

MS-T5/PLANET-A

中間報告書

昭和57年12月

七月壬申書
出于西北
天大跡



天大跡
出于西北
七月壬申書

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 軌道決定とレイソング | 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 | ニューテーションダンパ (ND) | 236 |
| 5.3 | 姿勢検出装置 | 239 |
| 5.3.1 | 太陽センサ (SAS) | 239 |
| 5.3.2 | スタースカナ (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 | 熱制御 | 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-3S-II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

1. 宇宙科学研究所(以下「研究所」という。)に、第10号科学衛星PLANET-A及び試験衛星MS-TSの研究開発に関し、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。
 - 一 深宇宙探査機委員会
 - 二 深宇宙地上局委員会
 - 三 追跡・軌道委員会
2. 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。
3. 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。
4. 各委員の任期は、委嘱する年度の年度末までとし、再任を妨げない。
5. 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。
6. 各委員会の庶務は、管理部研究協力課において処理する。
7. 各委員会の議事及び運営に関し必要な事項は、当該委員会が定める。
8. この要項は、昭和57年5月1日から実施する。

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 |
| 航空宇宙技研総合研究官 | 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 |
| 電々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〕

追跡・軌道委員会委員名簿

(順不同)

| 現 職 | 氏 名 |
|---------------|-------|
| 航空宇宙技研主任研究官 | 志南 徹 |
| “ “ | 松島弘一 |
| 宇宙開発事業団参事 | 竹内雄夫 |
| “ 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ー所長 | 宇田 宏 |
| 電電公社電通研複合伝送部統括役 | 進士昌好 |
| “ “ 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 |
| “ “ “ | 佐藤尚久 |
| 東北大学工学部 “ | 虫明康人 |
| 東京大学生研 “ | 浜崎頼二 |
| “ “ 助教授 | 村井俊治 |
| 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、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 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 横川 昭雄 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 西村敏光 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 秋 葉 鐘二郎 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 伊 藤 富 造 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 三 浦 公 亮 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 奥 田 治 之 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 清水 幹 夫 | ○ | ○ | ○ |
| 助教授 | 広 沢 春 任 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 松 尾 弘 毅 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 二 宮 敏 康 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 上 杉 邦 憲 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 小野田 淳二郎 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 中 谷 一 郎 | ○ | ○ | ○ |
| “ | 松 岡 勝 | ○ | ○ | ○ |
| 教授 | 大 塚 寛 | ○ | ○ | ○ |
| 研究協力員 | 久 米 康 之 | ○ | ○ | ○ |
| 施設課長 | 杉 田 隆 | ○ | ○ | ○ |
| 契約課長 | 真 堀 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年に打上げられる2つの宇宙探査機、プラネット-AとMS-T5のプロトモデルの完成にあり、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、工学的レベルと最大限に活かし、且観測の面からも多くの独特のアプローチ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るものと得て来た。特に最近の科学衛星はその性能対重量比のより高指標を考えると世界的にもトップクラスであろう。

さてPlanet-AおよびMS-T5については、上にのべたように我國としてはじめての惑星間空間飛行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っ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った。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ない程きびしいものである。それに伴う電力上の制限も一段と重要な問題点となった。又超遠距離通信、姿勢および軌道制御、熱制御、特殊なスピン制御等々の新しい問題を解決しなければならなかった。

幸にして7月上旬より9月中旬にわたる両探査機のプロトモデルの試験においてさしたる問題点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しては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。

総論

1. ミッション

宇宙科学研究所 平尾邦雄

我国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当て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ゐる通りに略76年の周期をもち、前回の最接近1910年にひきつゞき1986年2月中ごろに太陽迄約0.6 AUの距離に近づくことが予想されてゐる。これは短周期(或いは中周期)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1 AUにおいて 10^{24} 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、数々の歴史的な大事件に関連して人々に恐れ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、人類の絶滅に近づくのでは無いかとも恐れられた。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点で地球から見てほとんど太陽の反対側を起るために、地上からの観測によつてはあまりよい条件ではない。しかし現在は宇宙飛行という技術が存在するのでこれを利用して76年に一度しかこ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。我国においてもまさに時宜を得てM型ロケットの改良がすすみ、この千載一遇の好期をとりえて探査機を送ることができるようになった。

世界的には欧州宇宙機構(ESA)がGIOTTOと名付けられた探査機をハレー彗星の核から500 kmのところで通過させて核の字面をとり回り又核から蒸散される物質の調査を主として行うことを計画しており、又ソ連はVENERA-HALLEYと名付けられた2機の探査機を金星経由でハレー彗星約1万 kmの近傍にふくり彗星から蒸散される物質、その間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(コマ)の相互作用をしようとすることを計画している。

一方宇宙科学研究所のPLANET-A/MS-TS計画では、PLANET-A探査機に水素ライマン α 線(1216 Å)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コマの研究を行うことを計画している。それと共にその領域の間をぬって太陽風の荷電粒子(イオン及び

電子)のエネルギー分析およびビツ4角分布等の測定を行うことにしている。この研究のために探査機を核からの程は離れた所を通すべきかという事については現在も尚研究中ではあるが今の所略10万kmのところが考えられている。

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性能の確認ではあるが、太陽風プラズマ流断、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さらに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お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おけるMS-T5の位置とこれに関する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異なるものであるが一方それ以外の観測から考えると相補的なものと言うことができる。このため 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。

以下に詳しく観測の意義等につきのべる。

彗星は太陽と一つの焦点とした楕円又は拋物線、双曲線の軌道と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をとる。その特殊な形のために我國では古来“ほうき星”又は“彗星”と呼ばれてきた。その本体即ち核とよばれている部分は未だ実際に見られた事は無いが、太陽から遠い時の明るさと彗星のスペクトルの研究からいかに直径が1~10kmの塵と大量にふくんだ主として水の氷のかたまりでありその形は非常に不規則なものであると考えられている。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たま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いる。

このように彗星の核はごく小さな氷のかたまりと考えられ太陽から2AU位の距離にくると太陽からの熱によって蒸発をはじめ、そして氷にふくまれている物質は塵もふくめて核の外へ出され尾を形成しはじめる。蒸発した水は太陽の紫外線によって簡単に分解され、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っ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1AUにおいて 10^{29} 水分子/毎秒と推定される。水素はよく知られているように太陽からの水素イオンマンアルファ線を選択的に共鳴散乱させるので、この紫外線に感ずる撮像器によってこの水素雲を撮像することが出来る。今迄にもロケットや衛星によってユホーク彗星、ラエスト彗星等の水素雲が撮影されており、その分布をもとにして水素の発生機構、ひいてはコアの中

の化学反応についてかなりくわしい議論がなされて来た。Planet-Aは近年にわたって開発された固体撮像素子を用いて76年毎に回ってくるハレー彗星の水素雲の発光から消滅までとその微細構造と共に長期間連続的に撮像しようとするのがその第一の目的であり、これによって蒸発機構、水素生成機構、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 α の輝線の強度変化から水素雲の3次元の構造について、くわしいデータをとることができ上記の研究を更に精密化することができる。

一方惑星間空間対陽測定も念入って太陽風の観測研究は以前から種々の間で待たれていたのであり今回の探査機による観測は地球軌道内の惑星間空間のプラズマおよび磁場構造の研究に貴重なデータを提供するものである。特にこの分野領域においては我國は非常に少ない独自の研究がなされておらず太陽系科学における成果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、其過核器類については計画関係その外は殆んど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のみくすしの相違があるだけである。但し機体配置については観測装置からの要請とグイタミのクバランス等の点から異なっている。しかしこのためにPlanet-AおよびMS-T5としての二つのプロトタイプに試験が約2ヶ月半という短かい期間で終了することができた。

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日第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に付随した若干の部分を除いて殆んど同一設計で進めることとした。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・グループで行ない、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いる。

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つある。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る。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、第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していることは好ましくなく、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考えると得策でない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安定方式とする。打ち上げ時2 rpsのスピンは、シャット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(スピン軸と太陽方向との成す角 θ を 90° へ)を行って、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、スピンを巡航状態では6.3rpmとする。速度修正及び太陽輻射等による姿勢の乱れの補正にはヒドラジン燃料とした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、これをスピンの影響されずに地球に指向させる方式をとる。UVIによるハレー彗星撮像時にはスピンを0.2rpmまで減速させ、この間姿勢はモーメントム・ホイールを回転させ安定をはかる。撮像はUVカメラのCCD面より画像をスピンの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ゐない為、本来モーメントム・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、0.2rpmまで探査機のスピン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、これらを伸展した状態でのスピンは5.1rpm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"> 惑星間航行の探検実験(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) 惑星間空間のプラズマ波動観測(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) 太陽風プラズマ観測 (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 -----</p> | 才10章 |
| 4. 打ち上げロケット | <p>MS-T5 ----- M-3S II 1号機</p> <p>PLANET-A ----- M-3S II 2号機</p> | |

次頁へ続く

| 項 目 | 説 明 | 備 考 | | | | | | | | | | | | |
|-----------------|--|------------|-------|----------|------------|-----|-----|--------|------|-----|--------|------------|------------|--|
| 5. システム全般 | <p>(1) 外観 (1.4mφ×0.7mの円筒型)</p> <p>MS-T5 ----- 図 1</p> <p>PLANET-A ----- 図 2</p> <p>(2) システム系統図</p> <p>MS-T5 ----- } 図 3</p> <p>PLANET-A ----- }</p> <p>(3) 搭載機器一覧及び重量</p> <p>MS-T5 ----- 表 2</p> <p>PLANET-A ----- 表 3</p> <p>(4) ロケットインターフェイス</p> <p>ロケットに組込まれた探査機の状態 ----- 図 4</p> <p>(5) 搭載機器配置</p> <p>MS-T5 ----- 図 5</p> <p>PLANET-A ----- 図 6</p> <p>(6) 質量特性</p> <p>MS-T5 ----- 表 2</p> <p>PLANET-A ----- 表 3</p> <p>(7) スピンの方向</p> <p>KM接手部から見てCW(時計方向)</p> | | | | | | | | | | | | | |
| 6. 熱制御系 | <p>(1) 制御方式</p> <ul style="list-style-type: none"> ・サーマルループによる能動制御 ・リアクションコントロール系の配管等はヒータによる制御 <p>(2) 温度予測 (略)</p> | | | | | | | | | | | | | |
| 7. 電源系 | | | | | | | | | | | | | | |
| 7.1 太陽電池 (SC-P) | <p>(1) 方式 ポリシリコン</p> <p>(2) 発生電力</p> <p>MS-T5 ----- 図 7</p> <p>PLANET-A ----- 図 8</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>発生電力条件</th><th>MS-T5</th><th>PLANET-A</th></tr> </thead> <tbody> <tr> <td>打上初期(0.90)</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(1.14V)</td><td>71W(1.68V)</td></tr> </tbody> </table> <p>(3) 素子</p> <ul style="list-style-type: none"> ・寸法 20.5×60mm² (1部2×2cm²) ・枚数 4536枚(PLANET-A) 5196枚(MS-T5) ----- 2×2cm²相当2" ・タイプ BSFR ----- コ:97.7%ア:74.7% ・カバーガラス E-247710 0.15mm厚 ----- 1.837mm厚 ・変換効率 13% (46) | 発生電力条件 | MS-T5 | PLANET-A | 打上初期(0.90) | 76W | 68W | 最大 (〃) | 100W | 97W | 最小 (〃) | 72W(1.14V) | 71W(1.68V) | |
| 発生電力条件 | MS-T5 | PLANET-A | | | | | | | | | | | | |
| 打上初期(0.90) | 76W | 68W | | | | | | | | | | | | |
| 最大 (〃) | 100W | 97W | | | | | | | | | | | | |
| 最小 (〃) | 72W(1.14V) | 71W(1.68V) | | | | | | | | | | | | |
| 7.2 蓄電池 (BAT) | <p>(1) 容量 2AH</p> <p>(2) セル型式 Ni-Cd</p> <p>(3) 充電制御 トリプル充電(High/Low)</p> | | | | | | | | | | | | | |
| 7.3 電力制御器 (PCU) | <p>(1) 入力電圧 +16V〜非安定化電源</p> <p>(2) 上限制御電圧 24V</p> <p>(3) 最大シャント電力</p> <p>(4) トリプル電流 HIGH: TBD, LOW: 1/50C</p> | | | | | | | | | | | | | |

次頁へ続

| 項 目 | 諸 元 | 備 考 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|-----------------------|---|---|--------|---------|------|------|------|---------------|---------|--------|---------|------|---------------|---|---|------|------|---------------|---|---|------|-----|-------------|---|---|------|-----|-------------|---|---|------|------|--------|----|------|------|------|---------------|---------|--------|------|--|
| 7.4 コンバータ (CNV) | (1) 入力電圧 +16 ~ +24 V (2) 出力電圧 CNV-A <table><tr><th>出力電圧</th><th>電圧変動範囲</th><th>雑音</th><th>リップル</th><th>負荷容量</th></tr><tr><td>+15V</td><td>+14.5 ~ +15.3</td><td>100mVpp</td><td>50mVpp</td><td>1.5Ac-7</td></tr><tr><td>+12V</td><td>+11.7 ~ +12.4</td><td>"</td><td>"</td><td>2.0A</td></tr><tr><td>-12V</td><td>-11.7 ~ -12.4</td><td>"</td><td>"</td><td>1.0A</td></tr><tr><td>+5V</td><td>+4.7 ~ +5.3</td><td>"</td><td>"</td><td>1.5A</td></tr><tr><td>-5V</td><td>-4.7 ~ -5.3</td><td>"</td><td>"</td><td>1.0A</td></tr></table> CNV-B <table><tr><th>出力電圧</th><th>電圧変動範囲</th><th>雑音</th><th>リップル</th><th>負荷容量</th></tr><tr><td>+28V</td><td>+26.9 ~ +29.1</td><td>100mVpp</td><td>50mVpp</td><td>1.5A</td></tr></table> (7) 発振周波数 30 KHz | 出力電圧 | 電圧変動範囲 | 雑音 | リップル | 負荷容量 | +15V | +14.5 ~ +15.3 | 100mVpp | 50mVpp | 1.5Ac-7 | +12V | +11.7 ~ +12.4 | " | " | 2.0A | -12V | -11.7 ~ -12.4 | " | " | 1.0A | +5V | +4.7 ~ +5.3 | " | " | 1.5A | -5V | -4.7 ~ -5.3 | " | " | 1.0A | 出力電圧 | 電圧変動範囲 | 雑音 | リップル | 負荷容量 | +28V | +26.9 ~ +29.1 | 100mVpp | 50mVpp | 1.5A | |
| 出力電圧 | 電圧変動範囲 | 雑音 | リップル | 負荷容量 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| +15V | +14.5 ~ +15.3 | 100mVpp | 50mVpp | 1.5Ac-7 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| +12V | +11.7 ~ +12.4 | " | " | 2.0A | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -12V | -11.7 ~ -12.4 | " | " | 1.0A | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| +5V | +4.7 ~ +5.3 | " | " | 1.5A | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| -5V | -4.7 ~ -5.3 | " | " | 1.0A | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 出力電圧 | 電圧変動範囲 | 雑音 | リップル | 負荷容量 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| +28V | +26.9 ~ +29.1 | 100mVpp | 50mVpp | 1.5A | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 7.5 電源監視器 (JNC) | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 7.6 イグナイ電源 (IG-PS) | (1) 機能 点火系駆動 (2) 入力電圧 +17 ~ +24 V (3) 静電容量 330 μ F (4) 充電時定数 5 秒 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 7.7 電力解析 | (1) システム別消費電力 ----- (2) 運用モード別消費電力 ----- (3) 打上げ時の BAT 容量の変化 ----- | (HS-TS) (PLANFA) 表 } 表 } 表 } (略) } 表 } (略) 図 } 図 } | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 8. 通信系 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 8.1 S/W 受信機 (SBR) | (1) 受信周波数 2.1 GHz 帯 (2) 復調方式 PCM-PSK-PM (ジョイント) Tone-PM (レスビック) (3) サブキャリア周波数 (4) 入力レベル (5) 帯域幅 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 8.2 S/W 送信機 | (1) 送信周波数 2.2 GHz 帯 (2) 送信電力 5 W / 70mW 切換 (3) 変調方式 テレメタ 2048 bps --- NRZ-L-NRZ-S-PSK 128 bps --- NRZ-L-NRZ-S レンジング --- CONVOLUTION-PSK (4) サブキャリア テレメタ 2048 bps --- 8192 Hz 128 bps --- 8192 Hz (5) 変調度 テレメタ 2048 bps --- 1.0 rad 128 bps --- 1.0 rad レンジング --- 1.0 rad | データレート 64bps (コンボリューション) | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |

次頁へ続

| 項 目 | 諸 元 | 備 考 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|------------------------------|--|-----------|-----------|-----------|-----|-----|-----------------|------|--------|------|-------|-----------------|--------|--------|--------|--------|---------------|-------|--------|-------|-------|-----|-----|-----|-----|-----------------|-------|-------|-------|-----------------|------|--------|------|---------------|-------|-------|-------|--|
| 8.3 オムニアンテナ (LGA) | (1) 型式 無指向性 クロスダイポル (2) 利得 -3dB 以上 ($\pm 86^\circ$ コ-ン内) $+5\text{dB}$ (E-フ $\pm 0^\circ$ 方向) (3) 偏波 右旋円偏波 (4) 給電損失 TBD (5) 搭載台数 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 $+5.5\text{dB}$ max -0.5dB 以上 ($\pm 16^\circ$ 内) (3) 偏波 直線 (4) 給電損失 TBD | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 8.5 高利得デスパン アンテナ (HGA) | (1) 型式 オフセットパラボラ (2) 利得 (受信) $+21.5\text{dB}$ max (送信) $+23.1\text{dB}$ max 11 \times も $\pm 5^\circ$ コ-ン上は 3dB down (3) 偏波 右旋円偏波 (4) 給電損失 TBD | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 8.6 ローカルポイント (RJ) | (1) チャンネル数 1 ch (2) 周波数 $2.1 \sim 2.3\text{GHz}$ (3) 通過電力 5W (4) VSWR 1.2 以下 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 8.7 アンテナリポート MGA用 HGA用 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 8.8 回線設計 | (1) DOWN-LINK (TMS-POWER 4W \times 計算) 回線マージン dB <table border="1"> <thead> <tr> <th>条 件</th><th>PCM(4448)</th><th>PCM(4448)</th><th>RNG</th><th>コリッ</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) 回線マージン dB <table border="1"> <thead> <tr> <th>条 件</th><th>CMD</th><th>RNG</th><th>コリッ</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(4448) | PCM(4448) | RNG | コリッ | 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 | コリッ | 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(4448) | PCM(4448) | RNG | コリッ | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 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 | コリッ | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| 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 | 説 明 | 備 考 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
|----------------------------------|--|-------|-----|-----|-----|-------------|-------|-----|---------------|--|-----|--------|--|------|---------------|--|------|--------|--|------|--------|--|-------|----------------|--|-------|--------|--|-------|-------------|--|----------|
| 9. EPTタイマー (EPT-SA) | <p>(1) 機能 Z段目タイマー・スタート信号を出力し、IG系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 → PKM mode</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+91</td><td>M3B 分離</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+93</td><td>PKM 点火</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+200</td><td>PKM → YSA mode</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+203</td><td>PKM 分離</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+210</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/SD コネクタインターフェイス ----- 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 → PKM mode | | Y+91 | M3B 分離 | | Y+93 | PKM 点火 | | Y+200 | PKM → YSA mode | | Y+203 | PKM 分離 | | Y+210 | EPT-SA-ストップ | | *秒時は仮定値。 |
| 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 → PKM mode | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Y+91 | M3B 分離 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Y+93 | PKM 点火 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Y+200 | PKM → YSA mode | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Y+203 | PKM 分離 | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | | |
| Y+210 | 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 16bps</p> <p>(4) コマンド送信コードフォーマット ----- 図(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。 ・データ編集 ・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)</p> <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/項目) ----- 表(略) <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後の実行。 ・ディスクリートコマンド 1項目のCHECK(5レタで確認)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もコマンドが通るには1AUで約8.5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 128 秒 / 512 秒 / 2048 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 (データに対して) (ただし 64 bps はコンピュータ内記録に変換可) (3 ためテレメタの送信レートは 128 bps である。)</p> <p>(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 ≥ 56 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) データフォーマット MS-T5 5 モード (観測), 2 モード (RAM 観測) PLANET-A 4 モード (観測), 3 モード (RAM 観測)</p> <p>(14) A/D 変換時間 138 μsec</p> <p>(15) A/D 変換出力 8 bit</p> <p>(16) A/D 変換精度 ± 0.8 % 以下 (入力信号 4.5 Hz 以下に対して)</p> <p>(17) PCM 出力信号 2048 bps PCM (NRZ-L-NRZ-S) 128 bps PCM (NRZ-L-NRZ-S-CONVOLUTION)</p> | 表 (略) |
| 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keeping (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 -----</p> <p>(3) 標体温度センサ貼付位置 -----</p> | 表 (略) 図 (略) |

次頁へ続

| 項 目 | 諸 元 | 備 考 |
|----------------------------------|---|---------------|
| 11. 姿勢計測系 11.1 サンセナー (SAS) | (1) 視野角 精分解能 $\begin{cases} A\text{方向 } 0^\circ \\ E\text{方向 } \pm 5^\circ \end{cases}$ 粗分解能 $\begin{cases} A\text{方向 } 0^\circ \\ E\text{方向 } A \pm 38^\circ \pm 90^\circ \end{cases}$ (2) 分解能 精 $\pm 0.025^\circ$ ($B \pm 40^\circ \sim -88^\circ$) 粗 $\pm 0.5^\circ$ (3) 検出素子 (4) 出力デタ 粗 $\sim 761 \times 761 \text{ dot}$ 精 $\sim 761 \times 761 \text{ dot}$ | |
| 11.2 スタスキャナ (STS) | (1) 視野角 $ER=20^\circ$ $A\text{スリット: スピン軸と並行}$ $B\text{スリット: スピン軸と} 20^\circ$ (2) 視野中心とスピン軸とのオフセット角 15° (3) 形式 Vスリット (4) 検出素子 (5) 出力デタ アナログ | |
| 12. 軌道, 姿勢 制御系 | (1) 機能 $\begin{cases} \text{リニアコンソントロールジェットによるスピン} \\ \text{レート, スピンの制御及び軌道修正。} \\ \text{モメンタムホイールによるスピン制御} \end{cases}$ (2) スピンレート 打ち上げ時 $\sim 120 \text{ rpm}$ 自動太陽捕捉時 $\sim 30 \text{ rpm}$ 観測時 $\sim 6 \text{ rpm}$ (UVI 観測時時のみ 0.2 rpm) (MS-TSIZANT/HAST 作動時 5 rpm) | * (TTCT 通過のみ) |
| 12.1 軌道, 姿勢 制御回路 (ACE) | (1) 機能 $\begin{cases} \text{ジェットスラスターの制御} \\ \text{ホイールのレート制御} \\ \text{姿勢デングの制御} \\ \text{姿勢制御系のヒータ制御} \end{cases}$ (2) ジェットスラスター制御 噴射位相設定精度 $\sim 0.088^\circ$ " 範囲 $\sim 0 \sim 360^\circ$ 噴射幅設定精度 $\sim 0.088^\circ$ " 範囲 $\sim 0 \sim 360^\circ$ < 1 回回数設定範囲 $\sim 0 \sim 1023 \text{ 回}$ (3) ホイールのレート制御 範囲: $2000 \pm 300 \text{ rpm}$ 設定精度: 0.954 mac (0.064 rpm) | デ・ノイズ基準 |

次頁へ続

| 項 目 | 諸 元 | 備 考 |
|--|--|-----|
| (ACE) | <p>(4) 半導データの計測</p> <ul style="list-style-type: none"> スピン周波数計測 <ul style="list-style-type: none"> H-SPIN時 (6rpm) 0.244 macc/bit L-SPIN時 (0.2rpm) 7.8125 macc/bit センサー信号によるスターハルズのサンパルスオフの遅れ 時間と強度の計測 <ul style="list-style-type: none"> 時間計測精度 7.8 macc 時間計測範囲 0 ~ 511 acc (0.117 rpm) 強度計測精度 強度計測範囲 計測スターハルス回数 810 x 2244 | |
| 12.2 ホイールドライバ (WDE) モータドライバ (MWA) | <p>(1) 角運動量 20 N m acc</p> <p>(2) 回転数 2000 ± 0.0 rpm</p> <p>(3) 形式</p> | |
| 12.3 リアクションコントロ (RCS) | <p>(1) スラスタ配置</p> <ul style="list-style-type: none"> アキシアルジェット 2ヶ 各3N キャンティドジェット 4ヶ 各3N <p>(2) ジェット燃料 ヒドラジン</p> <p>(3) タンク容量 5l x 2</p> | |
| 12.4 ニュートンダンパ (ND) | <p>(1) 形式 シリコンオイル封入型円環ダンパ</p> <p>(2) 減衰時定数 10分 (5rpm時)</p> | |
| 13. デスハノン制御系 13.1 デスハノン制御回路 (DCE) | <p>(1) デスハノン制御可能スピンレート 4 ~ 8 rpm, 0.1 ~ 0.5 rpm</p> <p>(2) デスハノンアンテナ指向角度設定精度 0.7°</p> <p>(3) 制御信号精度 0.088°</p> <p>(4) プログラム制御 0.08%/acc ~ 0.2%/deg</p> <p>(5) 角度データ精度 0.088° (6rpm時) 0.088° (0.2rpm時)</p> <p>(6) スピン周波数計測</p> <ul style="list-style-type: none"> 精度 7.8 macc 範囲 0 ~ 511 acc (0.117 rpm) | |
| 13.2 デスハノンモータ (ADM) モータドライバ (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終

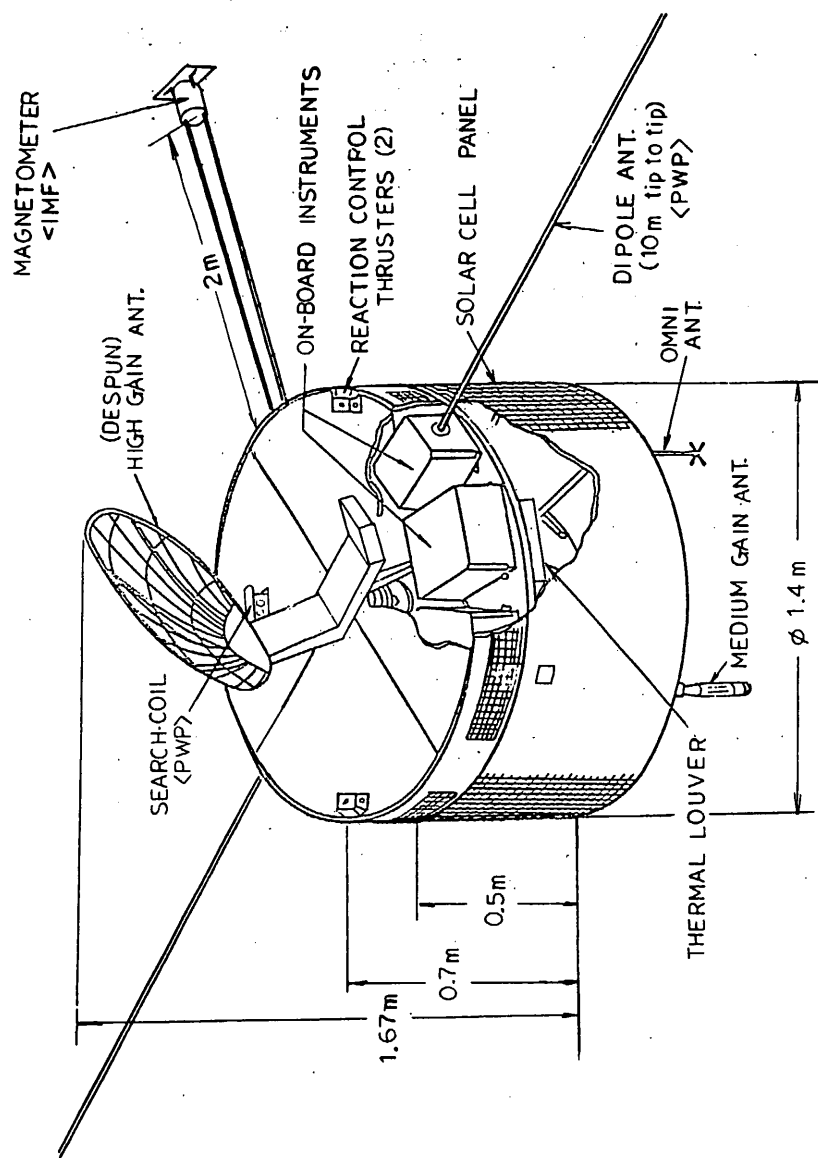


图1 MS-T5 外觀圖

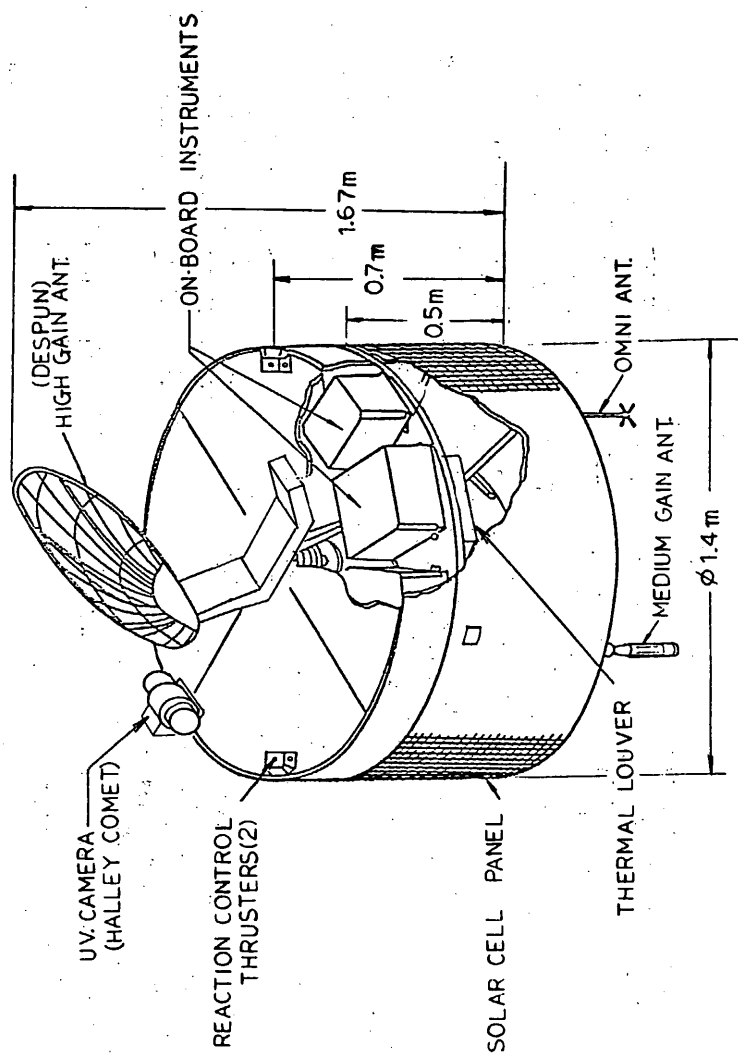


図2 PLANET-A 外觀

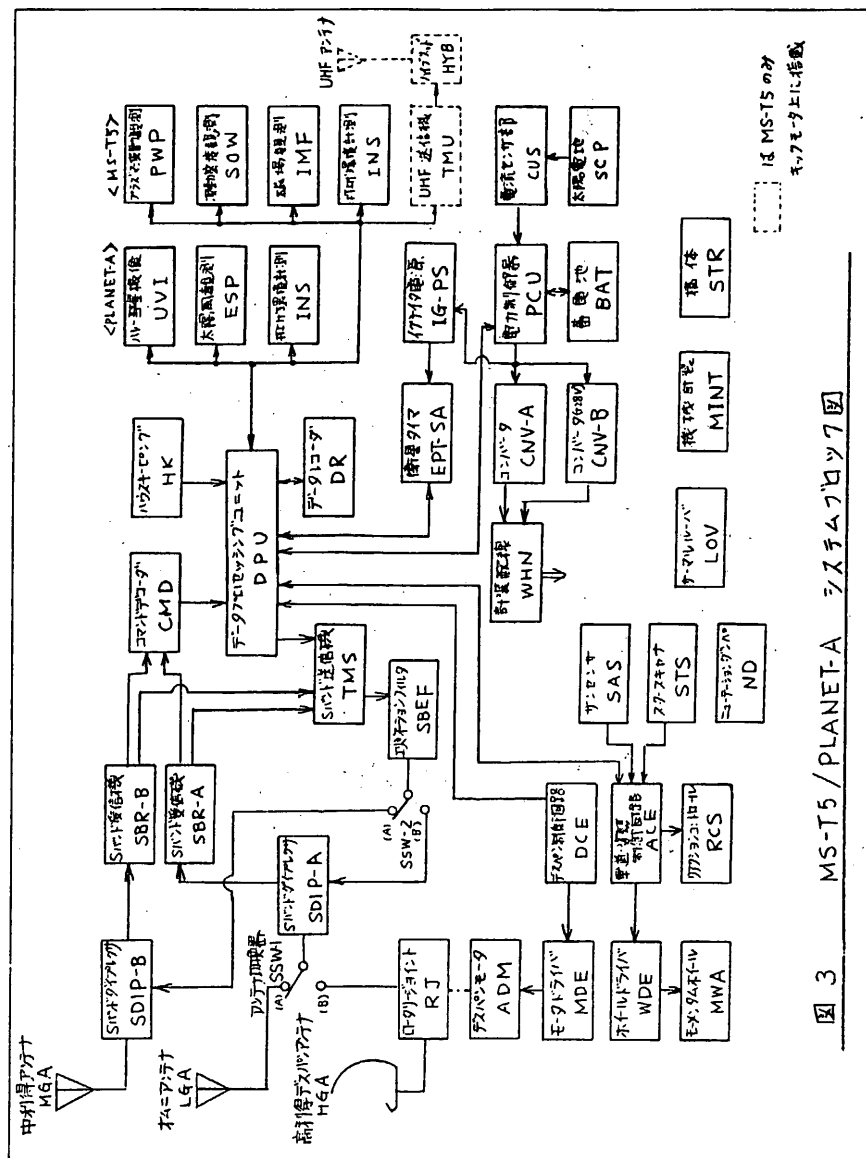


図 3 MS-T5/PLANET-A システムブロック図

表2 MS-T5 搭載機器及び重量

| | 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 |
| 低利得アンテナ | 0.20 |
| 中利得アンテナ | 1.26 |
| 高利得アンテナ | 3.70 |
| ローリ-ジョイント | 0.92 |
| コマンド・データ処理系 | 9.83 |
| 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・キピング | 1.05 |
| 打上げタイマ系 | 1.51 |
| 衛星タイマ | 1.30 |
| 19ナイフ電源 | 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・オイル | 8.50 |
| ガス・ジェット装置 | 9.80 |
| ガス・ジェット燃料 | 5.00 (10.00) |
| ニ-テ-リ-ソ-ダンパ | 0.50 次項へ続く |

表3 PLANET-A 搭載機器及び重量

| | 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 |
| 低利得アンテナ | 0.20 |
| 中利得アンテナ | 1.26 |
| 高利得アンテナ | 3.70 |
| ローリ-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・キピング | 1.05 |
| 打上げタイマ系 | 1.51 |
| 衛星タイマ | 1.30 |
| 19ナイフ電源 | 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・オイル | 8.50 |
| ガス・ジェット装置 | 9.80 |
| ガス・ジェット燃料 | 5.00 (10.00) |
| ニ-テ-リ-ソ-ダンパ | 0.50 次項へ続く |

| | |
|-----------|------|
| テスパン制御系 | 6.39 |
| 制御回路 | 1.04 |
| テスパン・モーター | 5.35 |

| | |
|------------|------|
| 熱制御系 | 7.59 |
| サーマル・ル-バ | 2.32 |
| ファンケット, グラ | 4.16 |
| ヒーター | 1.11 |

| | |
|------------|-------|
| 構造系 | 32.89 |
| 構体 | 13.05 |
| ペダスタル | 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 |

| | |
|------|------|
| 電気計装 | 5.21 |
|------|------|

| | |
|----------|-------|
| 観測機器 | 13.88 |
| 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 |

| | |
|-----|-------------|
| 合 計 | 135.88 kg |
| | (140.88 kg) |

注: () 内はヒドラジン10kg搭載の場合

| | |
|------------------|----------------------|
| MS-T5 慣性モーメント | |
| | 単位 kg·m ² |
| I _R = | 30.8 |
| I _P = | 22.4 |
| I _y = | 20.9 (ブーム伸展前) |

| | |
|-----------|------|
| テスパン制御系 | 6.39 |
| 制御回路 | 1.04 |
| テスパン・モーター | 5.35 |

| | |
|------------|------|
| 熱制御系 | 7.53 |
| サーマル・ル-バ | 2.32 |
| ファンケット, グラ | 4.10 |
| ヒーター | 1.11 |

| | |
|------------|-------|
| 構造系 | 32.83 |
| 構体 | 13.05 |
| ペダスタル | 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 |

| | |
|------|------|
| 電気計装 | 4.88 |
|------|------|

| | |
|---------|-------|
| 観測機器 | 13.24 |
| 太陽風観測 | 4.73 |
| 紫外撮像 | 7.50 |
| 打上げ環境計測 | 1.01 |

| | |
|-----|-------------|
| 合 計 | 134.05 kg |
| | (139.05 kg) |

注: () 内はヒドラジン10kg搭載の場合

| | |
|------------------|----------------------|
| PLANET-A 慣性モーメント | |
| | 単位 kg·m ² |
| I _R = | 31.0 |
| I _P = | 22.9 |
| I _y = | 20.7 |

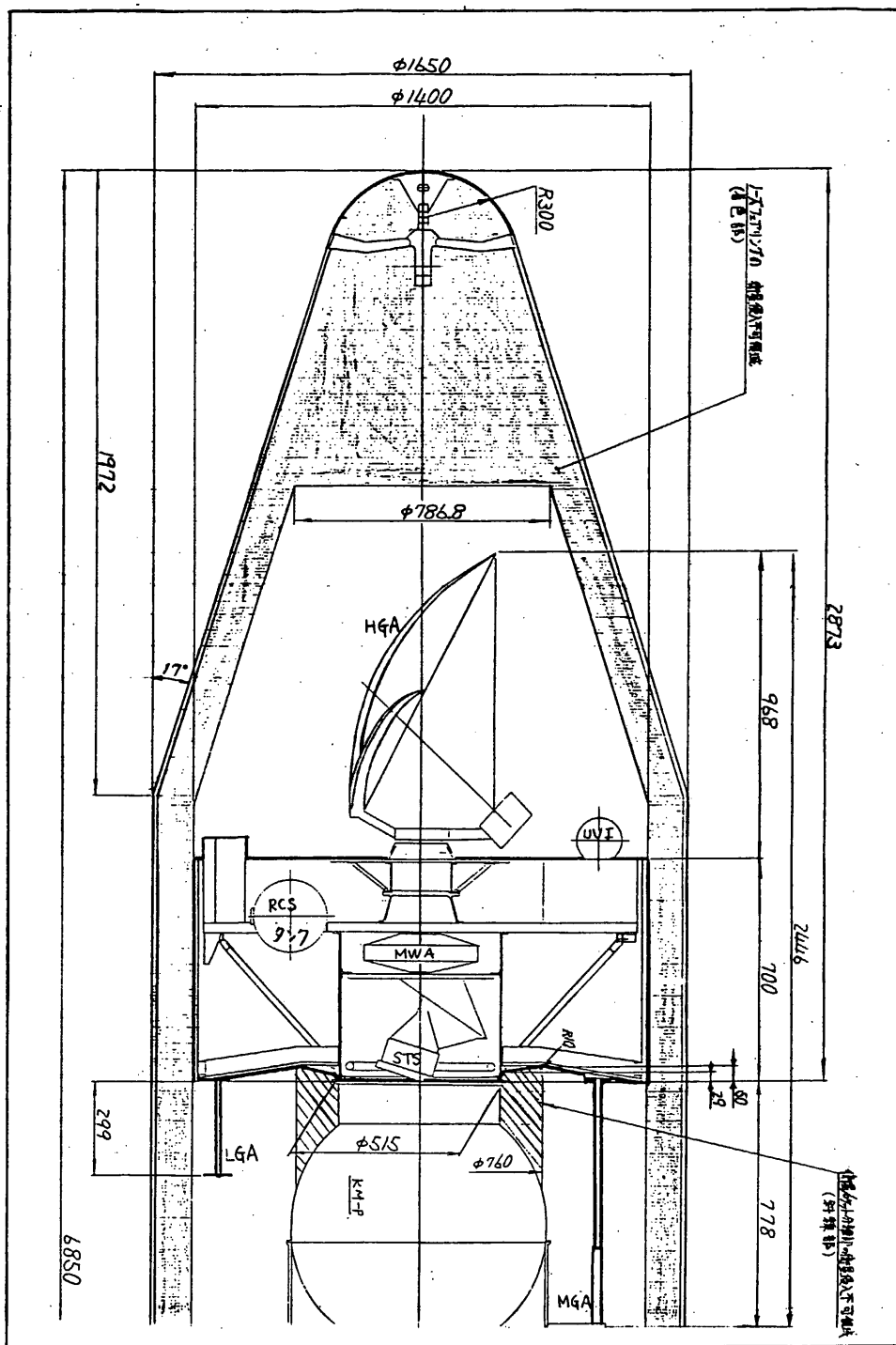


図 4 ロケット内 収納状態図

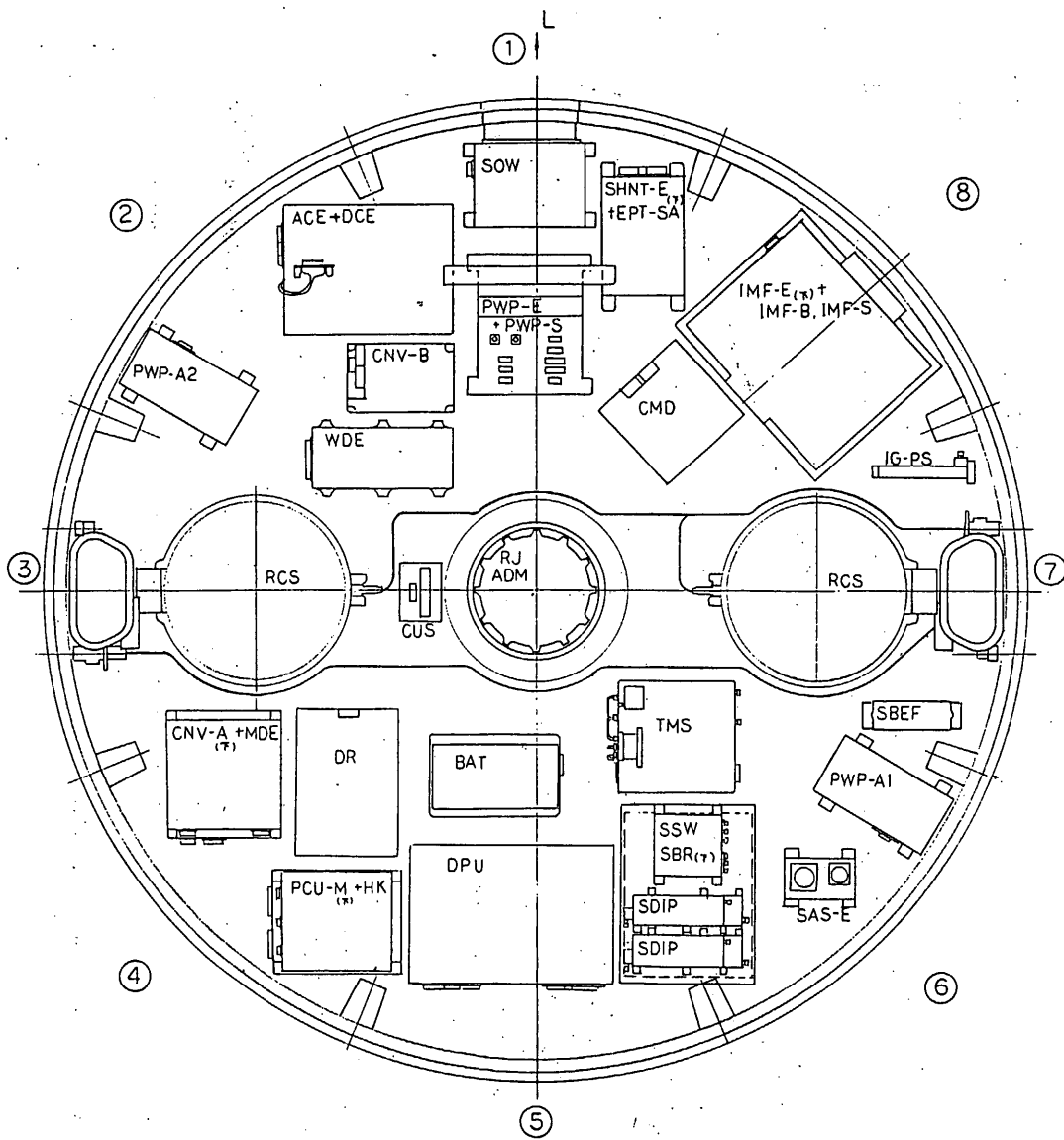


图 5a MS-T5 搭载机器配置图 (上面图)

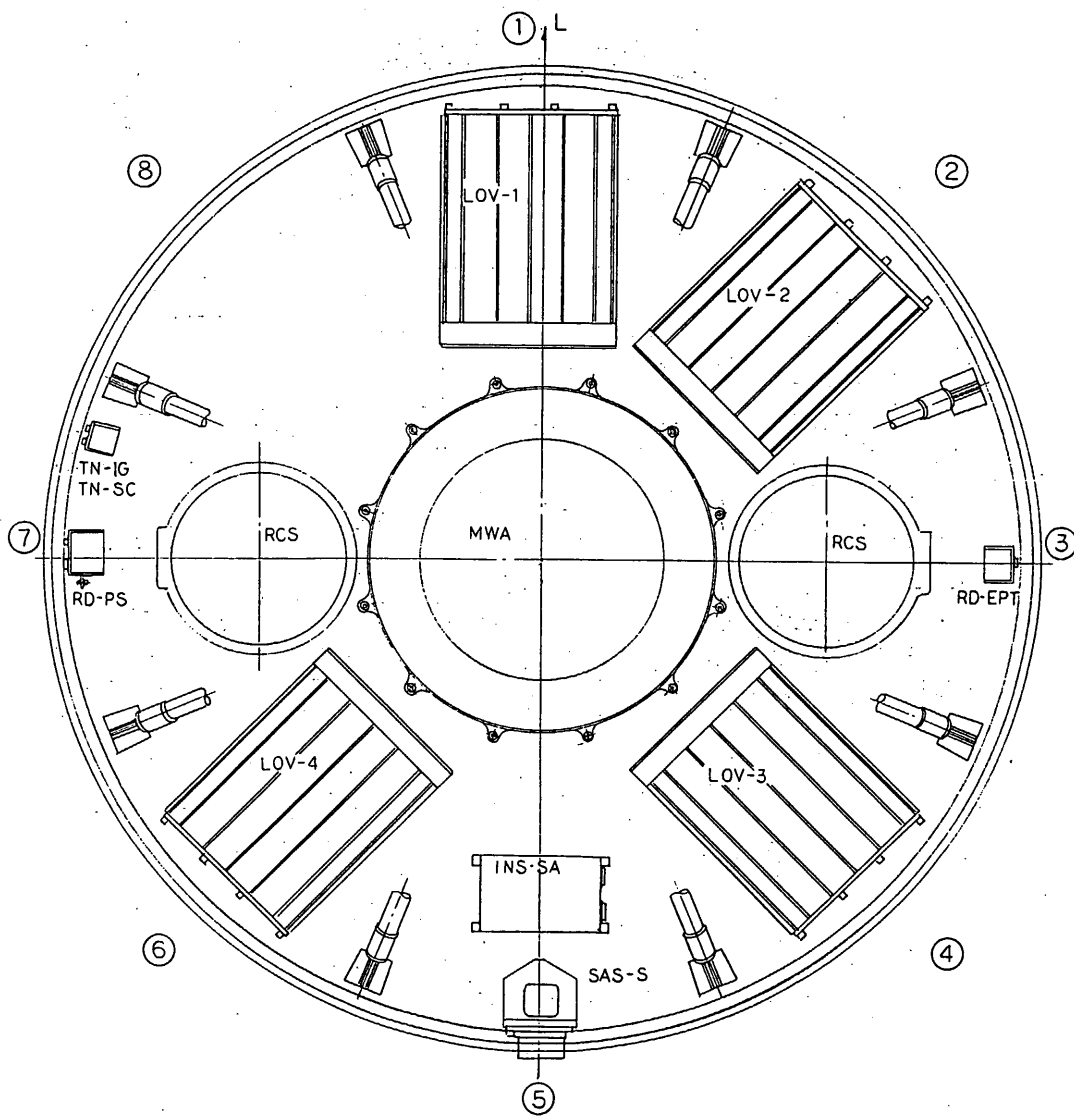


图 5b MS-T5 搭载機器配置図 (下面図)

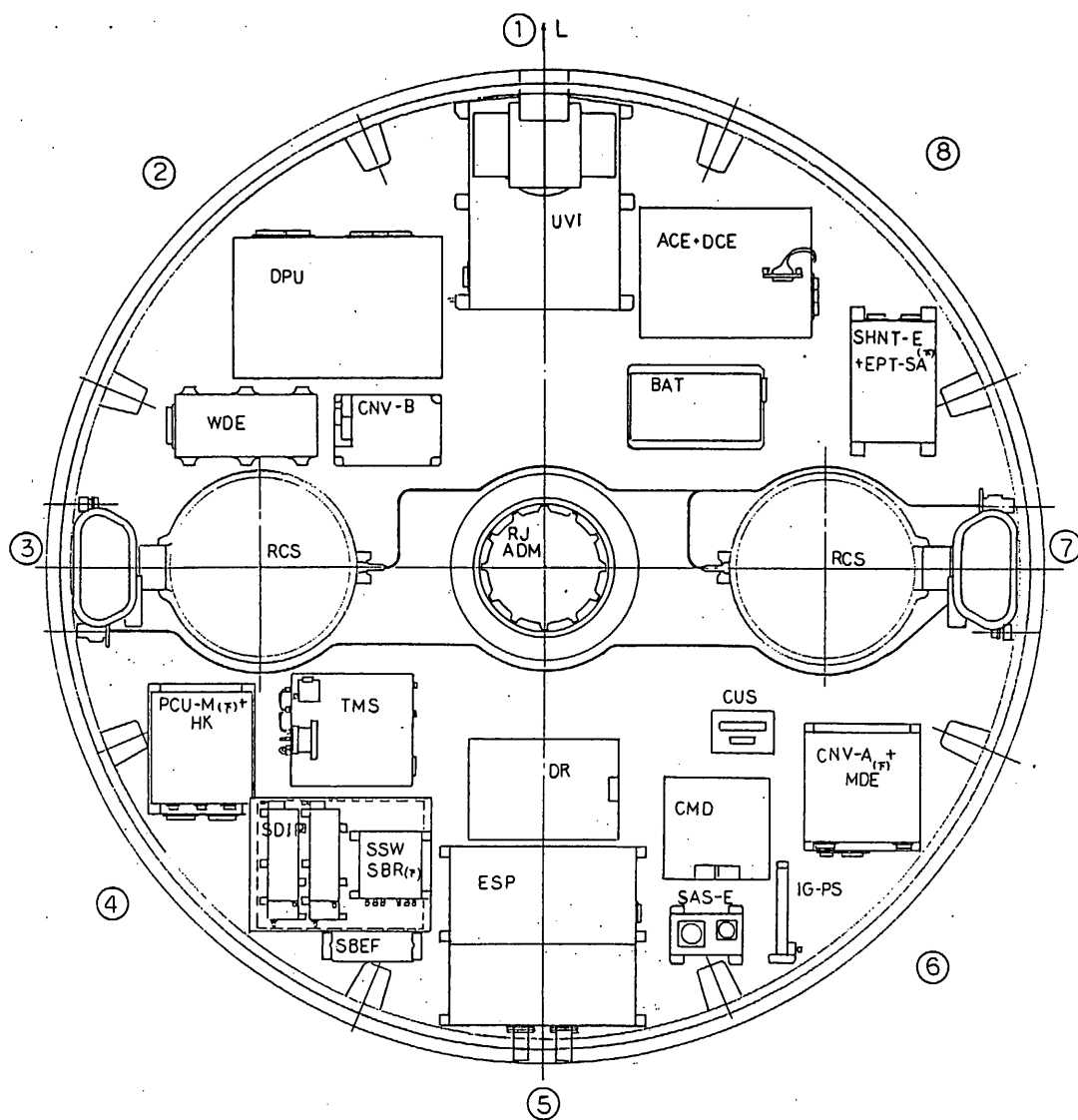


図 6a PLANET-A 搭載機器配置図 (上面図)

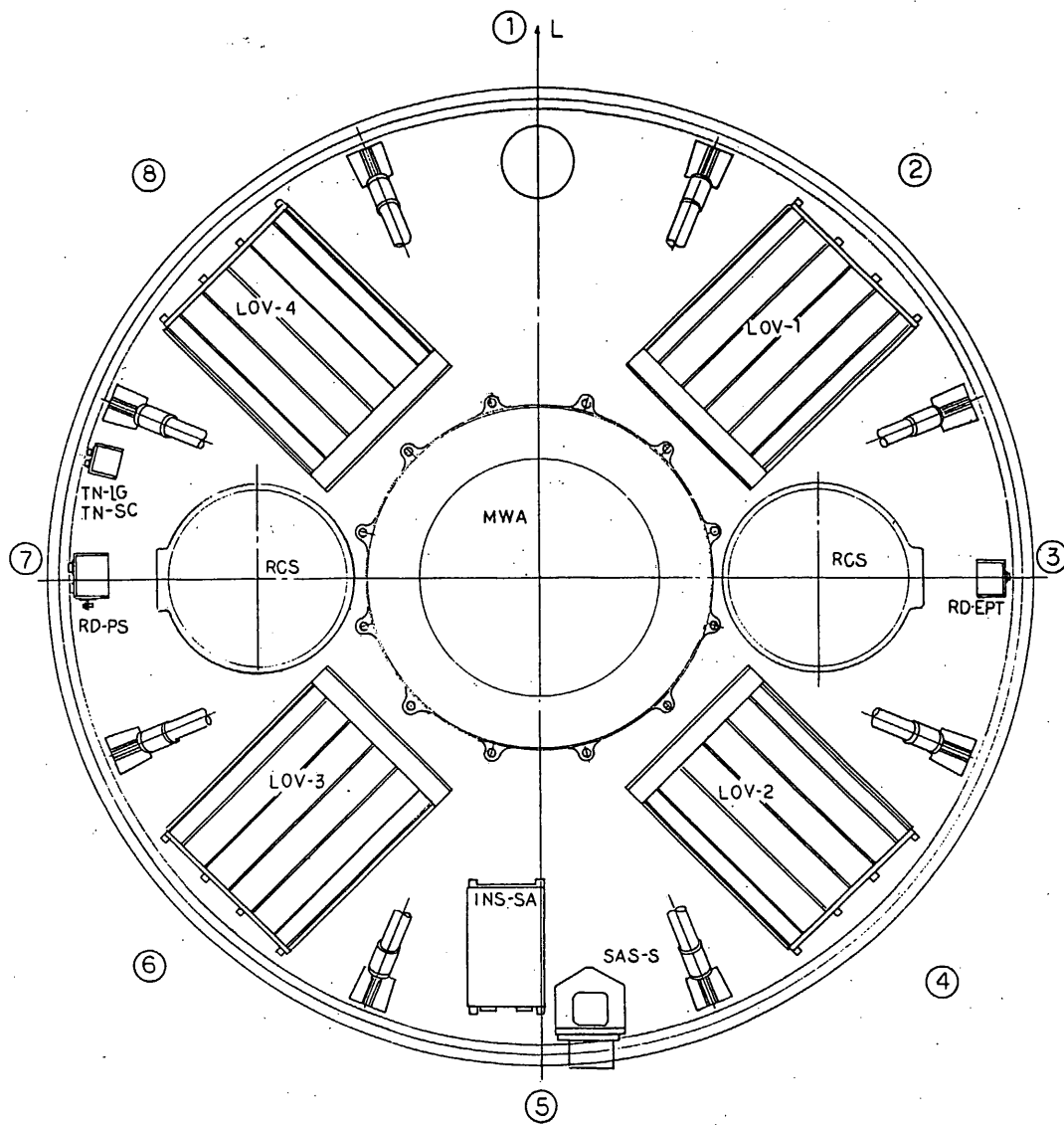


图 6b PLANET-A 搭载设备配置图 (下面图)

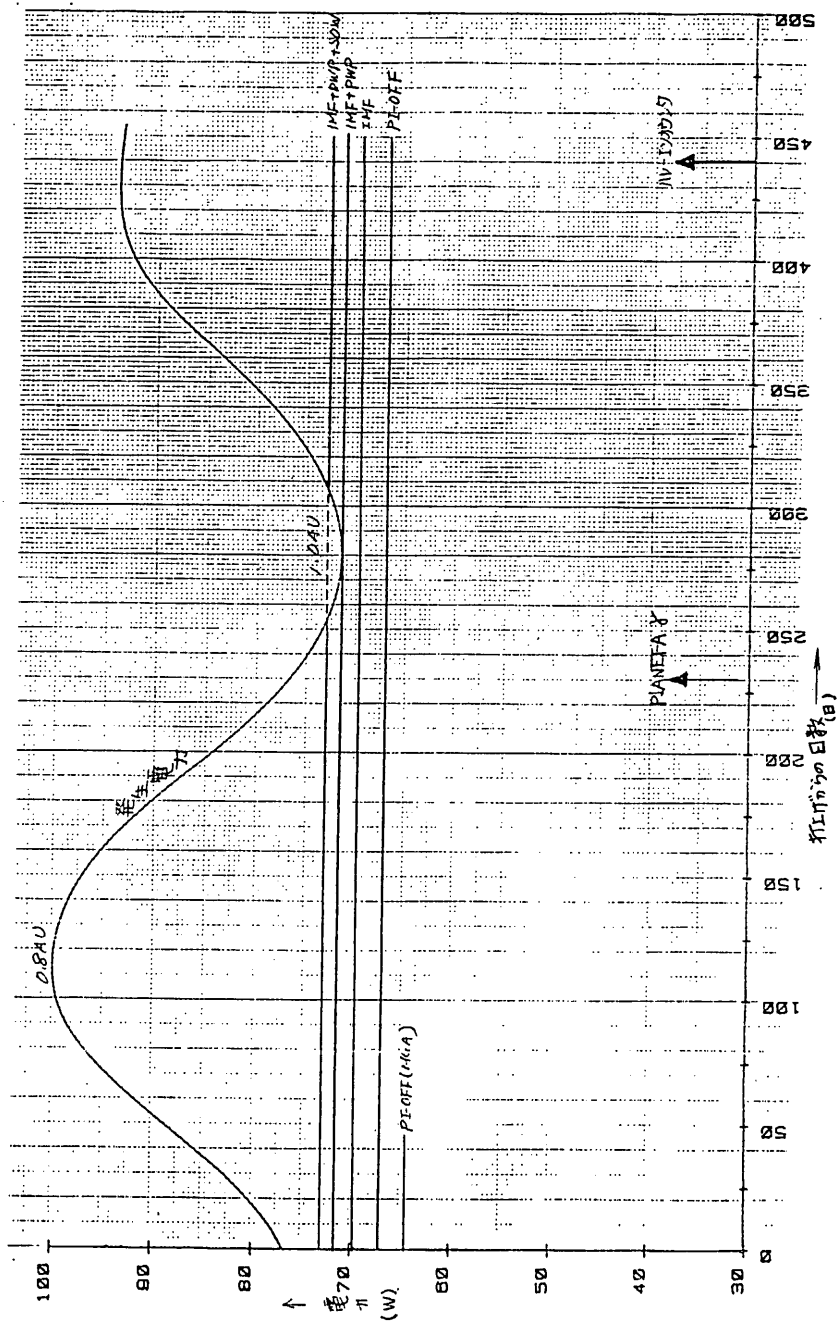


図 7. MS-T5 電力収支

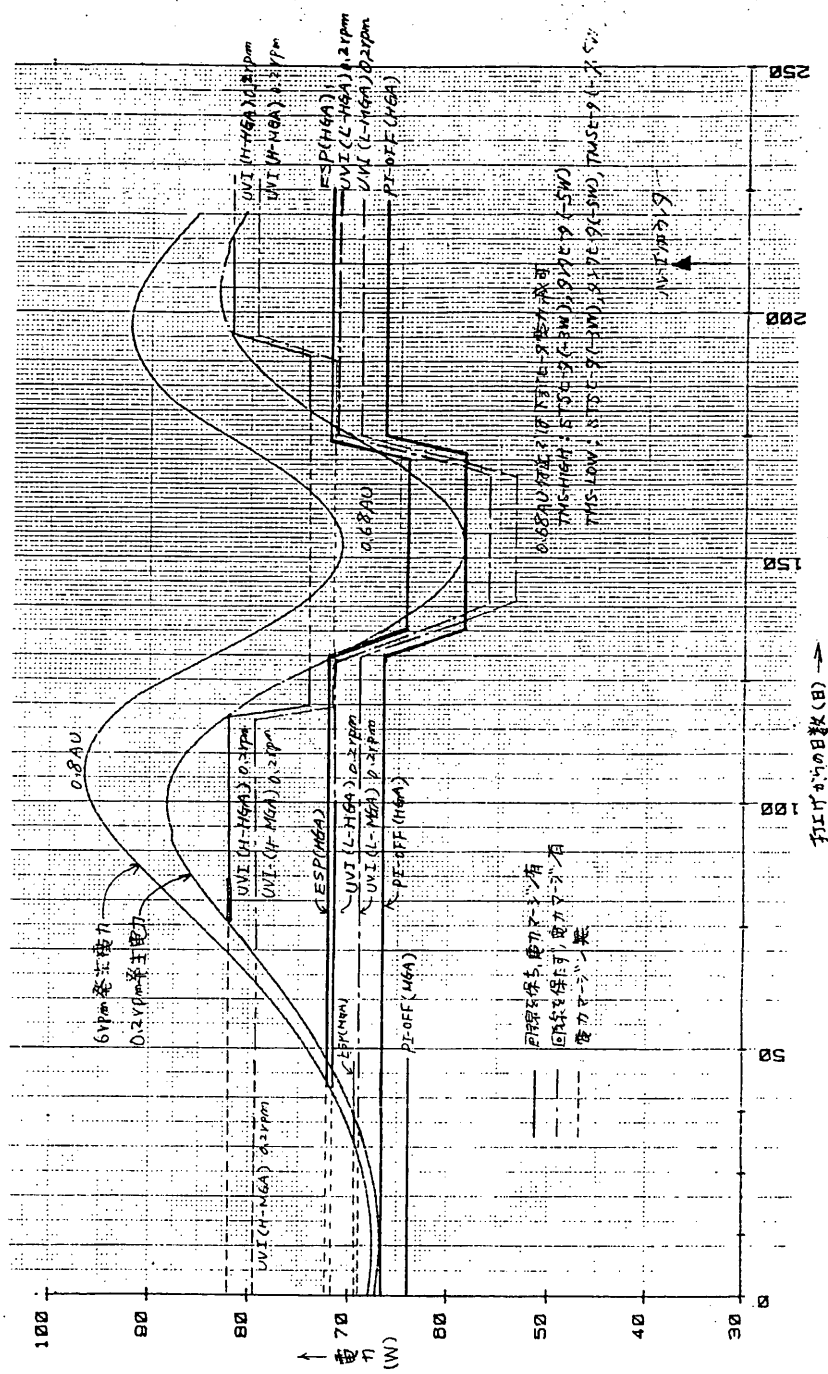


図 8 PLANET-A 電力収支

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 稔
宇宙科学研究所惑星研究系 平尾 邦雄 清水 幹夫 小 平 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年に回帰するハレー彗星の探査を目的として打上げが行われる PLANET-A に搭載される本装置 (Ultra Violet Imager, 以下 UVI と略記) は、彗星頭部に飛達する Hydrogen Coma (水素暈) の経時的変化と、地球周囲に発生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 $\text{Ly}-\alpha$ ($\lambda 1216 \text{ \AA}$) 光と共鳴散乱させる為、その遠隔探査を行う UVI は $\lambda 1216 \text{ \AA}$ 附近に最大感度を有する真空紫外光用の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、科体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と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、科体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と UVI に於いて採用した。UVI はハードウェア的に見た場合、撮像装置と周辺科器として有するマイクロコンピュータ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システムは、予め地球上の司令部から PLANET-A に送信された制御命令に従い、順次その内容と実行する事によって周辺科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 科上のデータレコーダーへ出力する。

UVI の稼働対象期間は、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月中旬迄と予測される。UVI では、この期間内での観測を効率良く行う為に、ハレー彗星の初期探査を目的とした動作モード、即ち探索モードと設定してある。このモードでのハレー彗星の発見後、

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科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コンピュータによる画像データの圧縮処理を行った場合、1日当り約20レーンである。

1986年の回帰に際して、ハレー彗星観測を目的とする探査機は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うものと考へられる。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う可能性のあるものは、PLANET-AのUVIとLSTに限定されると考へられる。従って、地球周回で行はれる水素暈の観測と協同して行はれる、内惑星軌道をとるPLANET-Aからの観測は水素暈の3次元の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と受持つ事となる。水素暈の存在は、1970年代の始めにOAO-2によって発見された炭素上、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は極めて意義深い。

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、Benett, 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な巨大な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) が発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\AA) の放射も存在する事が明らかにされ、 H_2O 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 H_2O 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 H_2O は重要な位置を占めて居る事を意味する。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、 H_2O の果た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って居る為である。

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 H_2O 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は外部へ拡がって水素暈を形成するが、
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・拡がり・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、 $\sim 20 \text{ km/sec}$ 、 $\sim 8 \text{ km/sec}$ の2成分
から成り立っている事を示している。このうち 20 km/sec のものは $\text{H}_2\text{O} + h\nu$
 $\rightarrow \text{H} + \text{OH}$ 、 8 km/sec のものは、*predissociation* を通じて $\text{OH} + h\nu$
 $\rightarrow \text{H} + \text{O}$ の過程によって夫々生成されると思われる。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に彗星モデルで与へ
られて居る。然し乍ら実際には、R依存性に於いて理論値と異なる値が観測
される現象、近日点通過前後での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説明のまゝ、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が
ハレー彗星降交点附近の至近距離での遭遇を挟む前後4週間以外は、 $\pm 0.4 \text{ AU}$ の
相対距離をハレー彗星と保つ為、この4週間を除けば、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 1.85 AU から
近日点の 0.59 AU を経て 1.09 AU 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($\sim 10^6 \text{ km}$)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
観測結果と総合して、水素暈の3次元構造と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
水素暈通過に伴う同暈の変動、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様相の観測等、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為の一環を
担う事となる。

1.1.3 観測装置

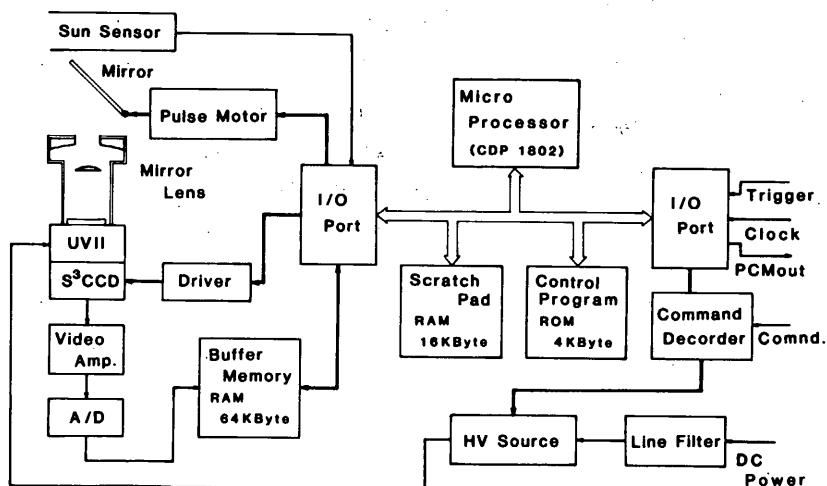
ハレー彗星水素線の撮像観測を目的とする UVI に就いて、i) 構成、ii) 性能、iii) 動作モードの順序で記述する。

i) 構成

UVI の構成をオ1図にブロックダイアグラムで示した。最初に述べた如く UVI と撮像装置と周辺機器として有するマイクコンピュータシステムと定義する事に意味がある事は図から明らかであろう。

オ1図中、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ため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) 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恐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付属部分と形成する。

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うマイクチャネルプレート内蔵のイメージインテンシファイアー (UVII) と、UVII の蛍光面にファイバプレートによって結合された CCD (S³CCD) 及び付属駆動回路 (Driver) より成る。猶、CCD 内の電荷転送でのスピン同期



オ1図 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) 特能の項で詳しく述べる事とする。

ビデオ増中器 (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 ケモパッケージした 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本体部は CMOS 8 bit マイクロプロセッサ (CDP 1802) 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) と記憶装置として有し、入出力ポート (I/O Port) と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と発生させる高圧電源 (HV Source) が、上述以外の UVI の能動メンバーである。以下に、UVI 主要構成要素の必要諸元を略記する。

表 1 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, 焦点距離: $f=100\text{ mm}$, 視野: $2\omega=6.4^\circ$ 有効口径比: $F_{\text{eff}}/2.7$, 像サイズ: $2\phi=11.2\text{ mm}$ |
| UVII | 浜松テレビ | マイクロネルプレート 2 段増中近接型, 光電面: KBr 受光面: P-20, 利得: 最大 $\sim 10^6$ |
| CCD | 日本電気 | $\mu\text{PD}769\text{D}$ 型 (インターライン転送方式), 有効画素数: $384(\text{H}) \times 480(\text{V})$, 画素サイズ: $33(\text{H}) \times 19.1(\text{V}) \mu$ |
| CDP 1802 | RCA | CMOS 8 ビット マイクロプロセッサ, 基本命令数: 91, 駆動クロック: 1 MHz |
| Hybrid メモリー素子 (P/N 2276200) | Teledyne Microelectronics | CMOS RAM, 容量 8 KByte, アセスマ: 40 nsec, 消費電流: 950 μA (スタンバイ), MTBF: 175,312 Hours |
| HV Source | Matrix | 出力: (1) - 4 kV (10 μA), (2) - 5.125 ~ -6.1 kV (10 μA) 消費電力: 1600 mW (max) |

UVI の重量・消費電力に就いて述べる。重量に関しては、従来 5.77 kg と申請値として来たが、マイクロコンピュータ部分のハイブリッド化中止等の事情により、最終的には Flight Model に於いて 7.50 kg を目標とせざるを得ない状態である。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) となって居る。

ii) 性能

UVIの運用によるハレー彗星撮像観測は、地球局からのコマンドによって全面的に制御される。所謂 open-loop 制御となつて居る。UVIの性能とこの様に限定した理由は、closed-loop 制御方式を採用した場合に必要な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った事による。従つて、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必要である。これ等の情報によるサポートが得られない場合には、UVIの器料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、器料動作に則して 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。然し下ろ、後述する如く、低輝度レベルの水素撮像の爲には、或る程度以上の入力信号蓄積を CCD 内で行う必要がある。この爲、スピン安定化方式の姿勢制御を行う PLANET-A では、UVI 稼働時には搭載したモーメントムホイールにより、スピンレートと 0.2 RPM とするが、このスピンレートでは地球局との linkage とする高利得アンテナのデスパンに問題が生じる。従つて UVI は、

α) 地球局との linkage がとれる 6 RPM のスピンレート下で制御用のコマンドを受信。

β) 0.2 RPM にスピンを減速し、コマンドの内容と実行して記録とデータレコーダーにおか。

γ) 観測終了後スピンアップを行い地球局との linkage と確保し、記録とデータレコーダーより送信すると共に、α) 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。

b) 観測時動作 撮像観測の爲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づいて行はれる。即ちコマンドで指定された観測時刻に、

α) 光学系平面鏡(オ/図 Mirror)とパルスモーターにより、ハレー彗星仰角に対応する天空部分の像を Mirror Lens に案内すべく角度設定。

β) 共通系サンセンサーの出力トリガーにして、ハレー彗星・太陽間の方位角度差に見合う時間をスピンレートから求め、そのタイミングで CCD を S³モードで駆動し撮像。

γ) 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ー内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。

の動作を行う。これをコマンドによって指定された各観測時刻に繰返へし実行する。繰返へし回数は、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Sモード駆動 一般に撮像に於いては、検出器内部での入力信号の蓄積が、蓄積時間の多少の差を認められ行はれて居る。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。水星星の撮像に於いては、研究上の要求から、その検出限界を1HRと設定したか、PLANET-Aに搭載可能な光学系によって有意なS/N比で画像データを取得する

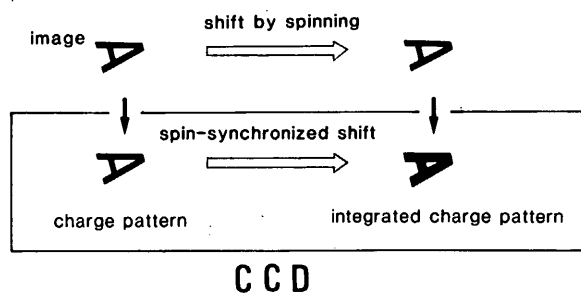


図2 図 Sモード駆動動作概念図

為には、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、回転による像のブレ防止とを両立させる目的で2次元CCDをS²(スピン同期転送)モードで駆動して居る。以下、図2に

によって簡単に説明を行う。この方式では各瞬間でCCD受光部の一部を使用する。まず図の左の部分に示した如くCCD受光部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が、この移動はCCD受光部上の光学像の移動となって現れる。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内部に形成させるが、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ブレる事なくCCD内部で加算され積分効果をもたらす事になる。

S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、各瞬間で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が可能として居る。この点から、Mirror Lensによって出力される光学像のうち、 $2.5^{\circ} \times 2.5^{\circ}$ の視野に相当する $5\text{mm} \times 1\text{mm}$ の部分と、この移動積分の対象として居る。CCDはインローレス動作専用素子の為、移動方向の空間分解能が半減し、画像は

画素数: $153(H) \times 122(V)$

である。亦、S³モード駆動では、0.2RPMのスピンレートで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る為、CCD素子7部に放熱板を取付け、PLANET-A本体下被プレートと放射的に結合させ、約-30℃に冷却させて動作させる様に設計されて居る。

iii) 動作モード

ハレー彗星水素暈の撮像を目的とするUVIは、水素暈発達のR(彗星・太陽前距離)依存性の関係と明確にするデータと取得する必要がある。この為には、回歸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探索、検出、同定の段階と至る事になる。この様は、所謂初期探索に於いては、人間による判断が必要とされる。前項ii)で述べたUVIはopen-loop制御にする必然性は、この面からの要求に起因して居る。初期探索に於いては、画像データかそのまゝの形で常に必要とされる訳ではない事と、存続的に探索の必要性からUVIは、探索(Search)モード、観測(Observ.)モードの2動作モードと有し、コマンドにより何れかと選択する様に設計されて居る。

a) 探索モード このモード下での装置動作は、撮像指定時刻に指定仰角・方位角での撮像を行い、以後の8連続スピン期間中に、この指定領域と取囲む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いる。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探索が可能となる。

亦、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に読み込まれ8×8画素単位のブロックング、各ブロックの最大輝度値サーチの処理と受ける。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値化と至した後、データレコーダーに出力される。このブロックング及び画像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、9画面の画像は64ビット/秒の地球局への伝送速度では約19時間の伝送量であるのに対し、探索データでは40秒の伝送量と殆んど無視し得る量に圧縮された事を意味する。従って、探索モードの設定でUVIによるハレー彗星探索が容易になり、一定日時の間隔で存在予定位置を中心とした探索を、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暈の撮像観測を行い、画像データと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、角度ペアは夫々、最大16ヶ迄指定可能である。最大16ヶとした根拠は、科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による圧縮処理を施しても約 $1/3$ 程度への圧縮（従って、約 16 レーンが格納最大量）が限界であろう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 CDP1802 の能力を考慮して、

α) 階層的補間方式、

β) レベルプレーン・チェーン符号化方式、

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 α), β) は何れもマイクロコンピュータの性能に依存した動作モードである。然し乍ら、UVI の計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 はコンピュータシステムの支援なしに動作が可能である。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。

このモードにお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、角度ペアーの指定は 1 ケ、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 レーンが上限となる。

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と出力させる為には、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クエンスに従い、順次その内容を考慮する等の運用上の配慮も必要である。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。

1) 制御コマンド

PLANET-A/MS-75 においては、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 に就いて述べる。

UVI は PLANET-A が地球局との linkage を切った 0.2 RPM のスロースピンモードで稼動する為、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・方位角等計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。お2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コンピュータ系 ON → 検索・観測モード動作設定 |
| 2 | B | CPU OFF | μコンピュータ系 OFF → ハードウェアモード動作設定 |
| 2 | C | HV PRESET | 高圧電源 ON プリセット・撮像動作スタンバイ |
| 2 | D | HV RELEASE | 高圧電源 ON プリセット解除 |
| 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 | 撮像レーンズ終了 |

次に、杆器動作のパラメーター指定を行う 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 | 観測モードで(1~16)番目撮像方位角値格納アドレス(1-1)指定。方位角値を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 | 観測モードで(1~16)番目撮像仰角値格納アドレス(1-1)指定。仰角値を1セットで使用 |
| 仰角値 | 上記仰角アドレス内容。±15°の範囲を10ビットの分解能で指定 |
| 角度読出モード | 観測モードで、角度データアドレスを昇順方向に順次アクセス/先頭アドレスの周辺1アクセスの選択 |
| 運用レーンズ | 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、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 |
| 感値モード | 検索モード画像データ2値化用感値のデフォルト値/コマンド指定値の選択 |
| 2値化感値 | 上記2値化用感値のコマンド指定値 |
| UVI ゲイン | UVI に印加される高圧の電圧値の制御(5段階)による UVI の感度指定 |
| 移動積分時間 | CCD 上での移動積分時間制御(5段階)による感度の指定 |
| 画像処理モード | 観測モード画像データの左端処理/非処理の選択 |

| | |
|-------------|--|
| メモリー先頭アドレス | 画像データのBuffer Memory確保時の使用hybridホウの先頭(No.1~4)指定. |
| CCD先頭ライン | 画像データはCCD 324ライン(H)の中央1/4ラインと使用306. H方向での微調整に使用. |
| CCDゲートレベル | CCD暗電流の影響チェックのためのopen/blackからの出力取込/解放の選択. |
| サンセンサー検出範囲 | サンセンサーによるレリキター(平面化)用制御用警戒領域の範囲設定. |
| サンセンサー感度・減値 | PLANET-A太陽周相対距離の変化に対応させ.サンセンサー感度・減値の設定値制御. |
| γモード | CCDの温度変化に基づく画像データ特性の補正. |
| 平面鏡駆動モード | 仰角のデフォルト値/コマンド設定値の選択. |

これ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為、特にテレメーター(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モードをこれに切替えて送信B、Cの確認を行う。

ii) 計器ステータス・データフォーマット

コマンドによって制御された計器の状態は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(W_{16})に表示されて居る。残るステータスの一部は、UVI関連モード(FORMAT-C, E)各フレーム(F_n) W_{28-29} 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るなければならないが、これ等はB、C送信直後のチェックのみで充分である為、通常は特に行う予定はない。お4表に表示ステータスとデータ識別を示す。

お4表 表示ステータス・データ識別

| 全モード F_{2n+1}, W_{16} | | | | UVI関連モード F_n, W_{28} | | | | UVI関連モード F_n, W_{29} | | | |
|-------------------------|------------|---|---------|------------------------|-------------|---|--------|------------------------|----------|---|------|
| B_0 | UVI | 1 | ON | B_0 | (MSB) | 1 | | B_0 | UVI-DATA | 1 | 有効 |
| | | 0 | OFF | | | 0 | | | | 0 | 無効 |
| B_1 | CPU | 1 | ON | B_1 | UVI-GAIN | 1 | | B_1 | (MSB) | 1 | |
| | | 0 | OFF | | (5段階) | 0 | | | | 0 | |
| B_2 | サンセンサー・モード | 1 | MANU. | B_2 | (LSB) | 1 | | B_2 | 画面番号 | 1 | |
| | | 0 | AUTO | | | 0 | | | (0~15) | 0 | |
| B_3 | サンセンサー状態 | 1 | OPEN | B_3 | (MSB) | 1 | | B_3 | | 1 | |
| | | 0 | CLOSE | | | 0 | | | | 0 | |
| B_4 | UVI動作モード | 1 | OBSERV. | B_4 | 移動積分時間 | 1 | | B_4 | (LSB) | 1 | |
| | | 0 | SEARCH | | (5段階) | 0 | | | | 0 | |
| B_5 | 撮像レンジ・ス | 1 | START | B_5 | (LSB) | 1 | | B_5 | (VAC) | 1 | |
| | | 0 | STOP | | | 0 | | | | 0 | |
| B_6 | HV動作準備 | 1 | PRESET | B_6 | 2値化用感値 | 1 | コマンド値 | B_6 | (VAC) | 1 | |
| | | 0 | RELEASE | | | 0 | デフォルト値 | | | 0 | |
| B_7 | HV | 1 | ON | B_7 | アドレスアクセスモード | 1 | 固定 | B_7 | 画像処理 | 1 | 圧縮 |
| | | 0 | OFF | | | 0 | 順次 | | | 0 | 生データ |

そ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. UVII. 2. CCD. 3. Mirror Lens 外壁. 4. Mirror 駆動部

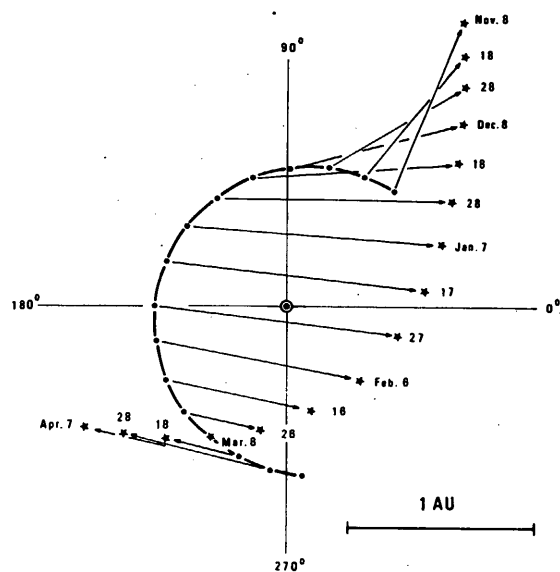
である。猶、詳細に関しては本報告書中の該当章に譲る事とする。

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 とのハンドシェイクがとれたフレーム以降各フレームの W_{30} 以降に順次書き込まれる。このハンドシェイクの状態は、予モード $W_{27}B_0$ 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、 $W_{30} \sim 31$ に撮像仰角値、 $W_{32} \sim 33$ に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う。

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 が受信後、最初の F_{4n+1} から TM に送出される。全データの送出は 11 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 11 フレームのデータと繰返し送出する。

iii) UVI 運用



PLANET-A Locus in Ecliptic Plane

図12 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 を行う PLANET-A から、その彗星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暈と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レ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、宇宙科学研究所工研室で行った軌道計算値による相対位置関係に就いて述べた上で、UVI 運用のレナリオの記述に入る事とする。

a) PLANET-A・ハレー彗星相対位置関係 オ3図は、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日毎の夫々の位置と黄道面に投影したものである。同図にプロットした期間は、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日までである。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はす矢印の根元の丸印で、夫々示してある。尚、図中の座標原点にある二重丸は太陽を表はして居る。

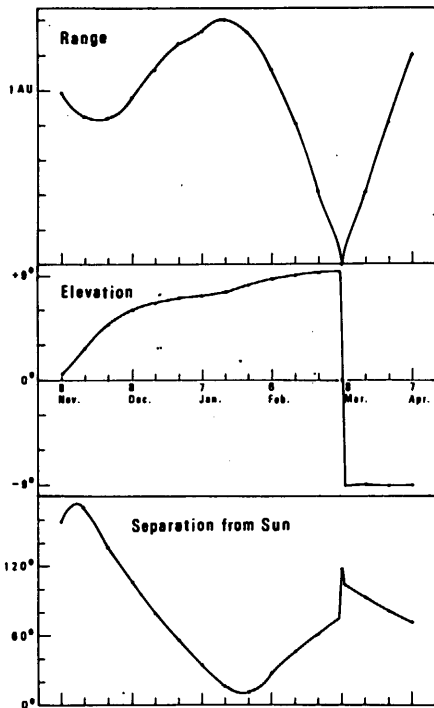
図から明らかな如く、PLANET-Aとハレー彗星が1986年3月8日にハレー彗星の降交点で至近距離の遭遇を行う様は、PLANET-Aの軌道設定が計画されて居る。この遭遇を中心とする4週間を除けば、両者の距離は $1 \pm 0.4 \text{ AU}$ ($\text{AU}: 1.5 \times 10^8 \text{ km}$)の範囲に収まって居る。亦、1月17日から同月末にかけての期間、

両者は太陽を中心に相対峙するため、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。この様は、オ3図から指摘される問題点を明確にする為に、オ4図を用意した。オ4図は、オ3図に示された期間中での 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、夫々上段から順次示してある。

オ4図に見られる如く、相対距離、仰角共、前述の至近距離遭遇前後の4週間を除けば緩やかな変化を示し、特に仰角は全期間を通して $\pm 10^\circ$ の範囲に収まって居る事が判る。これ等の事実から、先に述べた観測装置の構成・諸元で十分に coverage の観測を行う事が可能であると考えられる。

b) 装置運用レナリオ

一般に彗星が太陽に3 AU 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されて居る。従って、



C. Halley Configuration to PLANET-A

オ4図 PLANET-Aに対するハレー彗星の相対位置関係パラメーター

PLANET-Aの打上げが予定されて居る1985年8月には、ハレー彗星は既にこの距離に達して居る為、水素暈も形成されて居ると考えられる。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名程度の明るさで、近日点通過時の水素暈最明部輝度を100 A_Uとしても、到底UVIの検出限界に達して居ない。但し乍ら、ハレー彗星が昇交点附近に達する同年11月始めには、近日点通過時の6.9名程度の明るさに達するので、充分観測にかゝる筈である。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、ハレー彗星が昇交点通過時と等しい日心距離に達する1986年1月末迄は、充分の輝度を有する為、この意味では観測可能であるが、遭遇後は相対距離が単調に増加する関係上、この時点迄充分の空間分解能で撮像が可能であるか否かは断言が難しい。

この様な背景にある観測の為に運用を順次述べると以下の如くなる。

1. 初期捜索 捜索モードによるハレー彗星追跡と、打上げ後の適当な時期から開始し、大体1985年11月初頭迄には同彗星の捕捉を完了し度い。
2. 画像データ取得 捕捉後、観測モードによる撮像をミッション終了迄継続するか、1986年4月中旬迄を一つの自途とする。猶、同彗星との前記遭遇前後に水素暈の観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、モンタージュ合成等の措置が必要となる。

1.1.5 結 語

UVIによるハレー彗星水素暈の観測は、IHWに統合される他の観測と協同して行われるか、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となる。従って、同年1月中旬から同月末迄、UVIがハレー彗星と8°の仰角で太陽の頭越しに撮像する事は、以後の協同観測の重要性を考慮した場合、安全性の観点から断念する可能性もある。

ハレー彗星との至近距離での遭遇が $\sim 10^6$ km程度で行われる場合には、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、軌道設定が確立した段階で適切な動作モードの新設を検討する必要がある。亦、IHW参加の各観測との協力体制を有効にしめる為、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、フイックルック・システムはこの様な問題に対処する機能と包含させる必要性がある。この検討も今後早急に行うべき問題である。

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 前沢洲
松策電子(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してイオンの非熱的成分を見出す。

図1は以上をまとめたものである。

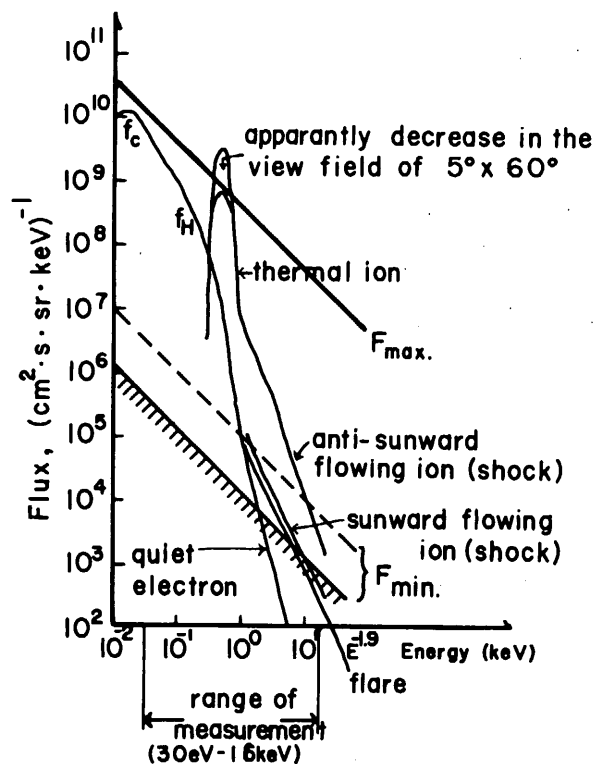


図1. 観測対象とESPの測定エネルギーおよびフラックスのダイナミックレンジ

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二つあり、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、スピン軸を z -軸とする飛行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向さ

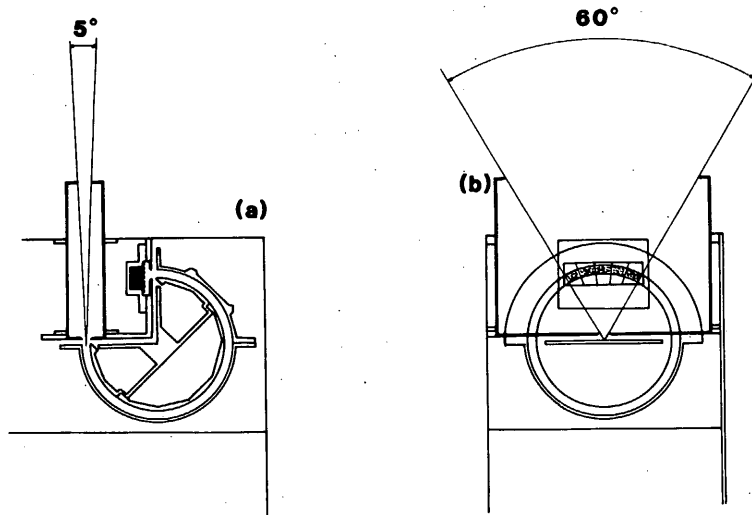


図2. $\pm 70^\circ$ 球形静電分析器とMCPより成るセンサ

(a) 上部より見た図 (b) 側面より見た図

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

$$E_0 = q(V_0 R_0^2 - V_i R_i^2) / (R_0^2 - R_i^2)$$

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_0 は外球半径、 R_i は内球半径、 V_0 は外球電位、 V_i は内球電位である。本装置のセンサでは、 $R_0 = 42.5 \text{ mm}$ 、 $R_i = 37.5 \text{ mm}$ 、 $V_0 = -V_i = -V$ 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tr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。

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

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 $\varepsilon = 0$)。

また、 J を $\text{particles/cm}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{sr} \cdot \text{keV}$ とすると、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。

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250～750 km/sであって、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。

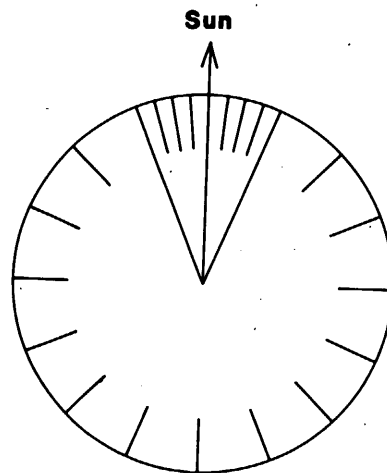


図3. 角度掃引の方法。

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。

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° 内の角分布の情報もとりに出せるように設計されている。即ち、スピンを利用した角分布と合わせて、黄道面 $\pm 30^\circ$ の範囲で3次元分布を得ることが出来る。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印加用高圧電源、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。

エネルギー掃引は段階的に行われ、各ステップ毎のMCPの出カパルスは増幅・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の出カポートは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。

共通機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} -fsがある。

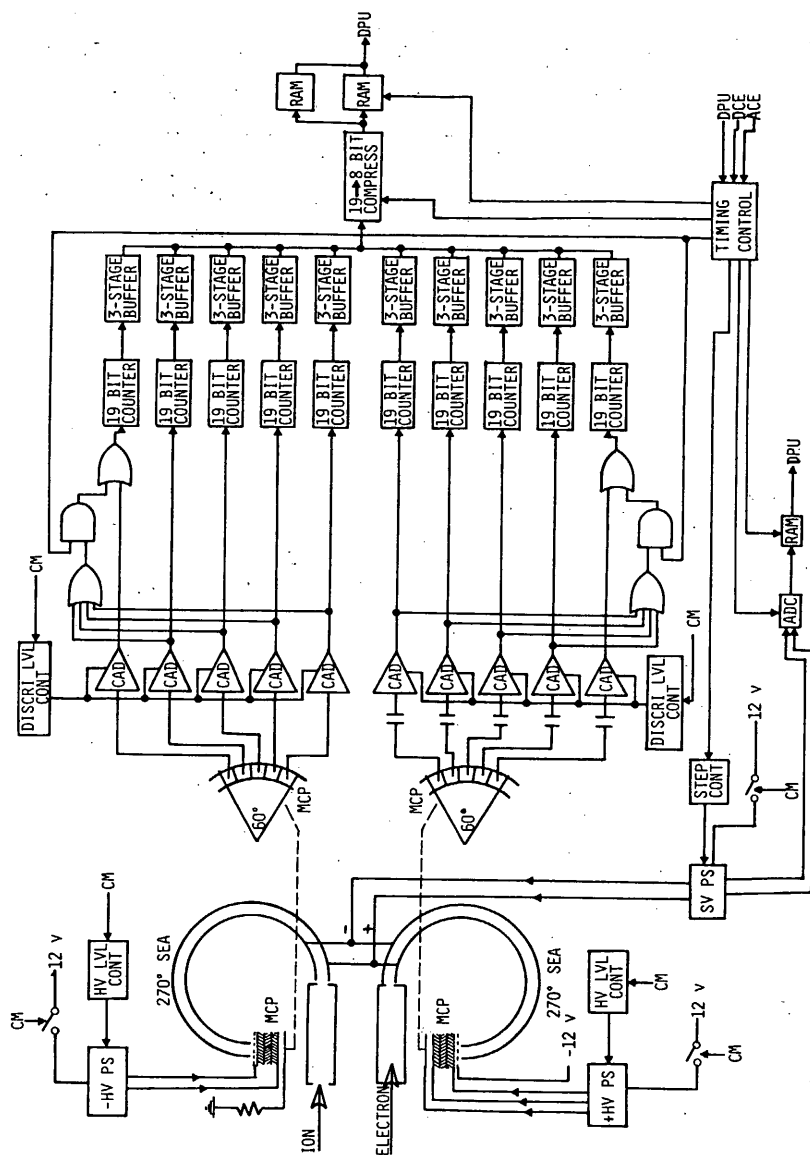


図 4. ESP 7000 ②
 略号説明 CAD: charge sensitive amplifier and discriminator (hybrid-IC)
 HV: high voltage PS: power supply SV: step voltage LVL: level
 CONT: control SEA: spherical electrostatic analyzer MCP: micro-channel plate

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 $30 \sim 15800 \text{ eV}$ とし、この間を対数的に等間隔な 96 ステップ (0, 1, 2, ..., 95) で構成する。掃引モードとしては、表 1 に示すように E1 ~ 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ーし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 10ヶあるので、10 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 (但し、2 次元分布) を一時的にメモリーして 32 フレーム (5/12 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。

| 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

n_1 : 最小ステップ番号 n_2 : 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 5/12 秒となる。

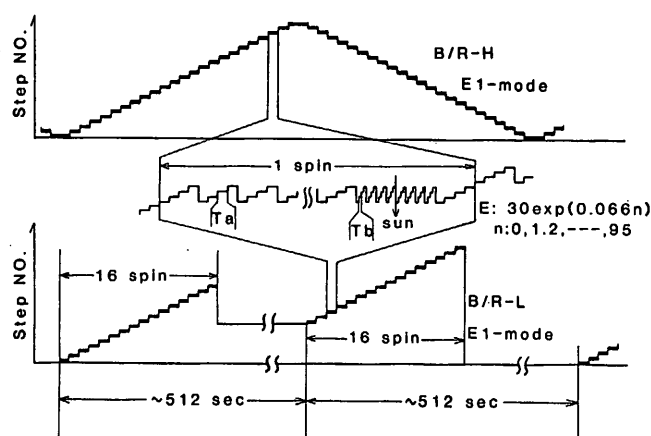


図5. エネルギー掃引方法 (E1-mode)

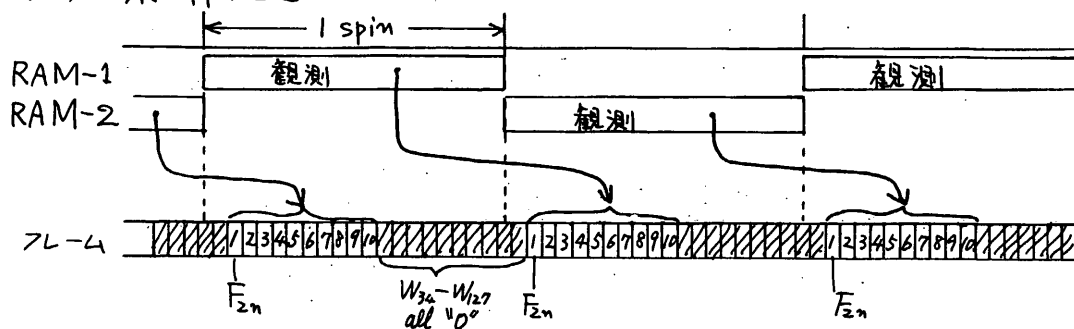
$$T_a = 2^6 - f_s \quad T_b = 2^8 - f_s$$

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 $W_{40} \sim W_{127}$ 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

伝送する。

(1) B/R-H のとき



| | 0 | 28 | 36 | 40 | 127 |
|------------|-------|-----|-------|---------------|-----|
| F_{2n} | 共通データ | アキ | SVエ=9 | ELE-1 カウントデータ | |
| F_{2n+1} | 共通データ | アキ | SVエ=9 | ION-1 カウントデータ | |
| F_{2n+2} | 共通データ | アキ | SVエ=9 | ELE-2 カウントデータ | |
| F_{2n+3} | 共通データ | アキ | SVエ=9 | ION-2 カウントデータ | |
| ... | ... | ... | ... | ... | ... |
| F_{2n+9} | 共通データ | アキ | SVエ=9 | ION-5 カウントデータ | |

(少項省略)

SVエ=9 換算式

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

$C = 5.797$ for step 0-31

$C = 47.849$ for step 32-63

$C = 395.00$ for step 64-95

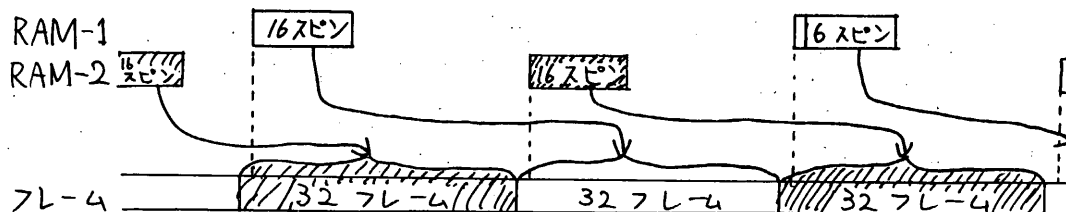
$C = 442$ for step 96-127

(V_{mon} は full scale 5.000 V)

| | 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ヶのアノードの出力パルスの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スピンのデータを伝送できる。即ち、2フレームで1スピンのデータを伝送し、SVモータ($W_{36} - W_{39}$)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-~~E~~^I 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)

| | $F_{2n} W_{34}$ | $F_{2n+1} W_{34}$ |
|---------|-----------------|-------------------|
| 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 |

$W_{35} B_0$: SVモータポラリティ
 $W_{35} B_1 - B_7$: step NO. (*)

(*) 1スピンの間で4ステップをサイクリックに掃引するが、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+54} : ESP Ion HVモータ
 F_{64n+55} : ESP Electron HVモータ
 F_{64n+56} : ESP Ion センサ温度
 F_{64n+57} : ESP Electron センサ温度

F. ディスクリット・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. プログラム・コメント

| | | B ₀ | B ₁ | B ₂ | B ₃ | B ₄ | B ₅ | B ₆ | B ₇ |
|------------|------|----------------|----------------|----------------|----------------|-----------------|----------------|----------------------|----------------|
| ESP (A) | 項目 | 7キ | 7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 | 7キ | 7キ | 7キ | 7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

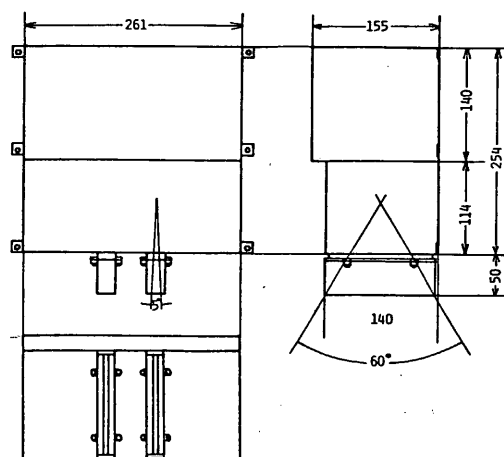


図 6.
外形図

I. 消費電力

- +5V : 126 mA (平均)
- +12V : 219 mA (平均)
- 12V : 133 mA (平均)

1.3.

プラズマ波動観測装置 (PWP)

大 家 寛, 森 岡 昭, 三 宅 巨, (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たい、どうした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、その太陽風のふさふさ領域の構造、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、それぞればらばらになった、場や粒子の姿でなく、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. 惑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. 惑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。

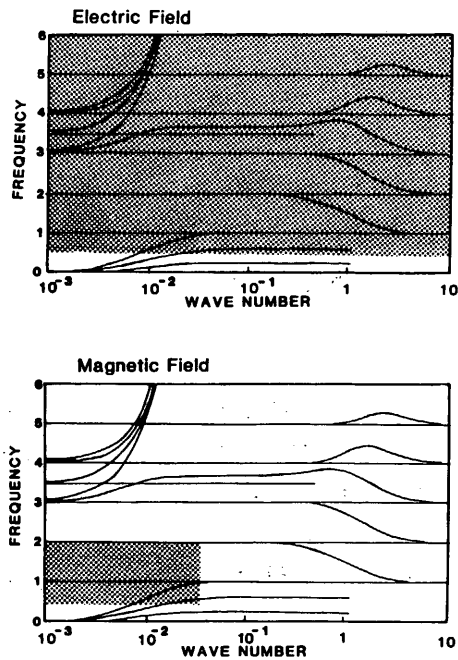
ところで、惑星間空間では、電子サイクロトロン周波数 f_c は、140 Hz (5 μ に
対し)から 560 Hz (20 μ に對し)の範囲にある。一方、プラズマ周波数 f_p は、
20 kHz ~ 40 kHz にあって、

30 < f_p/f_c < 300 の範囲にある。つまり
 ω - k ダイアグラムでは、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

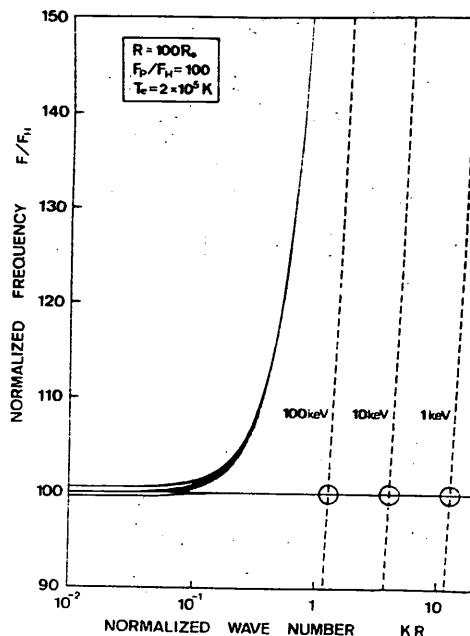
$$V = \omega_p/k \quad (1)$$

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

第2図 惑星間空間プ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)。



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
プラズマ波動の領域。 ω - k 図上に陰影をほどこ
した部分が対象な領域となる



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、タイポII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、サ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の低いシステムとなつては、観測の質を悪くするため、最適の条件を求め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 $1mV/m \sim 10mV/m$

2) タイポII形電波バースト

スト $10\mu V/m \sim 1mV/m$

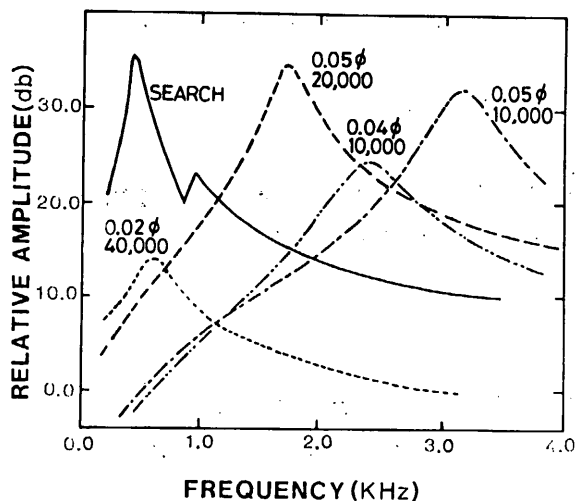
3) AKR 電波バースト

$1\mu V/m \sim 100\mu V/m$

4) Bernstein Mode 波動

$100\mu V/m \sim 1mV/m$

が予想される。したがって片側5m, Tip to Tip 10mにとれば, Set Noise $1\mu Volt$ に対して、まず十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, それぞれ使用した線の太さと巻線回数を示す. Search Coil (SEARCH)のみ 0.02ϕ 40,000回と同じ条件でウェイトコアを中心にしている。

4.2) ループアンテナ

電界 $1\mu V/m$ をもつ波動に対応する磁界については、その密度が $33\mu T$ である。一方、磁場のピックアップ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 中で 1μ の強度をもつ磁界成分を考えると、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、多数回巻かれたコイル状センサーによって、電圧検出が可能になるが、この場合には、熱雑音電圧、 $\sqrt{4kTR}$ が、検出可能なしベルの下限、つまり Threshold を定める。いま、直径 2 cm ~ 3 cm の 10 万回巻ループアンテナでは、0.02 ~ 0.05 mmφ 程度の細い銅線を用いても、直流抵抗は、1 ~ 5 kΩ 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 での熱雑音は 2.2 mV となる。つまり 3 μT 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 x 2

Frequency Range

Sweep 4KHz~200KHz

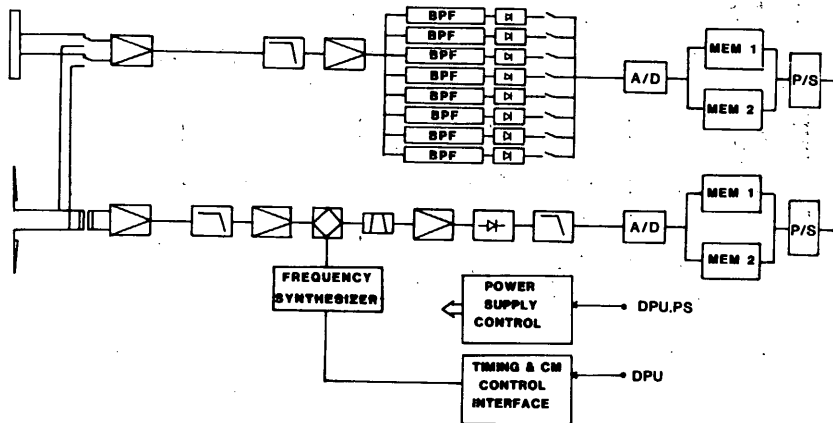
Multichannel 70Hz~3KHz (32channels)

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チャンネルにわた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シンセサイザーを用いた局部

信号発生器により受信帯域(4 kHz ~ 200 kHz)を128スラップに分割し、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% ($\Delta f/f = 0.15$)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 bit データとしてDPUに読み込まれる。

システムの重量は、第2表に示すようになり、全重量は5.16 kg となっている。

第2表 観測器システムの重量

WEIGHT

| | |
|------------------------|---------------|
| Dipole Antenna (5m x2) | 2.56kg |
| Search Coil | 0.33kg |
| Electronics | 2.27kg |
| Total | 5.16kg |

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 | W32 - W47 | W48 - W63 |
| モード 9 | W32 - W47 | W48 - W79 |
| モード A | W32 - W47 | W48 - W79 |

6.2 テキスクリートコマンド

PWP のテキストクリートコマンド項目は以下の通りである。

| 項目 | コマンド名称 | 内容 |
|-----|----------------|------------|
| 9-D | ANTDRIVE START | アンテナドライブ開始 |

| | | |
|-----|-----------------|--------------|
| 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 |

63. 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、それぞれダイポ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)

| | B ₀ | B ₁ | B ₂ | B ₃ | B ₄ | B ₅ | B ₆ | B ₇ |
|-----|-------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| 項目 | DRIVE STAND-BY | ANT SELECT | | DRIVE MODE | MONITOR | — | — | — |
| | | 1 | 2 | | | | | |
| '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)

| | B ₀ | B ₁ | B ₂ | B ₃ | B ₄ | B ₅ | B ₆ | B ₇ |
|-----|----------------|-----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| 項目 | DATA FORMAT | BAND CONTROL | | ELF GAIN | LF GAIN | ELF MEMORY | LF MEMORY | ELF RX |
| | | B ₁ | B ₂ | | | | | |
| '1' | 4 bit | 0 0 | FULL BAND | H | H | II | II | DIPOLE |
| '0' | 8 bit | 1 0 | BAND I | L | L | I | I | LOOP |
| | | 0 1 | BAND II | | | | | |
| | | 1 1 | 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プラズマ波動を波動粒子相互作用に焦点をおいて観測する。
- 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。

1.4.

太陽風プラズマ密度・バルク速度観測装置 (SOW)

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は日本としてはじめて、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月末に黄道面の下方からやってくるHalleyすい星に最も近い位置(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(イオン密度、バルク速度)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ったことになる。科学側からみた本衛星の主たる目的は、Halleyすい星をめざしてHalleyすい星の近くに集まるヨーロッパ諸国のGiotto、ソ連のVenera Halley およびMS-T5に続いて半年後に打ち上げられるPlanet-A衛星と共に、Halleyすい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. イオンのバルク速度および密度測定

イオ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ナライザーが搭載され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ざっぱに $\sim 10^{-9}$ A/cm²で一方たとえばバルク速度 $v = 500$ km/秒、イオン密度 $N_i = 5 \times 10^6$ cm⁻³ Retarding Potential Analyzerのコレクタ面積 $S = 10^{-2}$ m²とすると、コレクターに流れるイオン電流 $i = e \cdot N_i \cdot v \cdot S \approx 4 \times 10^{-9}$ 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なる。従ってDC的に太陽風プラズマ中のイオンを計測することは困難で、Retarding Potential Trapには117nmのイオンに対して何らかの識別を行う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に示すようにオスグリッドに例えば0からある電圧まで Step wiseに瞬間的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800 km (約3.7 keVのエネルギーに相当する) でかつ、オスグリッドに印加した電圧が1.85 kVとすると、コレクターが太陽方向を向いている時イオンはオス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 が衛星のスピンの共に回転し、太陽風プラズマのバルク速度方向と Retarding Potential Trap の電極面に立てた法線とが45°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、800 km/秒となる。この速度は1.85 kVのイオンエネルギーに相当する。

すなわち、イオンは従って Trap と太陽風プラズマ流との角度が45°になった瞬間から Trap に印加した1.85 kVの電圧によってさえぎられ始めることになる。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流的なイオン電流と二次電子電流の加わった電流が流れ、Trap と太陽方向とのなす角が45°を越えた瞬間からパルス的に Chopped 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始めることになる。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始める。太陽方向と Retarding Potential Trap のコレクターに立てた法線とのな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

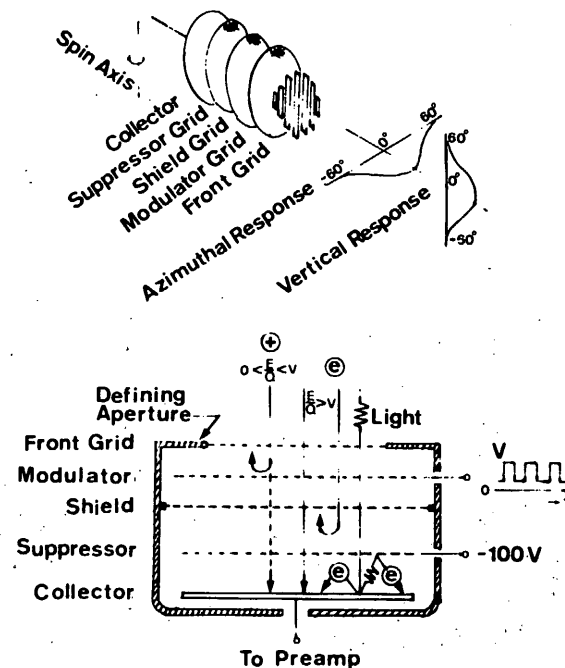


図1. 太陽風プラズマイオン密度、バルク速度測定のための Retarding Potential Trap

壁と同電位のオ1グリッド、イオンを変調するオ2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のオ3グリッド、コレクターからの二次電子を抑え、かつオ2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、密度が計測されるわけであるが、実際の計測を行う際にはいくつかの問題を解決しなければならない。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 $10\text{ M}\Omega$ の抵抗の両端に現れる電圧降下分 $10\text{ }\mu\text{V}$ を検出しようとする。イオンの計測のためにオ2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な電圧が誘起される。コレクター・アース間の浮遊容量を 10 pF 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 $10\text{ }\mu\text{V}$ 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 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立上がった瞬間から最終値に落ち着くまでの値の差は約40Vである。この事はいままで述べてきた原理によればイオンの温度を測るこ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 $10\text{ M}\Omega$ 、入力容量を 10 pF とすると電流検出のためのプリ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まぎと決まってしまう。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、現在は高圧電源発生に用いられているコアーをより良質なものに置き換えるなどの試みが行われている。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った。オ2番目の問題については約1KVの電圧に対して図1のような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1枚グリッドを小さくすることで現在の $1/3$ 程度にもれ込みを少なくすることができる。

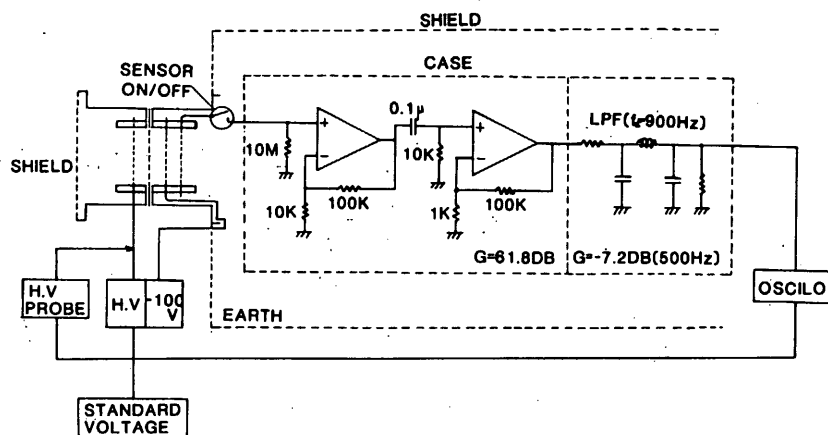


図2. 試験的に作った測定器の回路。

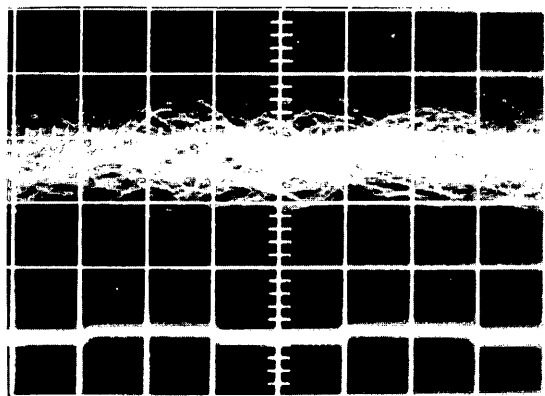


図3 図2の回路におけるアンプの出力波形。雑音の大きさを測定したもの。縦軸のスケールは $1 \text{ div} = 2 \times 10^{-12} \mu\text{A}$ に相当する。従って図2のアンプの雑音は最大 $3.5 \times 10^{-12} \mu\text{A}$ である。この値はアンプのバンド中に 500 Hz とした時の $10 \text{ M}\Omega$ の熱雑音とほぼ等価である。横軸のスケールは 0.5 msec/div

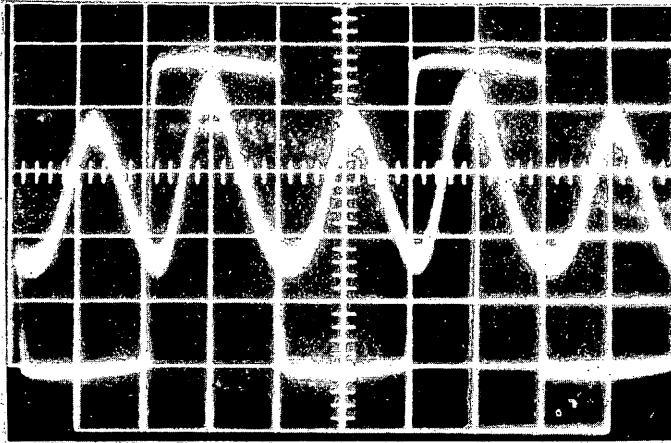


図4 プリアンプにセンサーを接続しセンサーのオスグリッドに約950Vを印加した時のコレクターへのもれ込みを調べたもの。矩形波がオスグリッドに印加した高圧で縦軸のスケールは200V/div。正弦波的に変化している信号がオス図に示されたプリアンプの出力で100mV/divである。図3にくらべて約6〜7倍振巾が大きくなる。このことは、G2に約950Vを印加すると全体のシステムとして測定できる最少電流は約 2×10^{-11} Aとなる。横軸のスケールは図3と同じ。

4. 測定モード

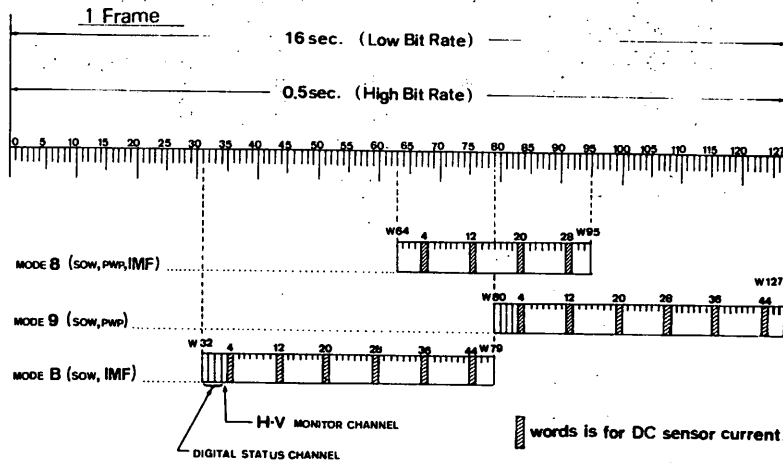


図5 太陽風プラズマ測定器に与えられたテレメータのワード数

実際にMS-T5が惑星間空間へ飛び出してから測定は、衛星の1 Spinの間オシグリップの電圧を固定する。従って1 Spin終わる毎に太陽風プラズマのバブル速度および密度の測定ができる。オシグリップの電圧は数百Vから約1.5 kV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プラズマ測定には同時に3つの測定器に供給するにたる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いる。このうち最初の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る直流電流（前述のようにその大部分が二次電子電流の可能性はある）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.)

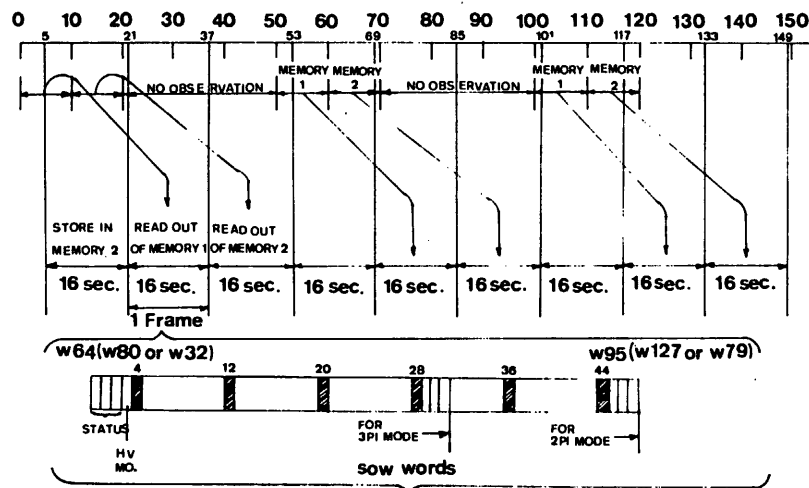


図6. Low bit rate時のデータをばき出しのためのテレメータデータフォーマット。衛星スピニレート10秒を仮定した。

打ち上げ初期、テレメータ電波が十分に強く 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ヶ月すると当初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 で地球に送ることはできない。これを解決するために、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ばき出している間、一方のメモリーに観測データを憶え込む方式が考え出された(図6)。10秒間に得られたデータを16秒間でばき出すことから原理的に測定を行えない時間がある。

6. プロトタイプの実成

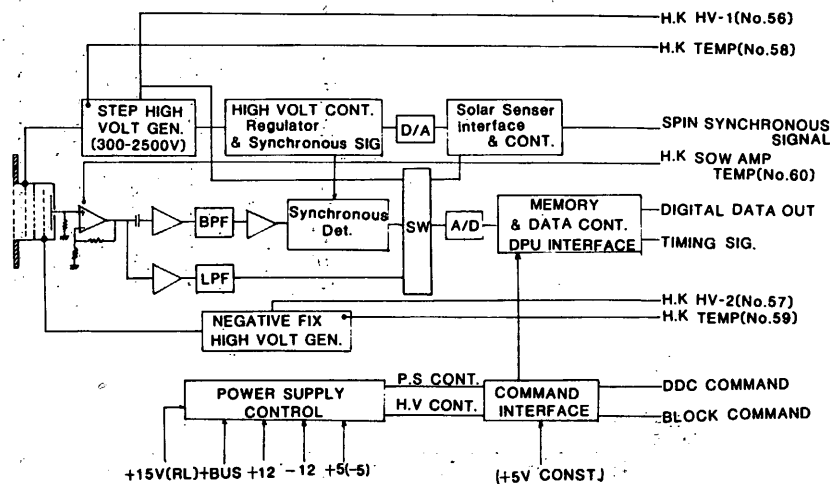


図7 最終的に設計、製作された太陽風プラズマ測定器の回路

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で設計された測定器のブロック図が図7に示されている。プロトタイプとフライトタイプはセンサー構造の改良を除いては同じである。コレクターによって検出されたイオン電流はアンプ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時には直接エンコーダへはき出され、Low bit rate時にはMemoryを介してはき出される。惑星間空間に飛び出すのは日本としては初めての試みなのでAC、DCアンプ共にAmp Gainの設定ミスを防ぐため入力抵抗を1M、10Mに切り換え、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のダイナミックレンジは約70dBである。オスグリップに印加する高圧は1 spinの間固定されているが、地上からCommandをうたない限り同じ電圧に固定されているモードと1 spin毎にStep wiseに電圧が自動的に増加していくモードとがある。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

て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
た。

SOW BC-(A)
BC-E

| | B ₀ | B ₁ | B ₂ | B ₃ | B ₄ | B ₅ | B ₆ | B ₇ |
|-------|-------------------|----------------|---------------------------|----------------|----------------------|----------------|----------------|----------------|
| ITEMS | COMMAND SELECT | --- | HIGH VOLTAGE STEP MODE | | HIGH VOLTAGE CONTROL | | | |
| | | | FIX STEP | FIN NOR | H V | B ₄ | B ₅ | B ₆ |
| 0 | 1 | --- | | | 0 | 0 | 0 | 0 |
| 1 | | | | | 0 | 0 | 0 | 1 |
| 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 BC-(B)
BC-E

| | B ₀ | B ₁ | B ₂ | B ₃ | B ₄ | B ₅ | B ₆ | B ₇ |
|-------|-------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| ITEMS | COMMAND SELECT | --- | --- | CAL/MES | DC SENS | DC GAIN | AC SENS | AC GAIN |
| 1 | 0 | --- | --- | CAL | L | H | L | H |
| 0 | | | | MES | H | L | H | L |

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
の Gain, Cal mode の control になる。

SOW STATUS WORD

| DATA MODE STATUS WORD | MODE 8 SOW,IMP,PWP | MODE 9 SOW,IMP | MODE B SOW,PWP |
|--------------------------|-----------------------|-------------------|-------------------|
| STATUS WORD 0 | W04 | W00 | W32 |
| STATUS WORD 1 | W05 | W01 | W33 |
| STATUS WORD 2 | W06 | W02 | W34 |
| STATUS WORD 3 | W07 | W03 | W35 |

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)

| Check Bit | | Check Items | Bit Identification | |
|---|----------------|-----------------------|--------------------|---|
| Frame Word | Bit | | "1" | "0" |
| W ₆₄ (W ₈₀) (W ₃₂) | B ₀ | SYNCLD SIG | 1 | |
| | B ₁ | | 0 | |
| | B ₂ | HV STEP MODE | FIX | STEP |
| | B ₃ | | FIN | NOR |
| | B ₄ | H.V STEP V CONTROL | NO | B ₄ B ₅ B ₆ B ₇ H V |
| | B ₅ | | 0 | 0 0 0 0 0 |
| | B ₆ | | 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)

| Check Bit | | Check Items | Bit Identification | |
|---|----------------|-----------------|--------------------|-----|
| Frame Word | Bit | | "1" | "0" |
| W ₆₅ (W ₈₁) (W ₃₃) | 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

7. 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、プロトタイプは我々に許された1.7 kgの重量を越えて2.05 kgになった。フライトモデルにおいてこの過剰な重量をへらす事が大きな問題であり、既に重量軽減の努力がなされ始めている。

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-γ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が発射されて実に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 E Giotto, Venera Halley等との太陽風プラズマの同時観測におく事になろう。

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なるだろう。

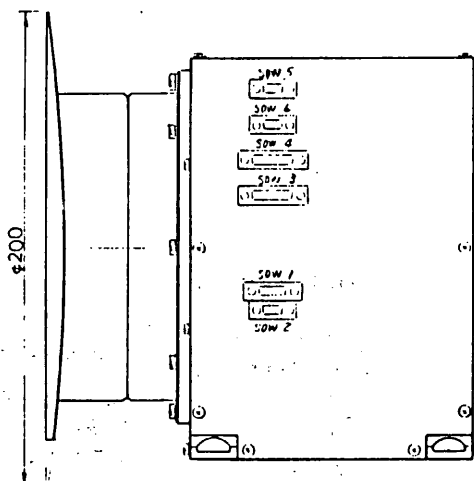
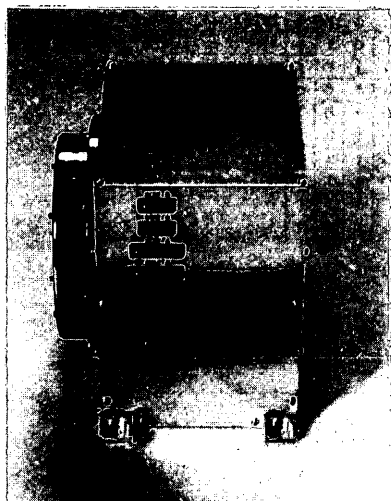


図8a 太陽風プラズマ観測器の側面図

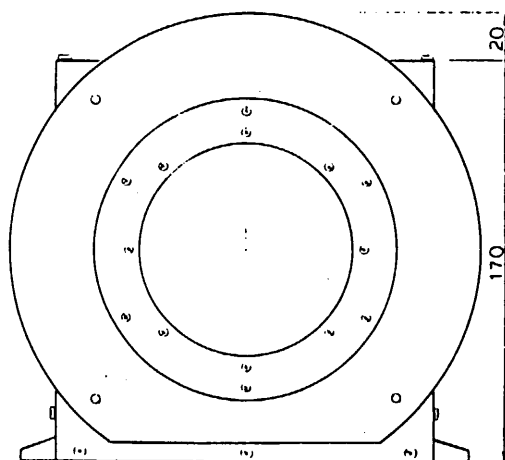
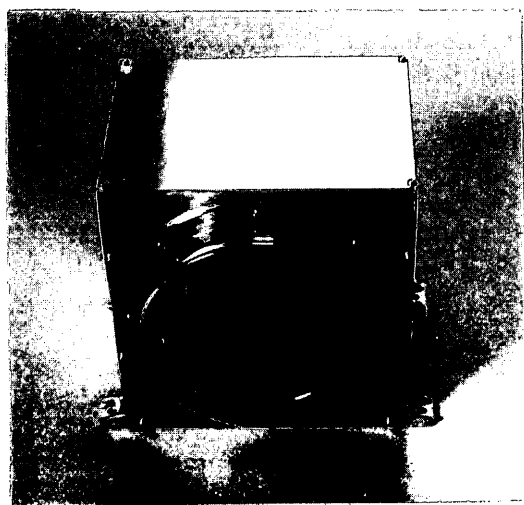


図8b 太陽風プラズマ観測器の正面図

惑星間磁場観測装置 (IMF)

斎藤尚生・湯元清文(東北大理)
 瀬戸正弘(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 ≤ 10 nT)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。

- i) IMFの動力学的な変化に伴う地球磁気圏内の電磁氣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。
- ii) 惑星間空間で発生している大振幅(~ 10 nT)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(≥ 100 nT)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、表1に示されるデータ出力形式をもって、IMFの三

表 1

| 測定範囲 | 感 度 | | TM Bit Rate | Sampling Rate | |
|-------------------------|----------------------|---------------|-----------------|---------------|---------------|
| | 出 力 | 分 解 能 | | Format-8 | Format-A & -B |
| ± 64 nT (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 |
| ± 128 nT (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。

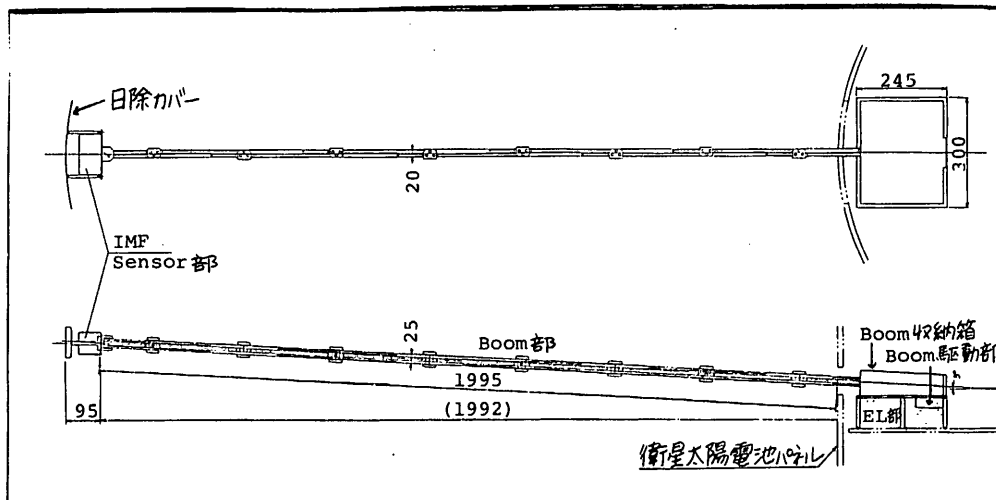
MS-T5が打ち上げられた後の数ヶ月間の high bit rate でデータ伝送がなされる時は、主に 0.03125 nT/LSB の高感度で sampling rate 1/8 or 1/16秒の出力データを用い、太陽風磁場中の 1Hz 以下の大振幅HM波に焦点を置いた計測を行う。又、PWP, SOW のプラズマ波動及び粒子計測との比較検討することにより、HM波による粒子の加熱及び大振幅HM波の形成理論の研究を行う。地球より離れた遠方にMS-T5が達して low bit rate でデータ伝送される時は、主に感度 0.5 nT/LSB (S.R. 2 or 1秒値) のデータを用い、27日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 Helio-magnetospheric 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も行う。

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 $60\text{ mm} \times 60\text{ mm} \times 110\text{ mm}$ 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 2.7 cm/sec である。Boom 駆動モータ・収納ケース ($245\text{ mm} \times 300\text{ mm} \times 70\text{ mm}$) 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 磁気計を基本とする 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。

観測時における 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

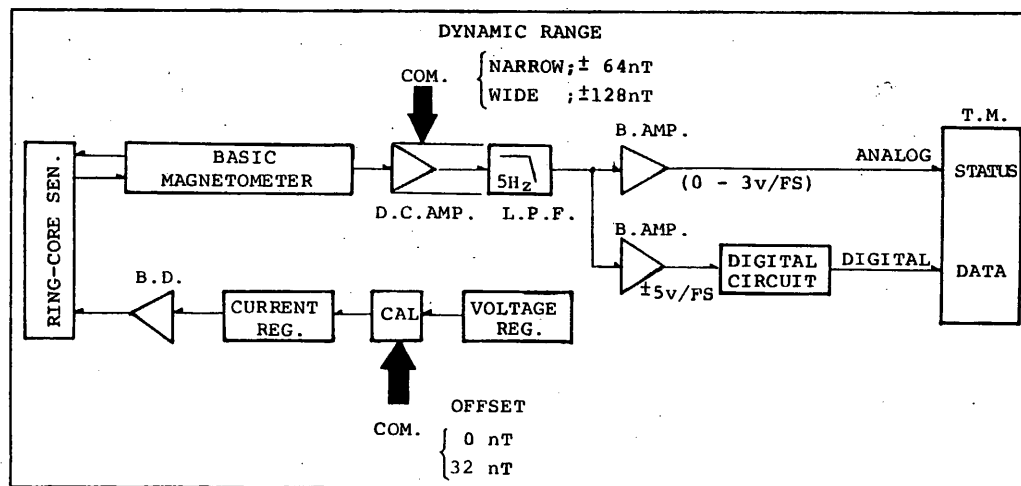
| 電力ライン | 消費電力 | 電力 |
|-----------|---------|---------|
| 20V バスライン | 1 mA 以下 | 20mW 以下 |
| + 5V ライン | 3.8mA | 19mW |
| - 5V ライン | 1 mA 以下 | 5mW 以下 |
| +12V ライン | 164 mA | 1967mW |
| -12V ライン | 148 mA | 1776mW |
| +15V ライン | 1 mA 以下 | 15mW 以下 |
| 合計 | | 3.8W |

総重量

| | |
|----------|--------|
| Sensor 部 | 0.23Kg |
| Boom 部 | 2.64Kg |
| EL 部 | 2.38Kg |
| 合計 | 5.25Kg |

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オ2図に示す。Ring-core sensor によって検出された IMF 3成分は Basic magnetometer で増巾された analog 出力はオ1表に示される分解能及び sampling rate でもって 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)/lframe の割合で status monitor として DPU に取り込まれる。IMF の



オ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によって切換えられる。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の切換えは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)の状態を表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0~3V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1data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 Extention), 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。

表2 IMF Status monitor

| 項 目 | | FRAME | WORD | BIT 対応 |
|---------------|-------------|----------------|------|----------------------------|
| IMF | ON OF | F2n+1 | W16 | 84 1 = ON 0 = OF |
| MASTSTBY | ON OF | F2n+1 | W16 | 85 1 = ON 0 = OF |
| RANGE | WID NAW | F2n+1 | W16 | 86 1 = WID 0 = NAW |
| GAIN | HIGH LOW | F2n+1 | W16 | 87 1 = HIGH 0 = LOW |
| X-CAL | ON OF | F2n | W16 | 85 1 = ON 0 = OF |
| Y-CAL | ON OF | F2n | W16 | 86 1 = ON 0 = OF |
| Z-CAL | ON OF | F2n | W16 | 87 1 = ON 0 = OF |
| AX | 11111111 | F _n | W121 | 2進出力 Analog or 0~3V 電圧値 |
| AY | 11111111 | F _n | W122 | 2進出力 Analog or 0~3V 電圧値 |
| AZ | 11111111 | F _n | W123 | 2進出力 Analog or 0~3V 電圧値 |
| MAST LOCK | LCK RLS | F _n | W124 | 85 1 = LCK 0 = RLS |
| MAST DRIVE | STA STP | F _n | W124 | 86 1 = STA 0 = STP |
| MAST MONITOR | FEP bbb | F _n | W124 | 87 1 = FEP 0 = bbb |
| MAST DRV-VOLT | 9.999 (V) | F2n | W127 | Analog電圧値 |
| MAST LENGH | 9.9 (m) | F2n+1 | W127 | Analog電圧値を長さ に換算 |

6) Command

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

7) House Keeping

IMFのH.K.としては表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にanalog電圧値である。又、No.34と35ピンは飛

翔前の 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 フォント項目と制御

| 種別 | 項目No. X Y | フォント名称 | 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 _n W ₁₂₄ B ₆ "1" | Format-8 |
| | 9 9 | MAST-DRV-STOP STBY-OFF | MAST 伸展停止 | F _n W 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 | ± 64nT | F _{2n+1} W ₁₆ B ₆ "1" | |
| | A 9 | RANGE-WIDE CAL-OFF | ±128nT 及びバイアス補正 OFF | F _{2n+1} W ₁₆ B ₆ "0" F _{2n} W ₁₆ B ₅ "7"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 ±5V/FS analog 電圧値 |
| 27 | IMF Y 軸 出力 | IMF の Digital 系入力点での ±5V/FS analog 電圧値 |
| 28 | IMF Z 軸 出力 | IMF の Digital 系入力点での ±5V/FS analog 電圧値 |
| 29 | IMF 出力の reference | common |
| 34 | MAST 収納電源⊕ | }12V DC 電圧の印加端子 |
| 35 | MAST 収納電源⊖ | |

2.3.

コマン ド・デ ー タ 処 理

2.3.1. コマン ド・デ コー ダ (C M D)

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1 A. 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、ビット同期回路、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、項目数はディスプレイコマンドで最大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、ロックステー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ビット同期回路へ、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) ビット同期回路

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、ビ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. ビット速度 | 16 bps |
| f. ディスクリットコマンド項目数 | 最大224 項目 |
| g. ブロックコマンド ビット数 | 8 ビット |
| 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收容される。基板間の接続は全てシャーシ内部で行なわれる。

ii) 寸法・重量及び外観図

| | |
|-----|--|
| 寸法 | $195.6 \times 148.8 \times 118.4$ (mm ³) |
| 重量 | 1.58 Kg 以下 |
| 外観図 | 図 2.3.1-2 |

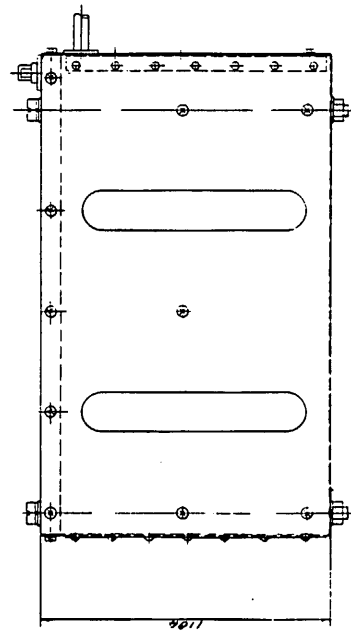
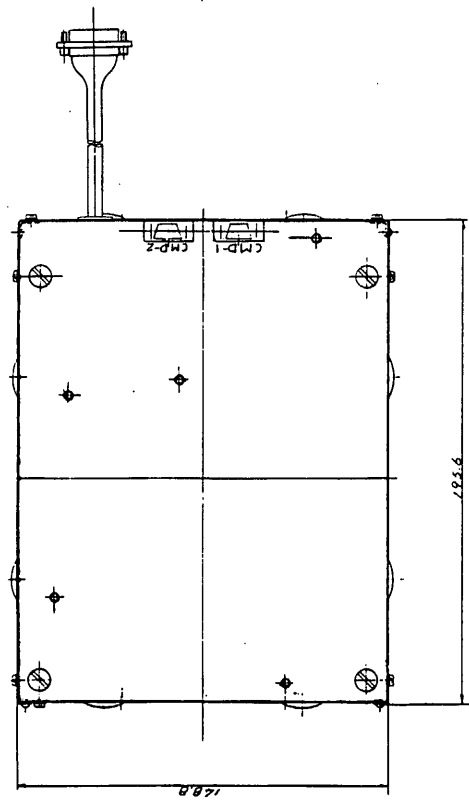
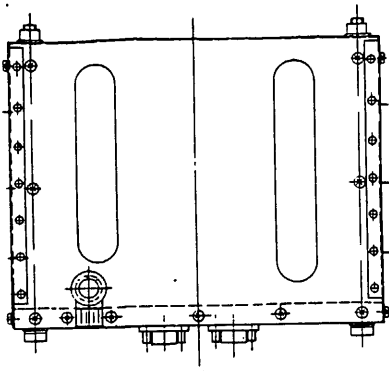


図 2.3.1-2 コマンドデコーダ外觀図

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釈し、ディスクリートコマンド (実時間コマンド) および ブロックコマンド (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) を付加したこと、および探査機の自動管制を行なうプログラムコマンドに、1 Bit の誤り訂正ができる Hamming Code を付加したことである。

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。

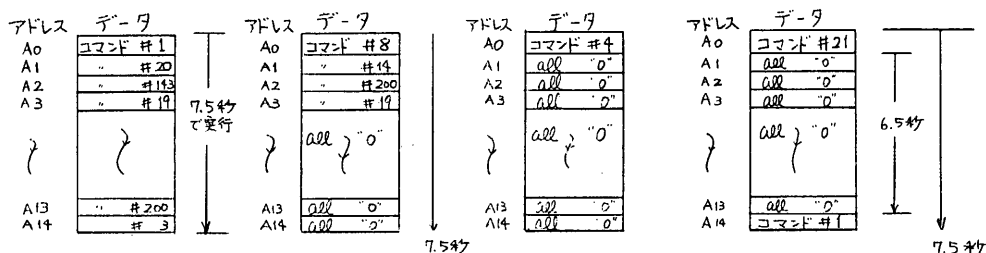
- (a) データのサンプリング
- (b) A/D変換
- (c) デジタルデータの編集
- (d) タイミングパルス、編集パルスの発生
- (e) フレーム同期信号、時刻信号の発生
- (f) NRZ-L/NRZ-S変換器
- (g) CONVOLUTIONAL CODE 符号器
- (h) BPSK変調器
- (i) 伝送データの切換
- (j) データレコードの制御

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(グ)の機能を、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。

実行時間コマンドには、大別して DC(ディスクリートコマンド)と、BC(ブロックコマンド)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であり、地上からの1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、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場合は、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、DC1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、クリアされる。

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ビットの、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ビット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に一度記憶され、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ビット NRZ-L)、BC CLOCK、BC ACTを出力する。

BCデータ 8ビットを数回ユーザー機器に出力する場合、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ビットの、コマンドコードを、

デコーディングして、各機巻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、各機巻に出力する。

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る。

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、一定時間々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種類で、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、バリファイされ、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 Correcting 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。

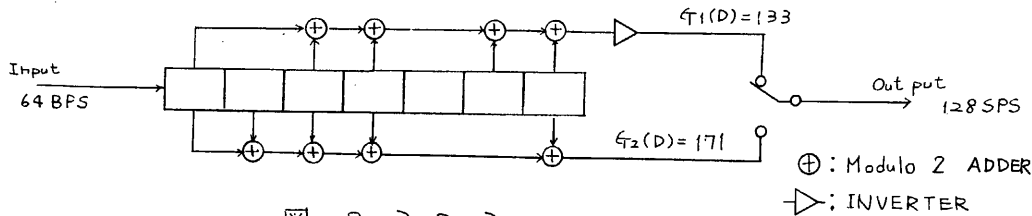
プログラムコマンドPC 8bitのデータは、HAMMING ENCODERでCheck Bit 4Bitが生成され、PCデータ8bit, Check 4bitの計12Bitが、PCメモリであるRAMに書きこまれる。PC実行時は、RAMから読み出された12Bitのデータは、HAMMING DECODERで誤りが検査され、誤りがあれば、訂正したデータを〈コマンド制御部〉に、供給する。

(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 dfree (Max) = 10 の Code で



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、地球周回時の高 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 → NRZ-S → CONVOL. ENC → BPSK → PM (TMS 称) 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、観測機送受 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、マルチアフレクスした出力は、all "0" が連続し、Bit 同期をとるため、クロック成分がなくなる。

$G_1(D)$ を反転することにより、マルチアフレクス出力は、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 Encoded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 \rightarrow 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 (2048 BPS) 時伝送形式

地球周辺では、回線PCMデータは符号化しないで伝送される。2048 BPS時、探査機側での伝送形式はNRZ-L \rightarrow NRZ-S \rightarrow BPSK \rightarrow PM (TMS 於) 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 \rightarrow 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、8192 Hz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、おさまらないように、選定される。

図2.3.2-4 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ド (BDK) 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か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。

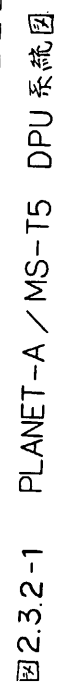
DPUの主要諸元を 表 2.3.2-1 に示す。

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



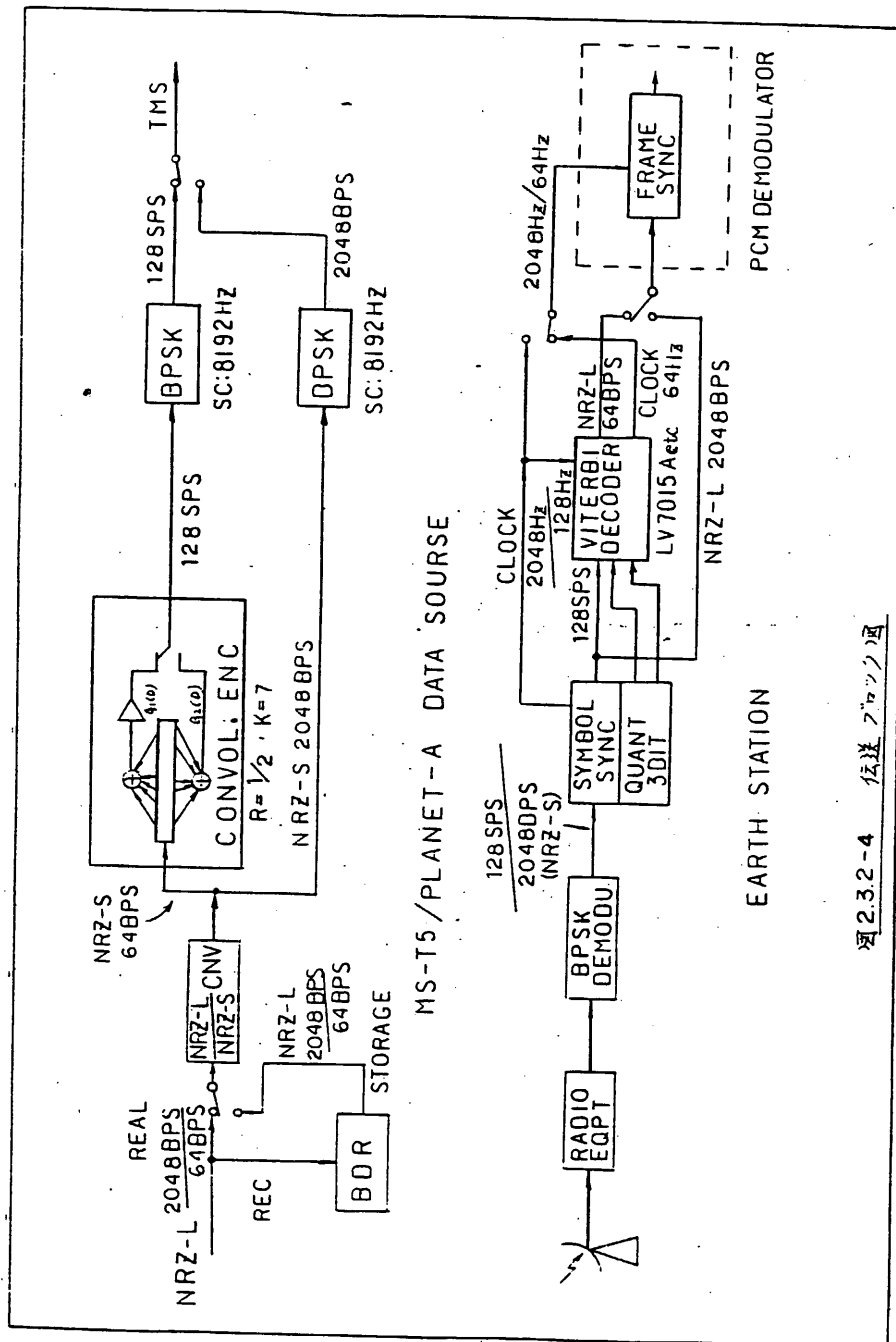


図2.3.2-4 伝送ブロック図

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、再生を行なうことを目的としている。

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、従来のテープレコーダに比べ低消費電力、小型、軽量化を図め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) からの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カする。

(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からの 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からの 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の電源は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 からスタートし、W₂₇ 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、フロック発生回路、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状態にある時のみ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ブ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、ブロックカウンタは各モジュールでのマイナーループ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込み、読出しを行なうためのスワップ、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され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、データの書込み、読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、バブルメモリ書込速度

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

ドライバー部は電気パルス発生回路、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巾し、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は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、差動増巾し検出する。検出されたセンス信号は、適切なタイミング（ストローク信号）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) 電氣的性能

○記録容量 1048576 bits (256 kBit × 4)

| | | | |
|---------|------------------|----------------|--------|
| ○記録信号 | Data Format | NRZ - L | |
| | Data Rate | 2048 bit/sec | (高速記録) |
| | | 64 bit/sec | (低速記録) |
| ○再生信号 | Data Format | NRZ - L | |
| | Data Rate | 2048 bit/sec | (高速再生) |
| | | 64 bit/sec | (低速再生) |
| ○記録時間 | | 8.3 分 | (高速記録) |
| | | 4.4 時間 | (低速記録) |
| ○再生時間 | | 8.3 分 | (高速再生) |
| | | 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 | (サーチ開始, 電源 ON) | |
| | Stop | (停止, 電源 OFF) | |
| | Bubble All Clear | (クリア) | |
| ○テレメトリ | DR ON/OFF | | |
| データ | DR REC/REP | | |
| | DR SEARCH | | |
| | バブルメモリ温度 | | |
| ○性能維持温度 | | 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

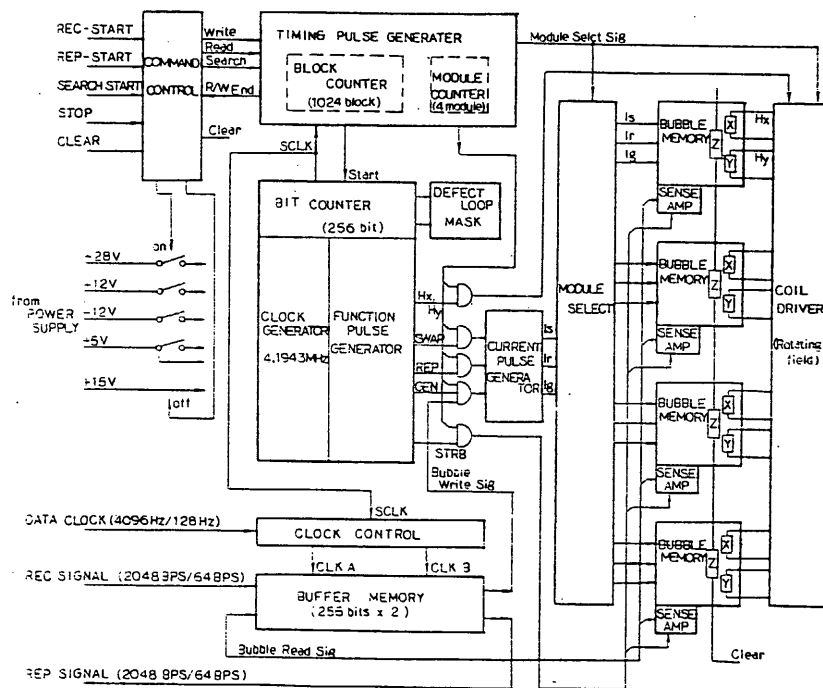


図 2.3.3 - 1 データレコーダ 機能ブロック図

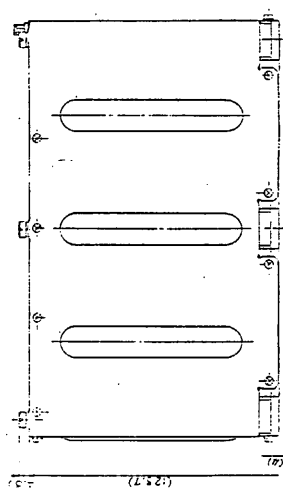
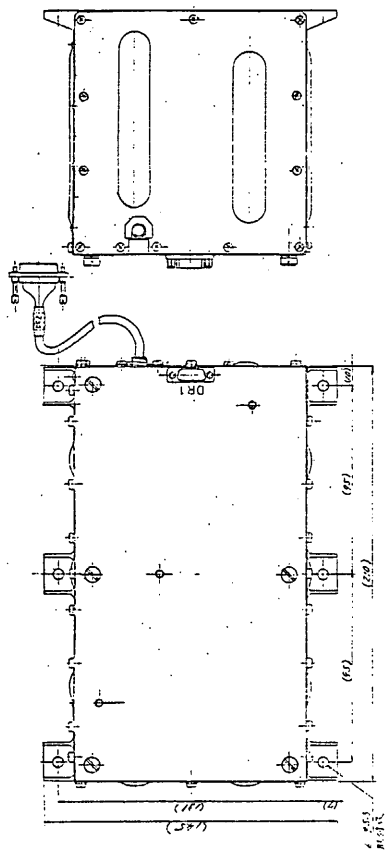


図 2.3.3-2 データレコーダ 外觀図

表 2.3.3-1 バブルメモリ 主要諸元

| | |
|-----------------------------|------------------------------------|
| - Organization | 2major 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 ^H mm |
| - Chip size | 5.8 x 5.8 mm |
| - Weight | 32 g |

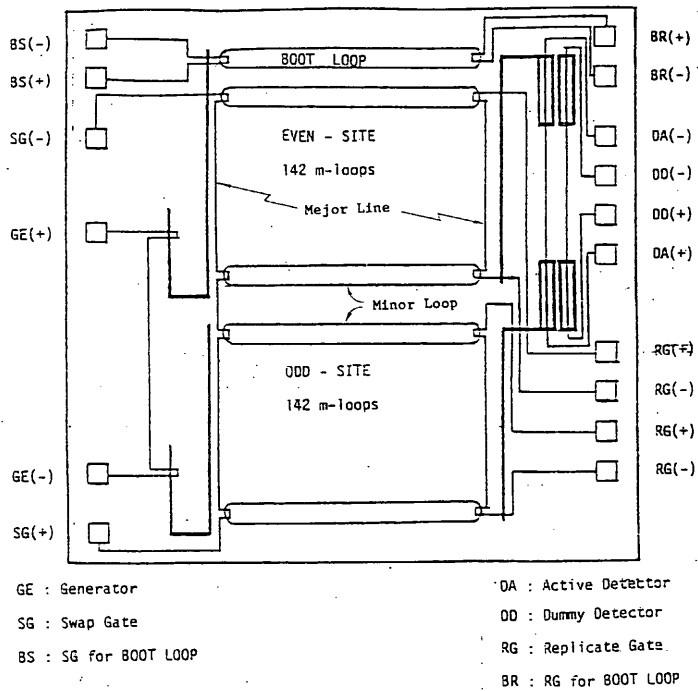


図 2.3.3-3 バブルメモリ チップ構成図

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 : $0 \sim +3 \text{ V}$
- (2) 測 定 方 法 : 差動受回路
- (3) 入力インピーダンス : $1 \text{ M}\Omega \pm 20 \%$
- (4) 出力電圧精度 : $\pm 0.06 \text{ V}$ (0 V $23 \pm 2^\circ \text{C}$)
 $\pm 0.09 \text{ V}$ (3 V $23 \pm 2^\circ \text{C}$)

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 ± 0.01 % / °C
- (5) 出力電圧精度 : ± 0.06 V (0 V 23 ± 2 °C)
± 0.09 V (3 V 23 ± 2 °C)

2.3 総 合

- (1) 周波数特性 : DC ~ 200 Hz (± 1 dB 増幅部)
- (2) 出力電圧温度ドリフト : ± 30 mV (- 30 ~ + 60 °C)
- (3) 出力電圧経時ドリフト : ± 10 mV (300 Hランニングテスト)
- (4) 出力インピーダンス : 100 Ω以下
- (5) コントロールパルス : "1" . . . 3.6 ~ 5.5 V
"0" . . . 0.0 ~ 0.7 V
- (6) 出力立上がり時間遅れ : 100 μsec以下 (90 %)
- (7) 校正電圧 : CAL-A . . . 0.5 V ± 3 % (- 30 ~ + 60 °C)
CAL-B . . . 2.5 V ± 3 % (- 30 ~ + 60 °C)
- (8) 消費電流 : + 12 V . . . 14 mA以下
- 12 V . . . 60 mA以下
+ 5 V . . . 100 mA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 × 75 mm (コネクタ・ビスを除く)
- (2) 重 量 : 1.05 Kg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 | | 32 | プラットフォーム上面3温度 | 構 体 |
| 1 | CAL-B | | 33 | 4 | |
| 2 | BUS-電圧 | PCU | 34 | 5 | |
| 3 | SCP-電流 | CUS | 35 | プラットフォーム下面1 | |
| 4 | BAT-電圧 | BAT | 36 | 2 | |
| 5 | 電流 | | 37 | 3 | |
| 6 | 負荷電流 | CUS | 38 | 4 | |
| 7 | + 5V | CNV | 39 | IMF-E | IMF |
| 8 | +12V | | 40 | SV-1 | SOW |
| 9 | +15V | | 41 | 2 | |
| 10 | +28V | | 42 | AMP | |
| 11 | -12V | | 43 | PWP-E | PWP |
| 12 | - 5V | | 44 | PWP-ANT | |
| 13 | N2 内圧 | RCS | 45 | 上部プレート | 構 体 |
| 14 | HV-1 | SOW | 46 | スラストカバー | |
| 15 | 2 | | 47 | スラスト A | |
| 16 | SHNT-E 温度 | PCU | 48 | B | |
| 17 | BAT | BAT | 49 | ドラム A1 | SCP |
| 18 | CNV-B | CNV | 50 | A2 | |
| 19 | SBR-A | SBR | 51 | A3 | |
| 20 | B | | 52 | B1 | |
| 21 | TMS | TMS | 53 | B2 | |
| 22 | D R | D R | 54 | スラストチューブ上 | 構 体 |
| 23 | STS | STS | 55 | 中 | |
| 24 | STS取り付け板 | 構 体 | 56 | 下 | |
| 25 | タンク-1 | RCS | 57 | 計装用パネル | |
| 26 | 2 | | 58 | N D | N D |
| 27 | 配 管-1 | | 59 | ND取り付け板 | 構 体 |
| 28 | 2 | | 60 | 下部プレート | |
| 29 | ベDESTAL | | 61 | SHNT-R | PCU |
| 30 | プラットフォーム上面1 | 構 体 | 62 | サーチコイル | PWP |
| 31 | 2 | | 63 | 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 | | 32 | プラットフォーム上面3温度 | 構 体 |
| 1 | CAL-B | | 33 | 4 | |
| 2 | BUS-電圧 | PCU | 34 | 5 | |
| 3 | SCP-電流 | CUS | 35 | プラットフォーム下面1 | |
| 4 | BAT-電圧 | BAT | 36 | 2 | |
| 5 | 電流 | | 37 | 3 | |
| 6 | 負荷電流 | CUS | 38 | 4 | |
| 7 | +5V | CNV | 39 | ION-S | ESP |
| 8 | +12V | | 40 | ELECTRON-S | |
| 9 | +15V | | 41 | I I | UVI |
| 10 | +28V | | 42 | CCD | |
| 11 | -12V | | 43 | (アキ) | |
| 12 | -5V | | 44 | | |
| 13 | N2 内圧 | RCS | 45 | 上部プレート | 構 体 |
| 14 | ION-HV | ESP | 46 | スラスタカバー | |
| 15 | ELECTRON-HV | | 47 | スラスタ A | |
| 16 | SHNT-E 温度 | PCU | 48 | B | |
| 17 | BAT | BAT | 49 | ドラム A1 | SCP |
| 18 | CNV-B | CNV | 50 | A2 | |
| 19 | SBR-A | SBR | 51 | A3 | |
| 20 | B | | 52 | B1 | |
| 21 | TMS | TMS | 53 | B2 | |
| 22 | D R | D R | 54 | スラスタチューブ上 | 構 体 |
| 23 | STS | STS | 55 | 中 | |
| 24 | STS取り付け板 | 構 体 | 56 | 下 | |
| 25 | タンク-1 | RCS | 57 | 計装用パネル | |
| 26 | 2 | | 58 | N D | N D |
| 27 | 配 管-1 | | 59 | ND取り付け板 | 構 体 |
| 28 | 2 | | 60 | 下部プレート | |
| 29 | ベデスタル | | 61 | SHNT-R | PCU |
| 30 | プラットフォーム上面1 | 構 体 | 62 | 光学系本体 | UVI |
| 31 | 2 | | 63 | ミラー駆動部 | |

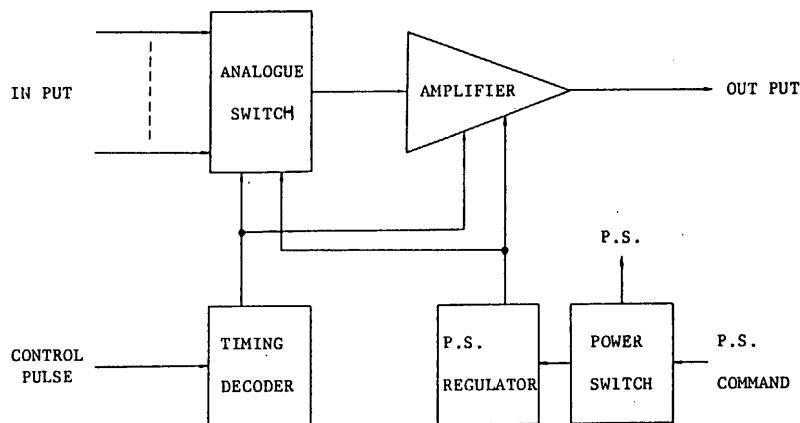


図3.1-1 HKブロック図

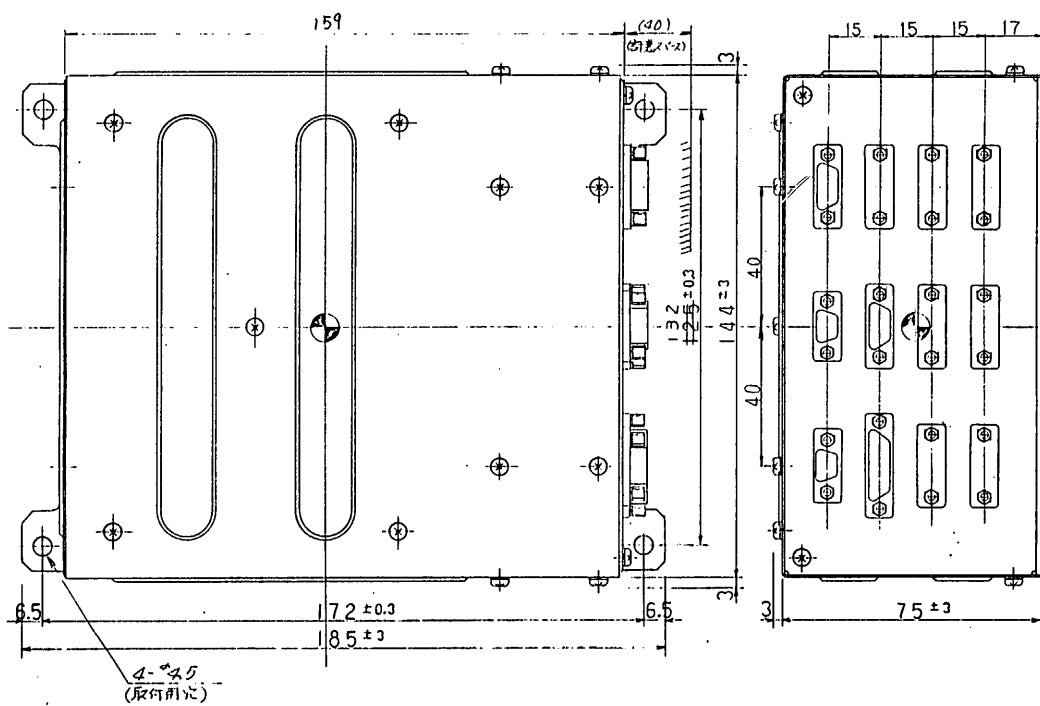


図3.1-2 HK外観図

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 : 2.1 mG/bit
- (3) 測 定 精 度 : $\pm 10\text{ mG}$
- (4) 検 出 器 : (T · B · D)
- (5) 周 波 数 特 性 : $\text{DC} \sim 20\text{ Hz}$ ($\pm 0.5\text{ dB}$ アナログ部)
- (6) 測 定 間 隔 : 20 msec
- (7) 出 力 形 態 : デジタル 14bit
- (8) デ ー 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 : $\text{DC} \sim 100\text{ Hz}$ ($\pm 0.5\text{ dB}$)
- (4) 検 出 器 : (T · B · D)
- (5) 出力インピーダンス : $100\ \Omega$ 以下
- (6) 出 力 電 圧 : $0 \sim +3\text{ V}$
- (7) 校 正 出 力 : $+2.5\text{ V}$
- (8) 出力電圧温度ドリフト: $\pm 200\text{ mV}$ ($-10 \sim +50\text{ }^\circ\text{C}$)
- (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 : $\text{DC} \sim 100\text{ Hz}$ ($\pm 0.5\text{ dB}$)
- (4) 検 出 器 : (T · B · D)
- (5) 出力インピーダンス : $100\ \Omega$ 以下

- (6) 出力電圧 : $0 \sim +3 \text{ V}$
- (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 : 14 sample/sec
 86 sample/sec (P3, PKMと切り替え)

2.4 P3, PKM

- (1) 測定範囲 : P3 . . . $0 \sim 70 \text{ kg/cm}^2$ (暫定値)
 PKM . . . $0 \sim 70 \text{ kg/cm}^2$ (暫定値)
- (2) 測定精度 : $\pm 3\% \text{ FS}$
- (3) 周波数特性 : $\text{DC} \sim 100 \text{ Hz}$ ($\pm 0.5 \text{ dB}$)
- (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 : $0 \sim +3 \text{ V}$
- (7) 校正出力 : P3 . . . $+2.5 \text{ V}$
 PKM . . . $+2.0 \text{ V}$
- (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 : 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 : $10 \sim 3000 \text{ Hz}$ ($\pm 0.5 \text{ dB}$)
- (4) 検出器 : (T・B・D)
- (5) 出力インピーダンス : 200Ω 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

| | | | |
|---------------|----------|---------------|--------|
| (I) 消 費 電 流 : | MS-T 5 | + 1.2 V . . . | 140 mA |
| | | - 1.2 V . . . | 5 mA |
| | | + 5 V . . . | 20 mA |
| | PLANET-A | + 1.2 V . . . | 50 mA |
| | | - 1.2 V . . . | 5 mA |
| | | + 5 V . . . | 20 mA |

```
(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) 外形寸法 : 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 : E P I C O 2 0 0 0 黒色半つや塗装

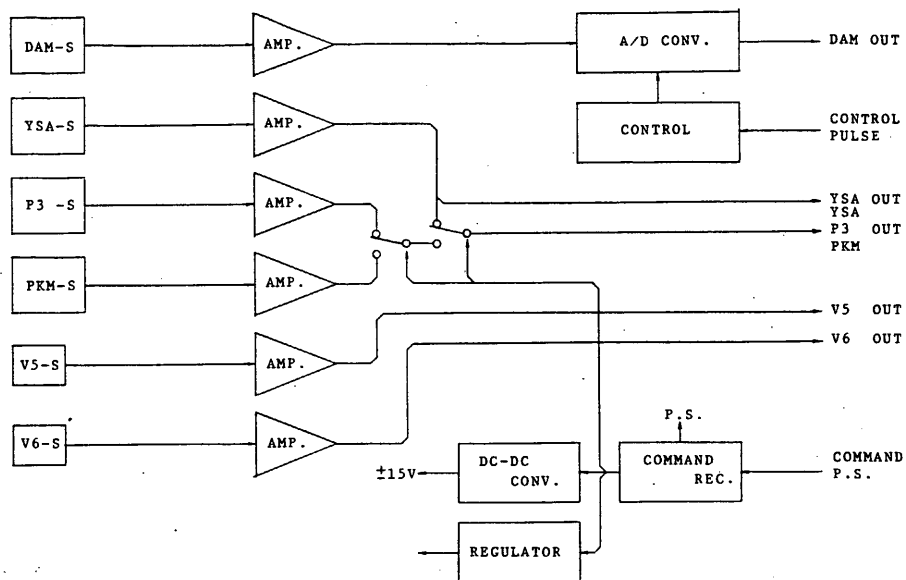


図3.2-1 MS-T5 INS-SA ブロック図

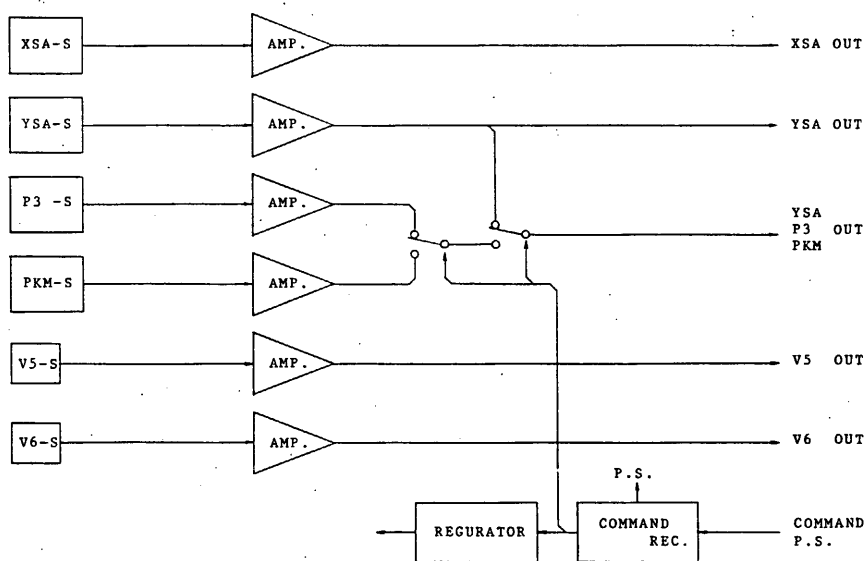


図3.2-2 PLANET-A INS-SA ブロック図

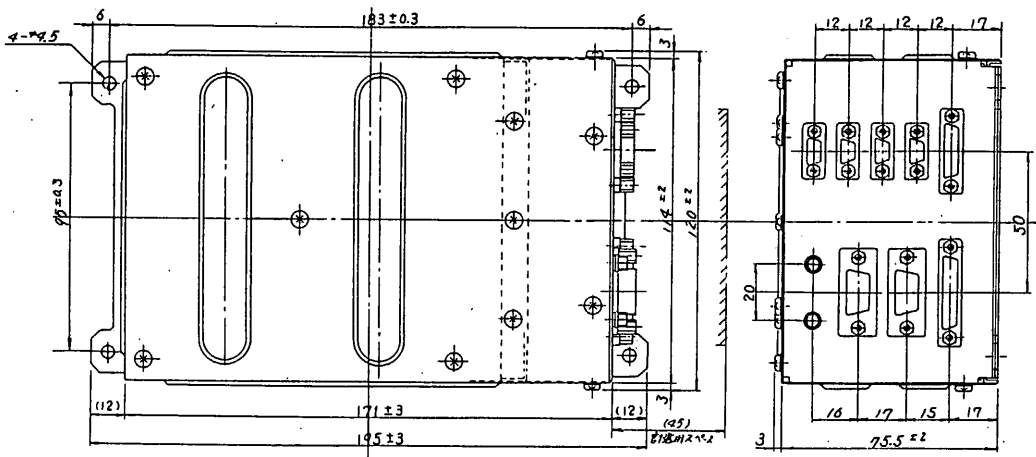


图3.2-3 MS-T5 INS-SA 外觀圖

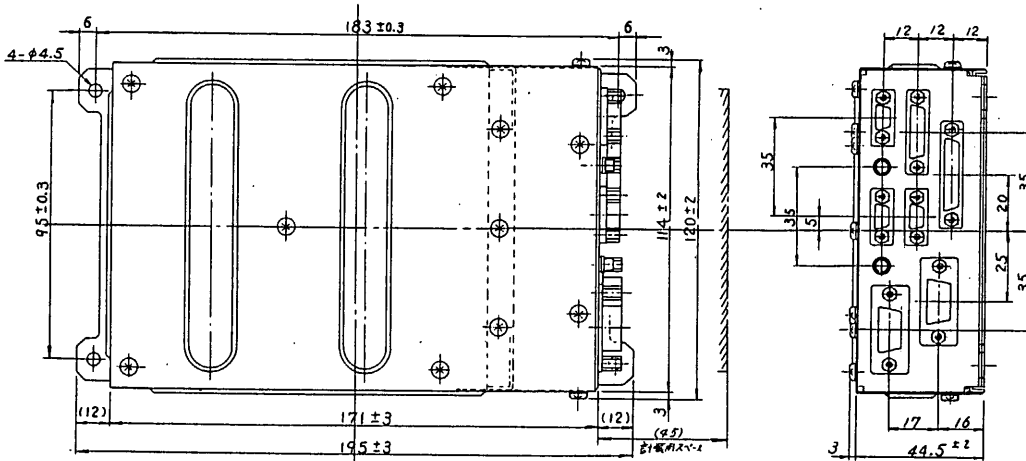


图3.2-4 PLANET-A INS-SA 外觀圖

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)
三菱重工業(株) 長崎造船所

5.1 概 要

PLANET-A / MS-T5は地球脱出軌道に投入された後、スピンダウン、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5rpmで回転させるスピン安定方式であるが、ハレー彗星撮像時に衛星本体を0.2rpmでスロースピンさせなければならないミッション上の要求から、モーメントムホイールを搭載したデュアルスピン方式を採用している。

上述の姿勢制御およびスピン速度制御にはすべてRCSスラスタが用いられている。また、姿勢はサンセンサとスタースカ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ソ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っている。

本節では、以上のPLANET-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 ニ宮研究室
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5rpm)によるデュアルスピン方式であ
る。また、ハレー撮像時には、モーメントムホイール(ノミナル2000rpm)
によるバイアスモーメントム方式となる。但し、この時、衛星本体のスピンレ
ートは0.2rpm(ノミナル)である。上記の方式により、制御されるPLA
NET-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軸の向きを変更できる。
- (2)スピン軸を黄道面垂直 $\pm 3^{\circ}$ の範囲内で維持する。
- (3)スピン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)スピン速度を、定常航行時5rpm、ハレー撮像時0.2rpmに制御す
る。
- (5)スピン軸のニューテーションを減衰させることができる。
- (6)姿勢計測により、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
るために、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カナ(STS) 1台
- ・アクチュエータ ; アクシアルジェット (A_1, A_2) 2台
キャンティッドジェット ($C_1 \sim C_4$) 4台
モーメントムホイール (MWA) 1台
ニューテーションダンパ (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。

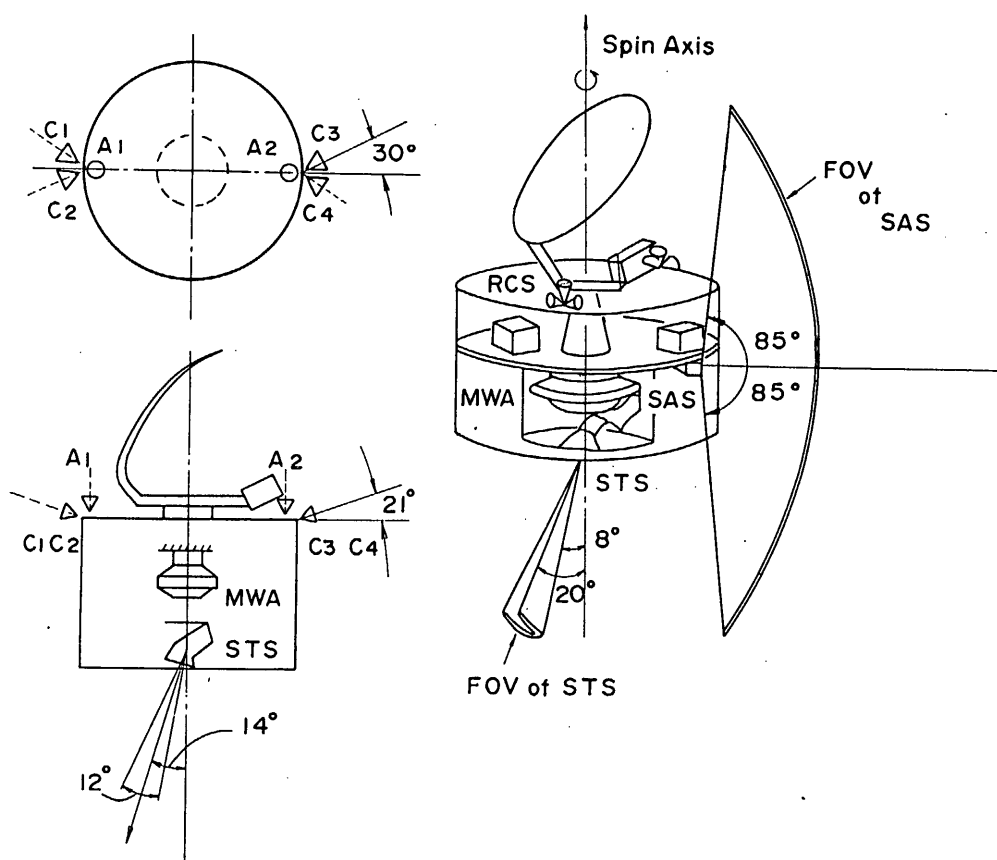


図5.1.1-1 姿勢系機器配置

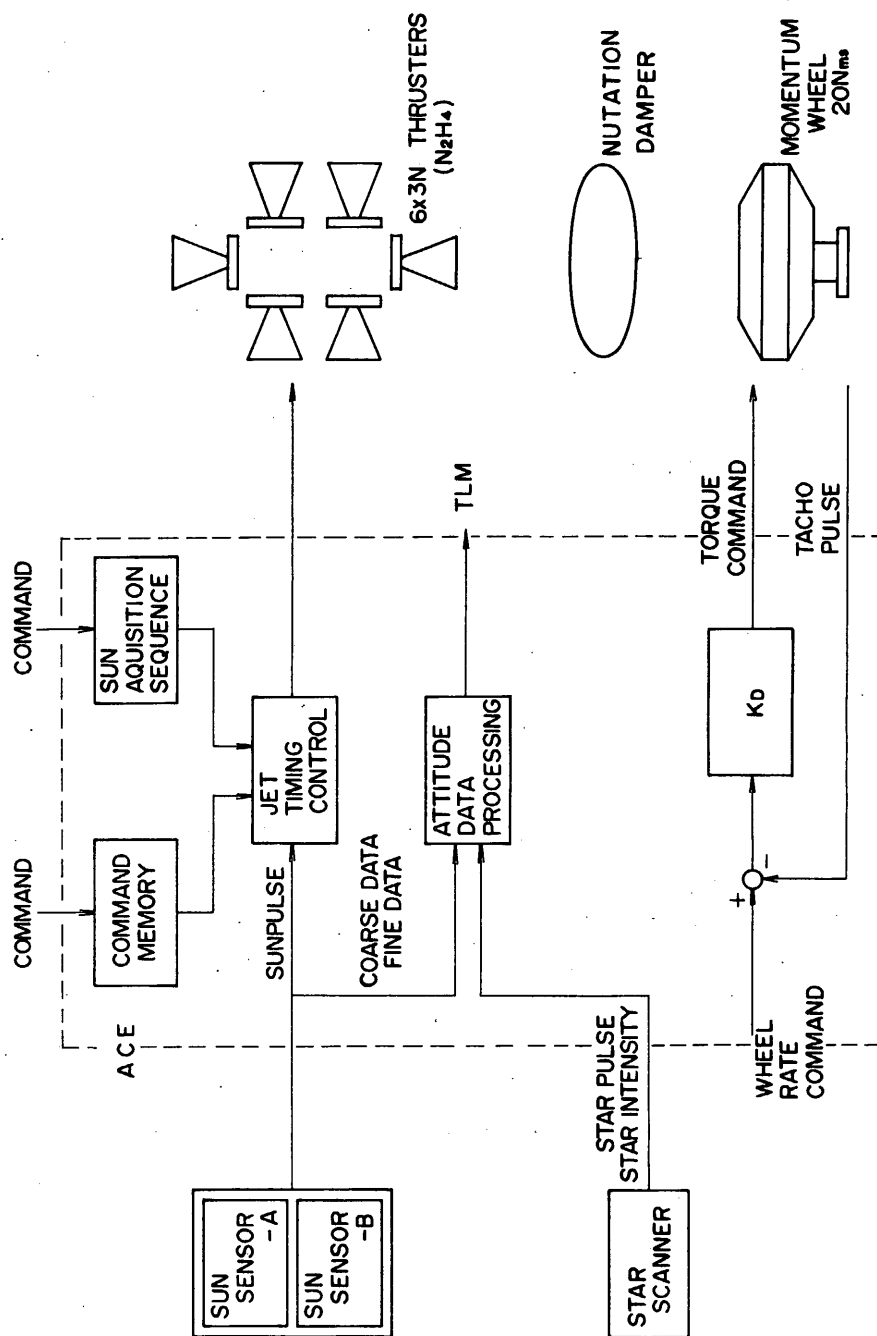


図 5.1.1-2 姿勢制御系ブロック図

5.1.1.4 姿勢制御機能

PLANET-A/MST5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° (時間クロックを用いた場合は、7.8 msec [0.243° ; 5 rpm])である。

(b) 自動太陽捕捉制御

アキシアルジェット (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、スピンの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 $10^\circ / H$ 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 rpm \rightarrow 30 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ンレートの設定値 (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 rpm \rightarrow 5 rpmスピンダウン、及び、定常航行時のスピンレート調整は、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。衛星本体のスピンレート設定分解能は、0.04 rpmである。

〈スロースピン制御〉

衛星本体の持つ角運動量 ($\sim 20 \text{ Nm}\cdot\text{s}$) をモーメントムホイールにより、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ンレートに制御する。ホイール回転数は、2000 rpm \pm 300 rpm 内で設定される (ホイールレートの設定精度; 0.37

～0.67 rpm)。

<軌道速度制御>

アキシアルジェット、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わせにより所定方向に衛星の速度修正を行なう。

<姿勢計測>

スピン型サリセンサとスターセンサにより、スピン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 のスピンドウン、初期投入姿勢から $\theta_s = 90^\circ$ 、 $\theta_E = 90^\circ$ への姿勢アライメント及び30 rpm → 5 rpm のスピンドウン制御を行なう。

(b) 軌道速度制御

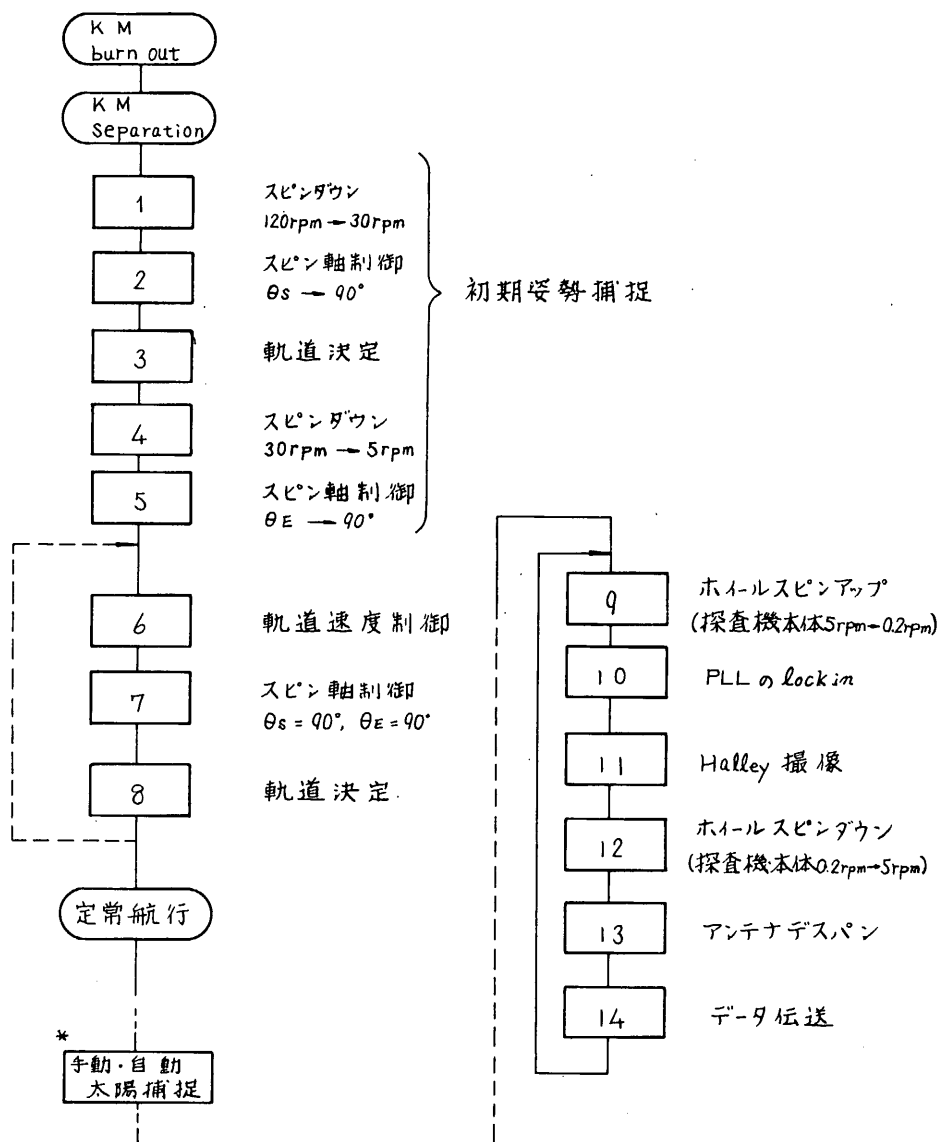
第1次軌道速度制御として打上げ後4～5日後、第2次軌道速度制御として約30日後に実施される。

(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、スピン速度調整を行なう。

(d) ハレー撮像用制御

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



* 自動太陽捕捉は、
Back up 用である。

図 5.1.1-3 AOC S 運用シーケンス

宇宙科学研 ニ宮研究室
日 本 電 気 (株)

5. 1. 2. 1 概 要

PLANET-A/M5-T5の姿勢検出系は、スピン型サリセンサ(SAS)とスタースカナ一(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/M5-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、原理的に異なったシステムとなっている。

SASの視野はスピ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を、またSTSはスピ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、カノープ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(ディジタル)、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

PLANE T-A/M S-T 5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 priori 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ン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イ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って、定常的スピン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ン太陽角の換算、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捜し、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)などに出カする。

e) 精姿勢決定部

衛星が定常的なスピン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

ス推定値を使っ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等に出カする。

精姿勢決定アルゴリズムとして、姿勢表示に4元数を用いた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っ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)への入カデータとして出カする。

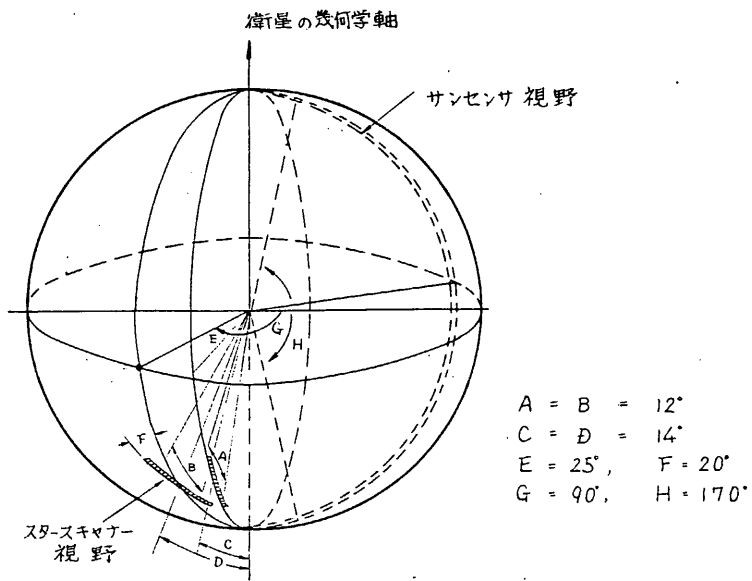


図 5.1.2-1 SAS STS の視野配置

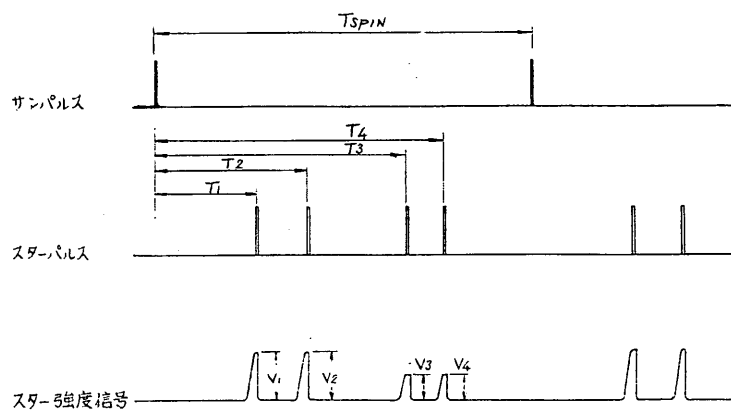


図 5.1.2-2 姿勢関係データのタイミングチャート

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、惑星空間を航行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り計算する大規模プログラムであり、地球周回衛星の場合とは本質的に異なる幾つかの様相を備えている。大きくは太陽、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びきを考慮した一般相対論効果をつけ加えることであり、さらに半年以上数年におよぶ長期間ミッションに適合するように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)を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)による探査機の座標を $\bar{r} = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$ とすれば、探査機の運動方程式は

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

と記述される。ここで μ, μ_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 $\bar{r}_j = \bar{r} - \bar{r}_j$ 、 f_i は他の加速度項である。上式右辺の1項は明らかに中心力(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、特に和号の中のみ1項は他天体が直接探査機におよぼす加速度で、その他の項は他天体が地球におよぼす加速度項である。

(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(天体暦)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)

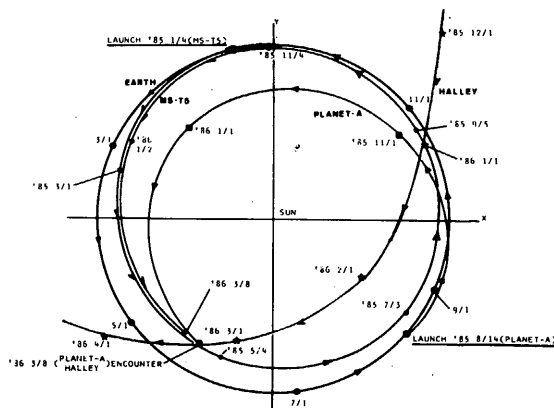


図1. ハーレイ彗星とプラネットAの軌道

iii) 太陽光圧カ

iv) 探査機の軌道修正マヌーバ

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) 姿勢(軌道)制御系の燃料リークによる加速度

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、地球に距離を横軸として示したものであり、また図3は太陽の周りを飛んでいる時に加わ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、各加速度項がプロット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)と月であり、それぞれ20万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。他の惑星はそれぞれ3000キロでこの内木星が1万6000キロ、金星が7000キロ、他の惑星が200キロ程度で木星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、制御用燃料リークが数百キロの誤差を与える。

(3) 数値積分法

先にも述べたように惑星間航行は、半年乃至数年におよぶ長期間の軌道生成を行わなければならないので、(1)の運動方程式の積分には、その精度要求を充てかつ計算時間を短縮するために、数値積分法の設計には細心の注意が払われなければならない。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2つとくである。

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-Bushforzh の予測子と Adams-Moulton の修正子

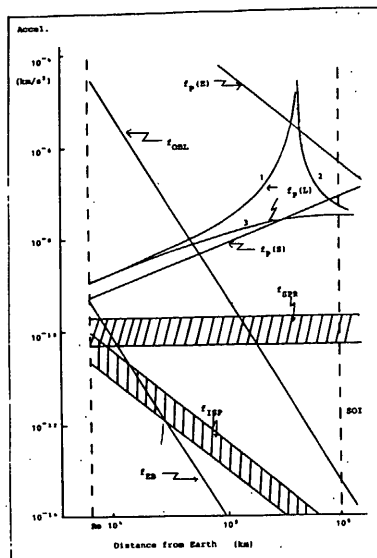


図2. 地球周辺の加速度項

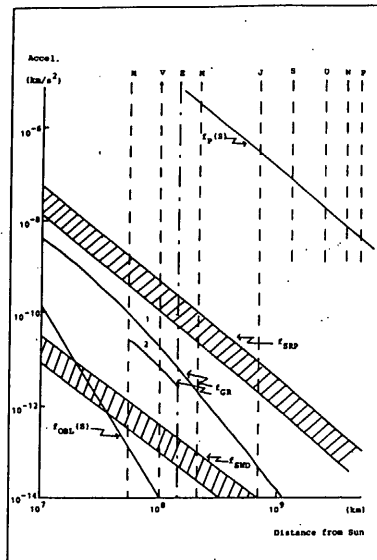


図3. 太陽周辺の加速度項

iii)多段法の出発値の計算は2体近似で求めるかまたは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を用い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り、アラネット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楕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っている。

(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にはエフエメリス・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り、関係づけられている。座標系に関しては主なものに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。また地軸の歳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) 探査機情報出力プログラム(SCINF)

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SCINFプログラムが用意されている。(ライン・プリンタ、X-Yプロッタも使用可能) その出力を大別すれば

- i)探査機のイベント情報(探査機の可視時刻、マナーバー時刻等)
- ii)探査機および天体の軌道情報
- iii)探査機を中心とする角度情報
- iv)地上局に対する探査機の情報(レンジ、レンジレート、アンテナ仰角方位角等)

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

| Obl | Moon | Planets | SRP | ADG | GR |
|-----|------|---------|-----|-----|-----|
| 210 | 204 | 23 | 9 | 2.5 | 0.1 |

(× 1000 km)

表1. アラネットAの軌道偏差

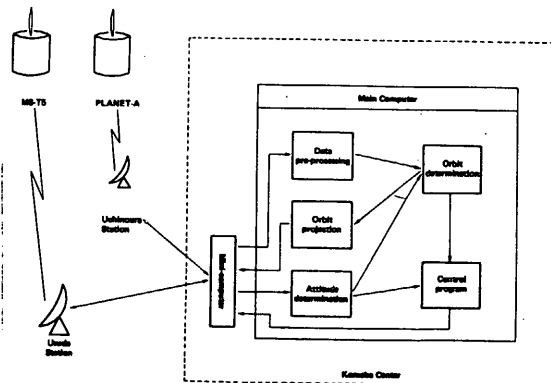


図4. 大規模ソフトウェアの構成

v)探査機に加わる加速度の項目別情報

ii)に關しては直交座標系ばかりでなくケプラー要素表示、極座標表示、探査機の目標天体に関する衝突面座標($B, B-T, B-R$ など)表示も可能である。

5.1.4 軌道決定とレーンジング

西村研、松尾研、富士通(株)

(1) レーンジング

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。電波情報はレンジ、レンジ・レート、one way ドプラーよりなるが、深宇宙の場合はオズの one way ドプラーは精度が悪いために使用されることは少ない。またレンジよりもレンジ・レートの方が役に立つのは地球周回衛星の場合と異なっている。しかし両者とも地上より送られる発信信号と、これをトランスポンダによって送り返してまた受信信号とを相關をとっ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な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。レー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、これがトランスポンダを経て送り返されてきた時に地上局において受信変調波と発信変調波との相關をとって地上局から探査機までの距離とその時間遅れから精密に計測する。またレンジ・レートは基本的には搬送波に加えられるド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要素でその運動方程式は5.1.3の(1)式で記述される。しかしそれ以外にも、地上局位置であるとか太陽光圧力、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もある、これらを一括して n 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 n とく記述される。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って数値積分を行って軌道を求める。

(3) 観測値と変分方程式

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

ベクトル Y とよめれば Y はやはり X , C に関する非線形方程式で記述される。

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

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 を定めその周りでテーラー展開して一次変分に関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 n の X_0 で偏微分すれば、

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

と分解できる。 A を観測行列と呼び $\bar{\Phi}(t, t_0)$ を t_0 から t までの遷移行列と呼ぶ。 $\bar{\Phi}$ は 5.1.3 の(1)式を $X(t)$ について偏微分して

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

I : 単位行列

(6)式を変分方程式といい、遷移行列 $\bar{\Phi}$ 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、制御用燃料リーク、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 程度にはなる予定である。したがって(6)式の変分方程式は少くとも $6 \times 50 = 300$ 個の一階多元微分方程式を積分しなければならない。

(4) フィルター

ここでいうフィルター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)式で与えられる時に 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て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対処するために繰り返し(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 t_0 を定めてこれを元期(epoch)と呼び、この t_0 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はり元期における真の軌道 X を知ろうとするものであり、その推定アルゴリズムは以下のごとくである。

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

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

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 に対応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程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 への予測は推定値に関しては、

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

の数値積分を行い、また予測後の共分散は(6)式の重を用いて

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

また(9)式の行列の逆転は観測性の悪さから割断の中の行列の行列式が0に近くなりれば問題を生ずるので、数値計算上秀れているスクエア・ルート方式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、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、電離層および太陽風アウズマ補正、大気屈折補正等である。たとえば相対論効果では、プラネットAの到着時において片道約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ンジ換算で数メートル〜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、レンジおよびレンジレートに対する目標許容誤差がそれぞれ10メートルおよび1mm/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目下、開発中である。

最終段打出しの直後にPLANET-Aは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のスピンを2Hzから30rpmに落とし、スピン軸を太陽と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十分な電力が供給されるようにする。

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径アンテナで得られたrangeおよびrange rateの情報を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った時には、長野県臼田の64m径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径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 Δv 〔投入速度の分散の1 σ 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 Δv 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、PLANET-Aの飛行姿勢はスピン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ラ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、このようにスピン軸を黄道面に垂直に保つが、PLANET-Aと地球とがそれ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十日にわたるハレー撮像の段階では、スピンは巡航中の5rpmから、モータ・ホイール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 ニ宮研究室
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、スタースカナー、モーメント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、ニューテーションダンパ、スタースカナー、ジェットスラスタのヒータを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レートを $0.2 \text{ rpm} \pm 0.3 \%$ に保持する必要がある。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) ジェットスラスタ制御

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

- ・軌道速度制御
- ・スピンレート制御
- ・スピン軸制御

このうち、スピン軸制御については、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。

スラスタ噴射順序指定コード2ビットは、ジェットスラスタ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 ($0.0879 \text{ deg} / 1 \text{ bit}$) |
| 0 | 時間クロック ($7.81 \text{ msec} / 1 \text{ bit}$) |

この時の角度クロックは、DCEから供給される $2^{12} f_s$ 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ビットで噴射時間を設定する。この場合、 $125 \text{ msec} / 1 \text{ bit}$ 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、アキシアルジェットをサンパルス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の軸を制御する。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。

| | |
|-----------------------------------|----------------------------|
| $5^\circ < \theta_s < 87^\circ$ | アキシアルジェット A_2 を噴射する。 |
| $93^\circ < \theta_s < 175^\circ$ | アキシアルジェット 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、スラスト噴射時間は、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方向にスピンの軸が回転する。この回転レートは、6.5 rpm時に、36.9~73.8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のクロックを使っている。これにより、 $0.0095 \text{ deg} / 1 \text{ bit}$ 程度の位相分解精度が得られる。

連続噴射モード

パルス噴射モード

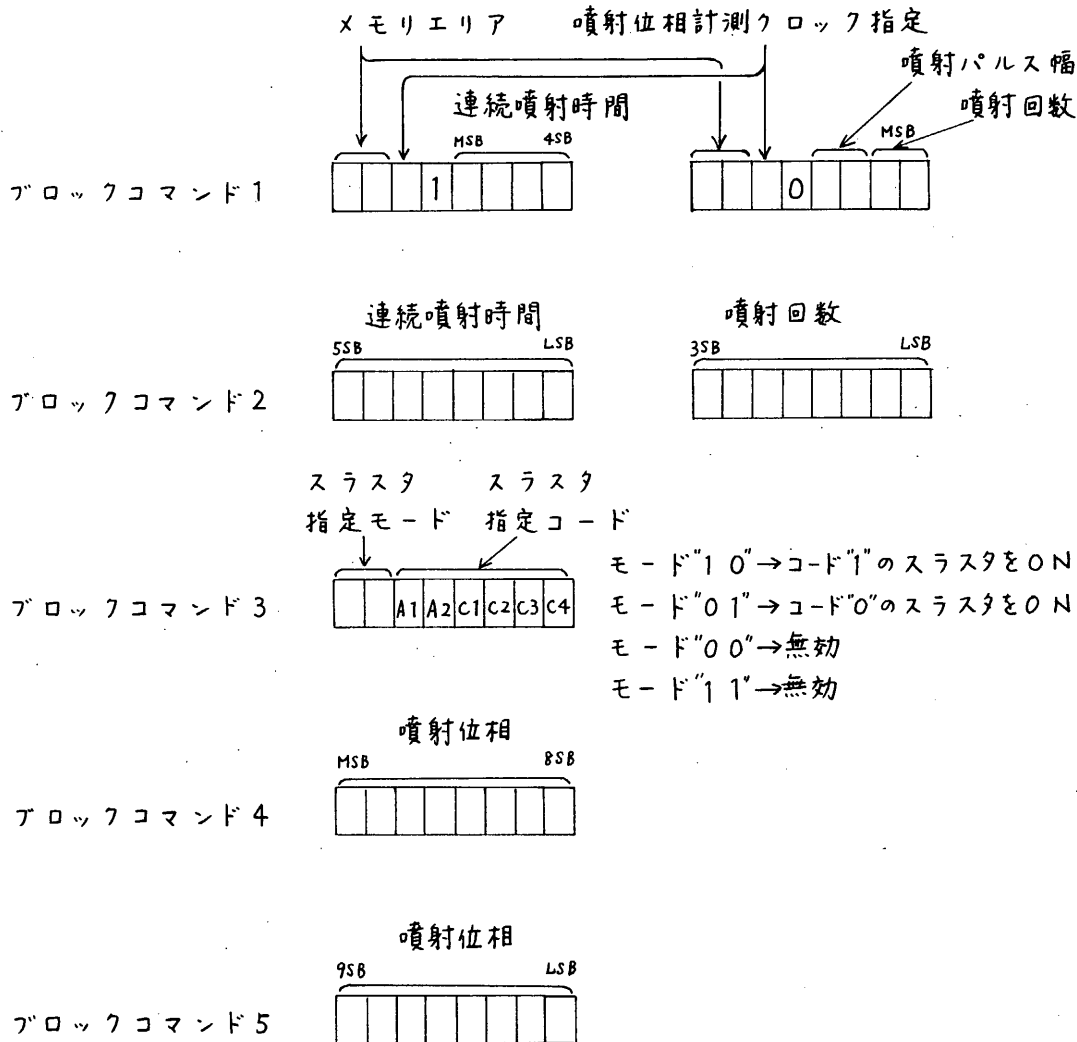


図 5. 2. 1 - 1 ジェットスラスト制御のためのブロックコマンド

5. 2. 1. 3 性能

電気的性能

1) コマンド

A C E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

A C E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 | 2 0 0 0 rpm \pm 3 0 0 rpm |
| 回転数設定ビット数 | 1 6 b i t |
| 回転数設定精度 | 0.05 ~ 0.08 rpm / 1 b i t |
| 安定度 | \pm 0. 1 9 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 (2 0 0 0 rpm \rightarrow 5 1 2 rpm) |
| ホイール減速時間2 | 1 2 分 \pm 2 分 (5 1 2 rpm \rightarrow 0 rpm) |

4) ジェット制御系

| | |
|--------------|--|
| ジェット制御メモリ容量 | 4 0 b i t \times 4 |
| 噴射位相カウンタクロック | 角度クロック 0. 0 8 7 9 deg 時間クロック 7. 8 1 msec |
| 噴射位相設定範囲 | 0 ~ 6 5 5 3 5 クロック |
| 連続噴射時間設定範囲 | 0 ~ 5 1 2 sec |
| 連続噴射時間設定精度 | 1 2 5 msec / 1 b i t |
| パルス噴射時間 | 1 0 0 msec, 2 0 0 msec 4 0 0 msec, 8 0 0 msec |
| パルス噴射回数設定範囲 | 0 ~ 1 0 2 3 回 |

5) 姿勢データ計測

| | |
|------------|--|
| コース太陽角データ | 8 b i t グレイコード |
| ファイン太陽角データ | COS信号 8 b i t A / D SIN信号 8 b i t A / D |
| スター位相データ精度 | 0. 0 0 9 5 deg / 1 b i t |
| スター明るさデータ | 8 b i t A / D |

6) 消費電力

| | | |
|---------|--------------------|---------------|
| + 1.2 V | 30 mA 以下 | } 計 1.43 W 以下 |
| - 1.2 V | 35 mA 以下 | |
| + 5 V | 130 mA 以下 | |
| + 1.5 V | 150 mA 以下 (ピーク時のみ) | |

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

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、擬似サンパルスが発生する。 |
| 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の内容に従って、ジェット制御を開始する。 |
| RCS - CONT2 - START | エリア2の内容に従って、ジェット制御を開始する。 |
| RCS - CONT3 - START | エリア3の内容に従って、ジェット制御を開始する。 |
| RCS - CONT4 - START | エリア4の内容に従って、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 | スターキャナーのスピンレート設定、スレッシュ ホー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 A C E テ レ ム - タ デ - タ (F O R M A T 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 | メモリデータ | メモリデータ | メモリデータ | メモリデータ |
| 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 A C E テ レ ム - タ デ - 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 | ホイル電流 | ホイル誤差 |
| W 24 | ステータス | STS コマンド | ホイル設定 | ホイル温度 |
| W 25 | | STS 波高値 | 回転数 | STS 波高値 |
| W 26 | | STS 位相 | ホイル回転数 | STS 位相 |
| W 27 | | | モニタ | |

表 5. 2. 1 - 2 A C E テ レ ム - タ デ - 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 | スラスタヒータ ON |
| B ₁ | SAS - A - ON / OFF | 太陽捕捉 ON / OFF | タンクヒータ ON |
| B ₂ | SAS - B - ON / OFF | 地球捕捉 EN / DIS | パイプヒータ 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 A ON |
| B ₅ | CAL - ON / OFF | STS - ON / OFF | STS ヒータ B ON |
| B ₆ | WDE - ON / OFF | バルブ A O / C | NDヒータ ON |
| B ₇ | WHEEL-RO / STP | バルブ B O / C | _____ |

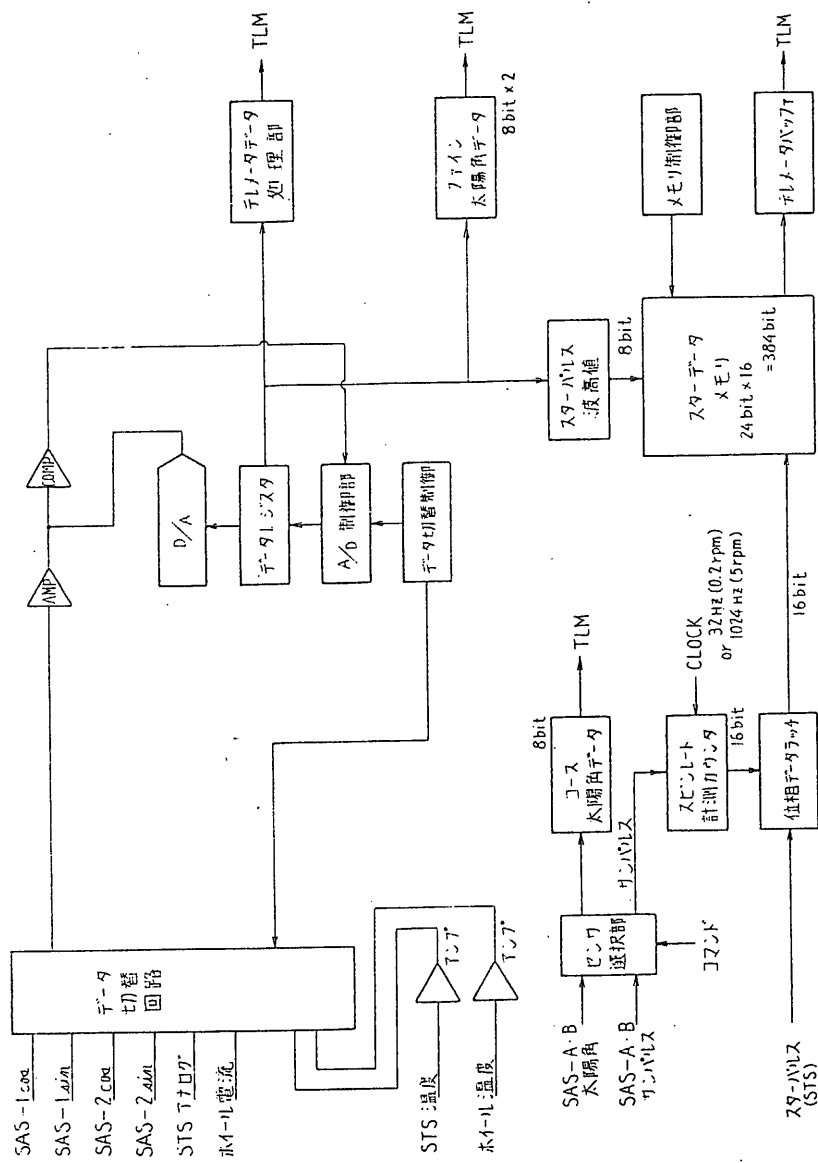


図5.2.1-2 軌道姿勢制御装置ブロック図 (2/2)

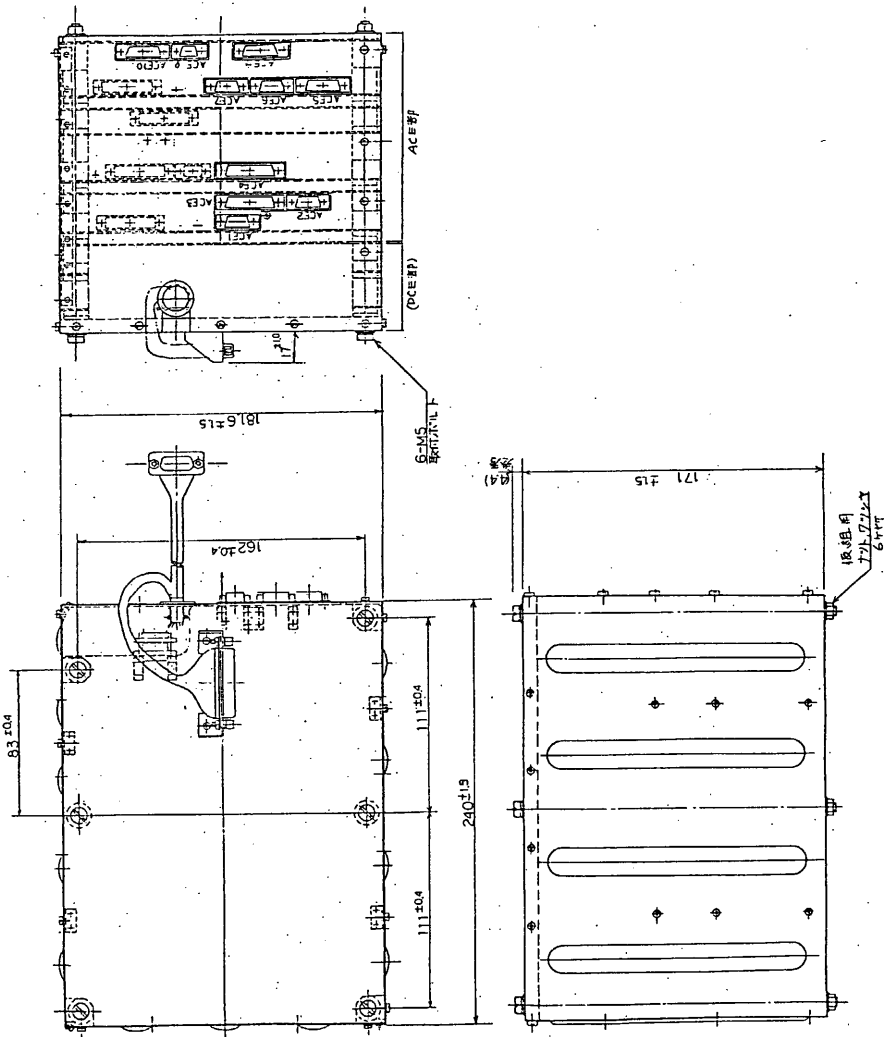


图 5.2.1-3 轨道姿势制御装置 外觀図

5. 2. 2

モーメントムホイール (MWA/CLA)

宇宙科学研 ニ宮研究室
日 本 電 気 (株)
三 菱 フ レ シ ュ ン (株)

5. 2. 2. 1 概 要

本装置は、スピン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ト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に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 m s |
| 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

CCW (MWA取付面より見た時)
取付面垂直方向に対し1分角以下

(2)電気的性能

トルク特性

消費電力

+28V

+12V

-12V

0.01Nm/1volt

25W以下 (ヒート時)

5W以下 (定常時)

0.15W以下

0.15W以下

(3)機械的性能

外形・寸法

重量

MWA

WDE

図5.2.2-1

図5.2.2-2

7.25kg以下

1.4kg以下

宇宙科学研 上杉研究室
三菱重工業(株) 長崎造船所

1. 概要

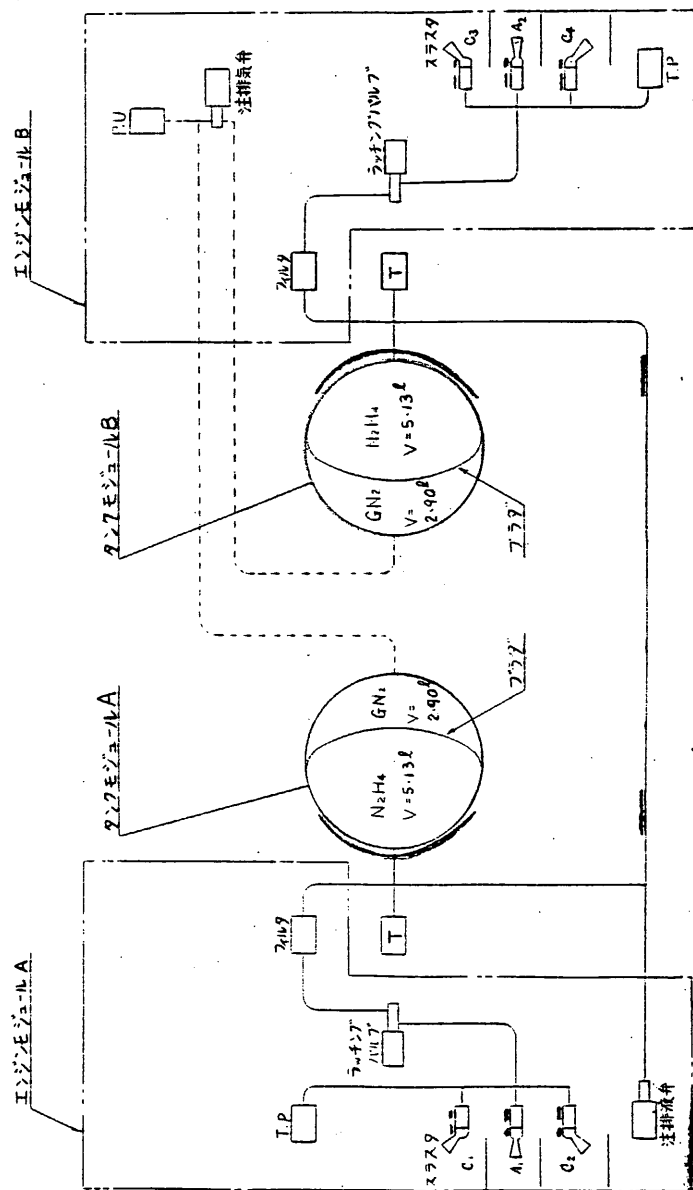
プラネット A のミッション要求から従来の観測ロケット用、及び M-3S 用サイドジェットと大きく違う点は、長期保存(寿命)性(約1年)と軽量化並びに高信頼性である。これらの要求を満足させるために先ず燃料を過酸化水素からヒドラジンに変え、供給系の簡素化、スラスタの性能向上及び配管系の溶接化を基本として開発並びに設計を行った。その概要を紹介すると次の通りである。

- (1) システムは必要最小限の機能にするため圧送ガス系、ヒドラジン燃料系を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来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(ヒドラジン)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。



凡例
 P.U. --- 圧力ピロ, T, P
 T --- 温度センサー
 T.P. --- テストポート
 --- 液系配管
 --- N₂ガス系配管
 --- ヒータ

図1 RCSシステム系統図

(1) 押カス、燃料システム

重量軽減と作動信頼性向上とから N_2 ガスタンクとヒドラジンタンクとを一つにまとめ、炭素の圧力調整弁を省いた謂ゆるブ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多い。

(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 $+5^{\circ}C \sim +70^{\circ}C$ の範囲で温度制御が必要である。低温側は凍結防止より、スラスタ側は安全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 $200^{\circ}C$ 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。

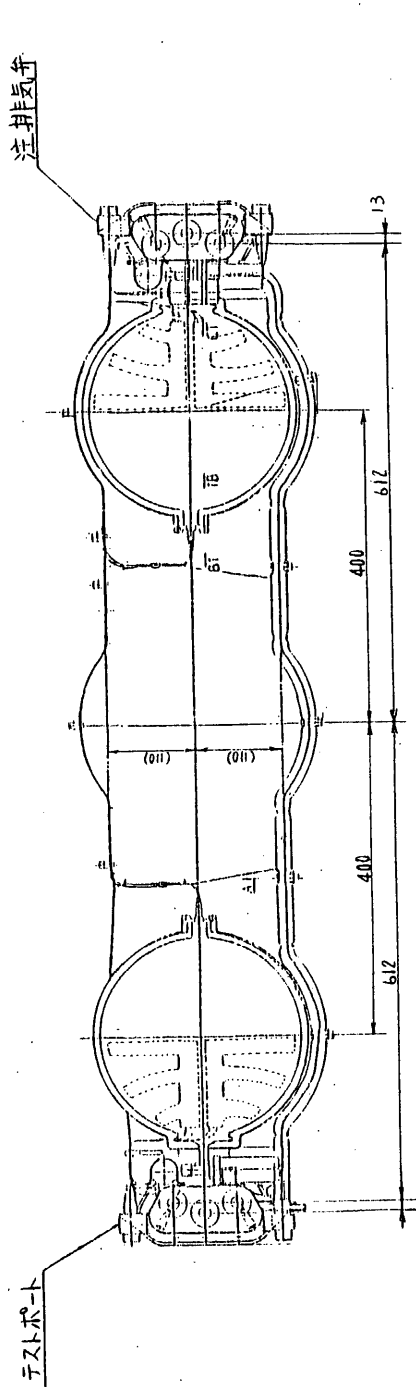
(4) センサーシステム

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をも設けている。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。その全体配置図を図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上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吊り上げが出来るように工夫した専用の吊治具を用いて行うようにしている。



231

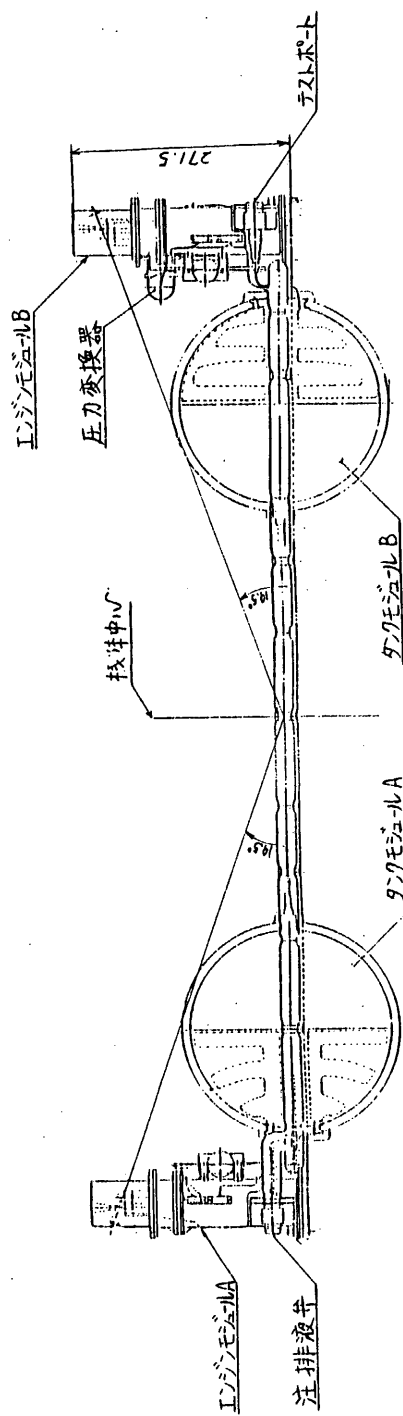


図2 RCS 全体配置図

(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ラダーを内蔵、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貼付けその上をアルミ蒸着ファ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外へ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 組のスラスターフィルター、ラッチングバルブ、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。

スラスターはヒドラジン分解室、ノズル、取付部、並びに電磁弁等からなり主な材料はハインス 25 でありヒドラ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° の角度をもつように取付けている。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ポアを通して地上設備からのホースを接続できるようにになっている。

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に、注気後 2 つのタンクの G_{N2} 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チ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、搭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135kg, 燃料搭載5kg, 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 kg | 0.3 | 0.256 | |
| 2. 全 推 力 | It kg/s | — | 813 | 有効全推力の意 |
| 3. 燃 料 重 量 | Wp kg | 5.0 | 1.0 | 有効燃料 80% ∴ 4kg |
| 4. 加 速 力 | F kg | 0.6 | 0.512 | |
| 5. プレセッショントルク | T _θ kg·m | 0.210 | 0.179 | r=0.7m N=6rpm Δt=0.414s に対し |
| 6. スピントルク | T _s kg·m | 0.347 | 0.296 | スラスト取付角 60° |
| 7. 加 速 度 | \ddot{v} cm/s ² | 4.36 | 3.83 | 仮定: 初期機体重量 W _{s/co} =135kg |
| 8. プレセッション 角速度 | $\dot{\theta}$ %/s ² | 5.70 | 4.86 | 仮定: 慣性モーメント I _x = 3.36 kg·m·s ² |
| 9. スピン加速度 | N (rpm)/s | 0.986 | 0.841 | 仮定: 同上 |
| 10. 最適 パルス | Δt s | 0.414 | 0.414 | |
| 11. 最小 パルス | Δt _{min} s | 0.150 | 0.150 | 0.1secまで可能と推定される が実験によればはばらぬ |
| 12. パルス当り最適 プレセッション角 | Δθ ° | 2.46 | 2.01 | |
| 13. パルス当り最小 プレセッション角 | Δθ _{min} ° | 0.86 | 0.73 | |
| 14. RCS空体重量 | W _o kg | 10.0 | 10.0 | |
| 15. RCS全重量 | W kg | 15.0 | 11.0 | 7°0'バリエーション Wp=5kg ΔWp=80% Wp=4kg |
| 16. タンク圧力 | P _T kg/cm ² | 20.0 | 15.8 | |

4. 開発経過

RCS の開発ではこれ迄にスラスタ試作、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、試作の結果フ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次の通りである。

(1) スラスタ試作

55年度に終了し定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エ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迄の経過から全て国産材でいける見通しを得た。中でもブラダ材(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。フ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、ラッチ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(3σ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 システムに仕切弁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。フ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。

(工) 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 MID 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アライ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、試作の結果フ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フライトモデルの完成が期待出来る。

宇宙科学研 ニ宮研究室
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り、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させるために全運用期間にわたってNDのエネルギー消散によるパッシング・ニューテーションダンピングを実行する。

PLANET-Aでは、スピコン軸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コン軸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 | $\phi 380\text{ mm}$ |
| 円管内径 | $\phi 20\text{ mm}$ |
| 円管肉厚 | 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

$2\theta \approx 133.6^\circ$ (充電率 37%)

封入量

$139.2 \pm 0.2 \text{ cc}$

(25°C $5 \times 10^{-3} \text{ torr}$ 以下)

1) - 7 量

1.0 atm·cc/年 以下

2) ヒーター

ヒーター抵抗

$86.7 \Omega \pm 10\%$

消費電力

4.6 W (BUS 電圧 20 V)

3) 機械的性能

外形・寸法

図 5.2.4-1

重量

600 gr 以下

5.3

姿勢検出装置

宇宙科学研 ニ宮研究室
日本電気 (株)

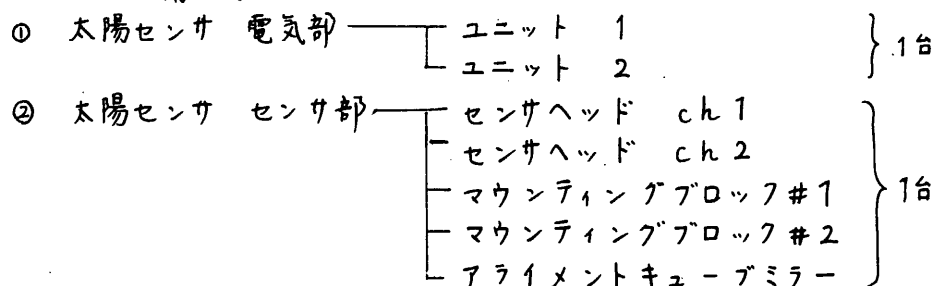
5.3.1

太陽センサ (SAS)

5.3.1.1 概要

本装置は衛星スピン軸と太陽のなす角度を測定するスピン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とがあるが、これらのデータは地上での姿勢決定、及びオンボードにおける姿勢制御の為に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 $-85^{\circ} \sim +85^{\circ}$ (探査機赤道面に対し)

| | |
|------|--------------------------------|
| ch 1 | $+85^{\circ} \sim -43^{\circ}$ |
| ch 2 | $+43^{\circ} \sim -85^{\circ}$ |

- ② 測定精度 ch 1, ch 2 の各々の保有する視野 $\pm 64^\circ$ に対し
 $\pm 40^\circ$ 以内 0.1°
 $\pm 40^\circ \sim \pm 64^\circ$ 0.25°
- ③ 分解能 コースビット 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 $\times 2$ ch
 サンパルス 1 Bit $\times 2$ ch
 アナログ SIN 2° に相当する $0 \sim 5V \times 2$ ch
 アナログ COS 2° に相当する $0 \sim 5V \times 2$ ch
- 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 $28V \pm 10\%$
- 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 $-30^\circ C \sim +60^\circ C$
 センサ部 $-50^\circ C \sim +80^\circ C$
- ⑨ 外形寸法 (図 5.3.1-2, 図 5.3.1-3 参照)
 電気部 $103 \times 59 \times 93 mm$
 センサ部 $100 \times 141 \times 114 mm$
- ⑩ 重量
 電気部 $607g$
 センサ部 $599g$

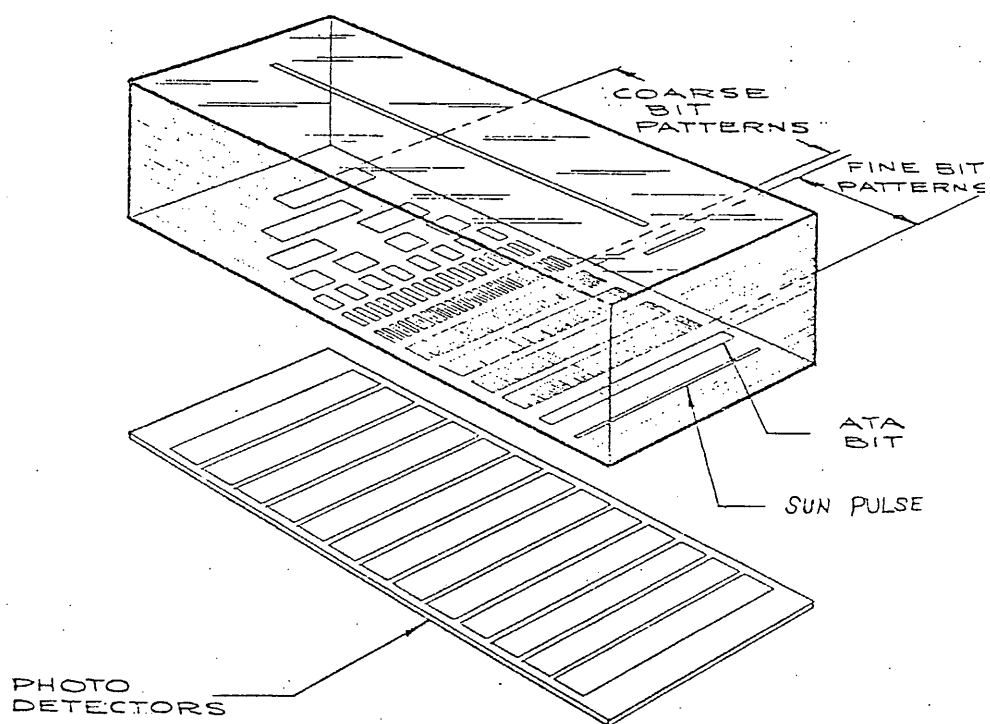


図 5.3.1-1 太陽センサのセンサヘッド構成

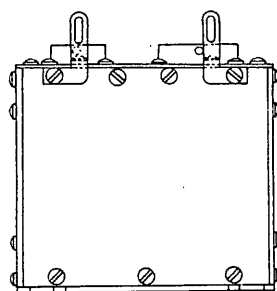
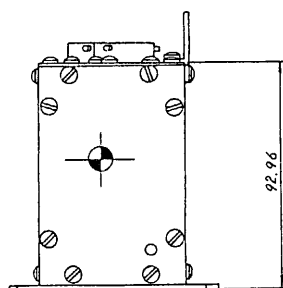
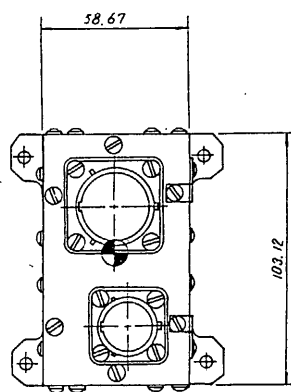


図 5.3.1-2 太陽炉用 電気部

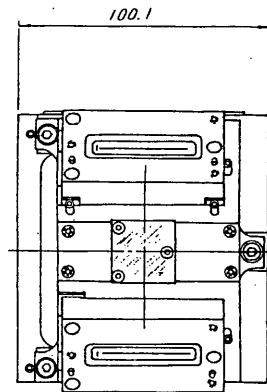
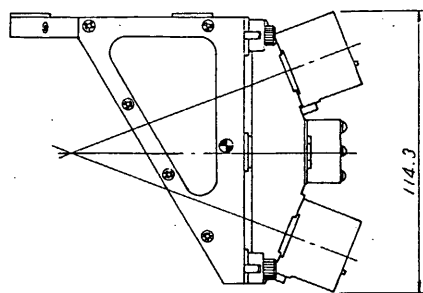
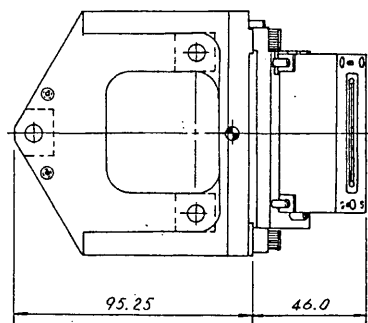


図 5.3.1-3 太陽センサ センサ部



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) スレッシュホー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ュホー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) スタースカ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 | カノーパス ($-20^{\circ}\text{C} \sim +45^{\circ}\text{C}$) +1.2 等級 ($+20^{\circ}\text{C}$ 以下) |
| スターアナログ電圧 | $2.5\text{V} \pm 0.5\text{V}$ (カノーパス) |
| 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 | $\pm 0.5 \text{ deg}$ |
| 各パルス間の位相変動量 (雑音によるもの) | $0.15 \text{ deg} (3\sigma)$ |
| 最終的な位相誤差 (校正後) | $0.1 \text{ deg} (3\sigma)$ |

(2)電氣的性能

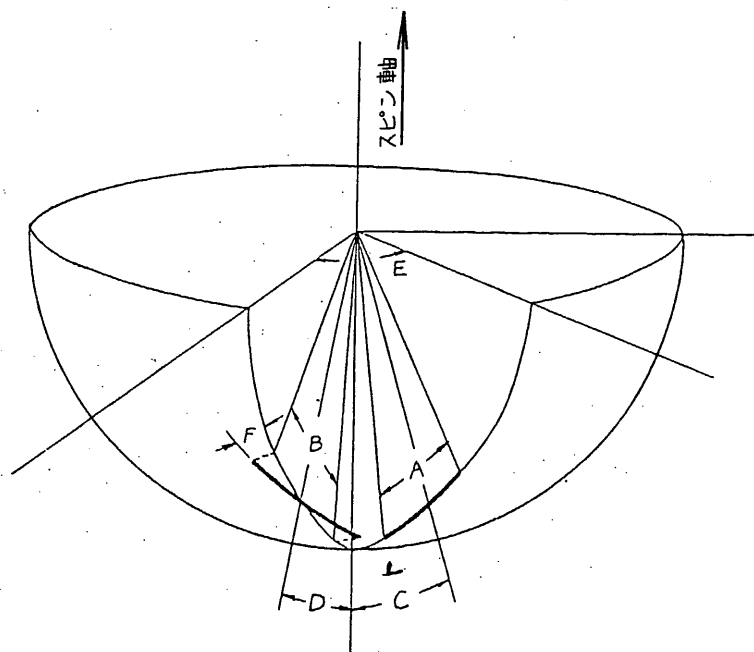
消費電力 + 28 V 2.0 W 以下

(3)機械的性能

外形・寸法

図 5.3.2-2

重量 STS 本体 2.7 kg 以下
マウンティングブロック 1.1 kg 以下



- A = $12 (+1.0, -0)^{\circ}$ - Elevation FOV of A slit
- B = $12 (+1.0, -0)^{\circ}$ - Elevation FOV of B slit
- C = $14 \pm 0.2^{\circ}$ - Angle between A slit optical axis and spin axis
- D = $14 \pm 0.2^{\circ}$ - Angle between B slit optical axis and spin axis
- E = $25.0 \pm 0.2^{\circ}$ - Angle between A slit and projection of B slit onto meridian
- F = $20 \pm 0.5^{\circ}$ - Inclination of B slit

図 5.3.2-1 スター・スキャナ- 視野

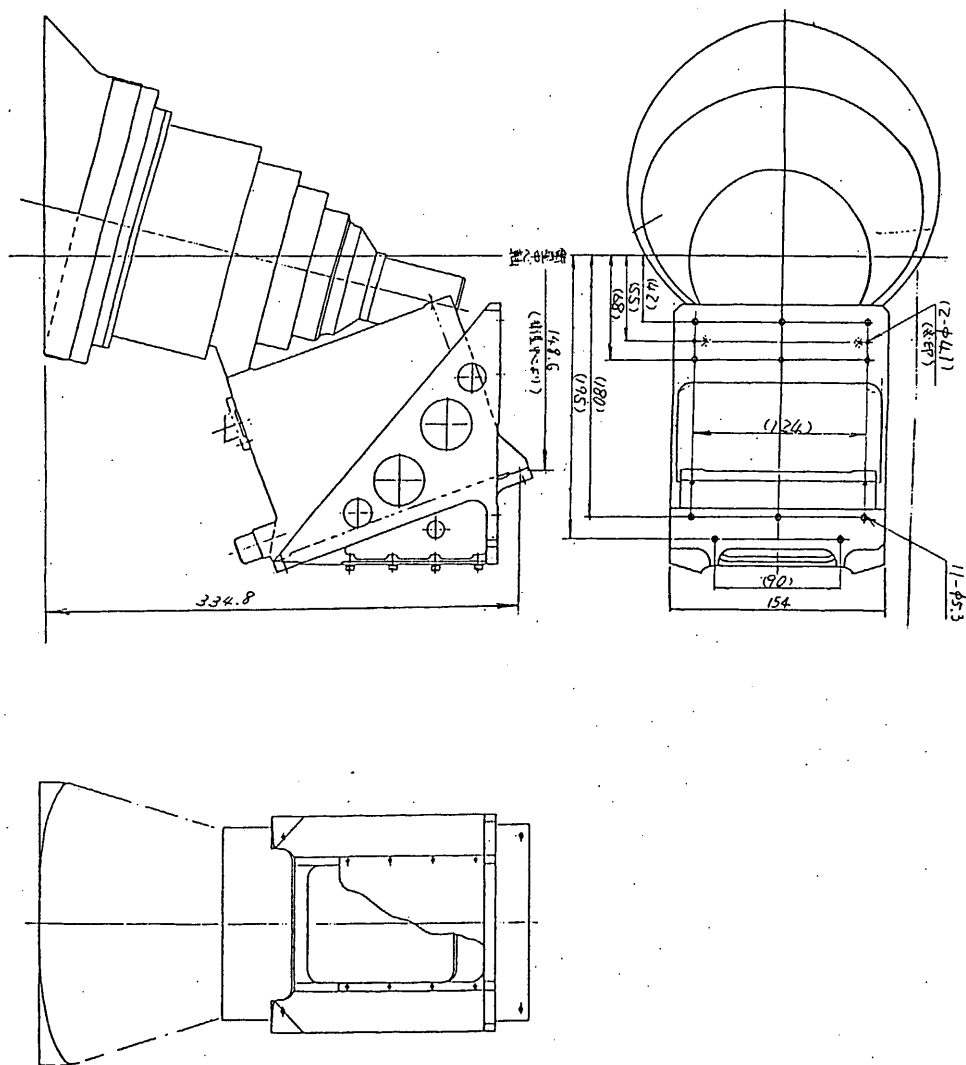


図 5.3.2-2. スタースキャナー 外観図