

☆ M-3S II-2 / PLANET-A 飛翔実験計画書目次 ☆

本體

<u>まえがき</u>	林実験主任	1
<u>1. ロケット</u>	ロケット班	2
<u>2. 構造機能</u>	ロケット班	5
<u>3. 尾翼及び尾翼筒</u>	ロケット班	11
<u>4. 飛翔計画</u>	O P 班	20
<u>5. 計装</u>	テレメータ班	26
<u>6. テレメータ・コマンド</u>	テレメータ班	35
<u>7. レーダ</u>	レーダ班	63
<u>8. R G</u>	R G 班	75
<u>9. タイマ・点火系</u>	タイマ班	85
<u>10. 集中電源</u>	P S 班	129
<u>11. 計測</u>	計測班	132
<u>12. G A S</u>	G A 班	142
<u>13. 姿勢制御</u>	C N 班	147
1) 概要	C N 班	147
2) C N-E	C N 班	151
3) 第1段ロール制御装置 (SMRC, MNTVC)	C N 班	171
4) 第1段ピッチヨー制御装置 (M-13LITVC)	C N 班	184
5) 第2段ピッチヨー制御装置 (M-23LITVC)	C N 班	192
6) 第2段サイド・ジェット装置 (SJ)	C N 班	199
<u>14. 光学観測</u>	光学班	211
<u>15. 機械的環境試験</u>	環境試験班	212
<u>16. 映像記録</u>	記録班	213
<u>17. 保 安</u>	総務班	215
<u>18. 編成表</u>	総務班	216

目次

序	伊藤	221
総論		222
1) ミッション	伊藤	222
2) システム設計	上杉	225
1. 観測機器		245
1.1 真空紫外撮像装置 (UVI)	金田	245
1.2 太陽風観測装置 (ESP)	向井	257
2. 通信系		266
2.1 アンテナ	市川、鎌田、日電	266
2.1.1 概要	"	266
2.1.2 高利得アンテナ (HGA)	"	268
2.1.3 中利得アンテナ (MGA)	"	285
2.1.4 低利得アンテナ (LGA)	"	293
2.1.5 デスパン制御系	"	301
2.2 通信機器	井上、日電	310
2.2.1 システム	"	310
2.2.2 Sバンド受信機 (SBR)	"	325
2.2.3 Sバンド送信機 (TMS)	"	329
2.2.4 Sバンドダイブレクサ (SDIP)	"	335
2.2.5 Sバンドエリミネーションフィルタ (SBEF)	"	338
2.2.6 アンテナ切換器 (SSW)	"	341
2.3 コマンド・データ処理	"	344
2.3.1 コマンド・デコーダ (CMD)	"	344
2.3.2 データ処理装置 (DPU)	"	348
2.3.3 データレコーダ (DR)	"	358

3. 環境計測装置		364
3.1 ハウスキーピング (H K)	河端、松下	364
3.2 計測装置 (I N S - S A)	今沢、松下	368
4. タイマ・点火系		374
4.1 シーケンス・タイマ (E P T - S A)	中部、相原、松下	374
4.2 イグナイト電源 (I G - P S)	後川研、日電	384
5. 軌道・姿勢制御系		386
5.1 概 要	"	386
5.1.1 姿勢制御法	"	387
5.1.2 姿勢解析	"	393
5.1.3 軌道生成	西村研、松尾研、富士通	399
5.1.4 軌道決定とレインジング	"	403
5.1.5 軌道修正	上杉	408
5.2 軌道・姿勢制御装置	二宮研、日電	412
5.2.1 軌道・姿勢制御装置 (A C E)	"	412
5.2.2 モーメンタムホイール (M W A / W D A)	二宮研、日電、三プレ	424
5.2.3 リアクションコントロール装置 (R C S)	上杉	428
5.2.4 ニューテーションダンバ (N D)	二宮研、日電	433
5.3 姿勢検出装置	"	436
5.3.1 太陽センサ (S A S)	"	436
5.3.2 スタースキャナ (S T S)	"	441
6. 電源系	後川研	444
6.1 電源装置	"	444
6.2 太陽電池パネル (S C P)	"	446
6.3 蓄電池 (B A T)	"	452
6.4 電力制御器 (P C U)	"	455
6.5 コンバータ (C N V)	"	463
6.6 電流センサ (C U S)	"	470
6.7 電力解析	"	472

7. 構造・熱設計		484
7.1 構造	小野田	484
7.2 热設計	林、大西	500
8. 信頼性・品質管理		505
8.1 信頼性管理	後川研	505
8.2 部品プログラム	"	506
8.3 品質管理	"	508
9. 計装		509
9.1 電気計装	横山	509
10. 総合管制システムと地上データ処理		513
10.1 総合管制システム	周東	513
10.2 科学観測機器Q-Lシステム	向井	516
11. 環境試験		521
11.1 機械的環境試験	平田	521

設 備

KE	KE班	523
点火管制	管制班	543
M型ロケット発射装置	ランチャ班	550
光学観測設備	光学班	587
環境計測	環境計測班	590
1)音響及び圧力測定	"	590
2)振動・衝撃測定	"	591

昭和60年7月10日

SESデータセンター

PLANET-A

昭和60年1月の「さきがけ」の登場によってわが国の惑星探査時代の幕は開かれだ。10年以上も前から構想が練られていた惑星間飛行のプランが、時あたかもハレー彗星の76年毎の回帰の時期に連絡して、太陽風プラスマおよびハレー彗星の探査を目的とする「さきがけ」、PLANET-A計画として結実したのである。

その一番手「さきがけ」は1月8日太陽周回軌道に乗った後順調に飛行を続け、6月末には地球からの距離が1億1000万キロを突破した。

この試験探査機の才上の目的である、科学的試験項目

1. 惑星間空間軌道の生成と決定
2. 超遠距離における探査機・地上間の通信
3. 惑星間空間軌道における姿勢の制御および決定

は充分に達成されたのであり、また第2の目的である太陽風プラスマの観測および惑星間空間磁場の観測も実現されており、既にいくつかの項目すべき観測結果が得られている。「さきがけ」は今後も太陽周回軌道上を飛行し、昭和61年3月11日にはハレー彗星、太陽側の前面約700万キロに接近する予定である。

このような「さきがけ」の成功のあとを承けて、PLANET-Aはいよいよ昭和60年8月17日、M-3SII-2号機により打上げられる。PLANET-Aの観測の主目的は水素ライマンアルファ線(1216Å)という真空紫外線によるハレー彗星の水素コマの撮像と、太陽風中および水素コマ中のイオン・電子の観測により、コマの生成・消滅・構造を解明しようとするものである。

これらの目的を遂行するためには、PLANET-Aはハレー彗星の核の前面の100万キロ以内に接近することを目標として打上げられる。

昭和61年3月10日にはハレー彗星が黄道面を通過(降先点通過)するが、この日の前後にVEGA-1、VEGA-2、PLANET-A、さきがけ、GIOTTO、ICEの6機が相次いでハレー彗星に接近し、さまざまな観測を行う。これらの観測結果は国際的な協議機関IACGを通じて各國に通報され、ハレー彗星の実態を解明しようとする共同研究の成果をあげるために貢献することになる。

1) ミ ツ シ ョ ン

伊藤泰

1. まえがき

よく知られてはいるように、ハレー彗星は古くから史書にその出現が記録されていゝ巨大な彗星であつて、エド蒙ド・ハレーがその周期を計算して1758～9年の出現を予言し後にそれが確認されてからその名が付けられた彗星で、ほどく6年毎に太陽に接近する。前回出現した1910年には天空を150度にわたって伸びた長大な尾が観察されたばかりではなく、地球がその尾を横切ったので世の中にさまでまことにエピソードを生んだ詰は有名である。来る1986年の出現の際、軌道は前回と異なり、最接近の点は地球から見て太陽の向う側にはるかで地上からの詳細な観測は望めないが、現代のわれわれには宇宙飛行体という有力な手段があり、また物理的な観測技術も前回とは比較にならぬ程発達しているので、各国で探査機による観測が企画された。

最初にハレー・テンブル探査計画を発表したNASAの案は不幸にして挫折してしまったが、ESA、ISAS、INTERCOSMOSが相次いでハレー彗星探査計画を公表し、最後にNASAも他の目的で既に打ち上げられていた探査機ISEE-3（後にICEと改称）を急遽軌道を変更してジャコビニ・ジンナー彗星を観測した後ハレー彗星に向かせる計画を進める事になった。

こうように世界の宇宙科学者の眼を、数多く出現する彗星の中で特にハレー彗星に向けさせた理由はおよそ次のようにまとめられるであろう。

第1に、ハレー彗星は周期が200年以下の彗星の中では最も老化していないものの一つで、大きい密度の高いコマ、プラズマの尾とダストの尾、核の物質が噴出するジェット現象などの、彗星としての活動がすべてが活潑に出現する事が予測できる彗星であること。

第2に、軌道がよく知られている彗星の中では最も活潑で、ガスを放出する割合が他の短周期彗星より約100倍大きいこと。

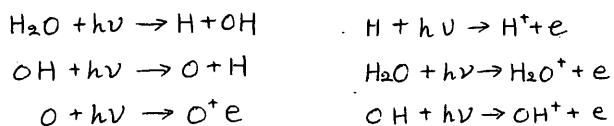
次に、前回の1910年の出現時にも大規模な地上観測網が敷かれて大量のデータが得られているので、今回のデータと比較し研究することは多くの科学的成果が期待される。そこでハレー彗星とはどの様な構造をもつと考えられていいのであるか。

2. ハレー彗星のモデル

これまでハレー彗星や他の彗星を観測した結果から、およそ次の様なモデルが考えられていく。(D. K. Yeomans, 1983)

彗星は通常大別して、核、コマ、尾の3つの部分から成っている。核は隕石物質(ダスト)が混入した直径約5kmの氷塊で、約40時間の周期で自転している。総質量は 10^{12} ケルビン度である。

この核が太陽に次第に接近すると、太陽の輻射熱での水分がダストを伴って蒸発し核の周囲に拡がり、コマと呼ばれる球状の稀薄なガス体を形成する。今回の接近でも太陽からの距離が6AU(1AUは太陽と地球間の平均距離、約1.5億km)に近づいた頃(1984年10月)からコマが発生し始めたことが地上の望遠鏡で観測されている。このコマに更に太陽の紫外線が照射されると、



などの光解離、光電離現象や、イオン分子反応が進行する。これら水蒸気起源の原子、分子、イオンの他に、ダストから放出されるさまざまな原子、分子、イオンもコマの中に含まれる。

コマは内部コマと外部コマに分けられ、内部コマは 10^3 km程度の大きさをもち、核の物質と同組成の稀薄なガス体で充填されている。コマの中の半性ガスの一部は太陽風プラズマの中にも拡がるので、太陽風中のプロトンとの衝突交換によっても電離が生ずる。光電離や電荷交換によって生じたイオンと電子が外部コマの中にプラズマを形成し、太陽風プラズマと相互作用して核から $10 \sim 20$ 万kmのあたりに衝撃波を発生させる。

コマの中のイオンが太陽風に吹き流されると Type-I の尾(アラズマの尾)を形成し、半性原子分子やダストは太陽の輻射圧で流されて Type-II の尾(ダストの尾)を形成する。

一方、中性水素原子は拡散してコマの周りに直径 10^7 kmにも及ぶ巨大な水素雲となる。この水素雲は、太陽放射の中性水素ライマンアルファ線(1216Å)を共鳴散乱することで、この波長の光で観測すれば暗く輝いて見える筈である。

3. PLANET-Aの観測目的

PLANET-Aには、観測装置として真空紫外撮像装置(UVI)と、太陽風観測装置(ESP)が搭載されている。このうちUVIは前項で述べたハレー彗星の核の周りに大きく広がる水素雲の発達、消滅過程を継続的に観測することを目的としている。UVIは水素ライマンアルファ線に感応する検出器をもつた撮像装置なので、共鳴散乱された水素ライマンアルファ線による水素雲の像をとらえることができる。前項で述べたように、核からのH₂Oの蒸発、H₂OからのHの分離、Hによる水素ライマンアルファ線の共鳴散乱の何れの過程も太陽光の強度に比例して生ずると考えると、太陽光の強度は太陽から彗星までの距離の²乗に反比例するから、この過程の累積であるところの水素雲の画像の強度は、粗い近似では距離の²乗に反比例すると考えられる。

UVIは、PLANET-Aがハレー彗星に最接近する時点の数ヶ月前から撮像を開始し、最接近後も可能な限り撮像を続ける予定であるので、その結果を解析すれば上記のようなモデルが正しいかどうかが判明する筈である。

ESPは打上げ後約1ヶ月を経てから太陽風アズマキの正イオンと電子の観測を行ない、そのエネルギー分布と測定する。ハレー彗星に最接近する時には、太陽風アズマキ中に混入した彗星核の物質のイオンが計測される可能性があり、またPLANET-Aが衛星波面を通過した場合にはその可能性は更に深まる。PLANET-Aとハレー彗星の相対速度は最接近時には約70 Km/secであるので、エネルギー分析の結果から核物質の質量分析をすることができるところとなる。

このようにPLANET-Aは軌道に乗ってから長期間にわたって観測を継続する。この点で、最接近時に観測を集中して行うE1OTTのミッションとPLANET-Aのミッションは大きく異っている。

4. むすび

今回のハレー彗星の観測は、各団の飛翔体による観測と、IHW(International Halley Watch)の組織下の世界中の地上観測とが協力して進められる。それこれらの観測は、ハレー彗星の構造の少しずつ見えていく目的としているので、やがてこれらの観測成果がとりまとめられれば、ハレー彗星の全体像の解明に向っての大きな前進が見られようであろう。われわれのPLANET-Aもその一翼を担っていこうので、このミッションを成功裡に達成したいと願っている。

この小文を終りにあたり、これまでPLANET-A計画の実現に盡力された平尾邦雄名誉教授、卓抜的な指導力と実行力に深い敬意と謝意を表します。

宇宙科学研究所 伊藤高造

2) システム設計

上杉

PLANE T-A/MS-T5の開発は、昭和54年度に行われたミッション解析および概念設計に基き、昭和55年6月3日第1回設計会議により正式に開始された。PLANE T-A計画としては、試験探査機MS-T5とハレー彗星探査機PLANE T-Aの2機を同一プロジェクトとして、搭載される観測機器及びそれらに付随した若干の部分を除いて殆んど同一設計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た。

昭和57年度に両探査機共通のプロトモデルが完成、振動試験、熱真空試験等の各種環境試験を含む総合試験結果をフィードバックしてフライトイデアの設計が実施された。昭和59年度に完成したPLANE T-AのフライトイデアはMS-T5(さきがけ)打上げ直後の昭和60年1月28日より相模原キャンパスで総合試験が開始され、7月までの約半年間を費して機械的・電気的な全てのチェックを完了した。

以下に探査機PLANE T-Aのシステム概要について述べる。PLANE T-Aはハレー彗星の水素コマの紫外線写真撮像と太陽風のプラズマ粒子観測を目的としたものであり、昭和60年8月、鹿児島宇宙空間観測所(KSC)から、M-3SII-2号機によって打上げられ、太陽を回る軌道を約半年間飛行した後、昭和61年3月上旬にハレー彗星に約20万kmまで接近することが予定されている。

PLANE T-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い。一方探査機を3軸制御方式とすることは、重量、熱設計、制御を始めとする運用上の問題のいづれからも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以下の方式が選ばれた。即ち探査機の姿勢安定は基本的には探査機本体のスピンによる方式とする。打上げ時約2rpsのスピンは、キックモーター切離し後直ちに30rpmに減速され、太陽捕捉制御(スピン軸と太陽方向との成す角 θ_s 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と共に地球にアンテナが向く姿勢をとる。MS-T5に於いては安全を見て第2バスで行った約6rpmへのスピンダウンをPLANE T-Aでは第1バスに行って、スタースキャナーを用いた姿勢決定を可能にする。以後巡航状態ではこの約6rpmのスピンを保持し、速度修正及び姿勢制御にはヒドラジンを燃料とした6基のガスジェット装置(RCS)を用いる。地球局との通信には主として探査機上部に搭載したオフセット・バラボラ型のメカニカル・デスパン・アンテナを使用し、これをスピンに影響されずに地球を指向させる方とする。紫外線撮像装置(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

間姿勢はモーメンタム・ホイールを約2000 rpmで回転させ安定化をはかる。撮像にはUVカメラのCD面上の画像をスピンに同期させてシフトし、約1秒間蓄積する方式を採用している。

以下にPLANET-Aの総合的諸元、性能、機器配置等を示す。

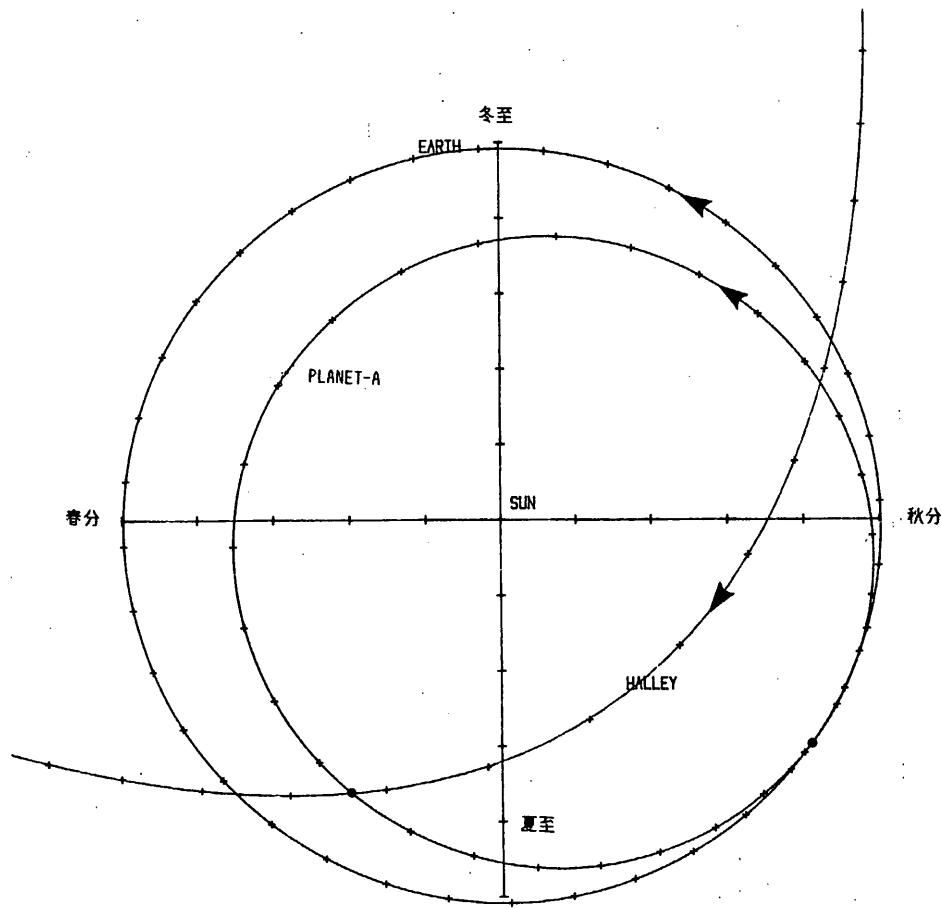


図 1 PLANET-A ($\tau = 1985.8.17$) 軌道図

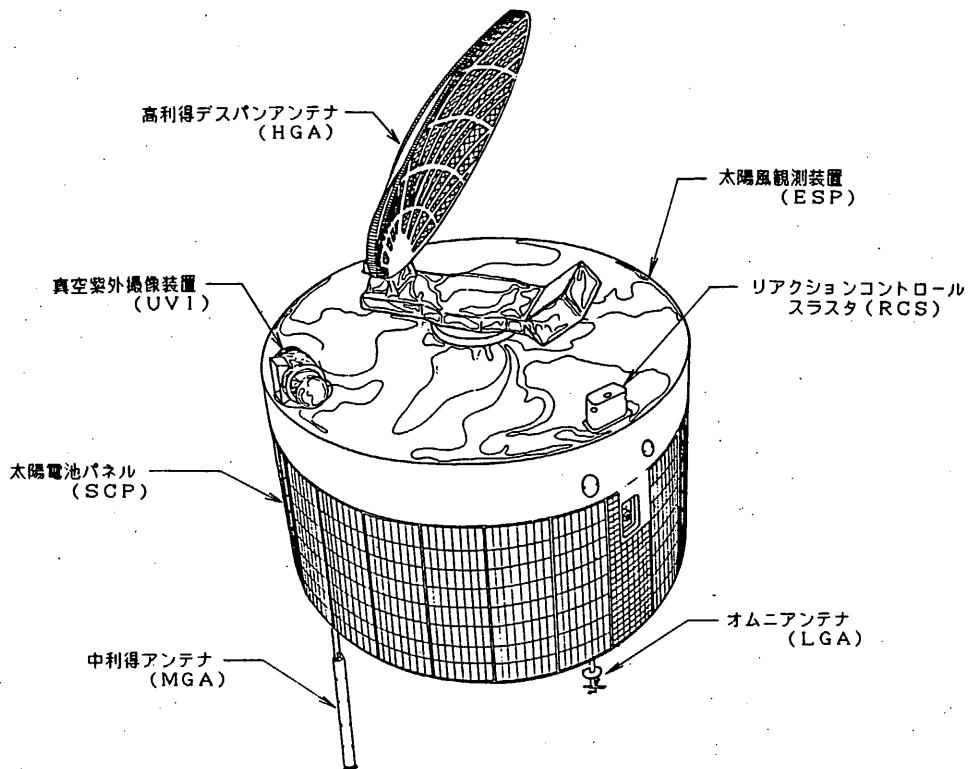


図 2 PLANET-A 外観図

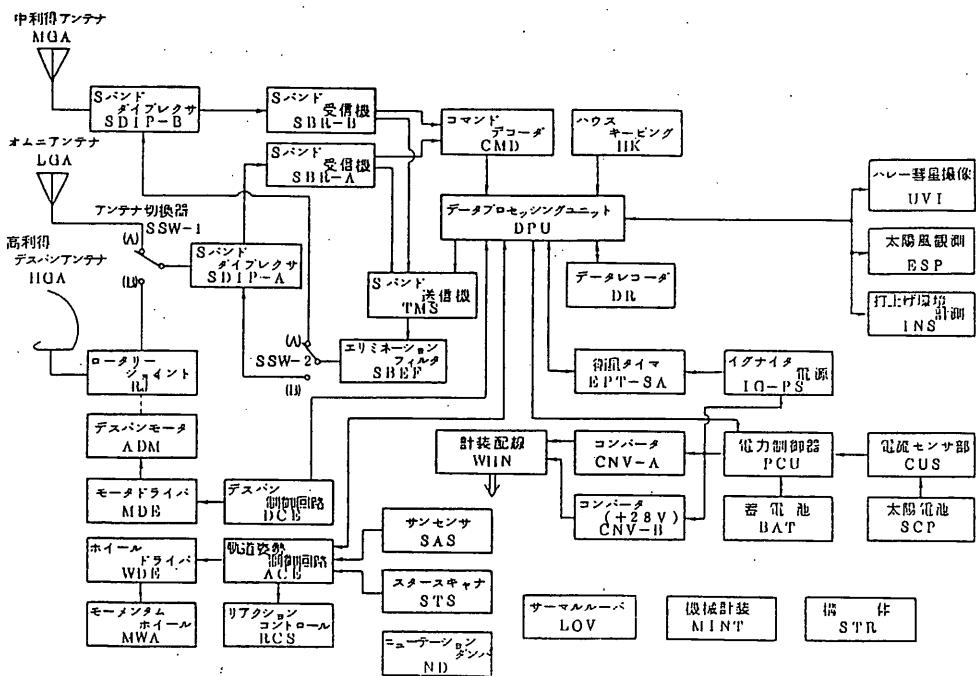
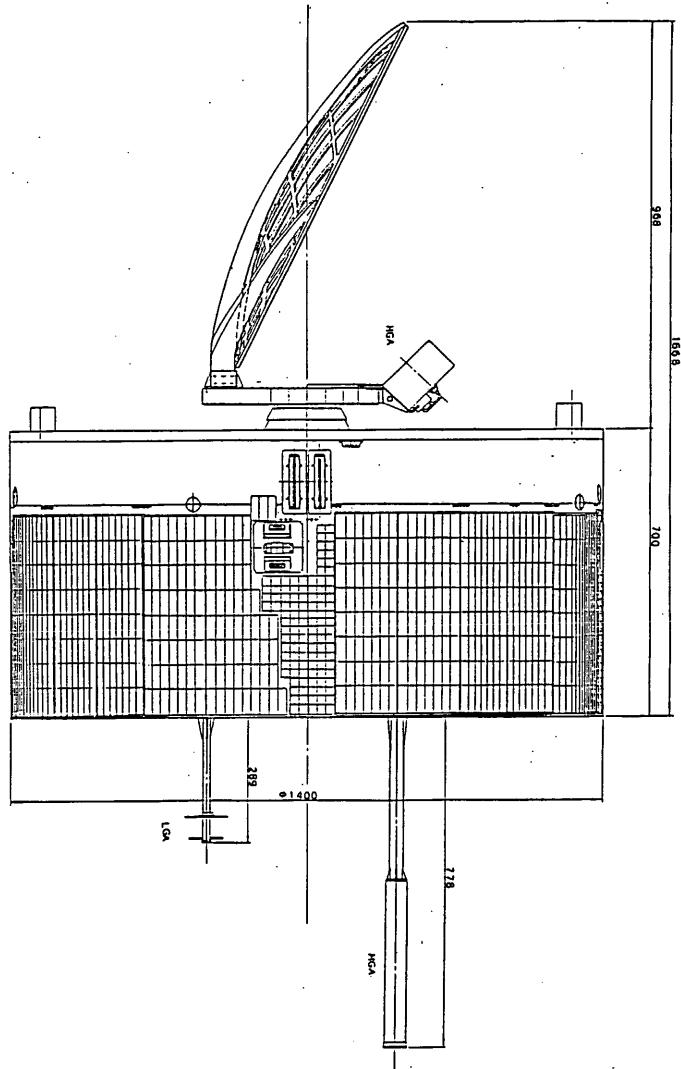


図 3 システムブロック図



4 PLANET-A 機器配置(1/3)

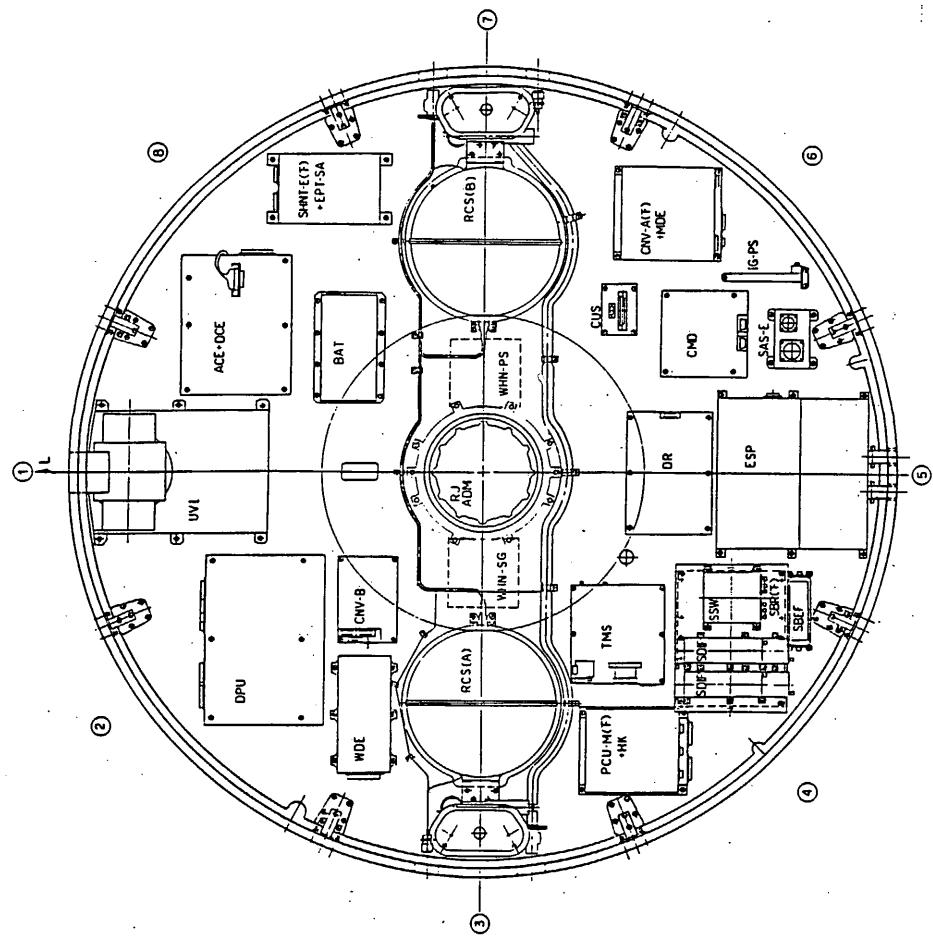


図 4 PLANET-A 機器配置(プラットホー上面) (2/3)

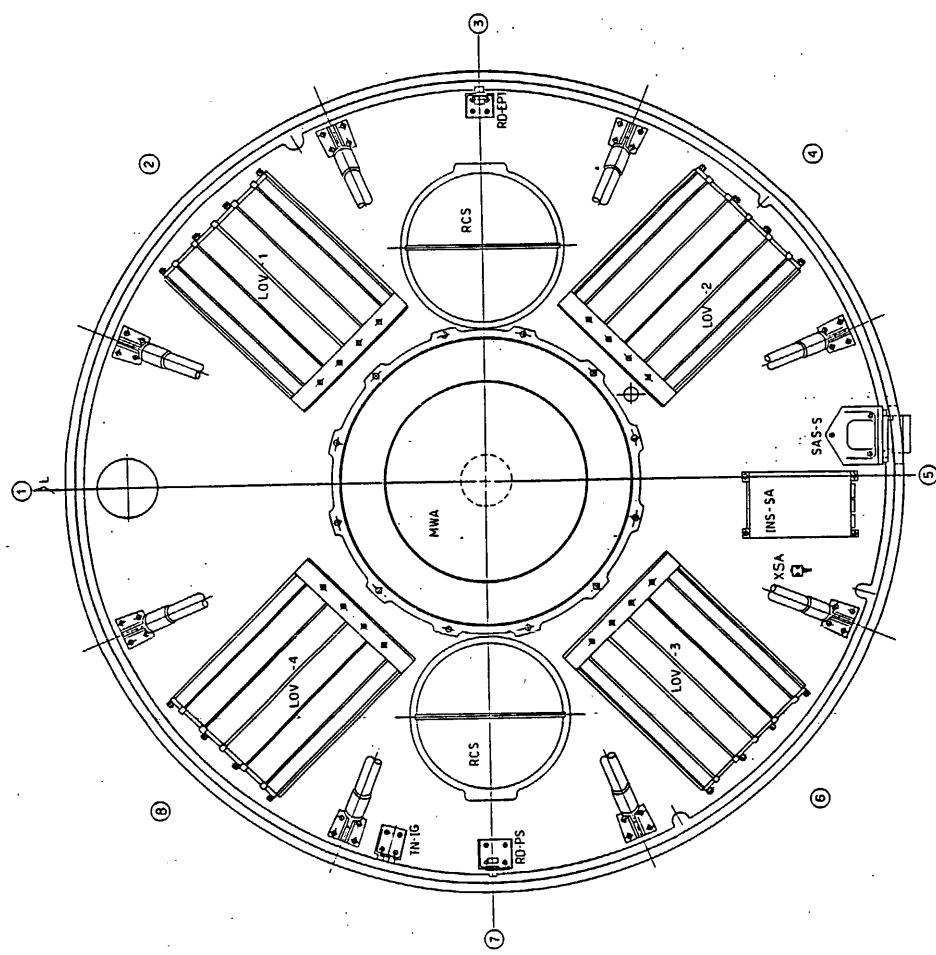
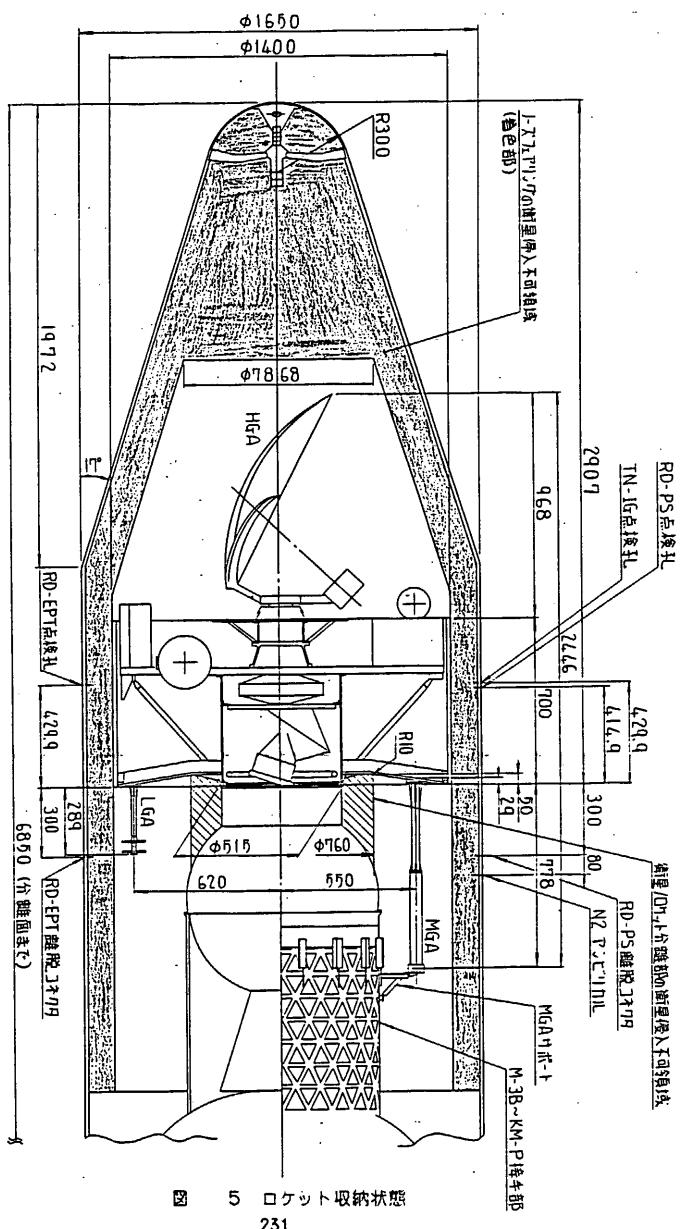


図 4 PLANET-A 機器配置(プラットホー下面) (3/3)



231 5 ロケット収納状態

表 1 質量特性

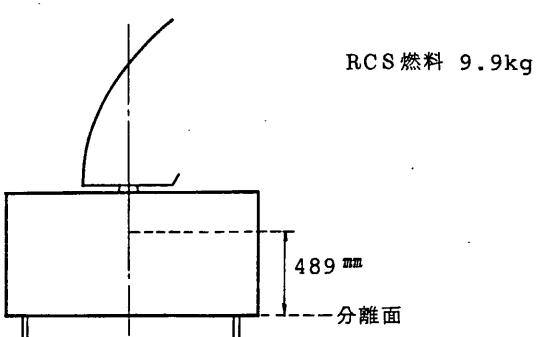
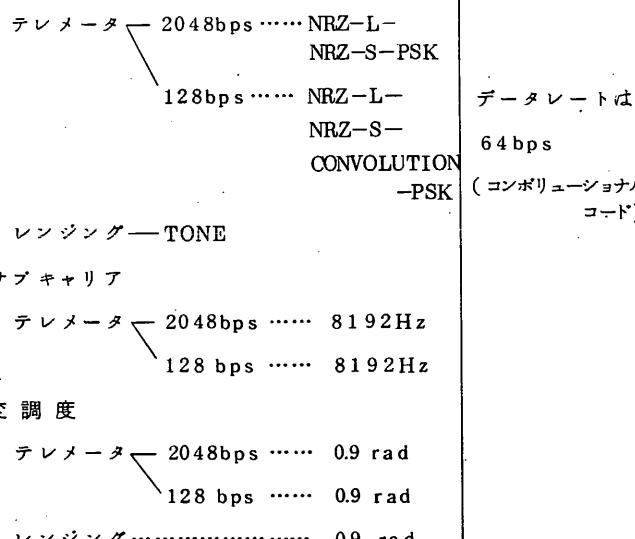
重量	<p>衛星乾燥重量 129.8 kg RCS 燃料 9.9 kg 合計 139.7 kg</p>
重心位置	 <p>RCS 燃料 9.9kg</p> <p>489 mm</p> <p>分離面</p>
慣性モーメント	<p>$I_Y = 21.0 \text{kg} \cdot \text{m}$ $I_P = 22.8 \text{kg} \cdot \text{m}$ $I_R = 32.0 \text{kg} \cdot \text{m}$</p> <ul style="list-style-type: none"> ◦ RCS 燃料は 9.9kg, デスパンス部, ホイールロータ部を含む値である。 ◦ デスパンス部慣性モーメント = $0.20 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ ◦ ホイールロータ部 " = $0.0953 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

表 2 総合諸元

項 目	諸 元	備 考
1. ミッション	○ハレー彗星の紫外領域での写真撮影 ○太陽風プラズマ観測	
2. ミッションライフ	(ハレー彗星との最接近は1986年3月の予定)	
3. 軌 道	(1) 打上げ日 1985年8月 (2) 軌 道	図 1
4. 打上げロケット	M-3SⅡ 2号機	
5. システム全般	(1) 外 観 1.4mØ × 0.7 m の円筒型 (2) システムブロック図 (3) 搭載機器一覧及び重量 (4) ロケットインターフェイス ロケットに組込まれた探査機の状態 (5) 搭載機器配置 (6) 質量特性 (7) スピン方向 KM接続部から見てCW(時計方向)	図 2 図 3 図 5 図 4 表 1
6. 熱制御系	(1) 制御方式 ○サーマルルーバによる能動制御 ○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 (2) 温度予測	

項 目	諸 元.	備 考										
7. 電 源 系												
7.1 太陽電池 (S C - P)	<p>(1) 方 式 ボディマウント</p> <p>(2) 発生電力</p> <table border="1"> <tr><td colspan="2">打上げ初期 ($\theta_s = 90^\circ$)</td></tr> <tr><td>BUS 20 V</td><td>68 W</td></tr> <tr><td>BUS 23.5 V</td><td>79 W</td></tr> </table> <p>(3) 素 子</p> <table border="1"> <tr><td>2 × 6 cm</td><td>1400 枚</td></tr> <tr><td>2 × 2 cm</td><td>336 枚</td></tr> </table> <ul style="list-style-type: none"> ◦ タイプ BSFR ◦ カバーガラス ヒューズドシリカ (溶融石英) 0.15mm ◦ 変換効率 12.9 % 以上 	打上げ初期 ($\theta_s = 90^\circ$)		BUS 20 V	68 W	BUS 23.5 V	79 W	2 × 6 cm	1400 枚	2 × 2 cm	336 枚	
打上げ初期 ($\theta_s = 90^\circ$)												
BUS 20 V	68 W											
BUS 23.5 V	79 W											
2 × 6 cm	1400 枚											
2 × 2 cm	336 枚											
7.2 蓄 電 池 (B A T)	<p>(1) 容 量 2 AH</p> <p>(2) セル型式 Ni-Cd</p> <p>(3) 充電制御 ハイレート充電／トリクル充電</p>											
7.3 電 力 制 御 器 (P C U)	<p>(1) 入力電圧 +16 V～非安定化電源</p> <p>(2) 上限制御電圧 24 V</p> <p>(3) 最大シャント電力</p> <p>(4) 充電電流 HIGH; 1/2C 以下, LOW; 1/50C (ノミナル)</p>											

項 目	諸 元	備 考																																								
7.4 コンバータ (C N . V)	<p>(1) 入力電圧 +16 V ~ +24 V</p> <p>(2) 出力電圧 CNV-A</p> <table border="1"> <thead> <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> </thead> <tbody> <tr> <td>+ 15 V</td><td>+ 14.5 ~ + 15.3</td><td>100mVpp</td><td>50mVpp</td><td>2.14 A</td></tr> <tr> <td>+ 12 V</td><td>+ 11.7 ~ + 12.4</td><td>"</td><td>"</td><td>2.0 A</td></tr> <tr> <td>- 12 V</td><td>- 11.7 ~ - 12.4</td><td>"</td><td>"</td><td>0.8 A</td></tr> <tr> <td>+ 5 V</td><td>+ 4.7 ~ + 5.3</td><td>"</td><td>"</td><td>1.5 A</td></tr> <tr> <td>- 5 V</td><td>- 4.7 ~ - 5.3</td><td>"</td><td>"</td><td>1.0 A</td></tr> </tbody> </table> <p>CNV-B</p> <table border="1"> <thead> <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> </thead> <tbody> <tr> <td>+ 28 V</td><td>+ 26.9 ~ + 29.1</td><td>100mVpp</td><td>50mVpp</td><td>1.5 A</td></tr> </tbody> </table> <p>(3) 発振周波数 30 KHz ± 20 %</p>	出力電圧	電圧変動範囲	雑 音	リップル	負荷容量	+ 15 V	+ 14.5 ~ + 15.3	100mVpp	50mVpp	2.14 A	+ 12 V	+ 11.7 ~ + 12.4	"	"	2.0 A	- 12 V	- 11.7 ~ - 12.4	"	"	0.8 A	+ 5 V	+ 4.7 ~ + 5.3	"	"	1.5 A	- 5 V	- 4.7 ~ - 5.3	"	"	1.0 A	出力電圧	電圧変動範囲	雑 音	リップル	負荷容量	+ 28 V	+ 26.9 ~ + 29.1	100mVpp	50mVpp	1.5 A	
出力電圧	電圧変動範囲	雑 音	リップル	負荷容量																																						
+ 15 V	+ 14.5 ~ + 15.3	100mVpp	50mVpp	2.14 A																																						
+ 12 V	+ 11.7 ~ + 12.4	"	"	2.0 A																																						
- 12 V	- 11.7 ~ - 12.4	"	"	0.8 A																																						
+ 5 V	+ 4.7 ~ + 5.3	"	"	1.5 A																																						
- 5 V	- 4.7 ~ - 5.3	"	"	1.0 A																																						
出力電圧	電圧変動範囲	雑 音	リップル	負荷容量																																						
+ 28 V	+ 26.9 ~ + 29.1	100mVpp	50mVpp	1.5 A																																						
7.5 電流センサ	<p>(1) 太陽電池出力電流 0 ~ 6 A 0 ~ 3.0 V</p> <p>(2) B A T 充放電電流 - 2.5 ~ 2.5 A 3.0 ~ 0 V</p> <p>(3) 負荷電流 0 ~ 6 A 0 ~ 3.0 V</p>																																									
7.6 イグナイタ 電源 (I G - P S)	<p>(1) 機 能 点火系駆動</p> <p>(2) 入力電圧 + 17 ~ + 24 V</p> <p>(3) 静電容量 330 μF</p> <p>(4) 充電時定数 0.5 秒</p>																																									
7.7 電力解析	<p>(1) サブシステム別消費電力</p> <p>(2) 運用モード別消費電力</p>	略 略																																								

項目	諸元	備考
8. 通信系		
8.1 Sバンド受信機 (SBR)	(1) 受信周波数 2.1 GHz 帯 (2) 復調方式 PCM-PSK-PM (コマンド) Tone-PM (レンジング) (3) サブキャリア周波数 512 Hz (コマンド) (4) 入力レベル -140 dBm ~ -60 dBm (5) 帯域幅 1.5 MHz (レンジング)	SBR-A, B 2台搭載 変調度 サブキャリア レンジング ... 0.6 rad
8.2 Sバンド送信機 (TMS)	(1) 送信周波数 2.2 GHz 帯 (2) 送信電力 5 W / 70 mW 切換 (3) 変調方式  テレメータ 2048 bps NRZ-L-NRZ-S-PSK 128 bps NRZ-L-NRZ-S-CONVOLUTION-PSK レンジング—TONE (4) サブキャリア テレメータ 2048 bps 8192 Hz 128 bps 8192 Hz (5) 変調度 テレメータ 2048 bps 0.9 rad 128 bps 0.9 rad レンジング 0.9 rad	データレートは 64 bps (コンボリューション コード)
8.3 オムニアンテナ (LGA)	(1) 型式 無指向性クロスダイポール (2) 利得 -3dBi 以上 (±86°コーン内) +5 dB (ピーク) (3) 偏波 右旋円偏波	

項 目	諸 元	備 考
8.4 中利得アンテナ (MGA)	(1) 型式 3段コルニアアレー (2) 利得 +5.5 dB i max -0.5 dB i 以上(±16°内) (3) 偏波 直 線	
8.5 高利得デスパン アンテナ (HGA)	(1) 型式 オフセットバラボラ (2) 利得 (受信) +21.5dB i max (送信) +23.1dB i max いずれも±5°コーン上で3dB down (3) 偏波 右旋円偏波	
8.6 ロータリー ジョイント (RJ)	(1) チャンネル数 1 ch (2) 周 波 数 2.1～2.3 GHz (3) 通 過 電 力 5 W (4) VSWR 1.2 以下	
8.7 回線設計 (Sバンド)	(1) DOWN LINK (UDSC) LGA MGA HGA (2) UP LINK (UDSC) LGA MGA HGA	} 諸

項 目	諸 元	備 考																														
9. 打上げタイマー (EPT-SA)	<p>(1) 機能 2段目タイマーよりスタート信号をうけ 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+ 2</td><td>YSA→P3 mode</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+ 3</td><td>M3B 点火</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+110</td><td>P3 → PKM mode</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+115</td><td>M3B 分離</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+117</td><td>PKM 点火</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+250</td><td>PKM→YSA mode</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+252</td><td>PKM 分離</td><td></td></tr> <tr> <td>Y+255</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.....</p>	設定秒時	項 目	備 考	Y+ 0	EPT-SA スタート	X+246	Y+ 2	YSA→P3 mode		Y+ 3	M3B 点火		Y+110	P3 → PKM mode		Y+115	M3B 分離		Y+117	PKM 点火		Y+250	PKM→YSA mode		Y+252	PKM 分離		Y+255	EPT-SA-ストップ		P3用 PS-OFF PKM用PS-OFF 略
設定秒時	項 目	備 考																														
Y+ 0	EPT-SA スタート	X+246																														
Y+ 2	YSA→P3 mode																															
Y+ 3	M3B 点火																															
Y+110	P3 → PKM mode																															
Y+115	M3B 分離																															
Y+117	PKM 点火																															
Y+250	PKM→YSA mode																															
Y+252	PKM 分離																															
Y+255	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	略																														
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) コマンドコードのピットレート 16 bps</p> <p>(4) コマンド送信コードフォーマット</p>	略																														

項 目	諸 元	備 考
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音制信号の出力 ◦ 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 224項目max ◦ ブロックコマンド項目 8bit/項目 <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での実行 ◦ ディスクリートコマンド1項目のCHECK(テレメータで確認)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届くには1AUで約8.3分かかる。</p> <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>	

項目	諸元	備考
	<p>(7) ピットレート 2048/64 bps (データICに対して) ただし、64 bpsはコンボリューションアルコードICに変換するためテレメータの送信レートは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 256 frame/main frame</p> <p>(11) フレーム同期 3W (FAF320)</p> <p>(12) メインフレーム同期 FI</p> <p>(13) データフォーマット 5モード(観測) 2モード(RAM照合)</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 土0.8%以下 (入力信号4.5 Hz以下ICに対して)</p> <p>(17) PCM出力信号 2048bps PCM(NRZ-L-NRZ-S) 128bps PCM(NRZ-L-NRZ-S-CONVOLUTION)</p>	
10.3 データレコーダ (DR)	<p>(1) 型式 磁気バブルメモリ</p> <p>(2) 記憶容量 1 M bit (256Kbit×4)</p> <p>(3) 記録時間 8分32秒 (2048 bps時) 4.55時間(64 bps時)</p> <p>(4) 再生時間 4.55分間(64 bps時) 8分32秒 (2048 bps時)</p>	1024F
10.4 ハウス キーピング (HK)	<p>(1) 測定項目数 64項目</p> <p>(2) 測定項目と物理量換算式</p> <p>(3) 構体関係温度センサ貼付位置</p>	略 略

項目	諸元	備考
11. 姿勢計測系 11.1 サンセンサ (SAS)	<p>(1) 視野角 精分解能 Az方向 0° EI方向 $\pm 5^\circ$ 粗分解能 Az方向 0° EI方向 A $-38^\circ \sim +90^\circ$ B $+40^\circ \sim -88^\circ$</p> <p>(2) 分解能 精 $\pm 0.025^\circ$ 0° 粗 $\pm 0.5^\circ$</p> <p>(3) 検出素子</p> <p>(4) 出力データ 粗 - 7 bit グレイコード 精 - アナログ 2ch</p>	
11.2 スタースキャナー (STS)	<p>(1) 視野角 Aスリット:スピン軸と並行 EI = 20° Bスリット:スピン軸と 20°</p> <p>(2) 視野中心とスピン軸とのオフセット角 14°</p> <p>(3) 形式 Vスリット</p> <p>(4) 検出素子 シリコンフォトダイオード</p> <p>(5) 出力データ アナログ</p>	
12. 軌道・姿勢制御系	<p>(1) 機能 ○リアクションコントロールジェットによるスピンレート、スピン軸制御及び軌道修正。 ○モーメンタムホイールによるスピニ制御</p> <p>(2) スピンレート 打上げ時 120 rpm 自動太陽捕捉時 30 rpm 時 6 rpm</p>	打上げ直後のみ

項 目	諸 元	備 考
12.1 軌道、姿勢 制御回路 (ACE)	<p>(1) 機能</p> <ul style="list-style-type: none"> ◦ ジェットスラスターの制御 ◦ ホイールのレート制御 ◦ 姿勢データの計測 ◦ 姿勢関係のヒータ制御 <p>(2) ジェットスラスター制御</p> <p>噴射位相設定精度 0.088°</p> <p>" 範囲 0~360°</p> <p>噴射幅設定精度 0.088°</p> <p>" 範囲 0~360°</p> <p>くり返し回数設定範囲 0~1023回</p> <p>(3) ホイールのレート制御</p> <p>範囲 : 2000 ± 300 rpm</p> <p>設定精度 : 0.954 μsec (0.064 rpm)</p> <p>(4) 姿勢データの計測</p> <p>◦ スピン周期計測</p> <p>H-Spin時(6 rpm) 0.244 msec/bit</p> <p>L-Spin時(02 rpm) 7.8125msec/bit</p> <p>◦ スターセンサ信号によるスタートパルスのサ ンバルスからの遅れ時間と強度の計測</p> <p>時間計測精度 7.8 msec</p> <p>時間計測範囲 0~511 sec (0.117 rpm)</p> <p>計測スタートパルス個数 8個×2スリット</p>	サンバルス基準
12.2 ホイール ドライバ (WDE) モーメンタム ホイール (MWA)	<p>(1) 角運動量 20 N msec</p> <p>(2) 回転数 2000 ± 300 rpm</p> <p>(3) 形式 DC ブラシレスサーボモータ</p> <p>(4) ロータ慣性能率 0.0953 kg m²</p>	

項 目	諸 元	備 考
12.3 リアクション コントロール (R C S)	(1) スラスター配置 アキシャルジェット 2ヶ 各 3 N キャンティドジェット 4ヶ 各 3 N (2) ジェット燃料 ヒドラジン 10 kg	
12.4 ニューテーション ダンパ (ND)	(1) 形 式 シリコンオイル封入型円環ダンパ (2) 減衰時定数 5.7 分	
13. デスパン制御系		
13.1 デスパン 制御回路 (D C E)	(1) デスパンアンテナ制御可能スピンドルート 4 ~ 8 rpm, 0.1 ~ 0.5 rpm (2) デスパンアンテナ指向角度設定精度 0.7° (3) 制御信号精度 0.088° (4) プログラム制御 0.08°/sec ~ 0.2°/day (5) 角度データ精度 0.088° (6 rpm 時) 0.088° (0.2 rpm 時) (6) スピンドル周期計測 精 度 7.8 m sec 範 囲 0 ~ 511 sec (0.117 rpm)	
13.2 デスパンモータ (A D M) モータ ドライバ (M D E)	(1) 形 式 DC ブラシレスモータ (2) 極 数 16	

項目	諸元	備行
14. 観測系	(1) 観測目的 彗星の水素コマの水素ライマンα像の撮像	
14.1 ハレー彗星 UV撮像装置 (UVI)	(2) 観測装置の概要 ・イメージ検出部……イメージインテンシファイア (マイクロチャネルプレート 内蔵) 2次元CCD ・内蔵マイクロコンピュータ……CMOS(8bit) ・高圧電源	
14.2 太陽風 観測装置 (ESP)	(1) 観測目的 太陽風プラズマの荷電粒子の観測 (2) 観測装置の概要 微分型静電アナライザ(270°球型) マルチチャンネルプレート	
14.3 打上げ環境 計測装置 (INS)	(1) センサ X _{SA} , Y _{SA} , P ₃ , P _{KM} , V ₅ , V ₆	

1. 離観測機器

1. 1 真空紫外撮像装置 (UVI)

金田一

1. 概要

1985-86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) の径時変化の連続的観測を、地球周辺に飛生して居る同様な水素暈 (Geocorona) の影響を受けない (PLANET-A 軌道上から行う)。亦、PLANET-A のハレー彗星最接近時に於ける水素暈通過中の観測では、水素暈の光学的厚みの連続測定を行う。この様な観測を通して、水素暈の構造を明らかにし、その形成機構を解明する事が、UVIに課せられた主要ミッションである。

水素暈は太陽の Ly- α (波長 1216 Å) 光と共に散乱させて輝く為、光学的検査が可能となる。UVIは、観測対象の特性に合せて、波長 1216 Å 附近に最大感度を有する真空紫外光用 2 次元撮像装置とした。UVIでの撮像に於ては、PLANET-A の姿勢制御にスピンドル安定化方式を採用した関係上、軸体の回転に伴って飛生する像のズレを防止する必要がある。この目的と、撮像の高感度化を併せて実現するに、検出素子として使用する 2 次元 CCD (電荷結合素子) を、軸体の回転速度に同期させた電荷輸送速度で駆動する移動積分方式を新規的に開発し、採用した。UVIはハードウェア的に見た場合、撮像部と周辺機器として有する、マイクロコンピューターシステムと定義する事が出来る。このマイクロコンピューターシステムは、予め地球上の局 (UDSC) から PLANET-A に送信された制御命令に従い、順次に命令内容実行を行い、周辺装置としての撮像部と駆動 (画像データの取得を行う)。画像データは、設定されたモードに対応する処理を経て、軸上のデータレコーダーへ出力される。

UVIの対ハレー彗星飛来期間は、PLANET-A・ハレー彗星の相対距離の

関係から、一応 1985 年 11 月初旬から翌年 4 月末迄と予想される。 UVI では、この期間内での観測を効率良く行う為に、ハレー彗星の初期検索を目的とした動作モード、即ち、検索モードを設定してある。このモード下での運用によるハレー彗星検出後、UVI の動作と観測モードに切り替へ、画像データの取得を行う。 UVI による画像取得量は、机上のデータレコーダー容量によって、上限が規制され、画像データに対する圧縮処理を行った場合でも、1 回の再生で得られるのは、約 20 シーン程度である。水素暈中の光学的厚みの測定に於いては、データが画像の形態をとる必然性から為、輝度レベルの頻度分布の形式に置込み、データレコーダー容量による制約を避け、測定の連続性を確保する動作モードを設定した。 UVI は、ハレー彗星最接近時に、このモードを起動させて、重要な観測に対処する事になる。

1985-86 年の日帰に際して、ハレー彗星観測を目的として打上げられる探査機は、PLANET-A の他に、"Giotto", "Vega-1, -2" があり、この他にもスペースシャトルによる ASTRO-1 計画が予定されて居る。更に、ロケット、望遠鏡等による観測も行はれ、これら等の観測は全て、IHW (International Halley Watch) の下に統合される。 Giotto, Vega-1, -2 による光学観測は、主として核及び核近傍の現象に向けられる為、水素暈観測を行ふ可能性があるのは、UVI を除けば、前記の ASTRO-1 計画とロケットに限定される事になる。従って、内惑星軌道をとる PLANET-A からの観測は、地球周辺での観測と共に、水素暈の 3 次元構造解明には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に就いての研究推進の上で、重要な役割を受持つ事となる。水素暈の存在は、1970 初頭に発見された所以上、今次の日帰に際しての水素暈観測が、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。

2. 目的及び意義

OA0-2 による Tago-Sato-Kosaka 彗星の真空紫外光領域の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対して行はれた真空紫外光観測で、何れも同様な巨大グローが発生して居る事が認められた。太陽の水素 Lyman- α 光の共鳴散乱による、このグローの存在は、その拡がりに対する Hydrogen Coma (水素暈) が発生して居る事の証拠である。一方、これ等の彗星に就いての紫外分光観測から、OH 基の強い放射 (波長 3090\AA) も存在する事が明らかにされた。これ等の観測事実から、彗星核中の水 (H_2O) 成分が気化、光分解して、H と OH が生成された事が実証され、核形成物質中の主要成分としての H_2O の存在が確立された事になる。

H_2O の光解離による H 原子生成に於いては、夫々、固有の運動エネルギーを附与する過程が並列的に存在し、各過程の H 生成への寄与率は、太陽活動度に依存して居る。又、生成された H は、彗星核から抜かれて水素暈を形成する事によるか、個々の H は、i) 太陽風中のプロトンとの電荷交換、ii) 光電離等の喪失構造によって消滅して行く。従って、水素暈の輝度、拡かり、形状等は、 H_2O の彗星核からの放出率、H の速度分布及び life time によって規定される。これ等、水素暈の様相を規定するパラメーターは、彗星の日心距離 (R_\odot) 及び太陽活動度の関数として考へる事が可能である。太陽接近時に発生する、水素暈以外の、彗星諸活動に就いても、 R_\odot 依存性を考慮に入れた理論的モデルが建てられて居る。然しながら、実際には、観測結果と理論的モデルとの相違、特に、近日点通過前後の R_\odot 依存性に於ける非対称性の観測等、今後の研究に残された余地は多い。更に、最近、ジェットと呼ばれる、彗星核からの間歇的噴出現象に关心が寄せられて居るが、この現象の彗星活動に与へるインパクトに就いては、注目する必要があり、観測に於ける対応には配慮して置く必要がある。この様な背景から見て、その日帰が予測され、且、充分な活動が期待されるハレー彗星に対して準備された観測は、従来の研究に対する、単なる検証に留らず、今後の研究推進に対して、重要な手懸りを提供する事となる。

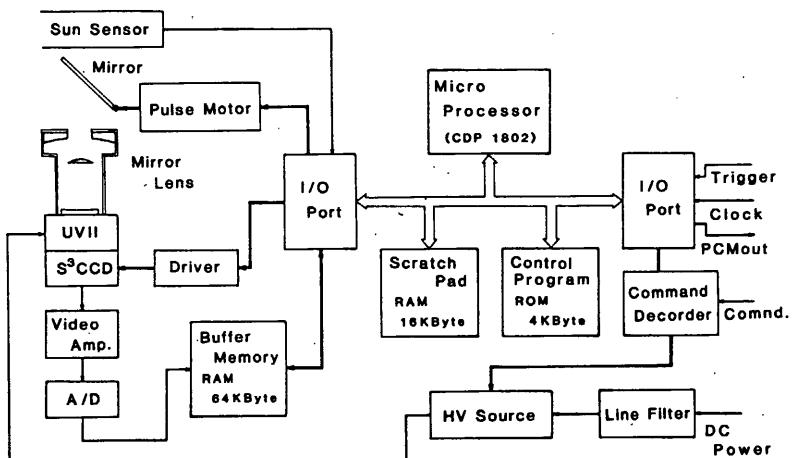
ハレー彗星水素暈の観測を主たるミッションとする UVI は、対ハレー彗星稼働期間として、一応、1985年11月初旬～86年4月末を予定して居る。この間、PLANET-A の、ハレー彗星最接近（～3月8日）を挟む約4週間を除いては、連続的に水素暈全体の撮像を行い、様相の変化を観測する。又、最接近前後の、水素暈通過期間中には、観測モードの切換によって、水素暈の光学的厚みの連続測定を行ふ。上記の6箇月の観測期間中、ハレー彗星の日心距離は、1.9 AU から、近日点での 0.6 AU を経て、1.6 AU 迄変化する。彗星水素暈に対する、余りその前例を見ない、この様な長期、且、広範囲は R_\odot での観測は、水素暈形成構造の解明上、重要なものとなる。又、PLANET-A によって初めて可能となった、水素暈中の光学的厚みの測定は、水素暈構造に関する数少なデータとして、提唱されて居る理論的モデルに対する重要な検証となる。

この他、IHW 傘下の諸観測との連携により、UVI は 1) 水素暈の3次元的様相、2) ジェット等、核近傍現象の、彗星大気取外殻を形成する、水素暈に及ぼすインパクト、3) 太陽風・彗星間の相互作用の水素暈に対する影響等、彗星現象全体の解明に於ける一環を担う事となる。何れにせよ、UVI は、ハレー彗星観測史上、今次の回帰から新たに加へられた水素暈の頂のオーブンに、その観測結果を記す事になる。

3. 構成

UVIの構成を、オノ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を、撮像装置を含む計器として有する、マイクロコンピューター・システムと定義する事に意味があるのは、図から明らかであろう。オノ図中、左手部分にある、撮像装置から述べる。撮像装置光学系は、ハレー彗星捕捉の為に、パルスモーターによって、所要の仰(俯)角に設定される平面鏡(Mirror)と、これによって導入された観測対象の紫外線像を、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へる挿れか生じた場合に、上記平面鏡駆動系に割込をかけ、メカニカルシャッターを兼ねる、同平面鏡を回転させる事により、異常露光防止を行ひ得るのである。

イメージ検出部は、紫外線像の可視光像への波長変換と、像の増強を行う。マイクロチャネルプレート内蔵型の、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ープレートによって結合された S^3CCD (S^3 CCD)及び、駆動回路(Driver)より成る。猶、 CCD での電荷伝送に於ける、スピンドル同期転送(S³: Spin Synchronized Shift)においては、後述する。ビデオ増幅器(Video Amp.)、8ビット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箇をパッケージした、8 KByteのハイブリッド・メモリー素子1箇によって構成されて居る。



オノ図 UVI構成ブロックダイアグラム

マイクロコンピューター本体部は、CMOS 8ビット・マイクロプロセッサー(CDP1802)を中心処理装置とし、上記のハイブリッド・メモリー素子で構成される。処理作業領域(Scratch Pad)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を記憶装置として有し、入出力ポート(I/O Port)を介し、外部との信号授受・動作制御を行う。コマンド受回路(Command Decoder)UVII用高圧電源(HV Source)が、上記の他、UVIの駆動メモリーとして挙げられる。以下に、UVI主要構成要素の必要諸元を略記する。

オ1表 主要構成要素諸元

名称	製造担当メーカー	主要規格
Mirror Lens	日本光学工業	焦点距離: $f = 104.6\text{mm}$ (対象映長: 1216\AA) , $F_{eff}/2.7$ 視野: $200^\circ = 6.4^\circ$ (像サイズ: $2f = 11.2\text{mm}$ 時)
UVII	浜松ホトニクス	マイクロチャネルプレート2段増倍近接型、光電面: 濛光面: P-20, 利得: 最大 $\sim 10^6$
CCD	日本電気	$\mu\text{PD}3515D-005$ (アルミニウムFT方式) エレメントピッチ $23\mu\text{(H)} \times 13.5\mu\text{(V)}$, 有効画素数: $3840\text{(H)} \times 490\text{(V)}$
CDP1802	RCA	CMOS 8bit・マイクロプロセッサー 基本命令数: 91, 駆動クロック: 1MHz
ハイブリッド・メモリー素子	Teledyne Microelectronics	CMOS RAM, 容量: 1KByte , アセスタイム: 450nsec 消費電流: $950\mu\text{A}$ (スタンバイ), MTBF: 191312Hrs.
HV Source	Matrix	出力: (i) -4KV ($10\mu\text{A}$), (ii) -1.125~6.5KV ($10\mu\text{A}$) 消費電力: 1600mW (Max)

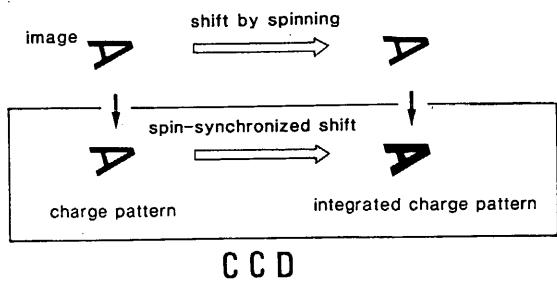
重量・消費電力においては、オ2表に、夫々の値を記した。重量は、PM作成時の2.50kgの目標に対して、約1.5kgの超過となった。これは、単体振動試験の結果、判明した光学系部分での荷重集中に起因する、過渡共振対策に伴って、生じたものである。即ち、当初より筐体剛性の増強を行い、共振点の周波数への移動を計り、共振による撮像装置各部の破損を避ける為の措置による。この為の、重量面でのトレードオフが、UVI内部では不可能であった余儀無事とは云へ、極めて遺憾な事となった。電力消費においては、UVI運用時に必要な、制御用ブロックコマンド(BC)の送信量削減を目的とした、BC記憶用RAMの常時電源化を行った為、UVI OFF 時の消費電力が0.1W程度の増加を見たが、ON時の消費量は、特に稼動時に於いて、予定量の削減を行った事が出来た。

オ2表 重量・消費電力

UVI 総重量	9.058kg								
	+5V系		+12V系		-12V系		+28V系		全消費電力
	mA	W	mA	W	mA	W	mA	W	
OFF	1	0.01	5	0.06	5	0.06	0	0.00	0.13
STAND-BY	60	0.30	59	0.71	28	0.34	27	0.76	2.10
稼動消費(ミーティング)	146	0.73	490	5.80	84	1.01	24	0.67	8.20
稼動	142	0.71	206	2.47	90	1.08	24	0.67	4.93

次に、CCDのS³駆動について述べる。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、蓄積時間に多少の差こそあれ、行はれて居る。特に低輝度レベルでの撮像では、S/N比向上の為、一定時間の蓄積は不可欠の條件である。水素量の撮像に於いては、その検出限界輝度を1KR (KR: 10⁹ photons/cm² · sec · str)と設定したが、PLANET-Aに搭載可能な光学系によって、有意のS/N比で画像データを取得する為には、2秒前程度の入力信号の蓄積が必要である。

スピン安定化方式の姿勢制御を行) PLANET-Aでは、有限時間の信号蓄積と構件の回転から生ずる像のブレ防止とを両立させる必要がある。PLANET-Aでは、UVI用のデスペン構構を搭載する



オ2 図 S³モード駆動動作概念図

事無か、た為、低スピン速度下に於いて、2次元CCDの使用により、現実性を有する事による移動積分方式の開発を行った。スピン同期伝送(S³)駆動とは、この移動積分方式下でのCCDの駆動モードである。以下、オ2図によつて、簡単に説明する。図の左の部分に示した如く、CCD受光部上に観測対象の光学像が入力されると、その光刺激に対する電荷像がCCD内部に形成される。スピンによって観測対象は、Mirror Lensの視野内を移動するが、これは、CCD受光部上の光学像の移動をもたらす。光学像は、移動後も同様に、電荷像をCCD内部に形成せらる。この際、CCD内の電荷伝送が、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

ものとかぶれる事なく CCD 内部で加算され、積分効果が生ずる事になる。

移動積分の積合時)前に CCD 内部で発生する暗電流は、CCD 出力に於けるダーフレベルを、可成りの程度上昇させると云う、有害な影響を与へる。この為、CCD 素子下部に放熱板を取付け、これと構体の下部プレートとを放射的に結合させ CCD を冷却させて、暗電流の遮減を計る対策を講じた。この結果、CCD 素子を低暗電流型のものとし事もあり、ダーフレベルは、UVI 緯仰時の熱入力条件の最大(PLANET-A 近日点)及び最小(同遠日点)で、フルレンジの約±8% 程度に抑へる事が出来、温度による変動も極めて少く、事が明瞭かとなつた。

最後に、UVI に於ける冗長系構成に就いて述べる事とする。UVI は、その構成に於いて、撮像装置を周辺機器とする、マイクロコンピュータシステムであるとして説明を行つて来たが、PLANET-A 搭載機器としての信頼性向上の方針から、このコンピューターシステムは、UVI 内部に於いて、オプション動作用の冗長系として附加する事を條件として、その使用が認められたものである。従つて UVI は、コンピューター系のトラブル或いは、消費電力節減等の事態が発生した場合には、コマンドによって、コンピューター系の切り離しを行つて、撮像観測・画像データの送出と云う、最低限の基本動作での稼働が可能である様に設計・製作されて居る。

4. 能力

UVI は、地球局からのコマンドによって全面的に制御される open-loop 制御で運用される。UVI の性能をこの様に限定した理由は、closed-loop 制御とした場合に必要となるセンサー類による重量増加の回避に起因する所がある。然し乍ら、バフタグラウンド・レベルから次第に増光しつゝ、天空上を運動して行くハレー彗星に対する初期捕捉に於いて、その検索・検出・同定を closed-loop に於ける自動操作に委ねるとても、誤認防止の為には、観測データを地球局に伝送し、最終判定に人間が介入する事になる。この様にして見ると、closed-loop 制御を採用する必然性が薄れる事が決定的理由となる、open-loop 制御方式の採用となつた。唯、open-loop 制御での運用は、PLANET-A の姿勢情報、ハレー彗星及び PLANET-A の軌道計算に全面的に依存する事となる。

UVI 緯仰時のハレー彗星へのポインティングは、予め入力されて居る、各観測時刻での、仰角及び方位角(太陽基準)に基いて行はれる。各観測時刻で取得されるデータの原形は、画素数：153(H)×122(V) の画像形式をとつて居り、これをコマンド指定による模式に従つて、船上共通系の中央処理装置(DPU)へ出力する。暗電流対策から、CCD 素子を低暗電流特性を有する、 $2/3'' \times 17''$

といた関係上、UVI 観野は、 $1.67^\circ(H) \times 1.85^\circ(V)$ となった。これに伴い、積分時間も 1.5 秒に変更された。UVI には、複数の動作モード・データ様式が存在するか、以下にその内容を略記する。

a). ハードウェアモード

マイクロコンピューターを切離し、最低基本動作を行うもので、エマージェンシーに対応すべく設定された。出力データ形式は、原形画像であり、ポインティングは 1 方向の指定が可能である。

b). 観測モード

UVI 動作の主要モードであり、マイクロコンピューターの性能を利用する。ポインティングに於ける方向指定は、最大 16 進可能である。出力データ形式は、(i) 画像 (Video), (ii) 画面内水素輝度レベルの頻度分布 (Histogram) の両モードの何れかを選択する。Histogram モードは、ハレー彗星最接近時の、水素輝度通過中の光学的厚みの測定を連続して行う為に設定されたものである。Video モードでの画像様式は、(a) 原形、(b) 壓縮の選択が可能である。画像圧縮には、水素輝度の長い画像に対して圧縮率の良い、階層的補間方式を採用した。

c). 検索モード

ハレー彗星の初期捕捉を円滑に行う為に設けられたものである。本モード用のポインティング方向 (指定可能: 1 方向)を中心として、相隣る 3×3 の天球領域を、自動的に連続するタスピンで観測する。出力データ形式は、ブロキング 2 値画像である。この形式変換により、約 1.5×10^5 ピットの原形画像は、285 ピットに圧縮され、データ伝送上のネットは解消され、効率良く検索を行なう事が可能である。画像 2 値化の閾値は、コマンドによる指定も可能である。従って、ハレー彗星の検出から追尾へと、初期捕捉を完了させる際、ハレー彗星の増光に応じて閾値を上げ、データの S/N 比を向上させて、充分な確度に於いて判定を行なう事が出来る。

この他、UVI は CCD ダークレベル、印加高圧値に就いて、これ等を出力データに附加して送出し、データ処理時に参照する様に配慮している。

5. 制御・運用

最初に、制御に使用する D.C (P.C) 及び B.C について述べる。UVI 制御のうち、撮像の開始/終了、高圧電源プリセット/リース等の、所謂 GO/STOP 制御を中心に、重要なものは D.C によって行なわれる。又、PLANET-A から地球局から非可視 (或いは、非可視相手) 状態で、上記の制御を行なう必要がある場合には、実行時刻指定付の P.C モードによって行なう。UVI の角度、光学系ポインティング

カ2表 UVI制御用 D.C(P.C)項目と制御内容

コードNo. X Y	名 称	制 御 内 容
1 B	UVI ON	電源 ON
1 C	UVI OFF	電源 OFF
1 D	CPU ON	マイクロコンピューター系 ON (検索・観測モード動作設定可能)
2 B	CPU OFF	" OFF (ハードウェアモード動作設定)
2 C	HV PRESET	高圧電源 プリセット (検索動作スタンバイ)
2 D	HV RELEASE	" 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	" 手動コマンド制御動作設定
3 D	Sun-Shutter OPEN	" 強制開放
3 E	Sun-Shutter CLOSE	" 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
1 E	HISTOGRAM	出力データ形式:ヒストグラム (水素量光子数分布)
2 E	VIDEO	" :画像 (水素量撮像)
4 D	Observ. START	高圧ON 撮像動作開始
4 E	Observ. STOP	高圧OFF 撮像動作停止 (検索動作スタンバイ)

方向等、機器動作のパラメータ一類は、複数の制御に亘りた B, C を介して設定が行われる。カ2表に、D.C(P.C)コマンド項目と、その制御内容を示した。

カ3表は、B, C に関するものである。

制御項目	制 御 内 容
方位角アドレス	ポインティング方位角格納アドレス(0~15)指定、方位角度値とペアで使用
方位角度値	上記指定アドレス内容、0°~360°を10ビットの分解能で指定
仰角アドレス	ポインティング仰角格納アドレス(0~15)指定、仰角値とペアで使用
仰角値	上記指定アドレス内容、0.36°ステップ°で角度指定
選用ショットエンス	最初にアクセスするポインティング方位アドレス(0~15)指定と、ショット回数(Max 16)の指定
検索方位角	検索モードでの、検索中心の方位角値、0°~360°を10ビットの分解能で指定
検索仰角	" " " 仰角値、0.36°ステップ°で角度指定
2進化値	検索モード画像データ2進化用値の指定(0~255)

メモリ-先頭アドレス	バッファ/メモリ-先頭要素(0~7)指定、BC基板RAM(0,1)・アドレス(0,1)指定
OTHER-1	UVII Gain(0~31)指定、サーチモード画像2値化/直値選択(デフォルト値/コマンド設定値)、角度説明モード選択(選択レーエンス指定アドレスからの順次アクセス/前アドレスの順次アクセス)、ショットモード選択(1回/連続)
OTHER-2	画像データ様式選択(原画像/圧縮処理画像)、CCDデータレベルデータ選択(YES/NO)、高圧モードデータ選択(YES/NO)、バッファ/メモリ-書き禁止選択(YES/NO: この制御は地上試験時に有効)、平面鏡駆動モード選択(仰角: デフォルト値/コマンド設定値)
CCD先頭ライン	CCD出力の水平方向153画素の先頭位置選択

UVIステータスのうち、PLANET-Aの管制・係争に重要な影響を及ぼす。 UVI ON/OFF、HV ON/OFF 等に就いては、全フォーマット共通で、奇数フレーム(F_{2n+1})中のワード16(W_{16})に表示されて居る。残りの一部は、 UVIの関連フォーマット(Format-C, -E)、各フレーム(F_n)中の $W_{2P \sim 2P+1}$ に表示されて居るが、 $[F_n W_{2P} B_{1 \sim 4}]$ のステータスは表4の表示ステータスとデータ識別に示される如く、ハードウェアモードでは、その内訳が変って居る。これら等以外のものに就いては、B,C送信の確認の為に設けられた“UVIチェックモード”(Format-E)によって確認を行。

UVI関連のTMフォーマットには、Format-C, -Eがある。次頁に於いて簡単に説明を行。

表4表 表示ステータス・データ識別

全フォーマット F_{2n+1}, W_{16}			UVI関連フォーマット F_n, W_{2P}			UVI関連フォーマット F_n, W_{2P+1}		
B ₀	UVI	1 ON 0 OFF	B ₀	データ形式 1 ビストラム 0 画像	1 ビストラム 0 画像	B ₀	UVI Data	1 有効 0 無効
B ₁	CPU	1 ON 0 OFF	B ₁	ミラー角度設定	1 CMD 0 FIX	B ₁	UVI 画面	1 0 (MSB)
B ₂	サンシャイン制御	1 MANU 0 AUTO	B ₂	ミラー位置	1 Zero 0 Not	B ₂	アドレスNo.	1 0
B ₃	サンバー状態	1 OPEN 0 CLS.	B ₃	サンセンサー	1 Detect 0 Not	B ₃	ハードウェアモード	1 0
B ₄	動作モード	1 Obs. 0 Search	B ₄	ミラー角度	1 Error 0 Normal	B ₄	UVI Gain MSB 4ビット	1 0 (LSB)
B ₅	撮像	1 START 0 STOP	B ₅	CPU Status	1 Idle 0 Busy	B ₅	CCDデータ撮像	1 NO 0 YES
B ₆	HV準備動作	1 Preset 0 Release	B ₆	撮像回数	1 Z Time 0 Cont.	B ₆	HVモード	1 YES 0 NO
B ₇	HV	1 ON 0 OFF	B ₇	アドレスアクセス	1 Fix 0 Seq.	B ₇	画像データ様式	1 圧縮 0 本画像

a) UVI モード (Format-C)

取得データの出力用フォーマットであり、取得データはコマンドによって指定された次々固有の形態で、UVI と DPU とのハンドシェイクかされたフレーム以降に、各フレームの W_{30} を先頭として、順次書き込まれる。各データの先頭は、 $W_{29}B_0$ のビットオンによって識別される。猶、このフレームの $W_{30 \sim 31}, W_{32 \sim 33}$ に、このデータ取得時のポインティング仰角、方位角の値がセットされて居るので、先頭識別に利用する事が出来る。

b) UVI チエックモード (Format-E)

B.C アンサーバック出力のフォーマットである。このアンサーバックデータは、"UVI-CHECK" のコマンドを受信後の最初の F_{4n+1} から送出される。全データの送出は 11 フレームで完了するが、次のモード指定コマンド受信迄の間、この 11 フレームのデータ送出を繰返す。

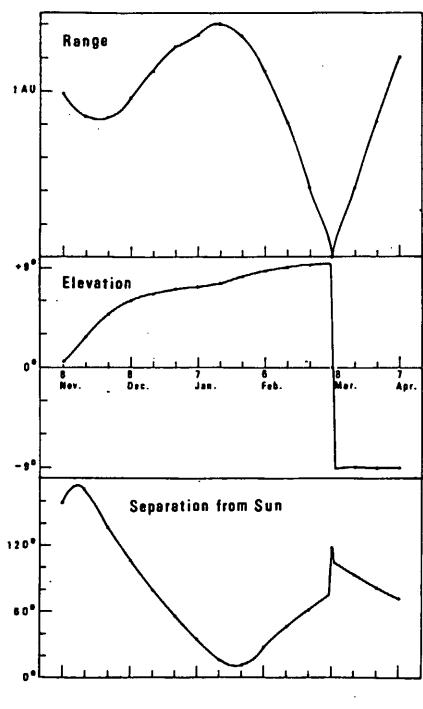


图3 図 PLANET-A に対するハレー彗星の相対位置関係パラメータ

ハレー彗星水素量観測の為。

UVI 運用であるか、専ら水素量発達の度合に左右されるか、それがどの程度のものになるか予測が出来ない現状では、水素量活動度の R の逆 \propto 乗依存則で考へる以外に方法がない。PLANET-A の打上げが予定されて居る、85年8月には核周辺にコマが形成されて居ても、この逆 \propto 乗則を適用すると、水素量の明るさは近日点通過時の 0.015% 程度であり、近日点通過時の水素量最明部輝度を 100KR として、UVI では検出出来る状態ではないと考えられる。従って、打上げ後直ちに初期搜索に入る事は無いと思われる。以下、PLANET-A・ハレー彗星の相対位置関係から、基準的な運用シナリオを述べる。

a) 試験観測

打ち上げ後の UVI の状態確認の為、試験観測を早期に実施しないと考へて居る。対象として地球は有意義なものであるか、研究上からも意味のある

距離からとなると、PLANET-Aの地球介離速度から考へて、時間的に難いことある様に思はれる。Lyman- α の惑星間グローは、その輝度からUVIの検出限界よりも稍低いか、ハレー彗星が太陽系深部で大量のガス、ダストを放出する前のバッタグラウンドの確認として行って置くべき対象である。

b) 初期観測

ハレー彗星が昇交点附近に達する11月初旬には、水素量は遂く乘則によれば、近日点通過時の7%程度の明さに達するので、充分観測にかかる程度に飛躍して居る。従って、この時期迄に、ハレー彗星の初期捕捉を完了させて観測に移行し度い考へである。

c) 水素量観測

11月初旬のハレー彗星のR₀は1.9AUであり、遂く乗則によれば、同じ値となる5月末には、水素量も同じ程度の明るさが期待される。一般的傾向として、近日点通過後の方か、通過前より同一のR₀では、彗星活動度が高い事から、観測期間は更に延びる可能性がある。一方、オフ軌のPLANET-A・ハレー彗星の相対距離は、86年3月8日附近での最接近以後、単調に増加する為、この点不利となる。何れにせよ、冒頭の4月末迄とした観測期間は、控へ自らのと、現時点では考へて居る。

3月8日前後の対ハレー彗星最接近での水素量通過時には、UVIの動作を水素量の光学的厚み測定のモードに切換へるか、オフ軌中の相対距離から見て、前後2週間程は、このモードでの運用による可能性が高いと思はれる。亦、1月25日頃。

ハレー彗星は、PLANET-Aから衝の位置に居り、仰角數度に過ぎない事が、オフ軌から認められる。2月以降の観測の重要性を勘案すると、安全運航して、この前後の一定期間、ハレー彗星の観測を休止するシナリオを考へるべきかも知れない。

d) UVI性能確認観測

ハレー彗星の観測終了後、UVIの性能確認の為の観測を考へて居る。その際の対象は、a) 試験観測で対象としたIMF Ly- α グローとする。これに、ハレー彗星の回帰に基く影響が認められた場合には、体制を組み直して長期間にわたる観測を行ふ必要がある。

1. 2 太陽風観測装置 (E S P)

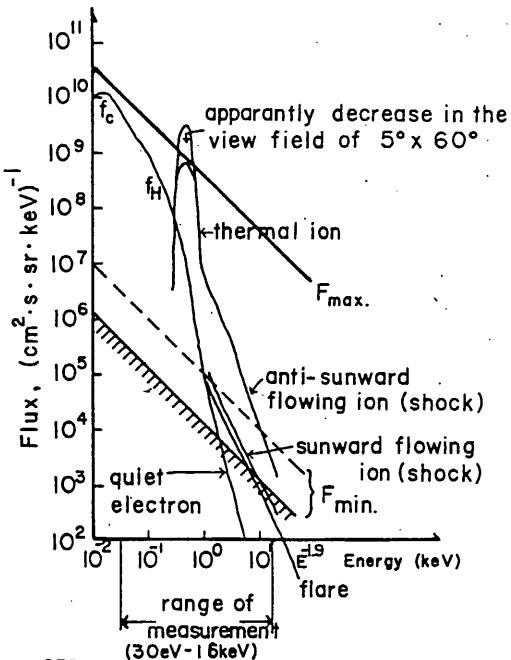
向井

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反太陽方向に吹きながれている。太陽風は地球や他の惑星の電磁プラズマ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すい星の電離大気や尾部構造にも大きく影響していると考えられている。本装置の実験目的の一つは、太陽風とすい星の電離大気との相互作用の研究である。特に、すい星起源のイオンによる太陽風のmass loadingの有無、あるいは、相互作用によって衝撃波は存在するか?、存在するとしてもその強さや位置はどうか?、また衝撃波による太陽風の反射や他の影響はどうか?、等を調べる。あるいは、予期せぬ現象が発見されるかも知れない。この研究はハレーすい星との最接近時に於いて計画されているが、他の探査機との共同観測によってより大きな成果が上がるものと期待される。

ハレーすい星への巡回中や会合後では、本装置は太陽風の一般的な物理現象の解明に供される。例えば、太陽風電子及びイオンの温度・密度・バルク速度を求め、これらの変動あるいは $\text{He}^{++}/\text{H}^+$ 比の変動と太陽自転や太陽経度の相関を調べる事によりその成因を研究する。また、電子エネルギー分布の詳細な測定によってcore成分とhalo成分の遷移を調べる。更に、惑星間空間衝撃波によるイオン加速現象を研究する、等がもうひとつの研究目的である。図1は測定エネルギー及びフラックスのダイナミックレンジを示す。

図1. E S P 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

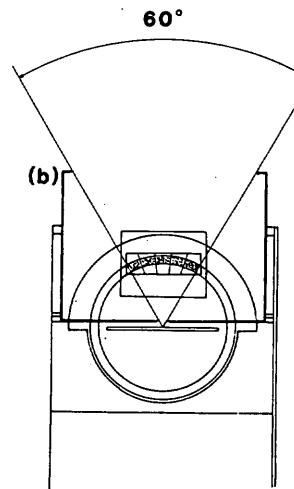
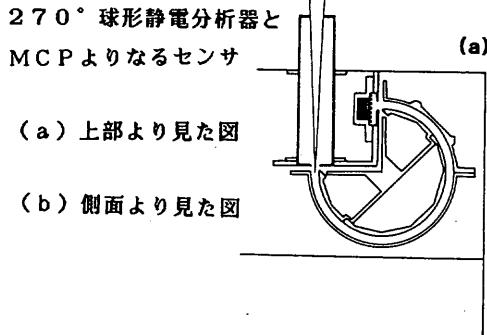


2. 測定原理および方法

本装置で用いるセンサーには、イオン測定用と電子測定用の2つあり、いずれも図2に示すように 270° 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-軸とする飛しょう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

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

図2.



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

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

$$C = \frac{1}{\tau} \int_{t_0-\tau/2}^{t_0+\tau/2} dt \int_S \vec{r} \cdot d\vec{a} \int_{\Omega} d\omega \int_0^{\infty} dE \cdot J(E, \vec{a}, \omega, t) \varepsilon(E, E_0, \vec{a}, \omega)$$

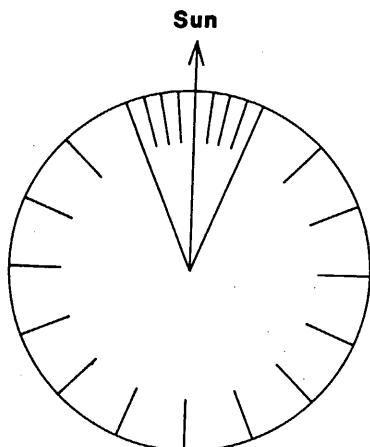
ここで、 τ はサンプリング時間、 r は ω の方向の単位ベクトル、 $d\vec{a}$ は入口の面積素、 Ω は立体角、 J は入射粒子フラックス、 ε は検出効率（分析器通過粒子に対する）である（通過できない粒子にたいしては $\varepsilon = 0$ ）。

また、 J を particles/cm² · s · sr · keVで表わし、速度分布関数 f を s³/m⁶とすると、
 $f = (\frac{m}{q})^2 \cdot \frac{J}{2E} \cdot 10^{-2}$ 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荒れていることである。その速度は $250 \sim 750\text{ km/s}$ であって、これはイオンの熱速

図3. 角度掃引の方法

太陽方向± 22.5° 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。



度に比べて10倍も大きい。このため、角分布のとり方は、図3に示す方法で行なう。これには飛しょう体のスピンを利用して行ない、6 rpm-modeでのみ行なう。この角度掃引とエネルギー掃引（後述）は同期して行なわれる。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おこなわれる。

MCPは一種の2次電子倍増管で、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± 30° の範囲で3次元分布を得ることができる。但し、これはB/R-H (2048 bit/s) のときのみで、B/R-L (64 bit/s) のときは5ヶのanodeを積算して、2次元分布のデータとなる。

3. 観測装置

A. 概要

ブロック図を図4、に示す。本装置はイオン測定用と電子測定用の2ヶのセンサ、エネルギー掃引電源、2ヶのMCP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。

エネルギー掃引は階段的に行なわれ、各ステップ毎のMCPの出力バルスは増幅・整形され、19ビットのカウンターで計数される。この19ビット出力は8ビットに圧縮されて、一時的にRAMに貯められた後、指定されたテレメータ・ワードで地球に伝送される。なお、MCPの出力アノードは5ヶに分割されていて、それぞれ独立に計数される（B/R-Hの時）が、B/R-Lの時は、5ヶで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 $2^{12} - f_s$ がある。

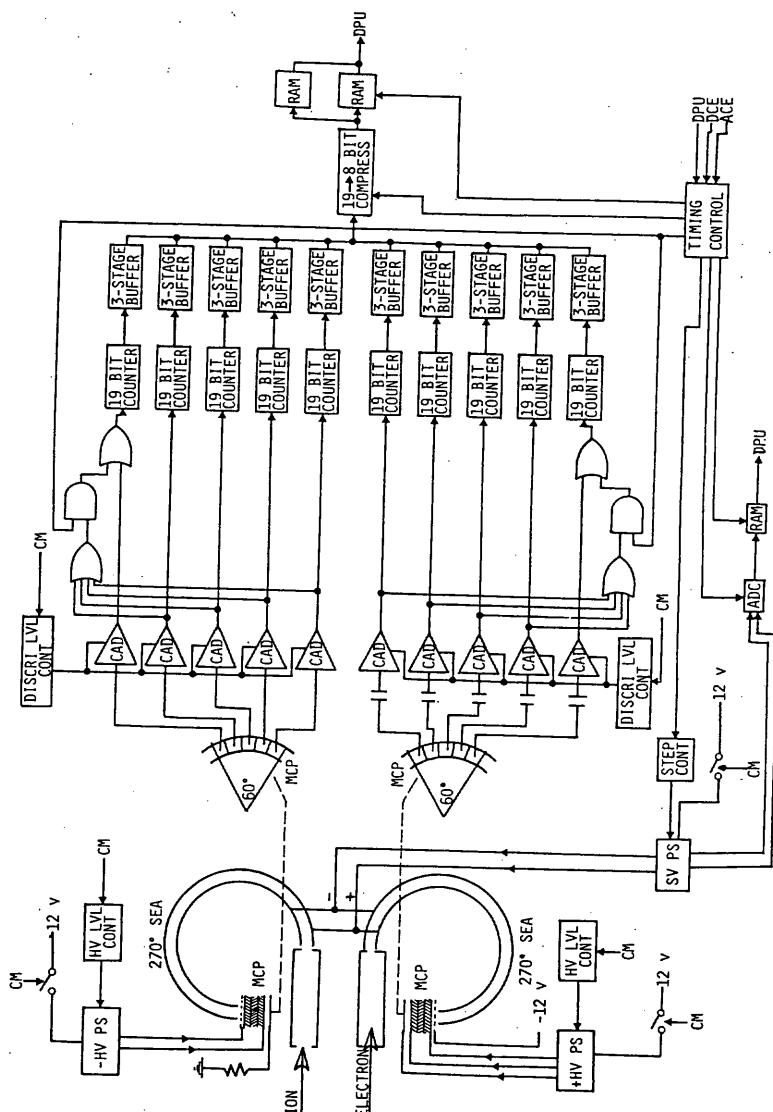


図4. E S P ブロック図

略号説明 CAD : charge sensitive amplifier and discriminator(hybrid-IC)

H V : high voltage P S : power supply S V : step voltage

L V L : level C O N T : control S E A : 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30~15800eV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。

表1. エネルギー掃引モード

n1 : 最小ステップ番号

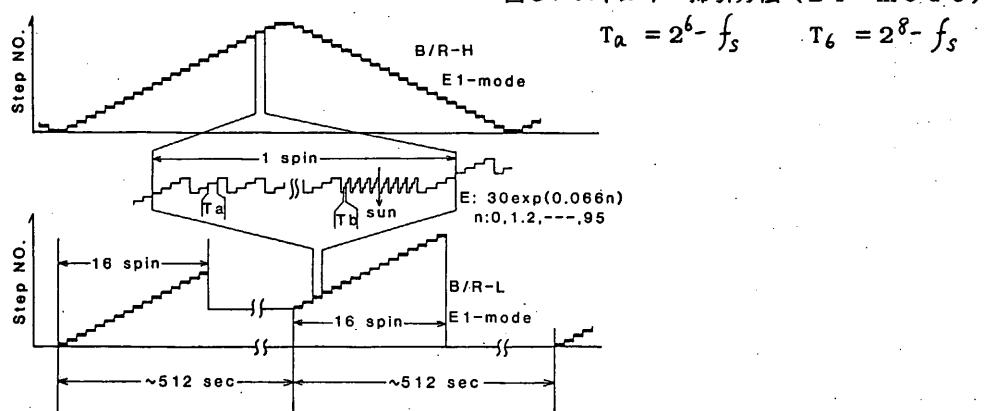
n2 : 最大ステップ番号

Δn : ステップ間隔

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

mode	n1	n2	Δn	ステップ数	エネルギー範囲 (eV)	一連の所要時間 (sec)
E 1	0	95	1	96	30~15800	240
E 2	0	63	1	64	30~1920	160
E 3	32	95	1	64	250~15800	160
E 4	1	95	2	48	34~15800	120

図5. エネルギー掃引方法 (E 1 - mode)

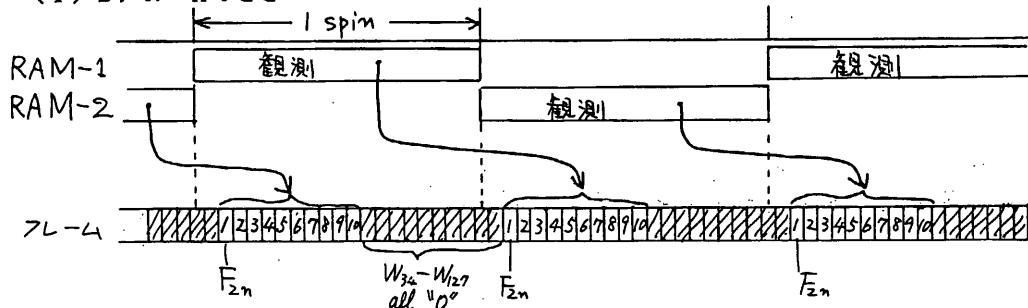


その掃引は図3に示す角度掃引と同期して行なう。E 1 - mode の例を図5に示す。上部にB/R-Hの場合、下部にB/R-Lの場合を示す。中央に示すように、いずれの場合も、1スピン間に4ステップの掃引を行なう。この4 STEPS/SPINは他のE 2～E 4でも同様である。B/R-Hでは、観測は連続的に行なわれ、1スピン分のデータを一時的にメモリーして次のスピンの間にテレメータで伝送する方式をとっている。カウンターは電子およびイオンで合計10ヶがあるので、10フレームで伝送する。B/R-Hでは16スピン間観測を行ない、その間のデータ（但し、2次元分布）を一時的にメモリして32フレーム（512秒）で伝送する。この間の事情は次項で説明する。なお、E 1 モードでは96ステップがあるので、B/R-LではE 2とE 3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E 2～E 4モードでは64ステップ以内なので、16スピンで完結する。

C. 観測タイミングとデータ・フォーマット

1ヶのカウンターで1スピンの間に生成されるデータ量は 88 data であり、それぞれ 8 bit に圧縮されているので、これを $W_{40} \sim W_{12}$ 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



W_0	28	34	36	40	127
F_{2n}	共通データ	アキ	$\overline{X7-9}$	$SVモード$	ELE-1 カウントデータ
F_{2n+1}	共通データ	アキ	$\overline{X7-9}$	$SVモード$	ION-1 カウントデータ
F_{2n+2}	共通データ	アキ	$\overline{X7-9}$	$SVモード$	ELE-2 カウントデータ
F_{2n+3}	共通データ	アキ	$\overline{X7-9}$	$SVモード$	ION-2 カウントデータ
⋮	⋮	⋮	⋮	⋮	⋮
F_{2n+9}	共通データ	アキ	$\overline{X7-9}$	$SVモード$	ION-5 カウントデータ

(少項参照)

$SVモード換算式$

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

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

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

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

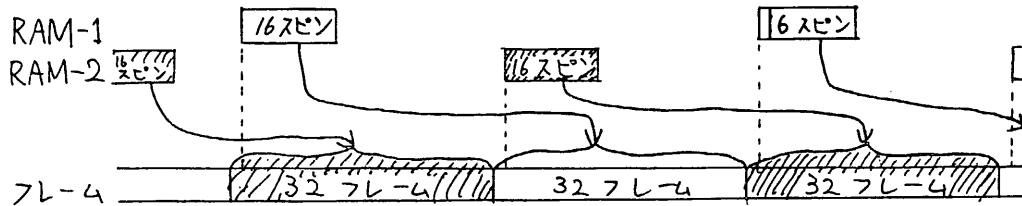
$$C = 442 \text{ for step } 96-127$$

($V_{mon.}$ 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スピニ分のデータを伝送できる。即ち、2フレームで1スピニのデータを伝送し、SVモニタ($W_{36}-W_{39}$)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 : E S P O N / O F F	B_1 : E S P - S V Preset/Release
B_2 : E S P - H V - I Preset/Release	B_3 : E S P - H V - E Preset/Release
B_4 : あき	B_5 : E S P - S V O N / O F F
B_6 : E S P - H V - I O N / O F F	B_7 : E S P - H V - E O N / O F F

(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	C A L O N / O F F	C A L O N / O F F
$B_1\}$ $B_2\}$	エネルギー掃引モード	エネルギー掃引モード
$B_3\}$ $B_4\}$	E l e c t r o n H V レベル	I o n H V レベル
$B_5\}$ $B_6\}$	E l e c t r o n D i s c r i レベル	I o n D i s c r i レベル
B_7	データ有効／無効	データ有効／無効

$W_{35} B_0$: SVモニタ ポラリティ

$W_{35} B_1 - B_7$: step NO. (*)

(*) 1スピニの間で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)

換算式

F_{64n+14} : E S P I o n H V モニタ	($V = 1345.4 * M o n. + 5.5$)
F_{64n+15} : E S P E l e c t r o n H V モニタ	($V = 1344 * M o n. + 13$)
F_{64n+16} : E S P エレクトロニクス 温度	
F_{64n+17} : E S P センサ温度	

F. ディスクリート・コマンド項目

X	Y	コマンド項目
5	B	E S P - O N (*)
5	C	E S P - O F F
6	C	S V - P R E S E T
6	D	H V - I - P R E S E T
6	E	H V - E - P R E S E T
5	D	S V , H V - R E L E A S E
6	B	E S P - C A L - O N

(*) P R E S E T 時には S V - O N , H V - E - O N , H V - I - O N を兼用

G. ブロック・コマンド

		B ₀	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅	B ₆	B ₇
E S P (A)	項目	アキ	アキ	アキ	アキ	メモリ	エネルギー		
	"0 0"					セレクト	掃引モード		
	"0 1"					メモリ 1・2	E 1-mode		
	"1 0"					" 1・4	E 2-mode		
	"1 1"					" 3・2	E 3-mode		
E S P (B)	項目	I o n	Electron	I o n	Electron				
		H V レベル	H V レベル	Discr i レベル	Discr i レベル				
	"0 0"	0	0	レベル 0	レベル 0				
	"0 1"	1	1	レベル 1	レベル 1				
	"1 0"	2	2	レベル 2	レベル 2				
	"1 1"	0	0	レベル 3	レベル 3				

H. 外形図および重量

5. 314 K g

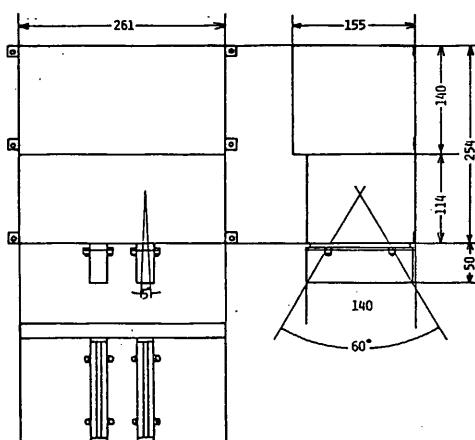


図6、外形図

I. 消費電力

+ 5 V : 40 mA (平均)

+ 12 V : 230 mA (平均)

- 12 V : 112 mA (平均)

宇宙研究所・向井利典 西田 萬弘 寺沢敏夫 早川 基

東海大学 工・平尾邦雄

東北大学 理・三宅 亘

神戸大学 工・賀谷 信幸

名古屋大学理・前沢 刑

松栄電子(株)・三鷹光器(株)

2. 3 コマンド・データ処理

2. 3. 1 コマンド・デコーダ (CMD)

2. 3. 1. 1 概要

PLANE T-A 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、項目数はディスクリートコマンドで最大 224 項目である。

各ブロックの機能を以下に示す。

(1) 受信機選択回路

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

(2) サブキャリア同期回路

この回路は、コマンドベースバンド信号から同期検波に必要なサブキャリアを再生する回路で、ロックスティタスを受信機選択回路へ、サブキャリアに同期したクロックをビット同期回路へ、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	3.5 Vrms 以下
c. 副搬送波波形	矩形波
d. 副搬送波周波数	51.2 Hz
e. ビット速度	16 bps
f. ディスクリートコマンド項目数	最大224 項目
g. ブロックコマンド ビット数	8 ビット
h. コマンド誤り率($E_b/N_0 = 11.1 \text{ dB}$)	1×10^{-5} 以下
i. 消費電力	0.57 W

(2) 機械的特性

i) 構造

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

ii) 寸法・重量及び外観図

寸法	$145.5 \times 148.8 \times 107.5$	(mm ³)
重量	1.45 Kg	
外観図	図 2.3.1-2	

宇宙科学研 寺村研究室

日本電気(株)

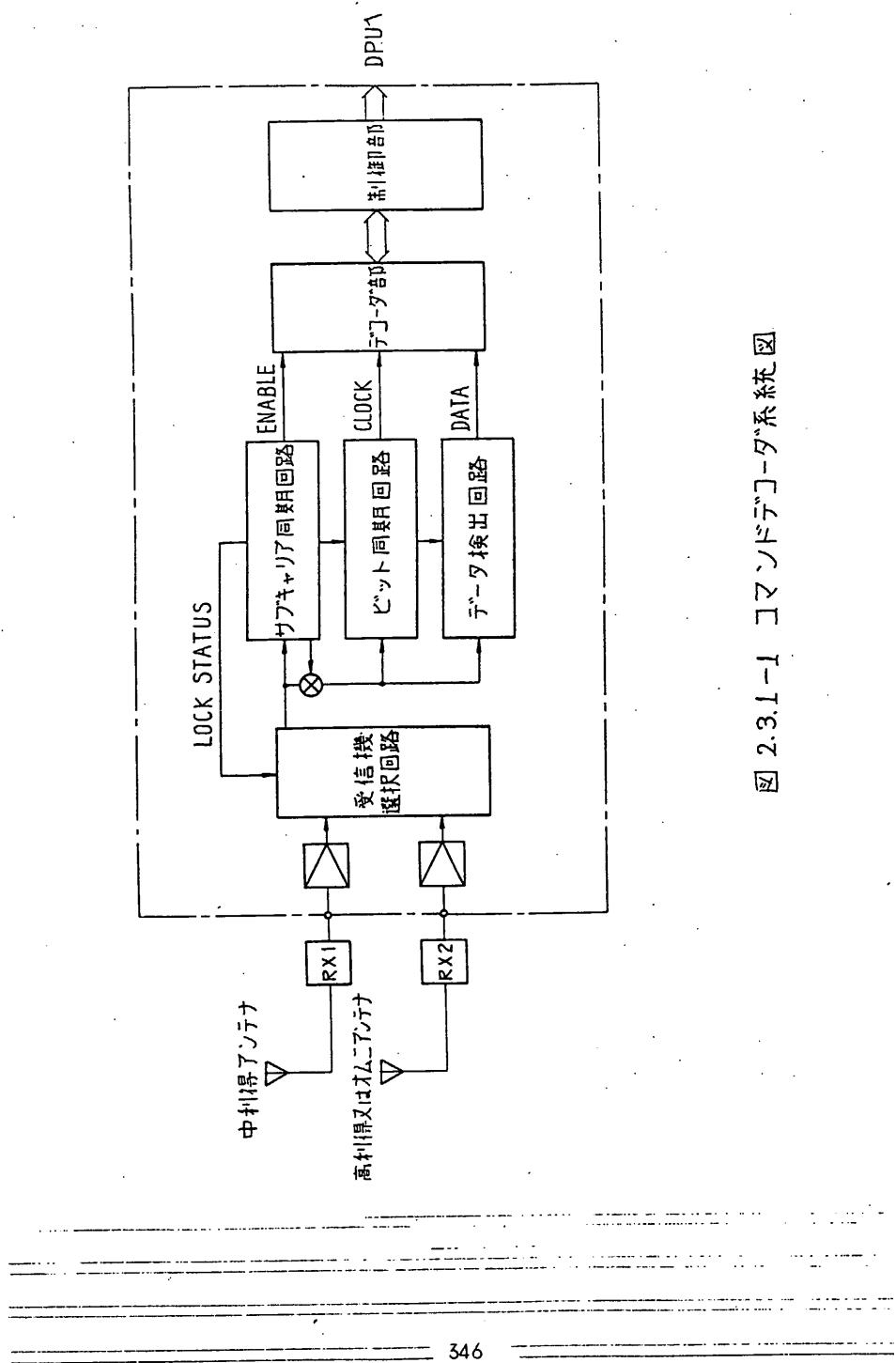


図 2.3.1-1 コマンド・コントロール・システム図

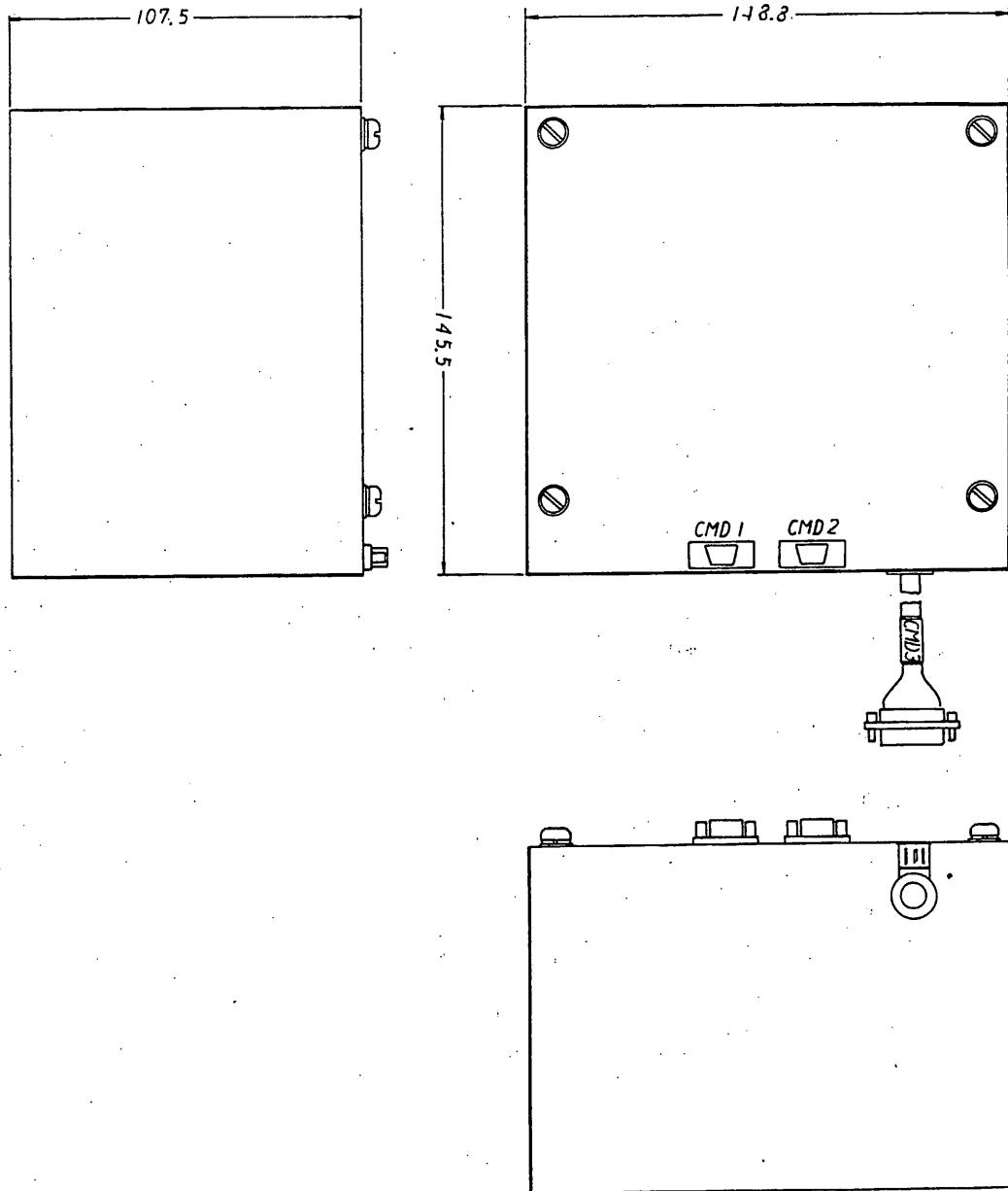


図 2.3.1-2 コマンド "C-3" 外観図

2.3.2 データ処理装置 (DPU)

(1) DPU システム概要

PLANET-A 上搭載するDPUは、各機器からのデータを規定のデータフォーマットに編集しPCM伝送する機能〈データ処理部〉、コマンドデコーダからのコマンドデータを解読し、ディスクリートコマンド（実時間コマンド）およびブロックコマンド（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 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うプログラムコマンドに、1Bit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。

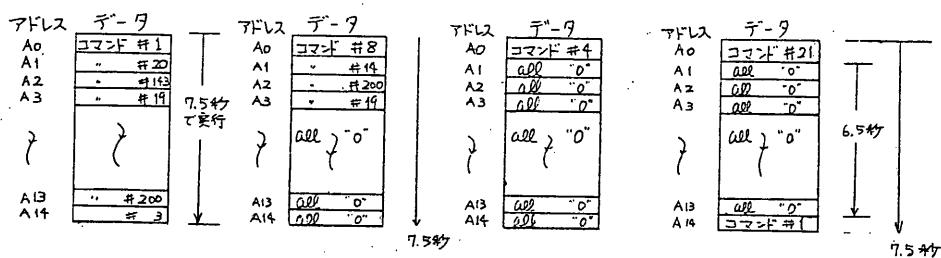
- (a) データのサンプリング
- (b) A/D変換
- (c) デジタルデータの編集
- (d) タイミングパルス、編集パルスの発生
- (e) フレーム同期信号、時刻信号の発生
- (f) NRZ-L/NRZ-S 変換器
- (g) CONVOLUTIONAL CODE 符号器
- (h) BPSK変調器
- (i) 伝送データの切換
- (j) データレコーダの制御

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

(3) コマンド制御部

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

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



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

図 2.3.2-2 DC実行動作図

DCは、従来から使用されている方式のコマンドであり、地上からの1回のコマンド指令により動作するが、PLANET-Aでは、コマンド伝送効率を上げるために、DCが最大15項目まで連続伝送できる。

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

DC実行動作状態を図2.3.2-2に示す。

(a) は、DC 15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、DC 4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"コマンドにクリヤーされる。

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

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

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

BCは、さきがけ(MS-T5)から新規に使用したコマンドであり、制御命令をシリアルな、8bitの、NRZ-Lデータで各機器に输出するもので、従来の"1", "0"コマンドを連続でセレクトものに相当する。8bit 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 (8bit NRZ-L)、BC CLOCK、BC ACTを出力する。

BCデータ 8bitを数回ユーザー機器に输出する場合、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4bitの、コマンドコードを、

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

(4) 自動管制部

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

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

メモリに記憶したDCコマンドはプログラムコマンドPCと呼称し、PCスタートコマンドにより、一定時間毎隔でメモリから読み出され、DC同様、4 TO 16 DECODERで、デコーディングされる。PC出力時間間隔は、128秒、512秒、2048秒の3種類が、コマンドにより任意に指定できるので、自動管制時間は、各々9.1時間、36.4時間、6.1日となる。

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

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

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

プログラムコマンドPC 8bitのデータは、HAMMING EN-CODER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 による符号長 $K=7$, 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, d_{free} (Max) = 10 のCodeで

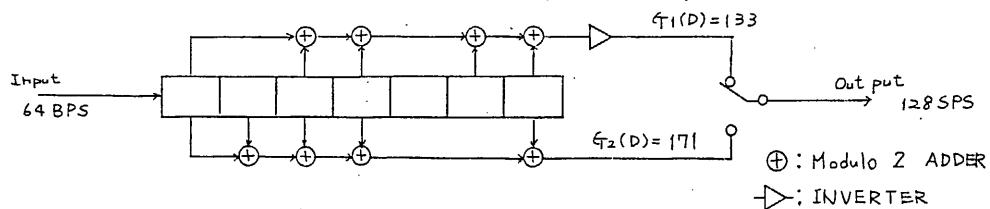


図. 2.3.2-3

ある。

Convolutional Encoder のプロック図を図2.3.2-3
に示す。

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

a. 低Bit Rate (64 BPS) 時伝送形式

64 BPS時、PCMデータ符号化処理後、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 (TMS3)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先行して、Differential Encodingを行なう。

Differential Encodingは、観測窓が OFFされ
た場合、DPUでは“0”とみなす“0”的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”的データが連続した場合、 $G_1(D)$, $G_2(D)$ の出力は、all “0”が続くので、マルチフレックスした出力は、all “0”が連続し、Bit同期をとるための、クロック成分がでなくなる。

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

となり、クロック成分が含まれるようになる。

地上では、BPSK復調後、Convolutional 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、Differential Decoding (NRZ-S → NRZ-L) は、Viterbi Decoderで処理される。

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

b. 高bit Rate (2048BPS) 時伝送形式

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

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

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

図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つた時、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ダ(BDR)に対し、記録再生等の制御および

データの、インターフェースをもち、
PCM並データの記録、再生のデータ切換を行なう。

DPUの主要諸元を 表Z.3.2-1 に示す。
DPUの外観図を 図Z.3.2-5 に示す。

宇宙科学研究所
日本電気(株)

Parameters of Data Processor

(1) PCM Data Format 5 Kinds

1 Word 8 Bits
1 Minor Frame 128 Words
1 Major Frame 256 Minor Frames
Bit Rate 2048 BPS (1 Frame/0.5S)
64 BPS* (1 Frame/16S)
*Symbol Rate: 128 SPS
Frame Sync. 3 Words

(2) PCM Modulation NRZ-L/NRZ-S/BPSK
(for 2.048 BPS)

NRZ-L/NRZ-S/
Conv. Code/BPSK
(for 64 BPS)

(3) A/D Converter Digital 8 Bits

Linear Coding
Sequential Comparison
Conv. Time 138 μ s
Input Vtg : 0~3V
Input Freq. : 0~4.5 Hz
Prec. : $\pm 0.8\%$ Full Scale
Input Imp. : 200 k Ω

(4) Input Level Analog: 0~3 V

Digital : "1" 4.4~5.5 V
"0" 0~0.1 V

(5) Output Level Digital "1" 4.4~5.5 V

"0" 0~0.1 V

(6) Bubble Data Recorder Interface

Record 2048 BPS, NRZ-L
Signal 64 BPS
Reprod. 2048 BPS, NRZ-L
Signal 64 BPS

(7) Error Correcting Code

Convolutional Code
(Viterbi Decoding)
K=7
R=1/2
Max. Free Distance,
Noncatastrophic,
Nonsystematic Code
Code Generators : "171", "133" Octal

(8) Discrete Command
(D.C.)

224 Items

(9) Block Command
(B.C.)

8 Bit Serial Data/Item
Construction : DATA, CLOCK, ACT, ENABLE

(10) Programmable Command

224 Items

Automatic Control Time

- 1) 128SxN (9.1 hours max.)
- 2) 512SxN (36.4 hours max.)
- 3) 2048SxN (6.1 days max.)

N : 1~256

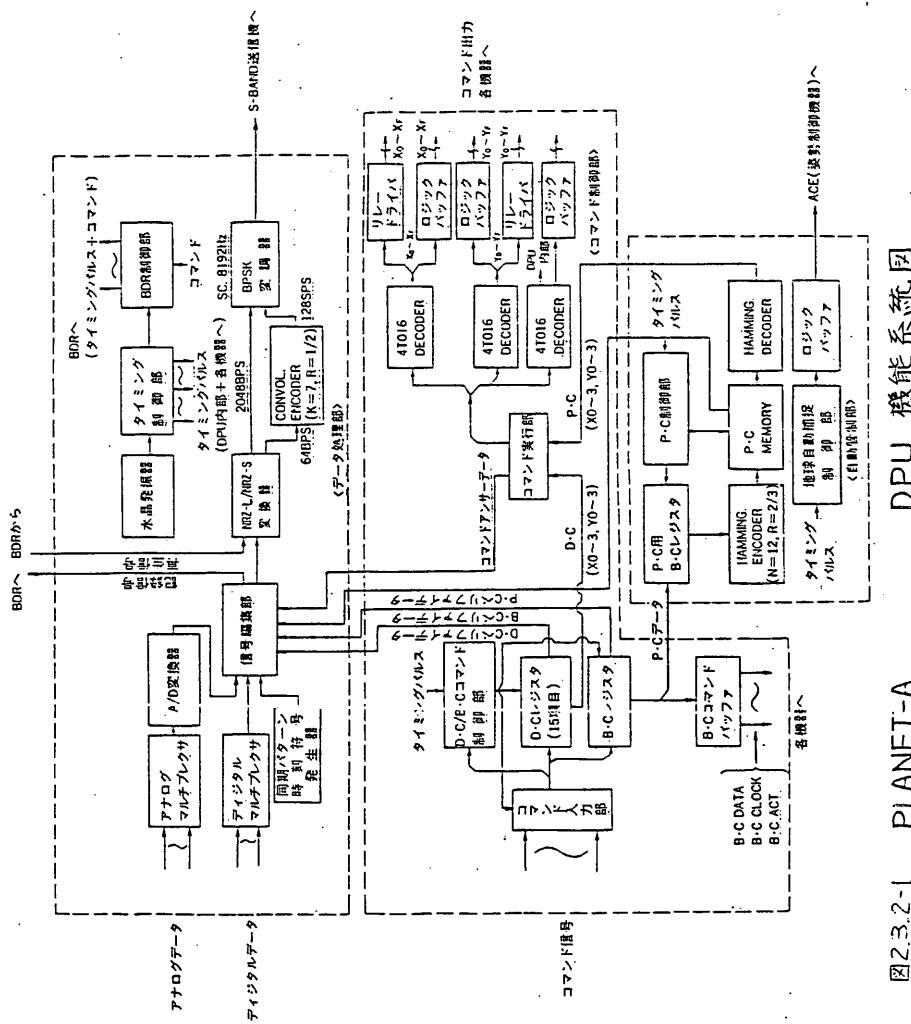
1)~3) : Selected by Command

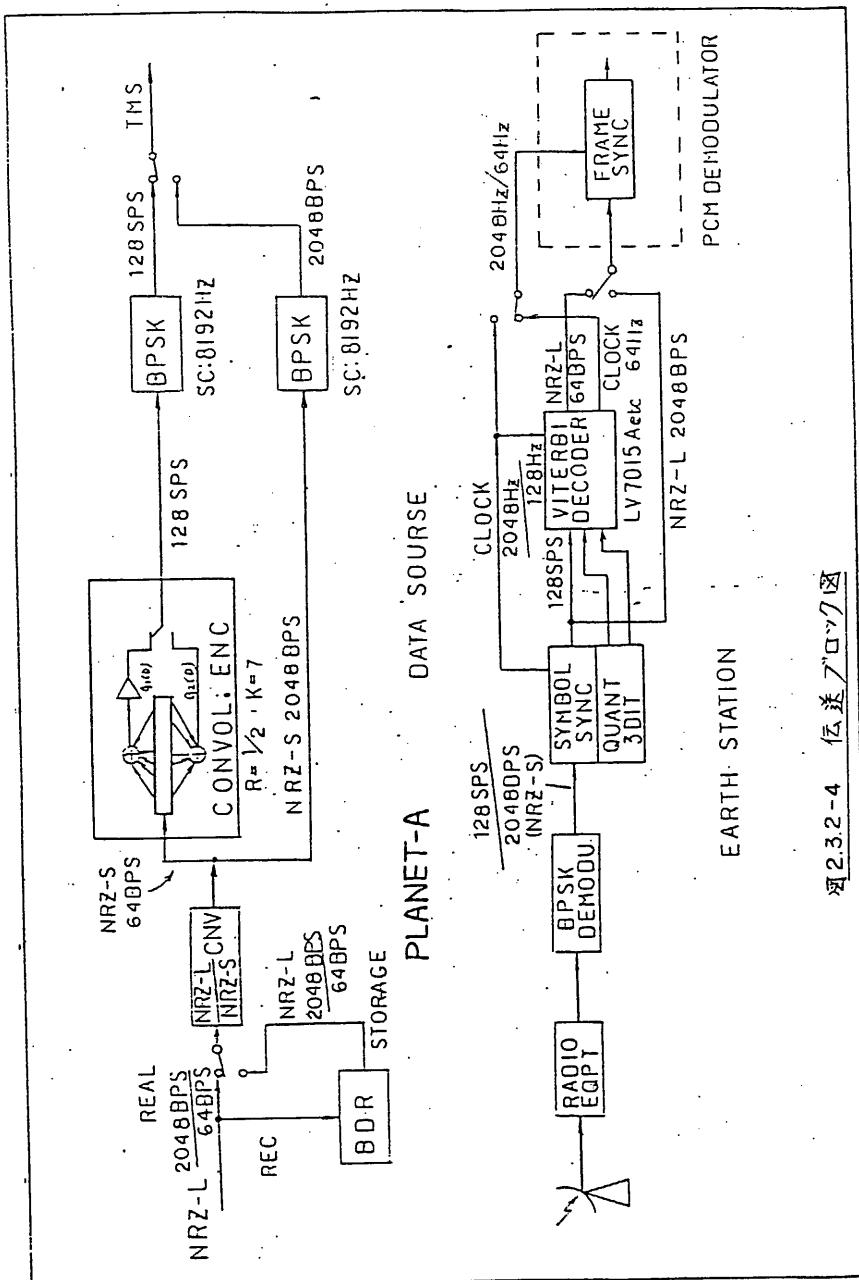
Error
Correcting
Code at the
Execution Hamming Code
Information 8 Bit
Check 4 Bit

(11) Power Consumption 1.0W (max.)

(12) Weight 3.7 kg

(13) Size 292 mm×202 mm×117 mm (H)





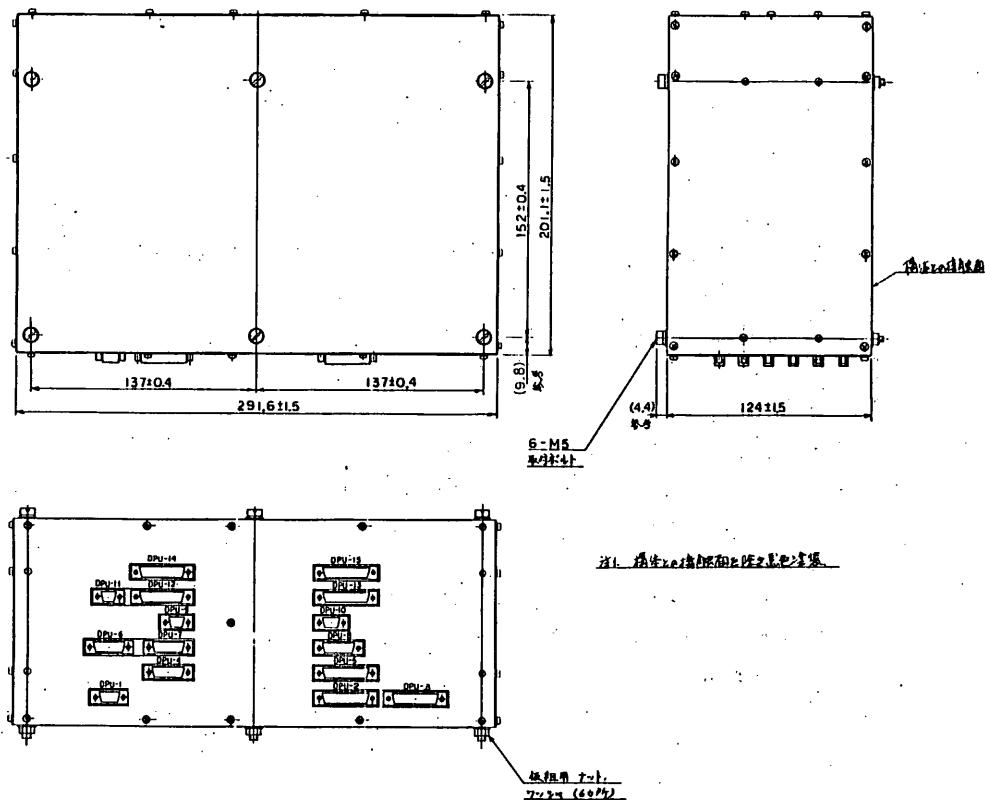


図 2.3.2-5 DPU 外観図

2. 3. 3 データレコーダ (DR)

(1) 概要

PLANET-A 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 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、軽量化が図れる磁気バブルメモリを使用した、バブルデータレコーダである。

データレコーダは、記録開始コマンドによりデータプロセッサ (DPU) やらの 2048 BPS 又は 64 BPS の NRZ-L テレメトリデータを 8.3 分又は 4.4 時間にわたり記録し、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、DPU に出力する。

(2) 機能

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

(a) コマンド動作

- (i) "DR STBY" コマンドにより DR の電源が ON され、"REC START" コマンドにより 2048 BPS 又は 64 BPS の NRZ-L テレメトリデータを記録する。データレートは DPU やらの Bit Rate 信号 (クロック信号) により制御される。
全容量 (1M bits) を記録すると自動的に停止し、一部電源を OFF する (DR STBY モードとなる)。
- (ii) "DR STBY" コマンドにより DR の電源が ON され、"REP START" コマンドにより 記録された情報を 2048 BPS 又は 64 BPS の NRZ-L テレメトリデータとして再生する。データレートは DPU やらの Bit Rate 信号 (クロック信号) によって制御される。全記録内容 (1M bits) を再生すると、自動的に停止し、一部電源を OFF する (DR STBY モードとなる)。

- (iii) "DR STBY" コマンドにより DR の電源が ON され、"SEARCH START" コマンドにより、記録、再生を行うことなく、データブロックの位置を先へ進めることができる。
- (iv) 記録、再生、サーチ動作中に "DR STBY" コマンドを送ることにより DR はその動作を停止し、DR の電源を一部 OFF する。
又、"DR OFF" コマンドにより DR は全電源を OFF する。
- (v) "All CLEAR" コマンドにより、全ての記録データを瞬間的にクリアできる。

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

(b) コントロール部

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

コマンド制御回路は、DPUからのコマンド信号を処理し、DR を指定のモードに設定する。（"REC START"・"REP START"・"SEARCH START" コマンドは DR STBY 時のみ有効となるように制御される。）

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ライン上のアドレスを識別する。

ビットカウンタは各バブルメモリのメジャーライン上のビット数をカウントする。機能パルス発生回路はバブルメモリへのデータの書き込み、読み出しを行なうためのスワップ、ジェネレータ、リフリケ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、データの書き込み、読み出し時にマスキングするための回路が、欠陥処理回路である。

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

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

(c) ドライバー部

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

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

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

(d) メモリ部

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

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

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

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

(3) 性能

(a) 電気的性能

○記録容量 1048576 bits (256 kbit × 4)

○記録信号	Data Format	N R Z - L									
	Data Rate	2048 bit/sec (高速記録) 64 bit/sec (低速記録)									
○再生信号	Data Format	N R Z - 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	STBY時 記録時 再生時 サ-チ時	0.12 W 3.7 W 3.7 W 3.7 W									
○制御コマンド	DR STBY Record Start Reproduce Start Search Start Bubble All Clear DR OFF	(一部電源ON又は動作停止) (記録開始, 全電源ON) (再生開始, 全電源ON) (サ-チ開始, 全電源ON) (記録データ消去) (動作停止, 全電源OFF)									
○テレメトリー	DR ON/OFF										
データ	DR Mode	<table border="0"> <tr> <td>• DR STBY</td> <td>00</td> <td rowspan="4">} 2bit インコード</td> </tr> <tr> <td>• DR REC</td> <td>01</td> </tr> <tr> <td>• DR REP</td> <td>11</td> </tr> <tr> <td>• DR SEARCH</td> <td>10</td> </tr> </table>	• DR STBY	00	} 2bit インコード	• DR REC	01	• DR REP	11	• DR SEARCH	10
• DR STBY	00	} 2bit インコード									
• DR REC	01										
• DR REP	11										
• DR SEARCH	10										
○性能維持温度	バブルメモリ温度	0° ~ +50°C									

(b) 機械的性能

○寸法・形状 外観図を図2.3.3-2に示す。

○重量 2408g

宇宙科学研究所 野村研究室
日本電気(株)

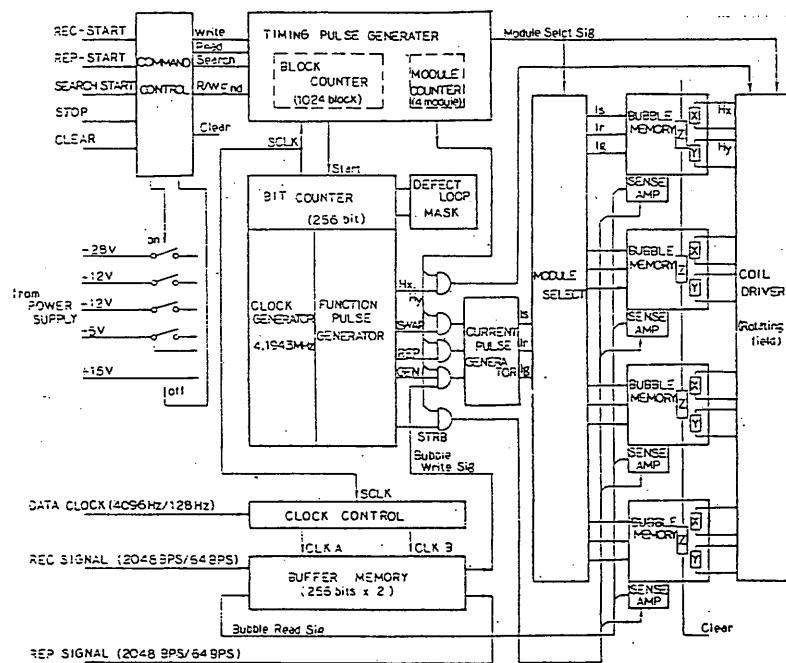


図 2.3.3-1 データレコーダ 機能ブロック図

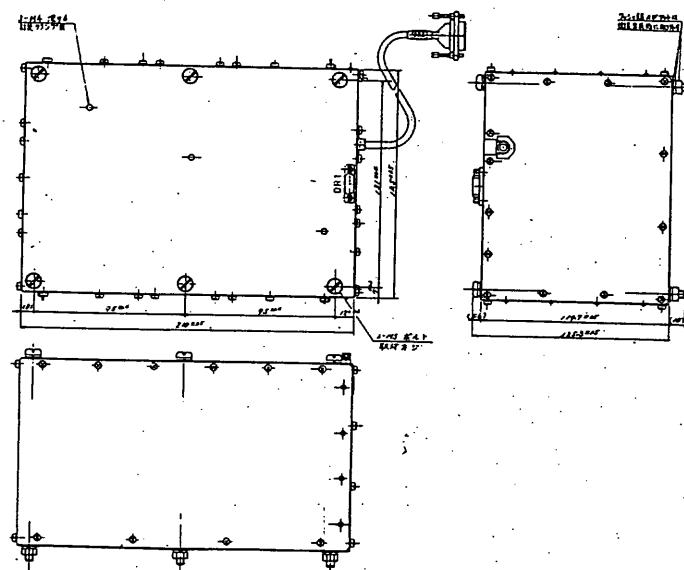


図 2.3.3-2 データレコーダ 外観図

表 2.3.3-1 バブルメモリ 主要諸元

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

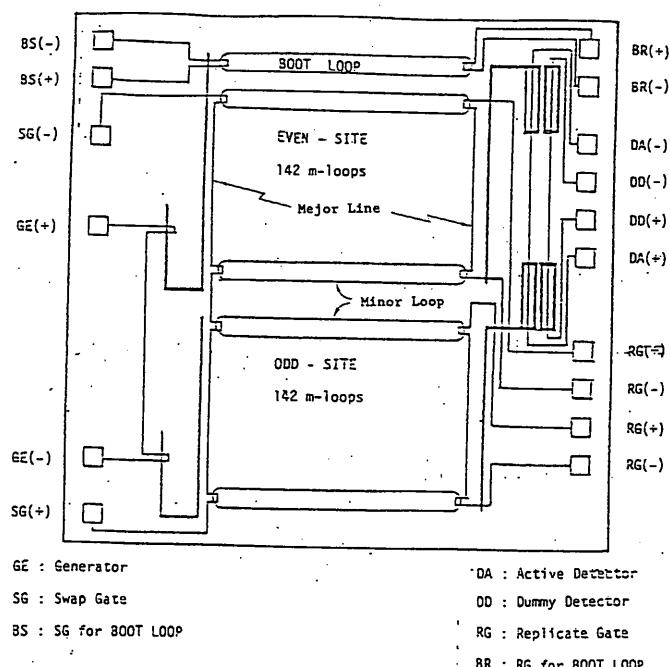


図 2.3.3-3 バブルメモリ チップ構成図

3. 環 境 計 測 装 置

3. 1 ハウスキーピング (HK)

河野常、松下

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に測定項目を示す。

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

図3.1-1にブロック図を示す。

2 電 気 的 性 能

2.1 電圧測定系

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

2.2 溫度測定系

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

2.3 総合

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

3 機械的性能

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

表 3.1-1 HK測定項目表

CH	項目	S/S名	CH	項目	S/S名
0	CAL-A		32	プラットホーム上面4温度	構体
1	CAL-B		33	↓ 5	
2	BUS-電圧	PCU	34	プラットホーム下面1	
3	SCP-電流	CUS	35	2	
4	BAT-電圧	BAT	36	3	
5	BAT-電流	↓	37	4	↓
6	負荷電流	CUS	38	E	ESP
7	+5V	CNV	39	S	↓
8	+12V		40	I I	UVI
9	+15V		41	C C D	
10	+28V		42	(アキ)	
11	-12V		43		
12	-5V	↓	44		↓
13	N2内圧	RCS	45	上部プレート	構体
14	HV-I	ESP	46	スラスタカバー	RCS
15	HV-E	↓	47	スラスタA	
16	SHNT-E 温度	PCU	48	スラスタB	↓
17	BAT	BAT	49	サブストレートA1	SCP
18	CNV-B	CNV	50	A2	
19	SBR-A	SBR	51	A3	
20	TMS	TMS	52	B1	
21	DR	DR	53	↓ B2	↓
22	STS	STS	54	スラストチューブ上	構体
23	STS取付板	↓	55	中	
24	タンク-1	RCS	56	下	
25	タンク-2		57	計装用パネル	↓
26	配管		58	ND	ND
27	バルブ		59	ND取付板	↓
28	ペデスタル	↓	60	下部プレート	構体
29	プラットホーム上面1	構体	61	SHNT-R	PCU
30		2	62	光学系本体	UVI
31		3	63	ミラー駆動部	↓

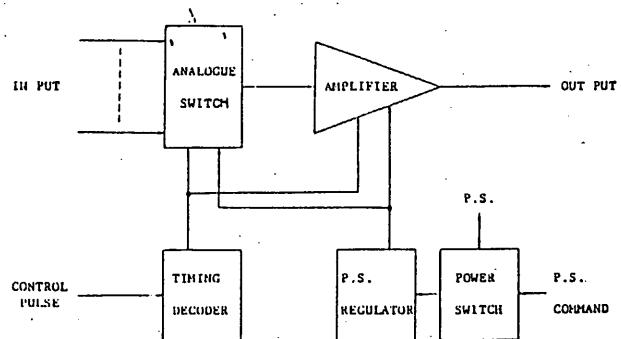


図3.1-1 HKブロック図

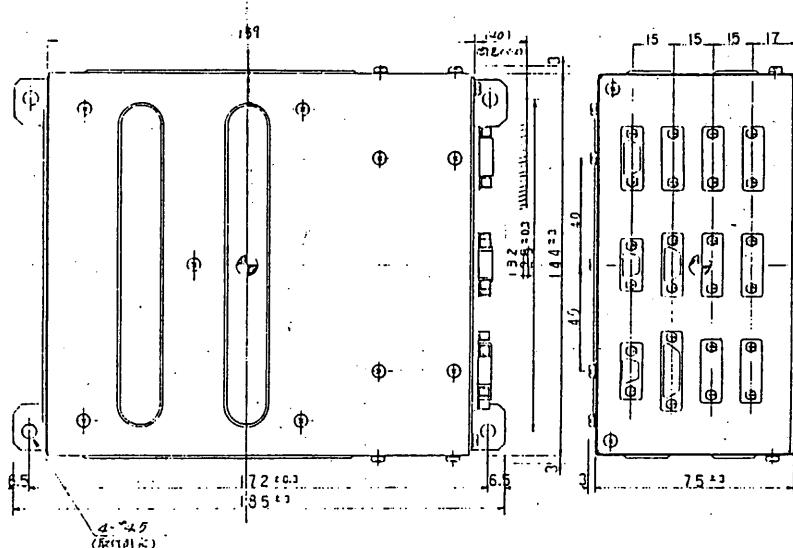


図3.1-2 HK外観図

計測装置 (INS-SA)

今沢

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、縦加速度計(X_{SA})、横加速度計(Y_{SA})、3段モータ燃焼圧力計(P_3)、キックモータ燃焼圧力計(P_{KM})、振動計(V_5, V_6)である。

X_{SA} は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

Y_{SA} 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 Y_{SA} 処理装置は含まれていない。

P_3, P_{KM} 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 Y_{SA} のデータと切り換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。

V_5, V_6 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。

$X_{SA}, Y_{SA}, P_3, P_{KM}$ はコマンドにより、 V_5, V_6 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。

V_5, V_6 の信号、および P_3, P_{KM} 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 X_{SA}

- (1) 測定範囲 : -2 ~ +15 G
- (2) 測定精度 : ±3% FS
- (3) 周波数特性 : DC ~ 100 Hz (±0.5 dB)
- (4) 検出器 : 7265 ENDEVCO
- (5) 出力インピーダンス : 100 Ω以下
- (6) 出力電圧 : 0 ~ +3 V
- (7) 校正出力 : +2.6 V
- (8) 出力電圧温度ドリフト: ±200 mV (-10 ~ +50 °C)
- (9) 出力電圧経時ドリフト: ±30 mV (300Hランニングテスト)
- (10) 伝送速度 : 100 sample/sec

2.2 Y_{SA}

- (1) 測定範囲 : -1 ~ +1 G
- (2) 測定精度 : ±3% FS
- (3) 周波数特性 : DC ~ 100 Hz (±0.5 dB)
- (4) 検出器 : 7265 ENDEVCO
- (5) 出力インピーダンス : 100 Ω以下
- (6) 出力電圧 : 0 ~ +3 V
- (7) 校正出力 : +1.45 V
- (8) 出力電圧温度ドリフト: ±200 mV (-10 ~ +50 °C)
- (9) 出力電圧経時ドリフト: ±30 mV (300Hランニングテスト)
- (10) 伝送速度 : 14 sample/sec
86 sample/sec (P_s, P_{km}と切り換え)

2.3 P_3 , P_{KM}

- (1) 測定範囲 : $P_3 \dots 0 \sim 70 \text{ Kg/cm}^2$
 $P_{KM} \dots 0 \sim 70 \text{ Kg/cm}^2$
- (2) 測定精度 : $\pm 3\% \text{ FS}$
- (3) 周波数特性 : DC ~ 100 Hz ($\pm 0.5 \text{ dB}$)
- (4) 検出器 : PDCR 60 100 Kg/cm^2 (air)
- (5) 出力インピーダンス : 100 Ω 以下
- (6) 出力電圧 : 0 ~ +3 V
- (7) 校正出力 : $P_3 \dots +2.8 \text{ V}$
 $P_{KM} \dots +2.7 \text{ V}$
- (8) 出力電圧温度ドリフト: $\pm 200 \text{ mV}$ (-10 ~ +50 °C)
- (9) 出力電圧経時ドリフト: $\pm 30 \text{ mV}$ (300H ランニングテスト)
- (10) 伝送速度 : 86 sample/sec

2.4 V_5 , V_6

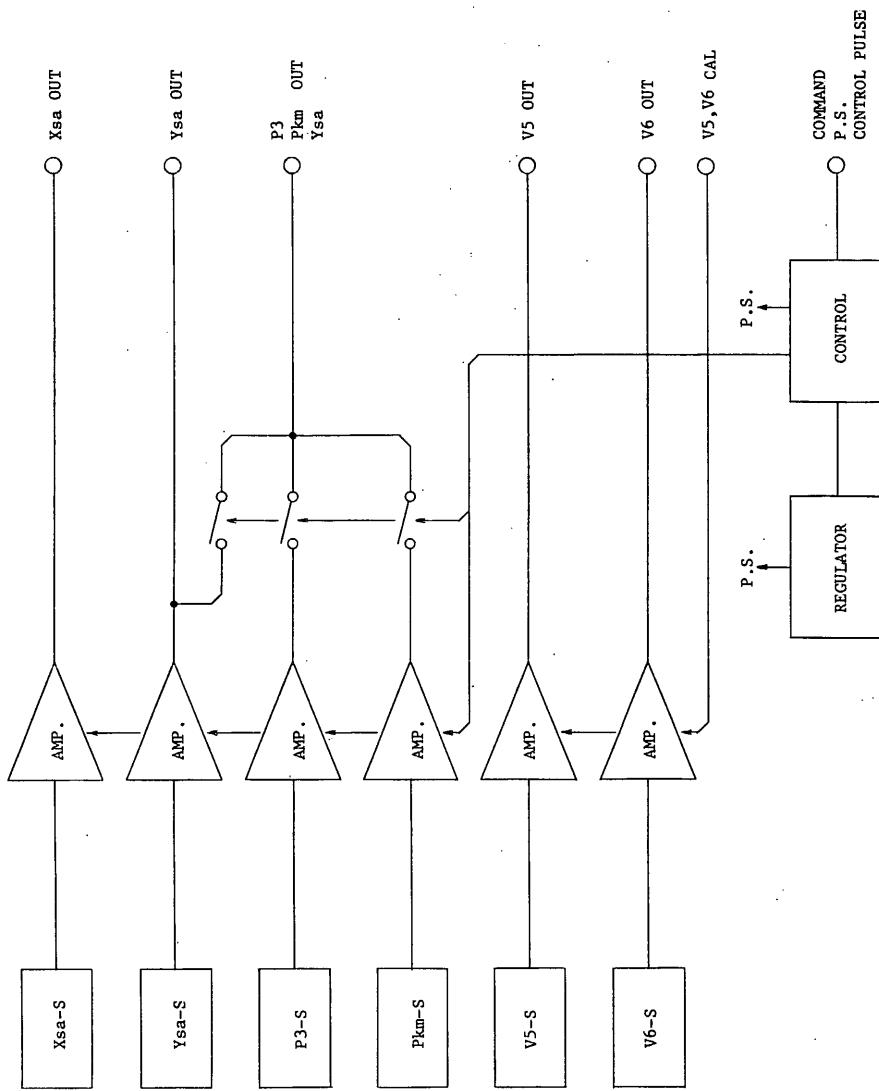
- (1) 測定範囲 : $V_5 \dots \pm 5 \text{ G}$
 $V_6 \dots \pm 5 \text{ G}$
- (2) 測定精度 : $\pm 3\% \text{ FS}$
- (3) 周波数特性 : 10 ~ 3000 Hz ($\pm 0.5 \text{ dB}$)
- (4) 検出器 : 2220C ENDEVCO
- (5) 出力インピーダンス : 200 Ω 以下
- (6) 出力電圧 : 0 dBm
- (7) 校正出力 : 0 dBm (1 KHz 正弦波)
- (8) 歪率 : -40 dB以下 (0 dBm 1 KHz)

2.5 総 合

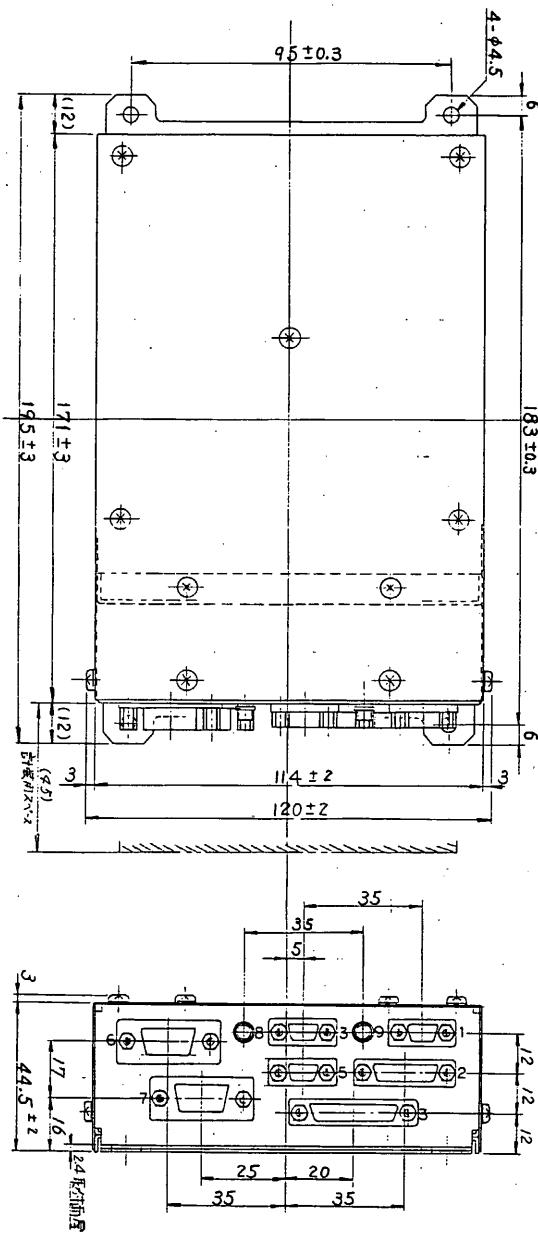
- (1) 消 費 電 流 : + 1 2 V . . . 6 6 . 5 mA
- 1 2 V . . . 1 5 . 9 mA
+ 5 V . . . 4 . 7 mA
- (2) コマンド項目 : I N S - S A 1 O N
I N S - S A 2 O N
I N S - S A O F F
P₃ M O D E
P_{KM} M O D E
Y_{S A} M O D E
C A L O N
C A L O F F
- (3) タイマ項目 : P₃ M O D E
P_{KM} M O D E
Y_{S A} M O D E

3 機 械 的 性 能

- (1) 外 形 尺 法 : 1 9 5 × 1 1 4 × 4 4 . 5 mm
(いずれもコネクタ・ビスを除く)
- (2) 重 量 : 本 体 . . . 6 1 7 g
検出器 . . . 3 5 9 g
- (3) ケース材質 : A 5 0 5 2 P
- (4) ケース表面処理 : バフ研磨



I N S - S A ブローバック



I N S - S A 外觀圖

5. 軌道・姿勢制御系

西村、松尾、二宮、上杉、日電、富士通、三重長船

5. 1 概要

二宮研、日電

5. 1 概要

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

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

衛星からのレンジングデータおよび衛星からの電波のドップラー測定から同じく地上の大型計算機の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 スラスターを使つ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 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、解析の結果を記述する。

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)、

三愛重工(株)長崎造船所

5. 1. 1 姿勢制御系

二宮研、日電

5. 1. 1. 1 概要

PLANET-A の姿勢安定方式は、ハレー彗星撮像時ではデスマパンアンテナと衛星本体（ノミナルレート 5 rpm）によるデュアルスピンドル方式である。また、搭載されているモーメンタムホイール（ノミナル 2000 rpm）によるバイアスモーメンタム方式の機能ももつ。この時、衛星本体のスピンドルレートは 0.2 rpm（ノミナル）である。上記の方式によって制御される PLA NET-A の姿勢制御系に要求される機能は、プリセッション制御、スピンドル速度制御、軌道速度制御、及び姿勢計測に大別される。そこで本項では、これ等の機能を満たす姿勢系の構成、機能を述べ、最後に運用シーケンスについて記述する。

5. 1. 1. 2 機能要求

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

- (1) スピンドル軸を太陽方向から $90^\circ \pm 3^\circ$ の範囲内に制御、維持するとともに、この条件を満たす状態でスピンドル軸の向きを変更できる。
- (2) スピンドル軸を黄道面垂直 $\pm 3^\circ$ の範囲内で維持する。
- (3) スピンドル軸を軌道修正に必要な方向に向け、またこの状態から (1) または (2) の状態にもどす。
- (4) スピンドル速度を、定常航行時 5 rpm、ハレー撮像時 0.2 rpm に制御する。
- (5) スピンドル軸のニュートーションを減衰させることができる。
- (6) 姿勢計測によって姿勢決定に必要なデータを得る。

5. 1. 1. 3 姿勢系構成

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

〈姿勢系を構成するサブシステム〉

- ・姿勢センサ ; スピン型サンセンサ (SAS) 1台
Vスリット型スタースキャナ (STS) 1台
- ・アクチュエータ ; アキシャルジェット (A_1, A_2) 2台
キャンティッドジェット ($C_1 \sim C_4$) 4台
モーメンタムホイール (MWA) 1台
ニュートラショニングパン (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 の姿勢系の機器配置を図 5.1.1-1 に、また、姿勢制御系ブロック図を図 5.1.1-2 に示す。

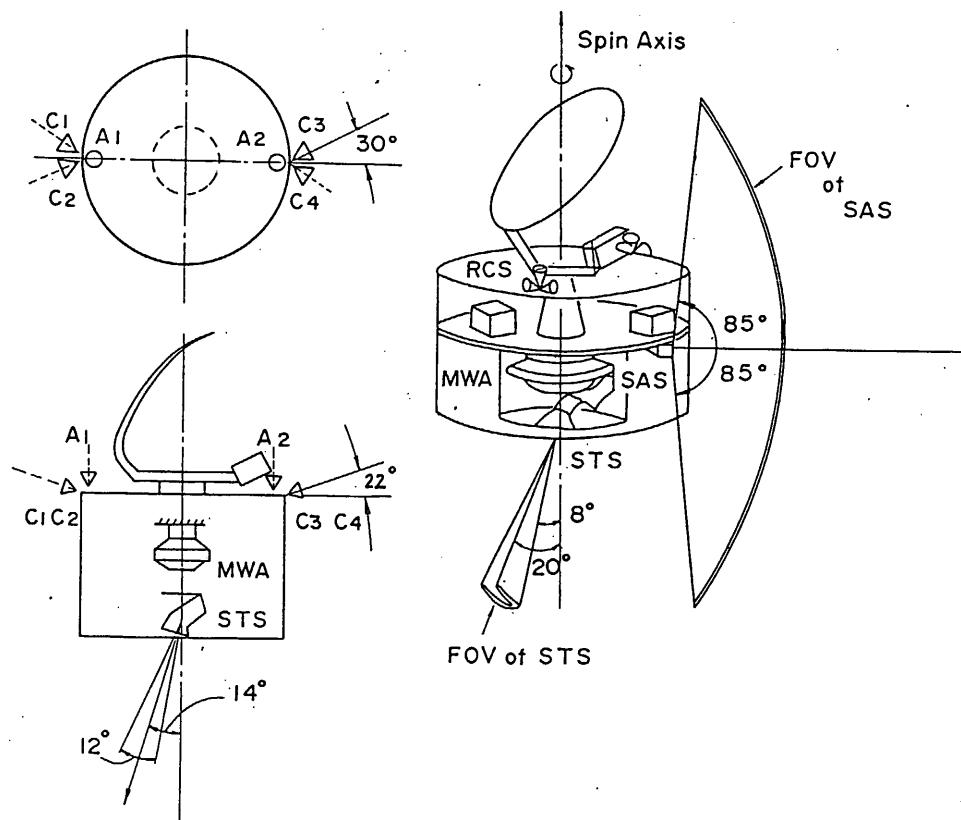


図 5.1.1-1 姿勢系機器配置

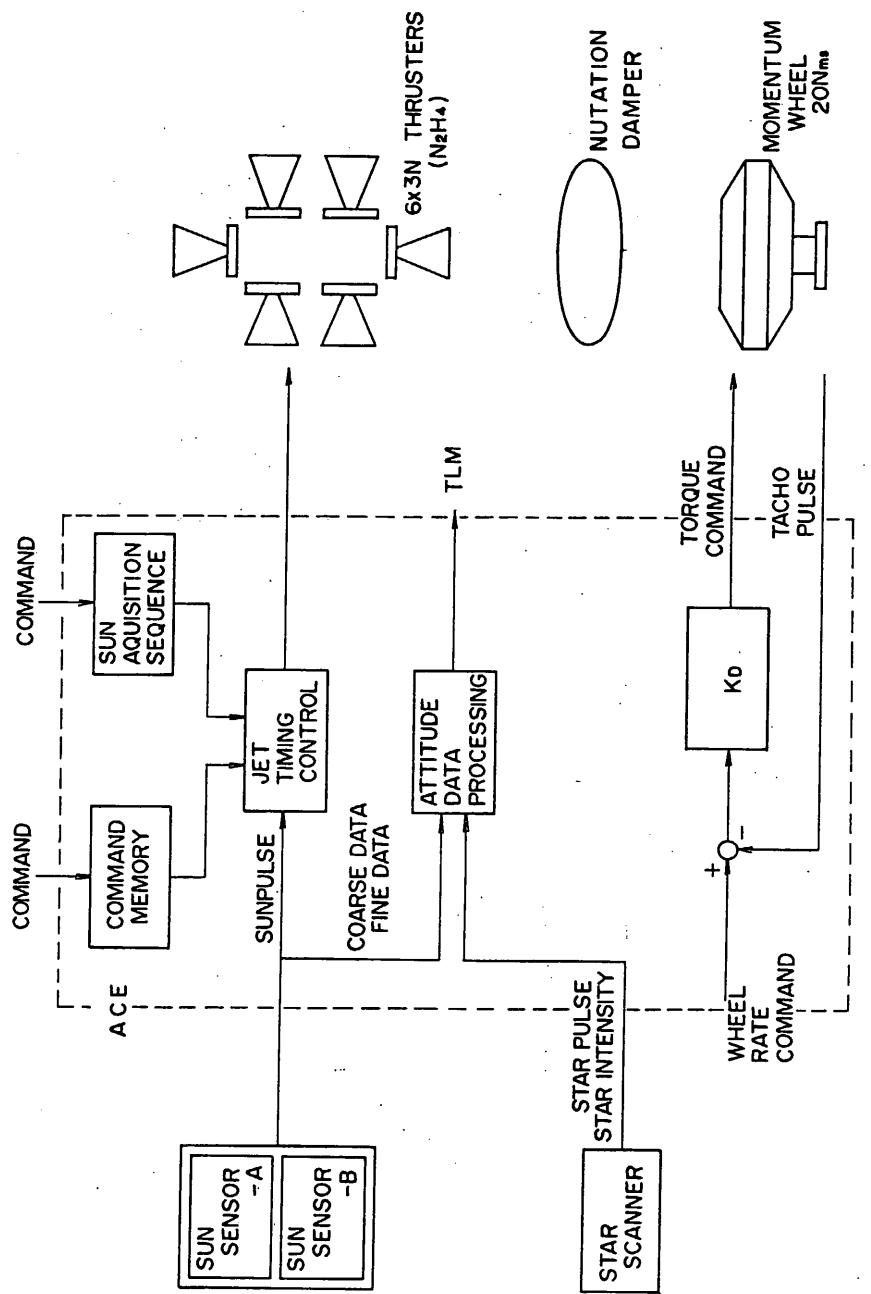


図 5.1.1-2 姿勢制御系方框図

5. 1. 1. 4 姿勢制御機能

PLANET-A 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) オーフンルーフ制御

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

(b) 自動太陽捕捉制御

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

(c) 地球サーチ制御

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

〈スピンドダウン制御〉

キャンティッドジェット ($C_2 + C_4$) により、軌道投入時の $120 \text{ rpm} \rightarrow 30 \text{ rpm}$ のスピンドダウンを行なう。このスピンドダウン制御は、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トレートの設定値 (30 rpm) が等しくなく、同時にスピンドダウンを停止するという機能も有する。また、初期太陽捕捉制御後の $30 \text{ rpm} \rightarrow 5 \text{ rpm}$ スピンドダウン、及び、定常航行時のスピントレート調整は、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。衛星本体のスピントレート設定分解能は、 $0, 04 \text{ rpm}$ である。

〈スロースピンドダウン制御〉

衛星本体の持つ角運動量 ($\sim 20 \text{ Nms}$) をモーメンタムホイールによって吸収し、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トレートに制御する。ホイール回転数は、 $2000 \text{ rpm} \pm 300 \text{ rpm}$ 内で設定される (ホイールレートの設定精度； 0.37

~ 0.67 rpm)。

〈軌道速度制御〉

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

〈姿勢計測〉

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

5. 1. 1. 5 運用シーケンス

PLANET-A のAOCS運用シーケンスを図5. 1. 1 - 3に示す。AOCS運用は、以下の4項目からなる制御に大別される。

(a) 初期姿勢捕捉制御

120 rpm → 30 rpm のスピンドダウン、初期投入姿勢から $\theta_s = 90^\circ$ への姿勢アリセス及び 30 rpm → 5 rpm のスピンドダウン制御を行なう。(黄道面直制御は、第1次軌道修正後に実施される。)

(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。

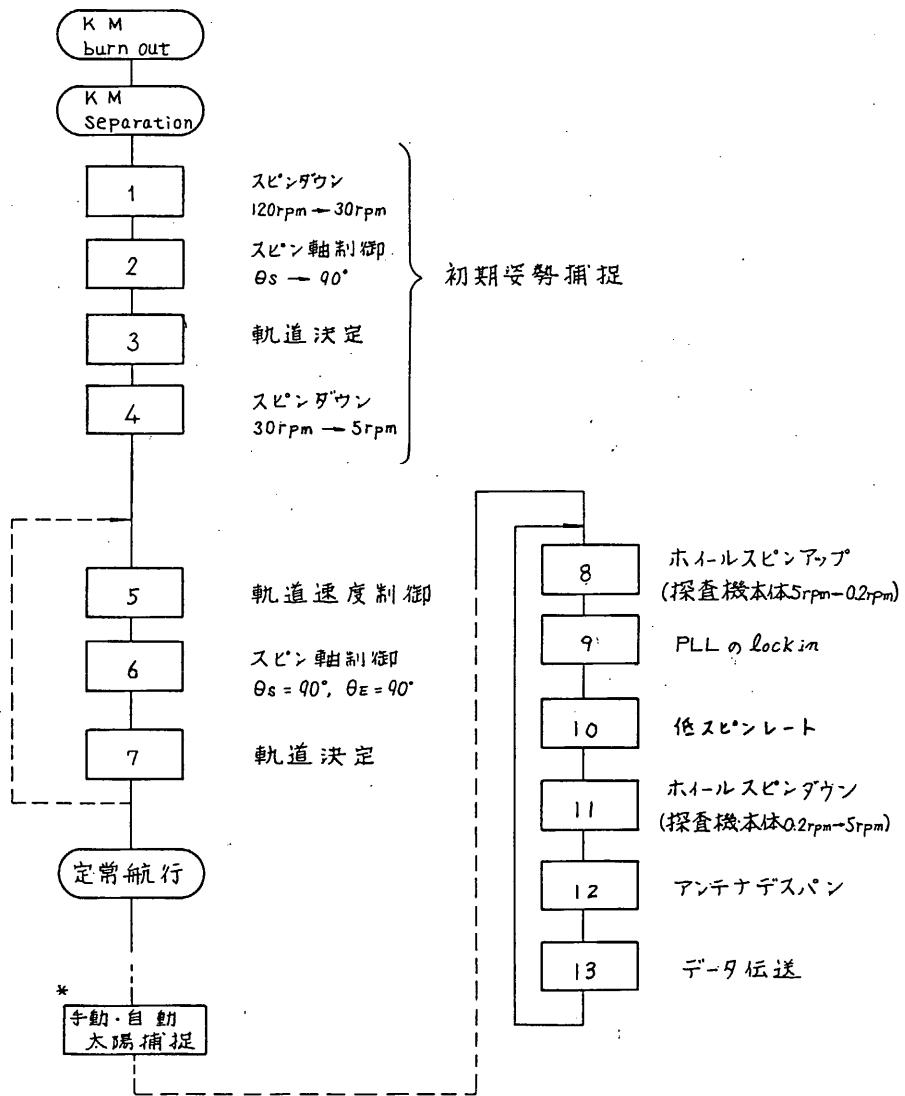
(c) 定常航行制御

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、スピンドルを黄道面に対し $90^\circ \pm 3^\circ$ に制御すると共に、スピンドル速度調整を行なう。

(d) 低スピニートレート制御

ハレー彗星撮像のため、モーメンタムホイールを一定レートに制御することにより、衛星本体を低スピニートレートに制御する。

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)



* 自動太陽捕捉は。
Backup用である。

図 5.1.1-3 AOCS 運用シーケンス

5. 1. 2 姿勢解析

二宮研、日電

5. 1. 2. 1 概要

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

SAS、STSのデータを含む衛星からのテレメトリデータは、KSC局または臼田局で受信され、専用回線を通じて駒場局に伝送される。駒場局の大型計算機(M-360AP)上で動作する“姿勢決定ソフトウェア”は、伝送された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。

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ではSAS-STSの構成で太陽と星を基準に衛星姿勢が決定されるという点で、原理的に異なるシステムとなる。いる。

SASの視野はスピニン軸と直角の方向から±85°の領域をカバーするファニーベーム視野を、またSTSはスピニン軸と逆の方向から8°～20°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)スピシン・太陽角データ θ_s を出力する。スピシン-太陽角データ θ_s は、グレーコードからなる粗太陽角データ(デジタル)、精太陽角 SIN データ(アナログ)、精太陽角 COS データ(アナログ)から構成されている。一方、STD 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シン周期測定、サンパルスからスター-パルスまでの時間計測、および上述の各種のアナログ信号の A/D 変換が行なわれ、PCM 信号としてテレメータ系に伝送される。
以上、地上局で受信される姿勢解析に必要なデータは、次の様にまとめられる。

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

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

5. 1. 2. 3 姿勢決定ソフトウェア

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

a) 任意姿勢の決定

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

b) 粗姿勢決定機能

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

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ドル運動をしている場合のデータに対して統計処理を施し、衛星の精姿勢決定と衛星のティルト角などの未知バイアス量の最適推定を行なう。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いつゝ、定常的スピンドル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ドル太陽角の換算、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探し、検出された星の同定を行なう。

d) 粗姿勢決定部

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

e) 精姿勢決定部

衛星が定常的なスピンドル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等に出力する。
精姿勢決定アルゴリズムとして、逐次最小自乗法を採用する。

f) 精姿勢決定＆バイアス推定プログラム

衛星が定常的なスピinn運動をしている場合で、しかも1スピnn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)への入力データとして出力する。

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

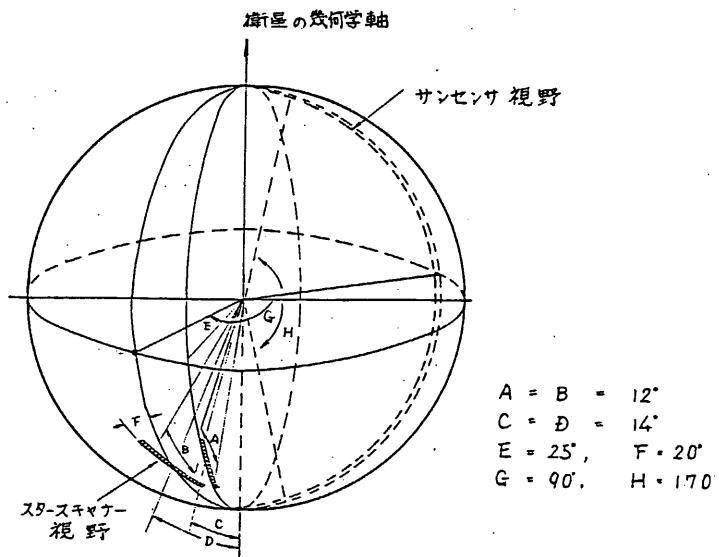


図 5.1.2-1 SAS STS の視野配置

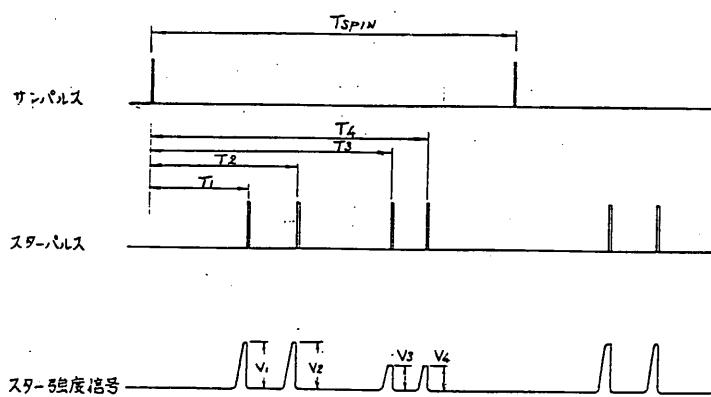


図 5.1.2-2 姿勢関係データのタイミングチャート

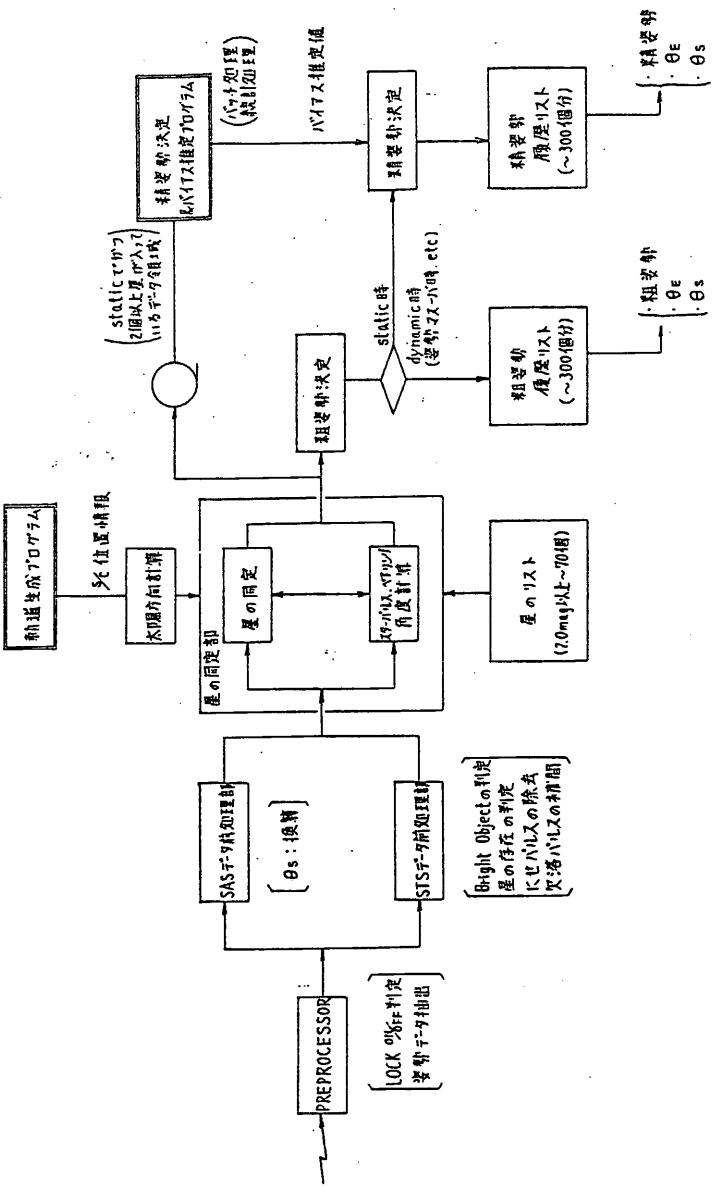


図 5.1.2-3 PLANET-A/MS-T5 用 姿勢決定ソフトウェア機能系統図

5. 1. 3 軌道生成

西村研、松尾研、富士道

惑星間軌道生成プログラムは、惑星空間を飛翔する探査機の軌道を大型計算機を使用して探査機の運動方程式を数値積分法によて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った幾つかの様相を備えている。主には太陽、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みでなく一般相対論効果もつけ加えることであり、さらに半年以上数年にわたる長期間ミッションに適合するよう高速の数値計算アルゴリズムを採用することである。これらの諸点を勘案した軌道生成プログラム(TRI P)までに完成し実用化している。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 $\bar{r} = (x, y, z, v_x, v_y, v_z)^T$ とすれば、探査機の運動方程式は

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

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

(2) 加速度項

(1)式に含みれる加速度項を列挙すれば以下のようになる。

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

並、これら天体の座標 \bar{r}_j は、

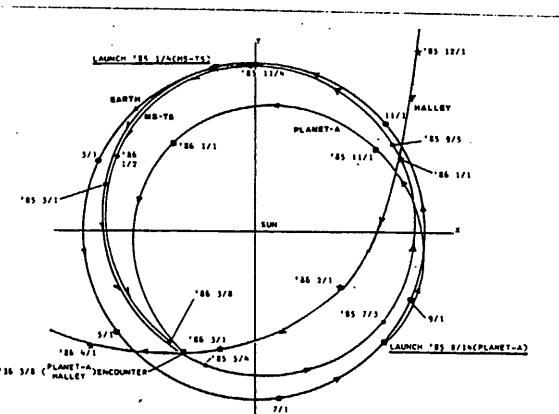
NASA(JPL)のエフェメリ

ス・ファイル(天体曆)を使用す

る。

ii) 中心天体の非対称球状成分子

による加速度項(調和級数99項まで)



iii) 太陽光圧力

iv) 探査機の軌道修正マヌーバー

v) 一般相対論効果による加速度

vi) 大気抵抗による加速度

vii) 姿勢(軌道)制御系の燃料リーグによる加速度

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項、地心距離を横軸として示したものであり、また図3は太陽の周りを飛んでいる時にかかる加速度項で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りその影響が異なるため除いてある。また表1に各加速度項がプラネットAの到達点(1986年3月)につ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円形球状成分(特にJ₂)と月であってそれより0万キロ程度の誤差を生ずる。これは主として探査機の地球脱出時の速度誤差が積分されたものである。他の惑星は2万~3000キロでこの内木星が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、制御用燃料リーグが数百キロの誤差を与える。

(3) 数値積分法

先に述べたように惑星間飛行は、半年乃至数年に亘る長期間の軌道生成を行わなければならぬので、(2)の運動方程式の積分には、その精度要求を充実しつつ計算時間を短縮するためには、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ぬ。TRIPで採用される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、これらとの特徴を列挙すれば以下のようである。

- 探査機の位置座標に関する Stormer の予測子及び Cowell の修正子
- 探査機の速度座標に関する Adams - Bushforth の予測子と Adams - Moulton の修正子

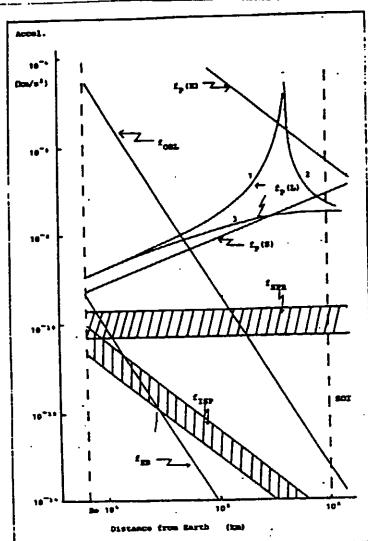


図2. 地球周辺の加速度項

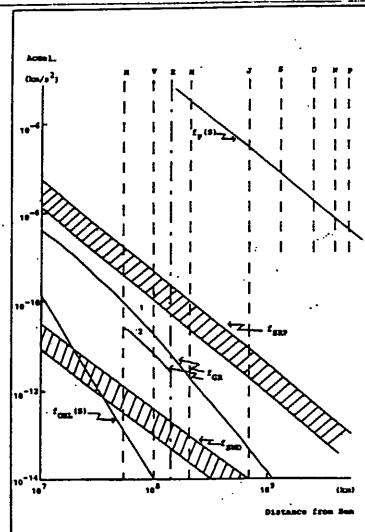


図3. 太陽周辺の加速度項

iii) 多段法の出発値の計算は二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工用にて自動的に可変ステップ・サイズとすることが可能である。

特にv)の局所誤差制御法の採用によつて、アラネットAの軌道工実例にとれば、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積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、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つてゐる。

(4) 時系および座標系

TRIPで採用されてゐる時系の主要なもののはエフェメリス・タイム(ET)およびユニーバーサル・タイム・コーディネイティド(UTC)である。前者は内部計算に用いられ、後者は主として入出力表示に採用されて居り、もちろん両者は厳密に変換公式によつて関係づけられている。座標系に関しては主なもののは赤道面座標系および黄道面座標系であり、座標の原点は地球中心、太陽中心、あるいは他の惑星中心とすることが可能である。また地軸の才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つてゐる。

(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) その出力の大別すれば

i) 探査機のイベント情報(探査機の可視時刻、マヌーバー時刻等)

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(レインジ、レインジレート、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

(x 1000 km)

表1. アラネットAの軌道偏差

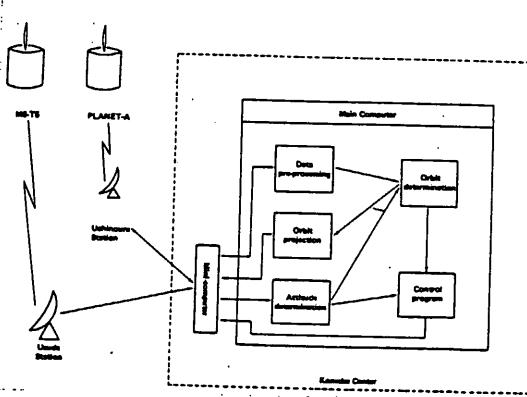


図4. 大規模ソフトウェアの構造

- v) 探査機にかかる加速度の項目別情報
ii) に際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 , $B\cdot T$, $B\cdot R$ など)表示も可能である。

西村研、松尾研、富士通(株)

5. 1. 4 軌道決定とレインジング

西村研、松尾研、富士通

(1) レインジング

深宇宙探査機の軌道決定に使用される情報源は主として電波情報である。地球周回衛星の場合にはこの外アンテナの方位角、仰角などが用いられるが、深宇宙の場合はその遠距離のためにほとんど役に立たない。電波情報はレインジ、レインジ・レート、one way ドアラーよりなるが、深宇宙の場合はオカの one way ドアラーは精度が悪いために使用されることはない。またレインジよりもレインジ・レートの方が役に立つのは地球周回衛星の場合と異っている。しかし両者とも地上より発せられた電信信号と、これをトランスポンダによって送り返してきる受信信号との相関をとて距離および速度情報をとり出している。ゆうこヒーレニト法信号検出法を用いている点に特徴があり、またそれが精度も向上している。レインジングシステムのハードウェア構成について述べることは本項の目的ではないので省略可能だが、二つがトランスポンダを経て送り返されて同時に地上局において受信電調波と受信電調波との相関をとて地上局から探査機までの距離をその時間遅れから精密に計測する。またレインジ・レートは基本的には搬送波に加之られたドアラシフトを発信波と受信波の周波数偏移から検出する。ハザード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正確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 領域下での運動方程式は 5. 1. 3 の (1) 式で記述される。しかし外以外にも、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がある。これらを一括して九次元ベクトル X であるとする。外の外 5. 1. 3 で述べたように多くの加速度項を規定する定数があり、これらを一括して C ベクトルとすれば、探査機の運動方程式は一般的には次式のように記述される。これは X に関する一階非線形微分方程式である。

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

この式を 5. 1. 3 (3) で述べた数値積分法にて数値積分を行って軌道を求める。

(3) 銀河値と変分方程式

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

ベクトル y を与えれば y はやはり X, C に関する非線形方程式で記述される。

$$y = f(X, C) + n \quad m: \text{観測 1 イン} \quad (3)$$

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 をこの X_0
で偏微分すれば、

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

と分解できる。 A を観測行列と呼び $\bar{\Psi}(t, t_0)$ をかからかまでの遷移行列と呼ぶ。更
には 5.1. 3 の (1) 式を $X(t)$ について偏微分して

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

I: 単位行列

(6) 式を変分方程式といい、遷移行列 $\bar{\Psi}$ 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天体散解析、惑星解説などに使用するパラメータが
あり、これらは地上局位置、制御用燃料リード、地球重力非対称球状成分などがあり、
推定パラメータと併せて 50 程度は 12723 予定である。したがって (6) 式の変
分方程式は少なくとも $6 \times 50 = 300$ 個の一階多元微分方程式を積分しなければならぬ。

(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)式で与えられた時に X の最適推定値を求めるアルゴリズム
のことである。それにはいろいろな方式があるが、本アロケラムでは、古典的な
最小自乗法を修正したベイズの重みつき最小自乗法を用いる。そして非線形推定
に付けるため繰り返し(iteration)機能を備える。

人工衛星の軌道推定に用いらる基本的な方法は、ある時刻を定めてこれを
元期(epoch)と呼び、このときににおける状態(座標)をその後の一定期間のデータ y 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二種類である。

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

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

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

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

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

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

の数値積分を行い、予大予測後の共分散は (6) 式の重を用いて

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

また (9) 式の行列の逆転は観測性の要から割引の中の行列の行列式が 0 に近くなるればしき問題を生ずるので、数値計算上秀れているスクエア・ルート法を採用する予定である。

(5) 観測量の補正

観測量(特に電波情報)の補正は、深宇宙探査機の軌道推定問題につ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、相対論的、電離層および太陽アラスマ補正、大気圏屈折補正等である。たとえ相対論的では、アラネット A の到着時に於いて片道約 8 分間の電波伝送にかかる遅延(数キロ)にも達すると予想され、また地球の太陽重力場内における公転および自転による地上局標準時計の誤差はレインジ換算で数メートルへ数十メートルに達する。また電離層、大気層補正も同じく数十メートルに及ぶものと考えられ、レインジおよびレインジレートに対する目標許容誤差がそれ 10 メートルおよび $\pm 1\%$ (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前、開発中である。

(b) ISSOP (軌道決定ソフトウェアシステム)

本システムは、その目的を達成するため以下に以下の機能を有する。

1. 軌道データ前処理機能

- ・軌道データ伝送系より入力された軌道データを軌道決定プログラム用に編集する。
- ・編集丁寧な軌道データの平滑化と圧縮を行う。

2. 前処理済軌道データ時刻シート機能

- ・軌道決定プログラムで使用されるデータをS/C名、観測局名、観測データの種類、観測時間に基づき選択し、データ時刻順にシートする。

3. 軌道決定機能

- ・軌道決定値の初期位置を任意の時刻にシフトする。
- ・ベイジアン最小自乗法もしくは平方根フィルタを用いて、軌道要素及び各種パラメータの推定を行なう。
- ・決定値の共分散値を任意の時刻へマッピングする。

4. 軌道予報機能

- ・軌道決定値を基に軌道生成を行なう。
- ・地上局に対するS/Cの長期可視予測及びアンテナ指向予測を行なう。
- ・軌道生成した結果によりS/C又は惑星エフェンスの作成を行なう。

(7) TORDIS (深宇宙軌道表示プログラム)

本プログラムは軌道データをGD上に图形イメージで表示させるもので、天体相關図、可視時間帯図、測距データ図を表示させる機能がある。以下に各機能の説明を行なう。

(a) 天体相關図表示機能

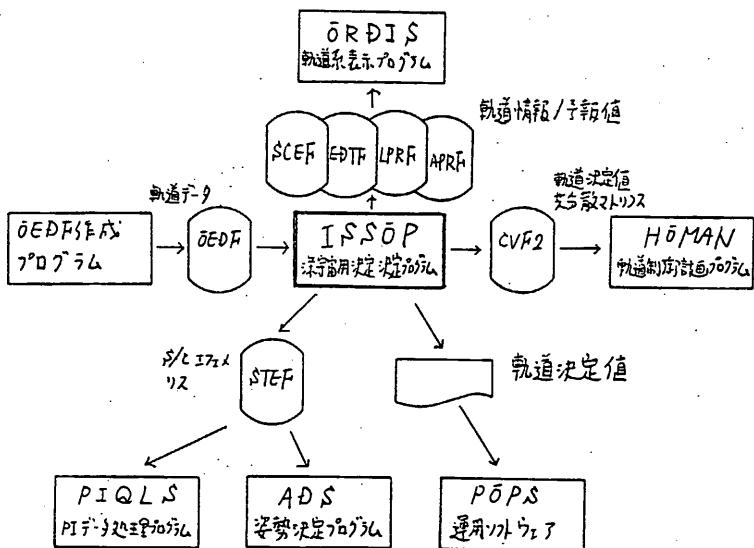
惑星、月、太陽、彗星、並びにS/Cの軌道を指定された表示期間、表示間隔、中心天体、座標系、複線方向等に従ってGD上に図示する。

表示条件値はファイルより読み込み、GD上で変更できる。表示方法は最初に各天体の全ての軌道を点線で表示され、続いて表示間隔に従って時刻を更新しながら、時刻に同期して各天体の軌道を実線でつながっていく。

時刻同期表示を行なってから解ヒ、BREAKキーを使って割り込みをかけ、表示条件を変更したり、图形をズームアップさせることが出来る。

初期の表示スケールは中心天体から最大距離とする軌道を表示出来るように自動

的に計算される。但し、左端中心の图形を表示させた場合は、彗星の軌道を最大距離計算の対象からはずす。



OEDF : 軌道編集前ファイル
 CVF2 : 事後支分取引値ファイル
 STEP : S/C(惑星)エントリスファイル
 SCEF : 軌道生成機会情報ファイル
 EDTF : 軌道編集用ファイル
 LPRF : 長期予報ファイル
 APRF : アンチ予報ファイル

図1. ISSOPと他システムとのインターフェース

(b) 可視時間範囲表示機能

S/C の見え始め時刻・見え終り時刻の推移を、指定された表示期間、S/C、観測局等に従って GTO 上に表示する。表示条件値は、直線・マッシュ点で表わし、指定された観測局から見た可視時間の変化を複数 S/C について同時に表示できる。

イベント処理として任意の日付をテキストカーネルで指定し、その日の見え始め時刻・見え終り時刻、最大仰角を数値で表示することもできる。

(C) 距離データ図表示機能

S/C の測距データを グラフィメージで GTO 上に表示する。表示条件値はファイルより読み込み、GTO 上で変更できる。表示方向は軌道決定プログラムに順じているが、実測値だけではなく、予測値も同時に表示させることもできる。

表示された图形をズームアップすることもできる。

西村研、松尾研、富士通(株)

5. 1. 5 軌道修正

上杉

1. 概要

軌道修正作業は、主要作業流れ図（第1図）に示したように第3～第4可視の間の不可視時に開始される。第1～第3可視時に行われる軌道決定作業及びRCS性能の較正のためのスラスター噴射の結果を入れる。手次第、許容される使用燃料の最大値や速度修正時における姿勢決定、通信、電力、熱等に関する制約を考慮した上で最適な軌道修正方法の決定がなされる。この期間には更に決定された軌道修正を実行するため必要な姿勢変更マヌーバー、速度修正用RCS噴射及び巡航姿勢への姿勢復帰マヌーバーに対するために必要な姿勢変更マヌーバー、速度修正用RCS噴射及び巡航姿勢への姿勢復帰マヌーバーに対するコマンドの作成と、シミュレーション・ソフトウェアを用いての各マヌーバーの確認が行われる。この過程で用いられるRCS性能は、較正後の最新のものである。第4可視に入ると作成済のコマンドが直ちに探査機に伝送され、RCSの噴射が実行される。基本的には速度修正方向に探査機の反スピンドルを向け、探査機に伝送され、RCSの噴射が実行される。基本的には速度修正方向に探査機の反スピンドルを向け、アキシャル・スラスターA₁、A₂の連続噴射（アキシャル・モード）によって速度修正を行った後、巡航姿勢に戻すのが最も効率も良く、所要時間も短くて済むが、一般には前述の各種制約があるため速度修正時に探査機が指向可能な方向はかなり限られる。この場合速度修正はアキシャル・スラスターの連続噴射とキャンティッド・スラスター（C1+C2、又はC3+C4）のパルス噴射の合成によって達成される。このキャンティッド・スラスターによる速度修正（キャンティッド・モード）では探査機の1スピンドル（6.3 rpm 時 9.5秒）に1パルス（800ms）の噴射となるため、アキシャル・モードに比較して所要時間が大となる。PLANET-Aでは軌道修正に必要なRCSの噴射を2可視にまたがって行うことはせず、前後の姿勢変更マヌーバーも含めてすべて第4可視中に終了させることを予定しており、この点も最大速度修正量に制限を招く場合が有り得る。この軌道修正結果は第5可視以降の軌道決定によって評価が行われることになる。

2. 最適軌道修正方法の決定及び実行

図2に軌道修正方法の決定シーケンスを示す。まず軌道決定プログラム（ISSOP）から得られる現在の軌道データが、軌道誤差解析プログラム（HOMAN：Heliocentric Orbit MANeuvering program）に入力され、軌道修正をしない場合のハレーと探査機の最接近（t_b）における相対位置ベクトルv_b、t_bにおけるハレーと探査機の相対速度ベクトルv_b、及び軌道修正時刻（t₀：第4可視の中間時刻を仮定）からt₀にいたるまでの到達距離誤差に対する速度感度を表わすランジションマトリクスM_bが得られる。これらにパラメータを加え、人為的に決めた目標点のハレーからの相対位置ベクトルv_tと許容速度修正量の最大値△V_{max}をインプットして速度修正量、修正方向等の算出がなされる。これ以後用いられるソフト

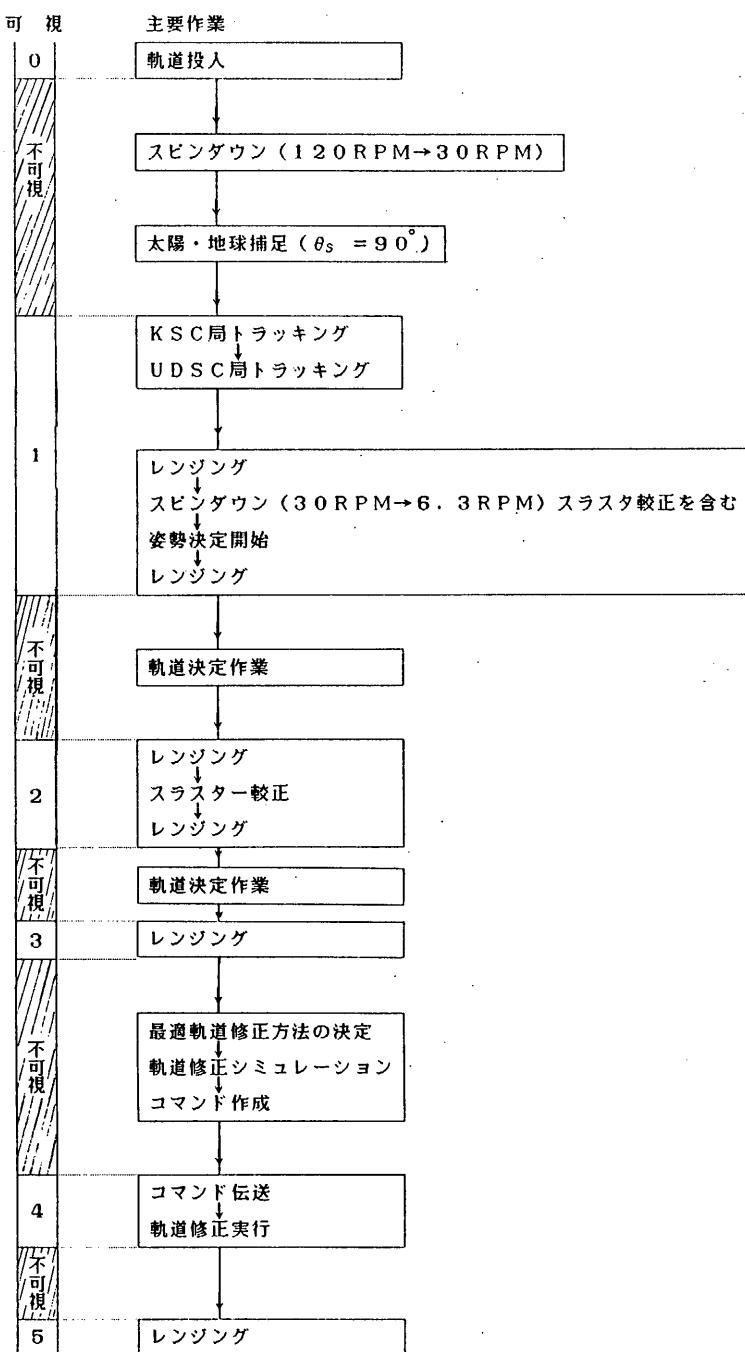
ウェアはP O P S (Planet-A Operation Software) と総称されている。修正量、修正方向の算出は、許容速度修正量が小さいことと演算時間の短縮化を考慮して、 ψ を用いた線型解析によって行う。具体的にはハレーに原点を持ちベクトルに垂直な面 (A-planeと呼ぶ) に $|\Delta V|$ をバラメータとして到達点を表示し、一方 黄道座標系中心に原点を持ち $\psi^3\phi$ に垂直な面 (V-planeと呼ぶ) をハンメル図上に大円として示すことによって、A-plane上で目標達成点を定めれば、速度修正方向を V-plane 上において一対一に定めることができる。ここで A-plane 及び V-plane を用いるのは、これらの面上で目標点からの距離誤差や、 ΔV を考えることにより到達時刻の変化に対し不感とすることができるためである。なおハンメル図上には姿勢決定、電力、熱からの探査機姿勢に対する制約も図示されており、これらを考慮しながら速度修正方向が定められる。

次のステップとしては、定められた速度修正方向の近傍をサーチして、速度修正方向への姿勢変更と巡航姿勢への復帰も含めた全所要燃料と到達誤差に夫々重みをつけて線型結合した評価関数（重みは任意に選択する）を表示させることにより、最終的に実行する ΔV を決定する。

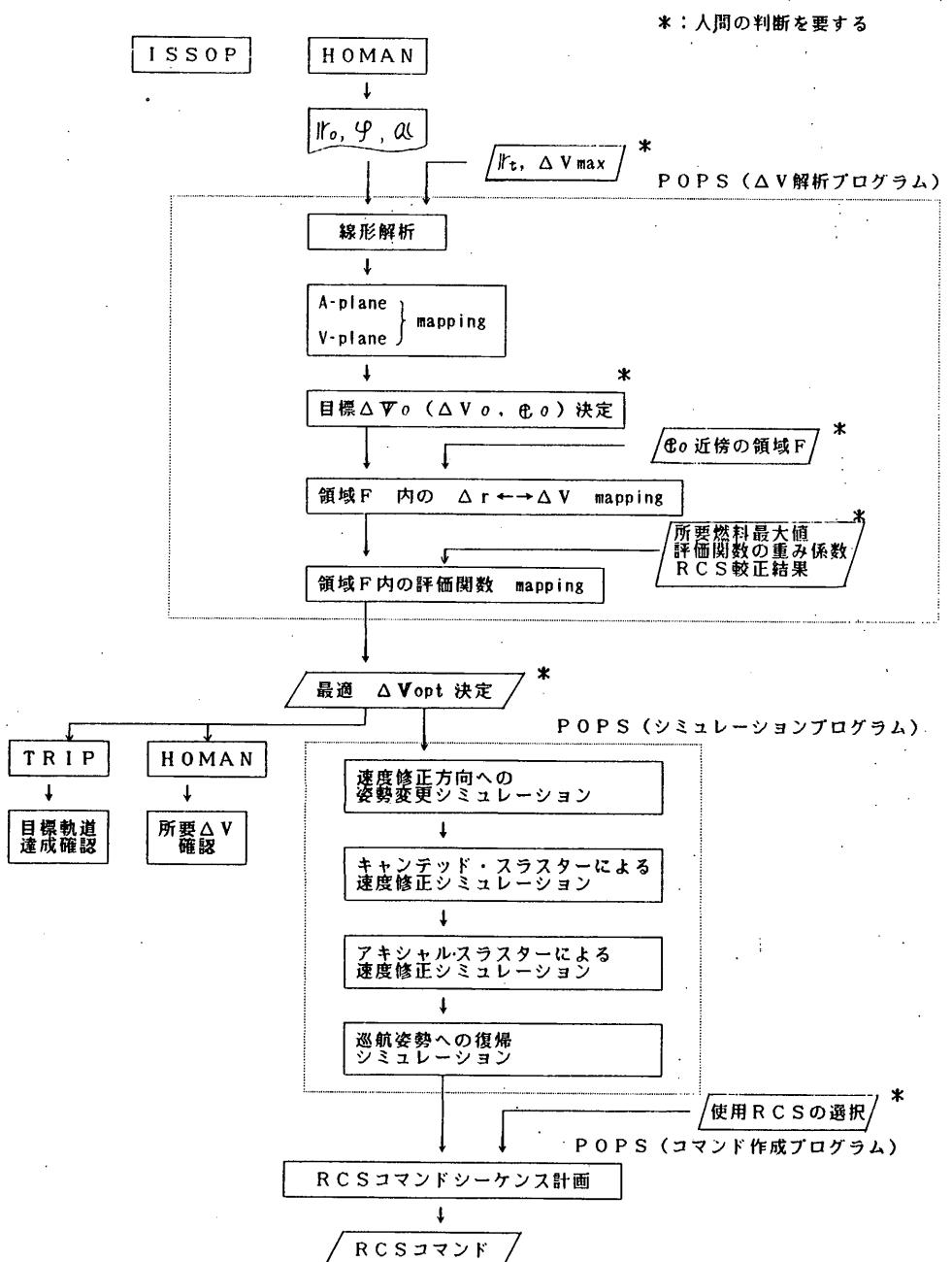
この結果はP O P S 内のシミュレーションプログラムにかけて確認すると共に再度 HOMAN に於いて検証が行われ、線型解析の妥当性が評価される。

検証を経て確定した軌道修正方法を実際の RCS 噴射コマンドに書き下す作業が引き続き行われ、その結果も RCS 運用シミュレーションプログラムによって確認がなされる。このコマンドは他のコマンドと合成されて駒場から白田へ伝送され、第4可視が始まった時点で M S - T 5 へ送られる。

RCS の噴射中、探査機の姿勢は姿勢決定ソフトウェア (ADQL 及び ADS) においてモニターされる。一方所定の速度修正が行われ目標軌道に投入されたか否かは第5可視に行われる軌道決定を待つことになる。



第1図 運用初期 主要作業流れ図



第2図 軌道修正方法決定 シーケンス

5. 2 軌道・姿勢制御装置

5. 2. 1 軌道・姿勢制御装置 (ACE)

三宮研、日電

5. 2. 1. 1 概要

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

5. 2. 1. 2 機能

1) ホイール制御

ハレー彗星の撮像のため探査機のスピンドルレートを $0.2 \text{ rpm} \pm 0.3\%$ に保持する必要がある。その為 PLANET-A ではホイールの回転ムラを $\pm 0.19 \text{ rpm}$ に安定させる機能を有する。ホイールの回転数は、 $2000 \text{ rpm} \pm 300 \text{ rpm}$ の範囲で、任意の回転数をロックコマンドにより設定する。設定は、 $0.95 \mu\text{s}/1 \text{ bit}$ の分解能をもち、 $0.05 \sim 0.08 \text{ rpm}$ の精度で設定可能である。

2) ジェットスラスター制御

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

- 軌道速度制御

- スピンドルレート制御

- スピンドル制御

このうち、スピンドル制御については、次の3つの制御の方法が可能である。

- ロックコマンドにより、噴射タイミング、時間、回数を設定する。

- 自動太陽捕捉モード

・ 地球サーチモード

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

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

コード	メモリエリア
00	1
01	2
10	3
11	4

位相ロック指定は、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} fs を使用する。また、これらのクロックによって計測される位相は、BLOCK COMMAND 4と5により、0～65535 の間で設定できる。

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

- 1 連続噴射モード
0 パルス噴射モード

連続噴射モードの時には、BLOCK COMMAND 1 の 5SB から BLOCK COMMAND 2 の LSB までの 12ビットで噴射時間を設定する。この場合、 $1.25 \text{ msec} / 1 \text{ bit}$ 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される。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、アキシャルジェットをサンパルスの出力されたタイミングで噴射し、太陽角(θ_s)が、 $90^\circ \pm 3^\circ$ に収まるようにスピンドル軸を制御する。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。

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

ただし、スラスター噴射時間は、30 rpmで、200 msec、6.3 rpmでは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、サンパルス発生のタイミングで、キャンティドジェット C_1, C_3 を同時に100 msec噴射する。このジェット制御により、太陽方向から見て CW 方向にスピンドル軸が回転する。この回転レートは、6.3 rpm時に、38 day / 180° 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トパルス、スタートアナログ信号を受け、サンパルスと各スタートパルスの時間間隔を位相データとし、スタート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。

スタートパルス1個について得られるデータ24 bit(位相16 bit、明るさ8 bit)を最大32データ取得し、その後1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行なう。これにより、0.0095 deg / 1 bit程度の位相分解精度が得られる。

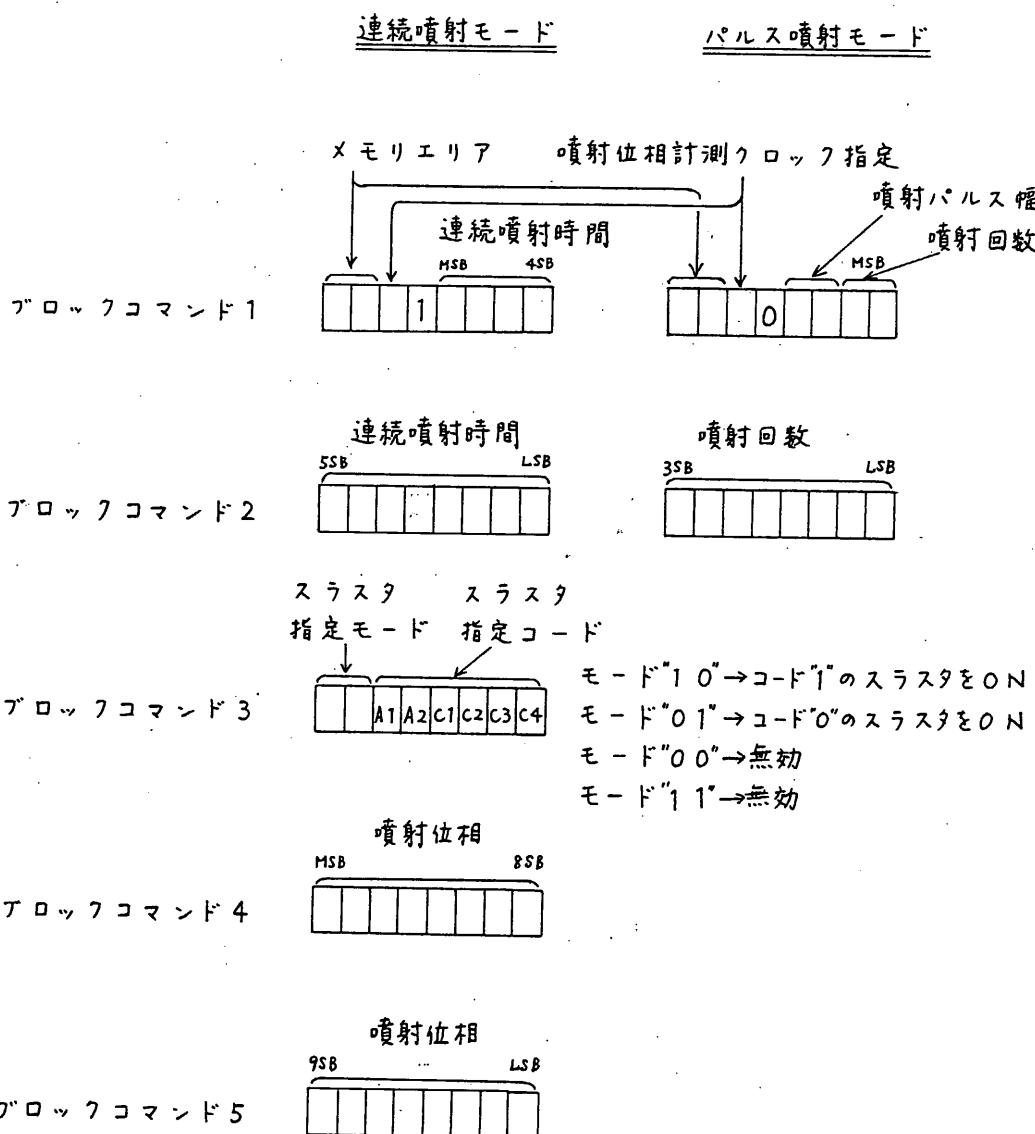


図 5.2.1-1 ジェットスラスタ制御のためのプロックコマンド

5. 2. 1. 3 性能

電気的性能

1) コマンド

ACEで使用するコマンド及びその機能を表5.2.1-1に示す。

2) テレメータフォーマット

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

3) ホイール制御系

回転数設定範囲	$2000 \text{ rpm} \pm 300 \text{ rpm}$
回転数設定ビット数	16 bit
回転数設定精度	$0.05 \sim 0.08 \text{ rpm} / 1 \text{ bit}$
安定度	$\pm 0.19 \text{ rpm}$ 以下
応答時間	7分以内 ($0 \text{ rpm} \rightarrow \text{目標レート} \pm 1\% \text{ まで}$)
ホイール減速時間1	6分以内 ($2000 \text{ rpm} \rightarrow 512 \text{ rpm}$)
ホイール減速時間2	12分±5分 ($512 \text{ rpm} \rightarrow 0 \text{ rpm}$)

4) ジェット制御系

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

5) 姿勢データ計測

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

6) 消費電力

+ 12 V	30 mA 以下	} 計 1.43 W 以下
- 12 V	35 mA 以下	
+ 5 V	130 mA 以下	
+ 15 V	150 mA 以下 (ピ-7時のみ)	

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

機能的性能

1) 形状

180^wmm × 240^lmm × 127^hmm

2) 重量

4.39 kg (DCE を含む)

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

表5. 2. 1 - 1 ACEコマンド項目(1 / 2)

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

表5.2.1-1 ACEコマンド項目(2/2)

コマンド項目	コマンド機能
BC-ENABLE-6	スタースキナーのスピントレート設定、スレッシ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 - OPEN	RCS系のラッチングバルブAを開く。
ラッチングバルブA - CLOSE	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 - OPEN	RCS系のラッチングバルブBを開く。
ラッチングバルブB - CLOSE	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。
⊕ MANEUVER ON	$\theta_s = 90^\circ \pm 3^\circ$ を保ちながら、太陽に向かってCCW方向へ 4.5° スピントルを回転させる。
⊖ MANEUVER ON	$\theta_s = 90^\circ \pm 3^\circ$ を保ちながら、太陽に向かってCW方向へ 4.5° スピントルを回転させる。
RCS AUTO STOP ENABLE	$\theta_s = 90^\circ \pm 3^\circ$ を検出し RCS ブロックコマンドによる制御を強制的に停止させるという機能(RCS AUTO STOP機能)を動作させる。
RCS AUTO STOP DISABLE	RCS AUTO STOP機能を解除する。

表5. 2. 1 - 2 ACEテレメータデータ(FORMAT 4) (1/3)

	F _{4n}	F _{4n+1}	F _{4n+2}	F _{4n+3}
W ₂₁				
W ₂₂				
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 ACEテレメータデータ (2/3)

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

表5. 2. 1 - 2 ACEテレメータデータ (3/3)

	F _{4n} W ₁₄	F _{4n+1} W ₁₄	F _{4n+2} W ₁₄
B ₀	ACE-ON/OFF	RCS制御ON/OFF	スラスターON
B ₁	SAS-A-ON/OFF	太陽捕捉ON/OFF	タンクヒータON
B ₂	SAS-B-ON/OFF	地球捕捉EN/DIS	ペリオドヒートON
B ₃	STS-ON/OFF	地球捕捉ON/OFF	バルブヒータON
B ₄	WDE-ON/OFF	SAS選択1(CMD)	STSヒータA ON
B ₅	WHEEL急減速ON/OFF	SAS選択2(CMD)	STSヒータB ON
B ₆	ランチングバルブA OPEN/CLOSE	SAS選択AUTO A/B	NDヒータON
B ₇	ランチングバルブB OPEN/CLOSE	RCS AUTO STOP EN/DIS	SPIN STATUS(7.5 rpm以下)

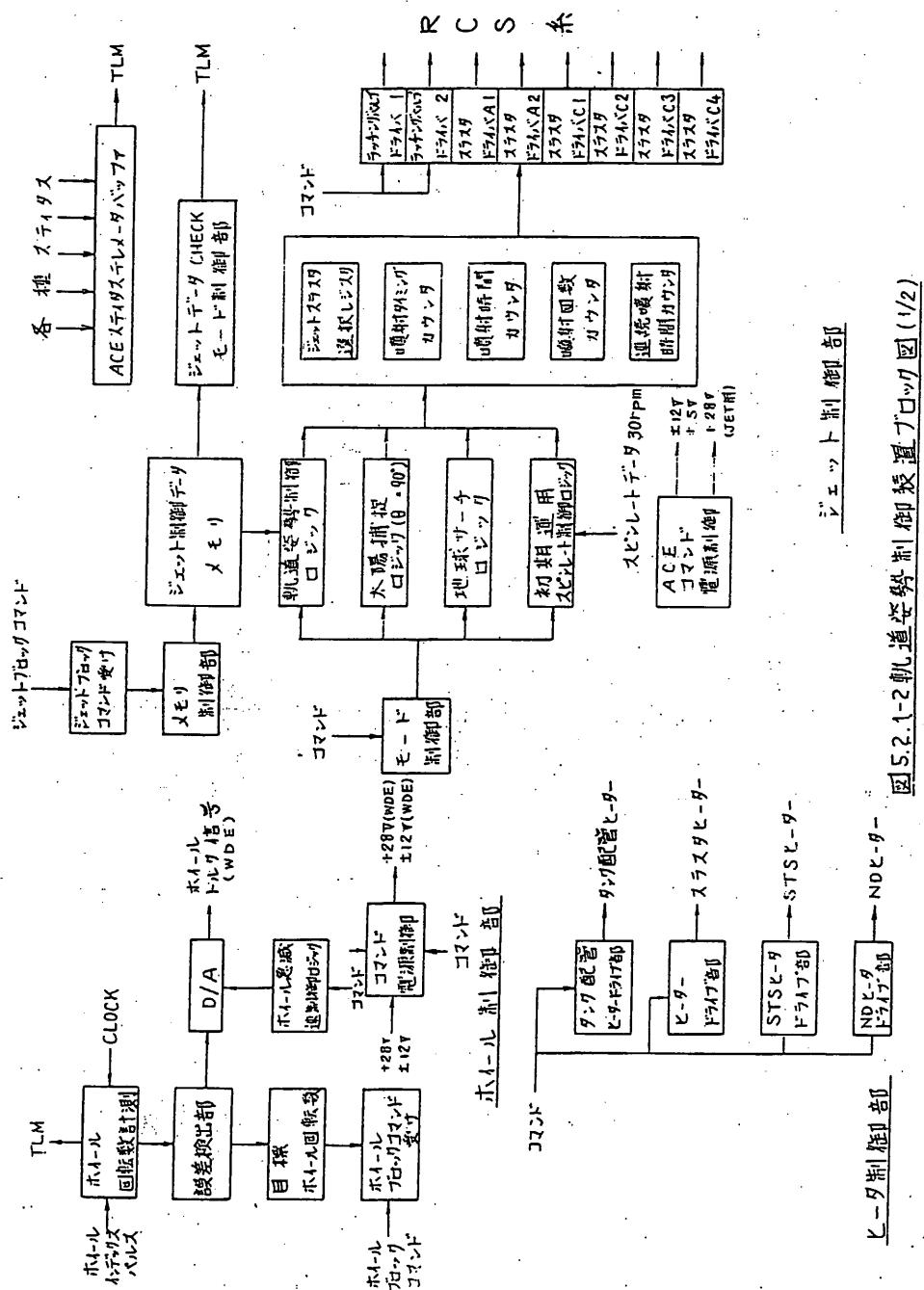


図5.2.1-2 航道姿勢制御装置ブロック図(1/2)

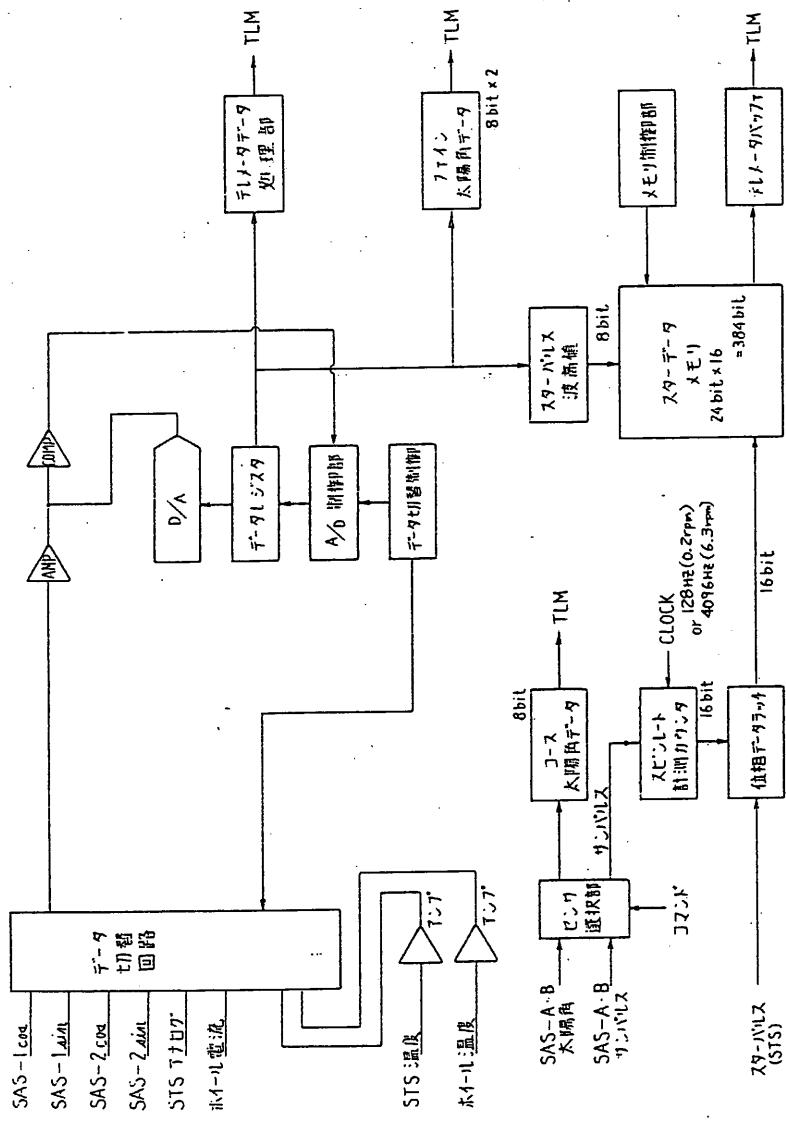


图 5.2.1-2 轨道姿态制御装置 7 口 "7 回 (2/2)

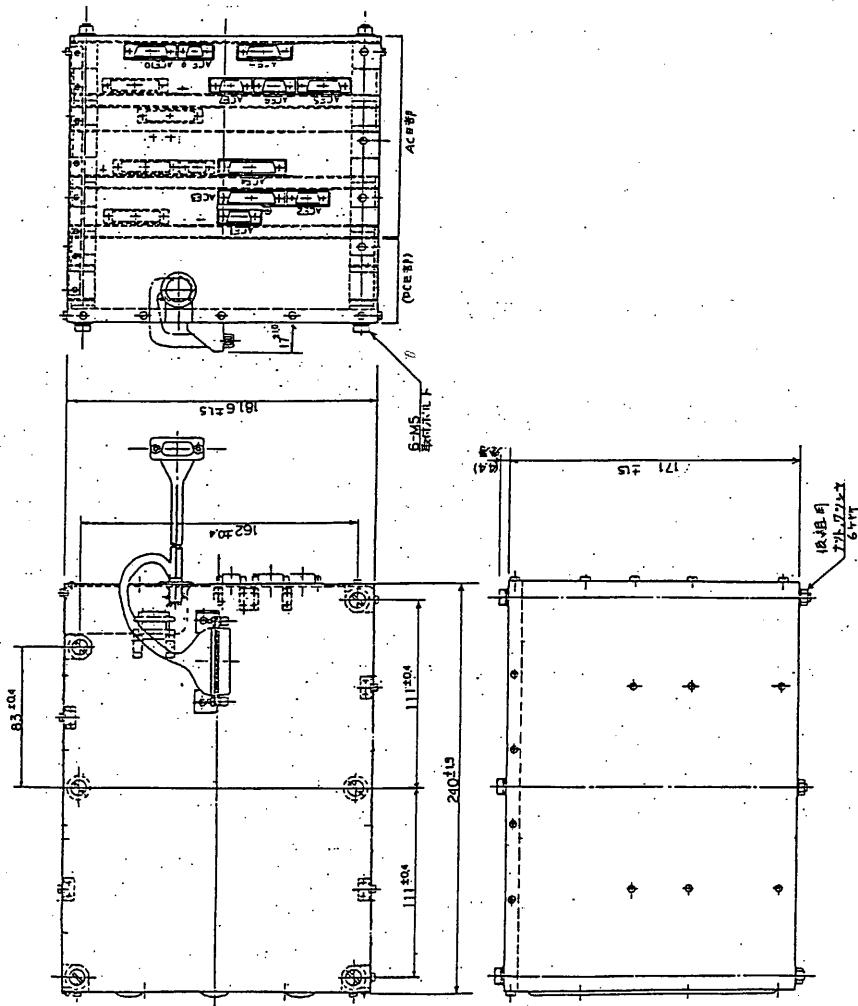


图 5.2.1-3 轨道姿勢制御装置 外觀圖

5. 2. 2 モーメンタムホイール
(MWA/WDA)

二宮研、日電、三プレ

5. 2. 2. 1 概要

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

5. 2. 2. 2 構成

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

5. 2. 2. 3 機能

MWA/WDEは、下記の機能をもつ。

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

5. 2. 2. 4 性能

(1) 物理的性能

ホイール回転数範囲	2000 rpm \pm 300 rpm
ローター部慣性モーメント	0.096684 kg m ²
角運動量	20 N ms (2000 rpm 時)
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 C C W (M W A 取付面より見た時)
角運動量方向精度 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	0.01 Nm / 1 v o l t
消費電力 + 28 V	25W 以下 (ビード時)
	5W 以下 (定常時)
+ 12 V	0.15W 以下
- 12 V	0.15W 以下

(3) 機械的性能

外形・寸法	図 5.2.2-1
重量 MWA	7.39 kg
WDE	1.06 kg

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)
三菱プロレシジョン(株)

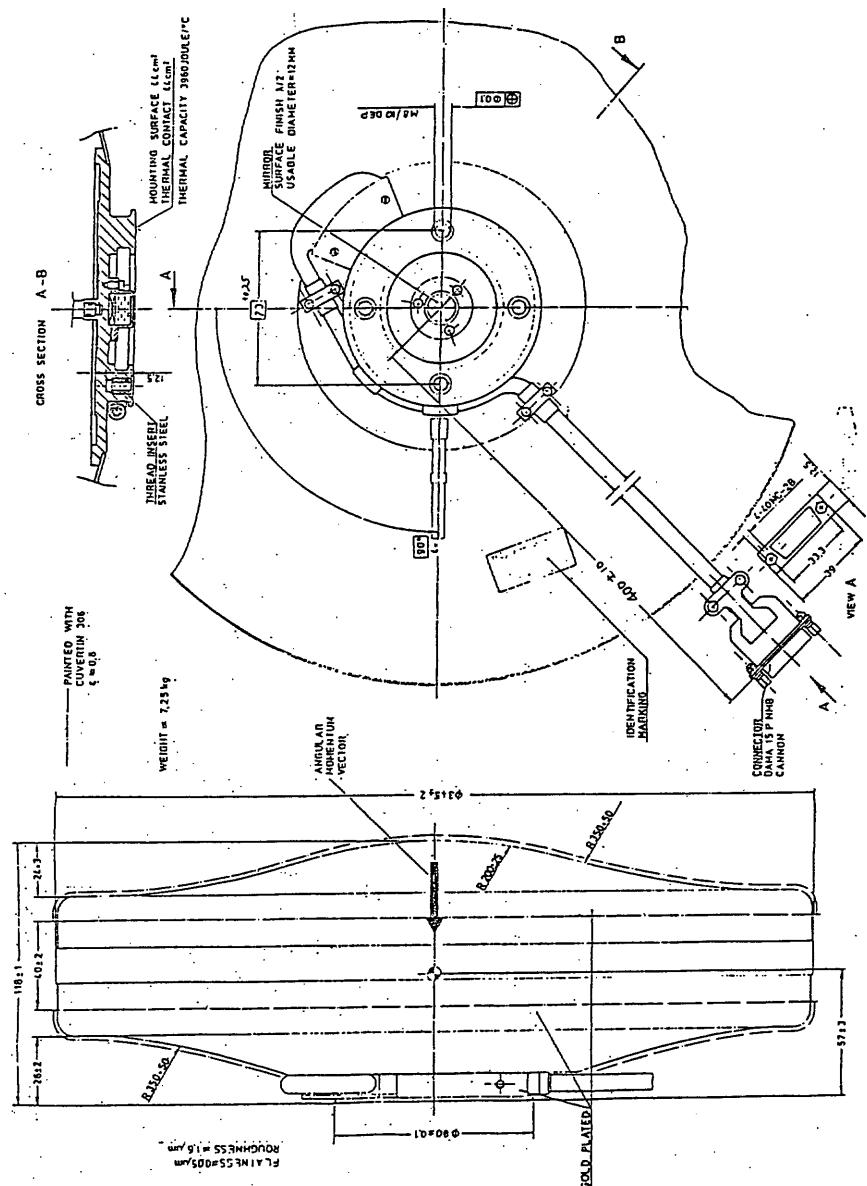


図 5.2.2 - 1 モーテンタムホイールアセンブリ(MWA)外観図

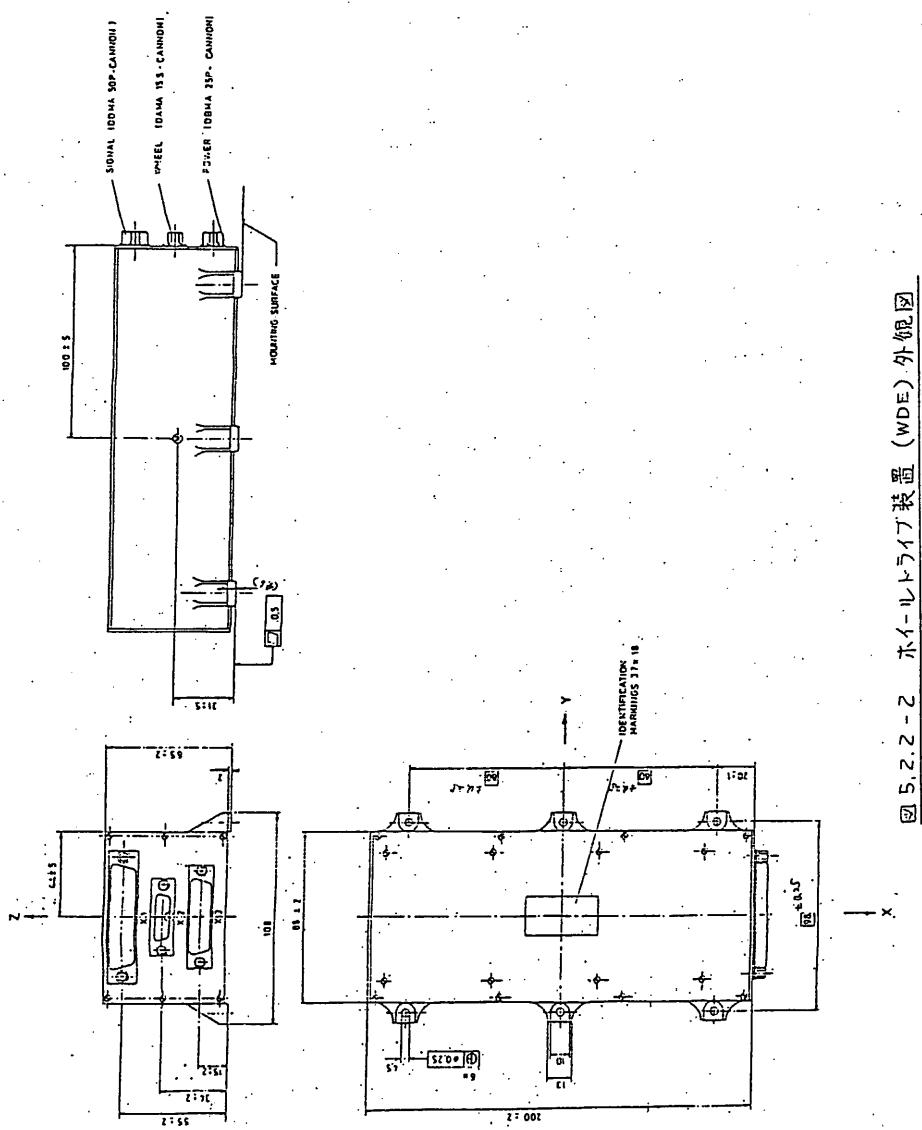


図 5.2.2-2 ホイールライブ装置 (WDE) 外観図

5. 2. 3 リアクションコントロール装置 (RCS)

上杉

1. 概要

RCSに対するミッション要求において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年以上）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燃料にはヒドラジンを用い、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設計を行った。その概要は次の通りである。

- (1) 燃料供給方式としてはプローダウンによる圧送ガス方式を採用し、ヒドラジンと圧送ガス（窒素）とをブローバーによって隔離し同一タンク内におさめる。
- (2) 6基のスラスタを3基ずつまとめてエンジンモジュールとし、一方のエンジンモジュールでも要求性能を満たせるよう配置した。
- (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システムの幾何学的中心に一致させるよう対称に配置した。

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（N₂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なる。そのシステム系統図を図1に示す。

(1) 押ガス、燃料システム

重量軽減と信頼性向上の観点から窒素ガスとヒドラジンとをブローバーを介して1つのタンクに

まとめ、従来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。この方法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、燃焼圧力も下って発生する推力は小さくなる不利な点があるが重量及び信頼性の向上の利点が大きい。

(2) エンジンシステム

エンジン系は6基のエンジンを3基ずつ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できる。即ちデグラデーションモードが可能な方式としている。

(3) ヒーターシステム

ヒドラジンは+5°C～+60°Cの範囲で温度制御が必要である。低温側は凍結防止より、又高温側は安定性よりの制限である。一方スラスタは安定した燃焼特性を得るために、作動開始前に、分解室温度を100°C以上にする必要がある。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の温度センサーを設けている。又、押圧の低下及び残燃料の監視のため圧力センサを設けている。これらの情報はHKデータとして入手する。

2.2 構造

(1) 全体

(ア) 衛星システムのレイアウト及び組立に関する要求からRCS全体を1モジュールとし、且つ幾何学的中心に偏り対称な配置としている。図2に示したようにRCSは単体のサブシステムとしては剛な構造となっていないため、その組立、輸送、衛星への組込に偏り、以下の方法を採用した。

(イ) 工場での組立は、衛星構体と同一のインターフェイスをもつ組立治具上にて行いそのまま専用コンテナで輸送できるようにした。

(ウ) 衛星への組込はRCSを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。

(2) タンクモジュール

対称性の要求からA、Bの2モジュールを有する。タンクはチタン製で内部にブレーダーを内蔵、溶接シールしている。タンク各1個の容量はヒドラジン5. 13ℓ、窒素2. 90ℓである。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マイラーで巻いて断熱している。

衛星のプラットフォームへのタンクモジュール取付けは高さ方向の若干の重心調整が出来るよう多少配管にフレキシビリティーを設けている。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は3基のスラスターとフィルター、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フレームに組付けた形状となっており、タンクモジュールと配管系によって結合されている。

スラスターはヒドラジン分解室、ノズル、取付け部、並びに電磁弁等からなり主な材料はハイネス25、ヒドラジン用触媒はシェル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基のスラスターのうち1基は衛星のスピンドル方向に推力が得られるよう取付けてあり、他の2基は衛星プラットフォーム平面上左右に30度の角度をなし、且つ推力が重心線を通りよう約20度の仰角をもって取付けられている。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。注液及び注氣作業は、衛星のウエイクセスドアを通して地上設備からの配管を接続して行う。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できるよう、注氣後2つのタンクの窒素系を遮断する機能を備えている。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等に用いるため設けられている。

3. 性能

プローデウン方式であるため性能は燃料の消費に伴ない変化する。ここでは打ち上げ時とミッション末期の主要性能を示す。但しミッション末期として、残燃料が0.5kgの時点の値をとった。

なお本表は機体重量137kg、燃料搭載10kg、Z軸慣性モーメント $3.061\text{ kg}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$ として計算したもので、衛星最終実測値とは若干異なる可能性がある。

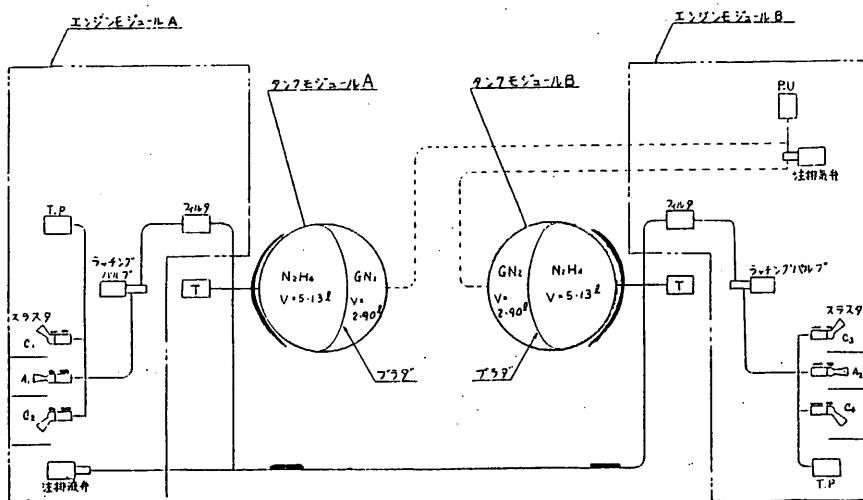


図1 RCSシステム系統図

凡例
 P.U...圧力リリーフ
 T...温度センサ
 T.P...テストポート
 —...液体配管
 - - -...N₂ガス系配管
 - - - -...ビード

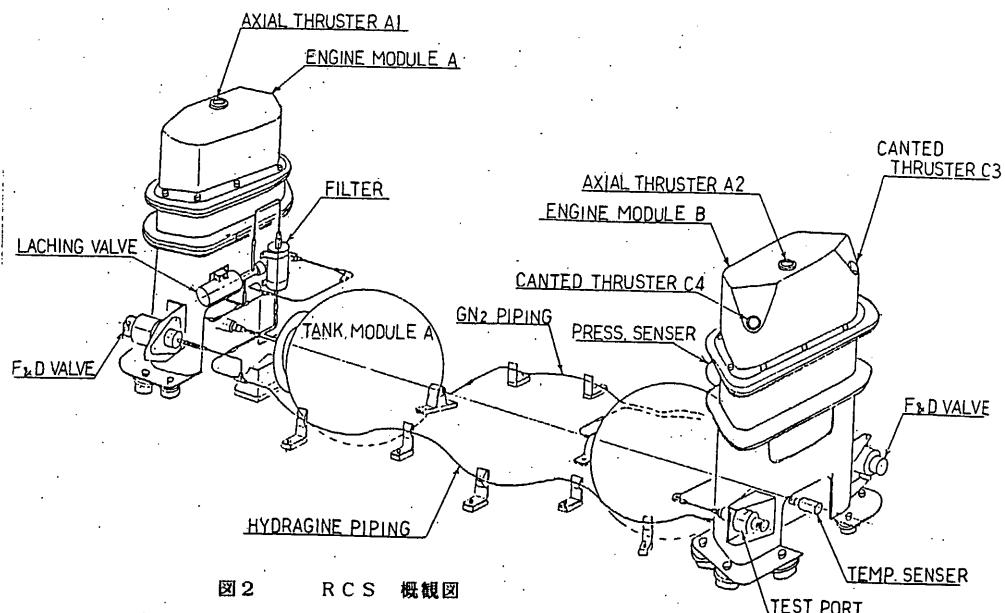


図2 RCS 概観図

表 1 R C S 主要性能

Item	Nomen-clature units	Initial capability (nominal)	Final available capability	Remarks
1. Thrust	f kg	0.3	0.168	
2. Total Impulse	I_t kg·s	1500	—	Available I_t (Residual fuel 0.5 kg)
3. Propellant Weight	W_p kg	10.0	1.266	
4. Acceleration Force	F kg	0.6	0.336	Axial Thruster
5. Precession Torque	T_θ kg·m	0.187	0.105	Axial Thruster
6. Spin Torque	T_s kg·m	0.1518	0.085	Canted thruster Angle 30°
7. Acceleration	\dot{V} cm/s ²	4.29	2.566	Initial total Weight $W_{sic} = 137 \text{ kg}$
8. Angular Velocity of precession	$\dot{\theta}$ /s	1.10	0.645	Initial moment of Inertia $I_z = 3.061 \text{ kgpm}^2$ 30 rpm
9. Spin Acceleration	\dot{N} (rpm)/s	0.474	0.278	Ditto
10. Precession Torque	T_θ kg·m	0.0618	0.0346	Canted thruster C_1, C_2
11. Minimum Pulse	Δt_m s	0.100	0.100	
12. Precession Angle per pulse	$\Delta\theta$ °	0.22	0.129	Axial thruster at 30 rpm × 0.2s
13. Ditto	$\Delta\theta$ °	0.18	0.10	Canted thruster C_1, C_2 at 6.3 rpm × 0.1s
14. RCS Dry Weight	W kg	10.0	10.0	
15. Tank Pressure	P_t kg/cm ²	20.0	8.0	absolute press.

5. 2. 4 ニューテーションダンパ
(ND)

二宮研、日電

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つてエネルギーを消散するものである。

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

PLANET-Aでは、スピン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	Φ 380 mm
円管内径	Φ 20 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	$2\theta \approx 133.6^\circ$ (充てん率 37%)
封入量	139.2 ± 0.2 cc (25°C 5×10^{-3} torr 以下)
リード量	1.0 atm · cc / 年 以下

2) ヒーター

ヒータ抵抗	86.7Ω ± 10%
消費電力	4.6W (BUS 電圧 20V)

3) 機械的性能

外形・寸法	図 5. 2. 4 - 1
重量	512 gr 以下

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

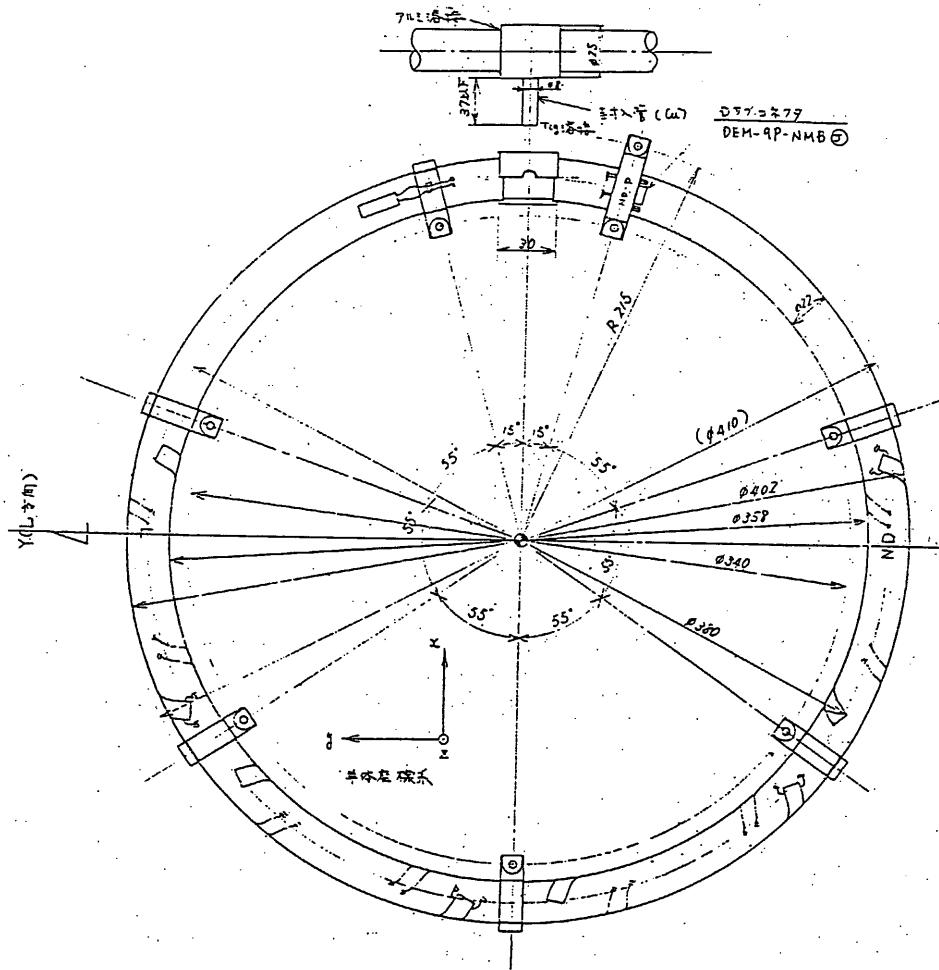


図 5.2.4-1 ニューテンションダンパー 外観図

5. 3 姿勢検出装置

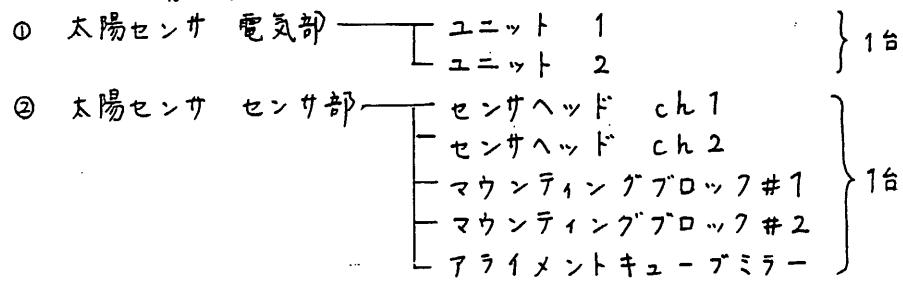
5. 3. 1 太陽センサ (SAS)

二宮研、日電

5. 3. 1. 1 概要

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

5. 3. 1. 2 構成



(センサヘッド構成図を図5.3.1-1に示す)

5. 3. 1. 3 主要性能

主要性能を以下に示す。

① 視野角 -85° ~ +85° (探査機赤道面に対し)

$$\begin{cases} \text{ch1} & +85^\circ \sim -43^\circ \\ \text{ch2} & +43^\circ \sim -85^\circ \end{cases}$$

- ② 測定精度 ch1, ch2 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 ~ 5V $\times 2$ ch
アナログ COS 2° に相当する 0 ~ 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

宇宙科学研 二宮研究室
日本電気(株)

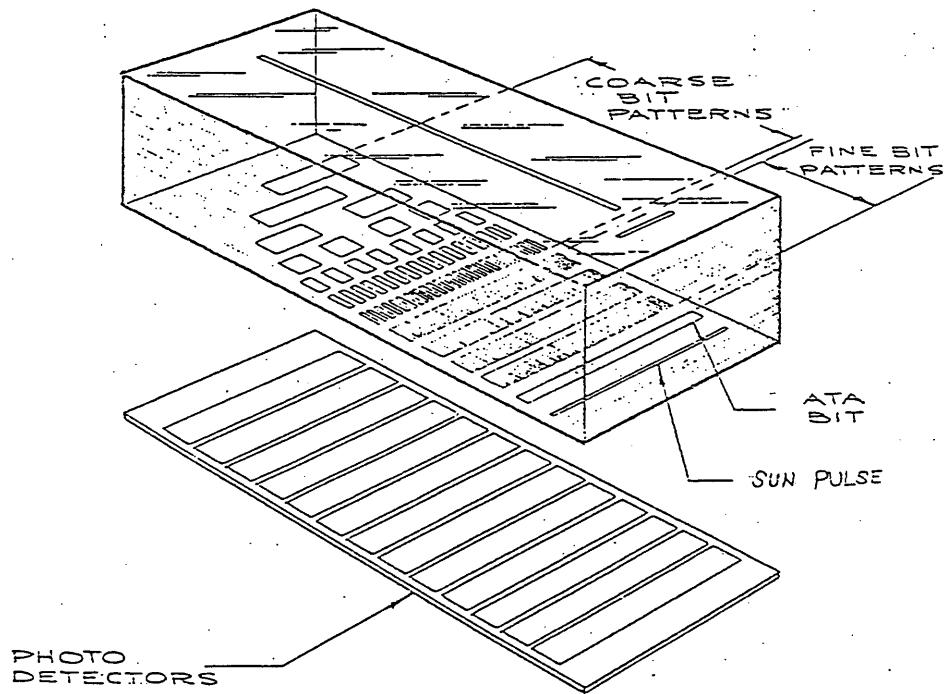


図 5.3.1-1 太陽センサのセンサヘッド構成

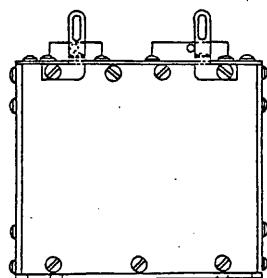
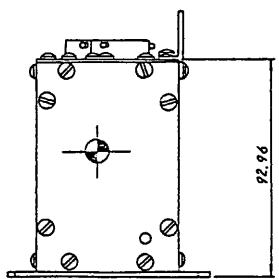
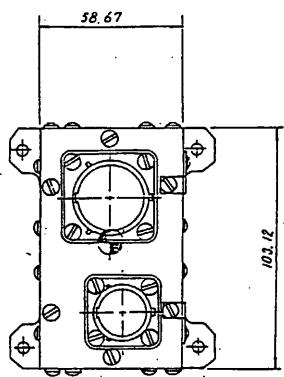


図 5.3.1-2 太陽センサ 電気部

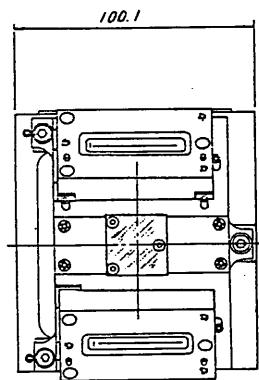
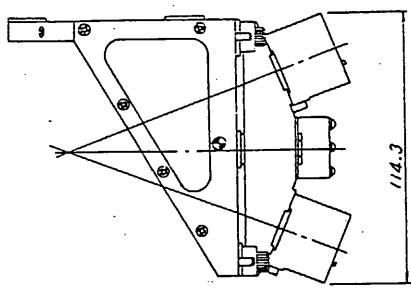
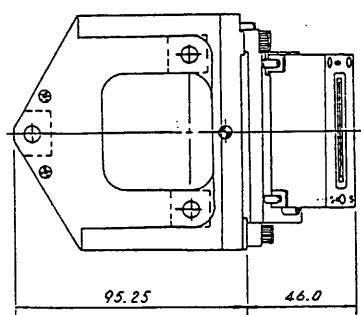


図 5.3.1-3 太陽電池 センサ部



5. 3. 2 スタースキャナ (S T S)

二宮研、日電

5. 3. 2. 1 概要

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

5. 3. 2. 2 機能

本装置は、下記の機能をもつ。

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

5. 3. 2. 3 性能

(1) 光学的性能

視野

図 5. 3. 2-1

検出等級

カノーナス (-20°C ~ +45°C)

+1.2等級 (+20°C以下)

スピンドルレート

5 ~ 8 rpm, 0.12 ~ 0.28 rpm

(フィルタ High/Low 切り替え)

スターANAログ電圧

2.5V ± 0.5V (カノーナス)

スターANAログ電圧誤差

± 0.25等級

スターpus絶対位相誤差

± 0.5 deg

各pus間の位相変動量
(雑音によるもの)

0.15 deg (3σ)

最終的な位相誤差 (校正後) 0.1 deg (3σ)

(2) 電気的性能

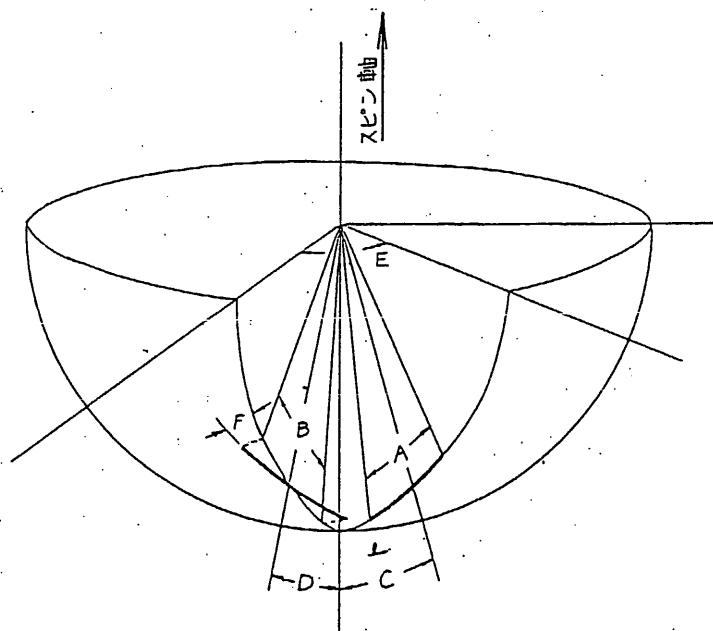
消費電力 +28V 2.0W以下

(3) 機械的性能

外形・寸法

図5.3.2-2

重量 STS本体 2.7kg以下
マウンティングブロック 1.1kg以下



- A = 12 (+1.0, -0)° - Elevation FOV of A slit
- B = 12 (+1.0, -0)° - Elevation FOV of B slit
- C = 14 ± 0.2° - Angle between A slit optical axis and spin axis
- D = 14 ± 0.2° - Angle between B slit optical axis and spin axis
- E = 25.0 ± 0.2° - Angle between A slit and projection of B slit onto meridian
- F = 20 ± 0.5° - Inclination of B slit

図5.3.2-1 スタースキャナ-視野

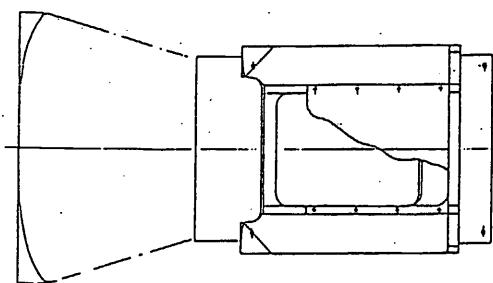
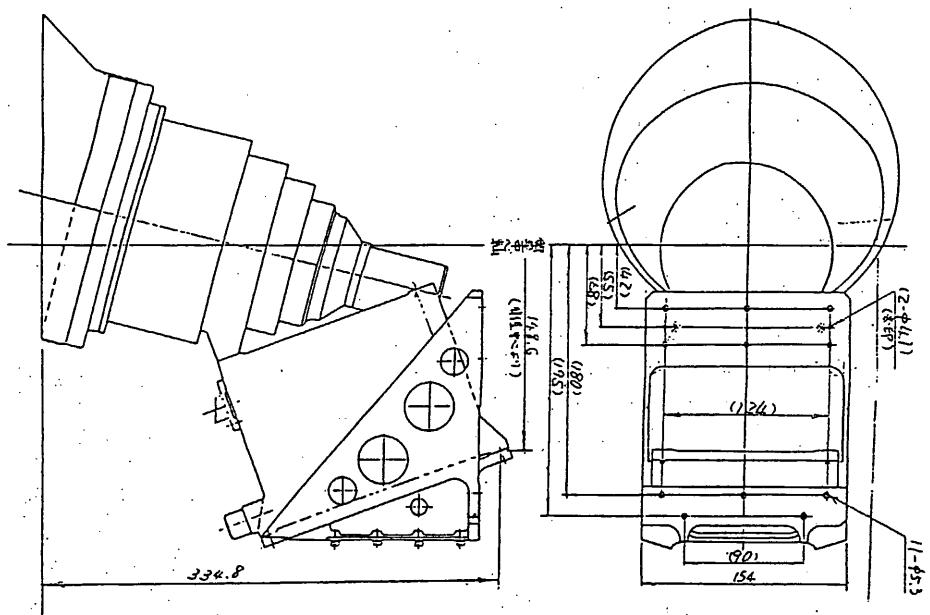


図 5.3.2-2. スタースキャナー 外観図