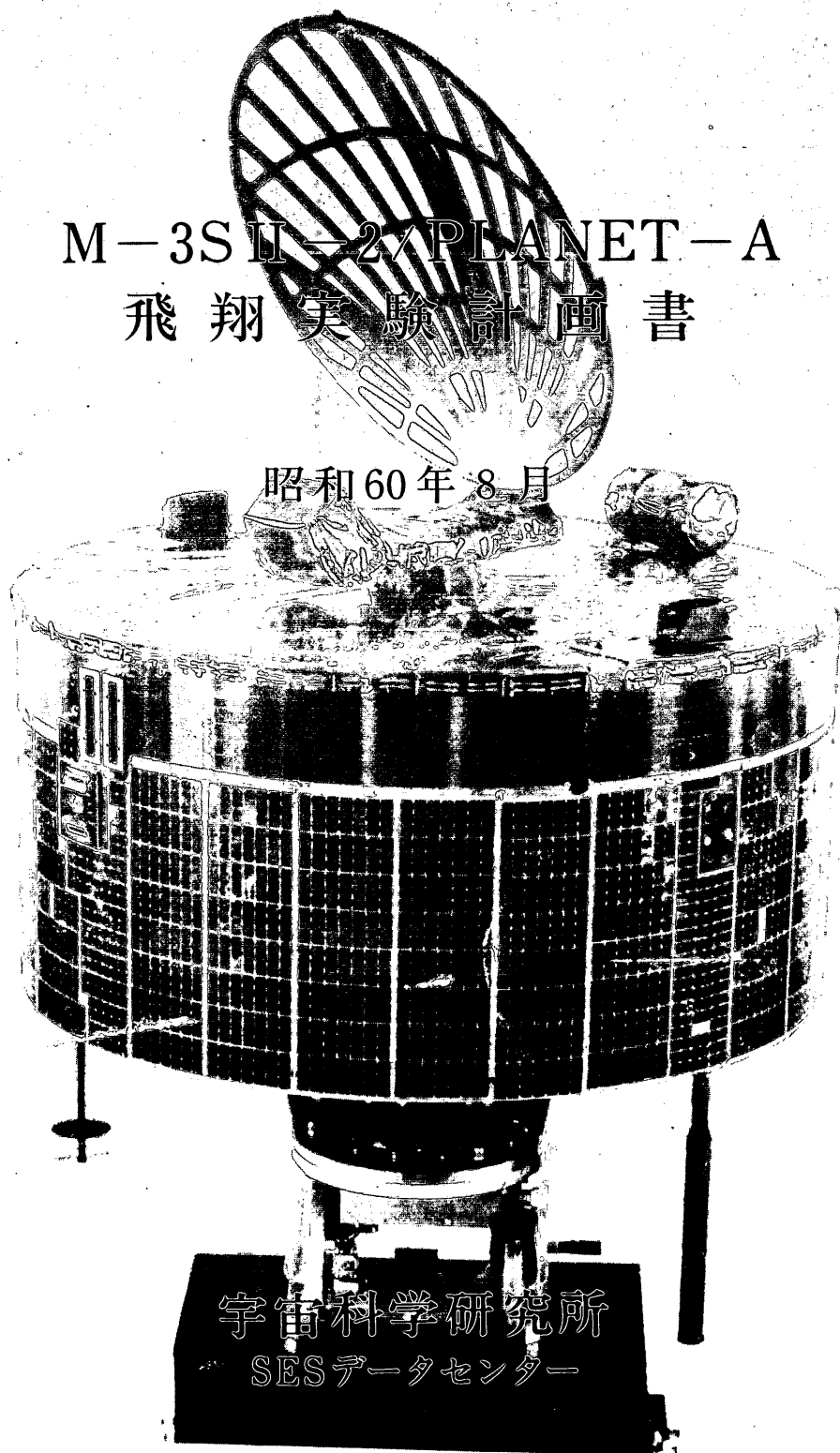


M-3S II-2/PLANET-A
飛翔実験計画書

昭和60年8月



宇宙科学研究所
SESデータセンター

☆ M-3SII-2/PLANET-A 飛翔実験計画書目次 ☆

~~機~~ ~~体~~

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

衛 星

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バンドダイプレクサ (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 (HK)	河端、松下	364
3.2 計測装置 (INS-SA)	今沢、松下	368
4. タイマ・点火系		374
4.1 シーケンス・タイマ (EPT-SA)	中部、相原、松下	374
4.2 イグナイタ電源 (IG-PS)	後川研、日電	384
5. 軌道・姿勢制御系	二宮研、日電	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 (ACE)	〃	412
5.2.2 モーメントムホイール (MWA/WDA)	二宮研、日電、三ブレ	424
5.2.3 リアクションコントロール装置 (RCS)	上杉	428
5.2.4 ニューテーションダンパ (ND)	二宮研、日電	433
5.3 姿勢検出装置	〃	436
5.3.1 太陽センサ (SAS)	〃	436
5.3.2 スタースカナ (STS)	〃	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 (SCP)	〃	446
6.3 蓄電池 (BAT)	〃	452
6.4 電力制御器 (PCU)	〃	455
6.5 コンバータ (CNV)	〃	463
6.6 電流センサ (CUS)	〃	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 熱設計	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レシステム	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

序

伊藤

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た。10年以上前から構想が続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年毎の回歸の時期に遭遇して、太陽風プラズ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kmを突破した。

この試験探査機の主目的である、工学的試験項目

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

は充分に達成されつつあり、また第2の目的である太陽風プラズマの観測および惑星間空間磁場の観測も継続されており、既にいくつかの注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1日にはハレー彗星の太陽側前面約700万kmに接近する予定である。

このような「さきがけ」の成功のめを承けて、PLANET-Aはいよいよ昭和60年8月17日、M-3S-II-2号機により打ち上げられる。PLANET-Aの観測の主目的は水素ライマンアルファ線(1216\AA)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・消滅の機構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、PLANET-Aはハレー彗星の核の前面の100万km以内に接近することを目標として打ち上げられる。

昭和61年3月10日にはハレー彗星が黄道面を通過(降交点通過)するが、この日前後にVEGA-1, VEGA-2, PLANET-A, さきがけ, GIOTTO, ICEの6探査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を通じて各国に通報され、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。

総 論

1) ミ ッ シ ョ ン

伊藤

1. ま え が き

よく知られているように、ハレー彗星は古くから史書にその出現が記録されている巨大な彗星であって、エドモンド・ハレーがその周期を計算して1758~9年の出現を予告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、ほぼ76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なく、地球がその尾を横切ったので世の中にさまざまなエピソードを生んだ話は有名である。来る1986年の出現の際の軌道は前回と異なり、最近の点は地球から見て太陽の向う側になるの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翔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ない程度発達しているので、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だが、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わせる計画を進めることになった。

こうして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、彗星としての活動のすべてが活発に出現すること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発で、ガスを放出する割合が他の短周期彗星より約100倍も大きいこと。

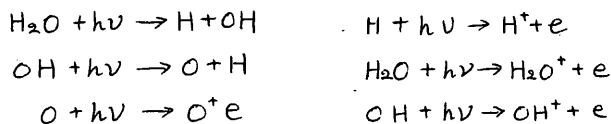
次に、前回の1910年の出現時にも大規模な地上観測網が敷かれて大量のデータが得られているので、今回のデータと比較し研究することにより多くの科学的成果が期待されること。等である。それではハレー彗星とはどのような構造をもっているのだろうか。

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る。(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の氷の塊で、約40時間の周期で自転している。総質量は 10^{12} ton程度である。

この核が太陽に次第に接近すると、太陽の輻射熱のため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程度の大きさを持ち、核の物質と同組成の稀薄なガス体で充されている。コマの中の中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電荷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10~20万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(プラズマの尾)を形成し、中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、太陽放射の中の水素ライマンアルファ線(1216 Å)を共振散乱するので、この波長の光で観測すれば明る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じる検出器を持った撮像装置なので、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 H_2O の蒸発、 H_2O 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6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は判明する筈である。

ESPは打上げ後約1ヶ月を経ってから太陽風プラズマ中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、太陽風プラズマ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が衝撃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GiottoのミッションとPLANET-Aのミッションは大きく異なっている。

4. むすび

今回のハレー彗星の観測は、各国の飛行体による観測と、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。それぞれの観測は、ハレー彗星の物理像の少しずつ異なる面々の解明を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何ほどの大きな前進が見られるであろう。われわれのPLANET-Aもその一翼を担っているので、このミッションを成功裡に達成したいと願っている。

この小文を終るにあたり、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の卓越たる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

PLANET-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づき、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。PLANET-A計画としては、試験探査機MS-T5とハレー彗星探査機PLANET-Aの2機を同一プロジェクトとして、搭載される観測機器及びそれらに付随した若干の部分を除いて殆んど同一設計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モデルの設計が実施された。昭和59年度に完成したPLANET-Aのフライトモデルは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PLANET-Aのシステム概要について述べる。PLANET-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。

PLANET-Aの主目的である撮像という面から考えると、探査機が高速でスピンしていることは好ましくない。一方探査機を3軸制御方式とすることは、重量、熱設計、制御を初めとする運用上の問題のいず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2 rpsのスピンは、キックモーター切離し後直ちに30 rpm 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_0 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パスで行った約6 rpm へのスピンドウンをPLANET-Aでは第1パスに行って、スタースカ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6 rpm 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・パラボラ型のメカニカル・デスパン・アンテナを使用し、これをスピンの影響されずに地球を指向させる方式とする。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0.2 rpm まで減速させ、この

間姿勢はモーメントム・ホイールを約2000rpmで回転させ安定化をはかる。撮像にはUVカメラのC
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。

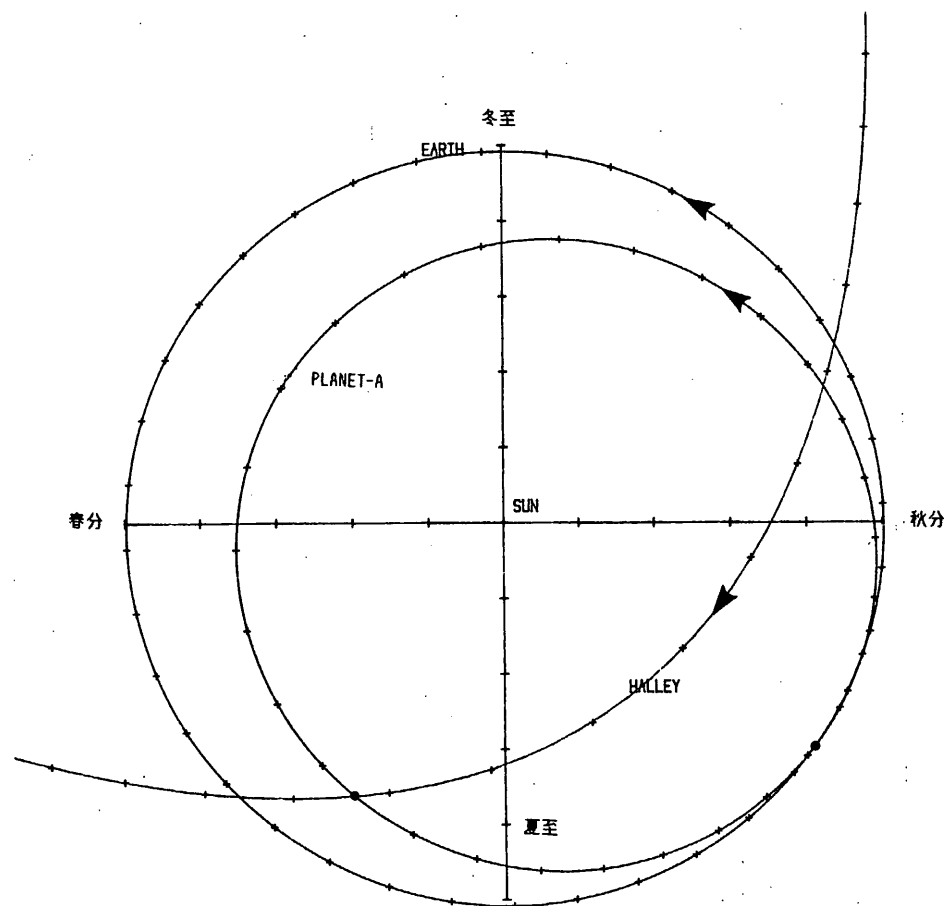


図 1 PLANET-A ($\tau=1985.8.17$) 軌道図

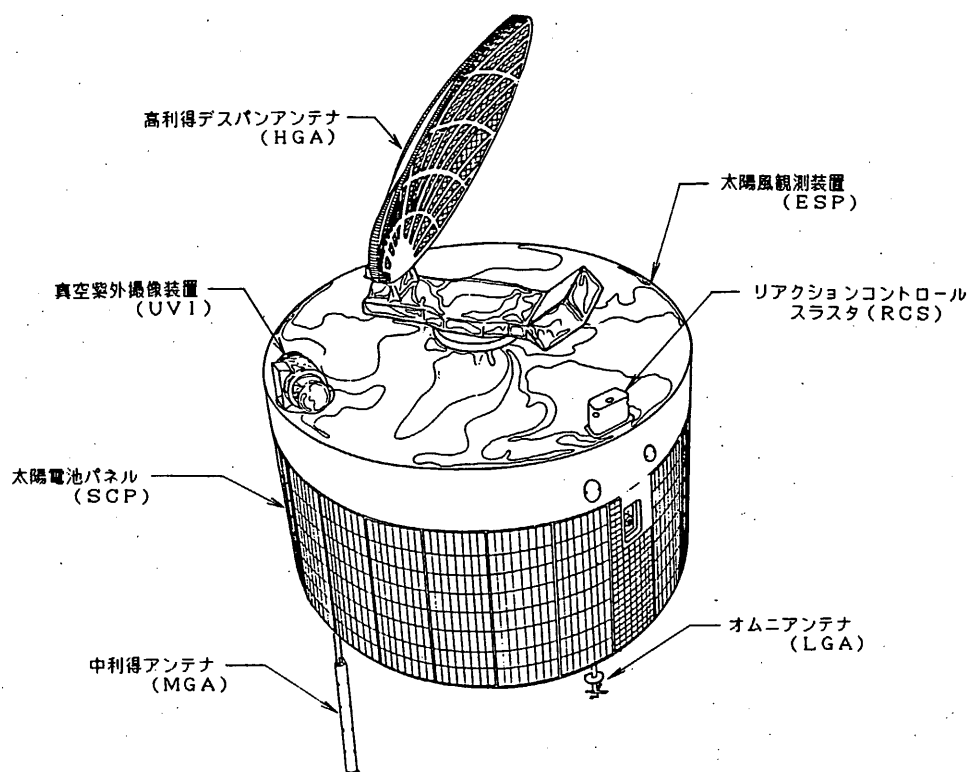


図 2 PLANET-A 外 観 図

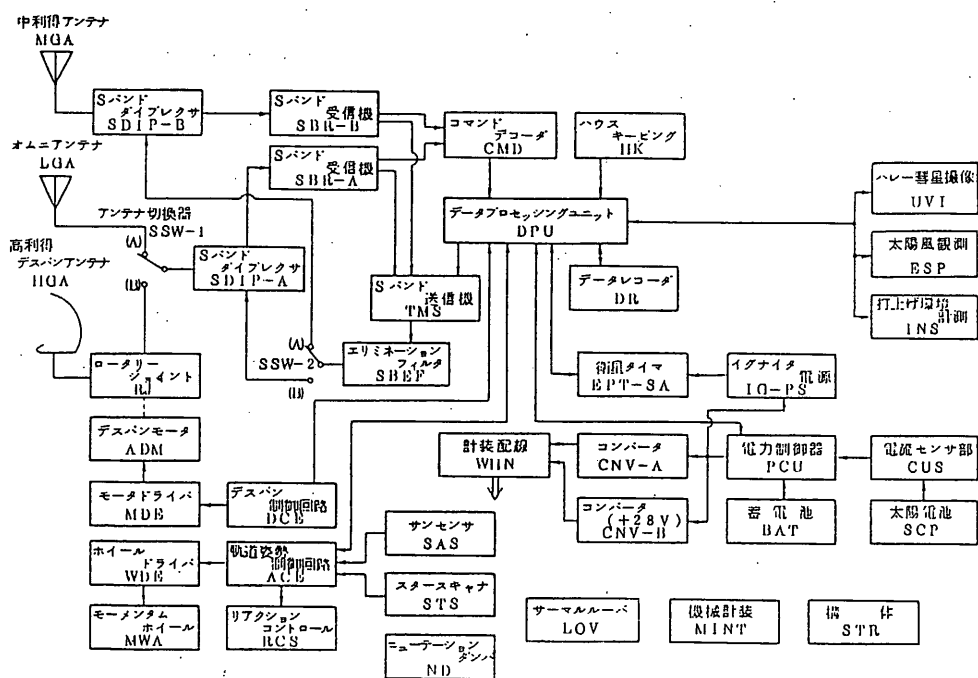


図 3 システムブロック図

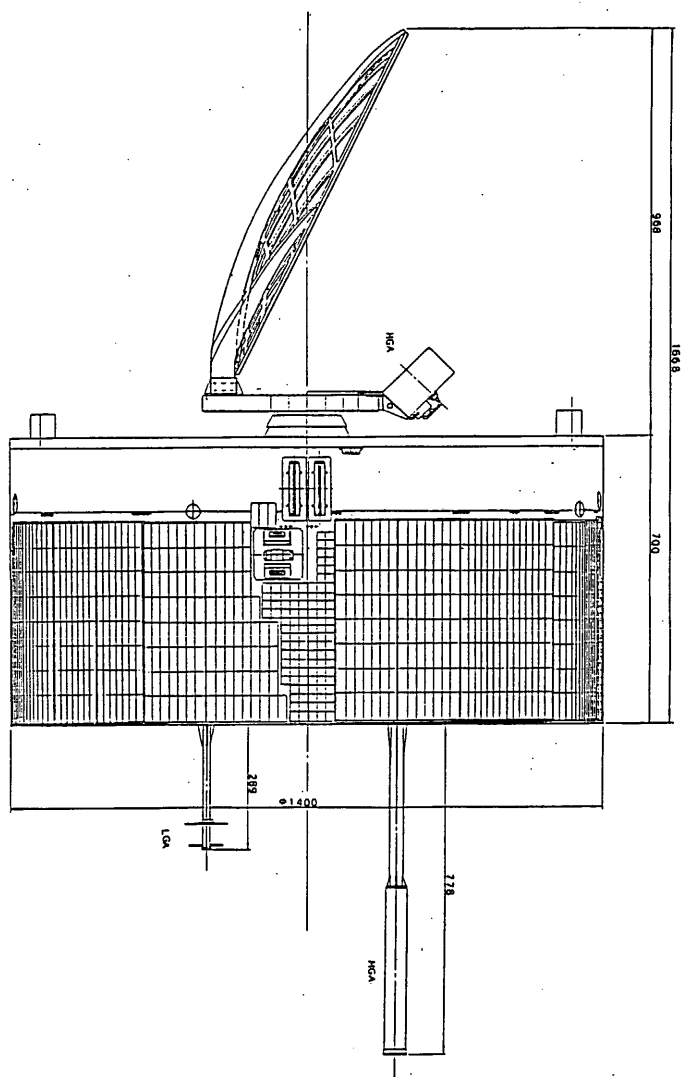


図 4 PLANET-A 機器配置 (1/3)



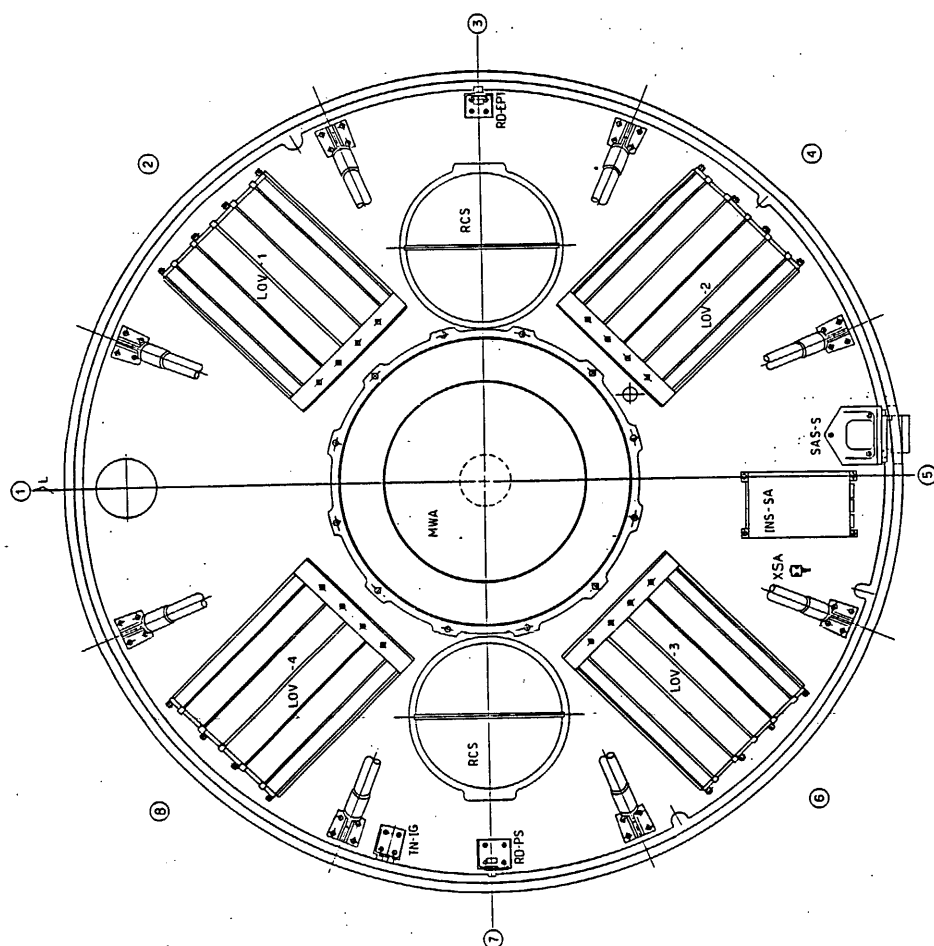


図 4 PLANET-A 機器配置 (プラットフォーム下面) (3/3)

表 1 質 量 特 性

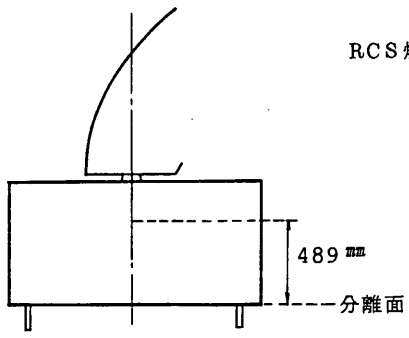
重 量	<div>衛星乾燥重量 129.8 kg</div> <div>RCS 燃料 9.9 kg</div> <hr/> <div>合 計 139.7 kg</div>
重 心 位 置	
慣性モーメント	<div>$I_Y = 21.0 \text{ kg} \cdot \text{m}$</div> <div>$I_P = 22.8 \text{ kg} \cdot \text{m}$</div> <div>$I_R = 32.0 \text{ kg} \cdot \text{m}$</div> <div>○ RCS 燃料は 9.9kg , デスパンス部, ホイールロータ部を含む値である。</div> <div>○ デスパンス部慣性モーメント = $0.20 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$</div> <div>○ ホイールロータ部 " = $0.0953 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$</div>

表 2 総合諸元

項 目	諸 元	備 考
1. ミッション	<ul style="list-style-type: none"> 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-3S II 2号機	
5. システム全般	(1) 外 観 1.4m ϕ ×0.7m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 <ul style="list-style-type: none"> サーマルループによる能動制御 リアクションコントロール系の配管等はヒータによる制御 (2) 温度予測	

項 目	諸 元	備 考									
7. 電 源 系											
7.1 太陽電池 (S C - P)	(1) 方 式 ボディマウント (2) 発生電力 <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>6 8 W</td></tr><tr><td>BUS 23.5 V</td><td>7 9 W</td></tr></table> (3) 素 子 <table border="1"><tr><td>2 × 6 cm²</td><td>1 4 0 0 枚</td></tr><tr><td>2 × 2 cm²</td><td>3 3 6 枚</td></tr></table> ○ タイプ BSFR ○ カバーガラス ヒューズドシリカ 	打上げ初期 ($\theta_s = 90^\circ$)		BUS 20 V	6 8 W	BUS 23.5 V	7 9 W	2 × 6 cm ²	1 4 0 0 枚	2 × 2 cm ²	3 3 6 枚
打上げ初期 ($\theta_s = 90^\circ$)											
BUS 20 V	6 8 W										
BUS 23.5 V	7 9 W										
2 × 6 cm ²	1 4 0 0 枚										
2 × 2 cm ²	3 3 6 枚										

項	目	諸	元	備	考
7.4	コンバータ (CNV)	(1) 入力電圧 (2) 出力電圧 CNV-A	+16V～+24V		
		出力電圧	電圧変動範囲	雑音	リップル
		+15V	+14.5～+15.3	100mVpp	50mVpp
		+12V	+11.7～+12.4	〃	〃
		-12V	-11.7～-12.4	〃	〃
		+5V	+4.7～+5.3	〃	〃
		-5V	-4.7～-5.3	〃	〃
		負荷容量			
</					

項 目	諸 元	備 考
8. 通 信 系		
8.1 S バンド受 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 -14.0dBm~-60dBm (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 — 2048bps NRZ-L- NRZ-S-PSK 128bps NRZ-L- NRZ-S- CONVOLUTION -PSK レンジング — TONE (4) サブキャリア テレメータ — 2048bps 8192Hz 128 bps 8192Hz (5) 変調度 テレメータ — 2048bps 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 dBi (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 $+5.5\text{ dBi max}$ $\pm 0.5\text{ dBi}$ 以上 ($\pm 16^\circ$ 内) (3) 偏波 直 線	
8.5 高利得デスパン アンテナ (HGA)	(1) 型式 オフセットパラボラ (2) 利得 (受信) $+21.5\text{ dBi max}$ (送信) $+23.1\text{ dBi max}$ いずれも $\pm 5^\circ$ コーン上にて 3 dB 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	} 略

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受け 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>P 3 → 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	P 3 → 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		<p>P3用 PS-OFF</p> <p>PKM用PS-OFF</p> <p>略</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	P 3 → 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釈し、コードを DPU へ送出する。</p> <p>(2) 入力信号形式 PCM(PN)-PSK</p> <p>(3) コマンドコードのビットレート 16 bps</p> <p>(4) コマンド送信コードフォーマット……………</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管制信号の出力 ◦ データ編集 ◦ 観測その他に必要なタイミング信号の出力。 <p>(2) コマンド項目 (リアルタイム)</p> <ul style="list-style-type: none"> ◦ ディスクリットコマンド項目 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"> ◦ ディスクリットコマンド1項目のNO-CHECKでの実行 ◦ ディスクリットコマンド1項目のCHECK (テレメータで確認) 後の実行。 ◦ ディスクリットコマンド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
	(7) ビットレート 2048/64 bps (データに対して) ただし, 64bpsはコンボリューショナル コードに変換するためテレメータの送信レ ートは 128bps である。 (8) ワード長 8bit/word (9) フレーム長 128 word/frame (10) メインフレーム長 256 frame/main frame (11) フレーム同期 3 W (FAF320) (12) メインフレーム同期 FI (13) データフォーマット 5 モード (観測) 2 モード (RAM 照合) (14) A/D 変換時間 138 μ sec (15) A/D 変換出力 8 bit (16) A/D 変換精度 $\pm 0.8 \%$ 以下 (入力信号 4.5 Hz 以下に対して) (17) PCM 出力信号 2048bps PCM (NRZ-L-NRZ-S) 128bps PCM (NRZ-L-NRZ-S- CONVOLUTION)	
10.3 データレコーダ (DR)	(1) 型 式 磁気バブルメモリ (2) 記憶容量 1 Mbit (256Kbit \times 4) (3) 記録時間 8分32秒 (2048 bps 時) 4.55時間 (64 bps 時) (4) 再生時間 4.55分 (64 bps 時) 8分32秒 (2048 bps 時)	1024F
10.4 ハウス キーピング (HK)	(1) 測定項目数 64 項目 (2) 測定項目と物理量換算式 (3) 構体関係温度センサ貼付位置	略 略

項 目	諸 元	備 考
12.1 軌道，姿勢 制御回路 (ACE)	<p>(1) 機 能 ◦ ジェットスラスタの制御</p> <p>◦ ホイールのレート制御</p> <p>◦ 姿勢データの計測</p> <p>◦ 姿勢関係のヒータ制御</p> <p>(2) ジェットスラスタ制御</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 (0.2 rpm) 7.8125 msec/bit</p> <p>◦ スターセンサ信号によるスターパルスのサンパ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>計測スターパルス個数 8 個 × 2 スリット</p>	サンパルス基準
12.2 ホイール ドライバ (WDE) モーメントム 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 (RCS)	(1) スラスタ配置 アキシアルジェット 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 10kg	
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 (DCE)	(1) デスパンアンテナ制御可能スピンレート 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 (ADM) モータ ドライバ (MDE)	(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ー (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ー(270°球型) マルチチャネルプレート	
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. 観 測 機 器

1. 1 真空紫外撮像装置 (UVI)

金田

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と、地球周辺に発生して居る同様な水素暈 (Geocorona) の影響を受け、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 に課せられた主たるミッションである。

水素暈は太陽の $\text{Ly}-\alpha$ (波長 1216 \AA) 光と共鳴散乱させて輝く為、光学的探査が可能となる。UVI は、観測対象の特性に合わせて、波長 1216 \AA 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 での撮像に於いては、PLANET-A の姿勢制御にスピン安定化方式を採用した関係上、科体の回転に伴って発生する像のブレを防止する必要がある。この目的と、撮像の高感度化と併せて実現する為に、検出素子として使用する 2 次元 CCD (電荷結合素子) を、科体の回転速度に同期させた電荷転送速度で駆動する移動積分方式と新規開発し、採用した。UVI はハードウェア的に見た場合、撮像部と周辺装置として有する、マイクロコンピュータシステムと定義する事が出来る。このマイクロコンピュータシステムは、予め地球上の局 (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を駆動し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、科上のデータレコーダーへ出力される。

UVI の対ハレー彗星稼働期間は、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、ハレー彗星の初期搜索を目的とした動作モード、即ち、搜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の動作を観測モードに切替へ、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。水素暈中で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がない為、輝度レベルの頻度分布の形式に畳込み、データレコーダー容量による制約を避け、測定の速捷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年の回帰に際して、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われ、これ等の観測は全て、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、水素暈観測を行う可能性があるのは、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同して、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初頭に発見された成層上、今次の回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われた真空紫外光観測で、何れも同様の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 原子生成については、夫々、固有な運動エネルギーを
付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。亦、生成された H は、彗星核から拡がって水素暈を形成する事になるが、
個々の H は、i) 太陽風中のプロトンとの電荷交換、ii) 光電離等の喪失機構によって、
消滅して行く。従って、水素暈の輝度、拡がり、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_0) 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_0 依存性を考慮に入れ、理論的モデルが建てられて居るものもある。
然し乍ら、実際には、観測結果と理論的モデルとの相違、特に、近日点通過前後での
 R_0 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関心が寄せられて居るか、
この現象の彗星活動に与へるインパクトに就いては、注目する必要がある。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、その回歸が予測
され、且、十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、重要な手懸りを提供
する事となる。

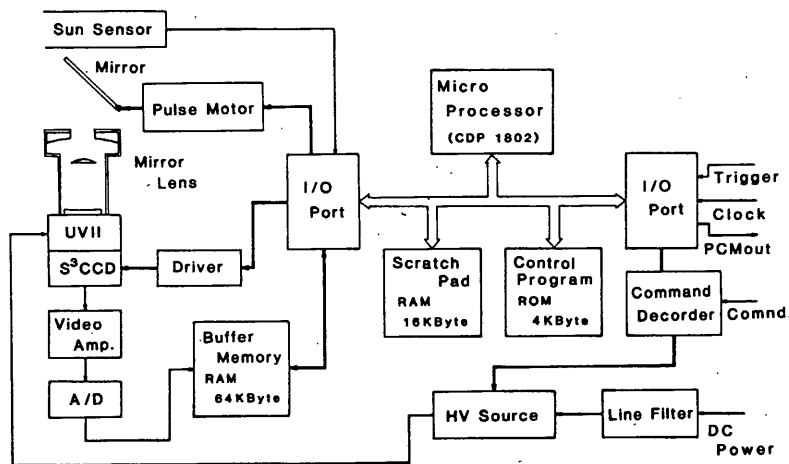
ハレー彗星水素暈の観測を主たるミッションとする *UVI* は、対ハレー彗星
稼働期間として、一応 1985 年 11 月初旬—86 年 4 月末と予定して居る。この間、
PLANET-A の、ハレー彗星最接近 (~3 月 8 日) を挟む約 4 週間を除いては、
連続的に水素暈全体の撮像を行い、様相の変化を観測する。亦、最接近前後の、
水素暈通過期間中には、観測モードの切換によって、水素暈の光学的厚みの連続測定
を行う。上記の 6 箇月の観測期間中、ハレー彗星の日心距離は、1.9 AU から、
近日点での 0.6 AU を至て、1.6 AU 迄変化する。彗星水素暈に対する、余りその
前例を見ない、この様な長期、且、広範囲な R_0 での観測は、水素暈形成機構の
解明上、重要なものとなる。亦、*PLANET-A* によって初めて可能となった、
水素暈中での光学的厚みの測定は、水素暈構造に関する数少ないデータとして、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 次元の
様相、2) ジェット等、核近傍現象の、彗星大気最外殻を形成する、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、今次の回歸から新たに加へられた水素暈の項のオ/頁に、その観測結果を
記事にする。

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、撮像装置を周辺機器として有する、マイクロコンピュータ・システムと定義する事に意味があるのは、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カするレフ型望遠レンズ(Mirror Lens)より成る。猶、UVIの太陽検出器(Sun Sensor)は、望遠レンズの視野内に太陽が入り、イメージ検出部に異常露光を与える抑れが生じた場合に、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、異常露光防止を行う為のものである。

イメージ検出部は、紫外光像の可視光像への波長変換と、像の増強を行う。マイクロチャン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プレートによって結合されたCCD(S^3 CCD)及び、附属駆動回路(Driver)より成る。猶、CCD内での電荷転送に於ける、スピントラック転送(S^3 : Spin Synchronized Shift)駆動に関しては、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8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本体部は、CMOS 8ビット・マイクロプロセッサ（CDP1802）を中央処理装置とし、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込れた。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）UVI用高圧電源（HV Source）が、上記の他、UVIの能動メンバ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

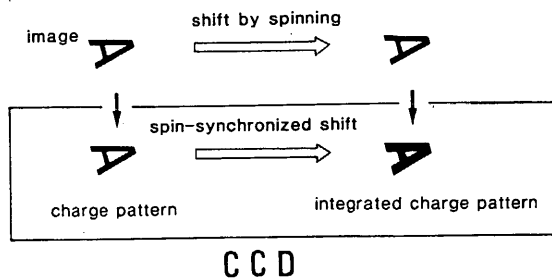
名称	製造担当メーカー	主要規格
Mirror Lens	日本光学工業	焦点距離: $f=104.6\text{mm}$ (対象波長: 1216\AA), $F_{\text{eff}}/2.7$ 視野: $2\omega=6.4^\circ$ (像サイズ: $2f=11.2\text{mm}$ 時)
UVI	浜松ホトクス	マイクロチャネルプレート2段増や近接型。光電面: 透光面: P-20, 利得: 最大 $\sim 10^6$
CCD	日本電気	$\mu\text{PDJ15D-005}$ (アルミ遮光FT方式) エレメントピッチ $23\mu(\text{H}) \times 13.5\mu(\text{V})$, 画素数: $384(\text{H}) \times 480(\text{V})$
CDP1802	RCA	CMOS 8bit・マイクロプロセッサ 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: 8KByte, アセスタイム: 450nsec 消費電流: $750\mu\text{A}$ (スタンバイ), MTBF: 17512Hrs
HV Source	Matrix	出力: (i) -4KV ($10\mu\text{A}$), (ii) $-5.12\text{V} \sim 6.5\text{KV}$ ($130\mu\text{A}$) 消費電力: 1600mW (Max)

重量・消費電力に関しては、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。過剰共振対策に伴って、派生したものである。即ち、当初案より筐体剛性の増強を行い、共振点の高域への移動を計り、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い事とは云へ、極めて遺憾な事となった。電力消費に関しては、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、予定量の削減を行う事が出来た。

オ2表 重量・消費電力

UVI総重量	7.058 kg								
UVIモード	+5V系		+12V系		-12V系		+28V系		全消費電力
	mA	W	mA	W	mA	W	mA	W	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
稼動減速(ジ-駆動)	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 S^3 駆動に就いて述べる。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条件である。水素量の撮像に於いては、その検出限界輝度を 1HR ($\text{HR}: 10^9 \text{photons/cm}^2 \cdot \text{sec} \cdot \text{str}$)と設定したが、PLANET-Aに搭載可能な光学系によって、有意な S/N 比で画像データを取得する為には、2秒間程度の入力信号の蓄積が必要



オ2図 S^3 モード駆動動作概念図

事無かった為、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なる移動積分方式の採用を行った。スピン同期転送(S^3)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図によって、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、その光刺激に対応する電荷像が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す。光学像は、移動後も同様に、電荷像をCCD内部に形成させるが、この際、CCD内の電荷転送が、光学像の移動に同期、即ちスピンによる移動に同期、して居れば、以前の電荷像と新たに形成された

となる。スピン安定化方式の姿勢制御を行う) PLANET-Aでは、有限時間の信号蓄積と構体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用のデスパン機構を搭載する

ものとかブレる事なく CCD 内部で加算され、積分効果が生ずる事になる。

移動積分の積分時間内に CCD 内部で発生する暗電流は、CCD 出力に於けるダークレベルを、可成りの程度上昇させると云う、有害な影響を与える。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て CCD を冷却させて、暗電流の速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た事もあり、ダークレベルは、UVI 観測時の熱入力条件の最大 (PLANET-A 近日点) 及び最小 (同遠点) で、フレレンジの約 8 割程度に抑える事が出来、温度による変動も極めて少ない事が明らかとなった。

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って来たが、PLANET-A 搭載機器としての信頼性向上の方針から、このコンピュータシステムは、UVI 内部に於いて、オプション動作機能用の冗長系として附加する事を条件として、その使用が認められたものである。従って UVI は、コンピュータ系のトラブル或いは、消費電力削減等の事態が発生した場合には、コマンドによって、コンピュータ系の切り離しを行って、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観測が可能である様に設計・製作されて居る。

4. 性能

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処がある。然し乍ら、バックグラウンド・レベルから次第に増光しつつ、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、その搜索・検出・同定を closed-loop に於ける自働操作に委ねるとしても、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って、open-loop 制御方式の採用となった。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 観測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) に基づいて行われる。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) の画像形式をとって居り、これをコマンド指定による形式に従って、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" タイプ

とした関係上、UVI 視野は、 $1.67^{\circ}(H) \times 1.85^{\circ}(V)$ 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が、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の機能を利用する。ポインティングに於ける方向指定は、最大 16 迄可能である。出力データ形式は、(i) 画像 (Video)、(ii) 画面内画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、水素線通過中で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、(α) 原形、(β) 圧縮 の選択が可能である。画像圧縮には、水素線の様に冗長さの高い画像に対して圧縮率の良い、階層的挿補方式を採用した。

c). 探索モード

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 の天空領域を、自動的に連続する 9 スピンで観測する。出力データ形式は、ブロッキング 2 値画像である。この形式変換により、約 1.5×10^5 ビットの原形画像は、225 ビットに圧縮され、データ伝送上のネックは解消され、効率良く探索を行う事が可能である。画像 2 値化の成値は、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同定へと、初期捕捉を完了させる際、ハレー彗星の増光に応じて成値を上げ、データの S/N 比を向上させて、充分の確度について同定を行う事が出来る。

この他、UVI は CCD ダークレベル、即ち高圧値に就いて、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事も出来る様に配慮してある。

5. 制御・運用

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

オ2表 UVI制御用 D.C(P.C)項目と制御内容

コードNo.		名称	制御内容
X	Y		
1	B	UVI ON	電源 ON
1	C	UVI OFF	電源 OFF
1	D	CPU ON	マイクロコンピュータ系 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 (撮像動作スタンバイ)
2	D	HV RELEASE	" 解除
3	B	Sun-Shutter AUTO	サンシャッター (平面鏡) 開閉制御動作設定
3	C	Sun-Shutter MANUAL	" 開閉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 (水素単光学的厚み決定)
2	E	VIDEO	" : 画像 (水素単撮像)
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 (撮像動作スタンバイ)

方向等. 機器動作のパラメーター類は, 複雑な制御に適した B, C を介して設定が行われる. オ2表に, D.C(P.C)コマンド項目と, その制御内容を示した. オ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. 方位角値とペアで使用
方位角値	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
運用レーン	最初にアクセスするポインティング方向アドレス (0~15) 指定と. ショット回数 (Max 16) の指定
搜索方位角	搜索モードでの. 搜索中心の方位角値. 0°-360°を10ビットの分解能で指定
搜索仰角	" " 仰角値. 0.36°ステップで角度指定
2値化閾値	搜索モード画像データ2値化用閾値の指定 (0~255)

メモリ先頭アドレス	バッファメモリ先頭素子(0~7)指定, BC格納RAM(0,1)アドレス(0,1)指定
OTHER-1	UVI Gain (0~31)指定, サーチモード画像2値化減値選択(デフォルト値/コマンド設定値), 角度読出モード選択(運用レフェンス指定アドレスからの"順次アドレス/向アドレスの繰返(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ゲートレベルデータ選択(YES/NO), 高圧モーターデータ選択(YES/NO), バッファ・メモリー書き込み禁止選択(YES/NO: この制御は地上試験時に有志), 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画像の先頭位置指定

UVIステータスのうち、PLANET-Aの管制・保安に重要な影響を及ぼす、UVI ON/OFF、HV ON/OFF等に関しては、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 $W_{28} \sim W_{29}$ に表示されて居るが、 $[F_n W_{29} B_{1 \sim 4}]$ 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、その内容が変って居る。これ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)によって確認を行う。

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う。

表4 表示ステータス・データ識別

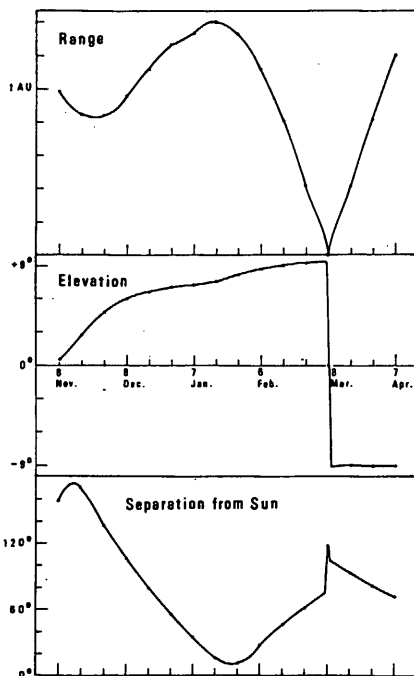
全フォーマット F_{2n+1}, W_{16}			UVI関連フォーマット F_n, W_{28}			UVI関連フォーマット F_n, W_{29}		
B_0	UVI	$\begin{matrix} 1 & ON \\ 0 & OFF \end{matrix}$	B_0	データ形式	$\begin{matrix} 1 & \text{プログラム} \\ 0 & \text{画像} \end{matrix}$	B_0	UVI Data	$\begin{matrix} 1 & \text{有効} \\ 0 & \text{無効} \end{matrix}$
B_1	CPU	$\begin{matrix} 1 & ON \\ 0 & OFF \end{matrix}$	B_1	ミラー角度設定	$\begin{matrix} 1 & CMD \\ 0 & FIX \end{matrix}$	B_1	UVI 画面	$\begin{matrix} 1 & \\ 0 & \text{(MSB)} \end{matrix}$
B_2	サンシャット制御	$\begin{matrix} 1 & MANU \\ 0 & AUTO \end{matrix}$	B_2	ミラー位置	$\begin{matrix} 1 & Zero \\ 0 & Not \end{matrix}$	B_2	アドレスNo.	$\begin{matrix} 1 & \\ 0 & \end{matrix}$
B_3	サンシャット状態	$\begin{matrix} 1 & OPEN \\ 0 & CLS. \end{matrix}$	B_3	サンセンサー	$\begin{matrix} 1 & Defect \\ 0 & Not \end{matrix}$	B_3	ハードウェアデータ	$\begin{matrix} 1 & \\ 0 & \end{matrix}$
B_4	動作モード	$\begin{matrix} 1 & Obs. \\ 0 & Search \end{matrix}$	B_4	ミラー利用	$\begin{matrix} 1 & Error \\ 0 & Normal \end{matrix}$	B_4	UVI Gain	$\begin{matrix} 1 & \\ 0 & \end{matrix}$
B_5	撮像	$\begin{matrix} 1 & START \\ 0 & STOP \end{matrix}$	B_5	CPU Status	$\begin{matrix} 1 & Idle \\ 0 & Busy \end{matrix}$	B_5	MSB 4ビット	$\begin{matrix} 1 & \text{(LSB)} \\ 0 & \end{matrix}$
B_6	HV準備動作	$\begin{matrix} 1 & Preset \\ 0 & Release \end{matrix}$	B_6	撮像回数	$\begin{matrix} 1 & 1 Time \\ 0 & Cont. \end{matrix}$	B_5	CCDゲート撮像	$\begin{matrix} 1 & NO \\ 0 & YES \end{matrix}$
B_7	HV	$\begin{matrix} 1 & ON \\ 0 & OFF \end{matrix}$	B_7	アドレスアクセス	$\begin{matrix} 1 & Fix \\ 0 & Seg. \end{matrix}$	B_6	HVモーター	$\begin{matrix} 1 & YES \\ 0 & NO \end{matrix}$
						B_7	画像データ様式	$\begin{matrix} 1 & \text{圧縮} \\ 0 & \text{原画像} \end{matrix}$

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夫々固有の形態で、UVI と DPU とのハンドシェイクがと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。例、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も、先頭識別に利用する事が出来る。

b) UVI チェックモード (Format-E)

B, C アンサーバック出力のフォーマットである。この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。



C. Halley Configuration to PLANET-A

お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ー

ハレー彗星水素暈観測の為、

UVI 運用であるが、専ら水素暈発達の
度合いに左右されるか、それかどの程度
のものになるか予測が出来ない現状では、
水素暈活動度の R_0 逆6乗依存則で
考へる以外に方法が無い。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6乗則を適用すると、水素暈の
明るさは近日点通過時の0.015倍程度
であり、近日点通過時の水素暈最明部
輝度を100KRとしても、UVIでは検出
出来る状態ではないと考へられる。
従って、打上げ後直ちに初期捜索に入る
事は無いと思はれる。以下、PLANET-A
・ハレー彗星の相対位置関係から、
基平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度いと考へて
居る。対象として地球は有意義な
ものであるが、研究上からも意味のある

距離からなると、PLANET-Aの地球分離速度から考へて、時間的に難しい点もある様に思はれる。Lyman- α の惑星間グローは、その輝度が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クグラウンドの確認として行つて置くべき対象である。

b) 初期搜索

ハレー彗星が昇交点附近に達する11月初旬には、水素量は逆6乗則によれば、近日点通過時の7%程度の明るさに達するので、充分観測にかゝる程度に発達して居る筈である。従つて、この時期迄には、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てある。

c) 水素量観測

11月初旬のハレー彗星の R_0 は1.9AUであり、逆6乗則に依れば、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、近日点通過後の方が、通過前よりも同一の R_0 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、おひ図の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、控へ自なもの、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モードに切換へるか、おひ図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と見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から衝の位置に存り、仰角数度に過ぎない事か、おひ図から認められる。2月以降の観測の重要性を勘案すると、安全を期して、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づ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う必要がある。

1. 2 太陽風観測装置 (ESP)

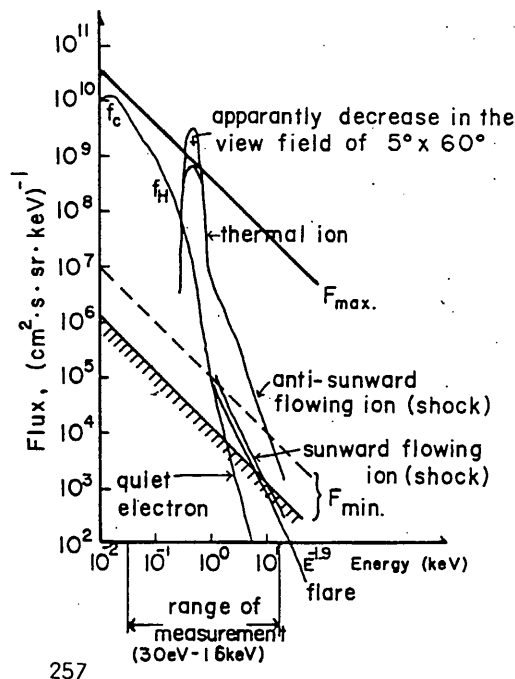
向井

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行中や会合後では、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。

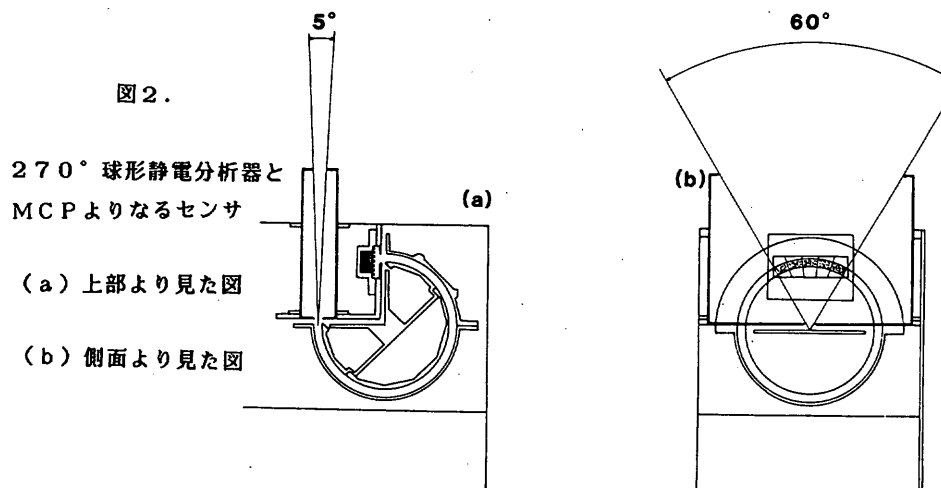
図1. ESPの測定エネルギー
およびフラックスの
ダイナミックレンジ



2. 測定原理および方法

本装置で用いるセンサーには、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°×60°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

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



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。

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

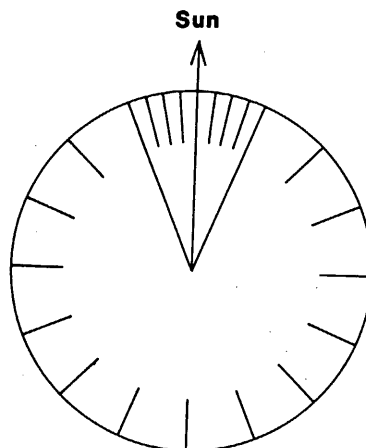
ここで、 τ はサンプリング時間、 \vec{r} は ω の方向の単位ベクトル、 $d\vec{a}$ は入口の面積素、 Ω は立体角、 J は入射粒子フラックス、 ε は検出効率（分析器通過粒子に対する）である（通過できない粒子にたいしては $\varepsilon = 0$ ）。

また、 J を $\text{particles/cm}^2 \cdot \text{s} \cdot \text{sr} \cdot \text{keV}$ で表わし、速度分布関数 f を s^3/m^6 とすると、 $f = \left(\frac{m}{q}\right)^2 \cdot \frac{J}{2E} \cdot 10^{-2}$ である。

計測器設計上で重要な太陽風の性質は、超音速のバルク速度で反太陽方向に吹き荒れていることである。その速度は250～750 km/sであって、これはイオンの熱速

図3. 角度掃引の方法

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



度に対して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、6rpm-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 $\pm 30^\circ$ の範囲で3次元分布を得ることができる。但し、これはB/R-H (2048 bit/s) のときのみで、B/R-L (64 bit/s) のときは5ヶのanodeを積算して、2次元分布のデータとなる。

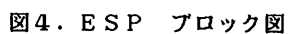
3. 観測装置

A. 概要

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

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



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

M C P : micro-channel plate

エネルギー掃引範囲は、電子・イオン共に30～15800 eVとし、この間を対数的に等間隔な96ステップ(0, 1, 2, ..., 95)で構成する。掃引モードとしては、表1に示すようにE1～E4の4種類が用意されていて、コマンドで設定する。

表1. エネルギー掃引モード

n 1 : 最小ステップ番号 n 2 : 最大ステップ番号

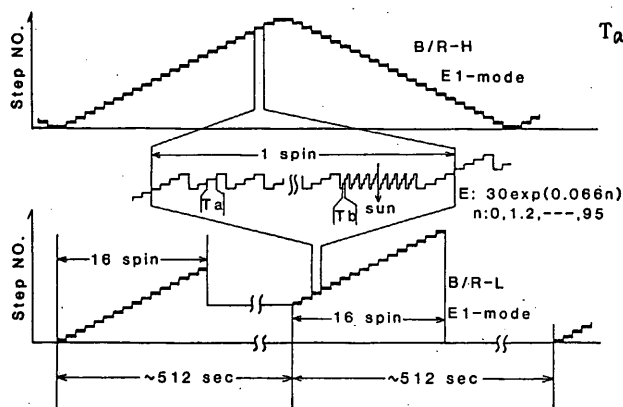
Δn : ステップ間隔

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

mode	n 1	n 2	Δn	ステップ数	エネルギー範囲 (eV)	一連の所要時間 (sec)
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 (E1-mode)

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

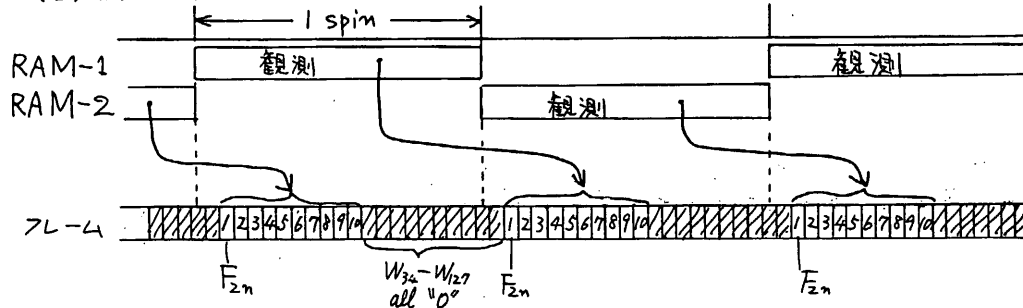


その掃引は図3に示す角度掃引と同期して行なう。E1-modeの例を図5に示す。上部にB/R-Hの場合、下部にB/R-Lの場合を示す。中央に示すように、いずれの場合も、1スピン間に4ステップの掃引を行なう。この4 STEPS/SPINは他のE2~E4でも同様である。B/R-Hでは、観測は連続的に行なわれ、1スピン分のデータを一時的にメモリーして次のスピンの間にテレメータで伝送する方式をとっている。カウンターは電子およびイオンで合計10ヶあるので、10フレームで伝送する。B/R-Hでは16スピン間観測を行ない、その間のデータ（但し、2次元分布）を一時的にメモリーして32フレーム（512秒）で伝送する。この間の事情は次項で説明する。なお、E1モードでは96ステップあるので、B/R-LではE2とE3モードの交互の繰り返しとなる。従って完全な掃引には1024秒を要する。他のE2~E4モードでは64ステップ以内なので、16スピンで完結する。

C. 観測タイミングとデータ・フォーマット

1ヶのカウンターで1スピンの間に生成されるデータ量は88 dataであり、それぞれ8 bitに圧縮されているので、これを $W_{40} \sim W_{127}$ の88 wordsで伝送する。
 なお、偶数フレームで電子のデータ、奇数フレームでイオンのデータを伝送する。

(1) B/R-Hのとき



W	0	23	34	36	40	127
F_{2n}	共通データ	アキ	ST-9 ST-92	SVモータ	ELE-1 カウントデータ	
F_{2n+1}	共通データ	アキ	ST-9 ST-92	SVモータ	ION-1 カウントデータ	
F_{2n+2}	共通データ	アキ	ST-9 ST-92	SVモータ	ELE-2 カウントデータ	
F_{2n+3}	共通データ	アキ	ST-9 ST-92	SVモータ	ION-2 カウントデータ	
...
F_{2n+9}	共通データ	アキ	ST-9 ST-92	SVモータ	ION-5 カウントデータ	

(引換参照)

SVモータ換算式

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

$C = 5.797$ for step 0-31

$C = 47.849$ for step 32-63

$C = 395.00$ for step 64-95

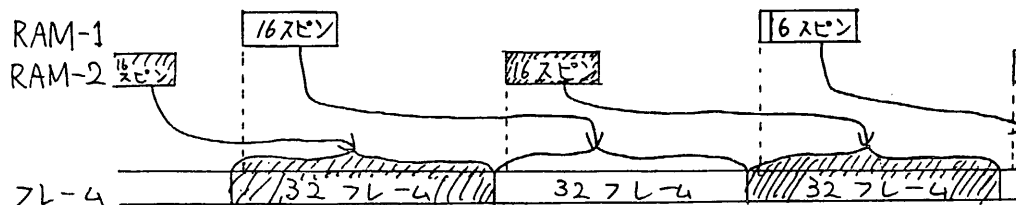
$C = 442$ for step 96-127

(V_{mon} は full scale 5.000V)

	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+9}	$+SV_1$	$+SV_2$	$+SV_3$	$+SV_4$
F_{2n+10}	$-SV_1$	$-SV_2$	$-SV_3$	$-SV_4$

くり返し

(2) B/R-Lのとき



B/R-L時のワード配分はB/R-H時と同じであるが、MCPの5ヶのアノードの出力パルスのORをとって、電子、イオンそれぞれ1フレームで伝送するので、32フレームで16スピン分のデータを伝送できる。即ち、2フレームで1スピンのデータを伝送し、SVモニタ ($W_{36}-W_{39}$) 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 : ESP ON/OFF B_1 : ESP-SV Preset/Release
 B_2 : ESP-HV-I Preset/Release B_3 : ESP-HV-E Preset/Release
 B_4 : あき B_5 : ESP-SV ON/OFF
 B_6 : ESP-HV-I ON/OFF B_7 : ESP-HV-E ON/OFF

(2) $W_{34}-W_{35}$ (これはデータと時間的対応がある)

	$F_{2n} W_{34}$	$F_{2n+1} W_{34}$
B_0	CAL ON/OFF	CAL ON/OFF
B_1 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	Electron HVレベル	Ion HVレベル
B_5 B_6	Electron Discr iレベル	Ion Discr 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スピンの間で4ステップをサイクリックに掃引するが、その最初のNO. を偶数フレームに、4番目のNO. を奇数フレームで送出する。

E. HK項目 (W_5)

換算式

$F_{6,4n+14}$: ESP Ion HV モニタ ($V = 1345.4 * \text{Mon.} + 5.5$)
 $F_{6,4n+15}$: ESP Electron HV モニタ ($V = 1344 * \text{Mon.} + 13$)
 $F_{6,4n+38}$: ESP エレクトロニクス 温度
 $F_{6,4n+39}$: ESP センサ温度

F. ディスクリート・コマンド項目

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

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

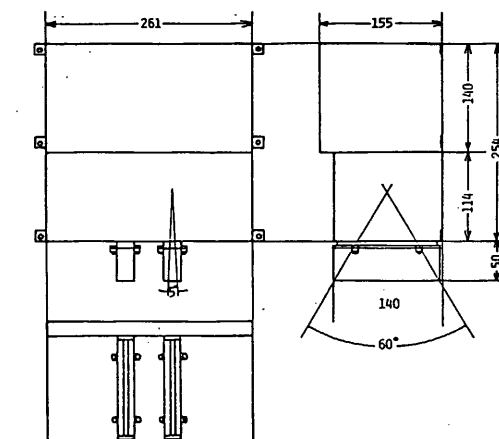
G. ブロック・コマンド

		B ₀	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅	B ₆	B ₇
	項目	アキ	アキ	アキ	アキ	メモリ セレクト		エネルギー 掃引モード	
ESP (A)	"00"					メモリ1・2		E1-mode	
	"01"					" 1・4		E2-mode	
	"10"					" 3・2		E3-mode	
	"11"					" 3・4		E4-mode	
ESP (B)	項目	Ion		Electron		Ion		Electron	
		HVレベル		HVレベル		Discriレベル		Discriレベル	
	"00"	0		0		レベル0		レベル0	
	"01"	1		1		レベル1		レベル1	
	"10"	2		2		レベル2		レベル2	
	"11"	0		0		レベル3		レベル3	

H. 外形図および重量

5.314Kg

図6、外形図



I. 消費電力

+5V: 40mA (平均)

+12V: 230mA (平均)

-12V: 112mA (平均)

宇宙研究所 ・ 向井利典 西田 篤弘 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 洵

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

PLANET-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1A.U.以上に及ぶため、回路を全デジタル化し回路の安定化をはかり、復調部は2次のデジタルPLLを用いた構成としている。

2.3.1.2 機能

コマンドデコーダの系統図を図2.3.1-1に示す。本装置は受信機選択回路、サブキャリア同期回路、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ットコマンドで最大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、ロックステータスを受信機選択回路へ、サブキャリアに同期したクロックをビット同期回路へ、またイネーブル信号をデコーダ部へ出力する機能をもつ。

(3) ビット同期回路

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

(4) データ検出回路

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

(5) デコーダ部

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

(6) 制御部

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

2.3.1.3 性能

(1) 電気的性能

a. 入力信号形式	PCM(PN)-PSK
b. 入力信号レベル	3.5 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. ディスクリットコマンド項目数	最大224 項目
g. ブロックコマンド ビット数	8 ビット
h. コマンド誤り率 ($E_b/N_0 = 11.1$ 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)
重量	1.45	Kg
外観図	図 2.3.1-2	

宇宙科学研 野村研究室

日本電気(株)

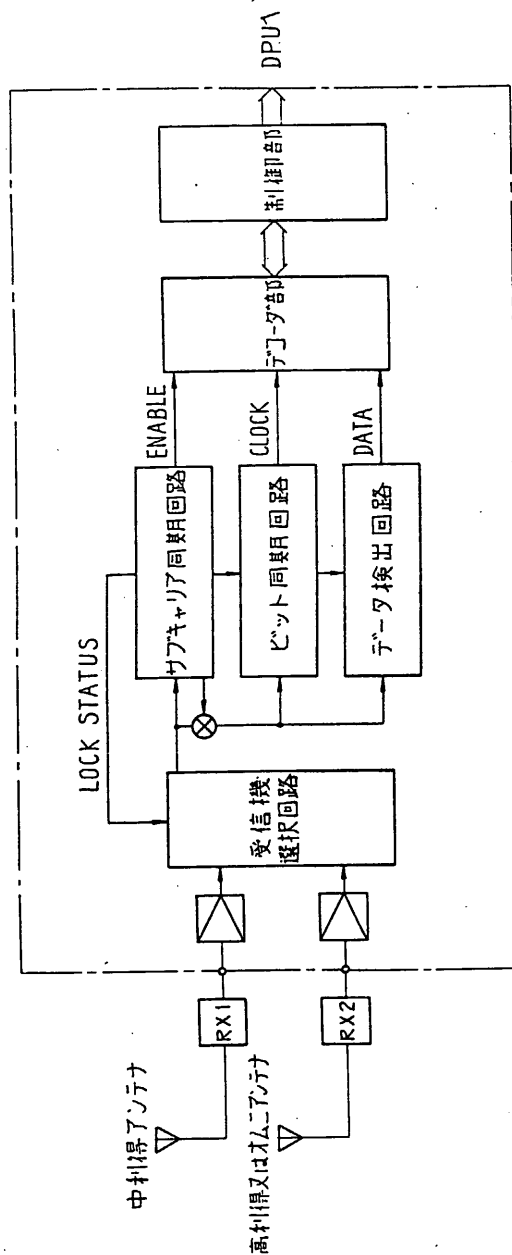


図 2.3.1-1 コマンドデコーダ系統図

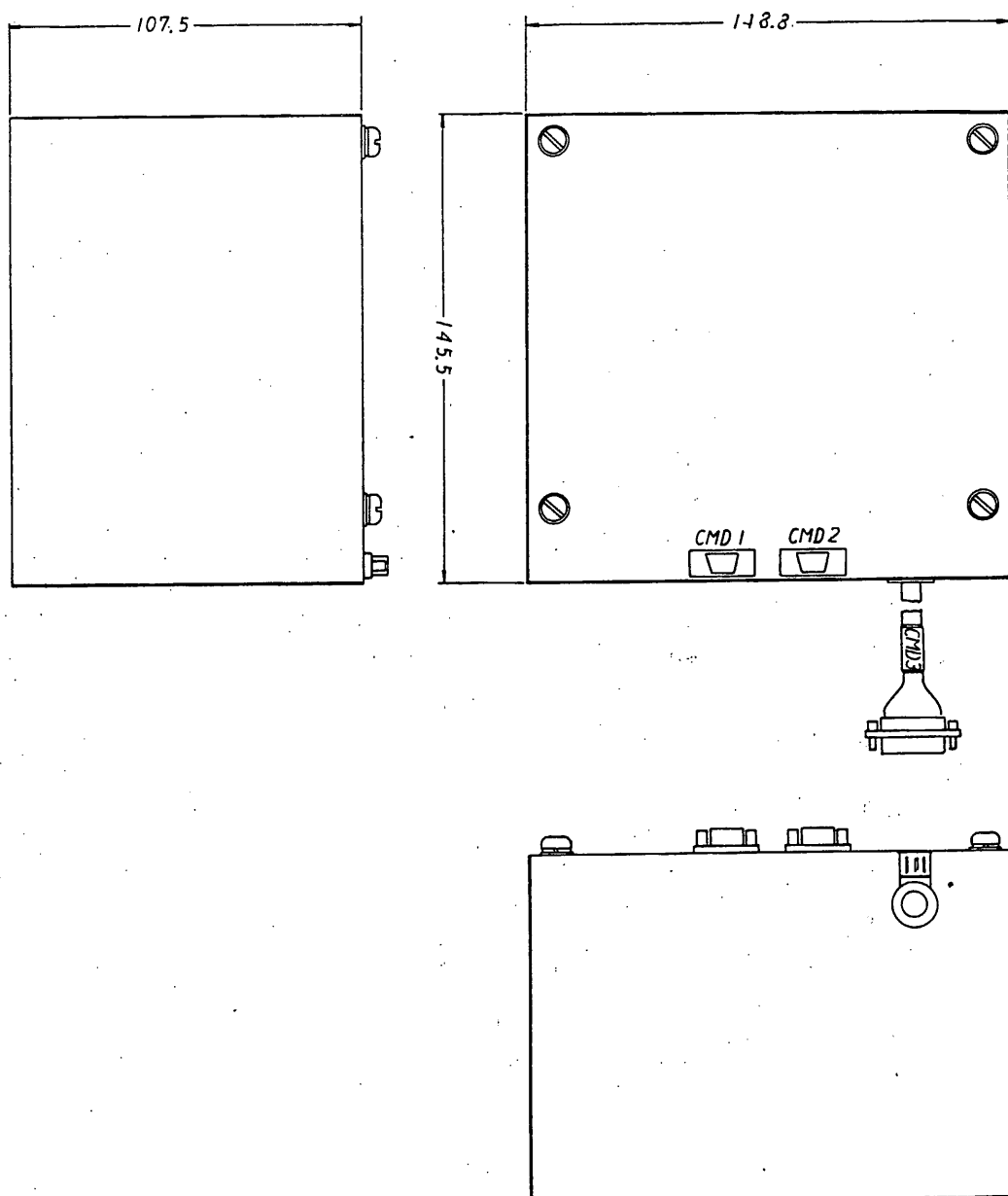


図 2.3.1-2 コマンドデコーダ 外観図

2. 3. 2 データ処理装置 (DPU)

(1) DPU システム概要

PLANET-A に搭載するDPUは、各機番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 アロックコマンド (実時間コマンド) を発生する機能<コマンド制御部>、あらかじめ地上からのコマンド指令によりプログラムされたディスクリートコマンド (プログラムコマンドと呼ぶ) を、定められたタイムシーケンスに従い各機番に送出し、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なうプログラムコマンドに、1 Bit の誤り訂正ができる Hamming Code を付加したことである。

以下に、各機能の詳細を記す。

(2) データ処理部

データ処理部では、以下のことを行なう。

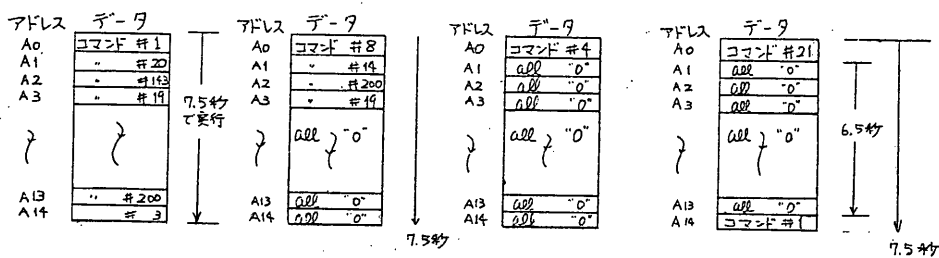
- (a) データのサンプリング
- (b) A/D変換
- (c) デジタルデータの編集
- (d) タイミングパルス、編集パルスの発生
- (e) フレーム同期信号、時刻信号の発生
- (f) NRZ-L/NRZ-S 変換器
- (g) CONVOLUTIONAL CODE 符号器
- (h) BPSK変調器
- (i) 伝送データの切換
- (j) データレコーダの制御

PCMデータの集積・編集は、従来のエンコーダと基本的には同じであり、前記(ナ)および(グ)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ハリのコマンドデータ(DC/BC識別信号、DCアドレスデータ 4Bit, DC or BCデータ8bit, WRITE信号, ACT信号)入力後、これら信号を解釈し、各機器へコマンド制御の信号を出力する。

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



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

図 2.3.2-2 DC実行動作図

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

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

DC実行動作状態を図2.3.2-2に示す。

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

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

"0" コマンドをアドレス A14 まで、0.5秒間隔で実行する。

(c) は、DC1項目実行の場合で、実行コマンド送信により、コマンド #4実行後、Non Effectのall "0" コマンドをアドレス A14 まで、実行する。

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

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

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

DC には、ベリファイ後、実行コマンド送信により、コマンドを実行する NDC と、ベリファイおよび実行コマンドの送信をせず、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、さきがり (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、8 bit の、NRZ-L データで各機器に出力するもので、従来の "1", "0" コマンドを連続させたものに相当する。8 bit NRZ-L データの内容による制御の種類は、各機器側で決定される。

BC 送信後、データは、DPU に一度記憶され、PCM テレメータで内容が、ベリファイされる。ベリファイ後、実行コマンド送信により、あらかじめ DC で指定した機器にのみ、BC DATA (8 bit NRZ-L)、BC CLOCK、BC ACT を出力する。

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

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

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

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

(4) 自動管制部

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

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

メモリに記憶したDCコマンドはプログラムコマンドPCと呼称し、PCスタートコマンドにより、一定時間々隔でメモリから読み出され、DC同様、4 TO 16 DECODERで、デコーディングされる。PC出力時間間隔は、128秒、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、バリファイされ、コマンドデータの正しいことが確認されるが、PCスタート後は長時間、コマンドが無人で、実行される。

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

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

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

(5) 符号化PCM伝送形式

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

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

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

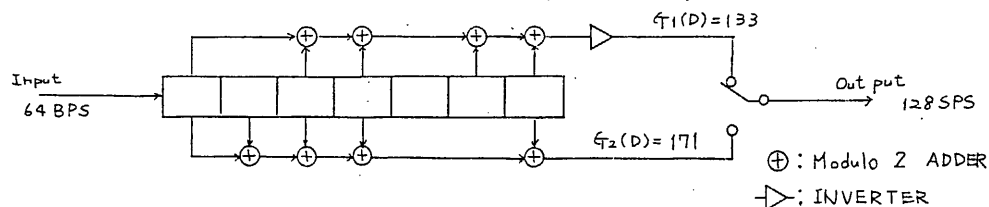


図. 2.3.2-3

ある。

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

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

A. 低 Bit Rate (64 BPS) 時伝送形式

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

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

$G_1(D)$ を反転することにより、マルチプレクス出力は、1010...

となり、クロック成分が含まれるようになる。

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

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

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

b. 高bit Rate (2048BPS) 時伝送形式

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

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

(1), (2) 項共BPSKのサブキャリア周波数は、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、おちこまないように、選定される。

図2.3.2-4 に、伝送ブロック図を示す。

(6) 備考

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

また、バファルデータレコーダ (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生データの記録、再生のデータ切換を行なう。

DPUの主要諸元を 表 2.3.2-1 に示す。

DPUの外観図を 図 2.3.2-5 に示す。

宇宙科学研究所

日本電気 (株)

Parameters of Data Processor

(1) PCM Data Format 5 Kinds		(7) Error Correcting Code	
1 Word	8 Bits	Convolutional Code (Viterbi Decoding)	
1 Minor Frame	128 Words	K=7	
1 Major Frame	256 Minor Frames	R=1/2	
Bit Rate	2048 BPS (1 Frame/0.5S)	Max. Free Distance,	
	64 BPS* (1 Frame/16S)	Noncatastrophic,	
	*Symbol Rate: 128 SPS	Nonsystematic Code	
Frame Sync.	3 Words	Code Generators : "171", "133" Octal	
(2) PCM Modulation NRZ-L/NRZ-S/BPSK (for 2,048 BPS)		(8) Discrete Command (D.C.)	
NRZ-L/NRZ-S/ Conv. Code/BPSK (for 64 BPS)		224 Items	
(3) A/D Converter Digital 8 Bits		(9) Block Command (B.C.)	
Linear Coding		8 Bit Serial Data/Item	
Sequential Comparison		Construction : DATA, CLOCK, ACT, ENABLE	
Conv. Time 138 μ s		(10) Programmable Command	
Input Vtg : 0~3V		224 Items	
Input Freq. : 0~4.5 Hz		Automatic Control Time	
Prec. : $\pm 0.8\%$ Full Scale		1) 128SxN (9.1 hours max.)	
Input Imp. : 200 K Ω		2) 512SxN (36.4 hours max.)	
(4) Input Level Analog: 0~3 V		3) 2048SxN (6.1 days max.)	
Digital : "1" 4.4~5.5 V		N : 1~256	
"0" 0~0.1 V		1)~3) : Selected by Command	
(5) Output Level Digital "1" 4.4~5.5 V		Error Correcting Code at the Execution	
"0" 0~0.1 V		Hamming Code Information 8 Bit Check 4 Bit	
(6) Bubble Data Recorder Interface		(11) Power Consumption	
Record Signal	2048 BPS } NRZ-L 64 BPS }	1.0W (max.)	
Reprod. Signal	2048 BPS } NRZ-L 64 BPS }	(12) Weight	
		3.756 kg	
		(13) Size	
		292 mm \times 202 mm \times 117 mm (H)	

表 2.3.2-1

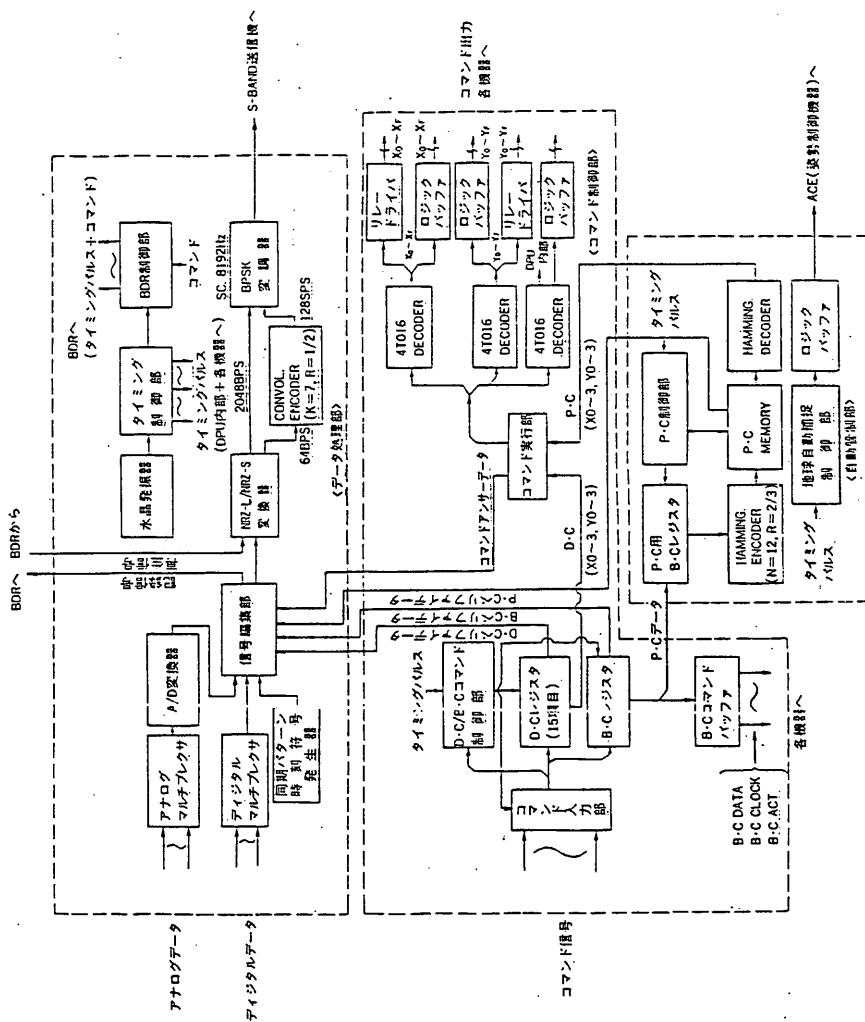
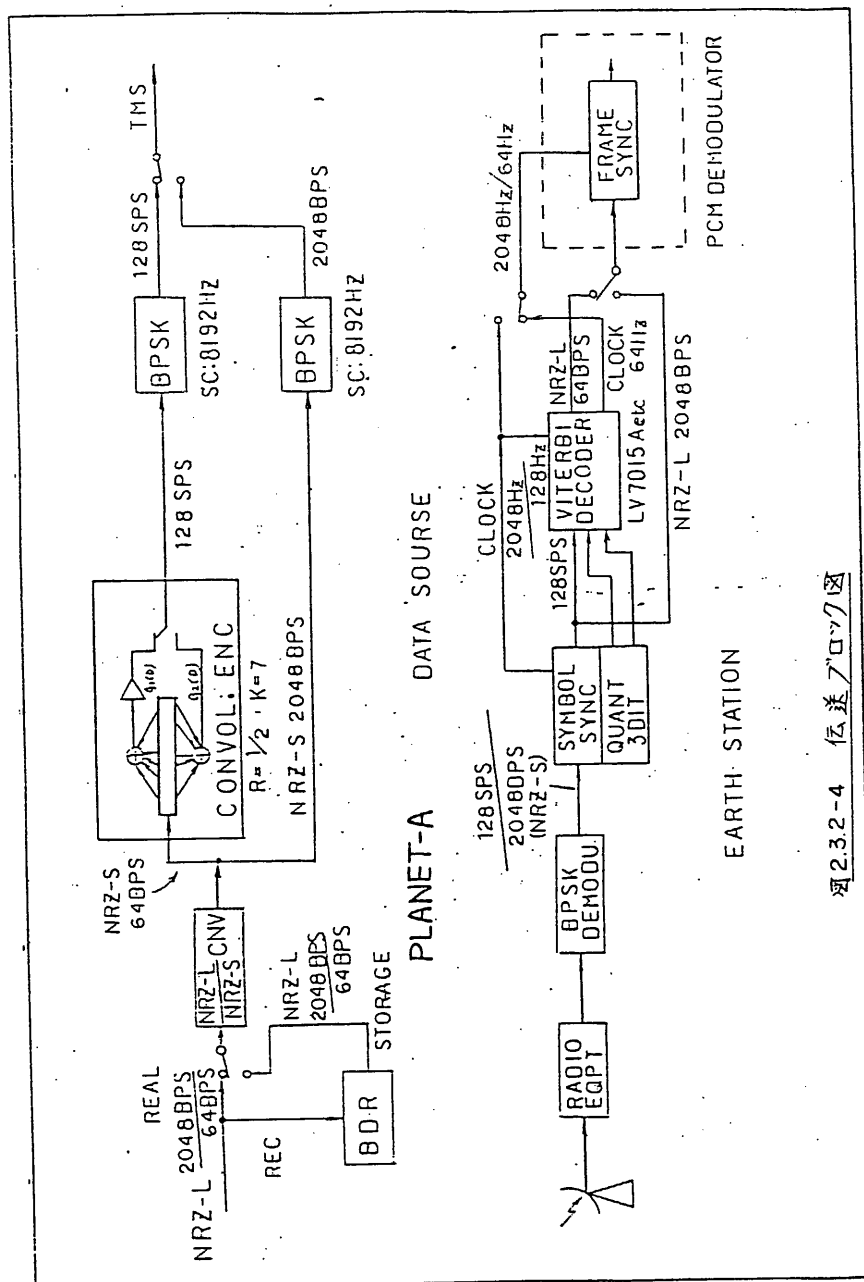


図2.3.2-1 PLANET-A DPU 機能系統図



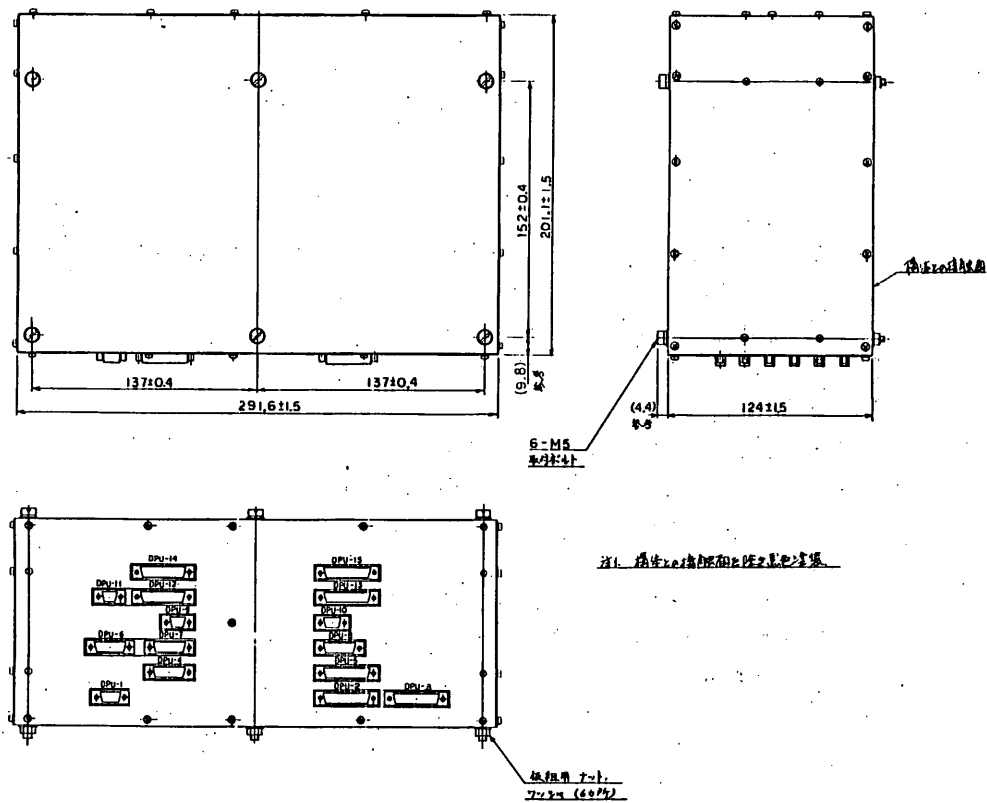


图 2.3.2-5 DPU 外觀圖

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-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) からの2048 BPS 又は 64 BPS のNRZ-Lテレメトリデータを8.3分又は4.4時間にわたって記録し、再生開始コマンドにより記録された情報を2048 BPS 又は 64 BPS のNRZ-Lデータとして再生し、DPU に出カする。

(2) 機 能

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

(A) コマンド動作

- (i) "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 からの Bit Rate 信号 (クロック信号) により制御される。
全容量 (1 Mbits) を記録すると自動的に停止し、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 からの Bit Rate 信号 (クロック信号) により制御される。全記録内容 (1 Mbits) を再生すると、自動的に停止し、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 からスタートし、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、フロック発生回路、機能パルス発生回路、欠陥処理回路、データレートバッファから構成される。

コマンド制御回路は、DPUからのコマンド信号を処理し、DRを指定のモードに設定する。("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ループ上のアドレスを識別する。

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

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

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気増巾し、バブルメモリのスワップゲート、ジェネレータ、リプリケートゲートに供給する。

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

(d) メモリ部

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

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

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

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

(3) 性能

(a) 電氣的性能

○記録容量 1048576 bits (256 kBit × 4)

○記録信号	Data Format	NRZ-L	
	Data Rate	2048 bit/sec	(高速記録)
		64 bit/sec	(低速記録)
○再生信号	Data Format	NRZ-L	
	Data Rate	2048 bit/sec	(高速再生)
		64 bit/sec	(低速再生)
○記録時間		8.3 分	(高速記録)
		4.4 時間	(低速記録)
○再生時間		8.3 分	(高速再生)
		4.4 時間	(低速再生)
○消費電力	STBY時	0.12 W	
	記録時	3.7 W	
	再生時	3.7 W	
	サーチ時	3.7 W	
○制御コマンド	DR STBY	(一部電源ON又は動作停止)	
	Record Start	(記録開始, 全電源ON)	
	Reproduce Start	(再生開始, 全電源ON)	
	Search Start	(サーチ開始, 全電源ON)	
	Bubble All Clear	(記録データ消去)	
	DR OFF	(動作停止, 全電源OFF)	
○テレメトリ	DR ON/OFF		
データ	DR Mode	<div> <div> <div>・DR STBY</div> <div>0 0</div> </div> <div> <div>・DR REC</div> <div>0 1</div> </div> <div> <div>・DR REP</div> <div>1 1</div> </div> <div> <div>・DR SEARCH</div> <div>1 0</div> </div> </div>	2bitインコード
○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 外觀図を図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)

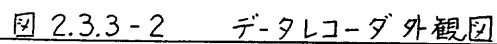
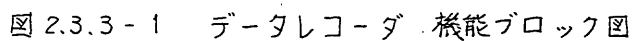


表 2.3.3-1 バブルメモリ 主要諸元

- 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

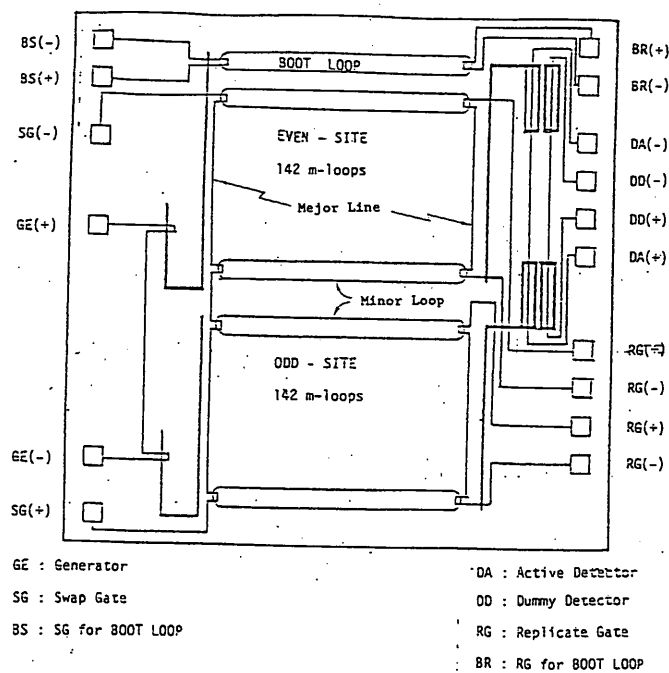


図 2.3.3-3 バブルメモリ チップ構成図

3. 環 境 計 測 装 置

3. 1 ハウスキーピング (HK)

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

2.2 温度測定系

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

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 : ±30mV (-30~+60℃)
- (3) 出力電圧経時ドリフト : ±10mV (300Hランニングテスト)
- (4) 出力インピーダンス : 100Ω以下
- (5) コントロールパルス : "1"...3.6~5.5V
"0"...0.0~0.7V
- (6) 出力立ち上がり時間遅れ : 100μsec以下 (90%)
- (7) 校正電圧 : CAL-A...0.5V±3% (-30~+60℃)
CAL-B...2.5V±3% (-30~+60℃)
- (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・ピスを除く)
- (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	プラットフォーム上面4温度	構 体
1	CAL-B		33	↓ 5	
2	BUS-電圧	PCU	34	プラットフォーム下面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	+ 5 V	CNV	39	S	↓
8	+12V		40	I I	UVI
9	+15V		41	C C D	
10	+28V		42	(ア キ)	
11	-12V		43	↓	↓
12	-5 V	↓	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	B A T	BAT	49	サブストレートA1	SCP
18	CNV-B	CNV	50	↓ A2	
19	SBR-A	SBR	51	↓ A3	
20	T M S	TMS	52	↓ B1	
21	D R	D R	53	↓ B2	↓
22	S T S	STS	54	スラスタチューブ上	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	N D	ND
27	バ ル ブ		59	ND取付板	↓
28	ベデスタル	↓	60	下部プレート	構 体
29	プラットフォーム上面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	↓

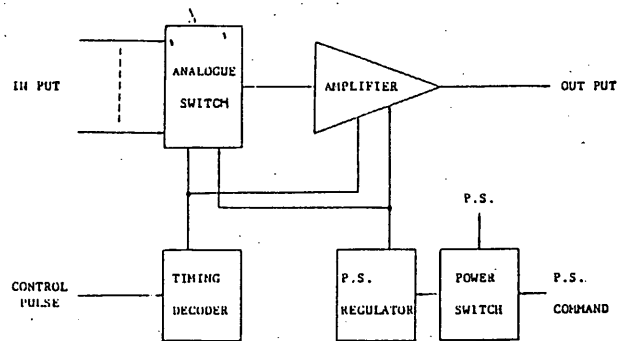


図3.1-1 HKブロック図

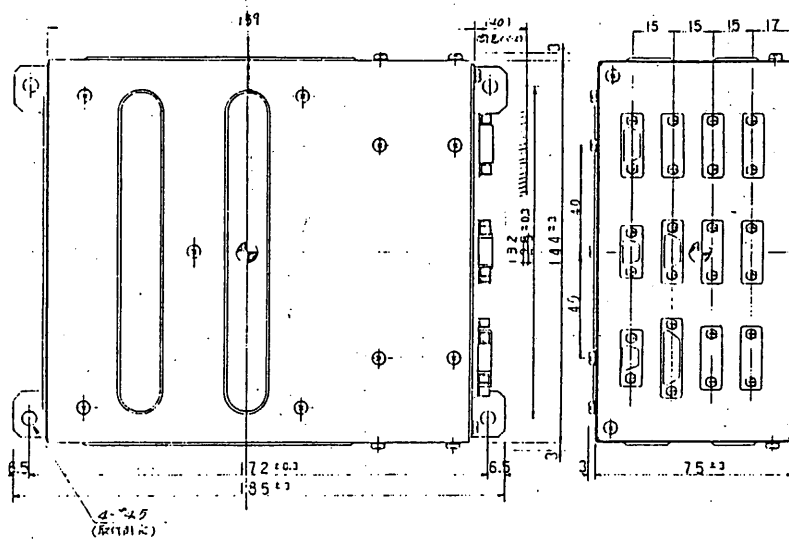


図3.1-2 HK外観図

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に、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 : $-2 \sim +15 \text{ G}$
- (2) 測 定 精 度 : $\pm 3\% \text{ FS}$
- (3) 周 波 数 特 性 : $\text{DC} \sim 100 \text{ Hz}$ ($\pm 0.5 \text{ dB}$)
- (4) 検 出 器 : 7265 ENDEVCO
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (6) 出 力 電 圧 : $0 \sim +3 \text{ V}$
- (7) 校 正 出 力 : $+2.6 \text{ V}$
- (8) 出力電圧温度ドリフト: $\pm 200 \text{ mV}$ ($-10 \sim +50^\circ \text{C}$)
- (9) 出力電圧経時ドリフト: $\pm 30 \text{ mV}$ (300Hランニングテスト)
- (10) 伝 送 速 度 : 100 sample/sec

2.2 Y_{SA}

- (1) 測 定 範 囲 : $-1 \sim +1 \text{ G}$
- (2) 測 定 精 度 : $\pm 3\% \text{ FS}$
- (3) 周 波 数 特 性 : $\text{DC} \sim 100 \text{ Hz}$ ($\pm 0.5 \text{ dB}$)
- (4) 検 出 器 : 7265 ENDEVCO
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (6) 出 力 電 圧 : $0 \sim +3 \text{ V}$
- (7) 校 正 出 力 : $+1.45 \text{ V}$
- (8) 出力電圧温度ドリフト: $\pm 200 \text{ mV}$ ($-10 \sim 50^\circ \text{C}$)
- (9) 出力電圧経時ドリフト: $\pm 30 \text{ mV}$ (300Hランニングテスト)
- (10) 伝 送 速 度 : 14 sample/sec
 86 sample/sec (P_3 , 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 : $\text{DC} \sim 100 \text{ Hz}$ ($\pm 0.5 \text{ dB}$)
- (4) 検出器 : $\text{PDCR60 } 100 \text{ Kg/cm}^2 \text{ (air)}$
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (6) 出力電圧 : $0 \sim +3 \text{ V}$
- (7) 校正出力 : $P_3 \dots +2.8 \text{ V}$
 $P_{KM} \dots +2.7 \text{ V}$
- (8) 出力電圧温度ドリフト : $\pm 200 \text{ mV}$ ($-10 \sim +50^\circ \text{C}$)
- (9) 出力電圧経時ドリフト : $\pm 30 \text{ mV}$ (300Hランニングテスト)
- (10) 伝送速度 : 86 sample/sec

2.4 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 : $10 \sim 3000 \text{ Hz}$ ($\pm 0.5 \text{ dB}$)
- (4) 検出器 : 2220C ENDEVCO
- (5) 出力インピーダンス : 200Ω 以下
- (6) 出力電圧 : 0 dBm
- (7) 校正出力 : 0 dBm (1KHz 正弦波)
- (8) 歪率 : -40 dB 以下 ($0 \text{ dBm } 1 \text{ KHz}$)

2.5 総 合

(1) 消費電流 : $+12\text{V} \cdots 66.5\text{mA}$
 $-12\text{V} \cdots 15.9\text{mA}$
 $+5\text{V} \cdots 4.7\text{mA}$

(2) コマンド項目 : INS-SA 1 ON
INS-SA 2 ON
INS-SA OFF
P₃ MODE
P_{KM} MODE
Y_{SA} MODE
CAL ON
CAL OFF

(3) タイマ項目 : P₃ MODE
P_{KM} MODE
Y_{SA} MODE

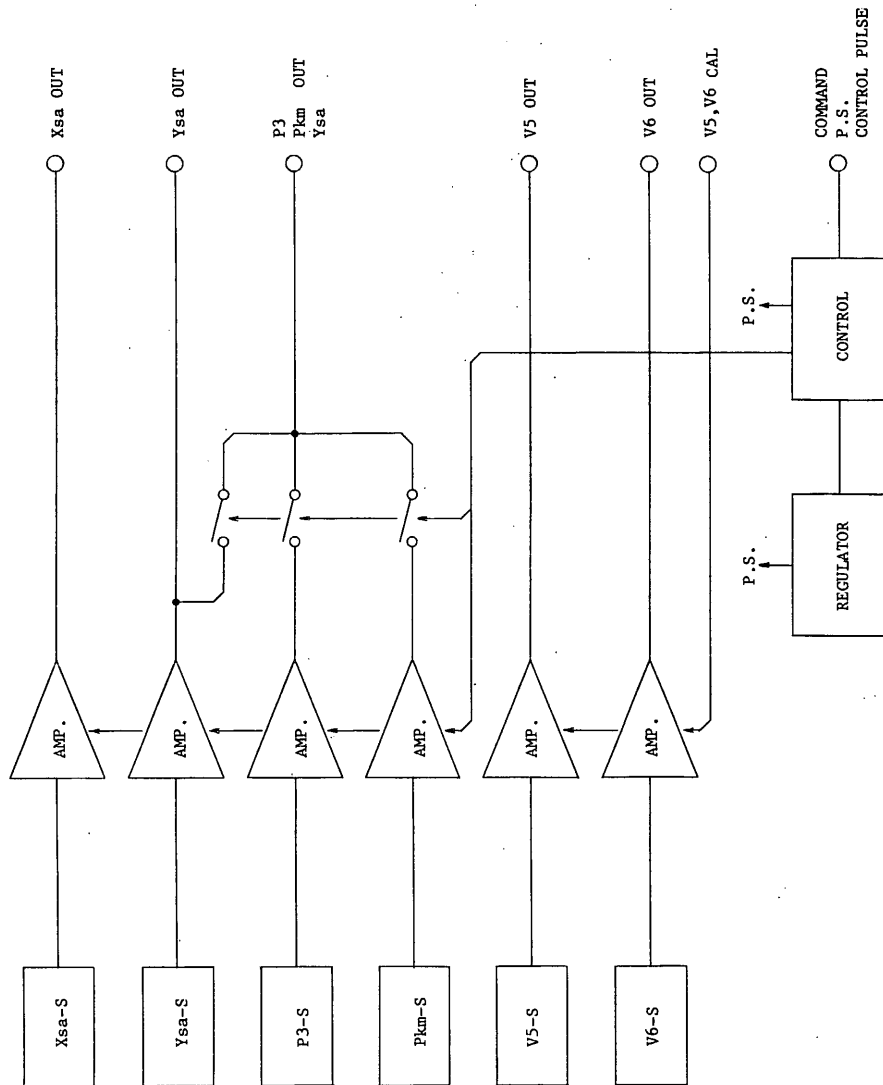
3 機械的性能

(1) 外形寸法 : $195 \times 114 \times 44.5\text{mm}$
(いずれもコネクタ・ビスを除く)

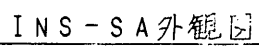
(2) 重 量 : 本 体 $\cdots 617\text{g}$
検出器 $\cdots 359\text{g}$

(3) ケース材質 : A5052P

(4) ケース表面処理 : バフ研磨



INS-SA フロックス図



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、スピンドウン、姿勢マヌーバなどの制御を経て、黄道面垂直姿勢を保ちながらハレー彗星に向う惑星間軌道を航行していく。衛星は本体を5rpmで回転させるスピン安定方式であるが、ハレー彗星撮像時に、衛星本体を0.2rpmでスロースピンさせなければならぬミッション上の要求から、モーメントムホイールを搭載したデュアルスピン方式を採用している。

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

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

本節では、以上のPLANET-A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)、

三菱重工業(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、ハレー彗星撮像時はデスパ
ンアンテナと衛星本体(ノミナルレート 5 rpm)によるデュアルスピン方式であ
る。また、搭載されている、モーメントムホイール(ノミナル 2000 rpm)
によるバイアスモーメントム方式の機能ももつ。この時、衛星本体のスピンレ
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 PLANET-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) スピン軸を太陽方向から $90^{\circ} \pm 3^{\circ}$ の範囲内に制御、維持するとと
もに、この条件を満たす状態でスピン軸の向きを変更できる。
- (2) スピン軸を黄道面垂直 $\pm 3^{\circ}$ の範囲内で維持する。
- (3) スピン軸を軌道修正に必要な方向に向け、またこの状態から (1) また
は (2) の状態にもどす。
- (4) スピン速度を、定常航行時 5 rpm、ハレー撮像時 0.2 rpm に制御す
る。
- (5) スピン軸のニューテーションを減衰させることができる。
- (6) 姿勢計測によ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、以下のサブシステムにより構成される。

〈姿勢系を構成するサブシステム〉

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

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

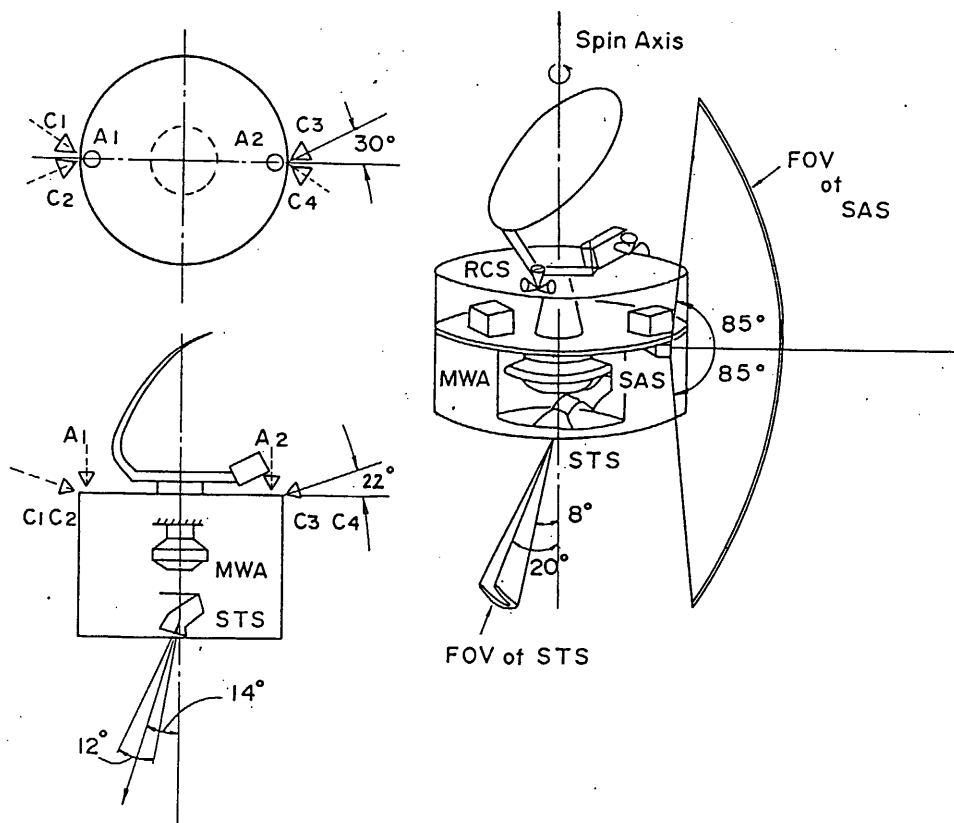


図5.1.1-1 姿勢系機器配置

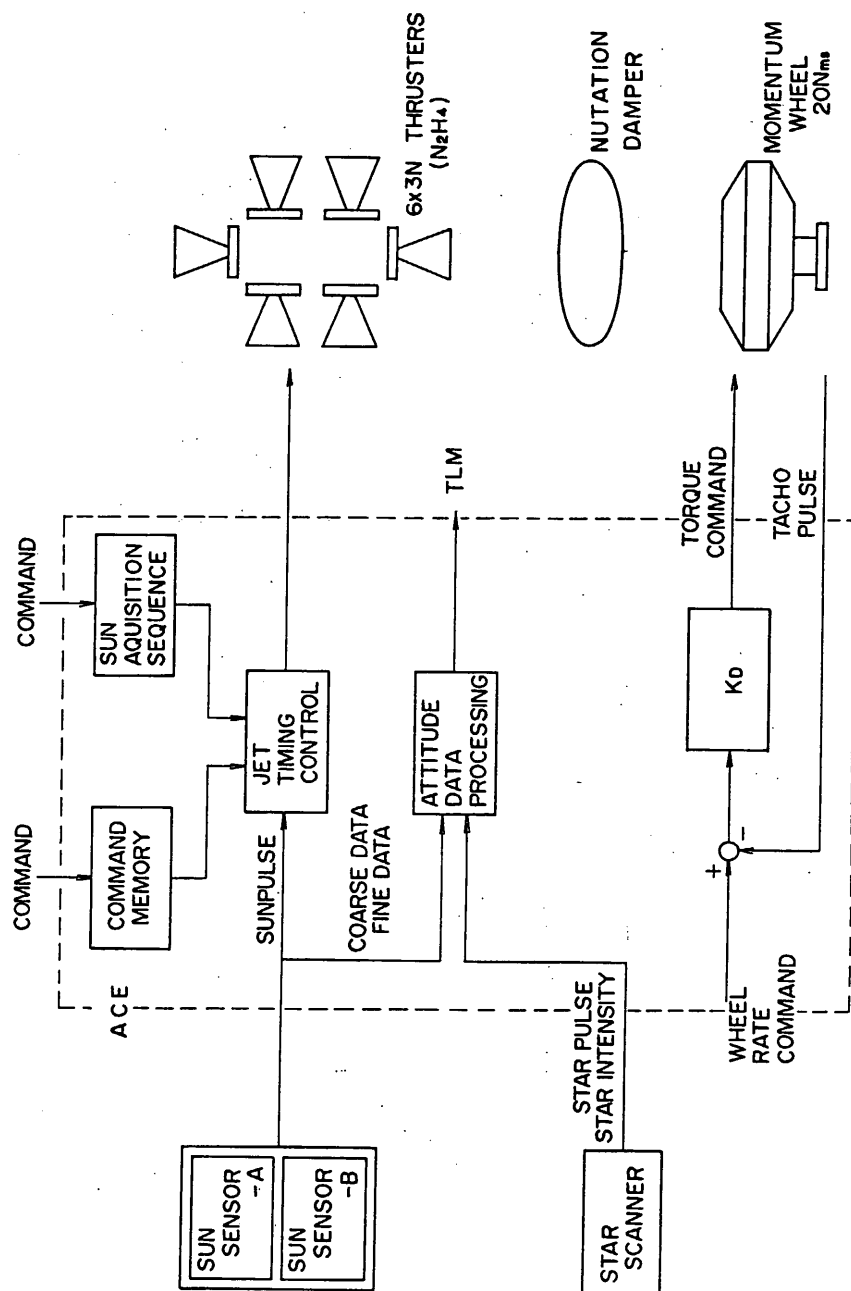


図 5.1.1-2 姿勢制御系ブロック図

5. 1. 1. 4 姿勢制御機能

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

〈プリセッション制御〉

ガスジェットにより、以下の各プリセッション制御を行なう。

(a) オープンループ制御

スラスタ選択、噴射パルス幅、噴射回数、噴射位相を地上からの、ブロックコマンドにより指定し、プリセッション制御を行なう。
この時、噴射時間分解能は 100 msec (3° ; 5 rpm)、噴射位相分解能は角度クロックを用いた場合 0.088° (時間クロックを用いた場合は、 7.8 msec [0.243° ; 5 rpm]) である。

(b) 自動太陽捕捉制御

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

(c) 地球サーチ制御

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

〈スピン速度制御〉

キャンティッドジェット ($C_2 + C_4$) により、軌道投入時の $120 \text{ rpm} \rightarrow 30 \text{ rpm}$ のスピンドアウンを行なう。このスピンドアウン制御は、ブロックコマンドにより連続噴射時間を指定することにより実施する他、サンパルスの周期とスピンレートの設定値 (30 rpm) が等しくな、た時にスピンドア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 $30 \text{ rpm} \rightarrow 5 \text{ rpm}$ スピンドアウン、及び、定常航行時のスピンレート調整は、ブロックコマンドにより、噴射時間を指定することにより、実施される。衛星本体のスピンレート設定分解能は、 0.04 rpm である。

〈スロースピン制御〉

衛星本体の持つ角運動量 ($\sim 20 \text{ Nms}$) をモーメント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

～0.67rpm)。

<軌道速度制御>

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

<姿勢計測>

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

5.1.1.5 運用シーケンス

PLANET-A のAOCSS運用シーケンスを図5.1.1-3に示す。AOCSS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

120rpm → 30rpm のスピンドウン、初期投入姿勢から $\theta_s = 90^\circ$ への姿勢オリセス及び30rpm → 5rpm のスピンドウン制御を行なう。(黄道面垂直制御は、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。

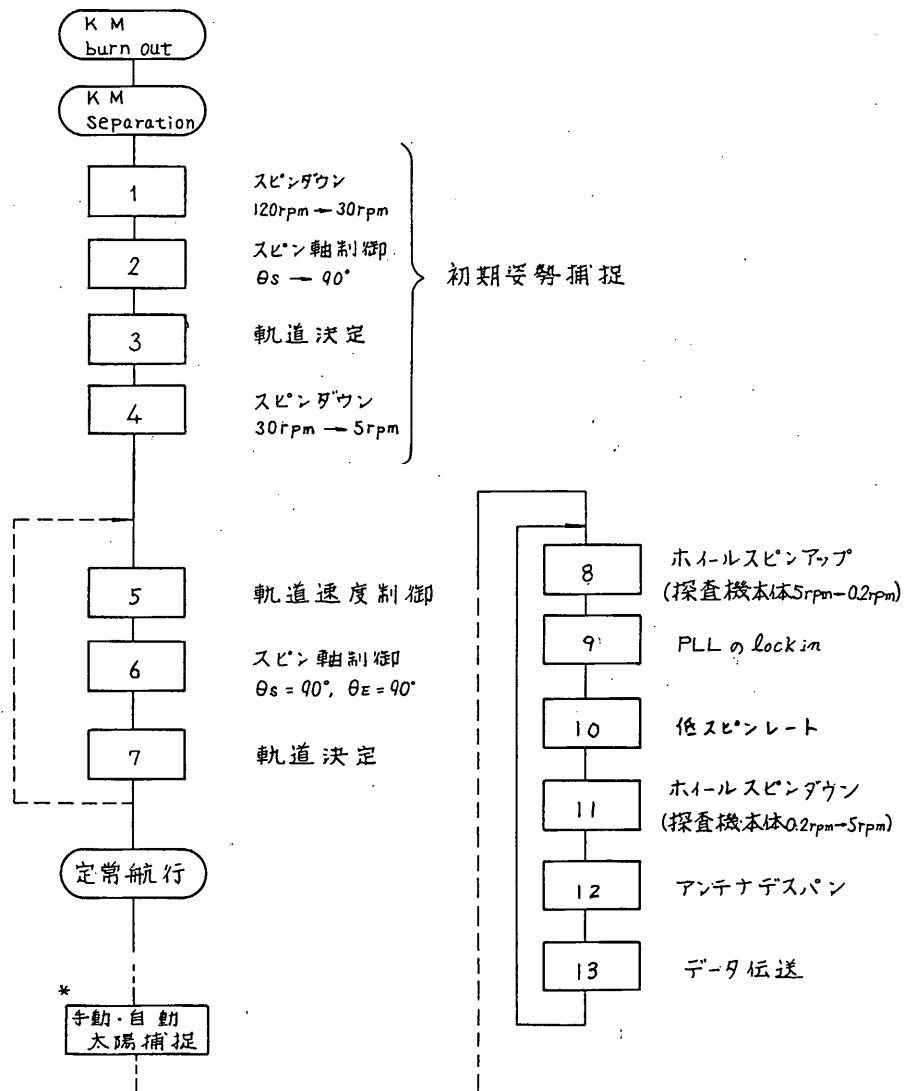
(c) 定常航行制御

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る、外乱トルク(主として太陽輻射圧)の影響から姿勢を保持する為に、スピン軸を黄道面に対し $90^\circ \pm 3^\circ$ に制御すると共に、スピン速度調整を行なう。

(d) 低スピンレート制御

ハレー惑星撮像のため、モメンタムホイールを一定レートに制御することにより、衛星本体を低スピンレートに制御する。

宇宙科学研 二宮研究室
日 本 電 気 (株)



* 自動太陽捕捉は、
Back up用である。

図 5.1.1-3 AOC S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、スピン型サンセンサ(SAS)とスタースカナー(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、伝送されてくるテレメトリデータの中から姿勢関係のデータを抽出し、各種のアルゴリズムを経て衛星姿勢の最適推定を行なう。

以下に、衛星の姿勢検出系とこれにより得られるデータ、これらのデータを処理し姿勢決定を行なう姿勢決定ソフトウェアについて記述する。

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、原理的に異なったシステムとなっている。

SASの視野はスピン軸と直角の方向から $\pm 85^\circ$ の領域をカバーするファンビーム視野を、またSTSはスピン軸と逆の方向から $8^\circ \sim 20^\circ$ の領域をカバーするVスリット型視野を有している。特にSTSの視野配置は、衛星の定常航行および観測時の黄道面垂直姿勢において、カノープスを丁度視野の中央に捕えうる様な配置となっている。衛星座標系におけるSAS、STSの視野配置を図5. 1. 2 - 1に示す(衛星へのSAS、STS取付配置については、図5.

1. 1-1 参照のこと)。

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

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

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

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

5. 1. 2. 3 姿勢決定ソフトウェア

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 priori な姿勢情報なしに衛星姿勢を決定する。

b) 粗姿勢決定機能

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

c) 精姿勢決定とバイアス推定機能

衛星が定常的なスピン運動をしている場合のデータに対して統計処理を施し、衛星の精姿勢決定と衛星のテイルト角などの未知バイアス量の最適推定を行なう。

また、長時間にわたるバイアス推定の積重ねにより得られる高精度の推定値を使って、定常的なスピン運動時の実時間での精姿勢決定を行なう。

以上の機能を有する姿勢決定ソフトウェアの機能系統図を図5. 1. 2-3に示す。各部の機能は以下の通りである。

a) 前処理部

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

b) SASデータ前処理部/STSデータ前処理部

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

c) 星の同定部

2. 0mag以上の星のリストを参照しながら、スターパルスのペアリング、太陽との角距離を計算し、対応するリスト内の星を捜し、検出された星の同定を行なう。

d) 粗姿勢決定部

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

e) 精姿勢決定部

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

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

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) 精姿勢決定とバイアス推定プログラム

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

宇宙科学研 二宮研究室
日 本 電 気 (株)

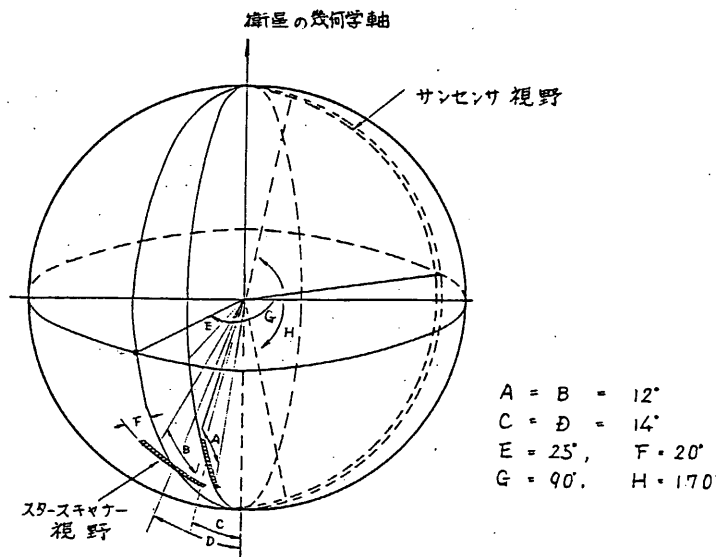


図 5.1.2-1 SAS STS の視野配置

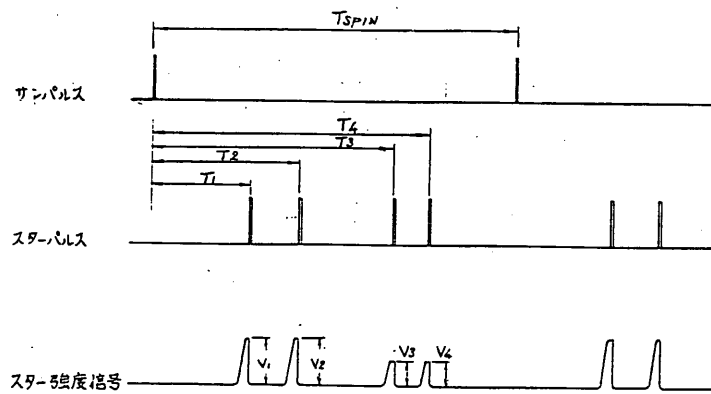
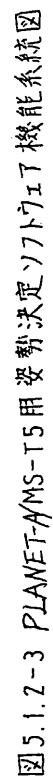


図 5.1.2-2 姿勢関係データのタイミングチャート



5. 1. 3 軌 道 生 成

西村研、松尾研、富士通

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り計算する大規模プログラムであり、地球周回衛星の場合とは本質的に異なる幾つかの様相を備えている。すなわち太陽、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歪みを考慮した一般相対論効果を付け加えることであり、さらに半年以上数年におよぶ長期間ミッションに適合するように高速の数値計算アルゴリズムを採用することである。これらの諸点を勘案した軌道生成プログラム(TRIP)をすでに完成し実用に供している。またTRIPの計算結果を利用して、グラフィックディスプレイに表示するためのユーティリティプログラム(SCINF)も完成している。

(1) 運動方程式

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

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

と記述される。ここで μ, μ_j は地球および他天体の重力定数、 \vec{r}_j は他天体の座標とすれば $\vec{r}_j = \vec{r} - \vec{r}_j$, f_i は他の加速度項である。上式右辺の1項は明らかに中心力(地球重力による加速度項)であり、次の初記号内の項は太陽、月、惑星など他天体による加速度項であるが、特に割弧の中の1項は他天体が直接探査機におよぼす加速度で、2項は他天体が地球におよぼす加速度項である。

(2) 加速度項

(1)式に含まれる加速度項を列挙すれば以下のように分類できる。

i) 太陽、月および地球を含む9惑星による重力加速度

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

ii) 中心天体の非対称球状成分による加速度項(調和級数99項まで)

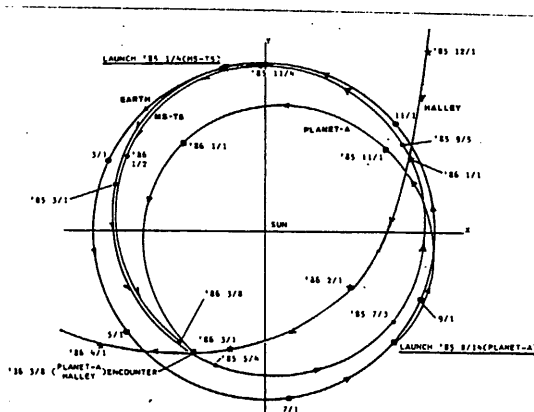


図1. ハーレー彗星と PLANET-A の軌道

iii)太陽光圧力

iv)探査機の軌道修正マヌーバー

v)一般相対論効果による加速度

vi)大気抵抗による加速度

vii)姿勢(軌道)制御系の燃料リークによる加速度

これらの加速度項による影響を示せば図2,3の如くである。図2は地球周辺での主要な加速度を、地球距離を横軸として示したものであり、また図3は太陽の周りを飛んでいる時に加わる加速度項を太陽からの距離を横軸として示してある。ただし惑星は時期によってその影響が異なるため除いてある。また表1に、各加速度項がアラネットAの到達点(1986年3月)においてその軌道に及ぼす影響を示す。最大のものはやはり地球重力の非対称球状成分(特に J_2)と月であり、それぞれ20万キロ程度の誤差を生ずる。これは主として探査機の地球脱出時の速度誤差が積分されたものである。他の惑星は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、制御用燃料リークの数百キロの誤差を与える。

(3) 数値積分法

先にも述べたように惑星間航行は、半年乃至数年におよぶ長期間の軌道生成を行わなければならないので、(2)の運動方程式の積分には、その精度要求を充てつ計算時間を短縮するために、数値積分法の設計には細心の注意が払われなければならない。TRIPで採用された手法の特徴は多段法のAdams-Moultonの予測子、修正子法および積分ステップを制御する局所誤差制御法といえるが、さらにその特徴を列挙すれば以下の2とおりである。

i)探査機の位置座標に関してはStormerの予測子およびCowellの修正子

ii)探査機の速度座標に関してはAdams-Bushforthの予測子とAdams-Moultonの修正子

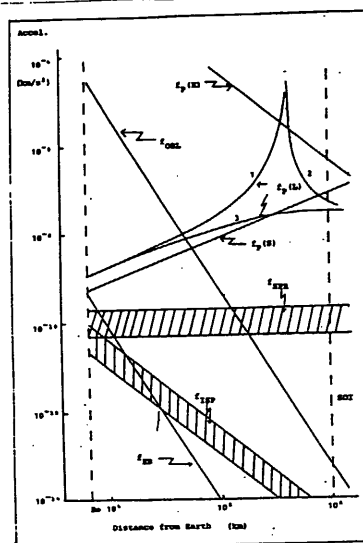


図2. 地球周辺の加速度項

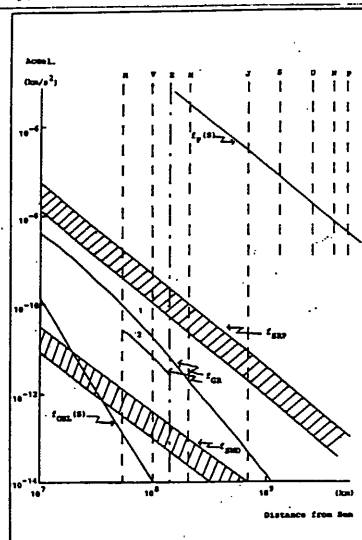


図3. 太陽周辺の加速度項

iii) 多段法の出発値の計算は2体近似で求めるかまたは8段の Runge-Kutta 法を用いる。

iv) 積分ステップ内の補間は補間公式による

v) 積分ステップ・サイズは固定ステップサイズによる場合と局所誤差制御を用いて自動的に可変ステップ・サイズとすることが可能である。

特にv)の局所誤差制御法の採用により、プラネットAの軌道を実例にとれば、初期の急激に曲る双曲線軌道から巡航期の太陽のまわりのスミナ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、7ヶ月間軌道生成に要する計算時間はM-200計算機を使用して数秒程度と能率の良いプログラムとなっている。

(4) 時系および座標系

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

(5) 探査機情報出力プログラム(SCINF)

TRIPによる計算結果を視覚的に把握するため、グラフィック・ディスプレイ出力用のSCINFプログラムが用意されている。(ライン・プリンタ, X-Yプロッタも使用可能) その出力を大別すれば

i) 探査機のイベント情報(探査機の可視時刻, マヌーバ時刻等)

ii) 探査機および天体の軌道情報

iii) 探査機を中心とする角度情報

iv) 地上局に対する探査機の情報(レンジ, レンジ・レート, アンテナ仰角方位角等)

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

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

(× 1000 km)

表1. プラネットAの軌道偏差

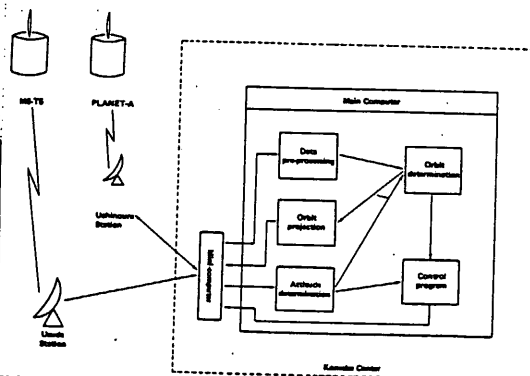


図4. 探査機ソフトウェアの構成

v)探査機に加わる加速度の項目別情報

ii)に関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 軌道決定とレーンジング

西村研、松尾研、富士通

(1) レーンジング

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

(2) 軌道推定と推定パラメータ

軌道推定で用いられる推定パラメータは、主として軌道6要素下でその運動方程式は5. 1. 3の(1)式で記述される。しかしそれ以外にも、地上局位置であるとか太陽光圧力、惑星エフェメリスあるいは重力定数などの推定が試みられることもあり、これらを一括して9次元ベクトル X であるとする。その外5. 1. 3で述べたような数多くの加速度項を規定する定数があり、これらを一括して C ベクトルとすれば、探査機の運動方程式は一般的には次式のごとく記述される。これは X に関する一階非線形微分方程式である。

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

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

(3) 観測値と変分方程式

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

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

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

軌道推定とは結局この Y を与えられて X を推定することであるが(2),(3)式に見るように両者とも非線形方程式であるから、問題は非線形推定問題に帰着する。これを厳密に解くことは困難で、通常は基本軌道 X_0 を定めその周りでテ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 X_0 で偏微分すれば、

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

と分解できる。 A を観測行列と呼び $\Phi(t, t_0)$ を t_0 から t 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

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

I : 単位行列

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

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

(4) フィルター

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

人工衛星の軌道推定に用いられる基本的な方式は、ある時刻 t_0 を定めてこれを元期(epoch)と呼び、この t_0 における状態(座標)をその後の一定期間のデータを用いて推定してやはり元期における真の軌道 X を知ろうとするものであり、その推定アルゴリズムは以下のごとくである。

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

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

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

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

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

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

の数値積分を行い、また予測後の共分散は(6)式の Φ を用いて

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

また(9)式の行列の逆転は観測性の悪さから割弧の中の行列の行列式が0に近くなりしばしば問題を生ずるので、数値計算上秀れているスクエア・ルト方式を採用する予定である。

(5) 観測量の補正

観測量(特に電波情報)の補正は、深宇宙探査機の軌道推定問題において最大の問題となることが予想される。補正の主な項目を挙げれば、相対論効果、電離層および太陽アウズマ補正、大気屈折補正等である。たとえば相対論効果では、プラネットAの到着時において片道約8分間の電波伝送に対する遅れは数キロにも達すると予想され、また地球の太陽重力場内における公転および自転による地上局標準時計の誤差はレンジ換算で数メートル〜数十メートルに達する。また電離層、大気層補正も同じく数十メートルに及ぶものと考えられ、レンジおよびレンジレートに対する目標許容誤差がそれぞれ10メートルおよび1mm/s(60秒カウントタイム)であることを考えれば、この観測量の補正が慎重な検討を要することが判る。

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

(6) 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。
- ・編集した軌道データの平滑及び圧縮を行なう。

2. 前処理済軌道データ時刻ソート機能

- ・軌道決定プログラムで使用するデータをS/C知、観測局知、観測データの種類観測時間に基づき選択し、データ時刻順にソートする。

3. 軌道決定機能

- ・軌道決定値の初期を任意の時刻にシフトする。
- ・バイジャン最小自乗指定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

- ・軌道決定値に基づき軌道生成を行なう。
- ・地上局に対するS/Cの長期可視予報及びアンテナ角度予報を行なう。
- ・軌道生成した結果によりS/C又は惑星エフェメリスの作成を行なう。

(7) ORDIS (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G/D上に図形イメージで表示させるもので、天体相関図、可視時間帯図、軌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) 天体相関図表示機能

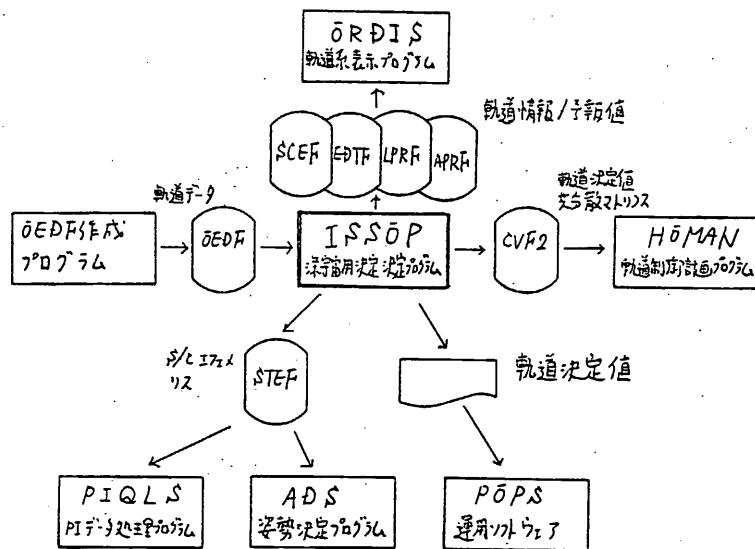
惑星、月、太陽、彗星、並びにS/Cの軌道を推定された表示期間、表示間隔、中心天体、座標系、視線方向等によってG/D上に図示する。

表示条件値はファイルより読み込み、G/D上で変更できる。表示方法は初めに各天体の全ての軌道が点線で表示され、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へおぼえていく。

時刻同期表示を行なっている際、BREAKキーを使って割り込みをかけ、表示条件を変更したり、図形も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、太陽中心の図形を表示させる場合は、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: 事後支分値ファイル
STEF: S/C (惑星) 位置ファイル
SCEF: 軌道決定情報ファイル
EDTF: 軌道編集前ファイル
LPRF: 長期予報ファイル
APRF: 短期予報ファイル

図1. ISSOPと他システムとのインターフェース

(b) 可視時間帯図表示機能

S/C の見え始め時刻・見え終り時刻の指針を、指定した表示期間、S/C 観測局等に従って G/D 上に図示する。表示条件値は、直線・又は点で表わし、指定した観測局から見た可視時間帯の変化を複数 S/C について同時に図示できる。

イベント処理として任意の日付をグラフィックカーソルで指定し、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が出来る。

(c) 制図データ図表示機能

S/C の制図データをグラフィックで G/D 上に図示する。表示条件値はファイルより読み込み、G/D 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、実測値だけでなく、予測値も同時に表示させることが出来る。

表示した図形をズームアップすることも出来る。

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の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軸を向け、アキシャル・スラスター A_1 、 A_2 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、巡航姿勢に戻る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ッド・スラスター（ $C1+C2$ 、又は $C3+C4$ ）のバルス噴射の合成によって達成される。このキャンテッド・スラスターによる速度修正（キャンテッド・モード）では探査機の1スピン（6.3 rpm 時9.5秒）に1バルス（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。まづ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 MANuvering 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_0 ）における相対位置ベクトル \mathbf{r}_0 、 t_0 におけるハレーと探査機の相対速度ベクトル \mathbf{v}_0 、及び軌道修正時刻（ t_0 : 第4可視の中間時刻を仮定）から t_0 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トランジションマトリクス \mathbf{g} が得られる。これらパラメータに加え、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 \mathbf{r}_t と許容速度修正量の最大値 $|\Delta \mathbf{V}|_{\max}$ 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。これ以降用いられるソフト

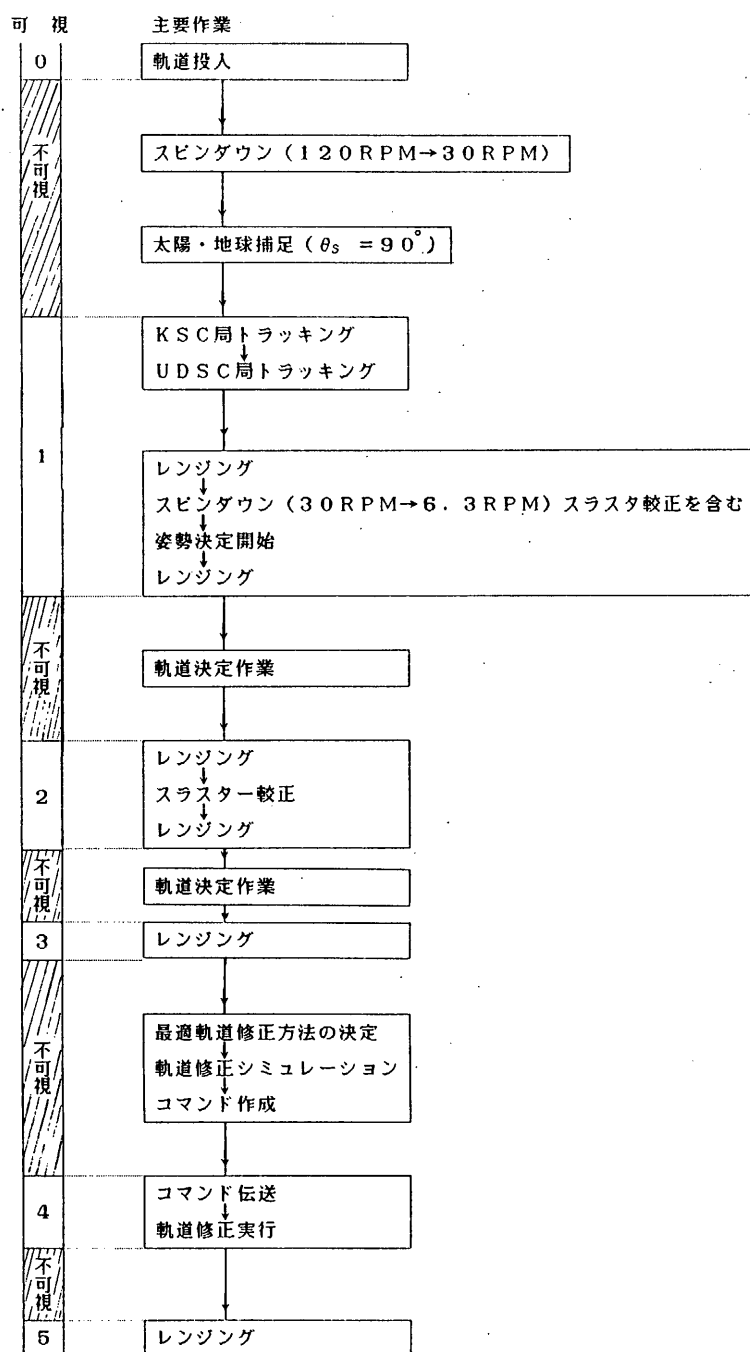
ウェアはPOPS (Planet-A Operation Software) と総称されている。修正量、修正方向の算出は、許容速度修正量が小さいことと演算時間の短縮化を考慮して、 φ を用いた線型解析によって行う。具体的にはハレーに原点を持ち Ω ベクトルに垂直な面 (A-planeと呼ぶ) に $|\Delta V|$ をパラメータとして到達点を表示し、一方 黄道座標系中心に原点を持ち $\varphi^2\Omega$ に垂直な面 (V-planeと呼ぶ) をハンメル図上に大円として示すことによって、A-plane上で目標達成点を定めれば、速度修正方向をV-plane上において一対一に定めることができる。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。

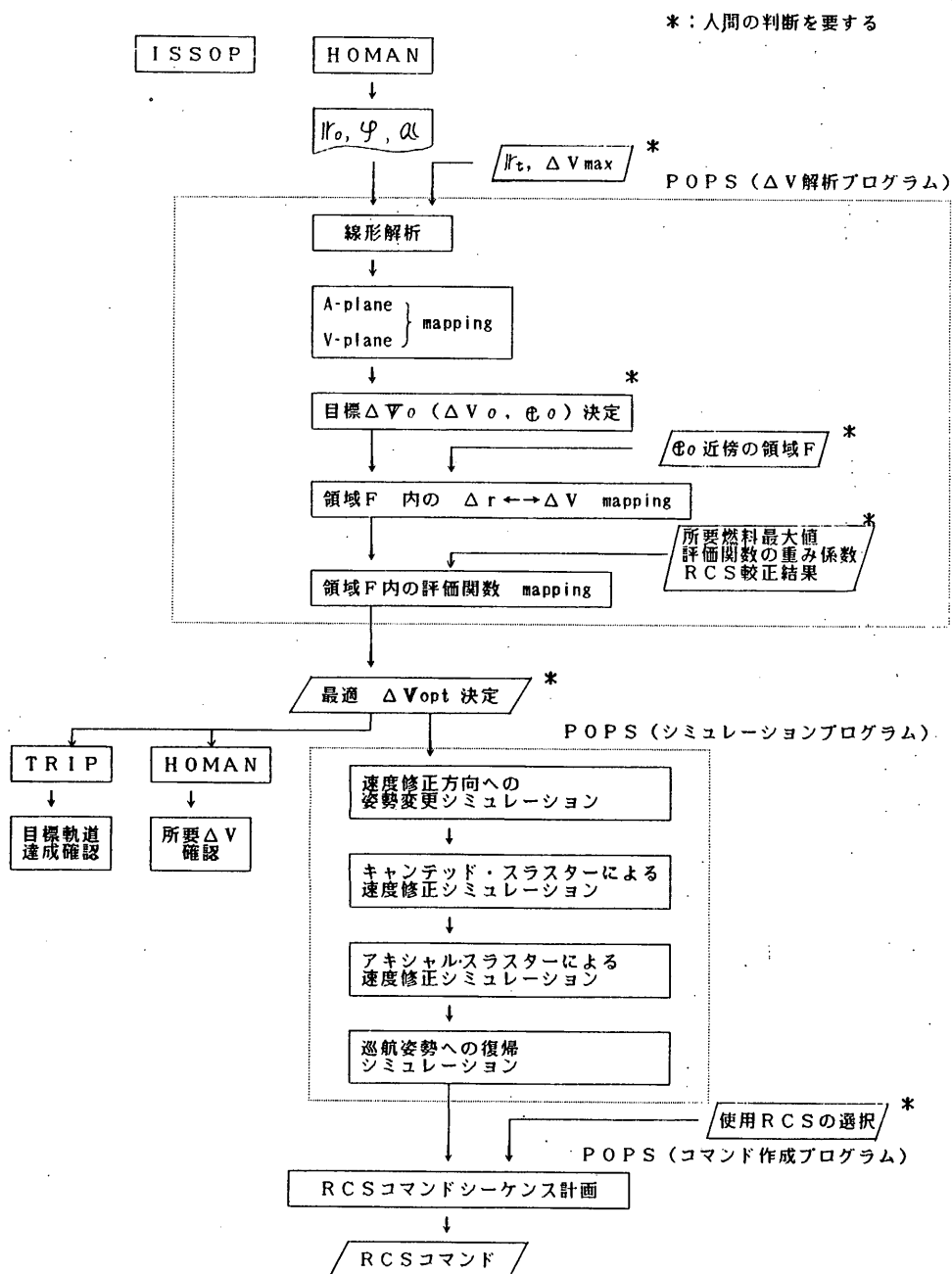
この結果はPOPS内のシミュレーションプログラムにかけて確認すると共に再度HOMANに於いて検証が行われ、線型解析の妥当性が評価される。

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MS-T5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)

— 二宮研、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、スタースキャナ、モーメントホイールをドライブし、必要な電源電圧・制御信号を供給し、各機器からの出力データあるいは、モニタ信号を処理する。また、ジェットスラスタの電磁弁ドライブ信号を出力する。その他に、ニュートンダンパ、スタースキャナ、ジェットスラスタのヒータをON/OFFする機能も有する。

5. 2. 1. 2 機能

1) ホイール制御

ハレー彗星の撮像のため探査機のスピンドットを $0.2 \text{ rpm} \pm 0.3\%$ 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、任意の回転数をブロックコマンドにより設定する。設定は、 $0.95 \mu\text{s}/1 \text{ bit}$ の分解能をもち、 $0.05 \sim 0.08 \text{ rpm}$ の精度で設定可能である。

2) ジェットスラスタ制御

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

- ・軌道速度制御
- ・スピンドット制御
- ・スピンドット軸制御

このうち、スピンドット軸制御については、次の3つの制御の方法が可能である。

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

。地球サーチモード

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

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

コード	メモリエリア
00	1
01	2
10	3
11	4

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

位相クロック指定

1	角度クロック ($0.0879 \text{ deg} / 1 \text{ bit}$)
0	時間クロック ($7.81 \text{ msec} / 1 \text{ bit}$)

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

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

1	連続噴射モード
0	パルス噴射モード

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

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

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

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

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

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

ただし、スラスト噴射時間は、30 rpm で、200 msec、6.3 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方向にスピンの軸が回転する。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パルス、スターアナログ信号を受け、サンパルスと各スターパルスの時間間隔を位相データとし、スターアナログ信号電圧をA/D変換し、明るさのデータとしている。

スターパルス1個について得られるデータ24 bit (位相16 bit、明るさ8 bit) を最大32データ取得し、その後、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 のクロックを使い、行なう。これにより、 $0.0095 \text{ deg} / 1 \text{ bit}$ 程度の位相分解精度が得られる。

連続噴射モード

パルス噴射モード

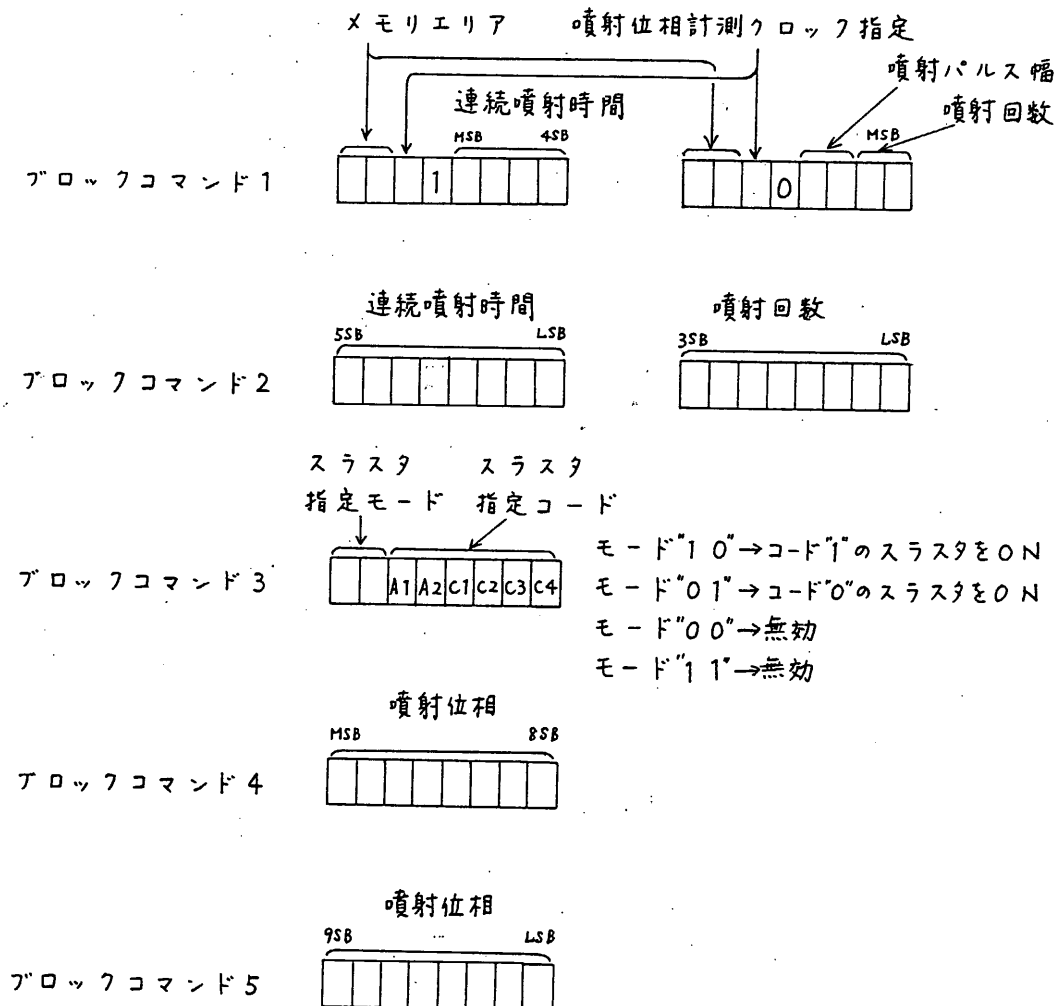


図5.2.1-1 ジェットスラスト制御のためのブロックコマンド

5. 2. 1. 3 性能

電氣的性能

1) コマンド

A C E で使用するコマンド及びその機能を表 5. 2. 1 - 1 に示す。

2) テレメータフォーマット

A C E から出力されるテレメータデータのフォーマットを表 5. 2. 1 2 に示す。

3) ホイール制御系

回転数設定範囲	2 0 0 0 rpm \pm 3 0 0 rpm
回転数設定ビット数	1 6 b i t
回転数設定精度	0.05 ~ 0.08 rpm / 1 b i t
安定度	\pm 0. 1 9 rpm 以下
応答時間	7 分以内 (0 rpm \rightarrow 目標レート \pm 1 % まで)
ホイール減速時間 1	6 分以内 (2 0 0 0 rpm \rightarrow 5 1 2 rpm)
ホイール減速時間 2	1 2 分 \pm 5 分 (5 1 2 rpm \rightarrow 0 rpm)

4) ジェット制御系

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

5) 姿勢データ計測

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

6) 消費電力

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

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

機能的性能

1) 形状

$180^W mm \times 240^L mm \times 127^H mm$

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 の内容に従ってジェット制御を開始する。
RCS-CONT2-START	エリア 2 の内容に従ってジェット制御を開始する。
RCS-CONT3-START	エリア 3 の内容に従ってジェット制御を開始する。
RCS-CONT4-START	エリア 4 の内容に従ってジェット制御を開始する。
RCS-CONT-STOP	ジェット制御を停止する。
SUN-ACQUIS-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	スタースカナーのスピンレート設定、スレッシュ ホールドレベル設定のためのブロックコマンドを入 力する。
ラッチングバルブA-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° スピン軸を回転させる。
⊖ 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° スピン軸を回転させる。
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 A C E テ レ ム - タ デ - タ (F O R M A T 4) (1 / 3)

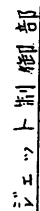
	F4n	F4n+1	F4n+2	F4n+3
W21				
W22				
W23	RCS 制御	RCS 制御	RCS 制御	RCS 制御
W24	メモリデータ	メモリデータ	メモリデータ	メモリデータ
W25	エリア1	エリア2	エリア3	エリア4
W26				
W27				

表 5. 2. 1 - 2 A C E テ レ ム - タ デ - タ (2 / 3)

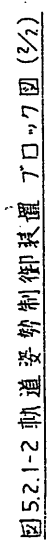
	F4n	F4n+1	F4n+2	F4n+3
W21	粗 SAS	精 SAS - SIN	粗 SAS	精 SAS - SIN
W22	STS ブロックコメント	精 SAS - COS	ホイール温度	精 SAS - COS
W23	RCS 制御 ステータス	STS 温度	ホイール電流	ホイール誤差
W24		RCS モータ / STS モータ	ホイール設定	RCS モータ / STS モータ
W25		STS 波高値	回転数	STS 波高値
W26		STS 位相	ホイール回転数 モニタ	STS 位相
W27				

表 5. 2. 1 - 2 A C E テ レ ム - タ デ - タ (3 / 3)

	F4n W14	F4n+1 W14	F4n+2 W14
B0	ACE - ON / OFF	RCS 制御 ON / OFF	スラスタヒータ ON
B1	SAS - A - ON / OFF	太陽捕捉 ON / OFF	タンクヒータ ON
B2	SAS - B - ON / OFF	地球捕捉 EN / DIS	パイプヒータ ON
B3	STS - ON / OFF	地球捕捉 ON / OFF	バルブヒータ ON
B4	WDE - ON / OFF	SAS 選択 1 (CMD)	STS ヒータ A ON
B5	WHEEL 急減速 ON / OFF	SAS 選択 2 (CMD)	STS ヒータ B ON
B6	ラッチングバルブ A OPEN / CLOSE	SAS 選択 AUTO A / B	NDヒータ ON
B7	ラッチングバルブ B OPEN / CLOSE	RCS AUTO STOP EN / DIS	SPIN STATUS (7.5 rpm 以下)



ヒータ制御部



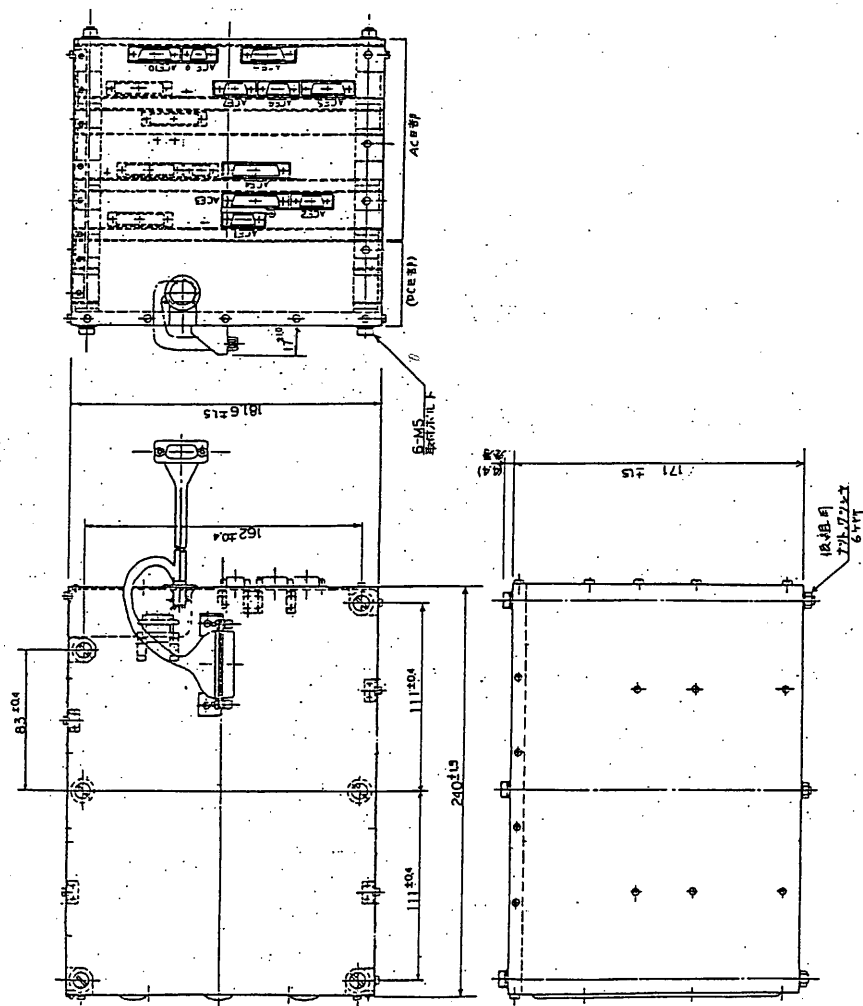


図 5.2.1-3 軌道姿勢制御装置 外觀図

5. 2. 2 モーメンタムホイール (MWA/WDA)

二宮研、日電、三ブレ

5. 2. 2. 1 概 要

本装置は、スピン軸方向に角運動量を発生させるのに使われる、姿勢制御のためのアクチュエーターである。PLANET-A では、UVIによるハレー観測モードで スピンレートを0.2rpm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にMWAを制御する。
- (3)回転数を示すTACHO-PULSEを出力する。
- (4)温度、ホイール電流、ホイール電圧のモニタ信号を出力する。

5. 2. 2. 4 性 能

(1)物理的性能

ホイール回転数範囲	2000rpm ± 300rpm
ローター部慣性モーメント	0.096684 kgm ²
角運動量	20NmS (2000rpm時)
発生トルク	0.05Nm以上
モーター	DCブラシレスモーター
損失トルク	0.017Nm以下

回転方向
角運動量方向精度

CCW(MWA取付面より見た時)
取付面垂直方向に対し1分角以下

(2)電氣的性能

トルク特性

$0.01 \text{ Nm} / 1 \text{ volt}$

消費電力

+28V

25W以下(ピーク時)

5W以下(定常時)

+12V

0.15W以下

-12V

0.15W以下

(3)機械的性能

外形・寸法

図5.2.2-1

図5.2.2-2

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 フ レ シ ョ ン (株)

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うい、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ブ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)とをブラダ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(N_2 ガス)系、燃料(ヒドラジン)系、エンジン系、ヒーター系及びセンサー系からなる。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ラダーを介して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

ヒドランジンは+5℃～+60℃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、作動開始前に、分解室温度を100℃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関し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、衛星への組込に関し、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ラダーを内蔵、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に多少配管にフレキシビリティを設けている。又、取付部は集中荷重を避けるため6ヶ所としている。

(3) エンジンモジュール

A、Bの2モジュールからなり各モジュールは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基は衛星のスピン軸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るよう約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。注液及び注気作業は、衛星のウァクセスドアーを通し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に、注気後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

ブローダ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3.061kg・m・s²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。

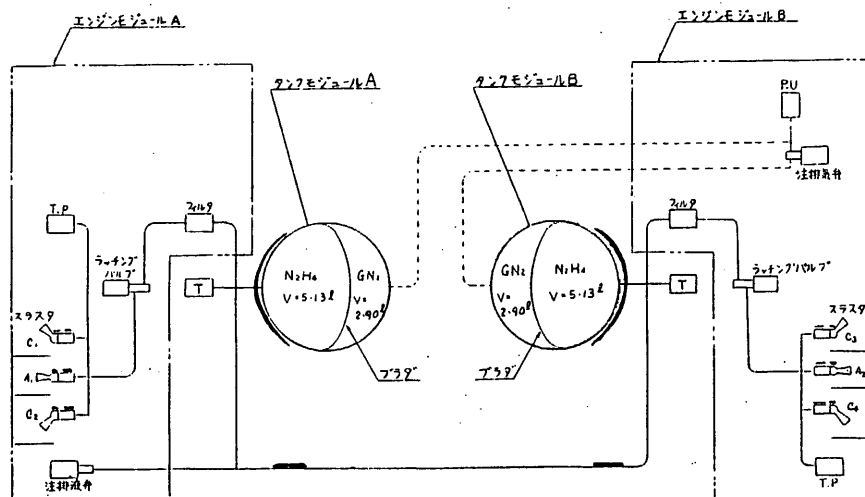


図1 RCSシステム系統図

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

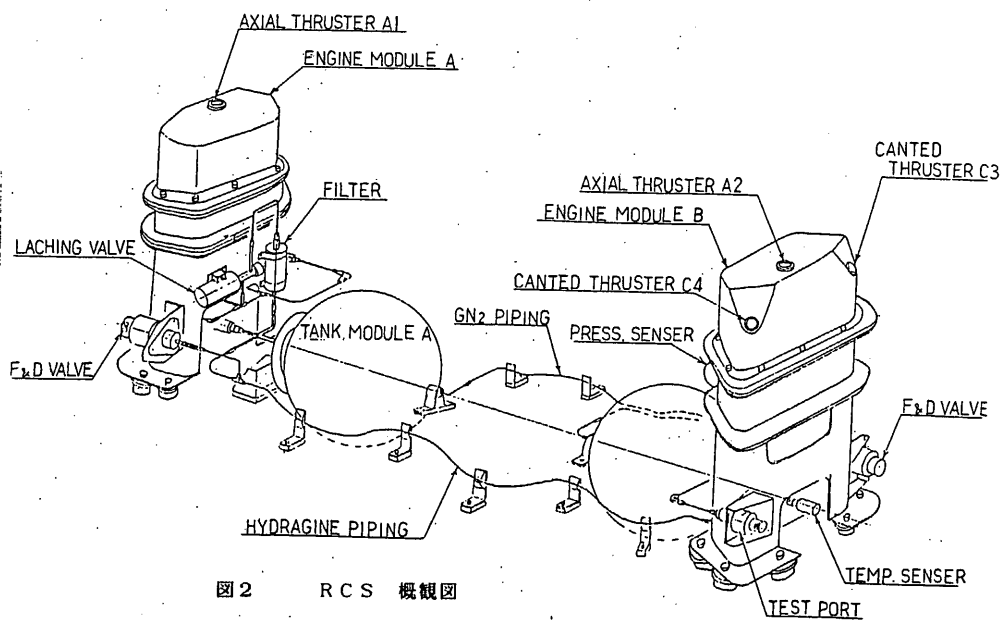


図2 RCS 概観図

表1 RCS 主要性能

Item	Nomenclature 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 0.5kg)
3. Propellant Weight	W_p kg	10.0	1.266	
4. Acceleration Force	F kg	0.6	0.336	Axial Thruster
5. Precession Torque	$T_{\dot{\theta}}$ 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 $W_{sic} = 137$ kg
8. Angular Velocity of precession	$\dot{\theta}$ %/s	1.10	0.645	Initial moment of Inertia $I_z = 3.061$ kg·m ² 30 rpm
9. Spin Acceleration	\dot{N} (rpm)/s	0.474	0.278	Ditto
10. Precession Torque	$T_{\dot{\theta}}$ 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 30rpm × 0.2s
13. Ditto	$\Delta \theta$ °	0.18	0.10	Canted thruster $C_1 + C_2$ at 6.3rpm × 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り、エネルギーを消散するものである。

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

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

5. 2. 4. 2 構 成

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

1) 円環部

使用材料	アルミ合金
円環径	$\phi 380\text{ mm}$
円管内径	$\phi 20\text{ mm}$
円管肉厚	1 mm

2) 封入部

使用材料	アルミ合金
封入法	真空封入

3) 取付フィッティング

使用材料	エポキシ積層板
取付箇所	7ヶ所

4) 作動流体

使用流体

シリコンオイル

比重

0.85 (25°C)

動粘性係数

1.5 cst (25°C)

5.2.4.3 性能

1) 物理的性能

減衰時定数

6分±2分

中心角

2θ ≈ 133.6° (充電率 37%)

封入量

139.2 ± 0.2 cc

(25°C 5×10⁻³ torr 以下)

リ-フ量

1.0 atm·cc/年 以下

2) ヒーター

ヒーター抵抗

86.7 Ω ± 10%

消費電力

4.6 W (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)

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

5. 3. 1. 2 構成

- ① 太陽センサ 電気部 ——— ユニット 1
 ————— ユニット 2 } 1台
- ② 太陽センサ センサ部 ——— センサヘッド ch 1
 ————— センサヘッド ch 2
 ————— マウンティングブロック #1
 ————— マウンティングブロック #2
 ————— アライメントキューブミラー } 1台
- (センサヘッド構成図を図5.3.1-1に示す)

5. 3. 1. 3 主要性能

主要性能を以下に示す。

- ① 視野角 $-85^{\circ} \sim +85^{\circ}$ (探査機赤道面に対し)
- | | |
|-----|--------------------------------|
| ch1 | $+85^{\circ} \sim -43^{\circ}$ |
| ch2 | $+43^{\circ} \sim -85^{\circ}$ |

- 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 $\times 2ch$
 サンプルス 1 Bit $\times 2ch$
 アナログ SIN 2° に相当する $0 \sim 5V \times 2ch$
 アナログ COS 2° に相当する $0 \sim 5V \times 2ch$
- ⑤ アライメント センサヘッドの光軸に対し 0.5 分の精度のアライメントミラーを保有する。
- ⑥ 電源電圧 $28V \pm 10\%$
- 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)

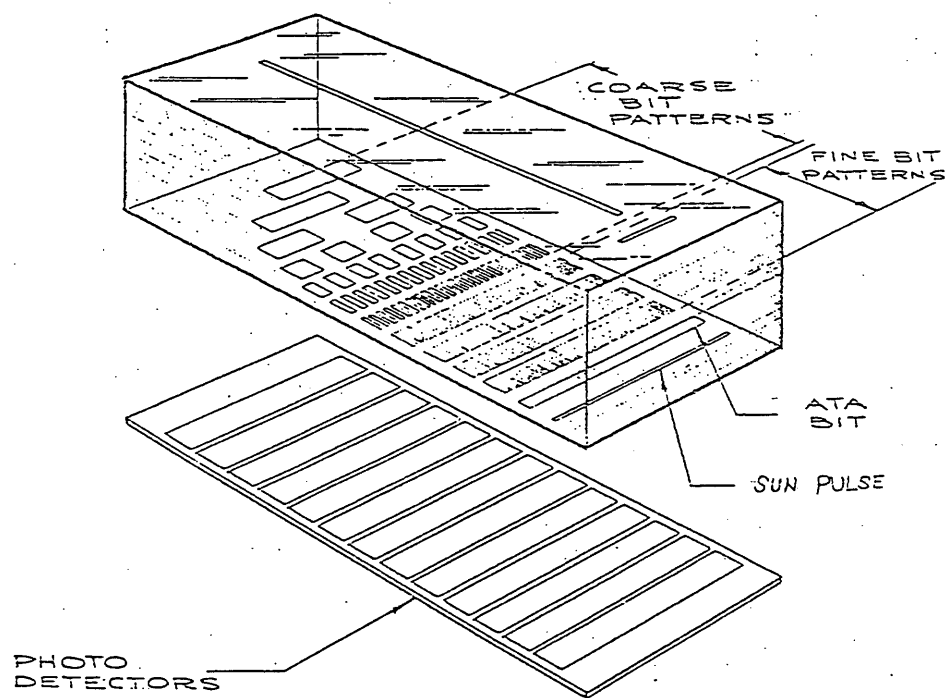


図 5.3.1-1 太陽センサのセンサヘッド構成

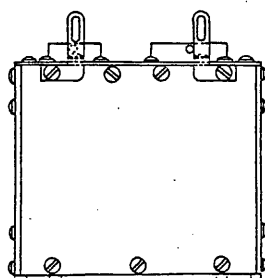
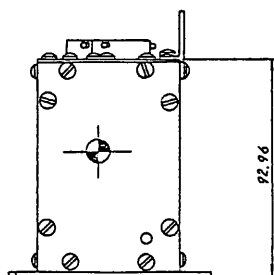
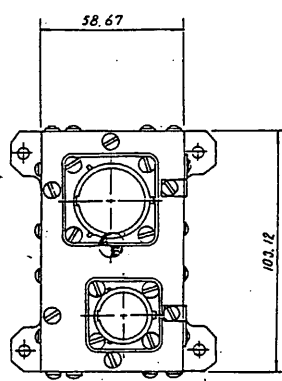


図 5.3.1-2 太陽センサ 電気部

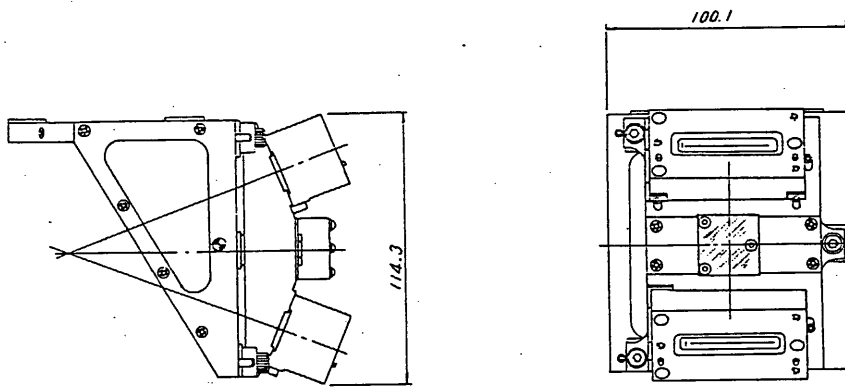
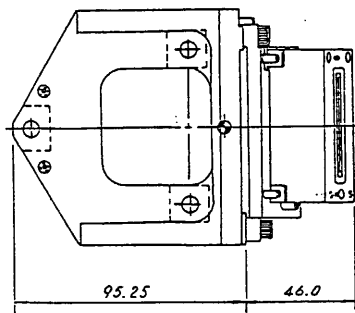


図 5.3.1-3 太陽センサ センサ部



5. 3. 2 スタースカナ (STS)

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。高圧は使用せず、短時間の太陽光の照射に対しても、特別な保護は不要である。

5. 3. 2. 2 機能

本装置は、下記の機能をもつ。

- (1) 星を捕捉したタイミングを示すスターパルス、及びその星の明るさを示すアナログ電圧を出力する。
- (2) スレッシュホールド設定のコマンドにより、星の明るさに関するスレッシュホールドレベルを設定することができ、そのレベル以下のスターパルスの出力を禁止することが可能である。
- (3) スタースカナ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

検出等級

スピンレート

スターアナログ電圧

スターアナログ電圧誤差

スターパルス絶対位相誤差

各パルス間の位相変動量

(雑音によるもの)

最終的な位相誤差 (校正後)

図 5. 3. 2 - 1

カノーパス ($-20^{\circ}\text{C} \sim +45^{\circ}\text{C}$)

+1.2等級 ($+20^{\circ}\text{C}$ 以下)

5 ~ 8 rpm , 0.12 ~ 0.28 rpm

(フィルタ High/Low 切り替え)

2.5V \pm 0.5V (カノーパス)

± 0.25 等級

± 0.5 deg

0.15 deg (3σ)

0.1 deg (3σ)

(2)電氣的性能

消費電力 + 2.8 W 2.0 W 以下

(3)機械的性能

外形・寸法

図 5.3.2-2

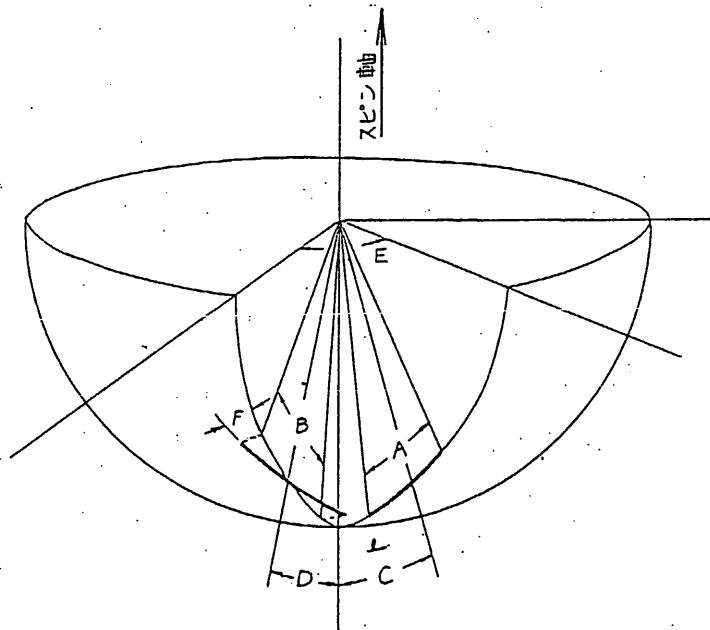
重量

STS 本体

2.7 kg 以下

マウンティングブロック

1.1 kg 以下



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

図 5.3.2-1 スター・スキャナ-視野

