点未解決の謎である。

ここで登場してくるのが、イオンと電子に分離した彗星の尾のガス、つまり、尾のプラズマと、太陽風との波動-粒子相互作用のメカニズムである。こうした点の解明には、プラズマ波動の観測が、粒子計測とともに不可欠である。

彗星の尾部で生じているメカニズムに加えて、太陽風そのもの、そして、その太陽風のふくすさぶ領域の構造、ここに飛来してくる、太陽高エネルギー粒子流の存在も、同時に明確にされなくてはならない。そのため磁場や、太陽風の観測とともに、それそればらばらにならなければ、帰や粒子の姿ではなく、一体の流体の様相つまり、粘性や熱伝導率のわかる形で、知る上でも、プラズマ波動観測が重要である。

3. 観測対象

以上の目的のために、計画されている波動の観測対象は、

1. 電子に関するプラズマ波動の電場成分

2. タイプⅢ形電波の電界成分
3. 感星間空間のホイッスラーモード波の一部
4. Bernstein Mode 波の電場成分
5. 感星間空間のホイッスラーモード波磁場成分

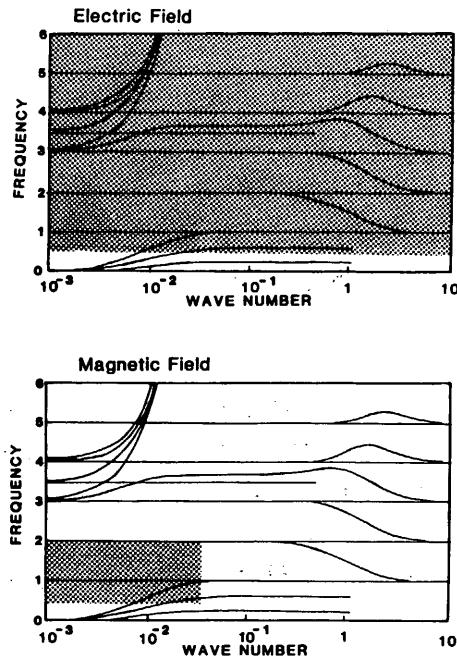
である。第1図に、電場(Electric Field)成分及び磁場(Magnetic Field)成分に対し、それぞれを周波数と波数の領域で示している陰影を入れた部分が、観測対象となる領域である。

ところで、惑星間空間では、電子ワイクロトロン周波数 f_c は、140 Hz (5±1に對し)から 560 Hz (20±1に對し)の範囲にある。一方、アラズマ周波数 f_p は、20 kHz ~ 40 kHz にあって、

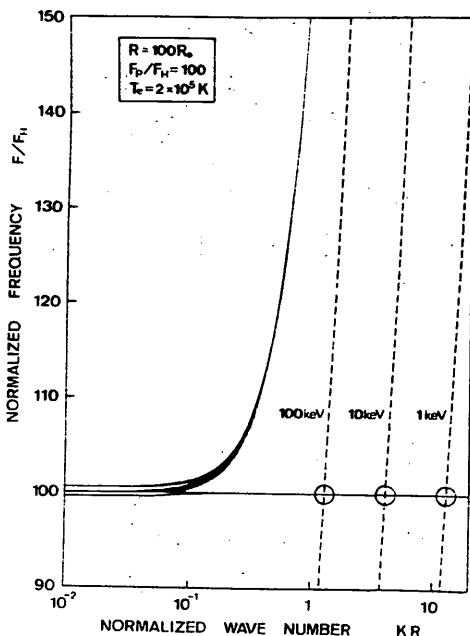
$30 < f_p/f_c < 300$ の範囲にある。つまり ω - k ダイヤグラムでは、第1図の状況よりは、むしろ、第2図に示す状況に近い。こうした状況の中で、まず

$$V = \omega_p/k \quad (1)$$

の条件を満たすようにアラズマ波動が $\omega \approx \omega_p$ で励起される。第2図では、三



第1図 電界(Electric Field)及び磁界(Magnetic Field)において観測対象としているアラズマ波動の領域。 ω - k 図上に陰影をほどこした部分が対象な領域とする



第2図 惑星間空間アラズマ中で起りうる ω - k 関係、太陽風中の粒子エネルギーを示す曲線と ω - k 図との交点で、波動を発生する(相対速度が問題で、太陽風全体の速度が一定の場合の速度ではない)。

種類のエネルギー粒子に対して、(1)式を満たす部分が小円で示されているが数keVの場合は、太陽風プロトンとの相互作用、100 keVの場合は、タイプIII形電波を生む。太陽高エネルギー電子との相互作用を示している。

なお、太陽風中の電子は数eVのエネルギーをもっているが、これらは、太陽風プラズマ中で Bernstein Mode 波を生んでいると考えられる。現在その存在が充分立証されていないので、このMS-T5観測では、電場と磁場の両者と厳密に測定し実証する必要がある。

4. センサー

以上の対象を観測するため、重要なのは、センサーの設計である。電場測定には、ダイポール型アンテナ、磁場測定には、ワーチコイルを用いるが、衛星全体の制限からも、極力、小型化し、軽量化が望まれる。この小型軽量化の結果、しかし、S/N の低いシステムとよっては、観測の質を悪くするため、最適の条件を求めるべく設計されることになる。

4.1) ダイポールアンテナ

電界センサーとしてのダイポールアンテナは、対象とする電場(電)強度として、

1) 飛翔体周辺のプラズマ

マ波動 $1\text{mV/m} \sim 10\text{mV/m}$

2) タイプIII型電波バー

スト $10\mu\text{V/m} \sim 1\text{mV/m}$

II) AKR 電波バー スト

$1\mu\text{V/m} \sim 100\mu\text{V/m}$

3) Bernstein Mode 波動

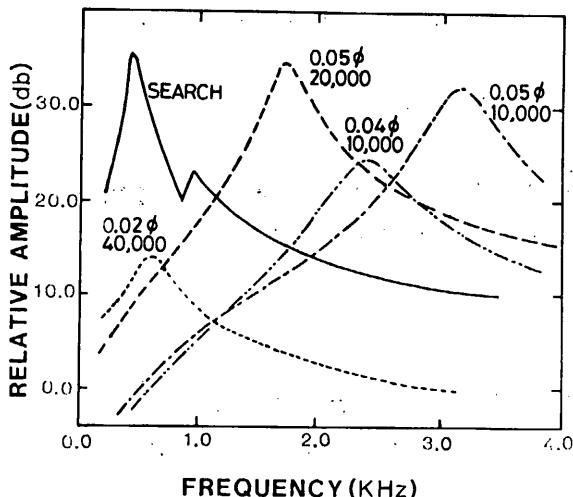
$100\mu\text{V/m} \sim 1\text{mV/m}$

が予想される。したがって片側

5m, Tip to Tip 10m にとれば、

Set Noise $1\mu\text{V}$ に対して、よ

ず充分な観測が可能になる。



第3図。ループアンテナの周波数特性、それぞれ
使用したねじの太さと、巻線回数を示す。Search
coil (SEARCH)のみ $0.02\phi 40,000$ 回と同じ条件
でウェライトコアを中心においている。

4.2) ループアンテナ

電界 1mV/m をもつ波動に対応する
磁場については、その密度が
 $33\mu\text{G}$ である。一方、磁場のじ
ウアット能率は常識的な大きさの
ループでは、能率は良くない。

たとえば、100 Hzにおいて、50 Hz巾で 1 つの強度をもつ磁界成分を考える時、1 m²の面積をもつ一回巻ループアンテナの発生し得る電圧は、わずか 30 μV である。同じ条件で、33 μT の磁場を検出するためには、33 万回の巻線が必要となる。

このように、低周波成分については、多数巻かれたコイル状センサーによつて、電圧検出が可能になるが、この場合には、熱離音電圧、 $\sqrt{4kTR}$ が、検出可能なレベルの下限、つまり Threshold を定める。いま、直径 2cm ～ 3cm の 10 万回巻ループアンテナでは、0.02 ～ 0.05 mm の程度の細い銅線を用いても、直流抵抗は、 $\sim 5 k\Omega$ の範囲になり、これまでの検討に使った、同じ例を用いてみると、200 K での熱離音は 22 mV である。つまり 3 mV 以下の磁界成分の観測は不可能となる。

第 3 図は、種々の条件に対して、設計したループアンテナの周波数特性であるが、100 Hz ～ 1 kHz の範囲では、等価面積の増大と、インダクタンスの増大をもたらす、フェライトコア付の Search コイルが、一応満足できる特性を示していて、このシステムに採用する。

5. システム

以上のセンサーに対応して電界・及び磁界の計測は、第 1 表に示すような観測システムにて実施する。すなわち

第 1 表
プラズマ波動検出装置の基本仕様

PLASMA WAVE DETECTORS

i) Electric Field

Sensors : Dipole 5m x2

Frequency Range

Sweep 4KHz-200KHz

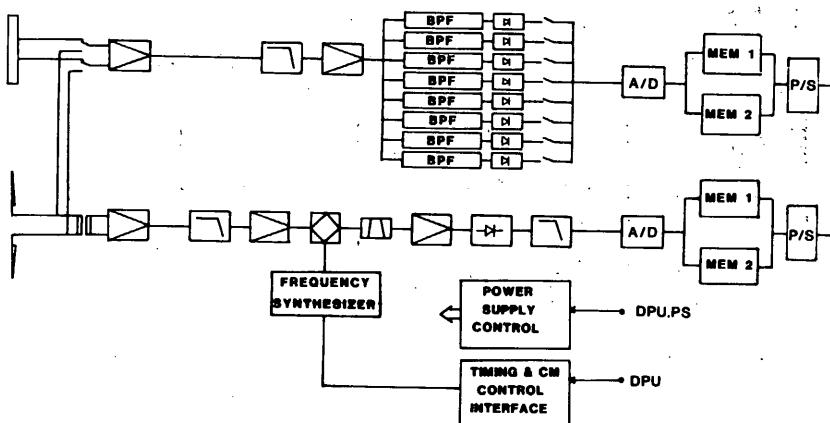
Multichannel 70Hz-3KHz (32channels)

ii) Magnetic Field

Sensors : Search Coil

Frequency Range

Multichannel 70Hz-3KHz (32channels)



第 4 図 プラズマ波動観測システムブロック図

BPF は Band Pass Filter、MEM は 記憶素子を示す

電場計測は、4 kHz ~ 200 kHz (LF)までの周波数掃引型スペクトル分析器と、70 Hz ~ 3 kHz (ELF)を32チャンネルにわけるマルチチャンネル分析器より成っている。また磁界成分は、同様のマルチチャンネル分析器のみを用いて計測する。

受信機系統のブロック図を第4図に示す。周波数掃引分析器においては、PLLシンセサイザを用いた局部

信号発生器により受信帯域(4 kHz ~ 200 kHz)を128ステップに分割し、4秒間で1掃引スペクトルが得られる。受信機の帯域巾は2 kHz、ダイナミックレンジはコマンドによるゲインコントロールにより80 dBとなっている。

マルチチャンネル分析器においては、帯域巾は中心周波数の15%($\Delta f/4 = 0.15$)となっており、ダイナミックレンジは、80 dBである。周波数掃引分析器、マルチチャンネル分析器とも、出力は12 bits のA/D 変換が行われ、デジタル部において対数圧縮が行なわれる。このデータは2つ記憶素子に振り分けられ、データ伝送のフォーマットに応じて、8ビットデータ、または4ビットデータとしてDPUに読み込まれる。

システムの重量は、第二表に示すようになり、全重量は5.16 kgとなっている。

6. データ伝送およびコマンド

6.1 データ伝送

PWP のデータは次の3つのデータフォーマットで伝送される。

データフォーマット	ELF	LF
モード 8	W ₃₂ ~ W ₄₇	W ₄₈ ~ W ₆₃
モード 9	W ₃₂ ~ W ₄₇	W ₄₈ ~ W ₇₉
モード A	W ₃₂ ~ W ₄₇	W ₄₈ ~ W ₇₉

6.2 ディスクリートコマンド

PWP のディスクリートコマンド項目は以下の通りである。

項目	コマンド名	内 容
9-B	ANTDRIVE START	アンテナドライブ開始

第2表 観測器システムの重量

WEIGHT

Dipole Antenna (5m x 2)	2.56kg
Search Coil	0.33kg
Electronics	2.27kg
Total	5.16kg

9-E	ANT DRIVE STOP	アンテナドライブ停止
8-B	PWP - LF - ON	LF観測モードON
9-B	PWP - ELF - ON	ELF観測モードON
8-C	PWP - OFF	PWPの電源OFF
A-B	PWP-CAL - ON	PWP CALモード
A-C	PWP-CAL - OFF	PWP観測モード
A-D	PLL-CAL - ON	PLL CALモード
A-E	PLL-CAL - OFF	PLL 計測モード

6.3. ブロックコマンド

PWP は 2 項目のブロックコマンドをもち、それぞれダイオールアンテナ伸展制御およびPWP-GAIN/BAND の制御が行なわれる。

(a) ブロックコマンド ANT (アンテナ制御)

項目	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
	DRIVE STAND -BY	ANT SELECT	DRIVE MODE	MONITOR	-	-	-	-
'1'	ON	ON	ON	EXT	ON	-	-	-
'0'	OFF	OFF	OFF	RET	OFF	-	-	-

(b) ブロックコマンド PWP (受信システム制御)

項目	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
	DATA FORMAT	BAND CONTROL		ELF	LF	ELF	LF	ELF
	B1	B2	BAND	GAIN	GAIN	MEMORY	MEMORY	RX
'1'	4bit	00	FULL BAND	H	H	II	II	DIPOLE
'0'	8bit	10	BAND I	L	L	I	I	LOOP
		01	BAND II					
		11	BAND III					

7. おわりに

以上、MS-T5・プラズマ波動観測の目的・対象・観測システムを述べたが、PWPのミッションは次のように

- i) 太陽風・プラズマ中でのプラズマ波動を波動粒子相互作用に焦点を置いて観測する。
- ii) ハレー彗星と太陽風との相互作用を波動の立場から明らかにし、粘性や等価衝突の出現する様相を調べる

特に ii) の点は、彗星の尾がいかに生成されているかを明確にする点においても重要で、こうした目的を達成するためにも、是非、MS-T5 は彗星の尾部と会合させたいものである。

MS-T5における太陽風プラズマの観測

小山孝一郎 平尾邦雄 大泉寛

宇宙科学研究所

東北大学理学部

1. はじめに

1985年1月に打ち上げられる予定のMS-T5は日本としては初めて惑星間空間に飛び出し一年をかけて太陽を一周したのち、1986年2月末に黄道面より下方からやってくるHalley彗星に最も近い位置（約0.1天文単位）に到達する。MS-T5は工学的な試験衛星とはいえ、惑星間空間磁場測定器、波動（電場および磁場成分）および太陽風プラズマ観測器（イオニン密度、バルフ速度）の3つを搭載しており、惑星間空間における現象の研究のための基本的なパラメータはそろう事にする。科学側からみた本衛星の主なる目的は、Halley彗星をめざしてHalley彗星の近くに集まるヨーロッパ諸国（Giotto）の連のVenera HalleyおよびMS-T5に統合して半年後に打ち上げられるPlanet-A衛星と共に、Halley彗星近辺での太陽風プラズマの同時観測を行う事である。

2. イオニンのバルフ速度および密度測定

イオニンの計測は普通いわゆる微分型および積分型の2つの測定器によって行われるが、MS-T5より半年遅れて打ち上げられるPlanet-Aには微分型の静電アドライサーが搭載されMS-T5には積分型のRetarding Potential Trapが搭載されることになった。

Retarding Potential Trapによる測定で問題となるのは太陽光による電極表面からの二次電子である。電極表面からの二次電子による電流は極めて大きっぽい $\sim 10^9 \text{ A/cm}^2$ で一方でビームのバルフ速度 $v = 500 \text{ km/s}$ 、イオニン密度 $N_i = 5 \times 10^6 \text{ cm}^{-3}$ Retarding Potential Analyzerのコレクタ面積 $S = 10^{-2} \text{ m}^2$ とすると、コレクタに流れたいオニン電流 $i = e \cdot n_i \cdot v \cdot S \approx 4 \times 10^9 \text{ A}$ となりこの電流値は上記二次電子電流と同じ程度あるいは、二次電子電流より小さくすう。従ってDC的に太陽風プラズマ中のイオニンを計測することは困難で、Retarding Potential Trapにはいつもくるイオニンに対して何らかの識別を行つ事によって測定を可能にする必要がある。

過去に試みられた方法は、図1に示すようにオズグリッドに例えれば0からある電圧までStep wiseに瞬間に変化する矩形波を印加する。

例えばイオンのバルク速度が800km (約3.7keVのエネルギーに相当する) でかつ、オズグリッドに印加した電圧が1.85kVとするときコレクターが太陽方向を向いている時イオンはオズグリッドに印加した電圧に関係なくコレクターに到達する。Retarding Potential Trapが衛星のスピンと共に回転し、太陽風プラズマでのバルク速度方向とRetarding Potential Trapの電極面に立てた法線との角度をもつたときTrapのコレクター板に垂直な方向のイオンのバルク速度成分は、800km/秒とする。この速度は1.85kVのイオンエネルギーに相当する。

まわりのイオンは従ってTrapと太陽風プラズマ流との角度が45°に満たない瞬間にからTrapに印加した1.85kVの電圧によってさえぎられはじめる事にある。即ち Retarding Potential Trapが太陽方向と45°以内の角度を有する時はコレクターには直線的のイオン電流と二次電子電流の加わった電流が流れ、Trapと太陽方向とのすす角が45°を越えた瞬間にからパルス的にChopされたイオン電流と二次電子電流の加わった電流が流れはじめる事にある。従ってコレクターに流れ込んだDC電流の中からAC成分だけを取り出せば、二次電子電流の影響を防ぐ事ができる。上記の事よりコレクターに変調されたイオン電流が現れはじめる。太陽方向とRetarding Potential Trapのコレクターに立てた法線とのすす角からイオンのバルク速度、コレクターに流れ込んだ電流の大きさからイオン密度が計算できる。

実際の Retarding Potential Analyzer の構成は図1に示されるように、衛星の

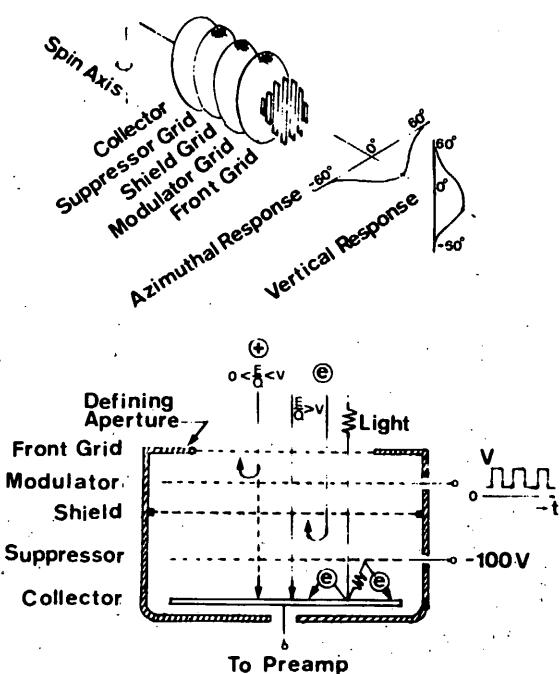


図1. 太陽風アラスマイオン密度、バルク速度測定のためのRetarding Potential Trap

壁と同電位のオ1グリッド、イオンを変調するオスグリッド、パルス的に変化する高圧のコレクターへのもれ込みを防ぐためのシールド板としてオ3グリッド、コレクターからの二次電子を抑え、かつオスグリッドからの高圧のもれ込みをオ3グリッドと共に行うオ4グリッドおよびイオン電流を集めるためのコレクターよりなる。

3. 測定法に伴う問題点

原理的には上記測定法によってイオンのバルク速度、密度が計測されねわけであるが、実際の計測を行うまでにはいくつかの問題を解決しなければならぬ。そのオ1は、前述のように微小電流を計測するアンプのS/Nの問題であり4枚のコレクターの透過率を考えると（現在使用しているメッシュの透過率は70%）アンプの測定電流の下限として $10^{-12}A$ を測定できる事が望ましい。更に2番目の大きな問題は、オ2グリッドに印加するパルス的な高圧のコレクターへのもれ込みである。 $10^{-12}A$ を入力抵抗 $10M\Omega$ の抵抗の両端に現われる電圧降下分 $10\mu V$ を検出しようとする。イオンの計測のためにオスグリッドに $1KV$ の電圧が印加されると、コレクター電極には必ずコレクター対アースおよびオ2グリッドとコレクター間の浮遊容量で分圧されるようす電圧が誘起される。コレクター・アース間の浮遊容量を $10PF$ に抑えられるとして（これは、現在の測定器のスペースを考えると可能な限りの値である）コレクターに生じる高圧成分を入力信号の $10\mu V$ 程度に抑えるためにはコレクターとグリッド間の容量を $10^{-3}PF$ に抑える必要がある。この事はセンサーの構造はもちろんのこと、センサーを構成する材質の選択にも充分な注意を払わねばならない事を意味する。3番目の問題は、高圧電源の安定度および波形の良質化の問題である。現在、パルス的に $1KV$ 立上がりを瞬間から最終値に立ちつくまでの値の差は約 $40V$ である。この事は今まで述べてきた原理によればイオンの温度を測る事とは不可能であることを意味する。しかし、イオンのバルク速度の測定は、わずかに4%のあいまいさを有するだけで充分であるが、将来を考えてより良質な高圧波形を作る努力がなされている。高圧電圧に関するもう一つの問題は小型化という事である。しかしながら入力impedance $10M\Omega$ 、入力容量を $10PF$ とすると電流検出のためのアンプの周波数特性はこれら2つのパラメータによって一義的に約 $1KHz$ までと決まってしまう。従って周波数をあげる事によって高圧電源の小型化、軽量化をはかることは不可能と結論し、現在は高圧源、発生に用いられているコアーより良質なものへ変えようとの試みがなされている。上記3つの問題点のうちオ1番目については図2に示すような回路によってアンプ単体としては入力電流 $10^{-12}A$ を測定できる目途がたつ。オ2番目の問題については約 $1KV$ の電圧に対して図1のようす Retarding Potential Analyzer の構成で $10^{-11}A$ まではなんとか測定できる見通しとなった。今

では更にもう一枚グリッドを少やすこしによって現在の $1/3$ 程度にもれ込みを少なくするこができる。

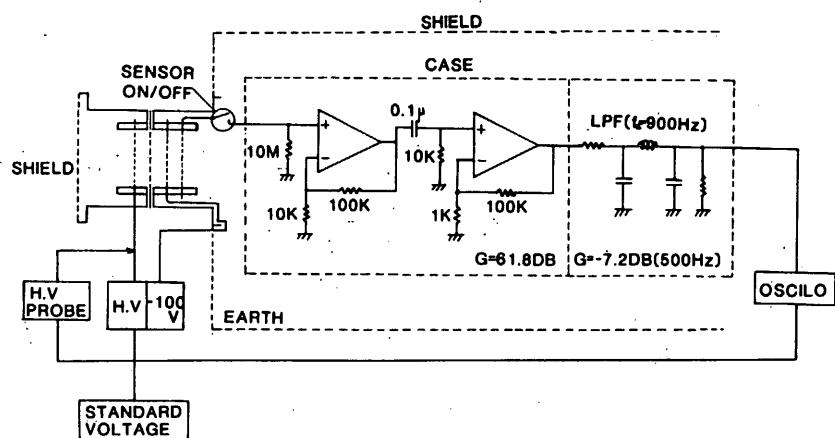


図2 試験的に作った測定器の回路

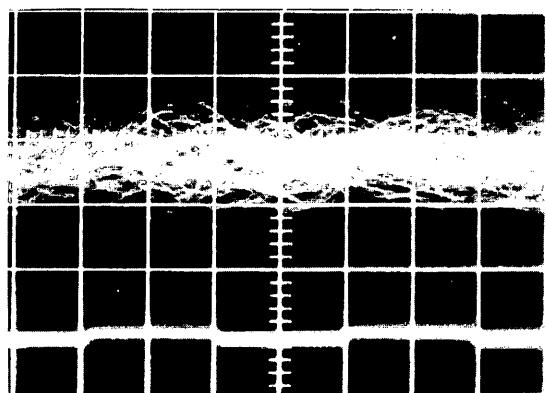


図3 図2の回路におけるアンプの出力波形。雑音の大きさを測定したもの。縦軸のスケールは $1 \text{ div} = 2 \times 10^{-12} \mu\text{A}$ に相当する。従って図2のアンプの雑音は最大 $3.5 \times 10^{-12} \mu\text{A}$ である。この値はプリアンプのバンド幅を 500 Hz とした時の $10 \text{ M}\Omega$ の熱雑音とほぼ等価である。横軸のスケールは 0.5 msec/div

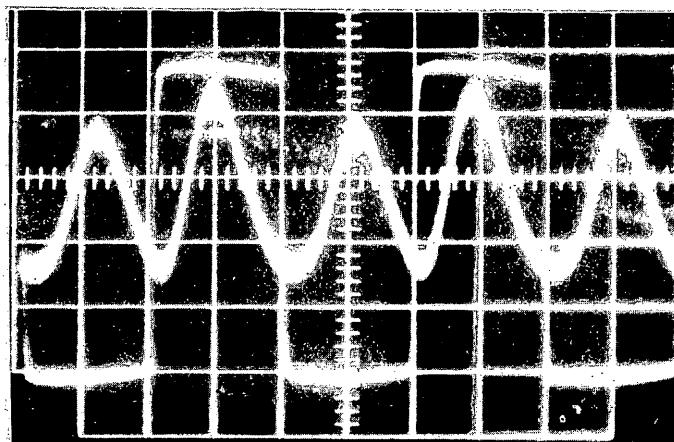


図4 アリアンニアにセンサーを接続しセンサーのオ2グリッドに約950Vを印加した時のコレクターへのもれ込みを調べたもの。矩形波がオ2グリッドに印加した高圧で縦軸のスケールは200V/div. 正弦波的に変化している信号がオ2図に示されたアリアンニアの出力で100mV/divである。図3にくらべて約6~7倍振幅が大きくなる。これは、G2に約950Vを印加すると全体のシステムとして測定できる最少電流は約 2×10^{-11} Aとなる。横軸のスケールは図3と同じ。

4. 測定モード

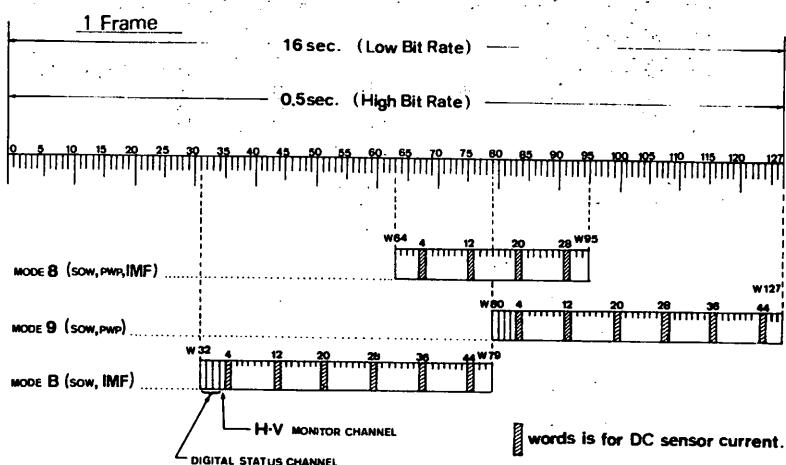


図5 太陽風プラズマ測定器に手入られたテレメータのフレーム数

実際にMS-T5が惑星間空間へ飛び出しても測定は、衛星の1 spinの間オ2グリッドの電圧を固定する。従って1 spin終る毎に太陽風グラズマのバルク速度および密度の測定ができる。オ2グリッドの電圧は数百Vから約1.5kVまでの間、地上からのコマンドによって変化できる。図5に示すように太陽風グラズマ測定には同時に3つの測定器に供給するにため充分な電力が得られない時のために、二つの測定器のみを動作できるモードの場合48ワード、同時に三つの測定器を動作できる時には32ワードが与えられて113。二つうち最初の3ワードは高圧電源、測定器の状態を知らせるために使われ、オ4番目のワードは高圧電源のモニターである。その後8ワード毎にコレクターに流れ込む直流電流（前述のようにその大部分が二次電子電流の可能性がある）を計測し、Retarding Potential Trapの方向性に関する情報を得る。

5. Command等

Spin rate 6 r.p.m. (1 Frame=16 sec.)

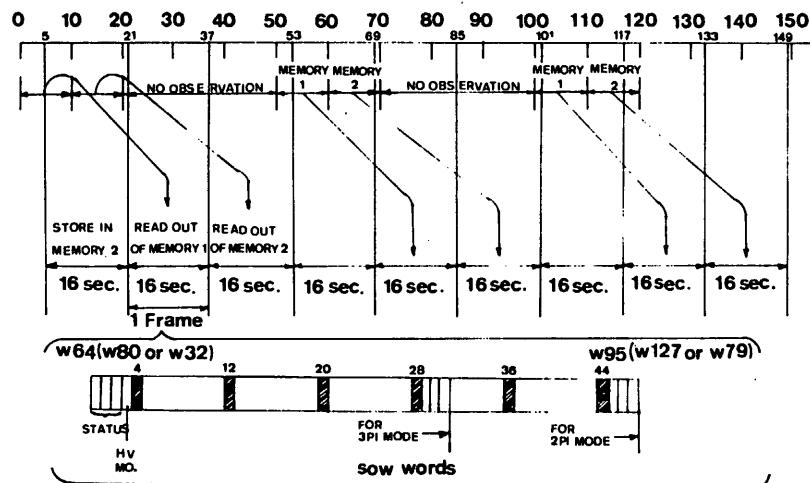


図6. Low bit rate時のデータをはき出しのためのテレメータ
データフォーマット。衛星スピニレート10秒を仮定した。

打ち上げ初期、テレメータ電波が充分に強くHigh bit rateで衛星からの信号が送られてくる間はReal timeに測定データの伝送を行う事ができるが、打ち上げ後、約2ヶ月で3PIと当初1 Frame 0.5秒のHigh bit rate伝送は、1 Frame 16秒のLow bit rate伝送モードに切り換えられる。Spin周期はほぼ10秒と

予定されてはいるので、1 Frame 16秒に分配されたデータは Real time で地球に送るにはさきない。これを解決するためには、太陽風プラズマ測定器は2つのメモリーをもち一方のメモリーがデータを書き出している間、一方のメモリーに観測データを書き込む方式が考案された(図6)。10秒間に得られたデータを16秒間では書き出すことから原理的に測定を行えない時間がある。

6. プロトタイプの完成

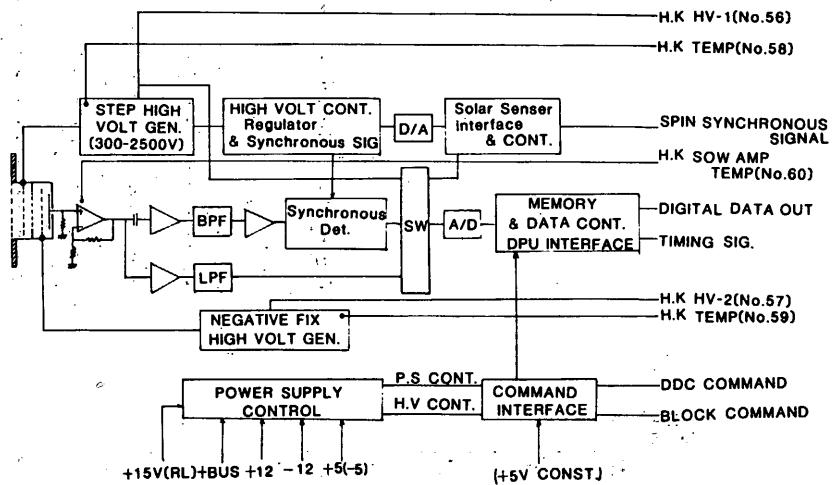


図7 最終的に設計、製作された太陽風プラズマ測定器の回路

前述したように深刻と思われるいくつかの問題をほぼ解決したのち設計された測定器のブロック図が図7に示されている。プロトタイプヒファイトタイプはセンサー構造の改良を除いてほぼ同じである。コレクターによって検出されたイオン電流はアリニア化によって検出された後、同期検波回路によって増幅され A/D 変換されて High bit rate 時にあれば直接エンコーダへは書き出され、Low bit rate 時には Memory を介しては書き出される。惑星間空間に飛び出すのは日本としてはじめての試みなので A.C. D.C. アンプ共に Amp Gain の設定ミスを避けるため入力抵抗を 1M, 10M に切り換える。かつ Amp Gain を 2 段階に亘って切り換えるようにした。更に一つのモードにおいてこのダイナミックレンジは約 70 dB である。オペアンプに印加する電圧は 1 spin の間固定されながら、地上から Command をうなぎ限り同じ電圧に固定されてはいるモードと 1 spin 毎に Step wise に電圧が自動的に増加していくモードがある。更に Spin wise に電圧を変化させていくモードと、ある電圧範囲だけ細かく変化させ

でいくモードを有する。Table 1, 2に各種の Command および Status をまとめ
る。

SOW BC-(A)																	
BC-E																	
ITEMS	COMMAND SELECT	B ₀		B ₁		B ₂		B ₃		B ₄		B ₅		B ₆		B ₇	
		1	—	—	—	HIGH VOLTAGE STEP MODE		HIGH VOLTAGE CONTROL									
		0	—	—	—	FIX	FIN	0	H V	B ₄	B ₅	B ₆	B ₇	—	—	—	—
1	1	—	—	—	—	1	—	0	0	0	0	0	0	—	—	—	—
0	0	—	—	—	—	2	—	0	0	0	1	—	0	—	—	—	—
						3	—	0	0	0	1	1	1	—	—	—	—
						4	—	0	1	0	—	0	0	—	—	—	—
						5	—	0	1	—	0	—	1	—	—	—	—
						6	—	0	1	—	1	1	0	—	—	—	—
						7	—	0	1	—	1	1	1	—	—	—	—
						8	—	1	0	—	0	0	0	—	—	—	—
						9	—	1	0	—	0	—	1	—	—	—	—
						A	—	1	0	—	1	0	0	—	—	—	—
						B	—	1	0	—	1	1	1	—	—	—	—
						C	—	1	1	—	0	—	0	—	—	—	—
						D	—	1	1	—	0	—	1	—	—	—	—
						E	—	1	1	—	1	—	0	—	—	—	—
						F	—	1	1	—	1	1	1	—	—	—	—

SOW BC-(B)																	
BC-E																	
ITEMS	COMMAND SELECT	B ₀		B ₁		B ₂		B ₃		B ₄		B ₅		B ₆		B ₇	
		0	—	—	—	CAL	MES	DC SENS	DC GAIN	AC SENS	AC GAIN	—	—	—	—	—	—
		0	—	—	—	CAL	MES	L	H	L	H	—	—	—	—	—	—

Table 1 Block Command (高圧制御用) B₀=1 が立った時に高圧電源のコントロールが行われる。B₀=0 が立った時には、測定 Gain, Cal mode, control にする。

SOW STATUS WORD

DATA MODE STATUS WORD	MODE 8 SOW,IMP,PWP	MODE 9 SOW,IMP	MODE B SOW,PWP
STATUS WORD 0	W ₆₄	W ₆₀	W ₃₂
STATUS WORD 1	W ₆₅	W ₆₁	W ₃₃
STATUS WORD 2	W ₆₆	W ₆₂	W ₃₄
STATUS WORD 3	W ₆₇	W ₆₃	W ₃₅

Table 2 (a) 3つの観測モードにおけるステータスワード

SOW STATUS (N)

Frame Word	Check Bit	Check Items	Bit Identification	
			"1"	"0"
W64 (W80)	B ₀	SYNCLO SIG	1	0
	B ₁			
	B ₂	H.V STEP MODE	FIX	STEP
	B ₃		FIN	NOR
(W32)	B ₄		NO	B ₄ B ₅ B ₆ B ₇
	B ₅		0 0 0 0 0	
	B ₆	H.V STEP V CONTROL	1 0 0 0 1	
	B ₇		2 0 0 1 0	
			3 0 0 1 1	
			4 0 1 0 0	
			5 0 1 0 1	
			6 0 1 1 0	
			7 0 1 1 1	
			8 1 0 0 0	
			9 1 0 0 1	
			A 1 0 1 0	
			B 1 0 1 1	
			C 1 1 0 0	
			D 1 1 0 1	
			E 1 1 1 0	
			F 1 1 1 1	

SOW STATUS (N+1)

Frame Word	Check Bit	Check Items	Bit Identification	
			"1"	"0"
W65 (W81)	B ₀	MEMORY READ	I	—
	B ₁	MEMORY READ	II	—
	B ₂	STATUS CAL/MES	CAL	MES
	B ₃	STATUS SENS	H	L
	B ₄	B.C ANS CAL/MES	CAL	MES
	B ₅	B.C ANS DC GAIN	H	L
	B ₆	B.C ANS AC SENS	H	L
	B ₇	B.C ANS AC GAIN	H	L

Table 2 (b) 3つの観測モードにおけるステータスワードの内容

2. おわりに

上に述べたように、MS-T5に搭載される予定の太陽風プラズマ観測器はほぼ基本的に困難と思われる技術的問題を解決したと思われる。しかしながら、アロトタイプは我々に許された1.7kgの重量を越えて2.05kgとなった。フライイトモデルにありてこの過剰な重量をへらす事が大きな問題となり、既に重量軽減の努力がなされはじめている。

MS-T5は工学的な試験衛星とはいえ、太陽風プラズマ中のイオン密度、プラズマバルク速度、惑星間空間磁場、およびプラズマ波動の測定を同時に行い、惑星間空間でのプラズマのふるまいを研究するための必要最少限のパラメータは手にいれることができる。MS-T5と同じように3つの地球物理パラ

X-1を同時に測定した米国初の太陽風プラズマ観測衛星 Explorer 10が発射され、実に25年後に日本で同じような計測を行うわけであるが、MS-T5における科学目的のオ1を Giotto, Venera Halley等との太陽風プラズマの同時観測にあく事に至る。

万が一 Halley comet の tail に MS-T5 を投入する事ができれば、MS-T5 によって得られる成果はおどろくべきものと至る。

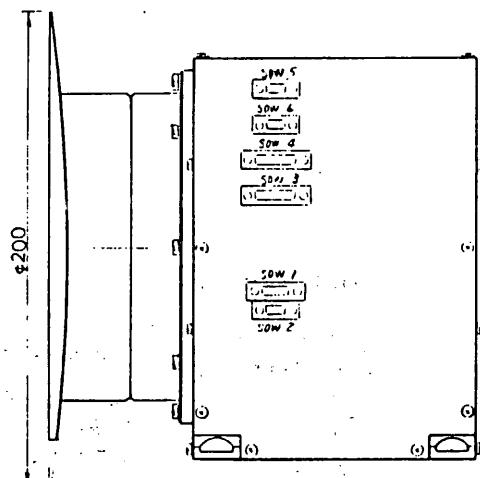
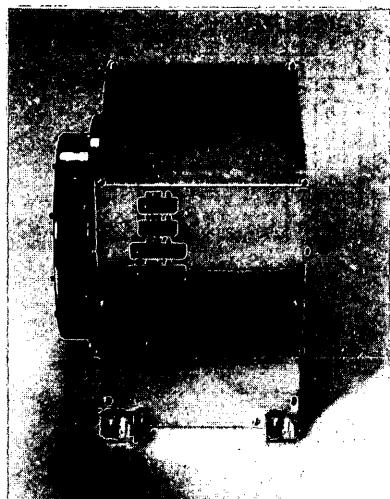


図8a 太陽風プラズマ観測器の側面図

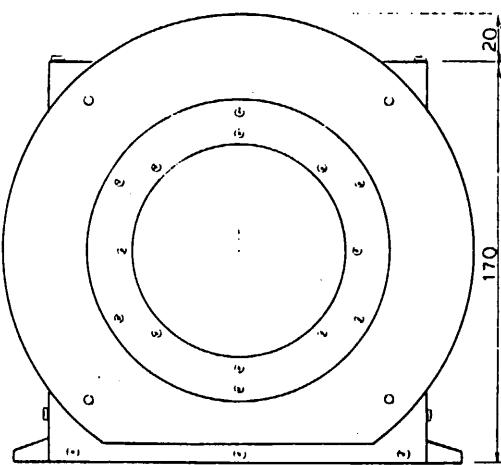


図8b 太陽風プラズマ観測器の正面図

惑星間磁場観測装置 (IMF)

斎藤尚生・湯元清文(東北大理)
 須戸正弘(東北工大)
 青山巖・遠山文雄(東海大工)
 国分征(東大理)
 福西浩(極地研)
 西田篤弘(宇宙研)
 東北金属K.K.
 明星電気K.K.

1) 研究目的

MS-T5による惑星間空間磁場($IMF \leq 10nT$)計測においては、主として次の2項目について研究を行う計画である。

- IMFの動力学的な変化に伴う地球磁気圏内の電磁気的な擾乱現象に深く関与する太陽風-地球磁気圏結合系機構の知見を得るために、太陽磁気圏の巨視的な三次元構造を明らかにする。
- 惑星間空間で発生している大振巾($\sim 10nT$)で周波数 $1Hz$ 以下の磁気流体(HM)波の発生・伝播機構の解明及び磁力線凍結条件の破れた領域での HM 波の理論確立及び観測による検証を行う。

これら2項目の他に、MS-T5の軌道によっては Halley 彗星のプラズマの尾に形成されていることが予想されている彗星磁気圏($\gtrsim 100nT$)の *in situ*な検証及び、磁気圏尾の形成機構を解明することも研究目的の1つとして計画されている。

2) 研究内容

Ring-core 磁力計を用い、オ1表に示されるデータ出力形式でもって、IMF の三

オ1表

測定範囲	感 度		TM Bit Rate	Sampling Rate	
	出 力	分 解 能		Format-8	Format-A & -B
$\pm 64nT$ (Narrow)	12bit (high gain)	0.03125nT/LSB	h.b.r. (2048bps)	1/8 sec	1/16 sec
			l.b.r. (64bps)	4 sec	2 sec
	8bit (low gain)	0.5nT/LSB	h.b.r.	1/16sec	1/32 sec
			l.b.r.	2 sec	1 sec
$\pm 128nT$ (Wide)	12bit (high gain)	0.0625nT/LSB	h.b.r. (2048bps)	1/8 sec	1/16 sec
			l.b.r. (64bps)	4 sec	2 sec
	8bit (low gain)	1.0nT/LSB	h.b.r.	1/16sec	1/32 sec
			l.b.r.	2 sec	1 sec

次元磁場構造及び微小磁場変化の測定を行う。

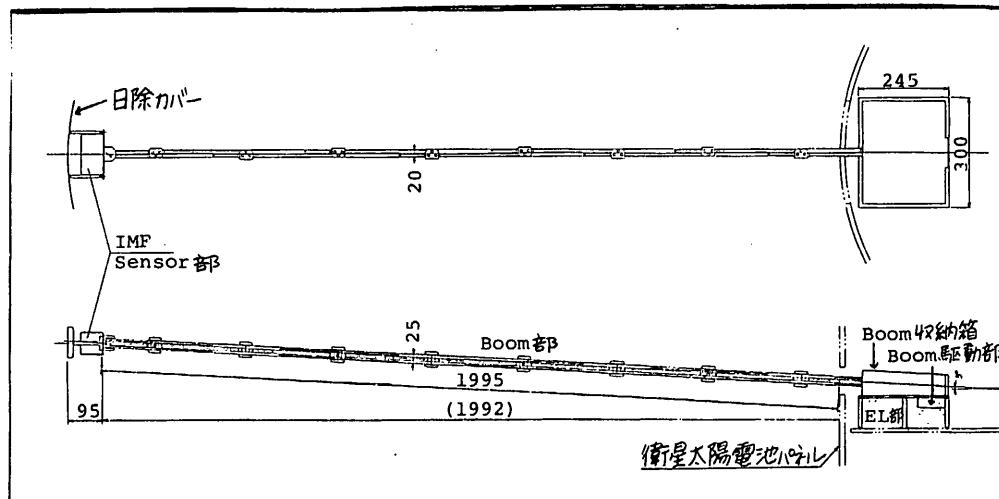
MS-T5が打ち上げられた後の数ヶ月間の high bit rate でデータ伝送がなされる時は、主に 0.03125nT/LSB の高感度で sampling rate 1/8 or 1/16秒の出力データを用い、太陽風磁場中の 1Hz 以下の大振巾 HM 波に焦点を置いた計測を行う。又、 PWP, SOW のプラズマ波動及び粒子計測との比較検討することにより、 HM 波による粒子の加熱及び大振巾 HM 波の形成理論の研究を行う。地球より離れた遠方に MS-T5 が達して low bit rate でデータ伝送される時は、主に感度 0.5nT/LSB's.R.2 or 1 秒値のデータを用い、 27 日回帰性を伴う様な太陽磁気圏の巨視的な構造変化の研究を行う。又、打ち上げ時期の太陽活動度減小期に起こることが予想されている Heliomagnetic excursion に伴う太陽磁気圏の中性面電流の巨視的な動き等の検証を行う。

3) リングコア磁力計の外形、重量及び消費電力

IMF の計器はオ 1 図に示される如く、 Sensor 部・ Boom 部及び EL 部の 3 部から成っている。

i) Sensor 部： 直径 1 inch の Ring core を用いた Sensor が、 IMF 3 成分を計測できる為に、お互いに直交する様に組み立てられている。 Sensor 部形状寸法は 60mm × 60mm × 110mm の大きさで、 重量僅か 230g と軽量化されている。 Sensor の座標軸は、 飛翔体本体の spin 軸平行方向を z 軸、 spin 回転方向を y 軸、そして、 ブーム伸展方向の yz 軸に直角な方向を x 軸と定義している。

ii) Boom 部： Al で作られたパンタグラフ方式の全伸展長 2m の Boom で、 Boom 伸展速度はおよそ 2.7cm/sec である。 Boom 駆動モータ・ 収納ケース (245mm × 300mm × 70mm) 及び sensor cable (75g) を含んだ Boom 部重量は 2.64Kg 以下である。



オ 1 図

iii) Electronics部: fluxgate 磁力計を基本とする Analog 系と、データ伝送及び command 操作の為の Digital 系から成っている。EL 部形状寸法は 245mmx300mmx75mm の大きさで、重量 2.38Kg である。

観測時にあける IMF の指定された消費電力は 4.3W である。PM 単体試験における消費電力は以下の通り 3.8W であるが、FM 時には 4.0W 前後の消費電力を予定している。ブーム伸展時は 20V バスラインが 0.6W 増になる予定である。

消費電力

電力ライン	消費電力	電力	総重量
20V バスライン	1 mA 以下	20mW 以下	Sensor 部 0.23Kg
+5V ライン	3.8mA	19mW	Boom 部 2.64Kg
-5V ライン	1 mA 以下	5mW 以下	EL 部 2.38Kg
+12V ライン	164 mA	1967mW	合計 5.25Kg
-12V ライン	148 mA	1776mW	
+15V ライン	1 mA 以下	15mW 以下	
		合計 3.8W	

4) IMF 計器の動作

IMF の動作の基本的な部分に関するブロック図を 図2 図に示す。Ring-core sensor によって検出された IMF 3 成分は Basic magnetometer で増幅された analog 出力は 図1 表に示される分解能及び sampling rate でモーティ A/D 変換され DPU 側に送られる。一方、analog 出力 3 成分は、Format-8 の TM 形式のとき、1 data (x=W₁₂₁, y=W₁₂₂, z=W₁₂₃) / 1 frame の割合で status monitor として DPU に取り込まれる。IMF の

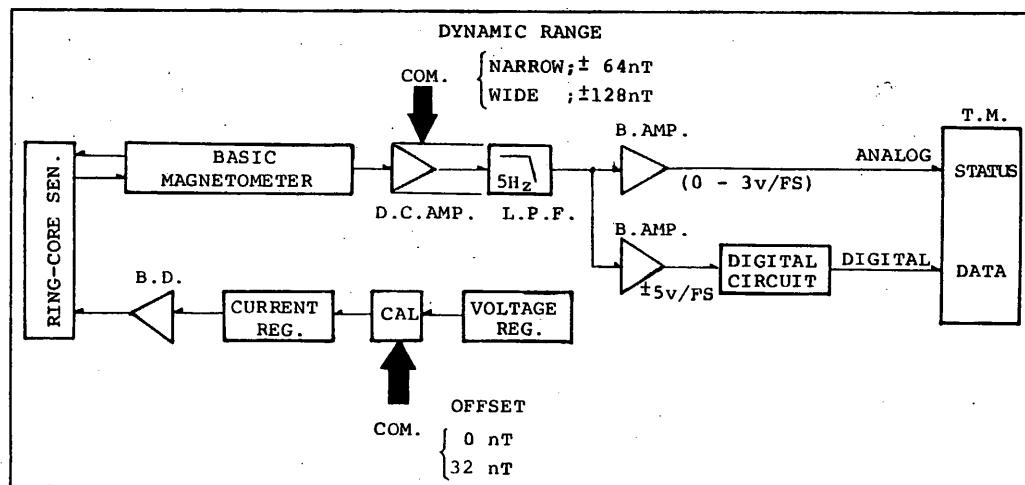


図2 図 BLOCK DIAGRAM OF RING-CORE MAGNETOMETER INSTALLED ON MS-T5

測定範囲は $\pm 64\text{nT}$ の narrow range と $\pm 128\text{nT}$ の wide range の 2 段で command によって切替える。感度検定用電流を安定化し、飛翔体本体の持つ DC 的な残留磁気によるオフセットを各成分別々に一方向に 32nT 強制的に打ち消す操作を command によって行う。磁場計測の感度及び Sampling time の切換は Gain high/low 切換の command で行われる。

5) Status monitor

1 frame のうち w_{16} を使用して、IMF 電源(On/Off), MAST STAND BY(On/Off), 測定 RANGE(Wide/Narrow), 出力 GAIN(High/Low), X-, Y-, および Z-CAL(On/Off) の状態をオ 2 表の如く常にモニターする。又、IMF 計器の Basic Magnetometer の (X, Y, Z) 出力は $0\sim+3\text{V}$ の analog 電圧として DPU に送り出され、Format-8 の $w_{121}\sim w_{123}$ を用いて毎 frame 毎に 1 data の割合でモニターされる。IMF の 2m Boom 伸展時には、更に Format-8 の w_{124} 及び w_{127} を用い、MAST LOCK (Lock/Release), MAST DRIVE(Start/Stop), MAST MONITOR(Full Extension), MAST DRIVE-VOLTAGE(V) 及び MAST LENGTH(m) の状態を確認しながら Boom の伸展が行える。

6) Command

IMF の command の名称、用途 及び TM による制御確認項目をオ 3 表に示す。

7) House Keeping

IMF の H.K. としてはオ 4 表の如く 2 項目ある。

8) MD Connector

衛星に取付けられた MD-1 connector に IMF より信号を出し、衛星外の checker に接続し、飛翔前の動作試験及び確認を行う。No.26-29 の出力は IMF 計器の正常動作確認の為 analog 電圧値である。又、No.34 と 35 ピンは飛

オ 2 表 IMF Status monitor

項目		FRAME	WORD	BIT 対応
IMF	ON OF	F2n+1	W16	B4 1 = ON 0 = OF
MASTSTBY	ON OF	F2n+1	W16	B5 1 = ON 0 = OF
RANGE	WID NAW	F2n+1	W16	B6 1 = WID 0 = NAW
GAIN	HIGH LOW	F2n+1	W16	B7 1 = HIGH 0 = LOW
X-CAL	ON OF	F2n	W16	B5 1 = ON 0 = OF
Y-CAL	ON OF	F2n	W16	B6 1 = ON 0 = OF
Z-CAL	ON OF	F2n	W16	B7 1 = ON 0 = OF
AX	11111111	Fn	W121	2進出力 or 0~3V Analog 電圧値
AY	11111111	Fn	W122	2進出力 or 0~3V Analog 電圧値
AZ	11111111	Fn	W123	2進出力 or 0~3V Analog 電圧値
MAST LOCK	LCK RLS	Fn	W124	B5 1 = LCK 0 = RLS
MAST DRIVE	STA STP	Fn	W124	B6 1 = STA 0 = STP
MAST MONITOR	FEP bbb	Fn	W124	B7 1 = FEP 0 = bbb
MAST DRV-VOLT	9.999 (V)	F2n	W127	Analog 電圧値
MAST LENGTH	9.9 (m)	F2n+1	W127	Analog 電圧値を表す に換算

羽前の Boom 伸展試験後の Boom 収納駆動電圧を印加する所である。

オ3表 コマンド項目と制御

種別	項目No. X Y	コマンド名称	用 途	テレメータによる 制御確認項目	備考
	8 8	IMF-ON	電源 ON	$F_{2n+1}W_{16}B_4 "1"$	
	8 9	IMF-OFF	電源 OFF	$F_{2n+1}W_{16}B_4 "0"$	
	8 A	MAST-DRV STBY-ON	MAST 伸展用電源 ON	$F_{2n+1}W_{16}B_5 "1"$	
	9 8	MAST-DRV-START	MAST 伸展開始	$F_nW_{124}B_6 "1"$	Format- 8
	9 9	MAST-DRV-STOP STBY-OFF	MAST 伸展停止	$F_nW_{124}B_6 "0"$ $F_{2n+1}W_{16}B_5 "0"$	Format- 8
	9 A	GAIN-HIGH	0.03125nT or 0.0625nT/LSB	$F_{2n+1}W_{16}B_7 "1"$	
	A 8	RANGE-NARROW	$\pm 64nT$	$F_{2n+1}W_{16}B_6 "1"$	
	A 9	RANGE-WIDE CAL-OFF	$\pm 128nT$ 及びバイアス補正 OFF	$F_{2n+1}W_{16}B_6 "0"$ $F_{2n}W_{16}B_5 "0"$	
	A A	GAIN-LOW	0.5nT or 1.0nT/LSB	$F_{2n+1}W_{16}B_7 "0"$	
	B 8	X CAL-ON	X 軸 バイアス補正 ON	$F_{2n}W_{16}B_5 "1"$	
	B 9	Y CAL-ON	Y 軸 バイアス補正 ON	$F_{2n}W_{16}B_6 "1"$	
	B B	Z CAL-ON	Z 軸 バイアス補正 ON	$F_{2n}W_{16}B_7 "1"$	

オ4表

No.	項目	測定範囲	内 容
54	IMF-SENSOR	-150°C ~ +150°C	IMF Sensor 部温度
56	IMF-EL	-50°C ~ + 70°C	IMF Electronics 部温度

オ5表 IMF の MD-1 コネクター出力

No.	信号名	内 容
26	IMF X 軸 出力	IMF の Digital 系入力点での $\pm 5V/FS$ analog 電圧値
27	IMF Y 軸 出力	IMF の Digital 系入力点での $\pm 5V/FS$ analog 電圧値
28	IMF Z 軸 出力	IMF の Digital 系入力点での $\pm 5V/FS$ analog 電圧値
29	IMF 出力の reference	common
34	MAST 収納電源 +	
35	MAST 収納電源 -	12V DC 電圧の印加端子

2.3.1. コマンド・デコーダ(CMD)

宇宙科学研究所
日本電気(株)

2.3.1.1 概要

PLANET-A/MS-T5に搭載されるコマンドデコーダは、これまでの科学衛星と基本的には同様な機能を有する。しかし、今回通信距離が1A.U.以上に及ぶため、回路を全デジタル化し回路の安定化をはかり、復調部は2次のデジタルPLLを用いた構成としている。

2.3.1.2 機能

コマンドデコーダの系統図を図2.3.1-1に示す。本装置は受信機選択回路、サブキャリア同期回路、ピット同期回路、データ検出回路、デコーダ部及び制御部より構成され、コマンド受信機(SBR)から送られてくる信号を復調。解読した結果を編集し、バッファ回路を介してDPUへ出力する機能を有する。送信できるコマンドフォーマットは4種類あり、項目数はディスクリートコマンドで最大224項目である。

各ブロックの機能を以下に示す。

(1) 受信機選択回路

この回路は、2台あるコマンド受信機のうちコマンド信号を受信している受信機1台を選択する機能をもつ。

(2) サブキャリア同期回路

この回路は、コマンドベースバンド信号から同期検波に必要なサブキャリアを再生する回路で、ロックスティタスを受信機選択回路へ、サブキャリアに同期したクロックをピット同期回路へ、またイネーブル信号をデコーダ部へ出力する機能をもつ。

(3) ピット同期回路

この回路は、コマンドデータの復号と検出に用いられるクロックを再生する機能をもつ。

(4) データ検出回路

この回路は、ピット同期回路からのクロックを受けてデータの検出を行ない、デコーダに出力する機能をもつ。

(5) デコーダ部

この回路は、クロックと検出されたデータを用い、制御部とともにコマンドデータの復号処理を行なう機能をもつ。

(6) 制御部

この回路は、デコーダ部とともにデータの復号処理を行なった後、PNコード化されたコマンドデータを解読し、その結果を編集してバッファ回路を介しDPUへ出力する機能をもつ。

2.3.1.3 性能

(1) 電気的性能

a. 入力信号形式	PCM(PN)-PSK
b. 入力信号レベル	3 Vrms 以下
c. 副搬送波波形	矩形波
d. 副搬送波周波数	512 Hz
e. ピット速度	16 bps
f. ディスクリートコマンド項目数	最大224 項目
g. ブロックコマンド ピット数	8 ピット
h. コマンド誤り率($E_b/N_0 = 10.6$ dB)	1×10^{-5} 以下
i. 消費電力	1 W 以下

(2) 機械的特性

i) 構造

本装置は、7枚の多層基板からなり、直方体のアルミシャーシ内に収容される。基板間の接続は全てシャーシ内部で行なわれる。

ii) 尺寸・重量及び外観図

寸法	195.6 × 148.8 × 118.4 (mm ³)
重量	1.58 Kg 以下
外観図	図 2.3.1-2

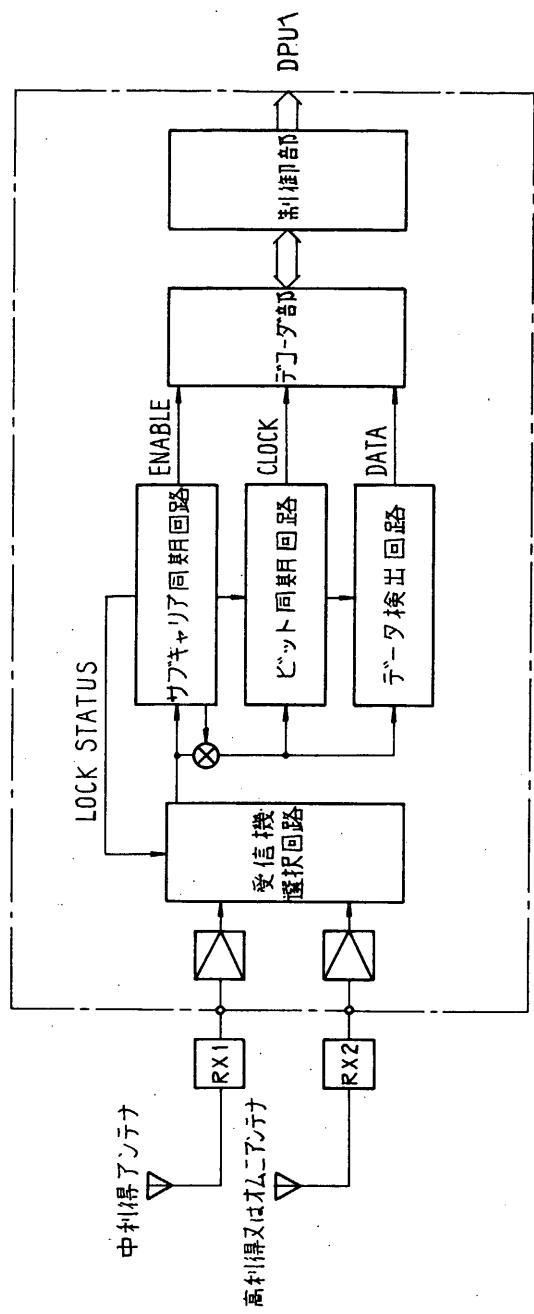
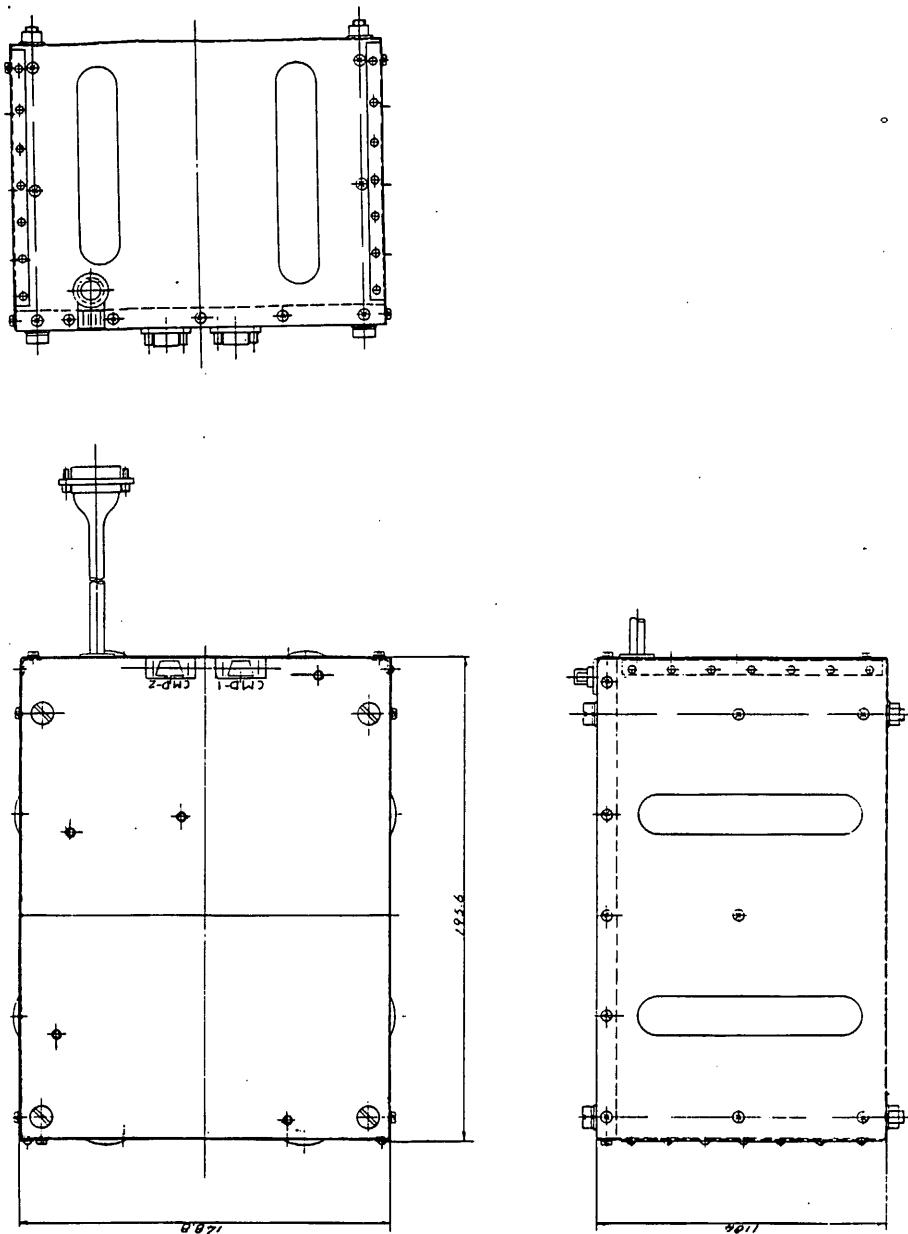


図 2.3.1-1 コマンドデコード系図

図 2.3.1-2 コマントデ"コ-ダ"外観図



2.3.2 データ処理装置 (DPU)

宇宙科学研究所
日本電気(株)

(1) DPU システム概要

PLANET-A (MS-T5) に搭載するDPUは、各機器からのデータを規定のデータフォーマットに編集しPCM伝送する機能〈データ処理部〉、コマンドデコーダからのコマンドデータを解読し、ディスクリートコマンド(実時間コマンド)およびロックコマンド(実時間コマンド)を発生する機能〈コマンド制御部〉、あらかじめ地上からのコマンド指令によりプログラムされたディスクリートコマンド(プログラムコマンドと呼ぶ)を、定められたタイムシーケンスに従い各機器に送出し、探査機を自動的にコントロールする機能〈自動制御部〉から主に構成される。DPU系統図を図2.3.2-1に示す。

PLANET-A (MS-T5) DPUの最大の特徴は、符号理論の成果を取り入れ、編集したPCMデータに超遠距離通信に適した誤り訂正符号(Viterbi Decoding AlgorithmによるConvolutional Coding)を附加したこと、および探査機の自動管制を行うプログラムコマンドに、1Bitの誤り訂正ができるHamming Codeを附加したことである。

以下に、各機能の詳細を記す。

(2) データ処理部

データ処理部では、以下のことを行なう。

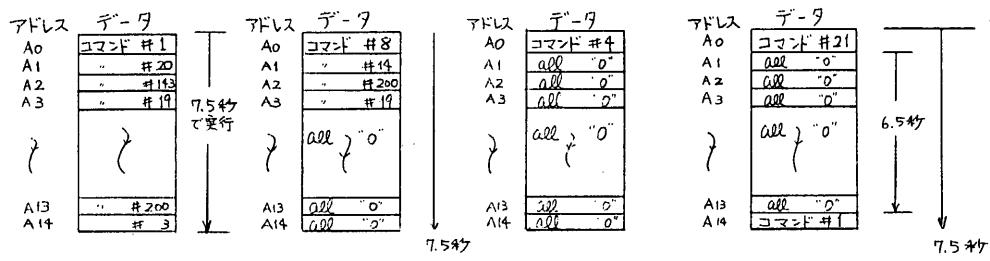
- (a) データのサンプリング
- (b) A/D変換
- (c) デジタルデータの編集
- (d) タイミングパルス、編集パルスの発生
- (e) フレーム同期信号、時刻信号の発生
- (f) NRZ-L/NRZ-S変換器
- (g) CONVOLUTIONAL CODE 符号器
- (h) BPSK変調器
- (i) 伝送データの切換
- (j) データレコーダの制御

PCMデータの集積・編集は、従来のエンコーダと基本的には同じであり、前記(ナ)および(ヌ)の機能が新規に追加されている。

(3) コマンド制御部

コマンド制御部では、CMDからのコマンドデータ(DC/BC識別信号、DCアドレスデータ4bit, DC or BCデータ8bit, WRITE信号, ACT信号)入力後、これら信号を解釈し、各機器へコマンド制御の信号を出力する。

実時間コマンドには、大別して DC(ディスクリートコマンド)と、BC(ロックコマンド)がある。



(a) 15項目まとめて実行 (b) 4項目まとめて実行 (c) 1項目の実行 (d) 遅延後実行

図 2.3.2-2 DC実行動作図

DCは、従来から使用されている方式のコマンド(あり)。地上からノット回のコマンド指令により動作するが、PLANET-A(MS-T5)では、コマンド伝送効率を上げるために、DCが最大15項目まで連続伝送できる。

伝送した最大15項目までのDCは常時PCMテレメータでベリファイされる。ベリファイ後、コマンド内容が正しいれば、実行コマンド1回の送信により、DPUは、メモリした15項目までのDCを0.5秒間隔で、伝送した順序で、逐次実行する。

DC実行動作状態を図2.3.2-2に示す。

(a) は、DC15項目まとめて実行する場合で、実行コマンド送信により、コマンド#1, #20, #143, #19～#3まで0.5秒間隔で実行する。

(b) は、DC4項目まとめて実行する場合で、実行コマンド送信により、コマンド#8, #14, #200, #19, Non Effectのall

"0" コマンドをアドレス A14 まで、0.5秒間隔で実行する。

(C) は、DC 1 項目実行の場合で、実行コマンド送信により、コマンド #4 実行後、Non Effect の all "0" コマンドをアドレス A14 まで、実行する。

(d) は、実行コマンド送信により、コマンド #21 実行後、Non Effect の all "0" コマンドを実行し、6.5秒後に、コマンド #1 を実行する。

いずれの動作においても、アドレス A0 から開始し、A14 まで、0.5秒間隔で実行し、アドレス A14 を実行後、DPU 内タイミングにより、自動的に A0 ~ A14 のコマンドは、すべて Non Effect の all "0" コマンドに、クリヤーされる。

DC ベリファイ後、コマンドを修正したい場合、修正したアドレスとデータを DC コマンドで送信する。DC コマンド項目数は、最大 224 項目である。

DC には、ベリファイ後、実行コマンド送信により、コマンドを実行する NDC と、ベリファイおよび実行コマンドの送信をせずに、直ちに実行される EDC とがある。

EDC は、コマンドデータ送信だけで、自動的に実行コマンドが出力されるので、NDC のように実行コマンド送信の必要はなく、従来の衛星で 使用してきたコマンドと同じである。

BC は、PLANET-A (MS-T5) で新規に使用するコマンドであり、制御命令をシリアルな、8 bit の、NRZ-L データで各機器に出力するもので、従来の "1", "0" コマンドを連続させたものに相当する。8 bit NRZ-L データの内容による制御の種類は、各機器側で決定される。

BC 送信後、データは、DPU 一度記憶され、PCM テレメータで内容が、ベリファイされる。ベリファイ後、実行コマンド送信により、あらかじめ DC で指定した機器にのみ、BC DATA (8 bit NRZ-L)、BC CLOCK、BC ACT を出力する。

BC データ 8 bit を数回ユーザー機器に output する場合、BC 送信 → 実行コマンド送信を数回、繰り返すことにより行なう。

BC データの、ベリファイは、DPU で行なう場合と、機器側で行なう場合とがあり、後者の場合は専用のテレメータフォーマットが用意されている。

コマンド制御部は上記の動作を行なう他、自動管制部からの、プログラム コマンド PC と DC との選択を行ない、各 4 bit の、コマンドコードを、

デコーディングして、各機器に分配する機能も含まれる。デコーディング動作を行なう“4 TO 16 DECODER”はDCおよびPCに対し共通に使用するので、クロストークが発生できないように設計されている。

(4) 自動管制部

自動管制部では、探査機の長期間の運用を自動的に行なわせるための制御信号をあらかじめ、プログラムされたタイムシーケンスにより、各機器に出力する。

制御信号は、DCコマンドそのものであり、DPU内メモリへBCにより最大256項目まで記憶させることができ。

メモリに記憶したDCコマンドはプログラムコマンドPCと呼称し、PCスタートコマンドにより、一定時間毎隔でメモリから読み出され、DC同様、4 TO 16 DECODERで、デコーディングされる。PC出力時間間隔は、128秒、2048秒、8192秒の3種類が、コマンドにより任意に指定できるので、自動管制時間は、各々9.1時間、6.0日、24.2日となる。

DPU内メモリに記憶したPCは、PCMテレメータにより、ベリファイされ、コマンドデータの正しいことが確認されるが、PCスタート後は長時間、コマンドが無人で、実行される。

コマンドデータ1Bitの誤りは、他のコマンドに転化するので運用上ミスオペレーションが発生し、システムに与える影響は大きい。

DPUでは、PC出力時コマンドデータ1Bitの誤りが、発生しても自動的に誤り訂正ができる。Forward Error Correction Codingを使用しており、CodingはInformation 8bit, Check 4bit, 符号化率 $R = 2/3$ のHAMMING CODEである。

プログラムコマンドPC 8bitのデータは、HAMMING ENCODERでCheck Bit 4bitが生成され、PCデータ8bit, Check 4bitの計12bitが、PCメモリであるRAMに書きこまれる。PC実行時は、RAMから読み出された12bitのデータは、HAMMING DECODERで誤りが検査され、誤りがあれば、訂正したデータを〈コマンド制御部〉に、供給する。

(5) 符号化PCM伝送形式

PLANET-A(MS-T5)では、DPUでPCMデータを超遠距離通信に適した符号化処理を行なう。符号化処理はViterbi Dec-

oding Algorithm による拘束長 $K=7$, 符号化率 $R=1/2$ の Convolutional Code で行なう。

Code Generator は、133 (Octal), 171 (Octal) を使用する。本 Code は、Noncatastrophic, Non systematic で $d_{\text{free}} (\text{Max}) = 10$ の Code で

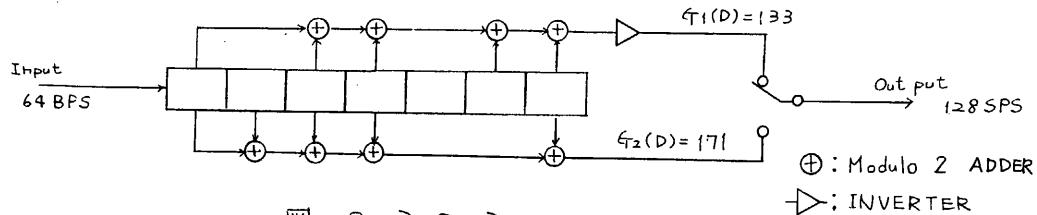


図. 2.3.2-3

あり、拘束長に対し最大4 Bit の誤り訂正ができる。

Convolutional Encoder のブロック図を図2.3.2-3 に示す。

DPU で編集する PCM データレートは、低 Bit Rate が、64 BPS, 高 Bit Rate が 2048 BPS であり、符号化処理は低 Bit Rate 時にのみ適用し、地球周辺時の高 Bit Rate には、適用しない。以下、各データレートでの伝送形式について記す。

a. 低 Bit Rate (64 BPS) 時伝送形式

64 BPS 時、PCM データは符号化処理後、BPSK 変調して伝送する。探査機側での伝送形式は、NRZ-L \rightarrow NRZ-S \rightarrow CONVOL.ENC \rightarrow BPSK \rightarrow PM (TMS が) となる。地上での BPSK 復調時、データに対し、 180° の Phase Ambiguity が存在するため、Convolutional Encoding に先行して、Differential Encoding を行なう。

Differential Encoding は、観測機器が OFF された場合、DPU では "0" とみなし "0" の発生頻度が高いので、"0" データで、Bit Transition する NRZ-S を使用する。Convolutional Encoder では、Code Generator $G_1(D)$ の出力を反転して伝送する。これは図2.3.2-3 のシフトレジスターに、all "0" または、all "1" のデータが連続した場合、 $G_1(D)$, $G_2(D)$ の出力は、all "0" が続くので、マルチフレックスした出力は、all "0" が連続し、Bit 同期をとるために、クロック成分がでなくなる。

$G_1(D)$ を反転することにより、マルチフレックス出力は、1010 ...

となり、クロック成分が含まれるようになる。

地上では、BPSK復調後、Convolutional Encoderデータを、Symbol Synchronizer(Bit Synchronizerとも云う)に入力し、クロック成分抽出とデータの量子化を行なう。量子化された、3Bitのデータとクロックは、Viterbi Decoderに入力される。

Viterbi Decoderからの出力は、PCM DEMODULATORでフレーム同期がとられデータが復調される。Phase ambiguity決定のための、Differential Decoding (NRZ-S → NRZ-L) は、Viterbi Decoderで処理される。

なお、64BPSのテレメトリデータは、Convolutional Encoding後、符号化率が1/2のため、128SPSのデータレートになる。

b. 高bit Rate (2048BPS) 時伝送形式

地球周辺では、回線上PCMデータは符号化しないで伝送される。2048BPS時、探査機側での伝送形式はNRZ-L → NRZ-S → BPSK → PM (TMS5)となる。

地上での、BPSK復調時、データに対するPhase Ambiguityは、Symbol Synchronizerで(NRZ-S → NRZ-L)決定される。Symbol Synchronizerからの出力は、PCM DEMODULATORで復調される。

(1), (2) 項共BPSKのサブキャリア周波数は、8192Hzであり、これはメインキャリア近傍に、信号スペクトル成分が、おらこまないよう、選定される。

図Z.3.2-4 に、伝送ブロック図を示す。

(6) 備考

DPUは上記記載の機能以外に、地球自動捕捉制御起動のための、1週間タイマーが、別途、内蔵されており、探査機の姿勢が急変し、地球からのコマンドが効かなくなったり時、最大1週間経過後に、地球捕捉の起動を開始させる。

また、バブルデータレコーダ(BDR)に対し、記録再生等の制御および

データの、インターフェースをもち、UVIやらのハレー彗星画像データの記録、再生、PCM生データの記録、再生のデータ切換を行なう。

DPUの主要諸元を 表2.3.2-1に示す。

DPUの外観図を 図2.3.2-5に示す。

PLANET-A/MS-T5 DPU PERFORMANCE SPECIFICATION

PCM data	8 bits/word, 128words/Frame
PCM data rate	High rate : 2048bps (uncoded) Low rate : 64bps (128sps) K=7, R=1/2 convolutional coding
PCM data format	5 formats (PLANET-A) 6 formats (MS-T5)
Modulation type	
* High Rate	NRZ-L —— NRZ-S —— BPSK
* Low Rate	NRZ-L —— NRZ-S —— CONVOL.ENC —— BPSK
A/D conversion	
Input voltage range	0V ~ +3.0V
Quantization	8bits
Conversion time	138μsec
Accuracy	±0.8% of full scale
Real time command	224 items
Real time block command	Serial 8bit/item
" Signal construction	Data, Clock, Act, Enable
Programmable command	255 items
Automatic control time	a. 128sec x N b. 2048sec x N N: 1 ~ 256 c. 8192sec x N * arbitrary mode is selected by real time command
Error Control Coding	Convolutional code for coded PCM (K=7, R=1/2, Viterbi Decoding Algorithm) Hamming code for programmable command (N=12, R=2/3)
Weight	4.7Kg (Max)
Power consumption	1W (Max)
Dimensions	292(D) x 202(W) x 117 (H) mm

表 2.3.2-1

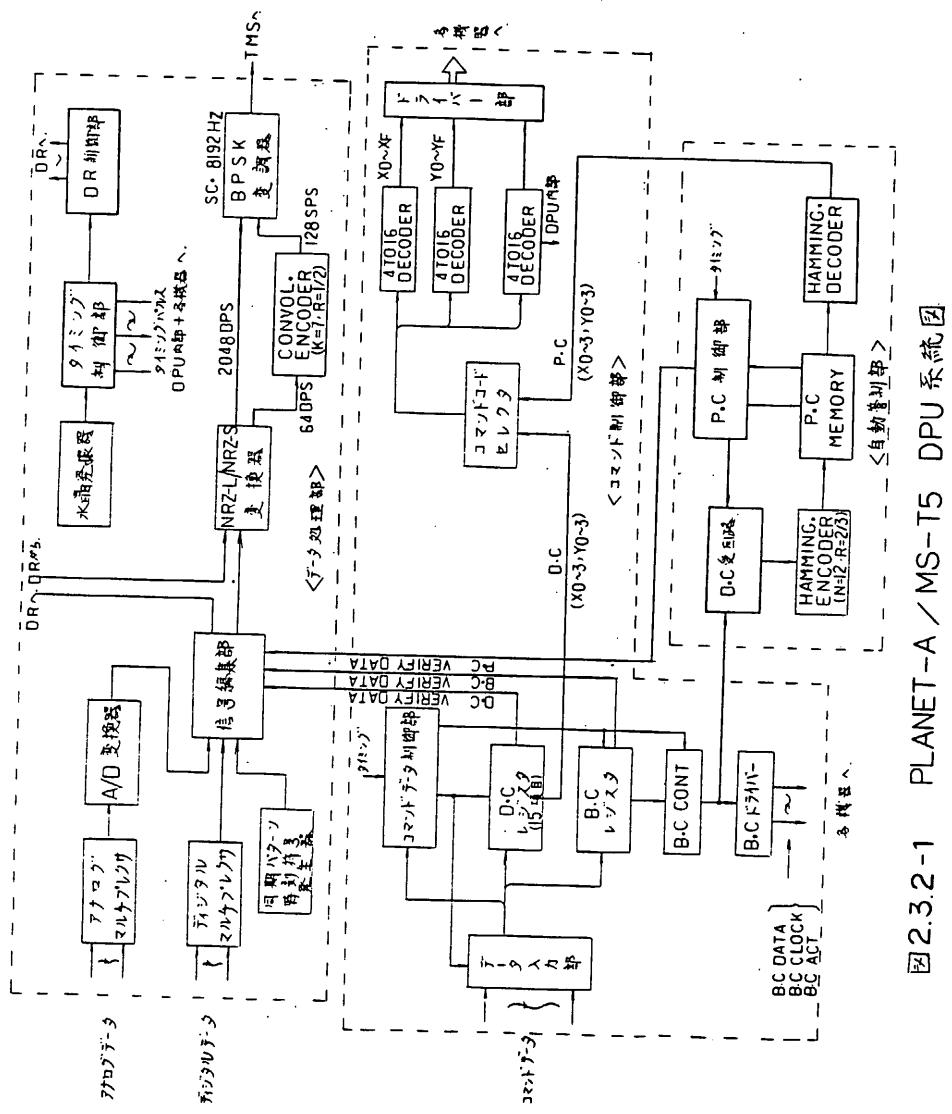
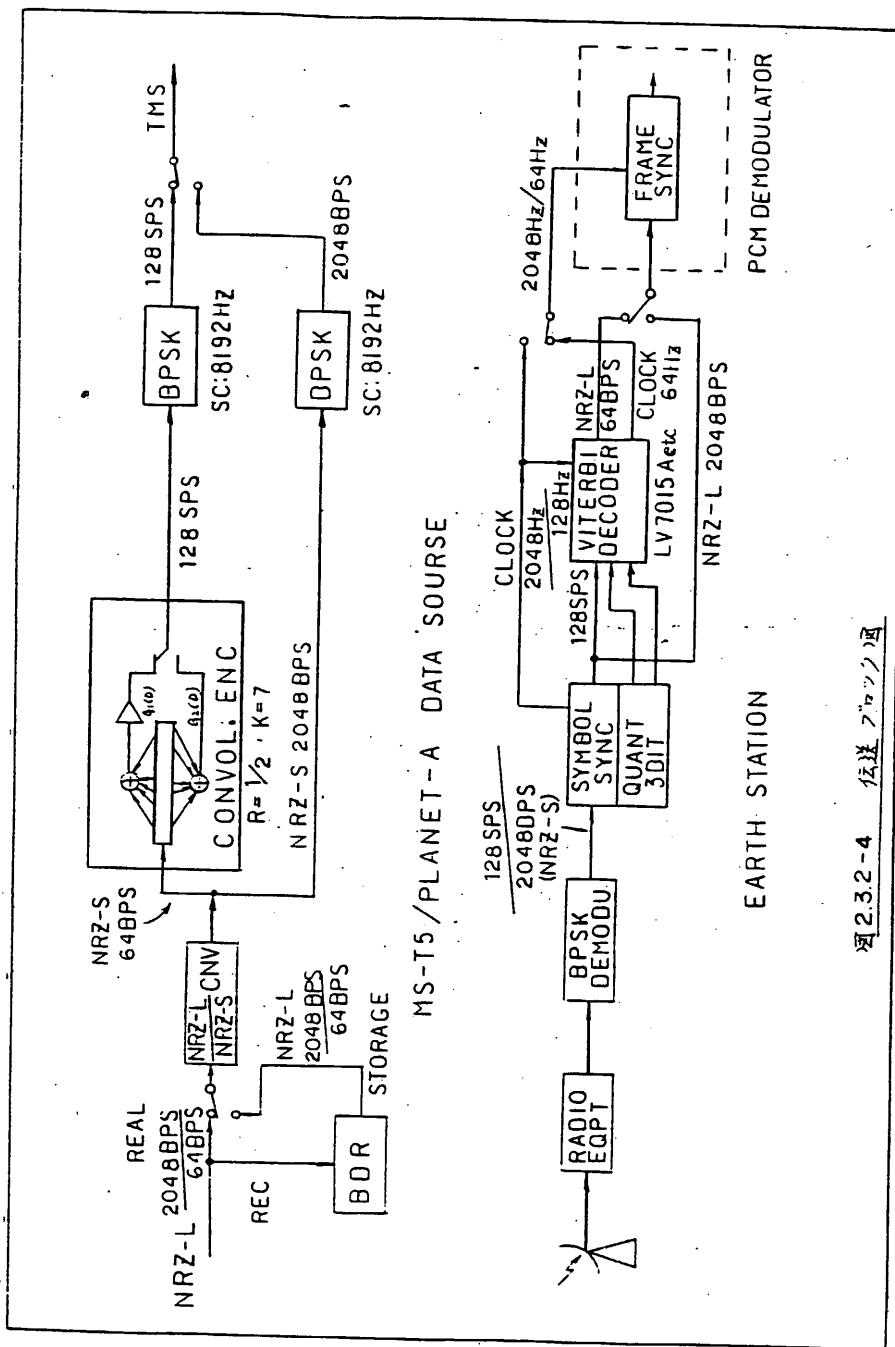


図2.3.2-1 PLANET-A / MS-T5 DPU 系統図



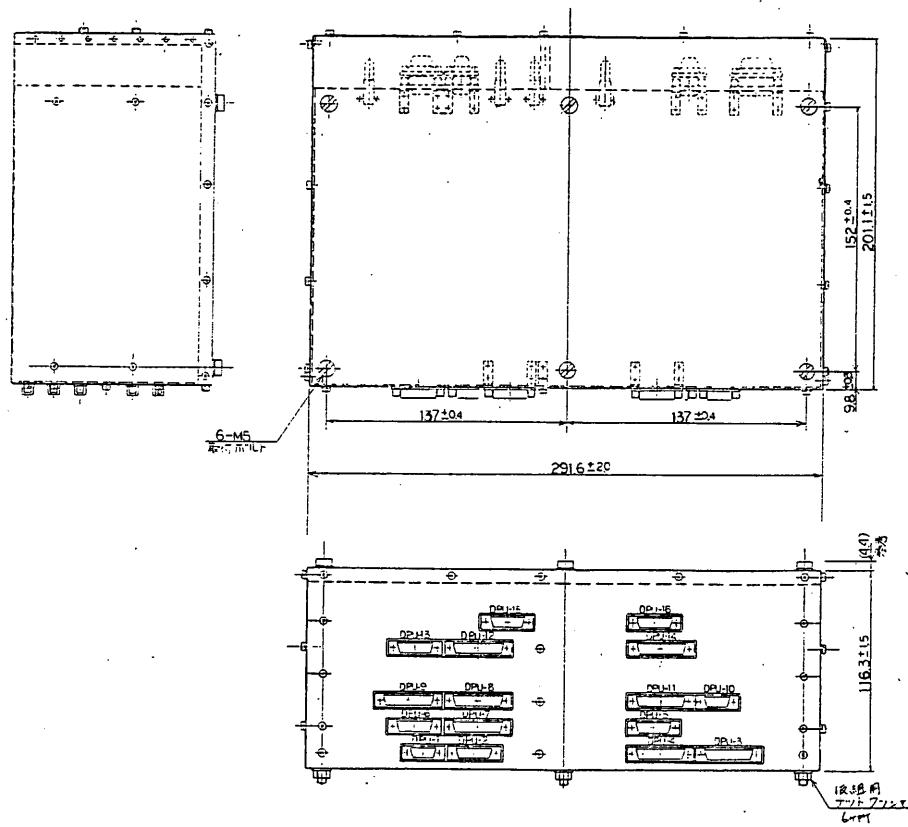


図 2.3.2-5 DPU 外観図

2. 3. 3 データレコーダ (DR)

宇宙科学研究所 野村研究室
日本電気 (株)

(1) 概要

PLANET-A/MS-T5に搭載されるデータレコーダ (DR) は、ハレー彗星のUV画像データを含むPCMテレメトリデータの記録、再生を行なうこととしている。

また PLANET-A/MS-T5は、伝送レートが 64 bit/sec と低く、記録容量が、1 Mbits に限定されているため、従来のデータレコーダに比べ低消費電力、小型、軽量化が図れる磁気バブルメモリを使用した、バブルデータレコーダである。

データレコーダは、記録開始コマンドによりデータプロセッサ (DPU) やらの 2048 BPS 又は 64 BPS の NRZ-L テレメトリデータを 8.3 分又は 4.4 時間にわたって記録し、再生開始コマンドにより記録された情報を 2048 BPS 又は 64 BPS の NRZ-L データとして再生し、データプロセッサに出力する。

(2) 機能

データレコーダは主にコントロール部、ドライバ部、メモリ部により構成される。機能系統図を図 2.3.3-1 に示す。以下にデータレコーダの動作概要を示す。

(a) コマンド動作

- (i) "REC Start" コマンドにより DR の電源が ON され、2048 BPS 又は 64 BPS の NRZ-L テレメトリデータを記録する。データレートは DPU やらの Bit rate 信号 (クロック信号) により制御される。全容量 (1 Mbits) を記録すると自動的に停止し、電源を OFF する。
- (ii) "REP Start" コマンドにより DR の電源が ON され、記録された情報を 2048 BPS 又は 64 BPS の NRZ-L テレメトリデータとして再生する。データレートは、DPU やらの Bit rate 信号 (クロック信号) によって制御される。全記録内容 (1 Mbits) を再生すると、自動的に停止し、電源を OFF する。

- (iii) "SEARCH START" コマンドにより DR の電源が ON され、記録、再生を行なうことなく、データブロックの位置を先へ進めることができる。
- (iv) "STOP" コマンドにより DR は、記録、再生、サーチのいずれのモードでもその動作を停止し、DR の電源を OFF にする。
- (v) "All CLEAR" コマンドにより、全ての記録データを瞬間的にクリアできる。

再生、サーチはテレメータのタイミングとは無関係にスタート、ストップできる。また記録は、W₀ や W₁₂₇ でストップする。

(b) コントロール部

コントロール部は、コマンド制御回路、タイミングパルス発生回路、ビットカウンタ、ロック発生回路、機能パルス発生回路、欠陥処理回路、データレートバッファから構成される。

コマンド制御回路は、DPUからのコマンド信号を処理し、DRを指定のモードに設定する。また DR が STOP 状態にある時のコマンドが、有効となるように制御される (All CLEAR を除く)。タイミングパルス発生回路は、モジュールカウンタとロックカウンタから構成され、モジュールカウンタは 4 個のバブルメモリモジュールを識別し、ロックカウンタは各モジュールでのマイナーライン上のアドレスを識別する。ビットカウンタは各バブルメモリのメジャー・ライン上のビット数をカウントする。機能パルス発生回路はバブルメモリへのデータの書き込み、読み出しを行うためのスワップ、ジェネレータ、リフリゲート 及びコイル駆動電流 (H_X, H_Y) の各パルスの位相パルスを発生する。タイミングパルス発生回路で発生するタイミング信号と機能パルス発生回路で発生する位相パルスを加算して、バブルメモリ 1 アクセス中に必要なタイミング信号を得る。バブルメモリには製造工程上、避けられない欠陥ループが発生する。この欠陥ループを、データの書き込み、読み出し時にマスキングするための回路が、欠陥処理回路である。

バブルメモリの書き込み / 読み出し速度は、65536 Hz であり、DR の記録 / 再生速度は 2048 BPS / 64 BPS である。このデータ速度の相違を補正する回路が、データレートバッファである。記録信号としての 2048 BPS / 64 BPS のデータは、バブルメモリ書き込み速度

である 65536 Hz のデータに変換される。またバブルメモリから、読み出された 65536 Hz のデータは再生信号として 2048 BPS / 64 BPS のデータに変換される。

(c) ドライバー部

ドライバー部は電流パルス発生回路、モジュール選択回路、コイル駆動回路から構成される。

電流パルス発生回路は、コントロール部からのスワップ、ジェネレータ、リプリケート信号を電流増幅し、バブルメモリのスワップゲート、ジェネレータ、リプリケートゲートに供給する。

モジュール選択回路は、モジュールカウンタの信号により、メモリアドレスに従って 4 個のバブルメモリの 1 個を選択する。コイル駆動回路は、90° の位相差を持つ擬似台形波電流をバブルメモリの X コイル、Y コイルに供給し、バブルメモリを駆動するに必要な回転磁界を発生させる。回転磁界の周波数は 65536 Hz である。Z コイルはバブルメモリの記録データを消去（クリア）するのに使用する。

(d) メモリ部

メモリ部は 4 個の磁気バブルメモリと 4 系統のセンスアンプ回路から構成される。

バブルメモリの記録データは、ディテクターの磁気抵抗効果を利用して、差動増幅し検出する。検出されたセンス信号は、適切なタイミング（ストローブ信号）で、再生データとして出力される。バブルメモリのセンス信号レベルを最適に調整するため、センスアンプ回路を各バブルメモリに用意している。

磁気バブルメモリは、256 kbit メモリを使用する。このバブルメモリは特に衛星搭載用として評価試験を実施し開発したものである。

磁気バブルメモリの主要諸元を表 2.3.3-1、チップ構成図を、図 2.3.3-3 に示す。

(3) 性能

(a) 電気的性能

○記録容量 1048576 bits (256 kbit × 4)

○記録信号	Data Format	N R Z - L
○再生信号	Data Rate	2 0 4 8 bit/sec (高速記録)
		6 4 bit/sec (低速記録)
○記録時間	Data Format	N R Z - L
○再生時間	Data Rate	2 0 4 8 bit/sec (高速再生)
		6 4 bit/sec (低速再生)
○記録時間		8.3 分 (高速記録)
○再生時間		4.4 時間 (低速記録)
○記録時間		8.3 分 (高速再生)
○再生時間		4.4 時間 (低速再生)
○消費電力	記録時	3.2 W
	再生時	3.2 W
	OFF時	0.95 W
○制御コマンド	Record Start	(記録開始, 電源 ON)
	Reproduce Start	(再生開始, 電源 ON)
	Search Start	(サ-チ開始, 電源 ON)
	Stop	(停止, 電源 OFF)
	Bubble All Clear	(クリア)
○テレメトリー	DR ON/OFF	
データ	DR REC/REP	
	DR SEARCH	
○性能維持温度	バブルメモリ温度	
		0° ~ + 50°C

(b) 機械的性能

- 寸法・形状 外観図を図 2.3.3-2 に示す。
- 重量 2.4 kg 以下

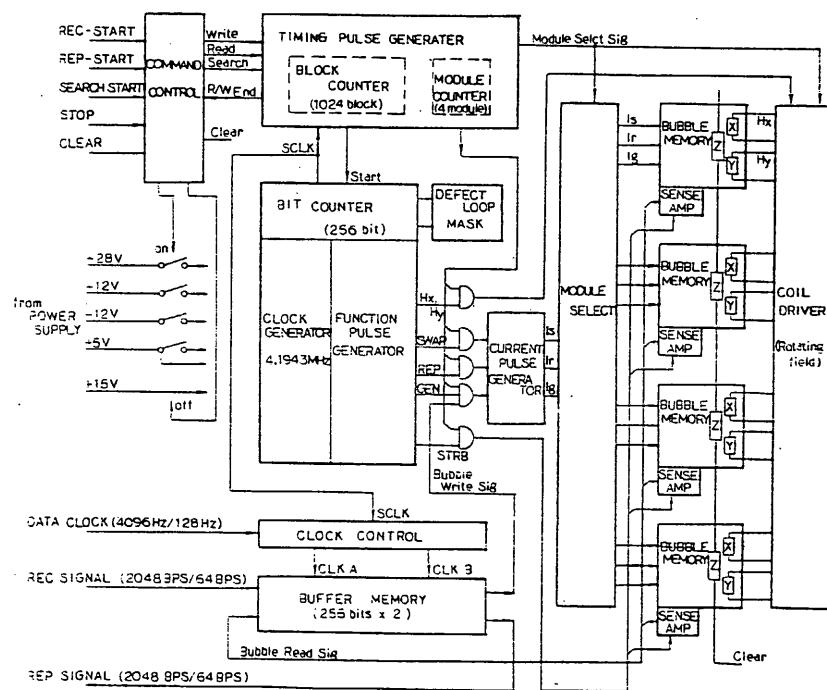


図 2.3.3-1 データレコーダ 機能ブロック図

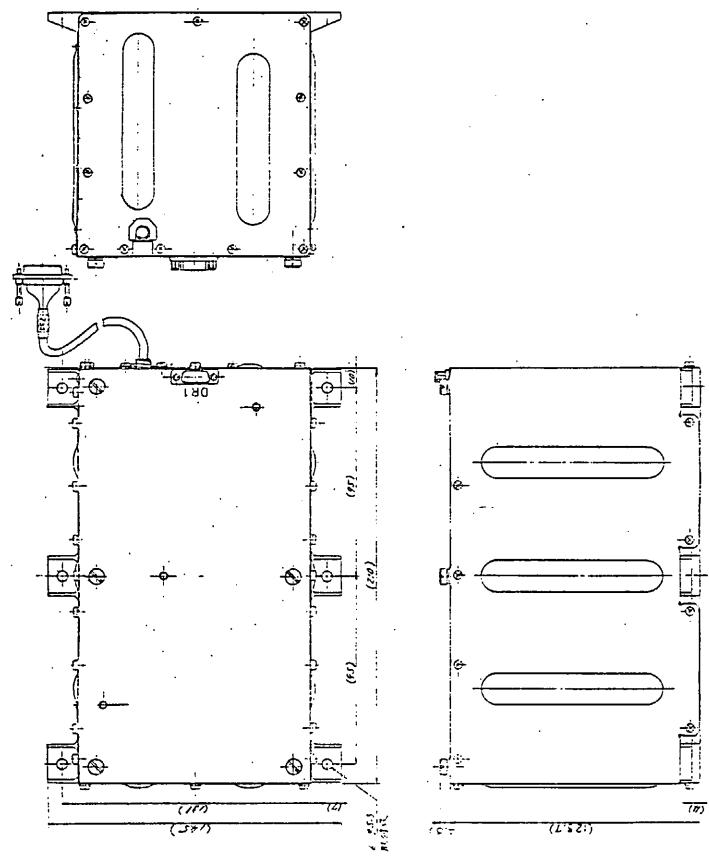


表 2.3.3-1 バブルメモリ 主要諸元

- Organization 2 major lines / minor loops
- Minor loop number 284 loops
- Useful minor loop number 264 loops
- Minor register bit number 1031 bits
- Capacity 292804 bits
- Useful capacity 272184 bits
- Packag size 31.0 x 27.3 x 10.5^{mm}
- Chip size 5.8 x 5.8 mm
- Weight 32 g

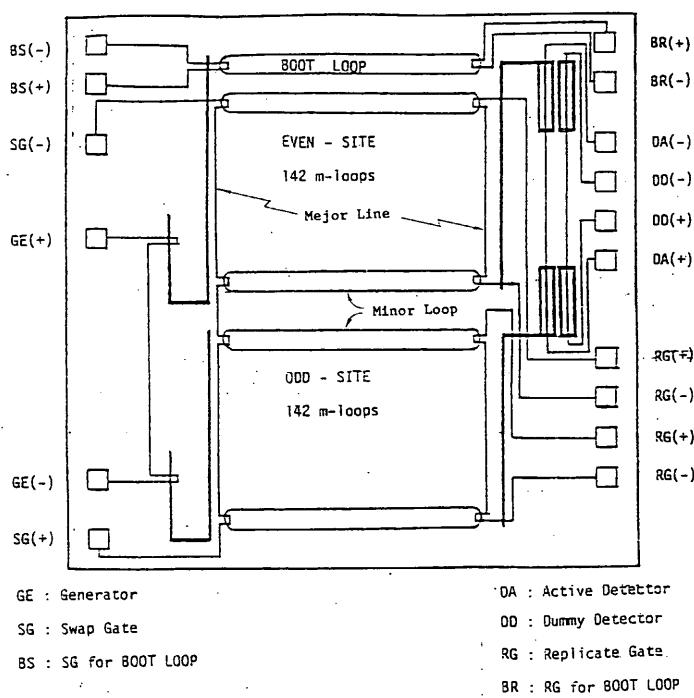


図 2.3.3-3 バブルメモリ チップ構成図

第3章 環境計測装置

3.1

ハウスキーピング (HK)

1 概要

人工衛星は宇宙空間において太陽光の直射や冷空間への放射、あるいは搭載機器の発熱により温度が変動し、各機器の動作状態や運用に与える影響は大きなものがある。また衛星の電源は太陽電池の発電のみでまかなわれており、バッテリーを含めて電源の動作・状態を監視することは衛星の運用上重要なことであり、搭載機器の高圧電源や動作状態のモニタは各機器の動作把握に必要である。

HKはこれらの温度・電圧・電流等の環境計測を行ない、衛星および搭載機器の動作状態を知るためのものである。

本衛星に搭載されるHKは従来のHKに比べると、システム重量軽減の目的から、入力信号に重量のかさむシールド線をやめてツイストペア線を使用し、入力段を差動受回路として干渉を受け難くしている。

測定項目数は校正電圧(CAL) 2点を含めて 64CH であり、表 3.1-1 ~ 2 に測定項目を示す。

入力信号はアナログスイッチにより DPU からのコントロールパルスで切り替えて直列信号となり増幅部で増幅しているが、前記のコントロールパルスにより増幅度・バイアス等を制御している。

図 3.1-1 にブロック図を示す。

2 電気的性能

2.1 電圧測定系

- (1) 測定範囲 : 0 ~ +3V
- (2) 測定方法 : 差動受回路
- (3) 入力インピーダンス : $1M\Omega \pm 20\%$
- (4) 出力電圧精度 : $\pm 0.06V$ (0V $23 \pm 2^\circ C$)
 $\pm 0.09V$ (3V $23 \pm 2^\circ C$)

2.2 温度測定系

- (1) 測定範囲 : TL . . . -50 ~ +80°C
TH . . . -150 ~ +150°C
- (2) 測定方法 : 白金温度検出器による
- (3) 検出器 : Q0516PT 50Ω
- (4) 検出器感度 : $0.35 \pm 0.01\%/\text{°C}$
- (5) 出力電圧精度 : $\pm 0.06\text{V}$ (0V 23±2°C)
 $\pm 0.09\text{V}$ (3V 23±2°C)

2.3 総合

- (1) 周波数特性 : DC ~ 200Hz ($\pm 1\text{dB}$ 増幅部)
- (2) 出力電圧温度ドリフト: $\pm 30\text{mV}$ (-30 ~ +60°C)
- (3) 出力電圧経時ドリフト: $\pm 10\text{mV}$ (300Hランニングテスト)
- (4) 出力インピーダンス : 100Ω以下
- (5) コントロールパルス : "1" . . . 3.6 ~ 5.5V
"0" . . . 0.0 ~ 0.7V
- (6) 出力立ち上がり時間遅れ: 100μsec以下 (90%)
- (7) 校正電圧 : CAL-A . . . 0.5V $\pm 3\%$ (-30 ~ +60°C)
CAL-B . . . 2.5V $\pm 3\%$ (-30 ~ +60°C)
- (8) 消費電流 : +12V . . . 14mA以下
-12V . . . 60mA以下
+5V . . . 100mA以下
- (9) コマンド項目 : HK ON
HK OFF

3 機械的性能

- (1) 外形寸法 : 185 × 144 × 75mm (コネクタ・ビスを除く)
- (2) 重量 : 1.05kg以下
- (3) ケース材質 : A5052P
- (4) ケース表面処理 : EPICO 2000 黒色半つや塗装

表3.1-1 MS-T5 HK項目表

CH	項目	S/S名	CH	項目	S/S名
0	CAL-A		3 2	プラットホーム上面3温度	構体
1	CAL-B		3 3		4
2	BUS-電圧	PCU	3 4		5
3	SCP-電流	CUS	3 5	プラットホーム下面1	
4	BAT-電圧	BAT	3 6		2
5	電流		3 7		3
6	負荷電流	CUS	3 8		4
7	+ 5V	CNV	3 9	IMF-E	IMF
8	+ 12V		4 0	SV-1	SOW
9	+ 15V		4 1		2
10	+ 28V		4 2	AMP	
11	- 12V		4 3	PWP-E	PWP
12	- 5V		4 4	PWP-ANT	
13	N2 内圧	RCS	4 5	上部プレート	構体
14	HV-1	SOW	4 6	スラスタカバー	
15	2		4 7	スラスタ A	
16	SHNT-E 温度	PCU	4 8	B	
17	BAT	BAT	4 9	ドラム A1	SCP
18	CNV-B	CNV	5 0	A2	
19	SBR-A	SBR	5 1	A3	
20	B		5 2	B1	
21	TMS	TMS	5 3	B2	
22	DR	DR	5 4	スラストチューブ上	構体
23	STS	STS	5 5	中	
24	STS取り付け板	構体	5 6	下	
25	タンク-1	RCS	5 7	計装用パネル	
26	2		5 8	ND	ND
27	配管-1		5 9	ND取り付け板	構体
28	2		6 0	下部プレート	
29	ペデスタイル		6 1	SHNT-R	PCU
30	プラットホーム上面1	構体	6 2	サーチコイル	PWP
31	2		6 3	IMF-S	IMF

表3.1-2 PLANET-A HK 項目表

CH	項目	S/S名	CH	項目	S/S名
0	CAL-A		3 2	プラットホーム上面3 温度	構 体
1	CAL-B		3 3		4
2	BUS-電圧	PCU	3 4		5
3	SCP-電流	CUS	3 5	プラットホーム下面1	
4	BAT-電圧	BAT	3 6		2
5	電流		3 7		3
6	負荷電流	CUS	3 8		4
7	+ 5V	CNV	3 9	ION-S	ESP
8	+ 12V		4 0	ELECTRON-S	
9	+ 15V		4 1	I I	UVI
10	+ 28V		4 2	CCD	
11	- 12V		4 3	(ア キ)	
12	- 5V		4 4		
13	N2 内圧	RCS	4 5	上部プレート	構 体
14	ION-HV	ESP	4 6	スラスタカバー	
15	ELECTRON-HV		4 7	スラスタ A	
16	SHNT-E 温度	PCU	4 8		B
17	BAT	BAT	4 9	ドラム A1	SCP
18	CNV-B	CNV	5 0		A2
19	SBR-A	SBR	5 1		A3
20	B		5 2		B1
21	TMS	TMS	5 3		B2
22	DR	DR	5 4	スラストチューブ上	構 体
23	STS	STS	5 5		中
24	STS取り付け板	構 体	5 6		下
25	タンク-1	RCS	5 7	計装用パネル	
26	2		5 8	ND	ND
27	配 管-1		5 9	ND取り付け板	構 体
28	2		6 0	下部プレート	
29	ペデスタル		6 1	SHNT-R	PCU
30	プラットホーム上面1	構 体	6 2	光学系本体	UVI
31	2		6 3	ミラー駆動部	

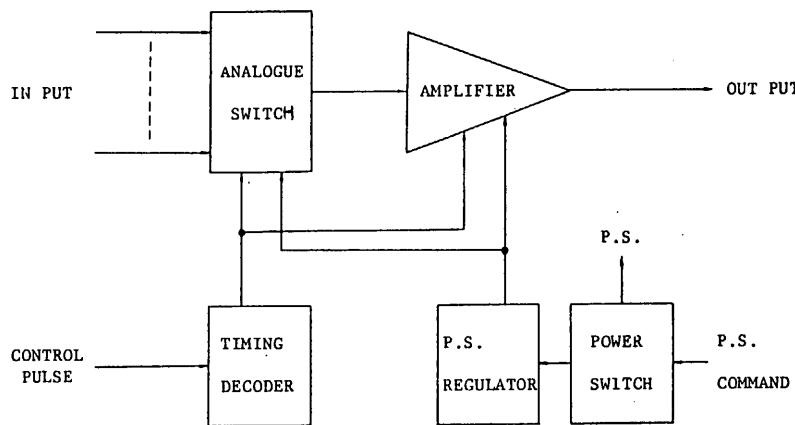


図3.1-1 HKブロック図

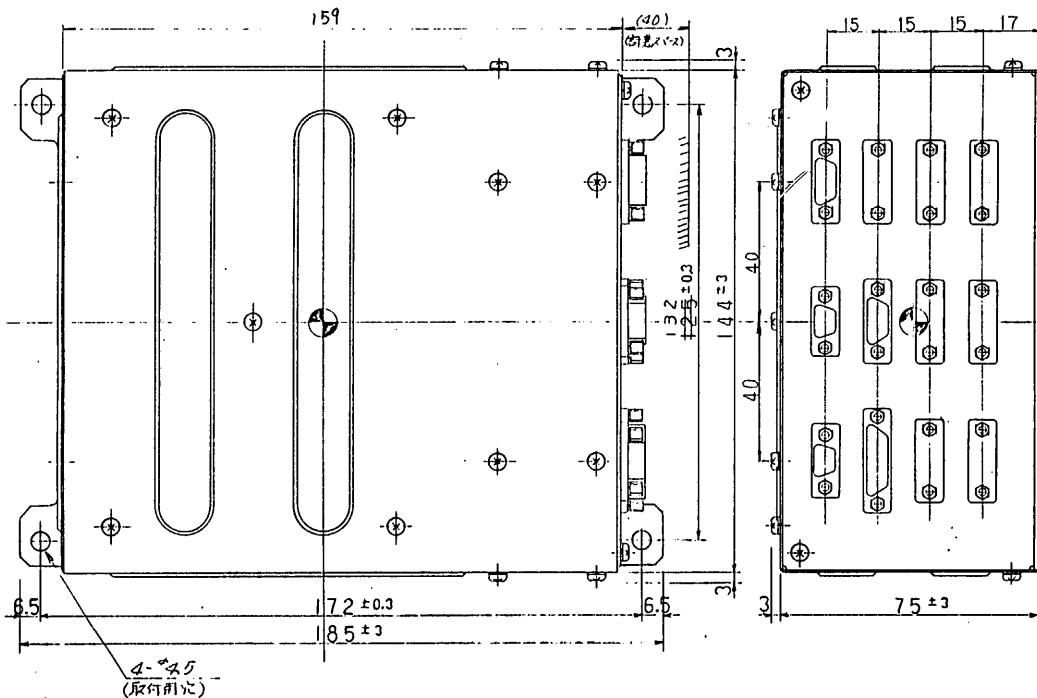


図3.1-2 HK外観図

1. 概要

INS-SAは加速度・振動あるいはモータ燃焼圧力等を計測することにより、衛星が打ち上げ時に受ける環境や、ロケットの飛翔性能を調べるものである。

測定項目は、MS-T5がデジタル加速度計(DAM)、横加速度計(YSA)、3段モータ燃焼圧力計(P3)、キックモータ燃焼圧力計(PKM)、振動計(V5, V6)であり、PLANET-AはDAMが縦加速度計(XSA)に変わっている他は同一項目を計測している。

DAMは打ち上げ時の縦方向の加速度を計測するものであるが、測定精度を上げるために内部でアナログ-デジタル変換しており、14bitの分解能を有していて、伝送には2word必要である。

XSAはDAMと同じように縦加速度を計測するものであるが、DPUにはアナログ出力をそのまま出力している。

YSAは横加速度を計測しており、その感度方向は機軸を向いていて、地上にてデータ処理することによりプリセッションを求めることが可能である。

なお本装置にはYSA処理装置は含まれていない。

P3, PKMは3段目およびキックモータの燃焼時の圧力を計測するもので、データは切り替えて1項目でDPUに出力している。

また燃焼時以外はYSAのデータと切り替えるようになっていて、EPT-SAまたはコマンドにて制御している。

V5, V6はそれぞれ縦方向・横方向の振動を計測しており、本装置でインピーダンス変換・増幅した後、B2-PL部に信号を出力してTM-3にて地上にデータを伝送する。

DAM, XSA, YSA, P3, PKMはコマンドにより、V5, V6はB2-PLからの信号で、それぞれ校正を行なうことができる。

V5, V6の信号、およびP3, PKM検出器の電源は、モータ切断後生きた線がSDコネクタに出ないよう、コマンドまたはEPT-SAの信号によりOFFするようになっている。

2. 電 気 的 性 能

2.1 DAM

- (1) 測 定 範 囲 : $-5 \sim +30\text{G}$ (暫定値)
- (2) 分 解 能 : 2.1mG/bit
- (3) 測 定 精 度 : $\pm 10\text{mG}$
- (4) 検 出 器 : (T・B・D)
- (5) 周 波 数 特 性 : DC $\sim 20\text{Hz}$ ($\pm 0.5\text{dB}$ アナログ部)
- (6) 測 定 間 隔 : 20msec
- (7) 出 力 形 態 : デジタル 14bit
- (8) デ 一 タ 量 : 2 word/data
- (9) 校 正 出 力 : ALL "1" (DAM データ)

2.2 XSA

- (1) 測 定 範 囲 : $-5 \sim +30\text{G}$ (暫定値)
- (2) 測 定 精 度 : $\pm 3\% \text{FS}$
- (3) 周 波 数 特 性 : DC $\sim 100\text{Hz}$ ($\pm 0.5\text{dB}$)
- (4) 検 出 器 : (T・B・D)
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (6) 出 力 電 壓 : $0 \sim +3\text{V}$
- (7) 校 正 出 力 : $+2.5\text{V}$
- (8) 出力電圧温度ドリフト: $\pm 200\text{mV}$ ($-10 \sim +50^\circ\text{C}$)
- (9) 出力電圧経時ドリフト: $\pm 30\text{mV}$ (300H ランニングテスト)
- (10) 伝 送 速 度 : 100 sample/sec

2.3 YSA

- (1) 測 定 範 囲 : $-5 \sim +10\text{G}$ (暫定値)
- (2) 測 定 精 度 : $\pm 3\% \text{FS}$
- (3) 周 波 数 特 性 : DC $\sim 100\text{Hz}$ ($\pm 0.5\text{dB}$)
- (4) 検 出 器 : (T・B・D)
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下

- (6) 出力電圧 : 0 ~ +3 V
- (7) 校正出力 : +2.5 V
- (8) 出力電圧温度ドリフト: $\pm 200 \text{mV}$ (-10 ~ +50°C)
- (9) 出力電圧経時ドリフト: $\pm 30 \text{mV}$ (300Hランニングテスト)
- (10) 伝送速度 : 14 sample/sec
86 sample/sec (P3, PKMと切り替え)

2.4 P3, PKM

- (1) 測定範囲 : P3 ... 0 ~ 70 kg/cm² (暫定値)
PKM ... 0 ~ 70 kg/cm² (暫定値)
- (2) 測定精度 : $\pm 3\% \text{FS}$
- (3) 周波数特性 : DC ~ 100 Hz ($\pm 0.5 \text{dB}$)
- (4) 検出器 : (T・B・D)
- (5) 出力インピーダンス : 100 Ω以下
- (6) 出力電圧 : 0 ~ +3 V
- (7) 校正出力 : P3 ... +2.5 V
PKM ... +2.0 V
- (8) 出力電圧温度ドリフト: $\pm 200 \text{mV}$ (-10 ~ +50°C)
- (9) 出力電圧経時ドリフト: $\pm 30 \text{mV}$ (300Hランニングテスト)
- (10) 伝送速度 : 86 sample/sec

2.5 V5, V6

- (1) 測定範囲 : V5 ... $\pm 5 \text{G}$ (暫定値)
V6 ... $\pm 5 \text{G}$ (暫定値)
- (2) 測定精度 : $\pm 3\% \text{FS}$
- (3) 周波数特性 : 10 ~ 3000 Hz ($\pm 0.5 \text{dB}$)
- (4) 検出器 : (T・B・D)
- (5) 出力インピーダンス : 200 Ω以下
- (6) 出力電圧 : 0 dBm
- (7) 校正出力 : 0 dBm (1 KHz 正弦波)

(8) 歪 率 : -40 dB 以下 (0 dBm 1 kHz)

2.6 総 合

(1) 消 費 電 流 : MS-T5
+12V . . . 140mA
-12V . . . 5mA
+5V . . . 20mA
PLANET-A +12V . . . 50mA
-12V . . . 5mA
+5V . . . 20mA

(2) コマンド項目 : INS-SA 1 ON

INS-SA 2 ON

INS-SA OFF

P3 MODE

PKM MODE

YSA MODE

CAL ON

CAL OFF

(3) タイマ項目 : P3 MODE

PKM MODE

YSA MODE

3 機械的性能

(1) 外 形 尺 法 : MS-T5 195×114×75.5mm
PLANET-A 195×114×44.5mm
(いずれもコネクタ・ビスを除く)

(2) 重 量 : MS-T5 1.77kg以下

PLANET-A 1.05kg以下

(3) ケース材質 : A5052P

(4) ケース表面処理 : EPICO 2000 黒色半つや塗装

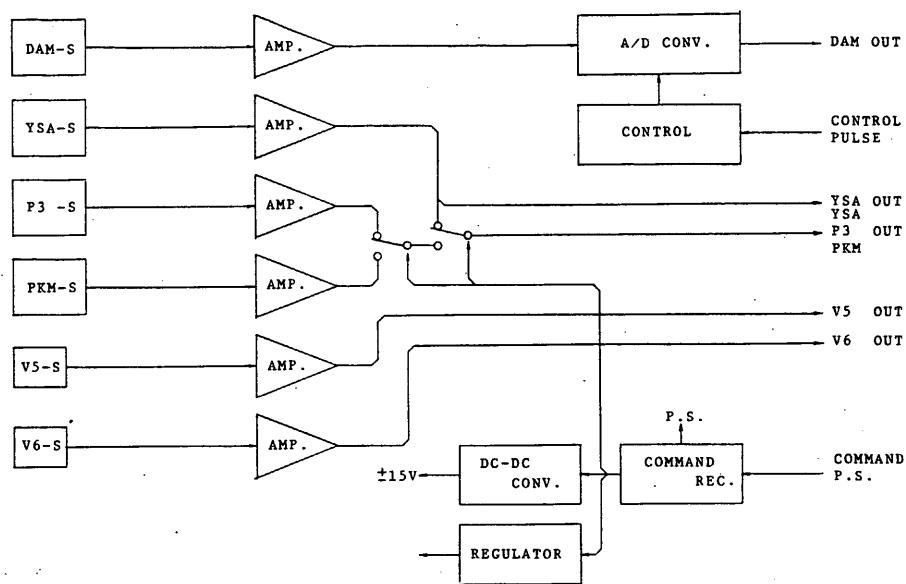


図3.2-1 MS-T5 INS-SA ブロック図

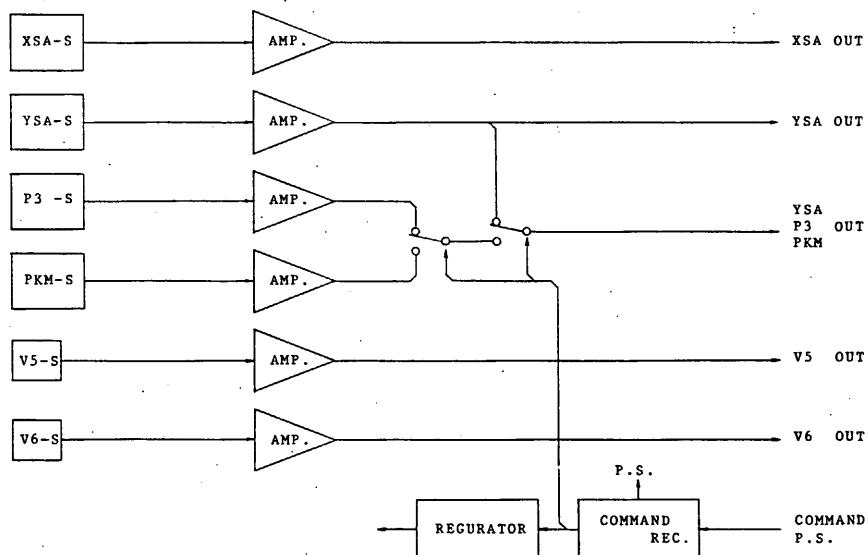


図3.2-2 PLANET-A INS-SA ブロック図

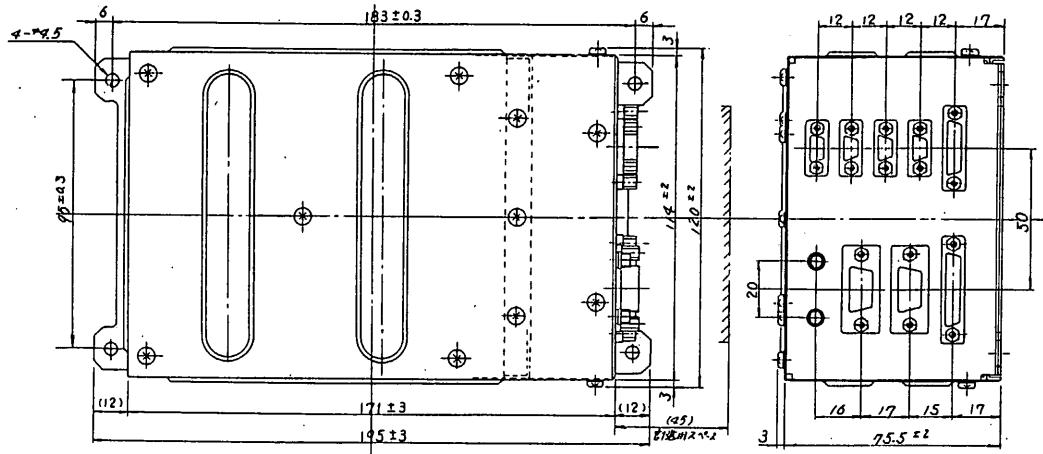


図3.2-3 MS-T5 INS-SA 外観図

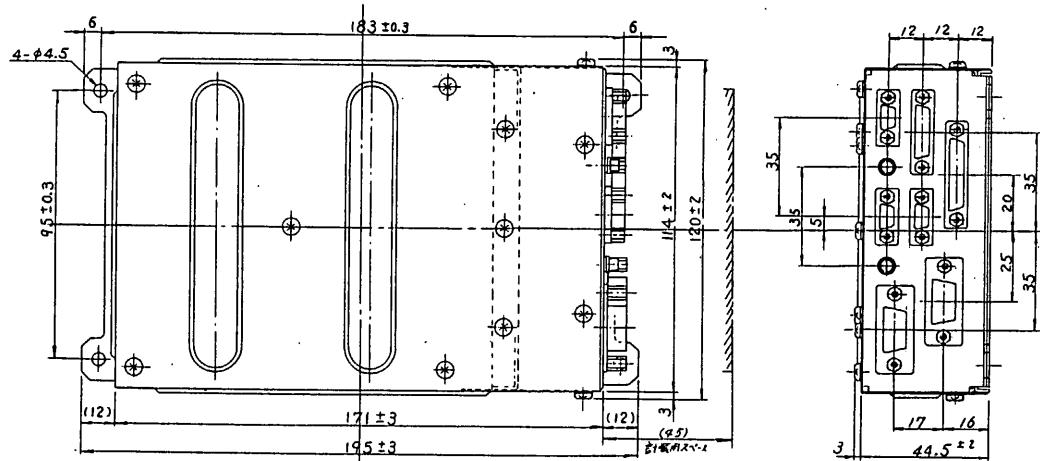


図3.2-4 PLANET-A INS-SA 外観図

第5章 軌道・姿勢制御系

5.1.

概要

宇宙科学研 西村研究室

松尾研究室

二宮研究室

上杉研究室

日本電気(株)

富士通(株)

三菱重工(株)長崎造船所

5.1 概要

PLANE T-A / MS-T5は地球脱出軌道に投入された後、スピンドゥン、姿勢マヌーバなどの制御を経て、黄道面垂直姿勢を保ちながらハレー彗星に向う惑星間軌道を航行していく。衛星は本体を5 rpmで回転させるスピンドゥン方式であるが、ハレー彗星撮像時に衛星本体を0.2 rpmでスロースピンドゥンさせなければならないミッション上の要求から、モーメンタムホイールを搭載したデュアルスピンドゥン方式を採用している。

上述の姿勢制御およびスピンドゥン速度制御にはすべて RCS スラスターが用いられている。また、姿勢はサンセンサとスタースキナーによって検出され、地上の大型計算機のソフトウェアによって詳細な姿勢が決定される。

衛星からのレンジングデータおよび衛星からの電波のドップラー測定から同じく地上の大型計算機のリフトウェアによって衛星の軌道が決定される。ハレー彗星に向う目標軌道からのずれがあった場合、姿勢制御に使ったのと同じく RCS スラスターを使って衛星の速度修正が行なわれる。軌道修正は衛星の打上げ初期1~2回実施される予定となる。

本節では、以上のPLANE T-A / MS-T5の姿勢制御法、姿勢解析、軌道生成法、軌道推定、レンジング、軌道修正について、解析の中間結果を記述する。

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

5. 1. 1. 1 概要

PLANET-A/MS-T5の姿勢安定方式は、ハレー撮像時まではデスパンアンテナと衛星本体(ノミナルレート5 rpm)によるデュアルスピンドル方式である。また、ハレー撮像時には、モーメンタムホイール(ノミナル2000 rpm)によるバイアスモーメンタム方式となる。但し、この時、衛星本体のスピンドルレートは0、2 rpm(ノミナル)である。上記の方式にて制御されるPLANET-A/MS-T5の姿勢制御系に要求される機能は、プリセッション制御、スピンドル速度制御、軌道速度制御、及び姿勢計測に大別される。そこで本項では、これ等の機能を満たす姿勢系の構成、機能を述べ、最後に運用シーケンスについて記述する。

5. 1. 1. 2 機能要求

PLANET-A/MS-T5のミッションから姿勢制御系に対する要求は、以下の項目に要約される。

- (1)スピンドル軸を太陽方向から $90^\circ \pm 3^\circ$ の範囲内に制御、維持するとともに、この条件を満たす状態でスピンドル軸の向きを変更できる。
- (2)スピンドル軸を黄道面垂直 $\pm 3^\circ$ の範囲内で維持する。
- (3)スピンドル軸を軌道修正に必要な方向に向け、またこの状態から(1)または(2)の状態にもどす。
- (4)スピンドル速度を、定常航行時5 rpm、ハレー撮像時0、2 rpmに制御する。
- (5)スピンドル軸のニューテーションを減衰させることができる。
- (6)姿勢計測にて姿勢決定に必要なデータを得る。

5. 1. 1. 3 姿勢系構成

PLANET-A/MS-T5の姿勢系は、前項に記述した要求機能を満足するため、以下のサブシステムにより構成される。

〈姿勢系を構成するサブシステム〉

- ・姿勢センサ ; スピン型サンセンサ (SAS) 1台
Vスリット型スタースキャナ (STS) 1台
- ・アクチュエータ ; アキシャルジェット (A_1, A_2) 2台
キャンティッドジェット ($C_1 \sim C_4$) 4台
モーメンタムホイール (MWA) 1台
ニューションダンパー (ND) 1本
- ・制御エレクトロニクス ; 姿勢制御エレクトロニクス (ACE) 1式

PLANET-A/MS-T5の姿勢系の機器配置を図5.1.1-1に、また、姿勢制御系ブロック図を図5.1.1-2に示す。

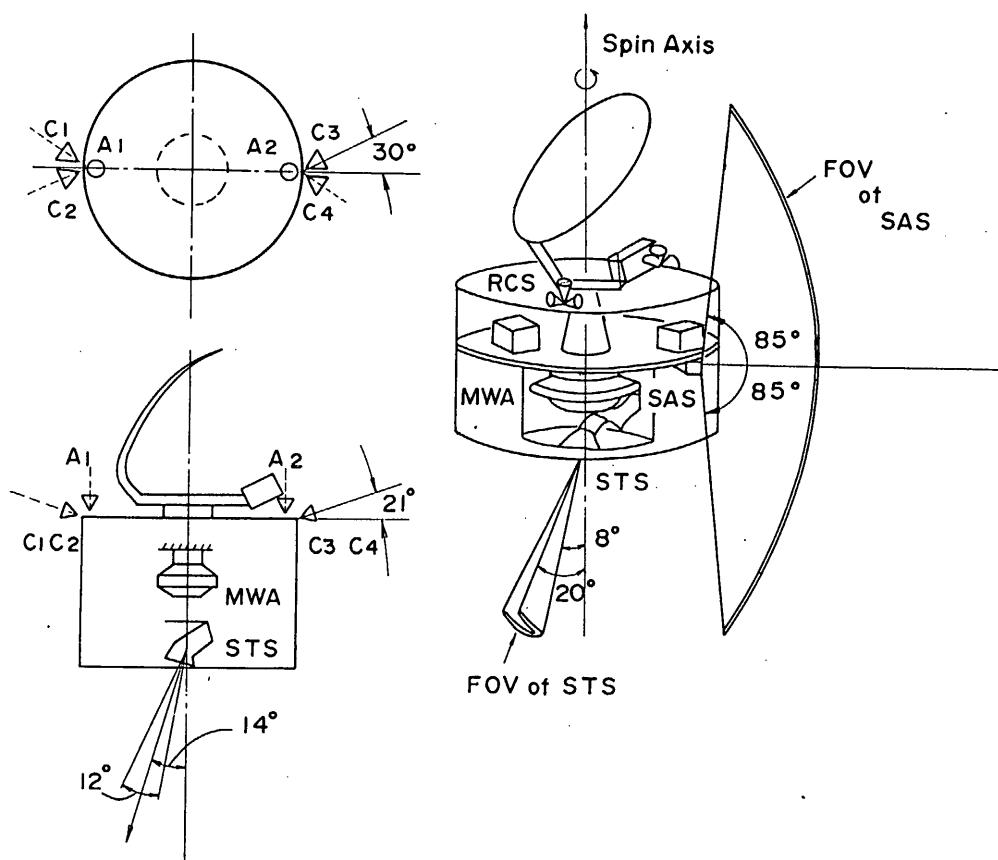


図5.1.1-1 姿勢系機器配置

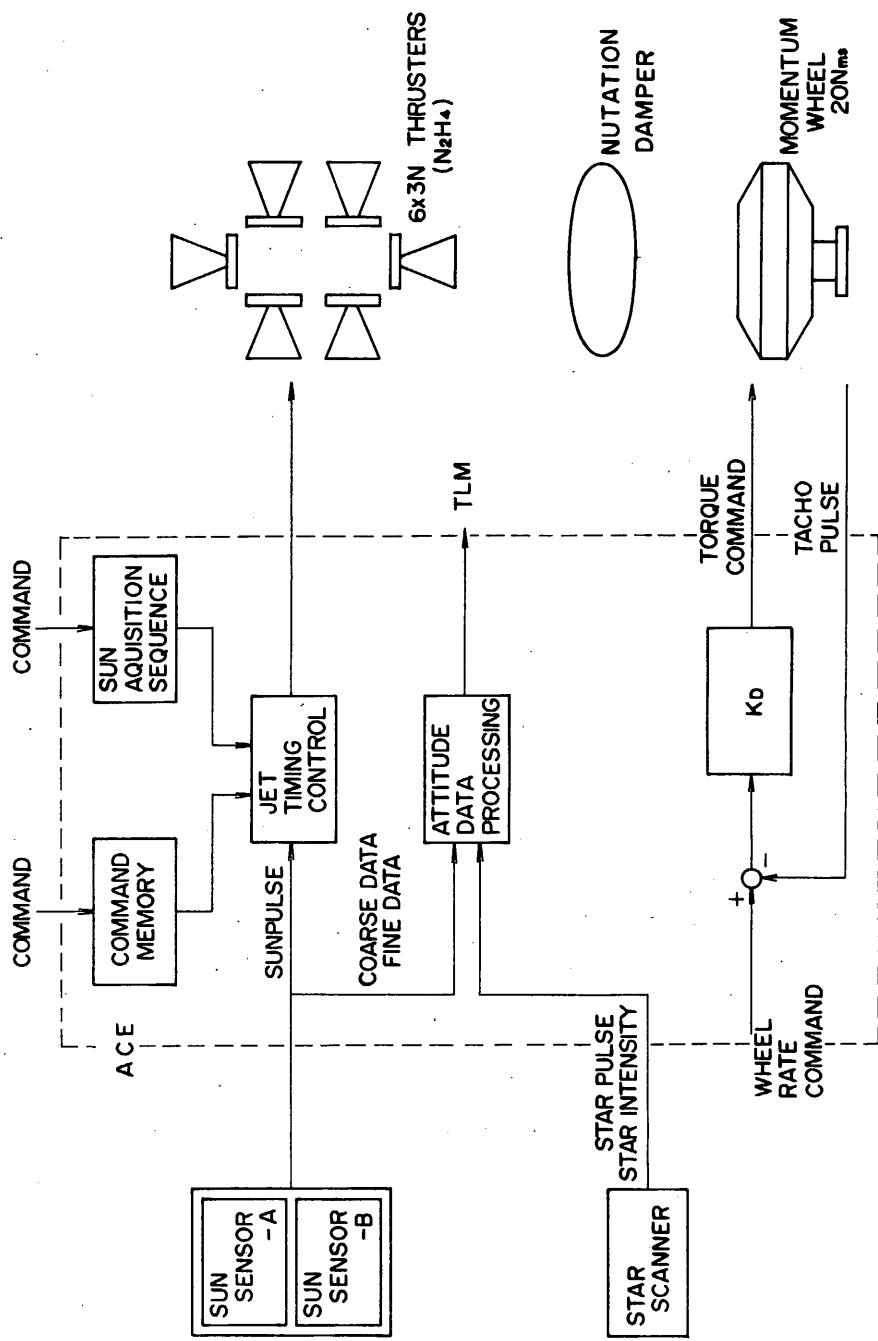


図 5.1.1-2 姿勢制御系方框図

5. 1. 1. 4 姿勢制御機能

PLANET-A/MS-T5は、前項で示した姿勢系の構成により、以下の様な姿勢制御機能を有する。

〈プリセッション制御〉

ガスジェットにより、以下の各プリセッション制御を行なう。

(a) オープンループ制御

スラスター選択、噴射パルス幅、噴射回数、噴射位相を地上からのブロックコマンドにより指定し、プリセッション制御を行なう。この時、噴射時間分解能は 100 msec (3° ; 5 rpm)、噴射位相分解能は角度クロックを用いた場合 $0, 088^\circ$ (時間クロックを用いた場合は、 $7, 8 \text{ msec}$ [$0, 243^\circ$; 5 rpm]) である。

(b) 自動太陽捕捉制御

アキシャルジェット (A_1 or A_2) を噴射パルス幅 100 msec にて、サンパルスと同時に噴射することにより、スピン軸と太陽との為す角 (θ_s) を $90^\circ \pm 3^\circ$ に制御する。

(c) 地球サーチ制御

$\theta_s = 90^\circ \pm 3^\circ$ を保持しながら、スピン軸をプリセスさせる。プリセス速度は、略々 $10^\circ/\text{H}$ である。

〈スピン速度制御〉

キャンティッドジェット ($C_2 + C_4$) により、軌道投入時の $120 \text{ rpm} \rightarrow 30 \text{ rpm}$ のスピンダウンを行なう。このスピンダウン制御は、ブロックコマンドにより連続噴射時間を指定することにより実施する他、サンパルスの周期とスピニレートの設定値 (30 rpm) が等しくなった時にスピンダウンを停止するという機能も有する。また、初期太陽捕捉制御後の $30 \text{ rpm} \rightarrow 5 \text{ rpm}$ スピンダウン、及び、定常航行時のスピニレート調整は、ブロックコマンドにより、噴射時間を指定することにより、実施される。衛星本体のスピニレート設定分解能は、 $0, 04 \text{ rpm}$ である。

〈スロースピン制御〉

衛星本体の持つ角運動量 ($\sim 20 \text{ Nms}$) をモーメンタムホイールにより吸収し、ホイール回転数を一定レートに制御することにより、衛星本体を一定の低スピニレートに制御する。ホイール回転数は、 $2000 \text{ rpm} \pm 300 \text{ rpm}$ 内で設定され、(ホイールレートの設定精度； 0.37

~0.67 rpm)。

〈軌道速度制御〉

アキシャルジェット、キャンティッドジェット、又はこれ等のジェットの組み合せにより所定方向に衛星の速度修正を行なう。

〈姿勢計測〉

スピン型サンセンサとスターセンサにより、スピントレート計測及び姿勢計測が行なわれる。

5.1.1.5 運用シーケンス

PLANET-AのAOCS運用シーケンスを図5.1.1-3に示す。AOCS運用は、以下の4項目からなる制御に大別される。

(a) 初期姿勢捕捉制御

120 rpm → 30 rpm のスピンドダウン、初期投入姿勢から $\theta_d = 90^\circ$ 、 $\theta_E = 90^\circ$ への姿勢アリセス及び 30 rpm → 5 rpm のスピンドダウン制御を行なう。

(b) 軌道速度制御

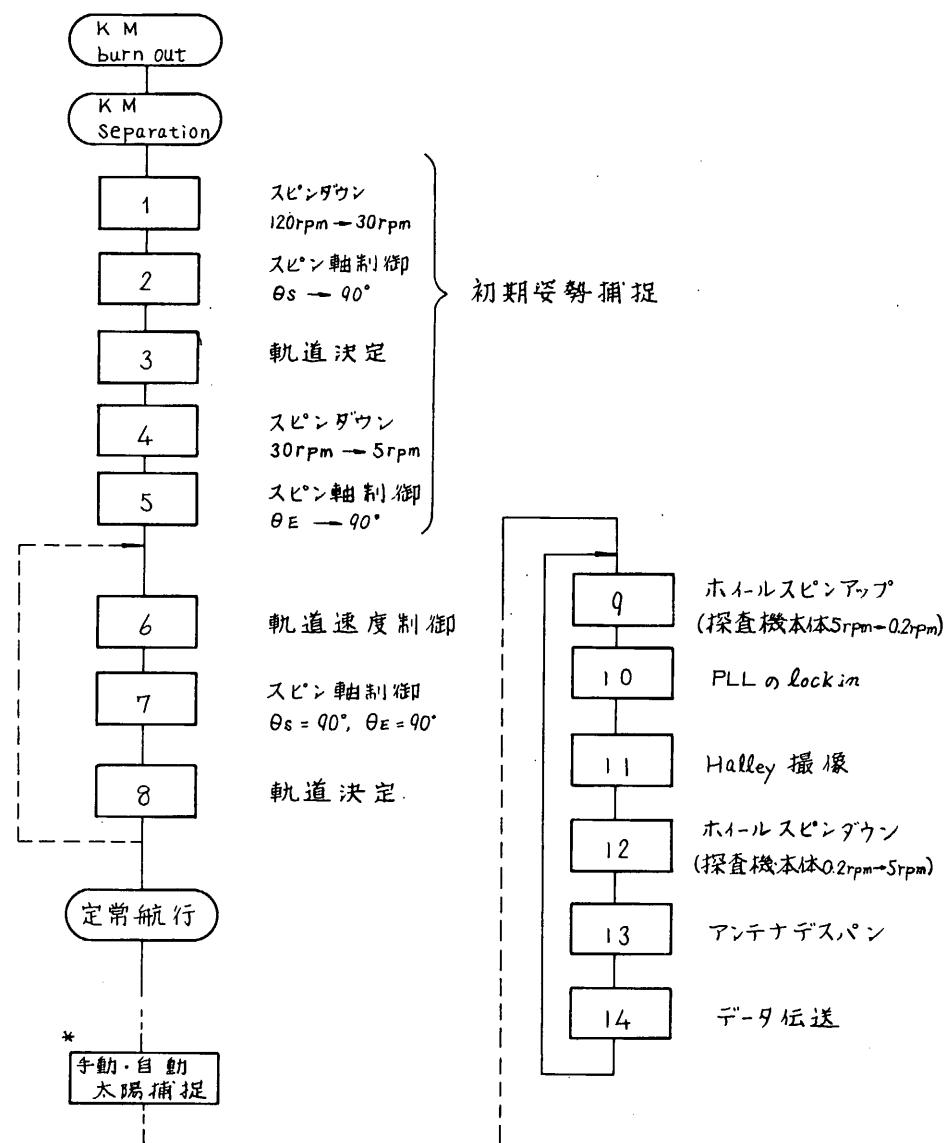
第1次軌道速度制御として打上げ後4~5日後、第2次軌道速度制御として約30日後に実施される。

(c) 定常航行制御

軌道速度制御実施からハレー撮像時に至るまでの期間に受ける、外乱トルク(主として太陽輻射圧)の影響から姿勢を保持する為に、スピン軸を赤道面に対し $90^\circ \pm 3^\circ$ に制御すると共に、スピントレート調整を行なう。

(d) ハレー撮像用制御

ハレー撮像の為に、モーメンタムホイールを一定レートで制御することにより、衛星本体を低スピントレートに制御する。



* 自動太陽捕捉は
Back up用である。

図 5.1.1-3 AOCS 運用シーケンス

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

5. 1. 2. 1 概要

PLANET-A/MS-T5の姿勢検出系は、スピニン型サンセンサ(SAS)とスタースキャナー(STS)によって構成されており、太陽と星を基準にして慣性空間内での衛星姿勢が決定される。

SAS、STSのデータを含む衛星からのテレメトリデータは、KSC局または臼田局で受信され、専用回線を通じて駒場局に伝送される。駒場局の大型計算機(M-200を予定)上で動作する“姿勢決定ソフトウェア”は、伝送されてくるテレメトリデータの中から姿勢関係のデータを抽出し、各種のアルゴリズムを経て衛星姿勢の最適推定を行なう。

以下に、衛星の姿勢検出系とこれにより得られるデータ、これらのデータを処理し姿勢決定を行なう姿勢決定ソフトウェアについて記述する。但し、姿勢決定ソフトウェアについては、現在予備設計段階であり今後いくつかの仕様変更が考えられる。

5. 1. 2. 2 姿勢検出系と得られる姿勢データ

従来の地球周回衛星で地球センサ(HOS)-地磁気センサ(GAS)-SASの姿勢検出系構成で地球と太陽を基準にして衛星姿勢が決定されてきたのとは異なり、PLANET-A/MS-T5ではSAS-STSの構成で太陽と星を基準に衛星姿勢が決定されるという点で、原理的に異なるシステムとなる。いる。

SASの視野はスピニン軸と直角の方向から $\pm 85^\circ$ の領域をカバーするファンビーム視野と、またSTSはスピニン軸と逆の方向から $8^\circ \sim 20^\circ$ の領域をカバーするVスリット型視野を有している。特にSTSの視野配置は、衛星の定常航行および観測時の黄道面垂直姿勢において、カーボンパスを丁度視野の中央に捕えうる様な配置となっている。衛星座標系におけるSAS、STSの視野配置を図5.1.2-1に示す(衛星へのSAS、STS取付配置については、図5.

1. 1-1 参照のこと)。

SAS は、太陽が SAS の視野面を通過する時に、(1)サンパルスと(2)スピン・太陽角データ θ_s を出力する。スピン-太陽角データ θ_s は、グレーコードからなる粗太陽角データ(デジタル)、精太陽角 SIN データ(アナログ)、精太陽角 COS データ(アナログ)から構成されている。一方、STS は星が A スリット、または B スリットを通過する時に(1)スター-パルスと(2)スター強度信号(アナログ)を出力する。

機上では、サンパルスから次のサンパルスまでの時間計測によるスピン周期測定、サンパルスからスター-パルスまでの時間計測、および上述の各種のアナログ信号の A/D 変換が行なわれ、PCM 信号としてテレメータ系に伝送される。以上、地上局で受信される姿勢解析に必要なデータは、次の様にまとめられる。

- a) θ_s : スピン-太陽角データ
- b) T_{SPIN} : スピン周期
- c) T_i : サンパルス発生からスター-パルス発生までの経過時間
($i=1, 2, \dots, N$)
- d) V_i : 上記スター-パルスに対応した星の強度 ($i=1, 2, \dots, N$)

サンパルス、スター-パルス、スター強度信号のタイミングの関係を図 5. 1. 2-2 に示す。また、これらのデータのテレメトリフォーマットについては、表 5. 2. 1-2 を参照のこと。

5. 1. 2. 3 姿勢決定ソフトウェア

PLANET-A/MS-T5 用の姿勢決定ソフトウェアは、大きくわけて以下の機能を有する。

a) 任意姿勢の決定

星が少なくとも 1 個以上検出されている時に、SAS のデータとからアラリオリな姿勢情報なしに衛星姿勢を決定する。

b) 粗姿勢決定機能

星が少なくとも 1 個以上検出されている時に、衛星姿勢の定常時・非定常時を含め、姿勢データの受信に既応して粗い姿勢決定を行なう(実時間処理)。

c) 精姿勢決定とバイアス推定機能

衛星が定常的なスピニ運動をしている場合のデータに対して統計処理を施し、衛星の精姿勢決定と衛星のティルト角などの未知バイアス量の最適推定を行なう(バッチ処理)。また、長時間にわたるバイアス推定の積重ねにより得られる高精度の推定値を使つて、定常的スピニ運動時の実時間での精姿勢決定を行なう。

以上の機能を有する姿勢決定ソフトウェアの機能系統図を図5.1.2-3に示す。各部の機能は以下の通りである。

a) 前処理部

テレメトリデータのLOCK-ON/OFF状態を判定し、LOCK-ONデータと判定された場合、衛星時刻データを含めて姿勢関係のデータを抽出し、SASデータ前処理部、STSデータ前処理部へ送る。

b) SASデータ前処理部/STSデータ前処理部

SASデータ前処理部ではスピニ太陽角の換算、粗太陽角部と精太陽角部のデータの合成を行なう。STSデータ前処理部では、太陽、衛星が地球近傍にいる時の地球などの明るい天体の検出の判定、星を少なくとも1個検出しているかどうかの判定、ならびにいくつかのスターパルスを検出している場合のセパルスの除去、正規パルスの欠落の補間などのSTSデータの前処理を行なう。

c) 星の同定部

2.0mag以上の星のリストを参照しながら、スターパルスのペアリング、太陽との角距離を計算し、対応するリスト内の星を検し、検出された星の同定を行なう。

d) 粗姿勢決定部

上記の同定された星と太陽を使い、幾何学計算により、姿勢の粗推定を行なう。結果を履歴リストとして格納する。また、グラフィックディスプレイ(GD)、ラインプリンタ(LP)などに出力する。

e) 精姿勢決定部

衛星が定常的なスピニ運動をしている場合、バッチ処理プログラムとして用意される精姿勢決定&バイアス推定プログラムで出力されるバイア

ス推定値を使つて精姿勢推定を行なう。結果を履歴リストに格納する。
また、GD、LP等に出力する。

精姿勢決定アルゴリズムとして、姿勢表示に4元数を用いて逐次最小自乗法を採用する。

f) 精姿勢決定＆バイアス推定プログラム

衛星が定常的なスピン運動をしている場合で、しかも1スピン中に複数個の星が検出されている場合のデータを長時間にわたつて格納したデータファイルをベースに精姿勢の決定と未知バイアス量の推定を行なう。長期間にわたるデータを積重ねることによりバイアス推定の精度を上げ、結果をe)への入力データとして出力する。

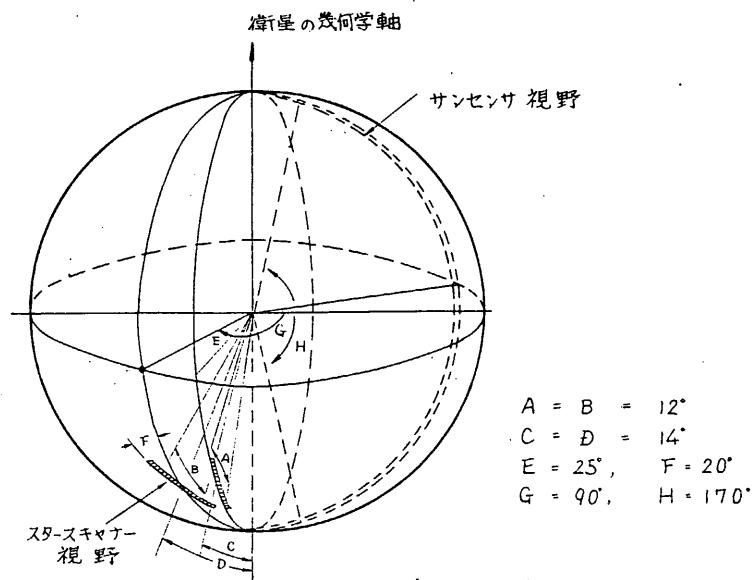


図 5.1.2-1 SAS STS の 視野配置

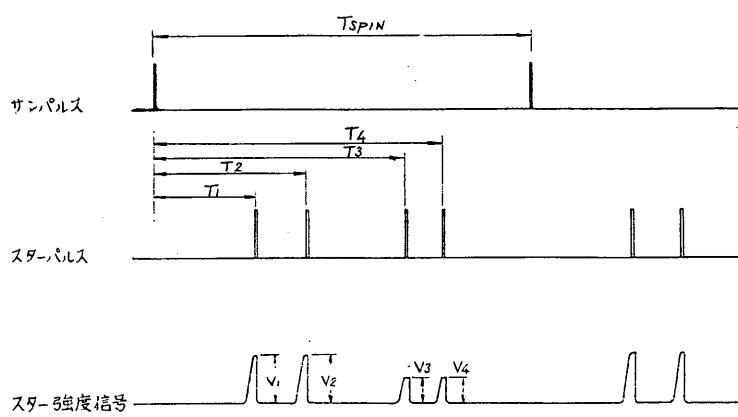


図 5.1.2-2 姿勢関係データのタイミングチャート

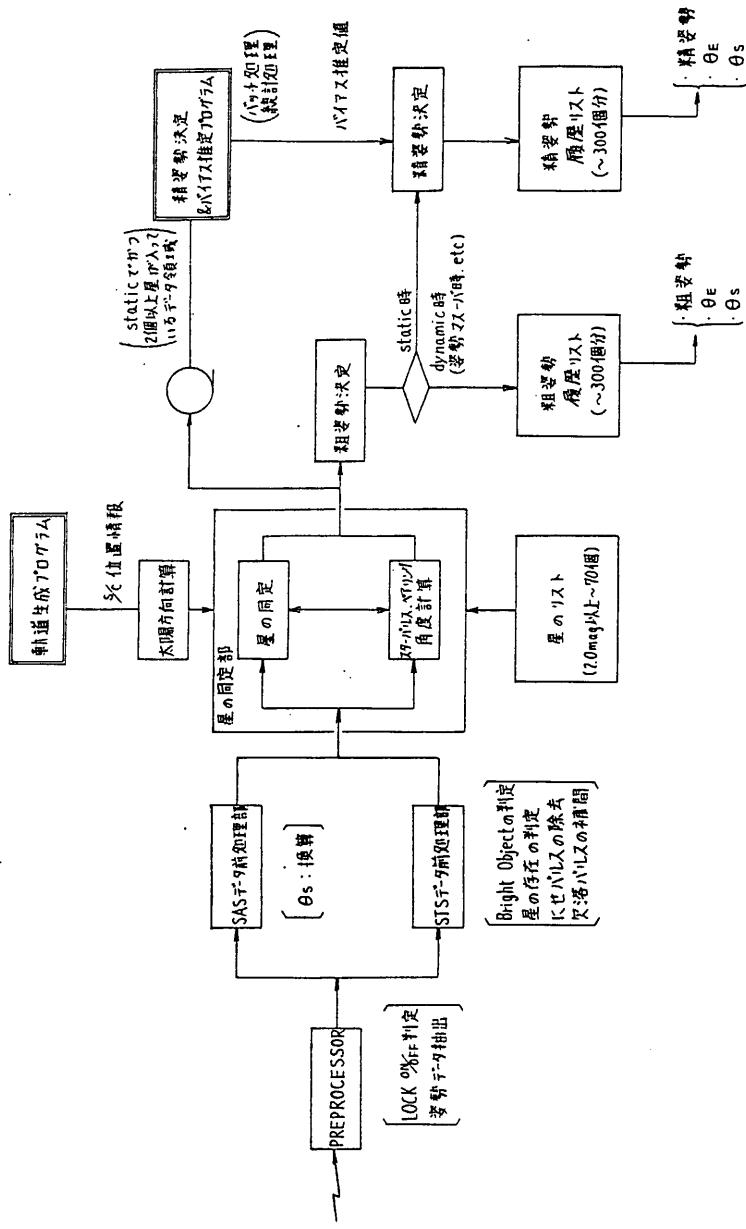


図 5.1.2-3 PLANET-A/MS-T5 用 姿勢決定ソフトウェア 機能系統図

5.1.3 軌道生成

西村研、松尾研、富士通(株)

惑星間軌道生成プログラムは、惑星空間を飛翔する探査機の軌道を大型計算機を使用して探査機の運動方程式を数値積分法によつて計算する大規模プログラムであり、地球周囲衛星の場合とは本質的に異なった幾つかの様相を備えている。すくなくとも太陽、月、火星、木星等の惑星の重力を考慮し、また特に太陽による重力場のひずみを考慮した一般相対論効果をつり加えることにより、少なく半年以上数年にわたる長期間ミッションに適合するよう高速の数値計算アルゴリズムを採用することである。これらの諸点を勘案した軌道生成プログラム(TRIP)はすでに完成し実用に供している。またTRIPの計算結果を利用して、グラフィックディスプレイに表示するためのユーティリティ・プログラム(SCINF)も完成している。

(1) 運動方程式

地心赤道座標系(1950年 - mean)Kによる探査機の座標を $\bar{r} = (x, y, z, v_x, v_y, v_z)^T$ とすれば、探査機の運動方程式は

$$\ddot{\bar{r}} = -\mu \frac{\bar{r}}{r^3} - \sum_{j=2}^n M_j \left[\frac{\bar{r}_{js}}{r_{js}^3} + \frac{\bar{r}_j}{r_j^3} \right] + \sum_{i=1}^m f_i \quad : r = |\bar{r}| \text{ 外同様} \quad (1)$$

と記述される。ここで μ 、 M_j は地球および他天体の重力定数、 \bar{r}_j は他天体の座標とすれば $\bar{r}_{js} = \bar{r} - \bar{r}_j$ 、 f_i は他の加速度項である。上式右辺第一項はもちろん中心力(地球重力による加速度項)であり、次の和記号内の項は太陽、月、惑星など他天体による加速度項であるが、特に割弧の中のオーバークーンは他天体が直接探査機に与ぼす可加速度で、オーバークーンは他天体が地球に与ぼす可加速度項である。

(2) 加速度項

(1)式に含まれる加速度項を列挙すれば以下のように分類できる。

i) 太陽、月および地球を含む9惑星による重力加速度

これは(1)式の1, 2項であるが、これら天体の座標 \bar{r}_j は、NASA(JPL)のエフェメリス・ファイル(天体曆)を使用する。

ii) 中心天体の非対称球状成分による加速度項(調和級数の99項まで)

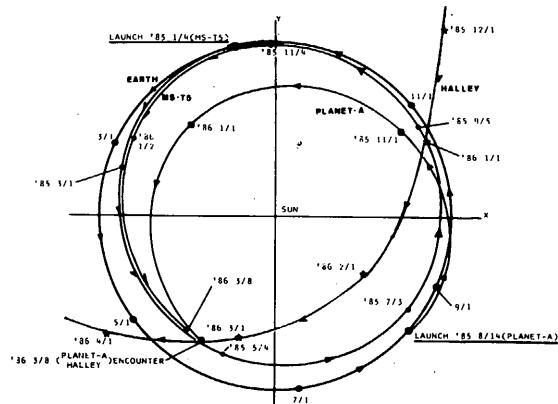


図1. ハーレイ彗星とアネットAの軌道

- iii) 太陽光圧力
- iv) 探査機の軌道修正マヌーバー
- v) 一般相対論効果による加速度
- vi) 大気抵抗による加速度
- vii) 密度(軌道)制御系の燃料リーケークによる加速度

これらの加速度項による影響を示せば図2,3の如くである。図2は地球周辺での主要な加速度を、地心距離を横軸として示したものであり、また図3は太陽の周りを飛ぶ時にかかる加速度項を太陽からの距離を横軸として示してある。ただし惑星は時期によってその影響が異なるため除いてある。また表1に、各加速度項がプラネットAの到達点(1986年3月)においてその軌道に及ぼす影響を示す。最大のものはやはり地球重力の非対称球状成分(特に J_2)と月である。それとそれとの万キロ程度の誤差を生ずる。これは主として探査機の地球脱出時の速度誤差が積分されたものである。他の惑星は2万～3000キロでこの内不規則が1万6000キロ、金星が2000キロ、他の惑星が200キロ程度で不規則の影響が一番大きい。また太陽光圧力は9000キロ程度であり一般相対論効果は100キロ地球脱出時の大気抵抗が2,500キロ、制御用燃料リーケークが数百キロの誤差を生ずる。

(3) 数値積分法

先に述べたように惑星間飛行は、半年乃至数年に亘る長期間の軌道生成を行わなければならぬので、(3)の運動方程式の積分には、その精度要求を充実かつ計算時間を短縮するためには、数値積分法の設計に細心の注意が払われるなければならない。TRIPで採用された手法の特徴は多段法の Adams-Moulton の予測子、修正子法および積分ステップを制御する局所誤差制御法といえるが、さらにその特徴を列挙すれば以下の如くである。

- i) 探査機の位置座標に関しては Stormer の予測子および Cowell の修正子
- ii) 探査機の速度座標に関しては Adams-Bushforth の予測子と Adams-Moulton の修正子

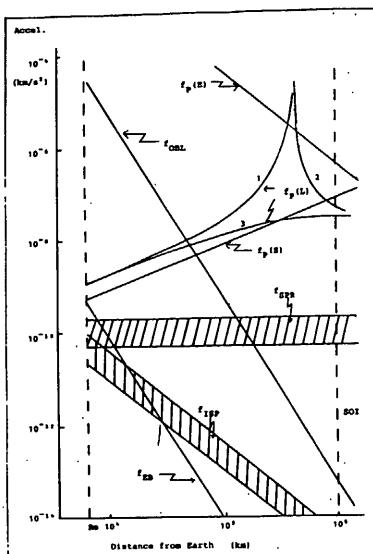


図2. 地球周辺の加速度項

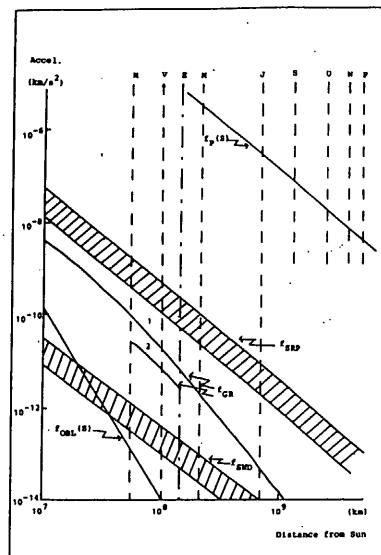


図3. 太陽周辺の加速度項

- iii) 多段法の出発値の計算はと体近似で求める かまくは 8 段の Runge-Kutta 法を用いる。
 iv) 積分ステップ内 の補間は補間公式による。
 v) 積分ステップ・サイズは 固定ステップ・サイズによる場合と局所誤差制御工用にて自動的に可変ステップ・サイズとすることが可能である。
 特に v) の局所誤差制御法の採用によつて、プラネット A の軌道を実例にとれば、初期の急激に曲る双曲線軌道から巡航期の太陽のまわりの大きな橍円軌道に至るまでステップ・サイズは 10 秒から 1.9 日まで変化し、7ヶ月間軌道生成に要する計算時間は M-200 計算機を使用して数秒程度と能率の良いプログラムとなる。

(4) 時系および座標系

TRIP で採用されてい る時系の主要なもののはエフェメリス・タイム (ET) およびユニバーサル・タイム・コオーディネイテッド (UTC) である。前者は内部計算に用いられ、後者は主として入出力表示に採用されて居り、もちろん両者は厳密に変換公式によつて関係づけられている。座標系に関しては主なもののは赤道面座標系および黄道面座標系であり、座標の原点は地球中心、太陽中心、あるいは他の惑星中心とすることが可能である。また地軸の差運動による赤道面の回転を考慮して True of date および 1950-mean の両者の表示が可能である。ただし内部計算はすべて後者の座標系で行っている。

(5) 探査機情報出力アロケーション (SCI NF)

TRIP による計算結果を視覚的に把握するため、グラフィック・ディスプレイ出力用の SCI NF アロケーションが用意されてい る。(ライン・アリント、X-Y プロッタも使用可能) その出力を大別すれば

- 探査機のイベント情報(探査機の可視時刻、マヌーバー時刻等)
- 探査機および天体の軌道情報
- 探査機を中心とする角度情報
- 地上局に対する探査機の情報(ラインジ、ラインシーラー、アンテナ仰角方位角等)

Sensitivity of Orbit w.r.t. Accelerations (Planet-A)

Ob1	Moon	Planets	SRP	ADG	GR
210	204	23	9	2.5	0.1

($\times 1000 \text{ km}$)

表1. プラネット A の軌道偏差

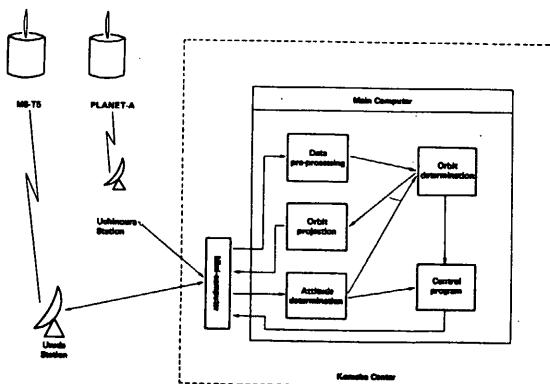


図4. 大規模ソフトウェアの構成

v) 探査機に加わる加速度の項目別情報

ii) に関する直交座標系ばかりでなくケーブラー要素表示、極座標表示、探査機の目標天体に関する衛星面座標(B, B-T, B-Rなど)表示も可能である。

5.1.4 軌道決定とレインジング

西村研、松尾研、富士通(株)

(1) レインジング

深宇宙探査機の軌道決定に使用される情報源は主として電波情報である。地球周回衛星の場合にはこの外アンテナの方位角、仰角などが用いられるが、深宇宙の場合にはその遠距離のためにほとんど役に立たない。電波情報はレインジ、レインジ・レート、one way ドップラーよりも、深宇宙の場合にはオクの one way ドップラーの精度が悪いために使用されることが多い。またレインジよりもレインジ・レートの方が役に立つのは地球周回衛星の場合と異っている。しかし両者とも地上より放せられた電波信号と、これをトランスポンダによって送り返してきる受信信号との相関をとて距離および速度情報をとり出している。いわゆるコヒーレント法信号検出法を用いている点に特徴があり、またそれだけ精度も向上している。レインジングシステムのハードウェア構成について述べることは本項の目的ではないので省略するが、これをトランスポンダを経て送り返されてその時に地上局において受信変調波と発信変調波との相関をとて地上局から探査機までの距離をその時間遅れから精密に計測する。またレインジ・レートは基本的には搬送波に加之られたドップラーシフトを発信波と受信波の周波数偏移から検出する。いずれの場合にも基準信号と受信信号との時間のずれを検出するための精密な時計が必要である。

(2) 軌道推定と推定パラメータ

軌道推定で用いられる推定パラメータは、主として軌道6要素下での運動方程式は5.1.3の(1)式で記述される。しかし6以外にも、地上局位置であるとの太陽光圧力、惑星エフェメリスあるいは重力定数などの推定が試みられることがある。これらを一括して九次元ベクトル X であるとする。その外5.1.3で述べたような数多くの加速度項を規定する定数があり、これらを一括して C ベクトルとすれば、探査機の運動方程式は一般的には次式のように記述される。これは X に関する一階非線形微分方程式である。

$$\dot{X} = f(X, C) \quad (2)$$

この式を5.1.3(3)で述べた数値積分法によて数値積分を行って軌道を求める。

(3) 銀河値と変分方程式

銀河値は本節(1)で述べたように電波情報が主体となるが、一般にこれらを P 次元

ベクトル Y を持つれば Y は X と C に関する非線形方程式で記述される。

$$Y = \varphi(X, C) + n \quad n: \text{観測ノイズ} \quad (3)$$

軌道推定とは結局この Y を与えられて X を推定することであるが(2), (3)式に見るようくに両者とも非線形方程式であるから、問題は非線形推定問題に帰着する。これを厳密に解くことは困難で、通常は基本軌道 X_0 を定めその周りでデータ展開し一次変分に關する線形方程式について線形推定理論を適用する。いま Y を X_0 で偏微分すれば、

$$A = \frac{\partial Y}{\partial X_0} = \frac{\partial Y}{\partial X(t)} \cdot \frac{\partial X(t)}{\partial X_0} = H \bar{\varphi}(t, t_0) \quad (4)$$

と分解できる。 A を観測行列と呼び $\bar{\varphi}(t, t_0)$ を t_0 から t までの遷移行列と呼ぶ。 $\bar{\varphi}$ は 5.1.3 の (11) 式を $X(t)$ について偏微分して

$$F(t) = \frac{\partial f}{\partial X(t)} \quad (5) \quad \text{とすれば} \quad \frac{\partial \bar{\varphi}(t, t_0)}{\partial t} = F(t) \bar{\varphi}(t, t_0), \quad \bar{\varphi}(t_0, t_0) = I \quad (6)$$

I : 単位行列

(6) 式を変分方程式といい、遷移行列 $\bar{\varphi}$ はこの変分方程式を数値積分することによって求められる。

以上は推定(solve-for)パラメータについて述べたが、その外考慮(consider)パラメータといって、直接推定はしないが共分散解析、感度解析などに使用するパラメータがあり、これらは地上局位置、制御用燃料率、地球重力非対称球状成分などがあり、推定パラメータと併せて 50 程度はなる予定である。しかし、(6)式の変分方程式は少なくとも $6 \times 50 = 300$ テの一階多元微分方程式を積分しなければならぬ。

(4) フィルタ

ここでいうフィルタとは推定パラメータのダイナミクスが(2)式で与えられ、電波情報などの観測値が(3)式で与えられた時に X の最適推定値を求めるアルゴリズムのことである。それにはいろいろな方式があるが、本プログラムでは、古典的には最小自乗法を修正したベイズの重みつき最小自乗法を用いる。そして非線形推定に付けるため繰り返し(iteration)機能を備える。

人工衛星の軌道推定に用いられる基本的な方式は、ある時刻を定めてこれを元期(epoch)と呼び、このときににおける状態(座標)をその後の一定期間のデータを用いて推定してやる元期における次の軌道 X を知るところのものであり、その推定アルゴリズムは以下のじとくである。

$$X^{(0)} = X_0 \quad (7)$$

$$X^{(i+1)} = X^{(i)} + [P_0^{-1} + A^T R^{-1} A]^{-1} [A^T R^{-1} (y - \lambda(X^{(i)})) + P_0^{-1} (X_0 - X^{(i)})] \quad (8)$$

ここで $X^{(i)}$ は $i-1$ 回目の iteration における基本軌道(元期における)を示し、 P_0 は X_0 に対する初期共分散であり、 R は観測ノイズの共分散である。(7)式を初期値として (8)式の繰り返し計算を所定の判定規準に従って推定値が収束するまで実行する。ここで最終値を $X^* = X^{(i)}$ とすれば、

$$P = [P_0^{-1} + A^T R^{-1} A]^{-1} \Big|_{X = X^*} \quad (9)$$

は推定後の事後共分散である。ここで t_0 から将来の時刻 t への予測の推定値に関する式は

$$\dot{X}^* = f(X^*, C) \quad X^*(t_0) = X^* \quad (10)$$

の数値積分を行ふ。また予測後の共分散は (6)式の裏を用いて

$$P(t) = \Psi(t, t_0) P(t_0) \Psi^T(t, t_0) \quad (11) ; \quad P(t_0) = P \quad (9) \text{式による}$$

また (9)式の行列の逆転は観測性の悪さから割算の中の行列の行列式が 0 に近くなるればしばしば問題を生ずるので、数値計算上秀れていたスクエア・ルート法を採用する予定である。

(5) 観測量の補正

観測量(特に電波情報)の補正は、深宇宙探査機の軌道推定問題において最大の問題となることが予想される。補正の主な項目を挙げれば、相対論効果、電離層および太陽アラスマ補正、大気圏屈折補正等である。たとえば相対論効果では、アラスマ A の到着時にみて片道約 8 分間の電波伝送に対する遅れは数キロにも達すると予想され、また地球の太陽重力場内における公転および自転による地上局標準時計の誤差はレインジ換算で数メートルへ数十メートルに達する。また電離層、大気層補正も同じく数十メートルに及ぶものと考えられ、レインジおよびレインジレートに対する目標許容誤差がそれより $10 \text{ メートル} \text{ および } 10^{-6} \text{ s}$ (60 秒カウントタイム)であることを考えれば、この観測量の補正が慎重な検討を要することが判る。

以上、観測量の補正を含めた軌道決定プログラムは、慎重な準備検討を経て以下、開発中である。

最終段打出しの直後にPLANET-AがKSCの視界から消える。この不可視の時間帯では、姿勢制御システムによってPLANET-Aのスピンドルを2Hzから30rpmに落とし、スピンドル軸を太陽とPLANET-Aを結ぶ線に垂直に向けて、PLANET-Aの横腹の太陽電池から充分な電力が供給されるようとする。

最終段打出しの約5時間後に、PLANET-Aは再びKSCの可視領域に入り、可視時間が約9時間続く。この間にKSCの10mのアンテナで得られたrangeおよびrange rateの情報を用いて初期の軌道決定を行う。

2度目に日本から見える状態にな、た時には、長野県臼田の64mの深宇宙アンテナによって追跡が行われる。そしてプリセッション制御によってスピンドル軸を太陽とPLANET-Aを結ぶ線の回りに回転させ、高利得アンテナ(HGA)が地球を向く位置まで持ってくる。臼田の64mのアンテナのビーム幅が0.14°なので、自動追尾能力が限られており、プログラム制御がその正常な運用モードである。したがって、最初に日本から見え始めた時の軌道決定情報は、予測仰角と方位角の時間履歴の形で臼田に提供される。

深宇宙局により正確なrangingと軌道決定が行われる4~5日後に、第1回目の軌道修正が行われる。PLANET-Aは高々100m/sの速度修正能力しか持たないので、投入誤差に起因する△V(投入速度の分散の1/2は速度の大きさにして30m/s、方向にして0.5°位である)は、この能力を超えることが充分予想される。もし、この投入誤差からくる△Vが軌道修正能力の範囲内であれば、第2回目の軌道修正を行う。ミッションの要求に照らして、軌道修正は高々2回と考えている。

軌道修正の後は、PLANET-Aの飛行姿勢はスピンドル軸が黄道面に垂直になる巡航状態に入り、前半では主として太陽風の測定を、ハレーの視野角が大きくなる後半では真空紫外によるハレー撮像を行い、この間太陽輻射圧による姿勢の擾乱を補償するためにヒドロジンジェットによる姿勢制御を10日間隔で行う。通常の巡航モードでは、このようにスピンドル軸を黄道面に垂直に保つが、PLANET-Aと地球との程離れていない最初の数十日間は、HGAを地球へ向けるためには姿勢を傾ける必要があるのは、前述した通りである。

最後にPLANET-Aのハレー最近接の前後数日間にわたるハレー撮像の段階では、スピンドルは巡航中の5rpmから、モーメンタム・オーナーの駆動によって更に落として0.2rpmにする。

5.2.

軌道・姿勢制御装置

5.2.1

軌道・姿勢制御装置(ACE)

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

5.2.1.1 概要

本装置はPLANET-Aの軌道姿勢制御及び、姿勢データ計測を行なうための装置である。ACEは、直接、サンセンサ、スタースキナー、モーメンタムホイールをドライブし、必要な電源電圧・制御信号を供給し、各機器からの出力データあるいは、モニタ信号を処理する。また、ジェットスラスターの電磁弁ドライブ信号を出力する。その他に、ニューテーションパンパ、スタースキナー、ジェットスラスターのヒータをON/OFFする機能も有する。

5.2.1.2 機能

1) ホイール制御

ハレー彗星の撮像のため探査機のスピンドルを $0.2 \text{ rpm} \pm 0.3\%$ に保持する必要があり、ホイールの回転数を $\pm 0.19 \text{ rpm}$ に安定させることによりこれを実現する。ホイールの回転数は、 $2000 \text{ rpm} \pm 300 \text{ rpm}$ の範囲で、任意の回転数をブロックコマンドにより設定する。設定は、 $0.95 \mu\text{s}/1 \text{ bit}$ の分解能をもち、 $0.05 \sim 0.08 \text{ rpm}$ の精度で設定可能である。

2) ジェットスラスター制御

探査機に搭載されている6つのジェットスラスターをドライブし、下記の様な軌道姿勢制御を行なう。

- ・軌道速度制御
- ・スピンドル制御
- ・スピンドル制御

このうち、スピンドル制御については、次の3つの制御の方法が可能である。

- ・ブロックコマンドにより、噴射タイミング、時間、回数を設定する。
- ・自動太陽捕捉モード

・ 地球サーチモード

ブロックコマンドによる RCS 制御モードは、5つのブロックコマンドで設定される。

スラスター噴射順序指定コード 2bit は、ジェットスラスターの制御メモリのエリアを示す。

コード	メモリエリア
00	1
01	2
10	3
11	4

位相クロック指定は、サンパルスから、ジェット噴射までの時間を、角度クロックで設定するか、時間クロックで設定するかを指定する。

位相クロック指定

1	角度クロック (0.0879 deg / 1 bit)
0	時間クロック (7.81 msec / 1 bit)

この時の角度クロックは、DCE から供給される 2^{12} fs を使用する。また、これらのクロックによって計測される位相は、BLOCK COMMAND 4 と 5 により、0 ~ 65535 の間で設定できる。

連続噴射モードとパルス噴射モードは、BLOCK COMMAND 1 の 4SB で設定する。

1	連続噴射モード
0	パルス噴射モード

連続噴射モードの時には、BLOCK COMMAND 1 の 5SB から BLOCK COMMAND 2 の LSB までの 12 ビットで噴射時間と設定する。この場合、125 msec / 1 bit で、0 ~ 512 sec まで設定できる。パルス噴射モードの時には、BLOCK COMMAND 1 の 5SB、6SB で噴射パルス幅を指定し、7SB から BLOCK COMMAND 2 の LSB までの 10 ビットで噴射回数 (0 ~ 1023 回) を設定する。

設定コード	パルス幅
00	100 msec
01	200 msec
10	400 msec
11	800 msec

BLOCK COMMAND 1 ~ 5 までの 40 ビットで、1つのジェット制御が指定できる。ACE のコマンドメモリは、これらのジェット

ト制御を4種類ストアでき、コマンドにより、どのエリアのジェット制御をスタートさせるか指定する。

自動太陽捕捉モードでは、アキシャルジェットをサンパルスの出力されたタイミングで噴射し、太陽角(θ_s)が、 $90^\circ \pm 3^\circ$ に収まるようにスピンドルを制御する。制御論理は、次の様に構成し、サンパルスが発生したタイミングで実行する。

$5^\circ < \theta_s < 87^\circ$	アキシャルジェット A_2 を噴射する。
$93^\circ < \theta_s < 175^\circ$	アキシャルジェット A_1 を噴射する。
$89^\circ < \theta_s < 91^\circ$	ジェット噴射を停止する。
$87^\circ < \theta_s < 89^\circ$	前の状態を保持する。制御中であればそのまま続行する。
$91^\circ < \theta_s < 93^\circ$	

ただし、スラスター噴射時間は、 30 rpm で、 200 msec 、 6.5 rpm で 100 msec に切替える。この切替えは、ACE内部で自動的に行なう。

自動太陽捕捉時には、2つのサンセンサヘッド(AとB)の信号を両方共取り込み、どちらか一方のセンサの視野内にのみ太陽が存在している場合は、そのセンサの信号を選択し、両方のセンサが太陽を捉えている場合には、コマンドで指定されているセンサの信号を使う。

地球サーチモードでは、サンパルスが8回入力するごとに1回、キャンティドジェット C_1, C_3 を同時に 100 msec 噴射する。このジェット制御により、太陽方向から見て CW 方向にスピンドルが回転する。この回転レートは、 6.5 rpm 時に、 $36.9 \sim 73.8\text{ 時間/周}$ である。地球サーチモードの最中太陽角が、 $90^\circ \pm 3^\circ$ の範囲を逸脱した場合には、太陽捕捉を並行して行なう。

3) スターセンサデータ処理

ACEでは、スターセンサからのスターパルス、スターアナログ信号を受け、サンパルスと各スターパルスの時間間隔を位相データとし、スターアナログ信号電圧をA/D変換し、明るさのデータとしている。

スターパルス1個について得られるデータ 24 bit (位相 16 bit, 明るさ 8 bit) を 32 組分取得し、取得完了時テレメータ伝送する。

位相データについては、WHEELの回転時、停止時とで計測クロックを切替える。WHEEL回転時には、 128 Hz のクロックを使い停止時には、 4096 Hz のクロックを使つて行なう。これにより、 0.0095 deg/1 bit 程度の位相分解精度が得られる。

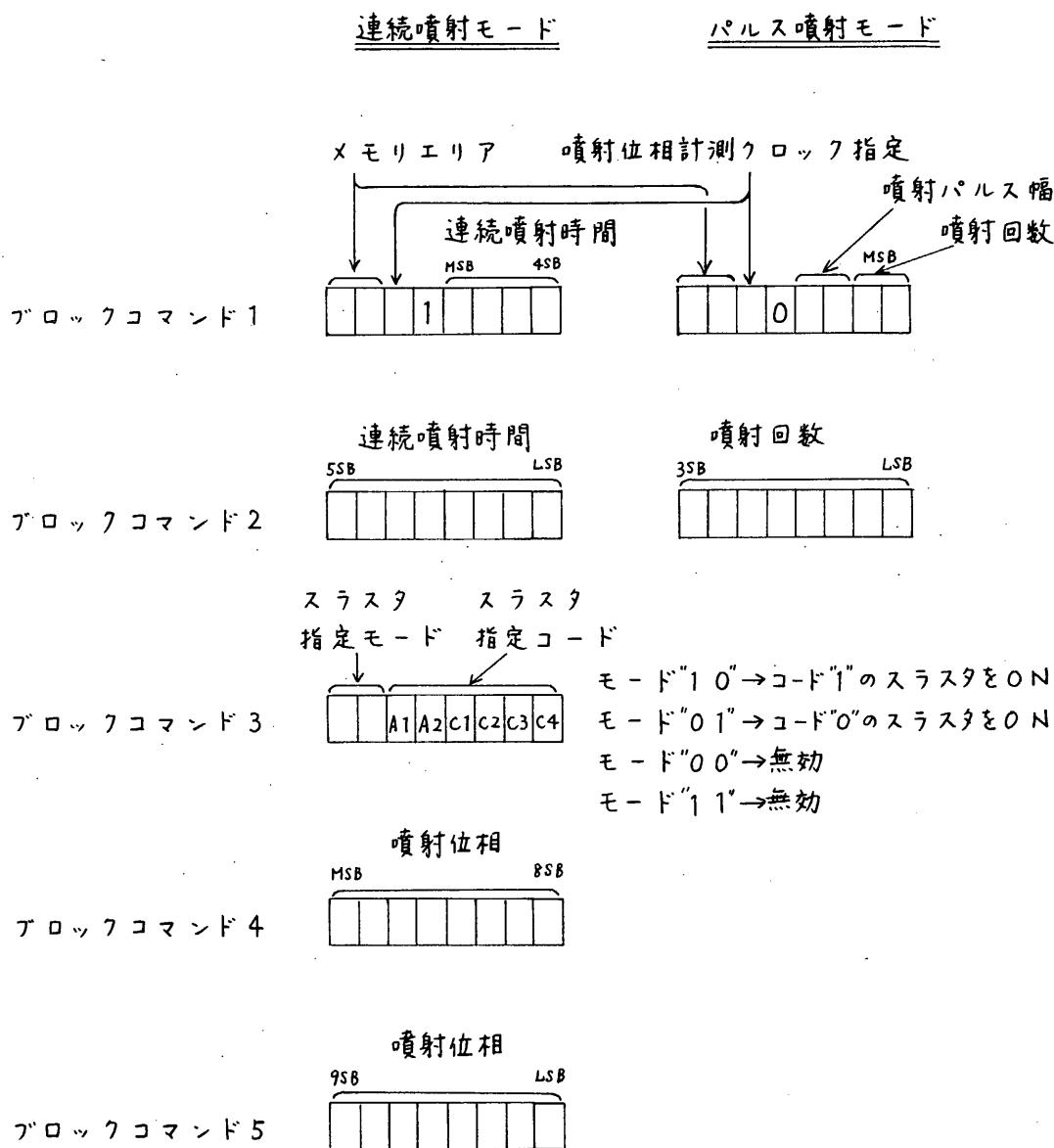


図 5.2.1-1 ジェットスラスタ制御のためのブロックコマンド

5. 2. 1. 3 性能

電気的性能

1) コマンド

ACEで使用するコマンド及びその機能を表5.2.1-1に示す。

2) テレメータフォーマット

ACEから出力されるテレメータデータのフォーマットを表5.2.1-2に示す。

3) ホイール制御系

回転数設定範囲	2000 rpm \pm 300 rpm
回転数設定ビット数	16 bit
回転数設定精度	0.05 ~ 0.08 rpm / 1 bit
安定度	\pm 0.19 rpm 以下
応答時間	7分以内 (0 rpm \rightarrow 目標レート \pm 1% まで)
ホイール減速時間1	6分以内 (2000 rpm \rightarrow 512 rpm)
ホイール減速時間2	12分 \pm 2分 (512 rpm \rightarrow 0 rpm)

4) ジェット制御系

ジェット制御メモリ容量	40 bit \times 4
噴射位相カウンタクロック	角度クロック 0.0879 deg 時間クロック 7.81 msec
噴射位相設定範囲	0 ~ 65535 クロック
連続噴射時間設定範囲	0 ~ 512 sec
連続噴射時間設定精度	125 msec / 1 bit
パルス噴射時間	100 msec, 200 msec 400 msec, 800 msec
パルス噴射回数設定範囲	0 ~ 1023 回

5) 姿勢データ計測

コース太陽角データ	8 bit グレイコード
ファイン太陽角データ	COS 信号 8 bit A/D
スター位相データ精度	SIN 信号 8 bit A/D 0.0095 deg / 1 bit
スター明るさデータ	8 bit A/D

6) 消費電力

+ 12 V	30 mA 以下	} 計 1.43 W 以下
- 12 V	35 mA 以下	
+ 5 V	130 mA 以下	

+ 15 V 150 mA 以下 (ピ-ク時のみ)

この他に、ACEには、+BUS、+28V電源が入力されるが、これらは、ヒータ、サンセンサ、スターセンサ、ホイール、ジェットスラスターで消費される。

機能的性能

1) 形状

180^Wmm × 240^Lmm × 127^Hmm

2) 重量

4.0 kg 以下

表5. 2. 1-1 ACEコマンド項目(1/2)

コマンド項目	コマンド機能
ACE-ON	ACEの電源をONする。JET制御メモリを消去する。
ACE-OFF	ACEの電源をOFFする。
SAS-A-ON	SAS-Aの電源をONする。SAS-Aのデータを選択する。サンパルスCALをOFFする。
SAS-B-ON	SAS-Bの電源をONする。SAS-Bのデータを選択する。サンパルスCALをOFFする。
SAS-CAL-ON	SAS-A, SAS-Bのデータを禁止し、擬似サンパルスを発生する。
SAS-A-OFF	SAS-Aの電源をOFFする。
SAS-B-OFF	SAS-Bの電源をOFFする。
STS-ON	STSの電源をONする。
STS-OFF	STSの電源をOFFする。
WHEEL-ROTATION	WDE/MWAの電源をONし、ホイールを加速する。
WHEEL-STOP	WHEELの減速を開始する。
WDE-OFF	WDE/MWAの電源をOFFする。
RCS-CONT1-START	ジェット制御メモリのエリア1の内容に従、マジェット制御を開始する。
RCS-CONT2-START	エリア2の内容に従、マジェット制御を開始する。
RCS-CONT3-START	エリア3の内容に従、マジェット制御を開始する。
RCS-CONT4-START	エリア4の内容に従、マジェット制御を開始する。
RCS-CONT-STOP	ジェット制御を停止する。
SUN-ACQUIS-ON	自動太陽捕捉を開始する。
SUN-ACQUIS-OFF	自動太陽捕捉制御を停止する。
EARTH-SEARCH-ON	地球サーチモードをENABLEにする。 (DPUからのONE WEEK TIMER信号により地球サーチを開始する)
EARTH-SEARCH-OFF	地球サーチモードをDISABLEにする。
BC-ENABLE-4	RCS制御のためのブロックコマンドを入力する。
BC-ENABLE-5	ホイール回転数設定のためのブロックコマンドを入力する。

表5.2.1-1 ACEコマンド項目(2/2)

コマンド項目	コマンド機能
BC-ENABLE-6	スタースキャナーのスピントレート設定、スレッショルドレベル設定のためのブロックコマンドを入力する。
ラッチングバルブA-ON	RCS系のラッチングバルブAを開く。
ラッチングバルブA-OFF	RCS系のラッチングバルブAを閉じる。
ラッチングバルブB-ON	RCS系のラッチングバルブBを開く。
ラッチングバルブB-OFF	RCS系のラッチングバルブBを閉じる。
配管ヒーター-ON	RCS系の配管のヒーターをONする。
配管ヒーター-OFF	RCS系の配管のヒーターをOFFする。
バルブヒーター-ON	RCS系のスラスタバルブのヒーターをONする。
バルブヒーター-OFF	RCS系のスラスタバルブのヒーターをOFFする。
タンクヒーター-ON	RCS系のタンクのヒーターをONする。
タンクヒーター-OFF	RCS系のタンクのヒーターをOFFする。
スラスタヒーター-ON	RCS系の触媒層のヒーターをONする。
スラスタヒーター-OFF	RCS系の触媒層のヒーターをOFFする。
STSヒーター-HIGH-ON	STSのヒーター(10W)をONする。
STSヒーター-LOW-ON	STSのヒーター(5W)をONする。
STSヒーター-OFF	STSのヒーターをOFFする。
NDヒーター-ON	NDのヒーターをONする。
NDヒーター-OFF	NDのヒーターをOFFする。

表5. 2. 1-2 ACEテレメータデータ(FORMAT 4)(1/3)

	F _{4n}	F _{4n+1}	F _{4n+2}	F _{4n+3}
W ₂₁	粗SAS	精SAS-SIN	粗SAS	精SAS-SIN
W ₂₂	RCSモニタ	精SAS-COS	RCSモニタ	精SAS-COS
W ₂₃	RCS制御	RCS制御	RCS制御	RCS制御
W ₂₄	モリデータ	モリデータ	モリデータ	モリデータ
W ₂₅	エリア1	エリア2	エリア3	エリア4
W ₂₆				
W ₂₇				

表5. 2. 1-2 ACEテレメータデータ(2/3)

	F _{4n}	F _{4n+1}	F _{4n+2}	F _{4n+3}
W ₂₁	粗SAS	精SAS-SIN	粗SAS	精SAS-SIN
W ₂₂	RCSモニタ	精SAS-COS	RCSモニタ	精SAS-COS
W ₂₃	RCS制御	STS 温度	ホイール電流	ホイール誤差
W ₂₄	ステータス	STS コマンド	ホイール 設定	ホイール 温度
W ₂₅		STS 波高値	回転数	STS 波高値
W ₂₆		STS 位相	ホイール回転数 モニタ	STS 位相
W ₂₇				

表5. 2. 1-2 ACEテレメータデータ(3/3)

	F _{4n} W ₁₄	F _{4n+1} W ₁₄	F _{4n+2} W ₁₄
B ₀	ACE-ON/OFF	RCS制御 ON/OFF	スラスター-ON
B ₁	SAS-A-ON/OFF	太陽捕捉 ON/OFF	サンクヒータ ON
B ₂	SAS-B-ON/OFF	地球捕捉 EN/DIS	ペリオドヒータ ON
B ₃	SAS選択A/B (M)	地球捕捉 ON/OFF	バルブヒータ ON
B ₄	SAS選択A/B (A)	SPIN-STATUS	STS ヒータ ON
B ₅	CAL-ON/OFF	STS-ON/OFF	STS ヒータ ON
B ₆	WDE-ON/OFF	バルブA O/C	NDE-ON
B ₇	WHEEL-RO/STP	バルブB O/C	—

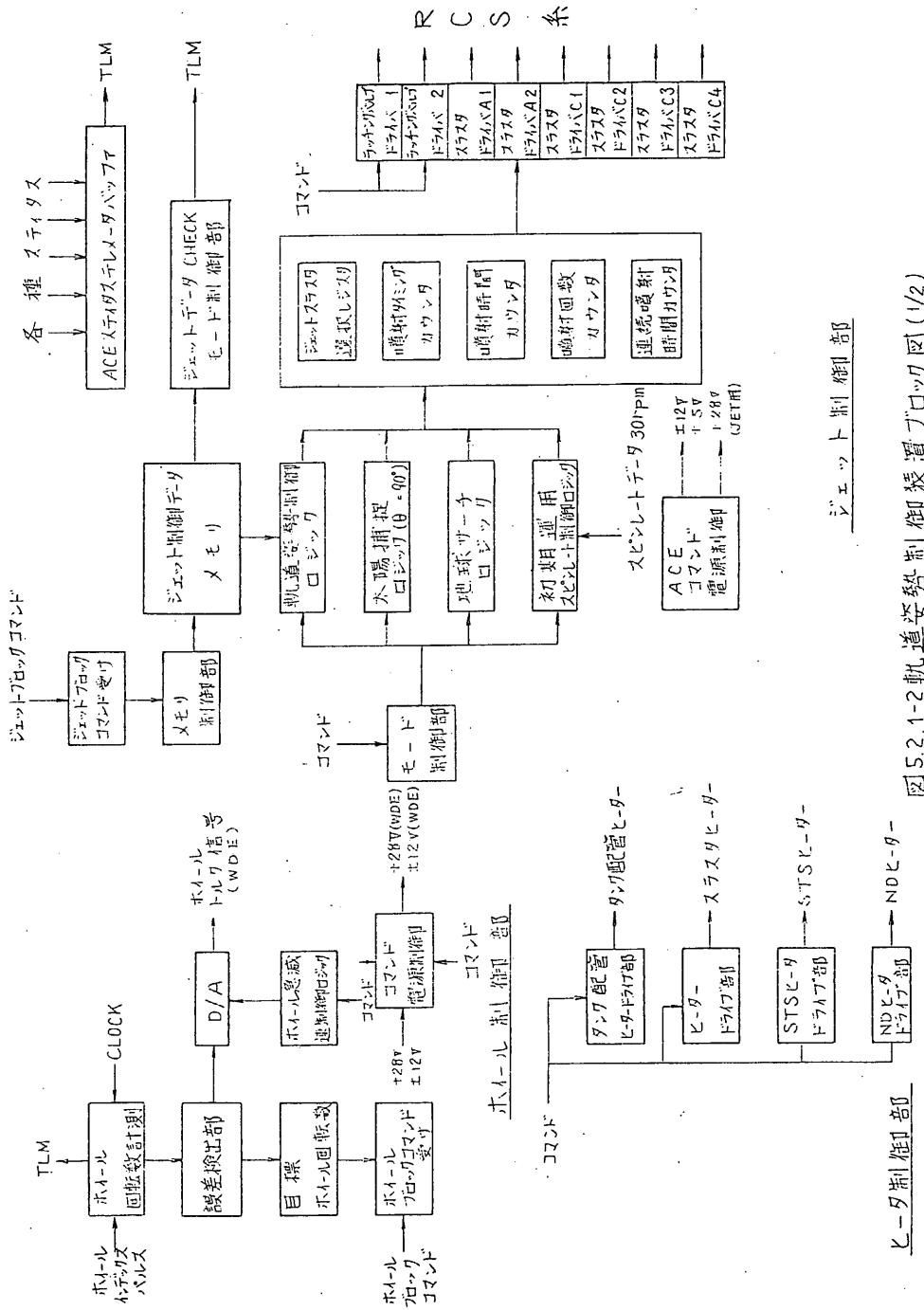


图 5.2.1-2 机道支撑装置示意图 (1/2)

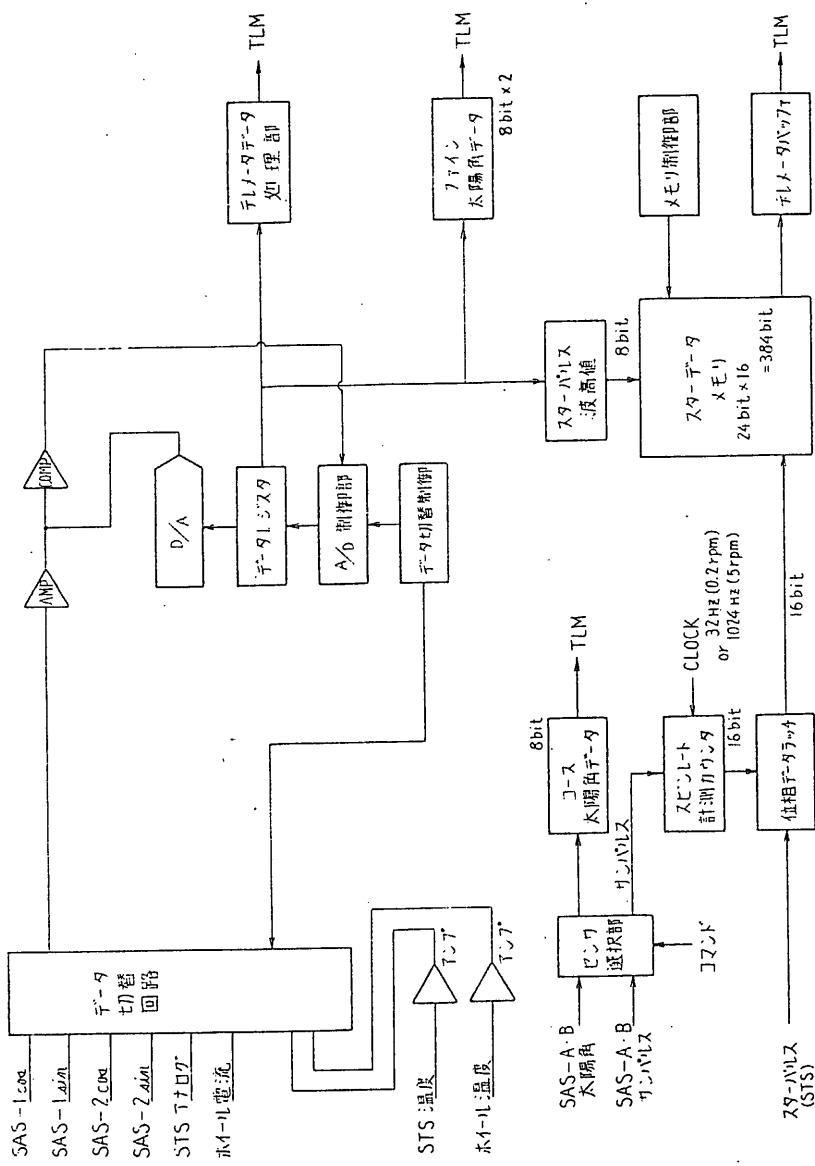


図 5.2.1-2 軌道姿勢制御装置 ブロック図 (2/2)

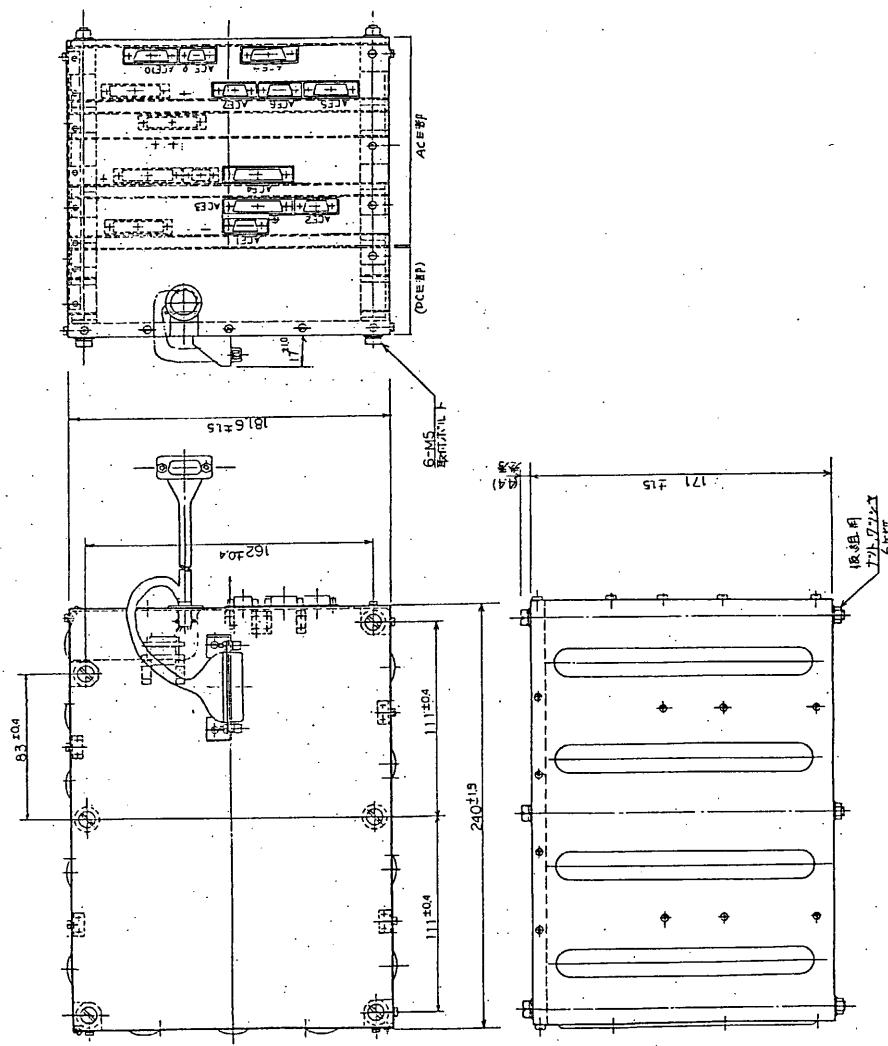


図 5.2.1-3 軌道姿勢制御装置 外観図

宇宙科学研 ニ宮研究室
 日本電気(株)
 三菱プレシジョン(株)

5. 2. 2. 1 概要

本装置は、スピンドル軸方向に角運動量を発生させるのに使われる、姿勢制御のためのアクチュエーターである。PLANET-Aでは、UVIによるハレー観測モードに、スピンドルレートを0.2 rpmに保つのに用いられる。

5. 2. 2. 2 構成

本装置は、フライホイールとそれを駆動するモータから成るモーメンタムホイールアセンブリ(MWA)及び、それをドライブするための電子装置であるホイールドライブ装置(WDE)から構成される。

5. 2. 2. 3 機能

MWA/WDEは、下記の機能をもつ。

- (1) MWAは、その回転軸方向にトルクを発生させ、また角運動量のストレージを行なう。
- (2) WDEは、ACEからのホイール制御信号に比例したトルクを発生するようMWAを制御する。
- (3) 回転数を示すTACHO-PULSEを出力する。
- (4) 温度、ホイール電流、ホイール電圧のモニタ信号を出力する。

5. 2. 2. 4 性能

(1) 物理的性能

ホイール回転数範囲	2000 rpm \pm 300 rpm
ローター部慣性モーメント	0.0955 kg m ²
角運動量	20 N ms
発生トルク	0.05 N m以上
モーター	DC ブラシレスモーター
損失トルク	0.017 N m以下

回転方向
角運動量方向精度 C C W (M W A 取付面より見た時)
取付面垂直方向に對し 1 分角以下

(2) 電気的性能

トルク特性	0.01 Nm / 1 volt
消費電力 + 28V	25W 以下 (5°-7時)
	5W 以下 (定常時)
+ 12V	0.15W 以下
- 12V	0.15W 以下

(3) 機械的性能

外形・寸法	図 5.2.2-1
重量 MWA	7.25kg 以下
WDE	1.4kg 以下

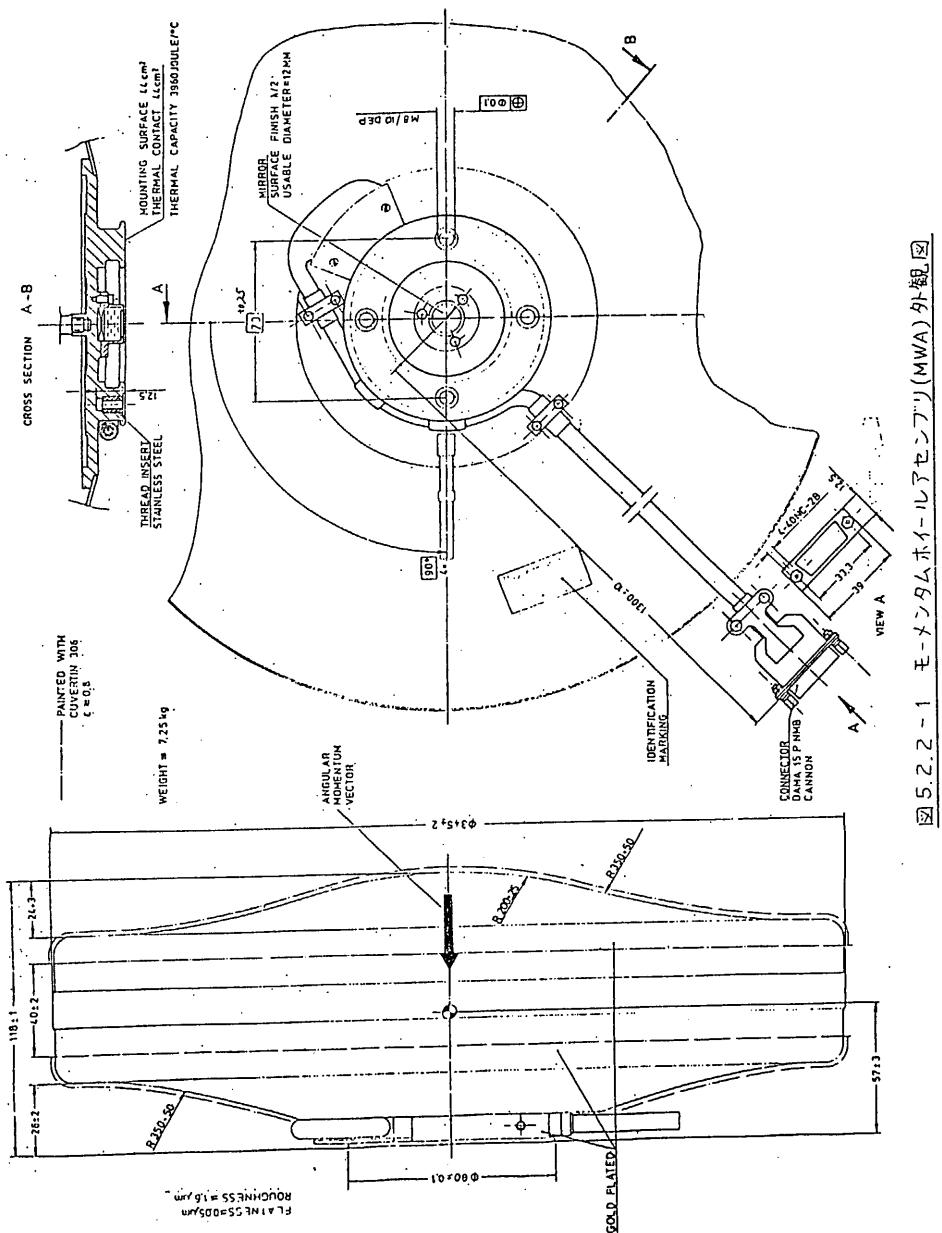
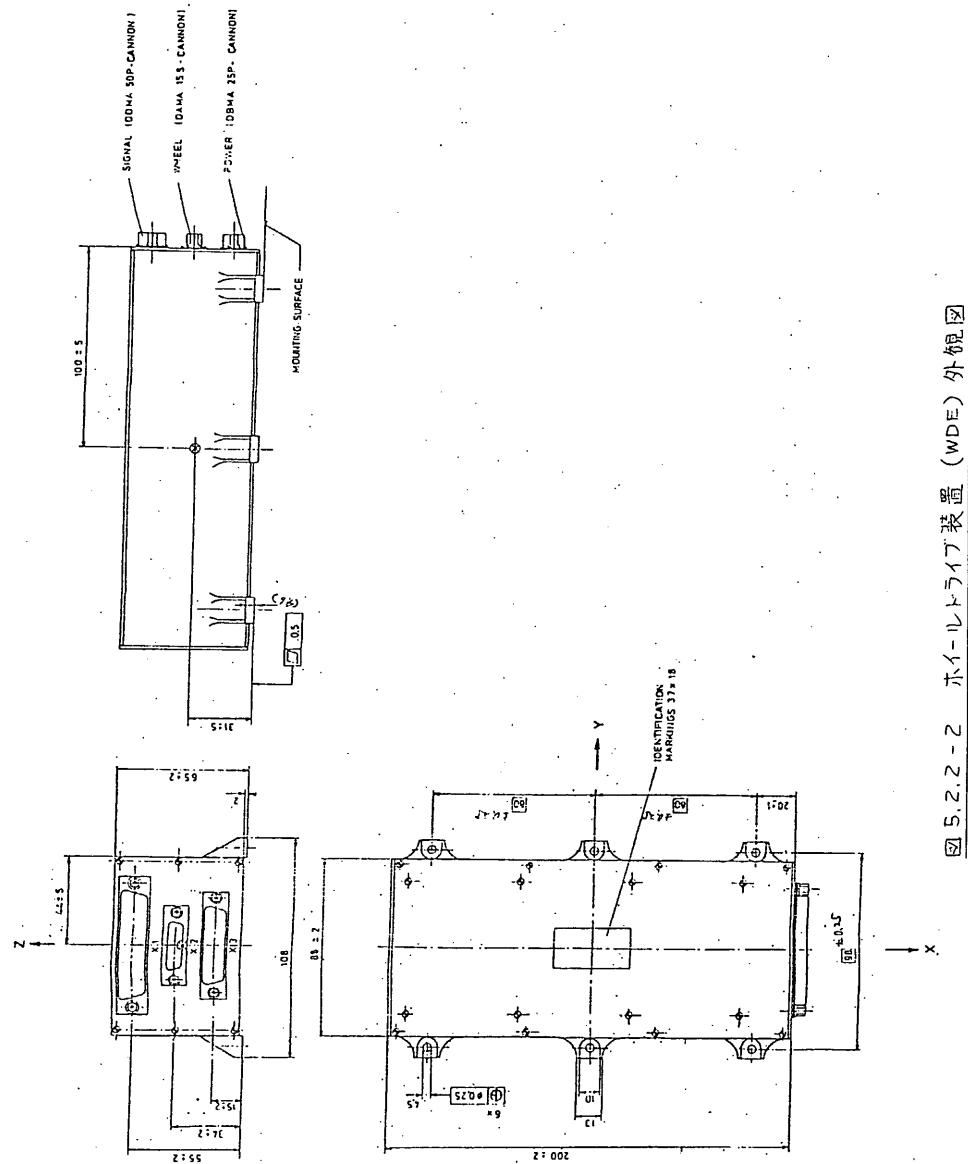


図 5.2.2-1 モーメンタムホイールアセンブリ(MWA)外観図



宇宙科学研 上林研究室
三菱重工業(株) 長崎造船所

1. 概要

プラネットAのミッション要求から従来の観測口ケット用、及びM-3S用サイドジェットと大きく違う点は、長期保存(寿命)性(約1年)と軽量化並びに高信頼性である。これらの要求を満足させるために先ず燃料を過酸化水素からヒドrazinに変え、供給系の簡素化、スラスターの性能向上及び配管系の溶接化を基本として開発並びに設計を行った。その概要を紹介するところの通りである。

- (1) システムは必要最小限の機能にするため圧送ガス系、ヒドrazin燃料系を1つにまとめたブローダウンシステムを採用した。
- (2) スラスターは6ヶで3ヶづつをまとめてエンジンモジュールとし2つのグループに分け、一方のエンジンモジュールでもプラネットAの姿勢制御が出来るようにした。
- (3) 配管は遠心力方向に対し液溜りがないようにレイアウトし、溶接継手により洩れに対する信頼性向上と共に重量軽減をはかった。
- (4) 部品のレイアウトは重心を中心にもってくるように出来るだけ対称に配置した。

2. システム及び構造

2.1 システム

RCSのシステムは押ガス(N_2 ガス)系、燃料(ヒドrazin)系、エンジン系、ヒーター系及びセンサー系から成る。そのシステム系統図を図1に示す。

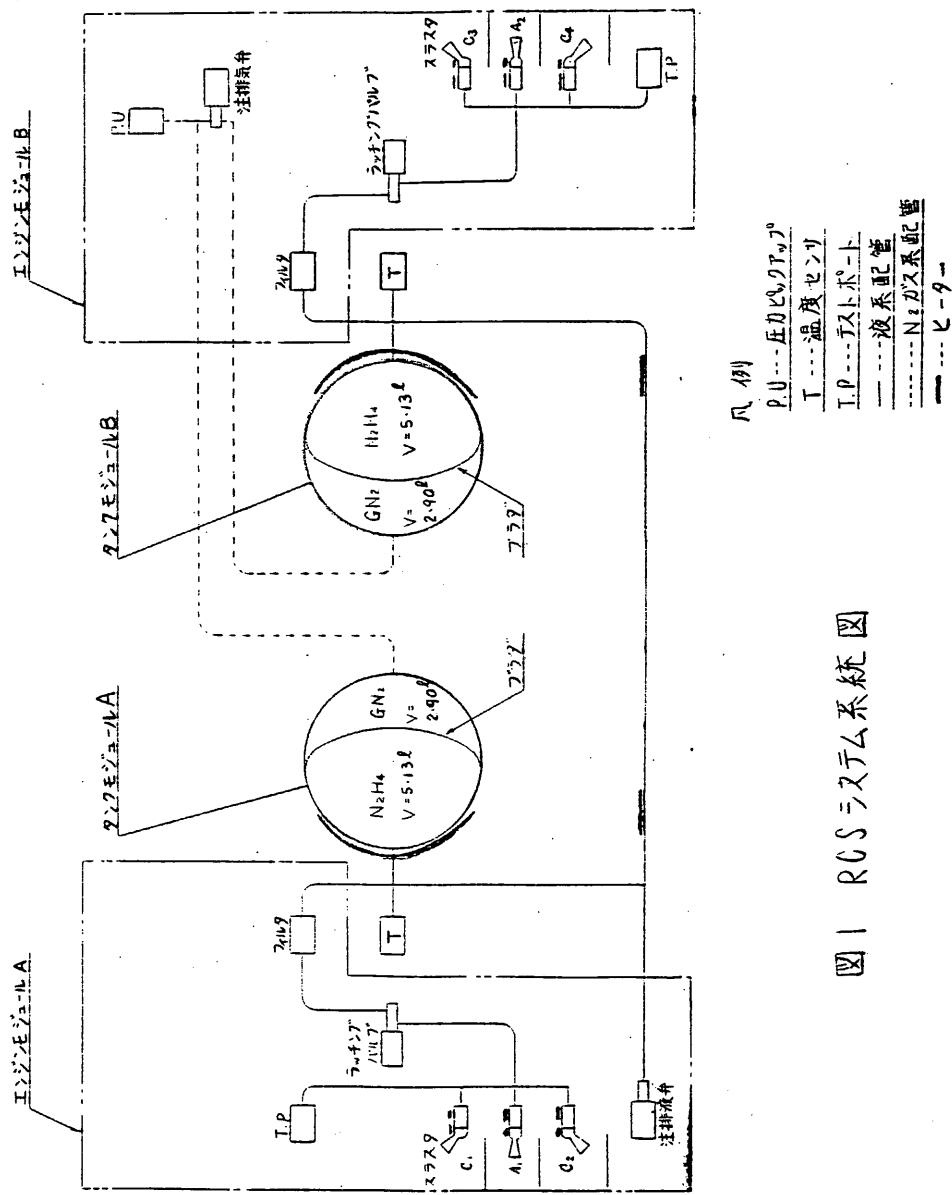


図 1 RGS リアクション系図

(1) 押ガス、燃料システム

重量軽減と作動信頼性向上とからN2ガスタンクとヒドラジンタンクとを1つにまとめ、從来の圧力調整弁を省いた謂ゆるプローダウン方式としている。この方式は燃料を消費するにつれて圧力は下がり、燃料流量が減少、燃焼圧力も下がって発生する推力は小さくなる不利な点があるが重量及び信頼性の向上の利点が大きい。

(2) エンジンシステム

エンジン系は6組のエンジンを3組づつ2モジュールに分け、1モジュールでも速度調整、スピンドル調整及び角度調整の操作が出来る。即ちデグラデーションモードが可能な方式としている。

(3) ヒーターシステム

ヒドラジンは+5°C～+70°Cの範囲で温度制御が必要である。低温側は凍結防止より、又高温側は安定性よりの制限である。スラスタも燃焼特性より作動開始前、分解室温度を200°Cにする必要がある。

この温度制御のため、タンク、配管、電磁弁等の液ライン及びスラスタの分解室に加熱用のヒーターを設けている。

(4) センサーシステム

タンク、配管、電磁弁等の液ライン及びスラスタの分解室には温度管理のため温度センサーを設けている。

又、押圧の低下の監視のため圧力センサーも設けている。これらの情報はデータ・コマンド系を通して入手できる。

2.2 構造

(1) 全体

- (ア) 衛星側のレイアウト要求から対称配置とモジュール化をはかり RCS全体を1モジュールとしている。その全然配置図を図2に示す。
- (イ) RCSを1つのモジュールとして完成させるため工場での組立は、衛星構体のインターフェースをもつ組立治具工に行いそのまま専用コンテナで輸送できるようにしている。
- (ウ) 衛星への組込みは分解することなく組立てたままで吊り上げが出来るよう工夫した専用の吊治具を用いて行うようにしている。

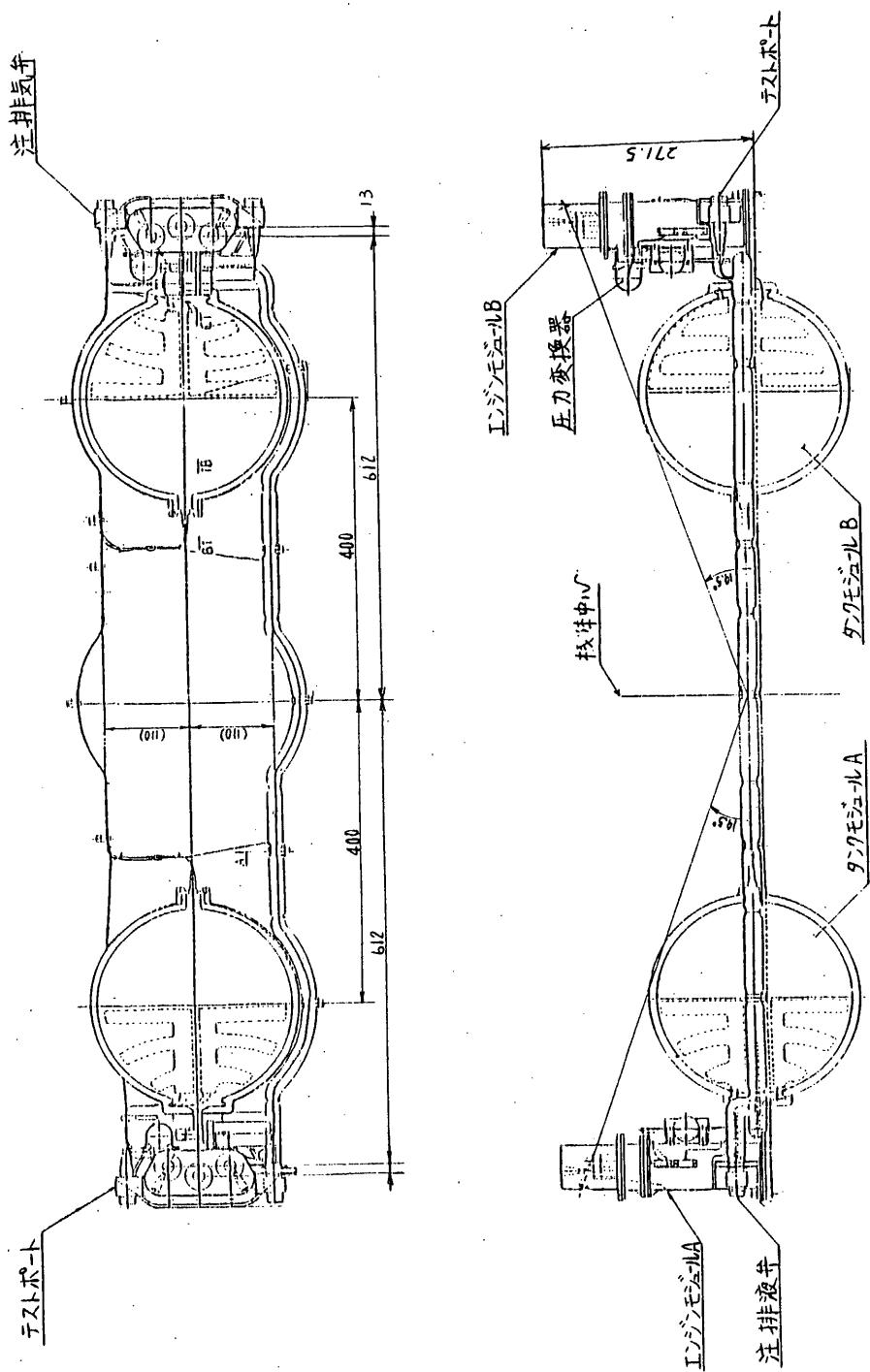


図.2 RCS 全体配置図

(2) タンクモジュール

対称性の要求から A, B の 2 モジュールとしている。タンクはチタン製で内部にブローダーを内蔵し溶接シールしている。

又、タンクには加熱用のテープヒーター及び温度センサーを貯付けその上をアルミ蒸着マイラーで巻いて断熱している。

衛星のプラットフォームへのタンクモジュール取付けは高さ方向の若干の重心調整が出来るように多岐配管にフレキシビリティを設けている。

又、取付部は集中荷重を避けるため 6ヶ所としている。

(3) エンジンモジュール

A, B の 2 モジュールからなり各モジュールには 3 組のスラスターとフィルター、ラッティングバルブ、テストポート、注液ポート等をアルミ製の 1 つのフレームにコンパクトにまとめている。

スラスターはヒドロジン分解室、ノズル、取付部、並びに電磁弁等からなり主燃材料はハイネス 25 でありヒドロジン分解剤はシェル 405 である。

スラスターの分解室及び電磁弁には加熱用のヒーター及び温度監視用の温度センサーを設けている。

3 組のスラスターの配置は 1 組は軸方向であり、他の 2 組は軸方向の左右に平面上で 60° の角度をなし軸方向にはいずれも推力が重心を通る約 20° の角度をもつよう取付けている。注排気弁と注排液弁は各 1 個あり A, B モジュールに分けて対称位置に配置している。

これらは衛星のアクセスドアを通して地上設備からのホースを接続できるようになっている。

特に注排気弁は燃料を 2 つのタンクに均一に保持バランスすることができるよう、注気後 2 つのタンクの GN_2 系を遮断できるような機能を備えている。

又、テストポートはラッティングバルブ下流から電磁弁までの気密検査のために設けている。

3. 性能

ブローダウン方式であるため性能は時間と共に変化するのでブローダウン初期と末期の性能を示す。ブローダウン末期とは、塔載燃料を全て消費し終った時の値である。その主要性能計画値を表1に示す。

但し、本表は機体重量 135 kg 、燃料塔載 5 kg 、慣性モーメント $3.35\text{ kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$ として計算したものである。

表1 RCSの計画性能表

項目	記号、単位	ブローダウン初期	ブローダウン末期	記事
1. 推力	$f\text{ kg}$	0.3	0.256	
2. 全推力	$It\text{ kg}\cdot\text{s}$	—	813	有効全推力の意
3. 燃料重量	$W_p\text{ kg}$	5.0	1.0	有効燃料 $80\% \therefore 4\text{ kg}$
4. 加速力	$F\text{ kg}$	0.6	0.512	
5. プレセッショントルク	$T_\theta\text{ kg}\cdot\text{m}$	0.210	0.179	$r=0.7\text{ m} \quad N=6\text{ rpm}$ $\Delta t=0.414\text{ s}$ に對し
6. スピントルク	$T_s\text{ kg}\cdot\text{m}$	0.347	0.296	スラスター取付角 60°
7. 加速度	$\ddot{V}\text{ cm/s}^2$	4.36	3.83	仮定：初期機体重量 $W_{CO}=135\text{ kg}$
8. プレセッション角速度	$\dot{\theta}\text{ /s}^2$	5.70	4.86	仮定：慣性モーメント $I_B = 3.36\text{ kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$
9. スピン加速度	$\dot{N}\text{ (rpm)/s}$	0.986	0.841	仮定：同上
10. 最適パルス	$\Delta t\text{ s}$	0.414	0.414	
11. 最小パルス	$\Delta t_m\text{ s}$	0.150	0.150	0.1 secまで可能と推定される が実験によればばたらぬ
12. パルス当り最適 プレセッション角	$\Delta\theta^\circ$	2.46	2.01	
13. パルス当り最小 プレセッション角	$\Delta\theta_{min}^\circ$	0.86	0.73	
14. RCS空体重量	$W_0\text{ kg}$	10.0	10.0	
15. RCS全重量	$W\text{ kg}$	15.0	11.0	$70\% パラント \quad W_p=5\text{ kg}$ $\Delta W_p=80\% \quad W_p=4\text{ kg}$
16. タンク圧力	$P_t\text{ kg/cm}^2$	20.0	15.8	

4. 開発経過

RCS の開発ではこれまでにスラスタ試作、材料適合性試験、RCS プロトモデル試作を終了している。これらの試験、試作の結果ライトモデルの設計見通しを得たが若干の要改良項目が発生した。今後、これらの改良及びスラスタ寿命試験、タンク長期蓄液試験等を行う予定であるがその各々の概要を紹介するところである。

(1) スラスタ試作

55年度に終了し正常性能についてはほぼ良好な結果を得ているが、RCS 用としては圧力フラクチューションを小さくしなければならない。これは、この後のスラスタ寿命試験で改良確認を行う予定である。

(2) 材料適合性試験

56～57年に終了し現在データ整理中であるがこれまでの経過から全て国産材でいける見通しを得た。中でもプラダ材(EPR)は製造により差があるようなので詳細整理後、製造メーカー選択の必要がある。

(3) RCS プロトモデル試作

57年度に終了し、現在衛星に組込み総合試験中であるがこの試作で次の要改良項目が発生した。

(ア) 重量軽減

データブック重量(9.61kg)より490g 重量オーバーとなった。ライトモデルでは電線保護チューブ、エンジンモジュールフレーム、ランディングバルブ等で初期計画重量まで重量軽減を図るよう計画している。

(イ) 注液によるバラツキ

注液試験の結果、RCS 単体の重心位置は2つのエンジンモジュールを結ぶ方向に約±9.32mm(36の値)バラツキが出ることがわかった。この重心移動量が運用上問題ある場合には、RCS システムに仕切り等の追加を必要とするため衛星の姿勢担当に検討依頼中である。

(ウ) RCS 取付困難

RCS の衛星構体への取付は機械的インターフェースの不備よりトルクレンチの使えない構造になっている。ライトモデルは取付部のインターフェースを再検討しトルクレンチの使える構造にする予定である。

(I) エンジンモジュール流入熱

エンジンモジュールの熱計算で最も厳しい M1D CORRECT の運用モードでスラスタ作動時約 6.7 watt となり熱的インターフェース要求値(5.5 watt/1モジュール)を越える。これ以上の改良は困難と考え運用面での検討を依頼中である。

(4) RCS 諸試験

プロトモデルを用いて構造部の振動強度確認及びスラスタのミスマッチメント測定手法の確認等を 57 年度中に実施する予定である。

(5) スラスタ寿命試験

スラスタの耐パルス特性及び長秒時特性を確認するため 57 年度中に実施する予定である。

尚、この試験の前に圧力フラクチュエーションの改良確認も行う予定である。

(6) タンク長期蓄液試験

ヒドラジンの長期保存性確認のため 58 年度に実施する予定である。

(7) MS-T5 RCS

上記(1)～(6)項迄の結果をフィードバックして 58 年度に製作する予定である。

(8) PLANET-A RCS

MS-T5 の結果をフィードバックして 59 年度に製作する予定である。

5. 結 言

RCS は、これ迄の試験、試作の結果ライトモデルの設計見通しを得たプロトモデル試作で発生した若干の改良項目は対策方針を立てフォロー中である。

また、今年度以降の試験項目についてはオンスケジュールで計画通りのライトモデルの完成が期待出来る。

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

5. 2. 4. 1 概要

ニューテーションダンパ(以下NDと略称する)は、PLANET-Aの姿勢を精度よく安定させるために、受動制動方式によるニューテーションダンピング機能を有し、NDに封入された作動流体の運動によってエネルギーを消散するものである。

すなわちNDは、姿勢制御系の構成機器の1つとして、外乱トルク、制御トルク等により誘発される衛星のニューテーション運動を減衰するために全運用期間にわたり、NDのエネルギー消散によるパッシブ・ニューテーションダンピングを実行する。

PLANET-Aでは、スピンドルに垂直な面内に円環型ニューテーションダンパを配置し、さらにダンパの中心をスピンドルからオフセットさせ、有効な減衰特性を得ている。

5. 2. 4. 2 構成

ニューテーションダンパは、円環部、封入部、取付フィッティング部及び、作動流体より構成される。

1) 円環部

使用材料	アルミ合金
円環径	Φ 380 mm
内管内径	Φ 20 mm
内管肉厚	1 mm

2) 封入部

使用材料	アルミ合金
封入法	真空封入

3) 取付フィッティング

使用材料	エポキシ積層板
取付箇所	7ヶ所

4) 作動流体

使用流体	シリコンオイル
比重	0.85 (25°C)
動粘性係数	1.5 cSt (25°C)

5. 2. 4. 3 性能

1) 物理的性能

減衰時定数	6分±2分
中心角	$2\theta \approx 133.6^\circ$ (充てん率 37%)
封入量	139.2 ± 0.2 cc (25°C 5×10^{-3} torr 以下)
漏れ量	1.0 atm · cc/年 以下

2) ヒータ

ヒータ抵抗	86.7Ω±10%
消費電力	4.6W (BUS電圧 20V)

3) 機械的性能

外形・寸法	図 5. 2. 4 - 1
重量	600 gr 以下

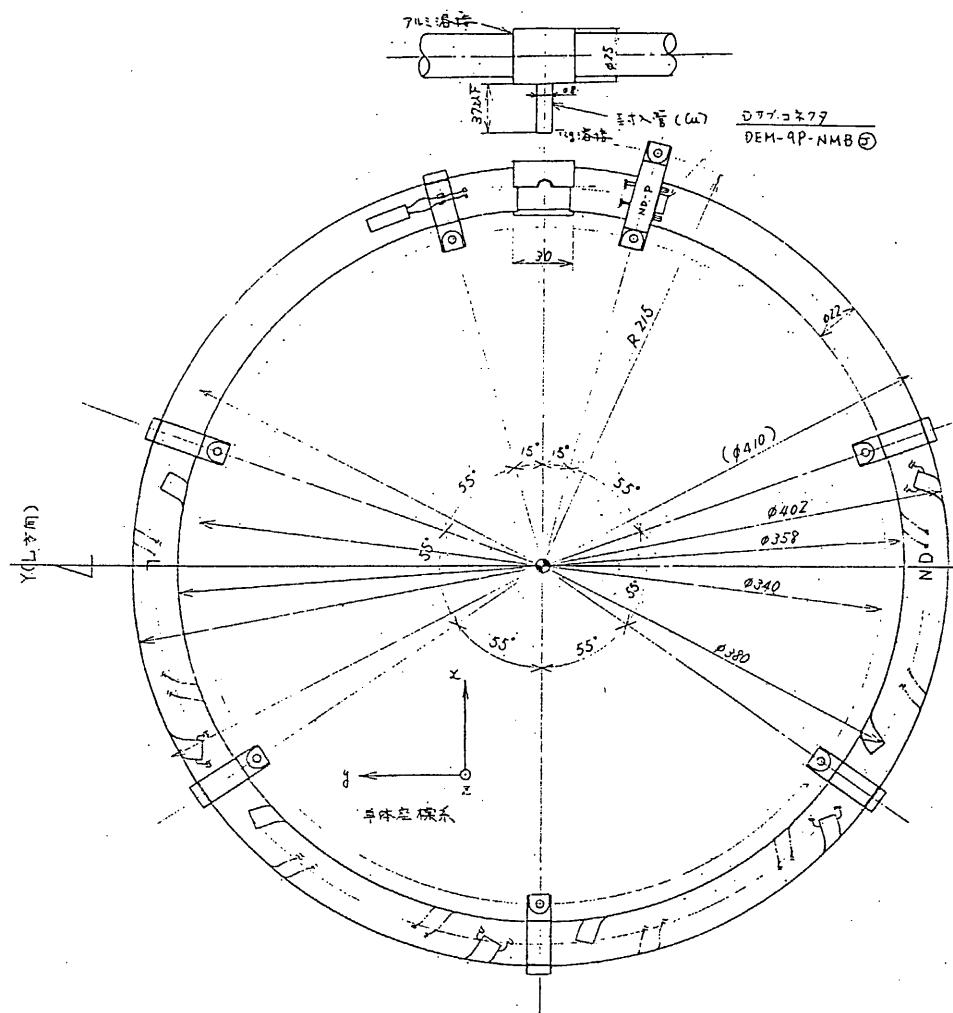


図 5.2.4-1 ニューテーションダンパー 外観図

5.3

姿勢検出装置

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

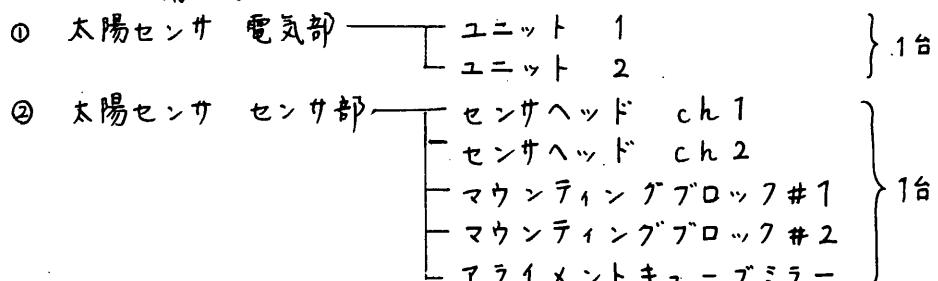
5.3.1

太陽センサ (SAS)

5.3.1.1 概要

本装置は衛星スピンドル軸と太陽のなす角度を測定するスピンドル型高精度太陽センサである。170°の広範囲な視野を確保する為に2個のセンサヘッドをマウントティングブロックに実装している。角度出力信号としてコースデジタル信号とファインアナログ信号があるが、これらのデータは地上での姿勢決定、及びオシポードにおける姿勢制御の一情報として用いられる。又、太陽に正対した時に発生するサンパルスは、スラスター噴射のタイミングの基準、スピンドル周期の測定などに用いられる。

5.3.1.2 構成



(センサヘッド構成図を図5.3.1-1に示す)

5.3.1.3 主要性能

主要性能を以下に示す。

① 視野角 -85° ~ +85° (探査機赤道面に対し)

— ch1 +85° ~ -43°
— ch2 +43° ~ -85°

- ② 測定精度 ch1, ch2の各々の保有する視野±64°に対し
±40°以内 0.1°
±40°～±64° 0.25°
- ③ 分解能 ユースビット 1°
ファインビット 0.008° (ACEのAD変換分解能)
- ④ 出力信号 デジタル出力角度 7 Bit パラレル信号 × 2ch
サンパルス 1 Bit × 2ch
アナログSIN 2°に相当する0～5V × 2ch
アナログCOS 2°に相当する0～5V × 2ch
- ⑤ アライメント センサヘッドの光軸に対し0.5分の精度のアライメントミラーを保有する。
- ⑥ 電源電圧 28V ± 10%
- ⑦ 消費電力 1.2W max (0.6W/1ch)
- ⑧ 温度条件 (性能維持温度、保存温度)
電気部 -30°C～+60°C
センサ部 -50°C～+80°C
- ⑨ 外形寸法 (図5.3.1-2, 図5.3.1-3 参照)
電気部 103 × 59 × 93 mm
センサ部 100 × 141 × 114 mm
- ⑩ 重量
電気部 607g
センサ部 599g

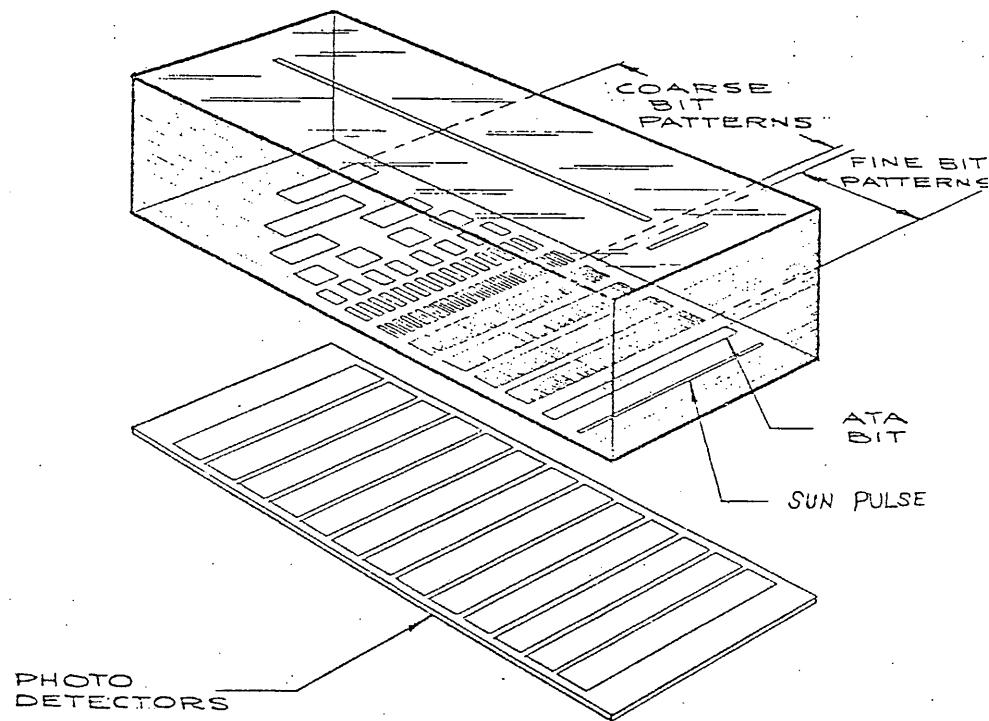


図 5.3.1-1 太陽センサのセンサヘッド構成

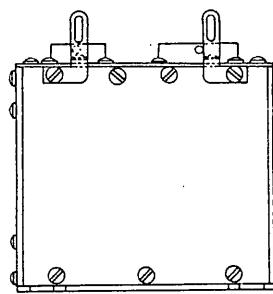
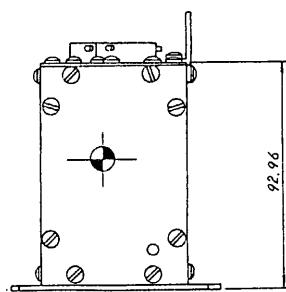
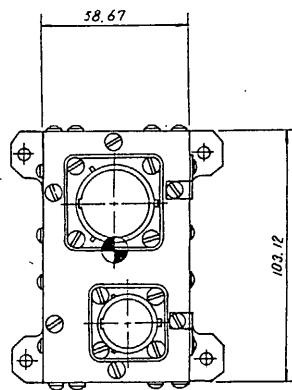


図 5.3.1-2 太閤ハンダ 電気部

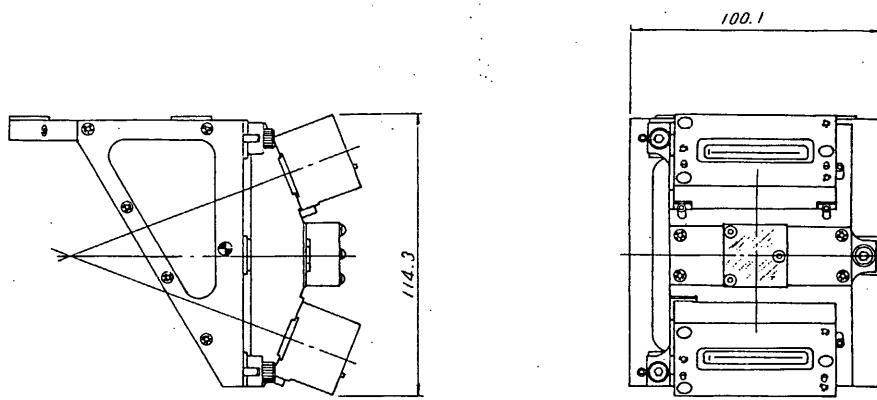
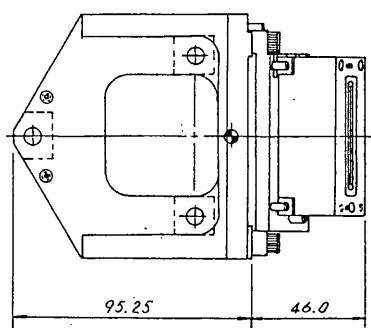


図 5.3.1-3 太陽センサ センサ部



5. 3. 2. 1 概要

本装置は、姿勢決定のために用いられるスターセンサーであり、衛星のスピンドルを利用して天空をスキャンさせる。センサの視野は、V字形のスリット状になっており、得られた星のパルスの間隔を計測すれば、星のエレベーション方向が計算でき、またサンパルスと星のパルスの間隔から、星のアジマス角がわかる。検出素子は、シリコン半導体を用いており、感度は、フォトマルチプライヤーに比べて低いが、高圧は使用せず、短時間の太陽光の照射に対しても、特別な保護は不要である。

5. 3. 2. 2 機能

本装置は、下記の機能をもつ。

- (1) 星を捕捉したタイミングを示すスター・パルス、及びその星の明るさを示すアナログ電圧を出力する。
- (2) スレッショルド設定のコマンドにより、星の明るさに関するスレッショルドレベルを設定することができ、そのレベル以下のスター・パルスの出力を禁止することが可能である。
- (3) スタースキャナーのデテクタ部分の温度及び、電源ON/OFFモニタ信号を出力する。

5. 3. 2. 3 性能

(1) 光学的性能

視野	図5. 3. 2-1
検出等級	カノーネス (-20°C ~ +45°C) +1.2等級 (+20°C以下)
スター・アナログ電圧	2.5V ± 0.5V (カノーネス)
スター・アナログ電圧誤差	± 0.25等級
スター・パルス絶対位相誤差	± 0.5 deg
各パルス間の位相変動量 (雑音によるもの)	0.15 deg (3σ)
最終的な位相誤差 (校正後)	0.1 deg (3σ)

(2) 電気的性能

消費電力 +28V 2.0W 以下

(3) 機械的性能

外形・寸法

図5.3.2-2

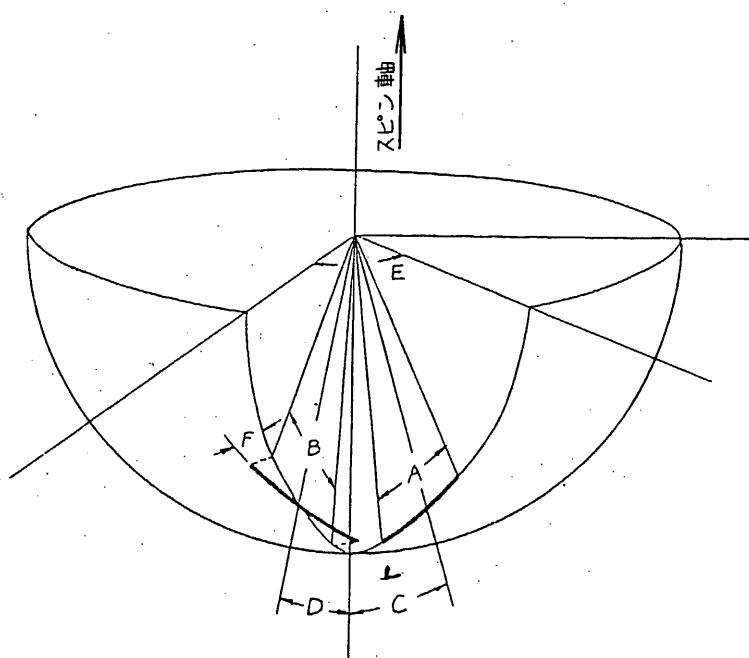
重量

STS 本体

2.7kg 以下

マウンティングブロック

1.1kg 以下



A = 12 (+1.0, -0)° - Elevation FOV of A slit

B = 12 (+1.0, -0)° - Elevation FOV of B slit

C = 14 ± 0.2° - Angle between A slit optical axis and spin axis

D = 14 ± 0.2° - Angle between B slit optical axis and spin axis

E = 25.0 ± 0.2° - Angle between A slit and projection of B slit onto meridian

F = 20 ± 0.5° - Inclination of B slit

図5.3.2-1 スタースキャナ-視野

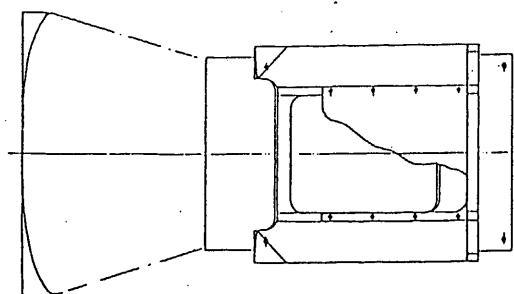
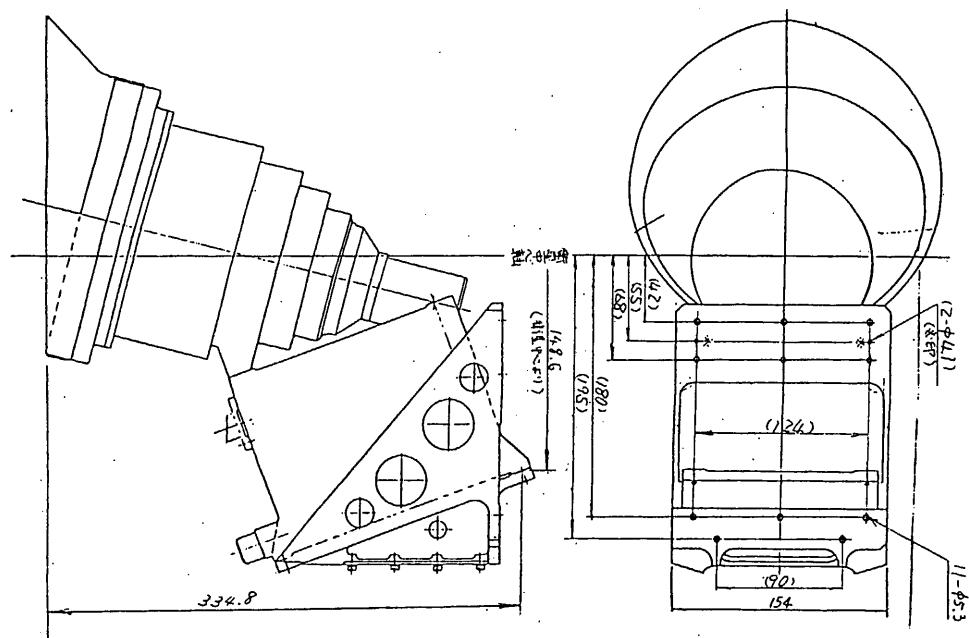


図 5.3.2-2. スタースキャナー 外観図