

M-3S II-1/MS-T5
飛翔実験計画書

昭和60年1月

宇宙科学研究所
SESデータセンター

M-3SII/MS-T5 飛翔実験計画書目次

~~機 体~~

1. ロケット	ロケット班	1
1) 推進系	"	1
2) 構造機能	"	19
2. 空力性能	鎌田	52
3. 飛翔計画	O P 班	57
4. 計 装	テレメータ班	66
5. テレメータ・コマンド	"	72
6. レーダ	レーダ班	92
7. R G	R G 班	101
8. タイマ点火系	タイマ班	114
9. 計 測	計 測 班	158
10. 姿勢制御	C N 班	168
1) 概 要	"	168
2) CN-E	"	172
3) 第1段ロール制御装置 (SMRC, MNTVC)	"	190
4) 第1段ピッチヨー制御装置 (M-13LITVC) ...	"	198
5) 第2段ピッチヨー制御装置 (M-23LITVC) ...	"	213
6) 第2段サイド・ジェット装置 (S J)	"	219
11. 飛翔保安	R S 班	232
12. 光 学	光 学 班	234
13. 映像記録	記 録 班	235
14. 保 安	総 務 班	237

衛星

序	239
総 論	241
1. ミッション	241
2. システム設計	244
第1章 観測機器	266
1.1 プラズマ波動観測装置 (PWP)	266
1.2 太陽風プラズマ密度・バルク速度観測装置 (SOW)	273
1.3 惑星間磁場観測装置 (IMF)	279
第2章 通 信 系	284
2.1 アンテナ	284
2.1.1 概 要	284
2.1.2 高利得アンテナ (HGA)	286
2.1.3 中利得アンテナ (MGA)	304
2.1.4 低利得アンテナ (LGA)	312
2.1.5 デスバン制御系	320
2.2 通信機器	329
2.2.1 システム	329
2.2.2 Sバンド受信機 (SBR)	344
2.2.3 Sバンド送信機 (TMS)	348
2.2.4 Sバンドダイプレクサ (SDIP)	354
2.2.5 Sバンドエリミネーションフィルタ (SBEF)	357
2.2.6 アンテナ切換器 (SSW)	360
2.3 コマンド・データ処理	363
2.3.1 コマンド・デコーダ (CMD)	363
2.3.2 データ処理装置 (DPU)	367
2.3.3 データレコーダ (DR)	377

第3章	環境計測装置	383
3.1	ハウスキーピング (HK)	383
3.2	計測装置 (INS-SA)	387
第4章	タイム・点火系	392
4.1	シーケンス・タイム (EPT-SA)	392
4.2	イグナイタ電源 (IG-PS)	399
第5章	軌道・姿勢制御系	401
5.1	概 要	401
5.1.1	姿勢制御法	402
5.1.2	姿勢解析	408
5.1.3	軌道生成	414
5.1.4	軌道決定とレインジング	418
5.1.5	軌道修正	423
5.2	軌道・姿勢制御装置	427
5.2.1	軌道・姿勢制御装置 (ACE)	427
5.2.2	モーメントムホイール (MWA/CLA)	439
5.2.3	リアクションコントロール装置 (RCS)	443
5.2.4	ニューテーションダンパ (ND)	448
5.3	姿勢検出装置	451
5.3.1	太陽センサ (SAS)	451
5.3.2	スタースカナ (STS)	456
第6章	電 源 系	459
6.1	電源装置	459
6.2	太陽電池パネル (SC-P)	461
6.3	蓄電池 (BAT)	467
6.4	電力制御器 (PCU)	470
6.5	コンバータ (CNV)	478

6.6	電流センサ (CUS)	485
6.7	電力解析	487
第7章	構造・熱設計	502
7.1	構 造	502
7.2	熱 制 御	530
第8章	信頼性・品質管理	537
8.1	信頼性管理	537
8.2	部品プログラム	538
8.3	品質管理	540
第9章	計 装	541
9.1	電気計装	541
9.2	機械計装	543
第10章	総合管制システムと地上データ処理	547
10.1	総合管制システム	547
10.2	科学観測機器QLシステム	550
第11章	環境試験	555
11.1	機械的環境試験	555
11.2	磁気特性	556

設 備 概 要

地・1	ロケット支援設備	557
	台車・ハントリング要具及びコンテナ	571
	1Ton 頭胴部移動装置	581
地・2	テレメータ地上装置	585
地・3	CN	
地・3・1	SJ・RCS地上支援装置	594
地・3・2	TVC	603
地・4	点火管制	612
地・5	KE	620
地・6	新発射装置	626
地・7	光学観測	680
地・8	科学衛星搬送台車	681
地・9	白田深宇宙局	683

昭和59年12月28日

SESデータセンター

衛 星

序

MS-T5は、わが国初の惑星間空間探査機を目指すものである。昭和54年度のミッション解析と概念設計を基に、55、56年度のプロトモデル製作、57、58年度のフライトモデル製作、続いて59年度の統合試験を経て、ここに昭和60年1月5日、午前4時30分、内の浦実験場より太陽周回軌道に打上げられることになった。

初の惑星間空間ミッションを果すこのMS-T5は新しく設計製作された、新しいロケットM-3SⅡ-1号機によって打上げられる。そしてそのミッション遂行途上、新しい直径64mのパラボラアンテナを持つ臼田宇宙空間観測所を經由して、駒場のミッションコントロールセンターからコントロールされる。

このようにして殆んどすべて新しい装置と新しいソフトウェアによって運用されるMS-T5の第1の使命としてこれら新しいものかすべて予定通りにうまく働くことを確認することである。これらを整理すると次のようになる。

1. M-3SⅡ型ロケットの性能確認
2. 惑星間空間軌道の生成と決定
3. 超遠距離における探査機・地上間の通信
4. 惑星間空間軌道における姿勢の制御および決定

第2の目的は太陽風プラズマの観測である。太陽風は彗星の形成およびその振舞いに大きな影響を与える。MS-T5では、太陽風の観測のため次の3つの観測器を搭載している。

1. 太陽風イオン観測器(太陽風の速度・密度・温度の測定)
2. プラズマ波観測器 (高帯域にわたるプラズマ波の電場および磁場成分の測定)
3. 惑星間空間磁場観測器(太陽風に伴う磁場の測定)

国際的なハレー彗星探査計画においてMS-T5は、PLANET-Aは勿論、ソ連のVEGAやESAのGIOTTOのハレー彗星接近に際し、太陽風の観測を行なうことが強く要請されている。更に来年5月中旬より6月中旬にはVEGA, PIONEER

VENUS, MS-T5, ICEによって金星のプラズマウエークと始めて、系統的に調べる機会がある。また、ICEのジャコビニツィナーの尾部探査の際にも太陽風のデータを得ることを考えている。このようにMS-T5の科学観測は多くの成果が期待される。

この実験計画書は、このような使命を持つMS-T5の詳細について記述したものである。

宇宙科学研究所 平尾邦雄

総 論

1. ミ ッ シ ョ ン

わが国初の惑星間空間ミッションは奇しくも1986年2月に太陽に最接近する巨大な短周期型彗星であるハレー彗星を目当てとして行われることになった。このハレー彗星は、よく知られているように、ほぼ76年の周期を持ち、前回の最接近1910年に引き続き1986年2月中旬ごろに太陽まで約0.6 AUの距離に近づく予想されている。これは短周期(あるいは中周期)(海王星族)の彗星であるが、表面からの主成分である水の蒸散率は1 AUにおいての 10^{29} H₂O molecules per secと他の短周期彗星に比べて、2桁程大きくそれゆえに昔から大きな彗星として知られ、数々の歴史的な事件に関連して人々に恐れられてきたものである。1910年の最接近の時にはその軌道条件から彗星の巨大な尾が取りまき、人類を絶滅に追いこむのではないかと恐れられた。しかし、そのようなことも起らず彗星は当時すでに存在した大望遠鏡と分光技術によって詳しく観測、研究されたのである。

次の1986年の最接近時には、最接近がちょうど地球からみて殆んど太陽の反対側で起るために、地上からの観測にとっては余り良い条件ではない。しかし現在は宇宙飛翔体という技術が存在するので、これを用いて76年に1度しかこないハレー彗星の研究を行なおうということが世界的に企画されているのである。わが国においても、まさに時宜を得てM型ロケットの改良が進み、この千載一遇の好期を捕えて探査機を送ることができるようになった。

世界的には欧州宇宙機構(ESA)がGIOTTOと名付けられた探査機をハレー彗星の核から500kmのところを通過させて核の写真を撮ったり、また、核から蒸散される物質の調査を主として行なうことを計画しており、また、ソ連はVENERA-HALLEYと名付けられた2機の探査機を金星経由でハレー彗星約7万kmの近傍に送り、彗星から蒸散される物質、その間の化学的反応の生成物質の調査および太陽風と彗星大気(コマ)の相互作用を調べることを計画している。

一方、宇宙科学研究所のPLANET-A/MS-T5計画では、PLANET-A探査機に水素

ライマンアルファ線(1216Å)という極紫外線による撮像装置を搭載し、ハレー彗星の核から蒸散した氷から太陽紫外線により分解された巨大な水素コマの研究を行なうことを計画している。それと共に、その撮像の周をぬって太陽風の荷電粒子(イオン及び電子)のエネルギー分析およびビッチ角分布などの測定を行なうことにしている。この研究のために探査機を核からどの程度離れたところを通すべきかということについては、現在もなお研究中ではあるが、今のところ、ほぼ、10万kmのところか考えられている。

一方、MS-T5は、その主たる目的はM-3SⅡ型ロケットの性能確認および探査機としての惑星間空間航行に関する諸機能の確認ではあるが、太陽風プラズマ波動、太陽風イオンおよび惑星間空間磁場の諸測定器を搭載しており、上記確認試験終了後においては、これら太陽風についての観測を行なうと共に、ハレー彗星接近時における太陽風条件の把握を行なうことにより彗星太陽風相互作用についての資料を得ようとするものである。

このように両探査機の使命は基本的に異なるものであるが、一方それぞれの観測から考えると相補的なものを言うことができる。そのためPLANET-A/MS-T5のミッションはいっしょにしてハレー彗星ミッションと考えることができる。

以下に、やや詳しく観測の意義などにつき述べる。

彗星は太陽を1つの焦点とした楕円または拋物線、双曲線の軌道上を運行する小天体である。それが太陽に接近するときに熱のため蒸発し、それが太陽の輻射圧および太陽風によって、ほぼ、太陽と反対側に尾を引いた特殊な形を取る。その特殊な形のために、我国では古来“ほうき星”または“長星”と呼ばれてきた。その本体、即ち核と呼ばれている部分は未だ実際に見られたことはないが、太陽からまだ遠い時の明るさと彗星のスペクトルの研究から、たかだか直径が1~10kmの塵と大量の氷に、主として塵と氷の塊りであり、その形は非常に不規則なものであろうと考えられている。その成因については、まだ確定してはいないが、その軌道の研究から太陽系生成の頃の原始太陽系物質が固まったものと考えられており、彗星の研究は、太陽系生成の研究にとっても重要なものとされている。

このように彗星の核は、汚れた氷の塊りと考えられ太陽から2AUくらいの距離になると、太陽からの熱によって蒸発と始める。そして、氷に含まれている物質は塵も含めて核の外へ出され、コマおよび尾を形成しはじめる。蒸発した氷は、太陽の紫外線によって簡単に分解され、水素と水酸基となり、また、その水酸基は太陽紫外線で直接に、または光化学反応によって水素と酸素に分解される。このようにして核は蒸発しながら大量の水素を核の周りに噴き出して水素雲を形成する。その雲はハレー彗星

では太陽からの距離 IAU において 10^{29} 水分子/毎秒と推定される。水素は良く知られているように、太陽からの水素ライマンアルファ線を選択的に共鳴散乱させるので、この紫外線に感ずる撮像器によって、この水素雲を撮像することかできる。いままでにもロケットや衛星によって、コホーテク彗星、ウェスト彗星などの水素雲が撮影されており、この写真をもとにして水素の発生機構、ひいては、コマの中の化学反応について、かなり詳しい議論がなされてきた。PLANET-Aは 近年になって開発された固体撮像素子を用いて76年ごとにまわってくるハレー彗星の水素雲の発生から消滅まで、その微細構造と共に長期間連続的に撮像しようとするのがその主目的であり、これによって発生機構、水素生成機構、さらに核の形に対する手かかり、太陽風と彗星との相互作用などの研究を行なおうとするものである。PLANET-Aと彗星の最接近時にはPLANET-Aは水素雲の中に入りこむことになるが、この際は水素ライマンアルファ線の強度変化から水素雲の3次元構造について、詳しいデータを取ることも出来、上記の研究を更に精密化することかできる。

一方、惑星間空間磁場測定も含んで太陽風の観測研究は、以前から科学者のあいだで行われていたものであり、今回の2探査機による観測は地球軌道内の惑星間空間のプラズマおよび磁場構造の研究に貴重なデータを提供するものである。特にこの学術領域においては、わが国は非常に進んで独自の研究が進められており、太陽系科学における成果が期待されるころである。また、この探査機がハレー彗星に接近する時期のデータは、太陽風と彗星の相互作用の研究に極めて有用なデータを提供できることが期待される。

終りに、この両探査機は観測器の相異はあるが、共通機器類については計測関係を除けば、殆んど同一のものでありコメントおよびデータ処理装置についての、ごく少しの相違があるだけである。但し、機器配置については観測装置からの要請とゲイナミックバランスなどの点から異なっている。

宇宙科学研究所 平尾邦雄

2. システム設計

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

PLANET-A計画としては、試験探査機MS-T5とハレー彗星探査機PLANET-Aの2機を同一プロジェクトとして、搭載される観測機器及びそれに付随した若干の部分を除いて殆んど同一設計を進めることとした。探査機の設計検討は、構造、電源、通信、制御等々各サブシステム毎にワーキング・グループで行ない、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年度に入り、両探査機共通のプロトモデル（機器配置のみをMS-T5及びPLANET-Aに合わせて組換える）が完成、振動試験、熱真空試験等の各種環境試験を含む総合試験が実施された。これら一連の試験の結果はフライトモデルの設計にフィードバックされ、間もなく最終設計の形で設計が凍結されフライトモデルの製作が開始された。

昭和58年12月から翌59年2月にわたり、宇宙科学研究所（駒場）55号館2Fでフライトモデルの計器合せ噛み合せ試験を実施、機械的・電氣的インターフェイスの確認・性能のチェックが行われた。ここで発見された不具合を各担当大学・メーカーに持ち帰り改修、さらに単体に於ける環境および電氣的性能試験を行った。

昭和59年5月からは相模原キャンパスに場所を移し、総合試験が実施され、現在までに機械的・電氣的の全てのチェックを完了している。

以下に試験衛星MS-T5の概要について述べる。

MS-T5は昭和60年1月、鹿児島宇宙空間観測所（KSC）からM-3SⅡ-1号機によって打上げが予定されている。

MS-T5は我が国初の人工惑星として、惑星間空間航行の飛翔実験、打ち上げロケットの性能評価、深宇宙通信実験、姿勢及び速度制御実験等工学的な実験を主目的とした探査機であるが、同時に惑星間空間の磁場およびプラズマ波動、太陽風イオンの3観測器を搭載している。

宇宙研 上杉 邦憲
日本電気（株）

一方、MS-T5に続く、第10号科学衛星のPLANET-Aはハレー彗星の水素コマのUV写真撮像と太陽風のプラズマ観測を目的としたものであり、

PLANET-Aの主目的である撮像という面から考えると、探査機が高速でスピンしていることは好ましくなく、一方探査機を3軸制御方式とすることは、重量、熱設計、制御を初めとする運用上の問題のつらさを考えて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次の様な方法が選ばれた。即ち探査機の姿勢安定方式はスピン安定方式とする。打ち上げ時2 rpsのスピンは、キックモーター燃焼終了後30 rpmに減速され、直ちに太陽捕捉制御(スピン軸と太陽方向との成す角 θ を 90° へ)を行って、探査機側面に貼られた太陽電池からの電力を確保する。その後スピン軸を黄道面に垂直に立て、太陽センサとスタースキャナーにより姿勢を検知、スピンを巡航状態では6.3 rpmとする。速度修正及び太陽輻射等による姿勢の乱れの補正にはヒドラジンを燃料とした6基のガスジェット装置を用いる。地球局との通信には探査機上部に搭載したオフセットパラボラ型ノックアウト・デスパンアンテナを用い、これをスピンの影響されずに地球に指向させる方式をとる。UVエ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・ホイールを回転させ安定をはかる。撮像はUVカメラのCCD面上の画像をスピンの同期させてシフトさせ、約1秒間蓄積する方式を採用。MS-T5は撮像装置を搭載してゐない為、本来モーメント・ホイールは不要であるが、PLANET-Aの予備試験を行う意味で、全く同一のホイールを搭載し、0.2 rpmまで探査機のスピンを落とす実験を行う。

また、MS-T5では、微小磁場計測というミッションを果すため、搭載機器の着磁には十分注意がけられ、合わせて、相模原キャンパスの磁気シールドルーム内で各搭載機器の磁気モーメント測定も行われた。

以下に MS-T5 の 総合的諸元・機器配置等 を示す。

表 1 総合諸元

項 目	諸 元	備 考
1. ミッション	<ul style="list-style-type: none"> ◦ 惑星間航行の飛翔実験（ロケットの性能評価） ◦ 遠距離通信実験 ◦ 姿勢制御実験 ◦ 惑星間空間の磁場観測 ◦ 惑星間空間のプラズマ波動観測 	
2. ミッションライフ		
3. 軌 道	(1) 打上げ日 1985.1月 (2) 軌 道	図 1 - 1
4. 打上げロケット	M - 3 S II 1号機	
5. システム全般	(1) 外 観 1.4m ϕ × 0.7 m の円筒型 (2) システムブロック図 (3) 搭載機器一覧及び重量 (4) ロケットインターフェイス ロケットに組込まれた探査機の状態 (5) 搭載機器配置 (6) 質量特性 (7) スピン方向 KM 接続部から見て CW（時計方向）	図 1 - 2 図 1 - 3 表 1 - 2 図 1 - 5 図 1 - 4 表 1 - 3
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																																								
7.4 コンバータ (C N V)	<div>(1) 入力電圧 +16 V ～ +24 V</div> <div>(2) 出力電圧 CNV-A</div> <table><tr><th>出力電圧</th><th>電圧変動範囲</th><th>雑 音</th><th>リップル</th><th>負荷容量</th></tr><tr><td>+15 V</td><td>+14.5 ～ +15.3</td><td>100mVpp</td><td>50mVpp</td><td>2.14 A</td></tr><tr><td>+12 V</td><td>+11.7 ～ +12.4</td><td>〃</td><td>〃</td><td>2.0 A</td></tr><tr><td>-12 V</td><td>-11.7 ～ -12.4</td><td>〃</td><td>〃</td><td>0.8 A</td></tr><tr><td>+ 5 V</td><td>+ 4.7 ～ + 5.3</td><td>〃</td><td>〃</td><td>1.5 A</td></tr><tr><td>- 5 V</td><td>- 4.7 ～ - 5.3</td><td>〃</td><td>〃</td><td>1.0 A</td></tr></table> <div> CNV-B</div> <table><tr><th>出力電圧</th><th>電圧変動範囲</th><th>雑 音</th><th>リップル</th><th>負荷容量</th></tr><tr><td>+28 V</td><td>+26.9 ～ +29.1</td><td>100mVpp</td><td>50mVpp</td><td>1.5 A</td></tr></table> <div>(3) 発振周波数 30 KHz ± 20%</div>	出力電圧	電圧変動範囲	雑 音	リップル	負荷容量	+15 V	+14.5 ～ +15.3	100mVpp	50mVpp	2.14 A	+12 V	+11.7 ～ +12.4	〃	〃	2.0 A	-12 V	-11.7 ～ -12.4	〃	〃	0.8 A	+ 5 V	+ 4.7 ～ + 5.3	〃	〃	1.5 A	- 5 V	- 4.7 ～ - 5.3	〃	〃	1.0 A	出力電圧	電圧変動範囲	雑 音	リップル	負荷容量	+28 V	+26.9 ～ +29.1	100mVpp	50mVpp	1.5 A	
出力電圧	電圧変動範囲	雑 音	リップル	負荷容量																																						
+15 V	+14.5 ～ +15.3	100mVpp	50mVpp	2.14 A																																						
+12 V	+11.7 ～ +12.4	〃	〃	2.0 A																																						
-12 V	-11.7 ～ -12.4	〃	〃	0.8 A																																						
+ 5 V	+ 4.7 ～ + 5.3	〃	〃	1.5 A																																						
- 5 V	- 4.7 ～ - 5.3	〃	〃	1.0 A																																						
出力電圧	電圧変動範囲	雑 音	リップル	負荷容量																																						
+28 V	+26.9 ～ +29.1	100mVpp	50mVpp	1.5 A																																						
7.5 電流センサ	<div>(1) 太陽電池出力電流 0 ～ 6 A 3 ～ 3.0 V</div> <div>(2) B A T 充放電電流 -2.5 ～ 2.5 A 3.0 ～ 0 V</div> <div>(3) 負荷電流 0 ～ 6 A 0 ～ 3.0 V</div>																																									
7.6 イグナイタ 電源 (I G - P S)	<div>(1) 機 能 点火系駆動</div> <div>(2) 入力電圧 + 17 ～ +24 V</div> <div>(3) 静電容量 330 μF</div> <div>(4) 充電時定数 0.5 秒</div>																																									
7.7 電力解析	<div>(1) サブシステム別消費電力</div> <div>(2) 運用モード別消費電力</div>	<div>表 2 - 1</div> <div>表 2 - 3</div>																																								

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 -140dBm ~ -60dBm (5) 帯域幅 1.5 MHz (レンジング)	SBR-A, B 2 台搭載
8.2 Sバンド送信機 (TMS)	(1) 送信周波数 2 Z 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 128bps 8192Hz (5) 変調度 テレメータ — 2048bps 0.9 rad 128bps 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±0°方向で) (3) 偏 波 右旋円偏波	図 6-1

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 dBi max -0.5 dBi 以上(±16°内) (3) 偏波 直 線	図 6 - 1
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 dBi max (送信) +23.1 dBi max いずれも ±5° コーン上にて 3dB down (3) 偏波 右旋円偏波	図 6 - 1
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	図 6 - 2 図 6 - 3 図 6 - 4 図 6 - 5 図 6 - 6 図 6 - 7
8.9 UHF 送信機 (TMU)	(1) 送信周波数 400 MHz 帯 (2) 送信電力 0.5 W (3) 変調方式 NRZ-L-NRZ-S-PSK (4) サブキャリア周波数 8192 Hz (5) 変 調 度 0.9 rad	

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>* P3用 PS-OFF</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>* PKM用PS-OFF</td></tr> <tr> <td>Y+252</td><td>PKM 分離</td><td>TMU-PS-OFF</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	* P3用 PS-OFF	Y+115	M3B 分離		Y+117	PKM 点火		Y+250	PKM→YSA mode	* PKM用PS-OFF	Y+252	PKM 分離	TMU-PS-OFF	Y+255	EPT-SA-ストップ		<p>* 秒時は仮である。</p> <p>表 8-4 表 8-5</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	* P3用 PS-OFF																														
Y+115	M3B 分離																															
Y+117	PKM 点火																															
Y+250	PKM→YSA mode	* PKM用PS-OFF																														
Y+252	PKM 分離	TMU-PS-OFF																														
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 ……………	3.1 節																														
10.1 コマンド デコーダ (CMD)	<p>(1) 機能 コマンド受信信号を解読し、コードを DPU へ送出する。</p> <p>(2) 入力信号形式 PCM(PN)-PSK</p> <p>(3) コマンドコードのビットレート 16 bps</p> <p>(4) コマンド送信コードフォーマット……………</p>	<p>図 3.1</p>																														

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"> ◦ ディスクリートコマンド項目 (225項目 max) …………… ◦ ブロックコマンド項目 …………… (8bit/項目) <p>(3) コマンド (リアルタイム) 出力方法</p> <ul style="list-style-type: none"> ◦ ディスクリートコマンド1項目の NO-CHECKでの実行 ◦ ディスクリートコマンド1項目の CHECK (テレメータで確認) 後の実行。 ◦ ディスクリートコマンド1～15項目の CHECK 後の実行。 ◦ ブロックコマンド1項目 (8bit) の CHECK 後の実行。 <p><注> リアルタイムといってもコマンドが届くには1AUで約8.3分かかる。</p> <p>(4) プログラムコマンド項目 (255 項目 max) …</p> <p>(5) プログラムコマンド出力時刻間隔 128秒/512秒/2048秒</p> <p>(6) プログラムコマンド制御時間 (5) × 256) 9.1時間 / 36.4時間 / 6.0日</p>	<p>表3-1 表3-2</p> <p>表3-3</p> <p>表10.1, 10.2</p>

項 目	諸 元	備 考
	<p>(7) ビットレート 2048/64 bps (データに対して) ただし、64 bpsはコンボリユーションナル コードに変換するためテレメータの送信レ ートは 128 bps である。</p> <p>(8) ワード長 8 bit/word</p> <p>(9) フレーム長 128 word/frame</p> <p>(10) メインフレーム長 256 frame/main frame</p> <p>(11) フレーム同期 3 W (FAF320)</p> <p>(12) メインフレーム同期 FI</p> <p>(13) データフォーマット MS-T5 5モード(観測) 2モード(RAM照合)</p> <p>(14) A/D変換時間 138 μsec</p> <p>(15) A/D変換出力 8 bit</p> <p>(16) A/D変換精度 $\pm 0.8\%$ 以下 (入力信号 4.5 Hz 以下に対して)</p> <p>(17) PCM出力信号 2048bps PCM(NRZ-L-NRZ-S) 128bps PCM(NRZ-L-NRZ-S- CONVOLUTION)</p>	表 4-1
10.3 データレコーダ (DR)	<p>(1) 型 式 磁気バブルメモリ</p> <p>(2) 記憶容量 1 Mbit (256Kbit\times4)</p> <p>(3) 記録時間 8.3分(2048 bps時) 4.4時間(64 bps時)</p> <p>(4) 再生時間 4.4時間(64 bps時) 8.3分(2048 bps時)</p>	
10.4 ハウス キーピング (HK)	<p>(1) 測定項目数 64項目</p> <p>(2) 測定項目と物理量換算式</p> <p>(3) 構体関係温度センサ貼付位置</p>	<p>表 4-3</p> <p>図 1-1</p>

項 目	諸 元	備 考
11. 姿勢計測系 11.1 サンセンサ (SAS)	(1) 視野角 精分解能 $\begin{cases} \text{Az方向} & 0^\circ \\ \text{El方向} & \pm 5^\circ \end{cases}$ 粗分解能 $\begin{cases} \text{Az方向} & \\ \text{El方向} & \text{A} -38^\circ \sim +90^\circ \\ & \text{B} +40^\circ \sim -88^\circ \end{cases}$ (2) 分解能 精 $\pm 0.025^\circ$ 粗 $\pm 0.5^\circ$ (3) 検出素子 (4) 出力データ 粗 - 7 bit グレコード 精 - アナログ 2ch	
11.2 スタースカナー (STS)	(1) 視野角 $\begin{cases} \text{El} = 20^\circ \\ \text{Aスリット: スピン軸と並行} \\ \text{Bスリット: スピン軸と} 20^\circ \end{cases}$ (2) 視野中心とスピン軸とのオフセット角 15° (3) 形 式 Vスリット (4) 検出素子 シリコンフォトダイオード (5) 出力データ アナログ	
12. 軌道・姿勢 制御系	(1) 機 能 $\begin{cases} \circ \text{リアクションコントロールジェットによるスピンレート, スピン軸制御及び軌道修正。} \\ \circ \text{モーメントムホイールによるスピン制御} \end{cases}$ (2) スピンレート 打上げ時…………… 120 rpm 自動太陽捕捉時…………… 30 rpm 観 測 時…………… 6 rpm	打上げ直後のみ

項 目	諸 元	備 考
12.1 軌道，姿勢 制御回路 (ACE)	<p>(1) 機 能 ◦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 ホイール (MWA)	<p>(1) 角運動量 20 N msec</p> <p>(2) 回転数 200°±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 アキシヤルジェット 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	図 7 - 1
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：アンテナ，マスト伸展前， 6.5 rpm 10.2分：アンテナ，マスト伸展後 6.5 rpm	
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 考
14. 観 測 系		
14.1 プラズマ波動 観測装置 (PWP)	<p>(1) 観測目的 太陽風 プラズマ波動の電場および磁場成分の測定</p> <p>(2) 観測装置の概要</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ センサ …………… ダイポール型 アンテナ (電場測定) サーチコイル (磁場測定) ・ 周波数掃引型スペクトル分析器<LF> 4 KHz ~ 200 KHz (電場) 16 ch マルチチャンネル分析器<ELF> 70Hz ~ 3KHz (電場・磁場) 	
14.2 波動密度 観測装置 (SOW)	<p>(1) 観測目的 太陽風のイオン密度・バルク速度・イオン温度の計測。</p> <p>(2) 観測装置の概要 積分型遅延ポテンシャルトラップ</p>	
14.3 惑星間磁場 観測装置 (IMF)	<p>(1) 観測目的 惑星間空間の微弱な磁場の観測</p> <p>(2) 観測装置の概要</p> <ul style="list-style-type: none"> ・ センサ …………… 3次元リングコア型フラックスゲート ・ ブーム長 2 m ・測定レンジ±64 or 128 nT 	
14.4 打上げ環境 計測装置 (INS)	<p>(1) センサ DAM, Ysa, Ps, Pkm, Vs, Vφ</p> <p>(2) TMU系をKM接手部に搭載し、リアルタイムデータを取得するとともにDRに記録する。</p>	

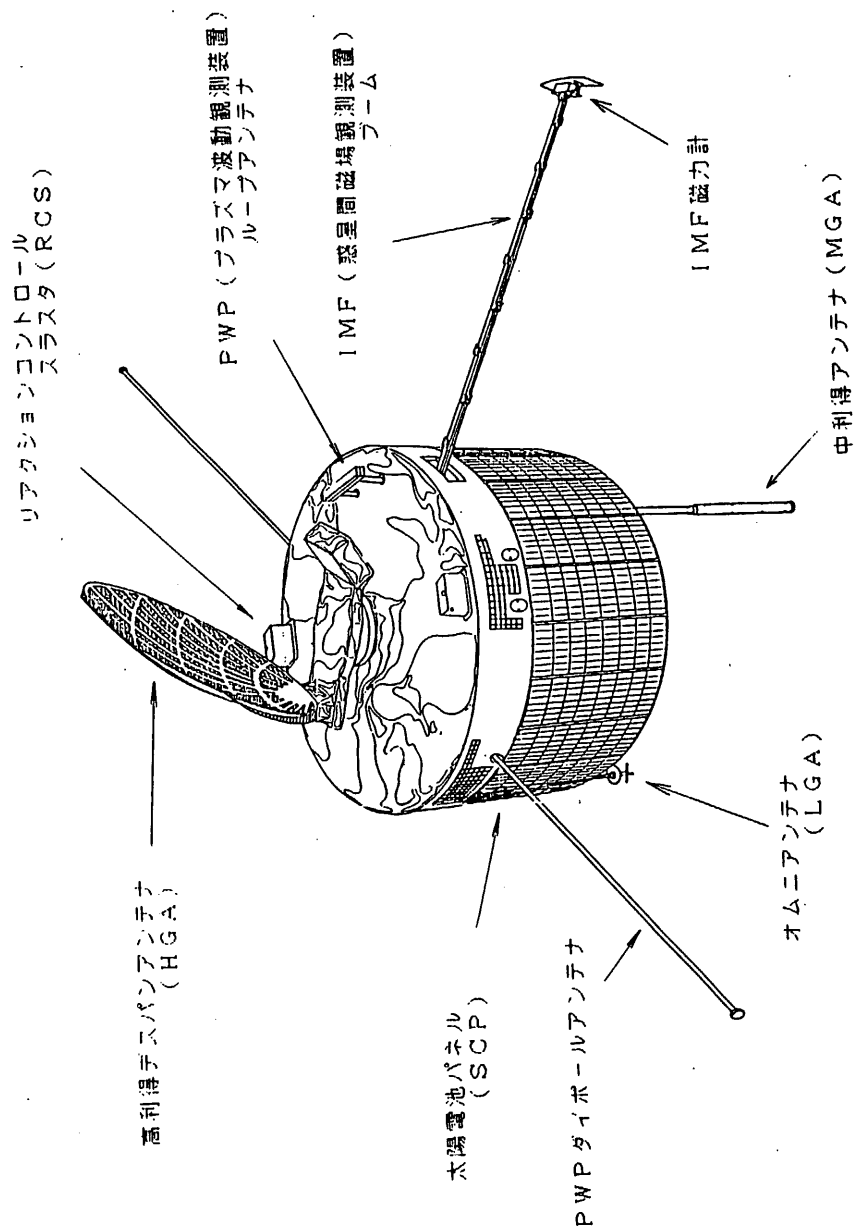


図1 M5-TS 外觀図

表 2 質 量 特 性

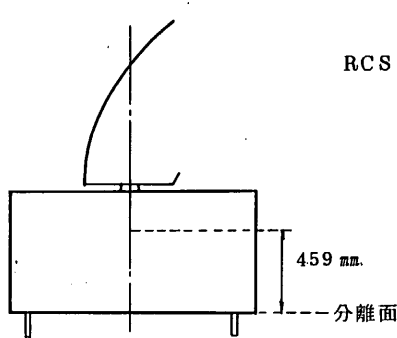
重 量	<div>衛星乾燥重量 128.3 kg</div> <div>RCS 燃料 10.0 kg</div> <hr/> <div>合 計 138.3 kg</div>
重 心 位 置	
慣性モーメント	<div>$I_X =$ (ブーム, アンテナ伸展前)</div> <div>$I_Y =$ (")</div> <div>$I_{Z1} = 31.0 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ (")</div> <div>$I_{Z2} =$ (ブームのみ伸展後)</div> <div>$I_{Z3} =$ (アンテナのみ伸展後)</div> <div>$I_{Z4} =$ (ブーム, アンテナ伸展後)</div> <div>○ RCS 燃料は 10kg とし, 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 $= 0.195 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$</div> <div>○ ホイールロータ部 " $= 0.0953 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$</div>

図 3 ロケット収納状態

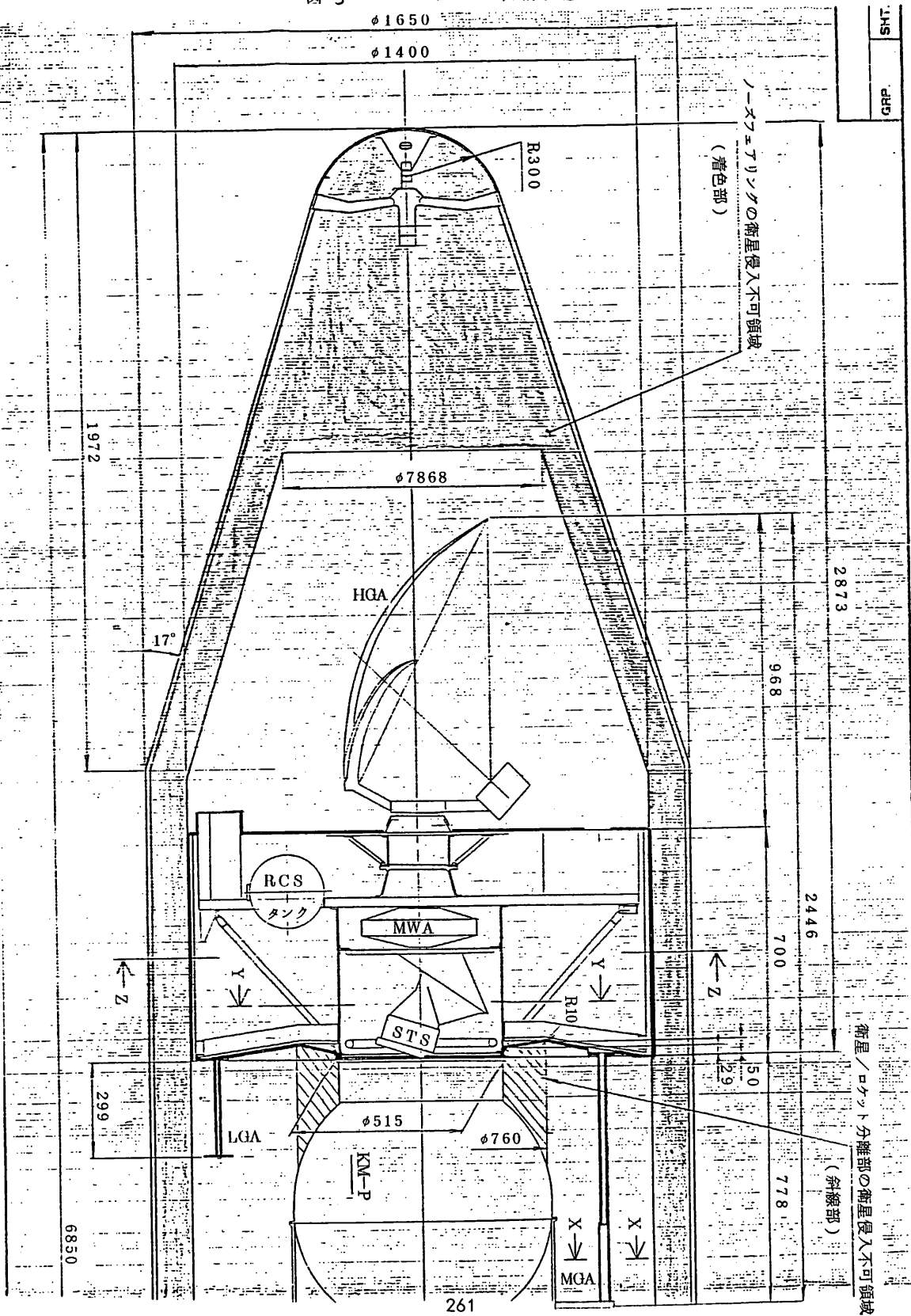
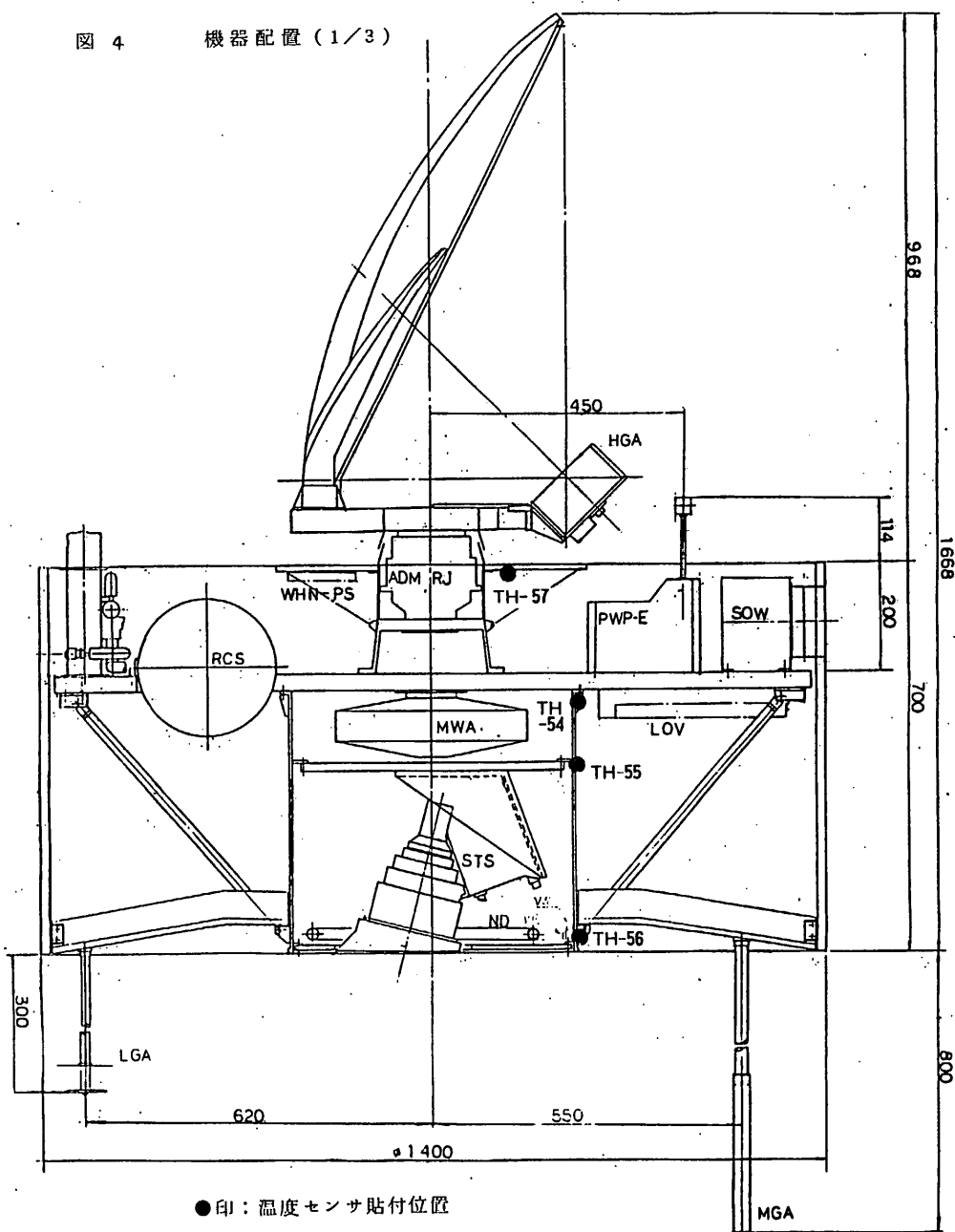


図 4 機器配置 (1/3)



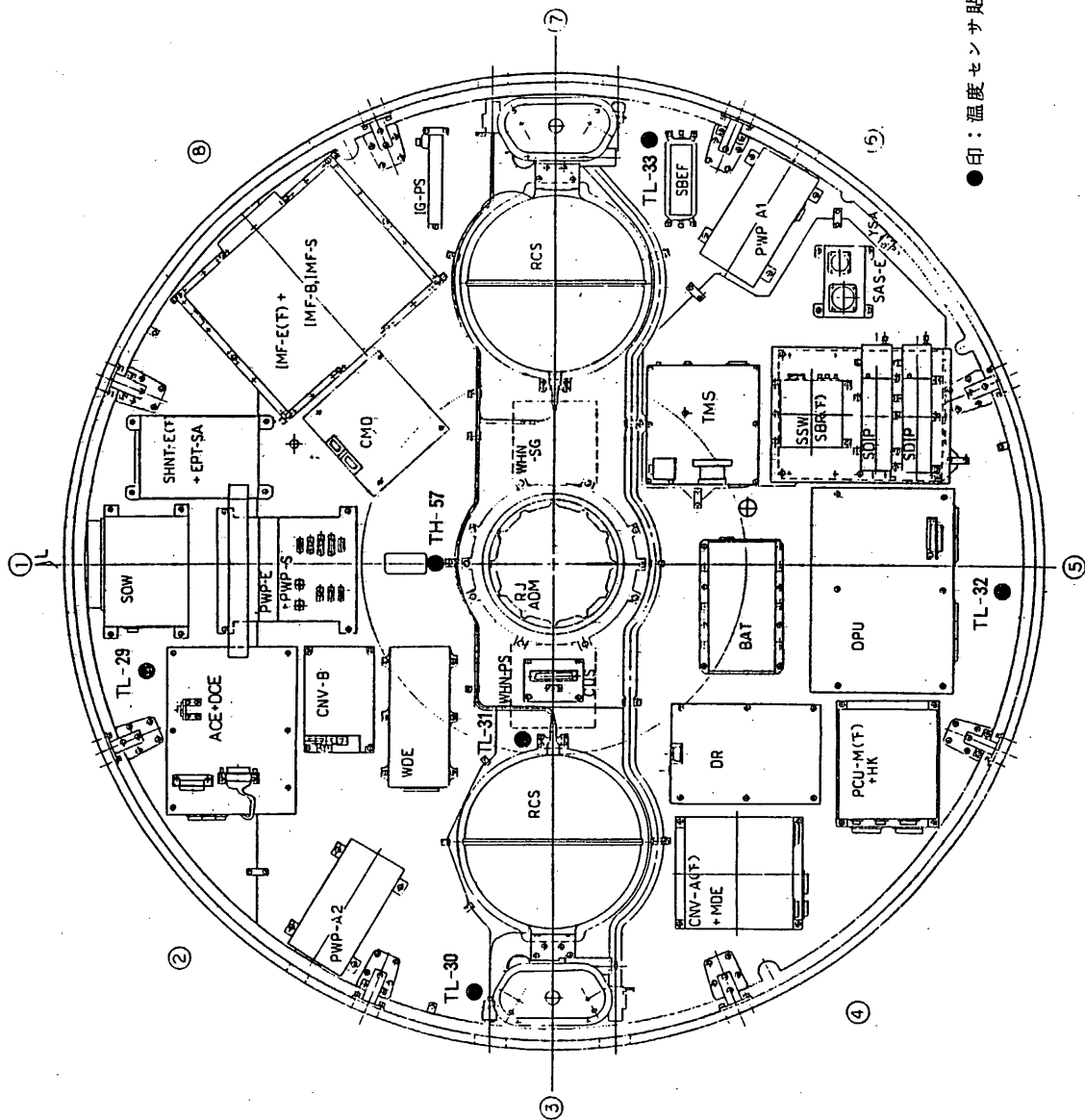


図 4 機器配置 (プラットフォーム上面) (2/3)

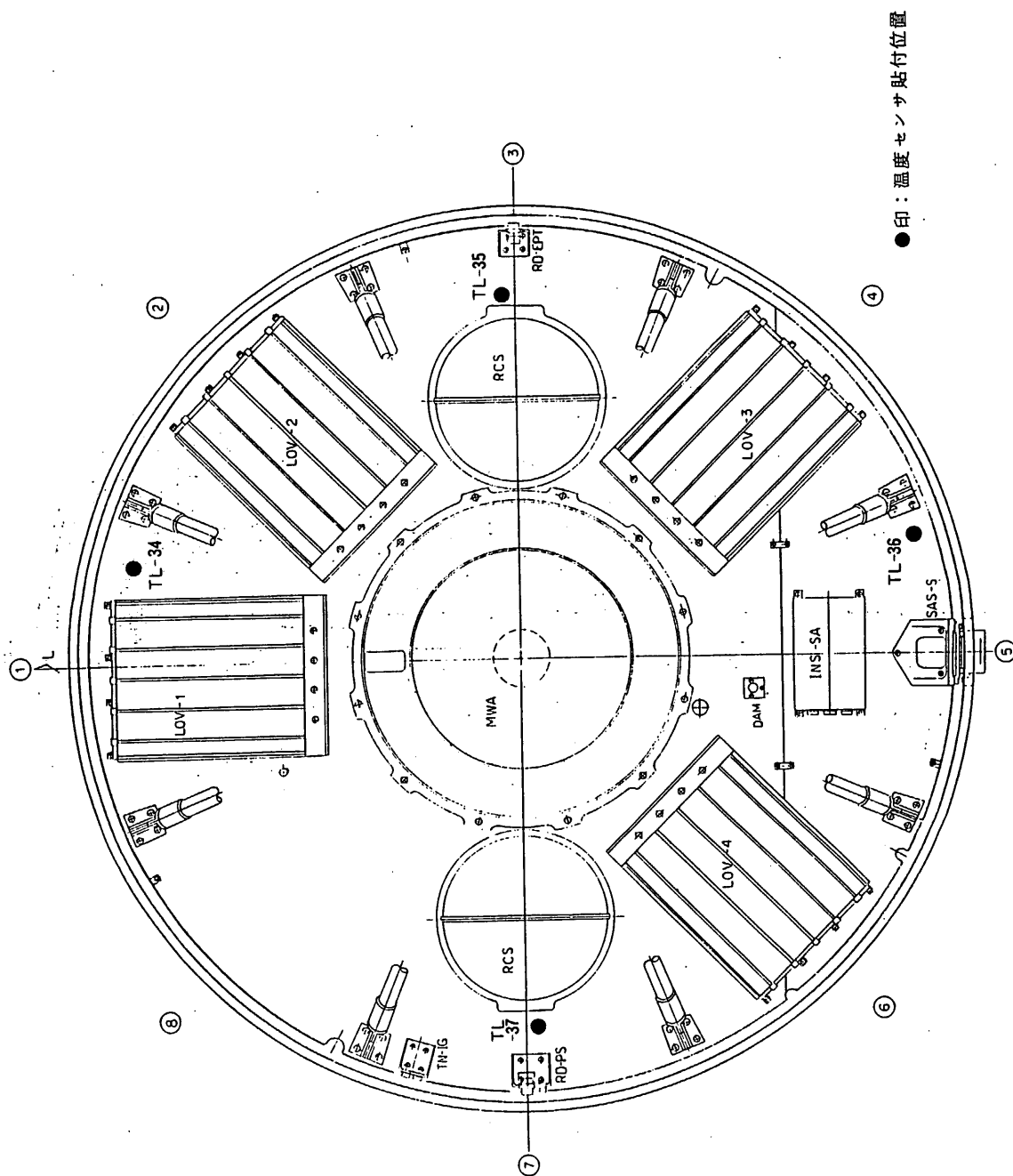


図 4 機器配置 (プラットフォーム下面) (3/3)

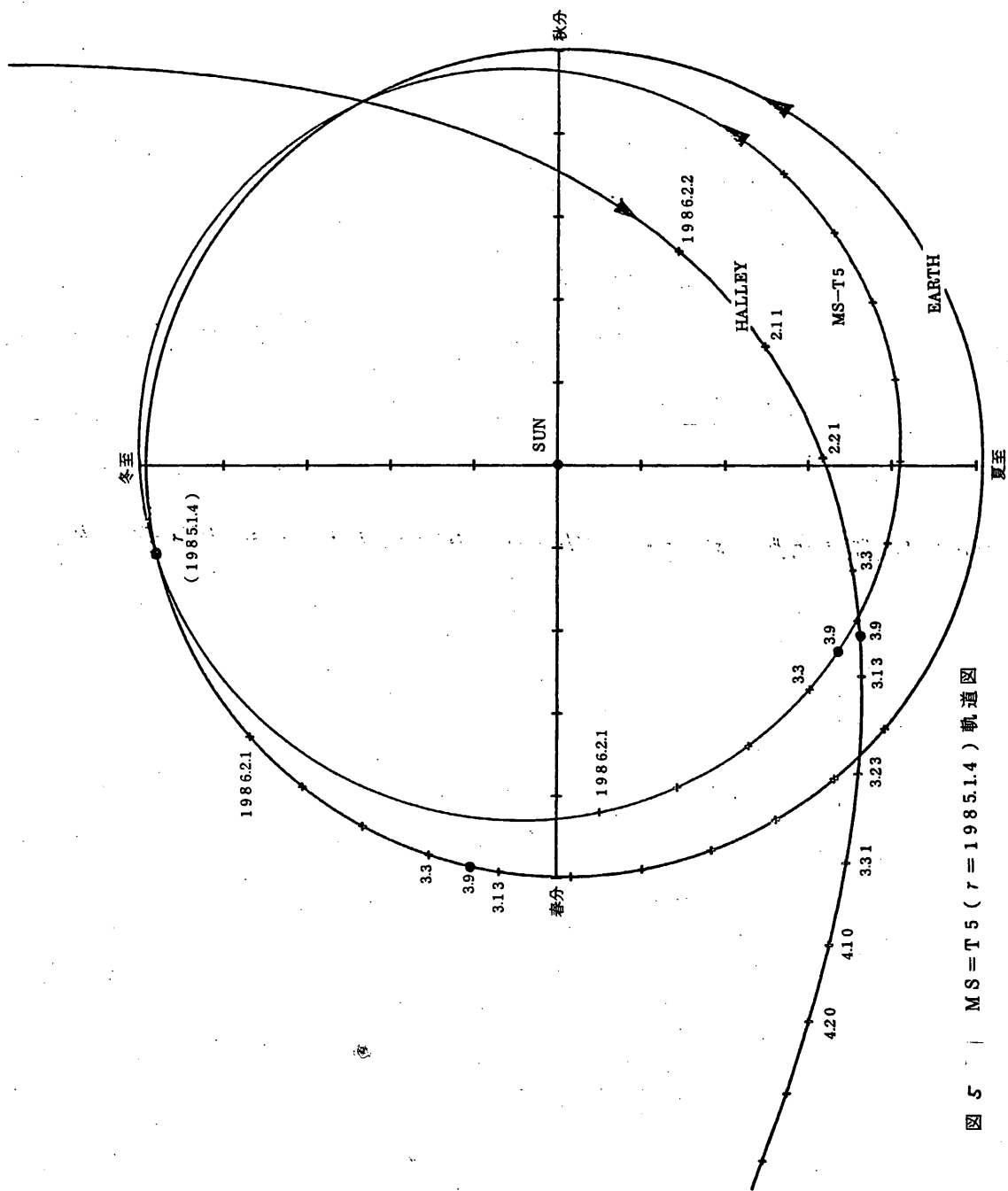


图 5 | MS=T5 ($r=1985.14$) 轨道图

第1章 観測機器

1. 1 プラズマ波動観測装置 (PWP)

1. 序

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

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

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

2. 目的

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

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

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

3. 観測対象

以上の目的のために、計画されている波動の観測対象は、

1. 電子に関するプラズマ波動の電場成分

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

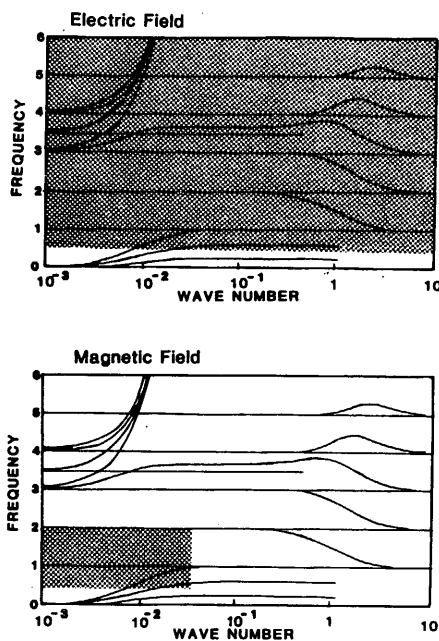
である。第1図に、電場(Electric Field)成分及び磁場(Magnetic Field)成分に対し、それぞれを周波数と波数の領域で示している。陰影を入れた部分が、観測対象となる領域である。

ところで、惑星間空間では、電子サイクロトロン周波数 f_c は、140 Hz (5fに
対し) から 560 Hz (20fに
対し) の範囲にある。一方、
アラズマ周波数 f_p は、
20 kHz ~ 40 kHz にあ
って、
30 < f_p/f_c < 300 の範囲にある。つまり
ω-kダイアグラムでは、第1図の状況
よりは、むしろ、第2図に示す状況に
近い。こうした状況の中で、まず

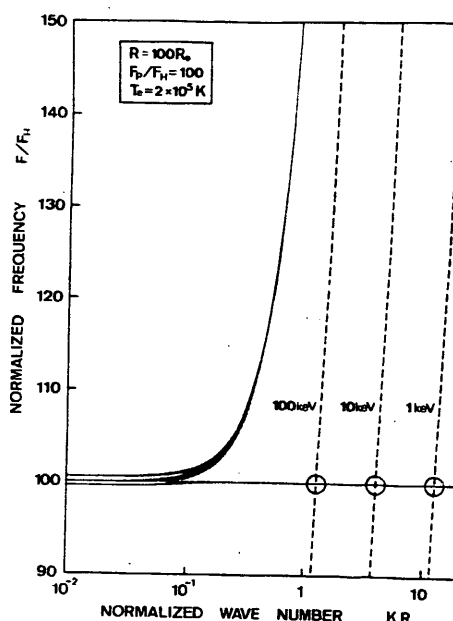
$$V = \omega_p/k \quad (1)$$

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

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



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



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

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

4. センサー

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

4.1) ダイポールアンテナ

電界センサーとしてのダイポールアンテナは、対象とする電場(電)強度として、

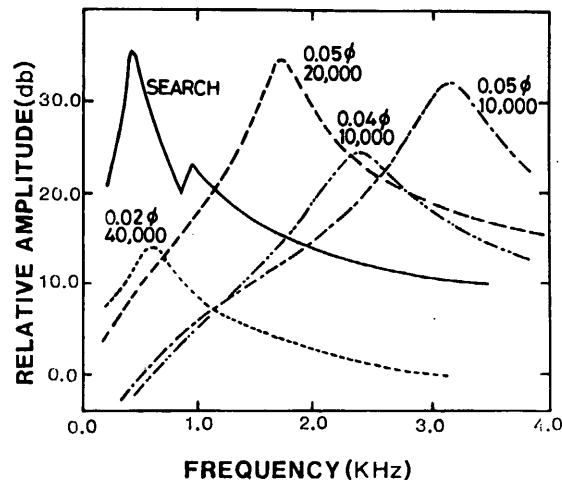
i) 飛翔体周辺のプラズマ波動 $1\text{mV/m} \sim 10\text{mV/m}$

ii) タイプII形電波バースト $10\text{mV/m} \sim 1\text{V/m}$

iii) AKR 電波バースト $1\text{V/m} \sim 100\text{V/m}$

iv) Bernstein Mode 波動 $100\text{mV/m} \sim 1\text{V/m}$

が予想される。したがって片側5m, Tip to Tip 10mにとれば, Set Noise 1V/m に対して、まず十分な観測が可能になる。



第3図. ループアンテナの周波数特性, それぞれ使用した線の太さと巻線回数を示す. Search coil (SEARCH)のみ 0.02φ 40,000回と同じ条件でウェイトコアを中心においている。

4.2) ループアンテナ

電界 1V/m をもつ波動に対応する感界については、その密度が 33mT である。一方、磁場のピックアップ能率は、常識的な大きさのループでは、能率は良くない。

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

このように、低周波成分については、多数回巻かれたコイル状センサーによって、電圧検出が可能になるが、この場合には、熱雑音電圧、 $\sqrt{4kTR}$ が、検出可能なレベルの下限、つまり Threshold を定める。いま、直径 2 cm ~ 3 cm の 10 万回巻ループアンテナでは、0.02 ~ 0.05 mm 程度の細い銅線を用いても、直流抵抗は、1 ~ 5 kΩ の範囲になり、これまでの検討に使った、同じ例を用いてみると、200°K での熱雑音は 22 mV となる。つまり 3 mV 以下の磁界成分の観測は不可能となる。

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

5. システム

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

第 1 表
プラズマ波動検出装置の基本仕様

PLASMA WAVE DETECTORS

i) Electric Field

Sensors : Dipole 5m x 2

Frequency Range

Sweep 4KHz-200KHz

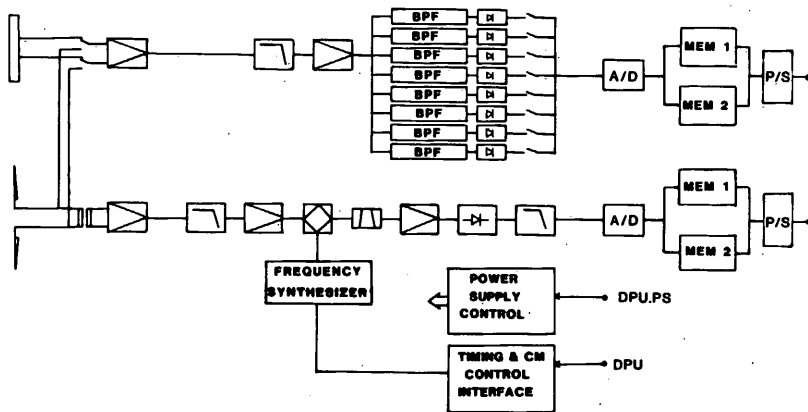
Multichannel 70Hz-3KHz (16 channels)

ii) Magnetic Field

Sensors : Search Coil

Frequency Range

Multichannel 70Hz-3KHz (16 channels)



第 4 図 プラズマ波動観測システムブロック図

BPF は Band Pass Filter、MEM は記憶素子を示す。

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

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

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

マルチチャンネル分析器においては、帯域巾は中心周波数の15% ($45/4 = 0.15$)とな
っており、ダイナミックレンジは、80 dB である。周波数掃引分析器、マルチチ
ャンネル分析器とも、出力は12 bits のA/D変換が行なわれ、デジタル部において
対数圧縮が行なわれる。このデータは2つの記憶素子に振り分けられ、データ伝送
のフォーマットに応じて、8ビットデータ、または4 bit データとしてDPUに読
み込まれる。

システムの重量は、第2表に示すようになり、全重量は516 kg となっている。

第2表 観測器システムの重量

WEIGHT

Dipole Antenna (5m x2)	2.22kg
Search Coil	0.33kg
Electronics	2.27kg
Total	4.82kg

6. データ伝送およびコマンド

6.1 データ伝送

PWP のデータは次の3つのデータフォーマットで伝送される。

データフォーマット	ELF	LF
モード 8	W32 - W47	W48 - W63
モード 9	W32 - W47	W48 - W79
モード A	W32 - W47	W48 - W79

6.2 ディスクリートコマンド

PWP のディスクリートコマンド項目は以下の通りである。

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

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

63. ブロックコマンド

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

(a) ブロックコマンド ANT (アンテナ制御)

	B ₀	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅	B ₆	B ₇
項目	DRIVE STAND-BY	ANT SELECT 1 2		DRIVE MODE	MONITOR	—	—	—
'1'	ON	ON	ON	RET	ON	OFF	—	—
'0'	OFF	OFF	OFF	EXT	—	—	—	—

(b) ブロックコマンド PWP (受信システム制御)

	B ₀	B ₁	B ₂	B ₃	B ₄	B ₅	B ₆	B ₇
項目	DATA FORMAT	BAND CONTROL B ₁ B ₂ BAND		ELF GAIN	LF GAIN	ELF MEMORY	LF MEMORY	ELF RX
'1'	4 bit	1 1	Full BAND	H	H	II	II	DIPole
'0'	8 bit	0 0	BAND I	L	L	I	I	LOOP
		0 1	BAND II					
		1 0	BAND III					

7. おわりに

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

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

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

大冢 寛、森岡 昭、三宅 亘、(東北大理)
明星電気

1. 2 太陽風プラズマ密度・

バルク速度観測装置 (SOW)

1. はじめに

1985年1月に打ち上げられる予定のMS-T5は日本と17はじめて惑星間空間に飛び出し、一年をかけて太陽を一周したのち、1986年2月末に黄道面の下方からやってくるハレーすい星に最も近い位置(約0.1天文単位)に到達する。MS-T5は工学的な試験衛星とはいえ、惑星間空間磁場測定器、波動(電場および磁場成分)および太陽風プラズマ観測器(イオン密度、バルク速度)の3つを搭載しており、惑星間空間における現象の研究のための基本的なパラメータはそうなる。科学側からみた本衛星の主な目的は、ハレーすい星をめざしてハレーすい星の近くに集まるヨーロッパ諸国のGiotto、ソ連の2機の衛星、米国の一機、およびMS-T5に続いて半年後に打ち上げられるプラネット-A衛星と共にハレーすい星近辺での太陽風プラズマの同時観測を行う事である。

2. イオンのバルク速度・密度および温度の測定

イオンの計測は普通いわゆる微分型および積分型のいずれかの測定器によって行われるがMS-T5より半年遅れて打ち上げられるプラネット-Aには微分型の静電アナライザーが搭載されMS-T5には積分型のファラデーカップが搭載される事になった。

ファラデーカップによる測定で問題となるのは太陽光による電極表面からの二次電子である。電極表面からの二次電子による電流は極めて大きくは $\sim 10^{-9} \text{ A/cm}^2$ である。たとえばバルク速度 $v = 500 \text{ Km/秒}$, イオン密度 $N_i = 5 \times 10^6 / \text{cm}^3$, ファラデーカップのコレクター面積 $S = 10^{-2} \text{ cm}^2$ とすると、コレクターに流れるイオン電流 $i = e N_i v S \approx 4 \times 10^{-9} \text{ A}$ となり、この電流値は上記二次電子電流と同じ程度あるいは、二次電子電流より小さくなる。従って直流的に太陽風プラズマ中のイオンを計測する事は困難でファラデーカップにはかいてくるイオンに対して何らかの識別を行う事によって測定を可能にする必要がある。近きに試みられた方法は、図1に示すように第ニグリッドに例えば0Vからある電圧までステップワイズに変化する矩形波を印加する。例えばイオンのバルク速度が 800 Km/秒 (約3.7

KeV のエネルギーに相当する)で第2グリッドに印加した電圧が1.85KVとするとコレクターが太陽方向を向いている時イオンは第2グリッドに印加した電圧に関係なくコレクターに到達する。ファラデーカップが衛星のスピンと共に回転し太陽風プラズマのバルク速度方向とファラデーカップの電極面に立てた法線とが45°の角度をもったとするとTrapのエレクターに垂直な方向のイオンのバルク速度成分は $800 \text{ Km}/\sqrt{2}$ となる。この速度は1.85KVのイオンのエネルギーに相当する。

まわりのイオンは従ってファラデーカップと太陽風プラズマ流との角度が45°になった瞬間から、ファラデーカップに印加した1.85KVの電圧によってさざざり出し始める事になる。即ちファラデーカップが太陽方向と45°以内の角度を有する時はコレクターには直流的なイオン電流と二次電子電流の加わった電流が流れ、ファラデーカップと太陽方向とのなす角が45°を越えた瞬間からパルス的に400Vされたイオン電流と二次電子電流の加わった電流が流れ始める事になる。従ってエレクターに流れ込んだDC電流の中からAC成分だけを取り出せば二次電子電流の影響を除く事ができる。上記の事よりエレクターに変調されたイオン電流が現れ始める太陽方向とファラデーカップのコレクターに立てた法線とのなす角からイオンのバルク速度、エレクターに流れ込んだ電流の大きさからイオン密度が原理的に計算できる。現実には太陽風プラズマは温度を持っており、上記のように簡単に各パラメータをもとめる事はできず、観測値に合うように理論カーブをフィットさせる。いわゆるカーブフィッティングの方法によってバルク速度、イオン密度及びイオン温度をもとめる事になる。図2は第2グリッド電圧800V、イオン温度 10^4 K の時にバルク速度によってどのように特性曲線がかわるかを示した。また図3にはバルク速度を $437.2 \text{ Km}/\text{秒}$ に固定して第2グリッド電圧を500Vから800Vに変化させた時の衛星のスピン角に対するコレクター電流との関係を示した。

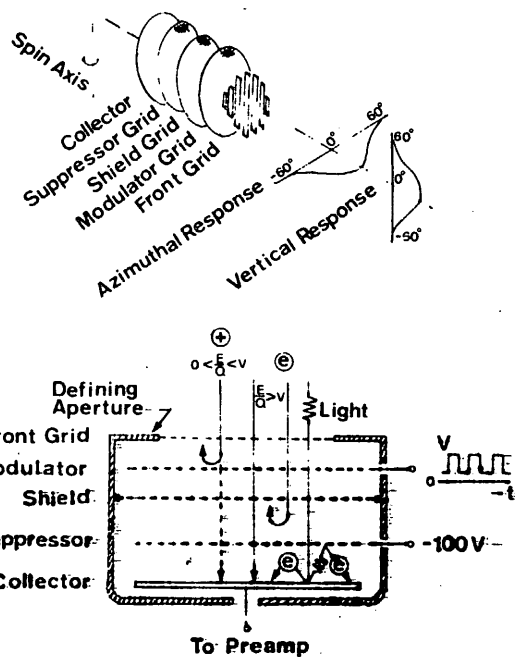
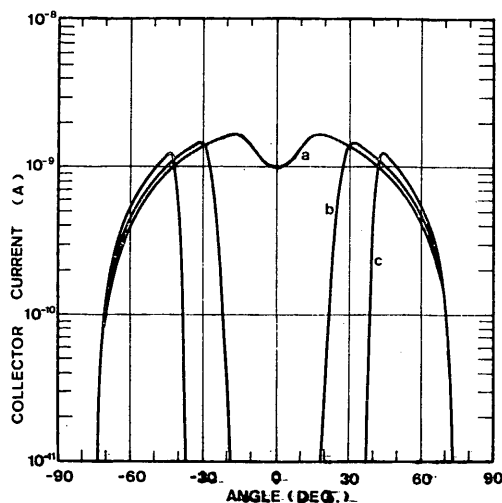


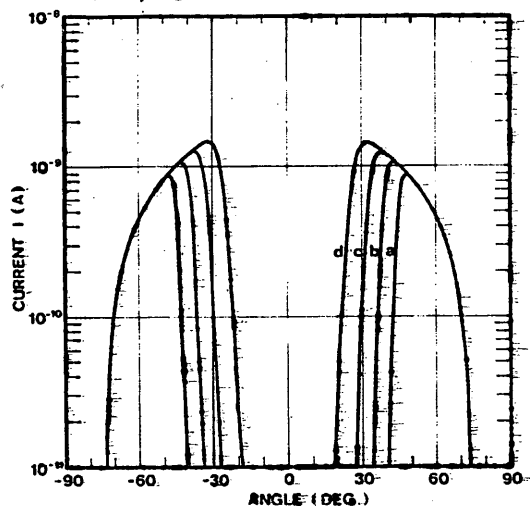
図1. 太陽風プラズマ密度、バルク速度、およびイオン温度測定のためのファラデーカップ

実際のファラデー
カップの構成
は図1に示さ
れるように衛
星の壁と同電
位の第1グリ
ッド、イオン
を共振する第
2グリッド、パ
ルス的に変化
する電圧のコ
レクターへの
もれ込みを除
くためのシ
ールド板と上
の第3グリッ
ド、コレクタ
ーからの二次
電子を防止、
且つ第2グリ
ッドからの電
圧のもれ込み
を第3グリッ
ドと第4グリ
ッドとで交
びイオン電流
を集めるため
のコレクター
よりなる。



GAS: H
ION DENS. 5.0 (ions/cm³)
ION TEMP. 1.0×10^{-4} (K)
GRID V. 800 (V)
BULK V.
a. 800 (V) : 391.0 (km/s)
b. 1000 : 437.2
c. 1400 : 517.3

図2 第2グリッド電圧を固定してプラズマのバルフ速度を変化させた時の衛星スピンドル軸の角度とコレクタ電流との関係。



GAS: H
ION DENS. 5.0 (ions/cm³)
ION TEMP. 1.0×10^{-4} (K)
BULK V. 1000 (V)
437.2 (km/s)
GRID V.
a. 500 (V)
b. 600
c. 700
d. 800

図3 バルフ速度を固定してファラデーカップの第2グリッド電圧を変化させた時のコレクタ電流の分布。

3. 測定器

コレクターによって検出されたイオン電流はプリアンプによって検出された後、同期検波回路によって増幅されA/D変換されてハイビットレート時には、直接エンコーダへはき出され、ロービットレート時にはメモリーを介してはき出される。応答時間空間に飛び出すのは日本としては初めての試みなのでAC, DCアンプ

次にアンプゲインの設定ミスを防げるための入力抵抗を1M, 10MΩに切り換え、且つアンプゲインそのものを2段階に亘って切り換えるようにした。一つのモードに行けるダイナミックレンジは約70dbである。第2グリッドに印加する高圧は1SPHの間固定されているが地上からのコマンドによって第2グリッド電圧を同じ電圧に観測中固定するモードと1SPH毎にステップワイスに電圧を自動的に増加させていくモードとを選択する事ができる。コレクタ電流検出用のDCアン

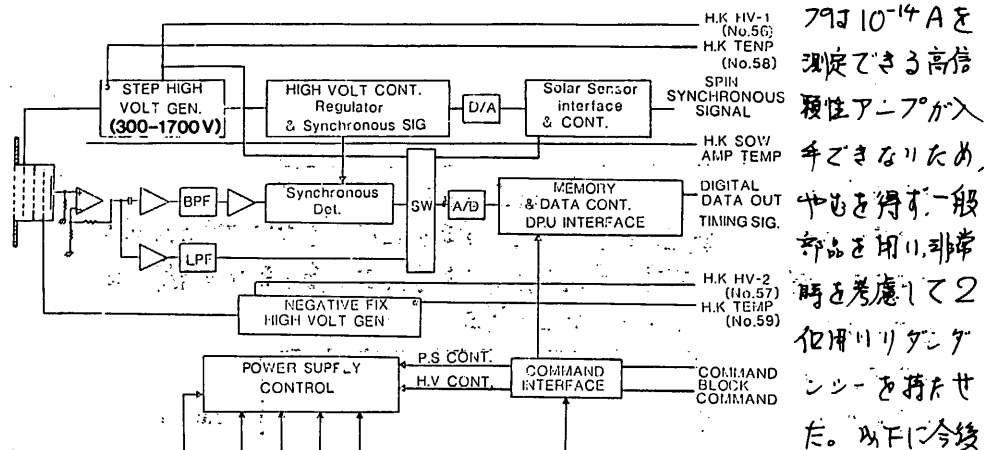


図4 測定器のダイアグラム

SOW BC(A)
BC-E

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
ITEMS	COMMAND SELECT	—	HIGH VOLTAGE STEP MODE		HIGH VOLTAGE CONTROL			
"1"	1	—	FIX	FIN	H V	B4	B5	B6
"0"	0	—	STEP	NOR	0	0	0	0
1					0	0	0	1
2					0	0	1	0
3					0	0	1	1
4					0	1	0	0
5					0	1	0	1
6					0	1	1	0
7					0	1	1	1
8					1	0	0	0
9					1	0	0	1
A					1	0	1	0
B					1	0	1	1
C					1	1	0	0
D					1	1	0	1
E					1	1	1	0
F					1	1	1	1

図5 ブロックコマンドの種類(コントロール項目)

SOW BC(B)
BC-E

	B0	B1	B2	B3	B4	B5	B6	B7
ITEMS	COMMAND SELECT	—	PRE AMP	CAL/MES	DC SENS	DC GAIN	AC GAIN CNT	AC GAIN
"1"	0	—	B	CAL	H	H	AUTO	H
"0"	0	—	A	MES	L	L	FIX	L

図6 ブロックコマンドの種類(コントロール項目)

SOW STATUS (N)

Check Bit		Check Items	Bit Identification	
Frame Word	Bit		"1"	"0"
W64 (W80) (W32)	B0	SYNCO SIG	1	
	B1		0	
	B2	H.V STEP MODE	FIX	STEP
	B3		FIN	NOR
	B4	H.V STEP V CONTROL	NO	B4 B5 B6 B7 H V
	B5		0	0 0 0 0 0
	B6		1	0 0 0 1
	B7		2	0 0 1 0
			3	0 0 1 1
			4	0 1 0 0
			5	0 1 0 1
			6	0 1 1 0
			7	0 1 1 1
			8	1 0 0 0
			9	1 0 0 1
			A	1 0 1 0
			B	1 0 1 1
			C	1 1 0 0
			D	1 1 0 1
			E	1 1 1 0
			F	1 1 1 1

図7

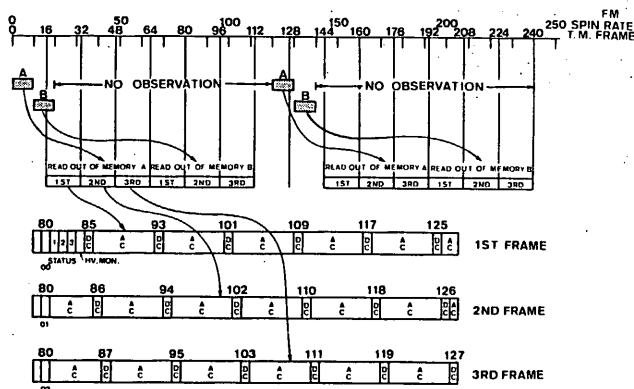
ステータスワードのステータスの内容

SOW STATUS (N+1)

Check Bit		Check Items	Bit Identification	
Frame Word	Bit		"0"	"1"
W65 (W81) (W33)	B0	MEMORY READ	A	B
	B1	PRE AMP	A	B
	B2	CUR LIMIT	NOR	EMER
	B3	STATUS CAL/MES	MES	CAL
	B4	STATUS SENS	L	H
	B5	DC GAIN	L	H
	B6	AC GAIN MODE	FIX	AUTO
	B7	AC GAIN	L	H

図8

ステータスワードのステータスの内容



LOW BIT RATE TELEMETRY : 2PI MODE (SOW.PWP)

図9

2PIモード
(プラズマ波動
及び太陽風プラ
ズマ観測器の2
がオン状態に
おける情報のよ
み出し)

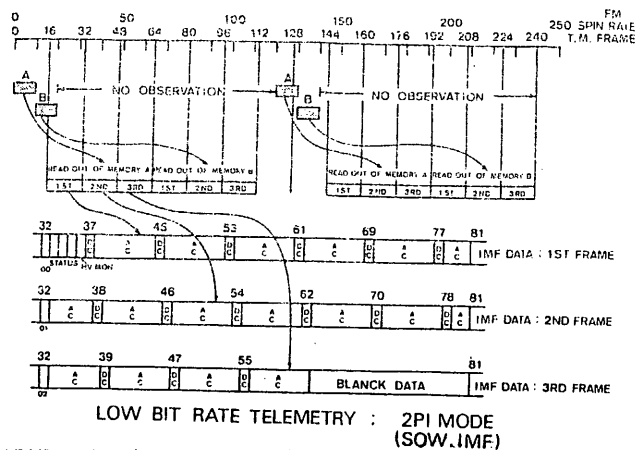


図10

2PIモード(恒星間空間
磁場および太陽風プラ
ズマ観測器の2つの測
定がオシの時のテレ
メータフォーマット)

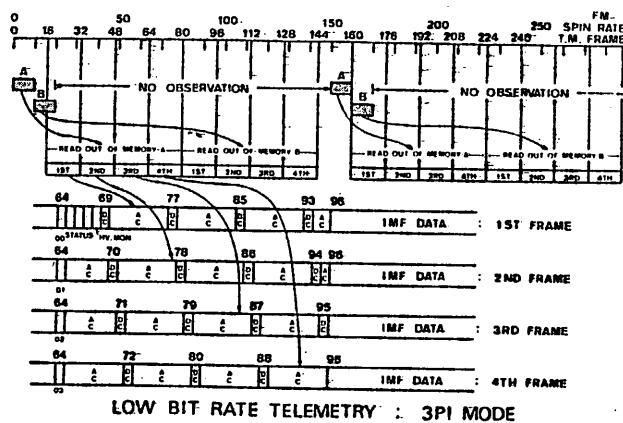


図11. 3PIモード(3
つの観測器がすべてオ
シが能に計れる太陽風
プラズマ観測器の情報
のフォーマット)

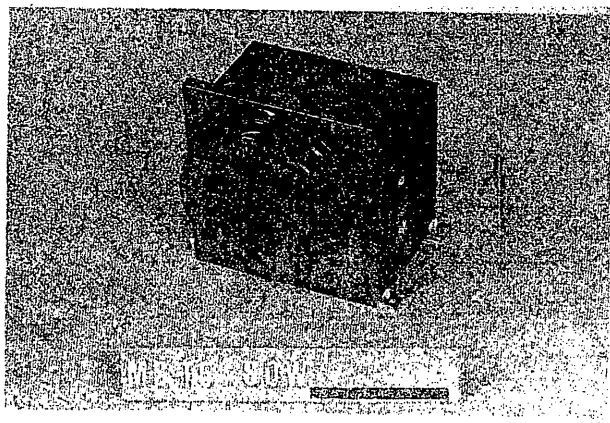


図12 搭載された太陽
風プラズマ観測器

1. 3 惑星間磁場観測装置 (IMF)

1) 研究目的

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

i) IMFの動力学的な変化に伴う地球磁気圏内の電磁気的な擾乱現象に深く関与する太陽風-地球磁気圏結合系機構の知見を得るために、太陽磁気圏の巨視的な三次元構造を明らかにする。

ii) 惑星間空間で発生している大振幅(~ 10 nT)で同波数1Hz以下の磁気流体(HM)波の発生伝播機構の解明及び磁気線凍結条件の破れに領域でのHM波の理論確立及び観測による検証を行う。

これら2項目の他に、MS-TSの軌道によってハレー彗星のプラズマの尾に形成されていることが予想されている彗星磁気圏(≥ 100 nT)の形成機構を解明することも研究目的の一つとして計画されている。

2) 研究内容

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

表 1

測定範囲	感 度		TM Bit Rate	Sampling Rate	
	出力	分解能		Format-A	Format-B
± 64 nT (Narrow)	12bit (high gain)	0.03125nT/LSB	h.b.r. (2048bps)	1/8 sec	1/16 sec
			l.b.r. (64bps)	4 sec	2 sec
	8bit (low gain)	0.5nT/LSB	h.b.r.	1/16sec	1/32 sec
			l.b.r.	2 sec	1 sec
± 128 nT (Wide)	12bit (high gain)	0.0625nT/LSB	h.b.r. (2048bps)	1/8 sec	1/16 sec
			l.b.r. (64bps)	4 sec	2 sec
	8bit (low gain)	1.0nT/LSB	h.b.r.	1/16sec	1/32 sec
			l.b.r.	2 sec	1 sec

次元磁場構造及び微小磁場変化の測定を行う。

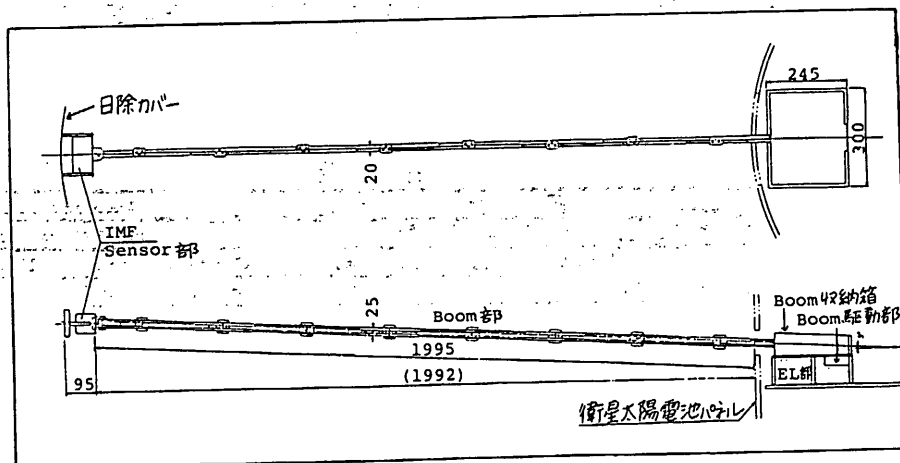
MS-T5が打ち上げられた後の数ヶ月間の high bit rate でデータ伝送がなされる時は、主に 0.03125 nT/LSB の高感度で sampling rate $1/8$ or $1/16$ 秒の出力データを用い、太陽風磁場中の 1 Hz 以下の大振幅 HM 波に焦点を置いた計測を行う。又、PWP、SOW のプラズマ波動及び粒子計測との比較検討することにより、HM 波による粒子の加熱及び大振幅 HM 波の形成理論の研究を行う。地球より離れた遠方に MS-T5 が達して low bit rate でデータ伝送される時は、主に感度 0.5 nT/LSB (S.R. 2 or 1 秒値)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

3) リングコア磁気計の外形、重量及び消費電力

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

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

ii) Boom 部：Al で作られたパンタグラフ方式の全伸展長 2 m の Boom で、Boom 伸展速度はおよそ 1.75 cm/sec である。Boom 駆動モータ・収納ケース ($245\text{ mm} \times 300\text{ mm} \times 75\text{ mm}$) 及び sensor cable (75 g) を含んだ Boom 部重量は 2.73 Kg 以下である。



オ 1 図

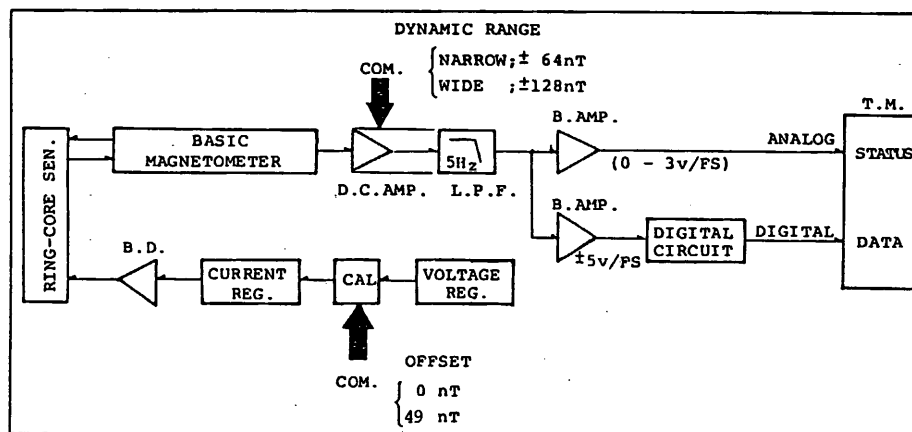
iii) Electronics部: fluxgate 磁カ計を基本とする Analog 系と、データ伝送及び command 操作の為の Digital 系から成っている。EL 部形状寸法は 245mmx300mmx75mm の大きさで、重量 1.99 Kg である。

観測時における IMF の消費電力は以下の通り 1.92 W である。ブーム伸展時は 20V バスラインが 0.6W 増になる予定である。

消費電力			総重量	
電力ライン	消費電力	電力	Sensor 部	0.39 Kg
20V バスライン	0.46 mA	9.21mW	Boom 部	2.65 Kg
+ 5V ライン	9.8 mA	49 mW	EL 部	1.99 Kg
- 5V ライン	0.1 mA	0.5 mW	合計 5.03 Kg	
+12V ライン	95.0 mA	1140 mW		
-12V ライン	60.5 mA	726 mW		
+15V ライン	0.1 mA	1.5 mW		
合計		1.92 W		

4) IMF 計器の動作

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



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

測定範囲は $\pm 64\text{nT}$ のnarrow rangeと $\pm 128\text{nT}$ のwide rangeの2段でcommandによって切換えられる。感度検定用電流を安定化し、飛翔体本体の持つdc的な残留磁気によるオフセットを各成分別々に一方向に49 nT強制的に打ち消す操作をcommandによって行う。磁場計測の感度及び sampling timeの切換えはGain high/low 切換のcommandで行われる。

5) Status monitor

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

6) Command

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

7) House Keeping

IMF の H.K.としてはオ4表の如く2項目ある。

8) MD Connector

衛星に取付けられた MD-1 connector に IMF より信号を出し、衛星外のcheckerに接続し、飛翔前の動作試験及び確認を行う。

No.26-29 の出力は IMF 計器の正常動作確認の為analog 電圧値である。又、No.30 と31 ピンは飛

オ2表 IMF Status monitor

項 目		FRAME	WORD	BIT 対応
IMF	ON OF	F2n+1	W16	84 1 = ON 0 = OF
MASTSTBY	ON OF	F2n+1	W16	85 1 = ON 0 = OF
RANGE	WID NAR	F2n+1	W16	86 1 = WID 0 = NAR
GAIN	HIGH LOW	F2n+1	W16	87 1 = HIGH 0 = LOW
X-CAL	ON OF	F2n	W16	85 1 = ON 0 = OF
Y-CAL	ON OF	F2n	W16	86 1 = ON 0 = OF
Z-CAL	ON OF	F2n	W16	87 1 = ON 0 = OF
AX	11111111	F _n	W121	2進出力Analog or 0~3V電圧値
AY	11111111	F _n	W122	2進出力Analog or 0~3V電圧値
AZ	11111111	F _n	W123	2進出力Analog or 0~3V電圧値
MAST LOCK	LCK RLS	F _n	W124	85 1 = LCK 0 = RLS
MAST DRIVE	STA STP	F _n	W124	86 1 = STA 0 = STP
MAST MONITOR	FEP bbb	F _n	W124	87 1 = FEP 0 = bbb
MAST DRV-VOLT	9.999 (V)	F2n+1	W127	Analog電圧値
MAST LENGH	9.9 (m)	F2n	W127	Analog電圧値を6で換算

翔前の Boom 伸展試験後の Boom 収納駆動電圧を印加する所である。

表 3 表 マント項目と制御

種別	項目 No.	マント名称	用 途	テレメタによる 制御確認項目	備考
	8 8	IMF-ON	電源 ON	$F_{2n+1}W_{16}B_4^{*1}$	
	8 9	IMF-OFF	電源 OFF	$F_{2n+1}W_{16}B_4^{*0}$	
	8 A	MAST-DRV STBY-ON	MAST 伸展用電源 ON	$F_{2n+1}W_{16}B_5^{*1}$	
	9 8	MAST-DRV-START	MAST 伸展開始	$F_nW_{124}B_6^{*1}$	Format-8
	9 9	MAST-DRV-STOP STBY-OFF	MAST 伸展停止	$F_nW_{124}B_6^{*0}$ $F_{2n+1}W_{16}B_5^{*0}$	Format-8
	9 A	GAIN-HIGH	0.03125nT or 0.0625nT/LSB	$F_{2n+1}W_{16}B_7^{*1}$	
	A 8	RANGE-NARROW	$\pm 64nT$	$F_{2n+1}W_{16}B_6^{*0}$	
	A 9	RANGE-WIDE CAL-OFF	$\pm 128nT$ 及びバイアス補正 OFF	$F_{2n+1}W_{16}B_6^{*1}$ $F_{2n+1}W_{16}B_5^{*7*0}$	
	A A	GAIN-LOW	0.5nT or 1.0nT/LSB	$F_{2n+1}W_{16}B_7^{*0}$	
	B 8	X CAL-ON	X 軸 バイアス補正 ON	$F_{2n}W_{16}B_5^{*1}$	
	B 9	Y CAL-ON	Y 軸 バイアス補正 ON	$F_{2n}W_{16}B_6^{*1}$	
	B A	Z CAL-ON	Z 軸 バイアス補正 ON	$F_{2n}W_{16}B_7^{*1}$	
	C A	NZ CAL-ON	地上観測モード	IMF DATA ($W_{16}B_5^{*1}$)	

表 4 表

HK NO	項 目	測 定 範 囲	内 容
63	IMF-SENSOR	-150°C ~ +150°C	IMF Sensor 部温度
38	IMF-EL	- 50°C ~ + 70°C	IMF Electronics 部温度

表 5 表 IMF の MD-1 コネクター出力

No.	信 号 名	内 容
26	IMF X 軸 出力	IMF の Digital 系入力点での $\pm 5V/FS$ analog 電圧値
27	IMF Y 軸 出力	IMF の Digital 系入力点での $\pm 5V/FS$ analog 電圧値
28	IMF Z 軸 出力	IMF の Digital 系入力点での $\pm 5V/FS$ analog 電圧値
29	IMF 出力の reference	common
30	MAST 収納電源④)12V DC 電圧の印加端子
31	MAST 収納電源⑤	

斎藤尚生・湯元清文（東北大・理）、瀬戸正弘（東北工大）
青木 巖・遠山文雄（東海大・工）、国分 征（東大・理）
福西 浩（極地研）、西田篤弘（宇宙研）
東北金属 K.K.、明星電気 K.K.

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

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

2. 3. 1. 2 機能

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

各ブロックの機能を以下に示す。

(1) 受信機選択回路

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

(2) サブキャリア同期回路

この回路は、コマンドベースバンド信号から同期検波に必要なサブキャリアを再生する回路で、ロックステ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收容される。基板間の接続は全てシャーシ内部で行なわれる。

ii) 寸法・重量及び外観図

寸法	$145.5 \times 148.2 \times 107.5$	(mm ³)
重量	1.36	Kg
外観図	図 2.3.1-2	

宇宙科学研究所
日本電気(株)

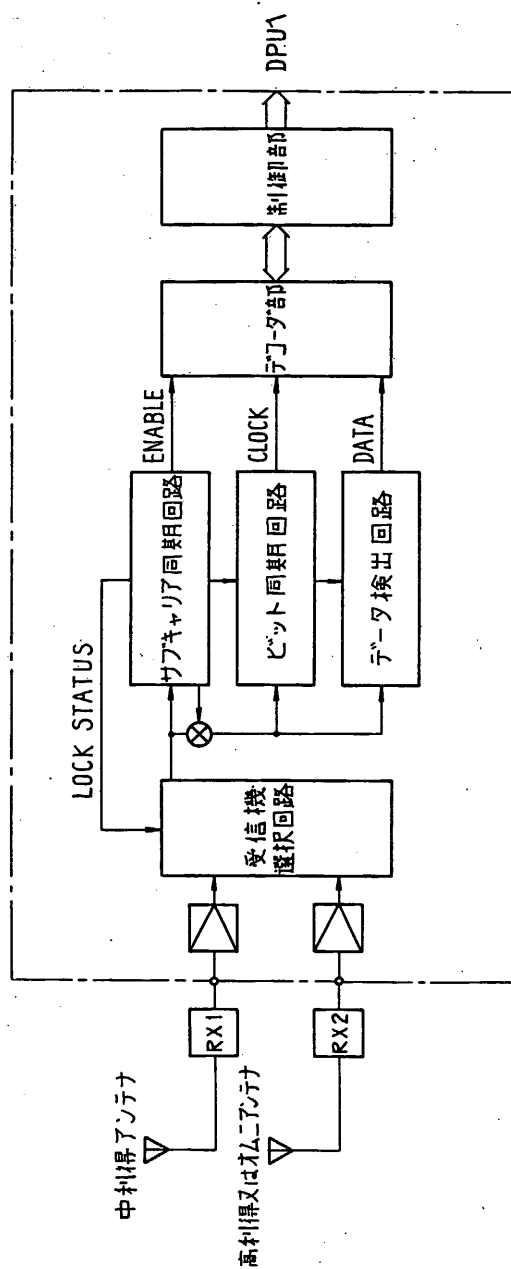


図 2.3.1-1 コマンドデコーダ系統図

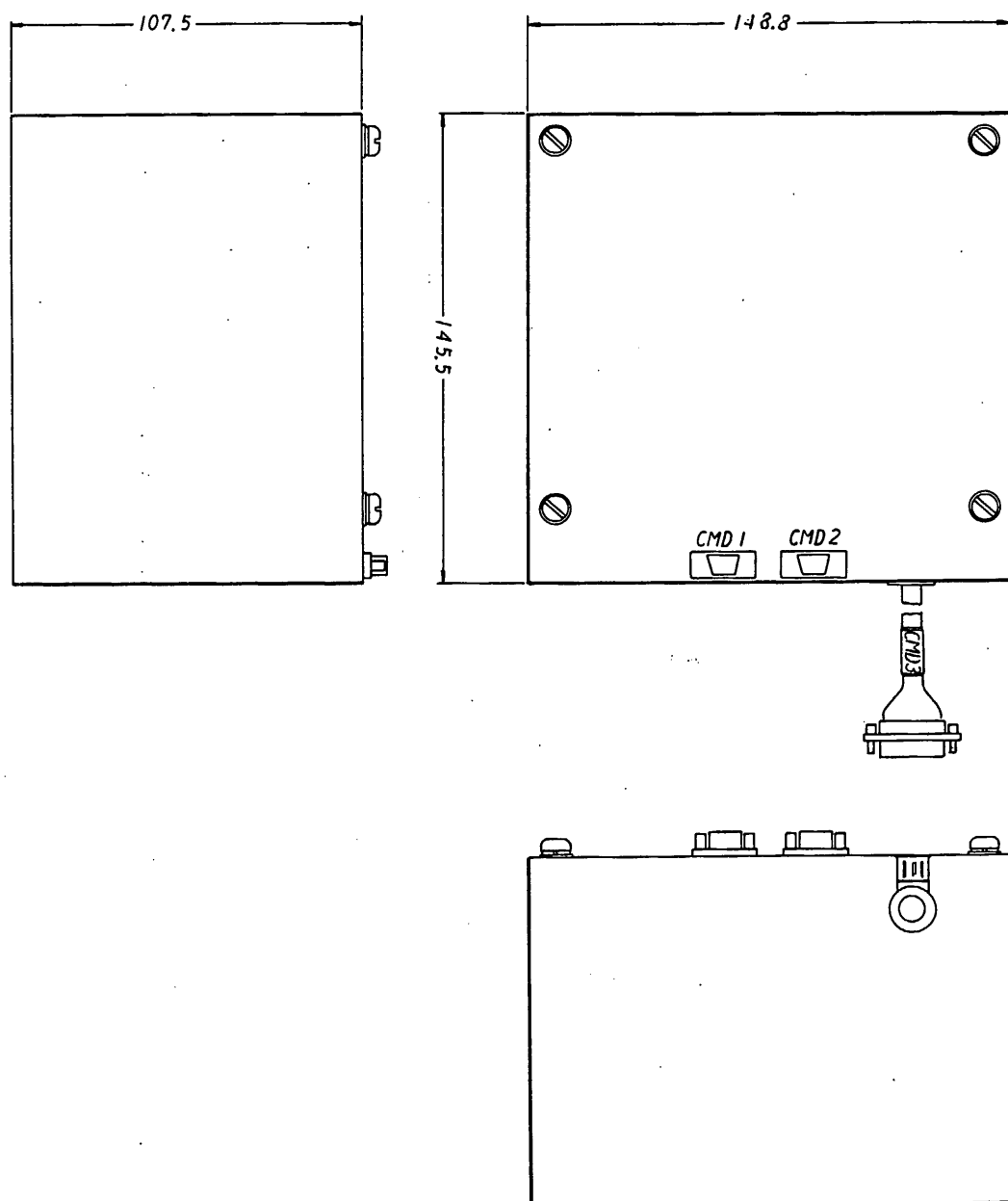


図 2.3.1-2 コマンドデコーダ 外観図

2. 3. 2 データ処理装置 (DPU)

(1) DPU システム概要

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

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

以下に、各機能の詳細を記す。

(2) データ処理部

データ処理部では、以下のことを行なう。

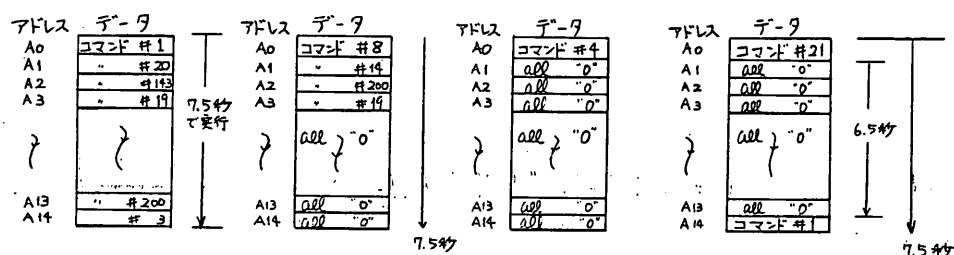
- (a) データのサンプリング
- (b) A/D変換
- (c) デジタルデータの編集
- (d) タイミングパルス、編集パルスの発生
- (e) フレーム同期信号、時刻信号の発生
- (f) NRZ-L/NRZ-S 変換器
- (g) CONVOLUTIONAL CODE 符号器
- (h) BPSK変調器
- (i) 伝送データの切換
- (j) データレコーダの制御

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(q)の機能が、新規に追加されている。

(3) コマンド制御部

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

実時間コマンドには、大別して DC(ディスクリットコマンド)と、BC(フロッグコマンド)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、MS-T5では、

コマンド伝送効率を上げるため、DCは最大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回の送信により、DPUは、メモリした15項目までのDCを0.5秒間隔で、伝送した順序で、逐次実行する。

DC実行動作状態を図2.3.2-2に示す。

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

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

"0" コマンドをアドレス A14 まで、0.5秒間隔で実行する。

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

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

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

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

DC には、ベリファイ後、実行コマンド送信により、コマンドを実行する NDC と、ベリファイおよび実行コマンドの送信をせず、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、MS-T5 で新規に使用するコマンドであり、制御命令をシリアルな、8 bit の、NRZ-L データで各機器に出力するもので、従来の "1", "0" コマンドを連続させたものに相当する。8 bit NRZ-L データの内容による制御の種類は、各機器側で決定される。

BC 送信後、データは、DPU 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種類で、コマンドにより任意に指定できるので、自動管制時間は、各々9.1時間、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で、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

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

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

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

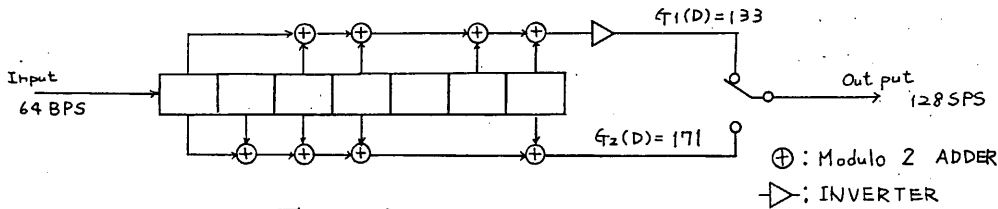


図. 2.3.2-3

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 時のみ適用し、地球周回時の高 Bit Rate には、適用しない。以下、各データレートでの伝送形式について記す。

a. 低 Bit Rate (64 BPS) 時伝送形式

64 BPS 時、PCM データは符号化処理後、BPSK 変調して伝送する。探査機側での伝送形式は、NRZ-L → NRZ-S → CONV. ENC → BPSK → PM (TMS 枠) 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、マルチアフレクスした出力は、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、マルチアフレクス出力は、1010……

となり、クロック成分が含まれるようになる。

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

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

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

b. 高Bit Rate (2048 BPS) 時伝送形式

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

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

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

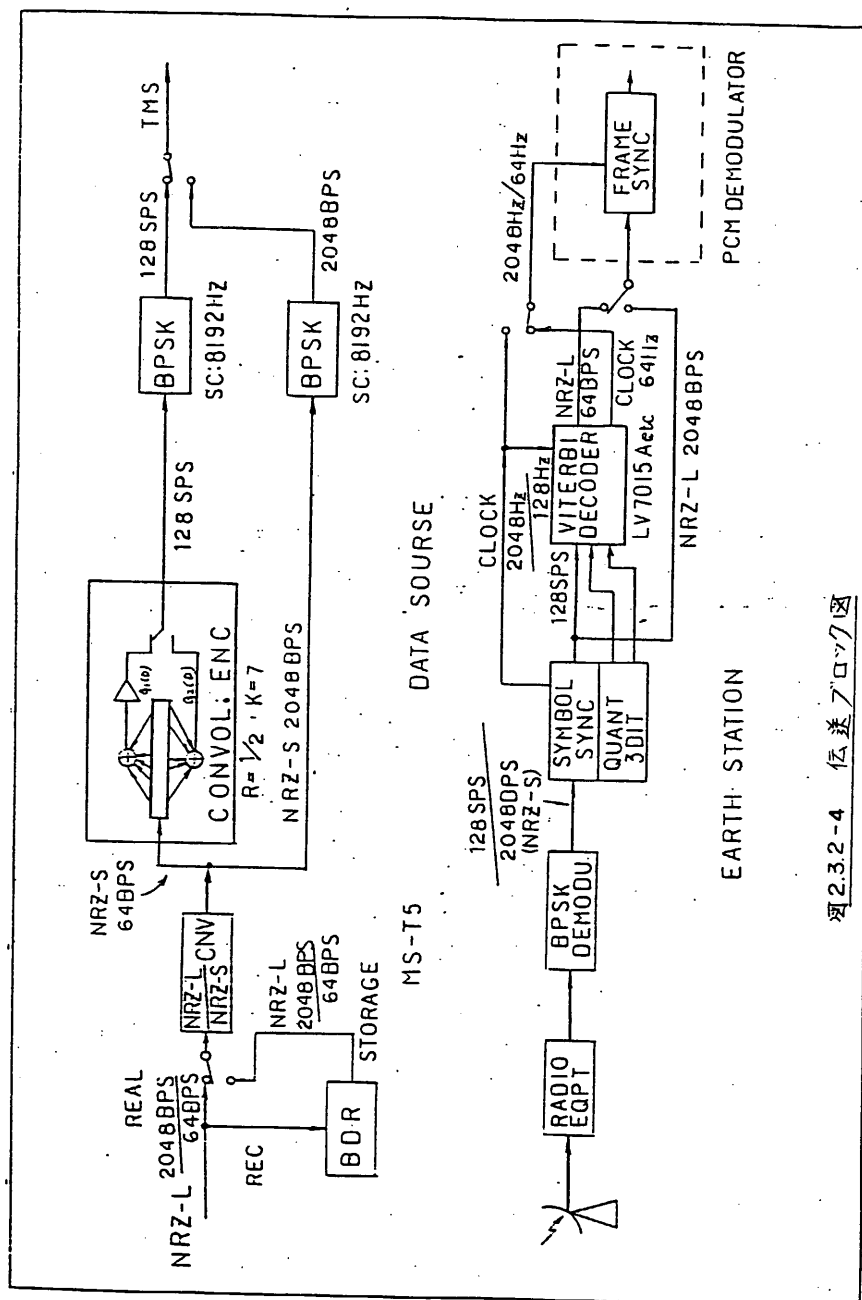
宇宙科学研究所

日本電気 (株)

MS-T5 DPU PERFORMANCE SPECIFICATION

PCM data	8 bits/word, 128words/Frame
PCM data rate	High rate : 2048bps (uncoded) Low rate : 64bps (128sps) K=7, R=1/2 convolutional coding
PCM data format	6 formats (MS-T5)
Modulation type	
* High Rate	NRZ-L—NRZ-S—BPSK
* Low Rate	NRZ-L—NRZ-S—CONVOL.ENC—BPSK
A/D conversion	
Input voltage range	0V~+3.0V
Quantization	8bits
Conversion time	138μsec
Accuracy	±0.8% of full scale
Real time command	224 items
Real time block command	Serial 8bit/item
" Signal construction	Data, Clock, Act, Enable
Programmable command	255 items
Automatic control time	a. 128sec x N b. 512 sec x N N: 1~256 c. 2048 sec x N * arbitrary mode is selected by real time command
Error Control Coding	Convolutional code for coded PCM (K=7, R=1/2, Viterbi Decoding Algorithm) Hamming code for programmable command (N=12, R=2/3)
Weight	3.7Kg (Max)
Power consumption	1W (Max)
Dimensions	292(D) x 202(W) x 117 (H) mm

表 2.3.2-1



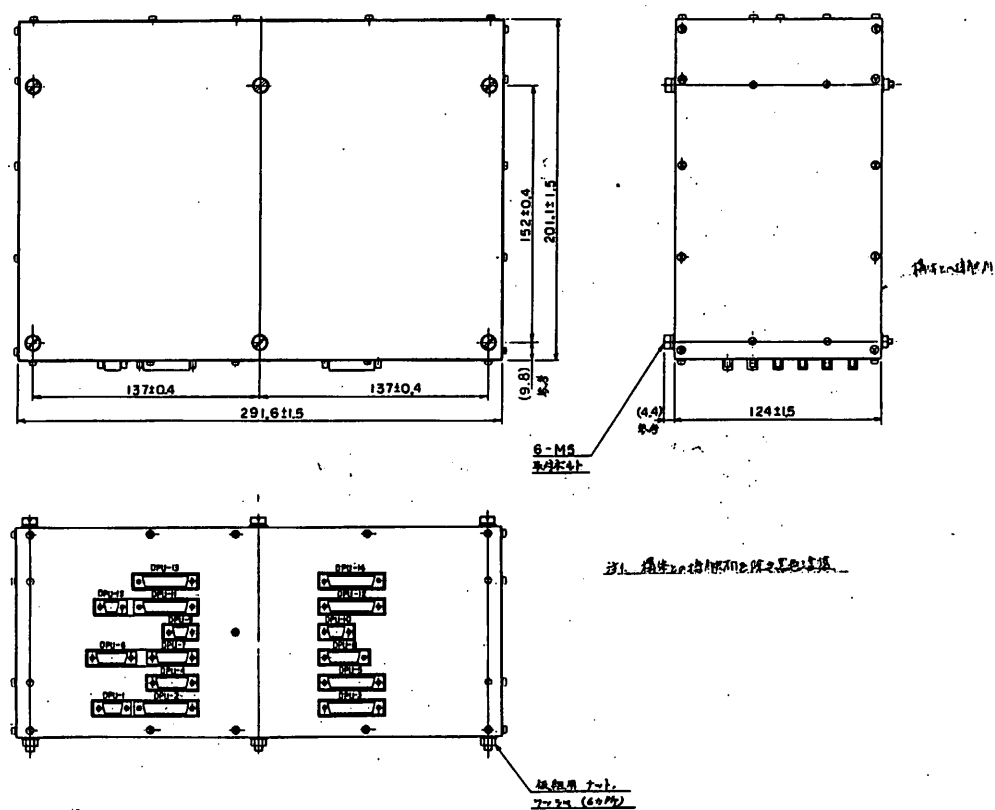


图 2.3.2-5 DPU 外觀圖

2.3.3 データレコーダ (DR)

(1) 概要

MS-T5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 MS-T5は、伝送レートが64 bit/secと低く、記録容量が、1 Mbits に限定されているため、従来のテープレコーダに比べ低消費電力、小型、軽量化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に出力する。

(2) 機能

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

(a) コマンド動作

- (i) "DR STBY" コマンドにより DRの電源が ONされ、"REC START" コマンドにより 2048 BPS 又は 64 BPS の NRZ-L テレメトリデータを記録する。データレートは DPU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、クロック発生回路、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、リプリケート 及びコイル駆動電流 (H_X, H_Y) の各パルスの位相パルスが発生する。タイミングパルス発生回路で発生されるタイミング信号と機能パルス発生回路で発生する位相パルスを加算して、バブルメモリ 1 アクセス中に必要なタイミング信号を得る。バブルメモリには製造工程上、避けられない欠陥ループが発生する。この欠陥ループを、データの書込み、読出し時にマスキングするための回路が、欠陥処理回路である。

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

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

(c) ドライバー部

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

電流パルス発生回路は、コントロール部からのスワップ、ジェネレータ、リプリケート信号を電流増巾し、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（ストロブ信号）で、再生データとして出力される。バブルメモリのセンス信号レベルを最適に調整するため、センスアンプ回路を各バブルメモリに用意している。

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

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

(3) 性能

(a) 電氣的性能

○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 データ	DR ON/OFF		
	DR Mode	・DR STBY 00 ・DR REC 01 ・DR REP 11 ・DR SEARCH 10	2bit イncod
○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 2.4 kg 以下

宇宙科学研究所 野村研究室
日本電気(株)

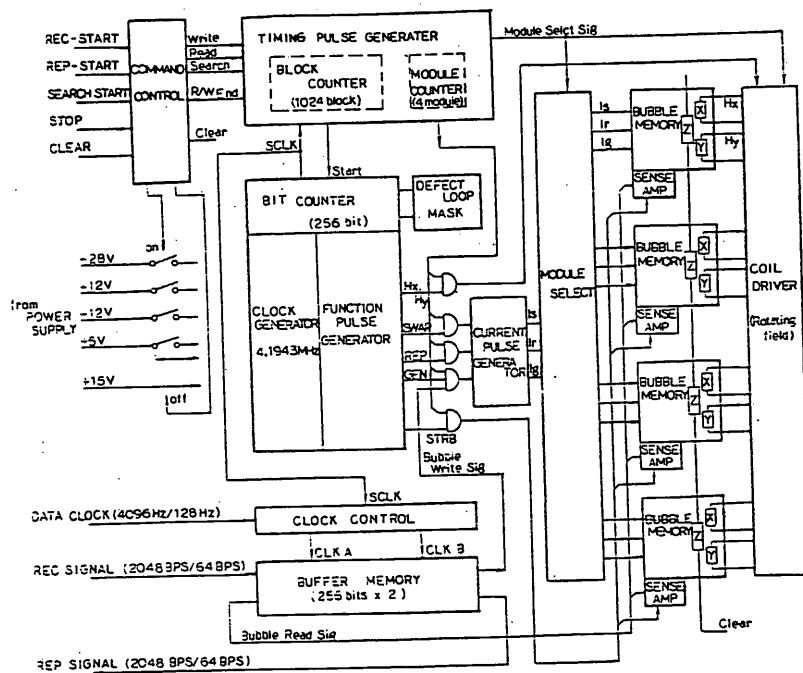


図 2.3.3-1 データレコーダ 機能ブロック図

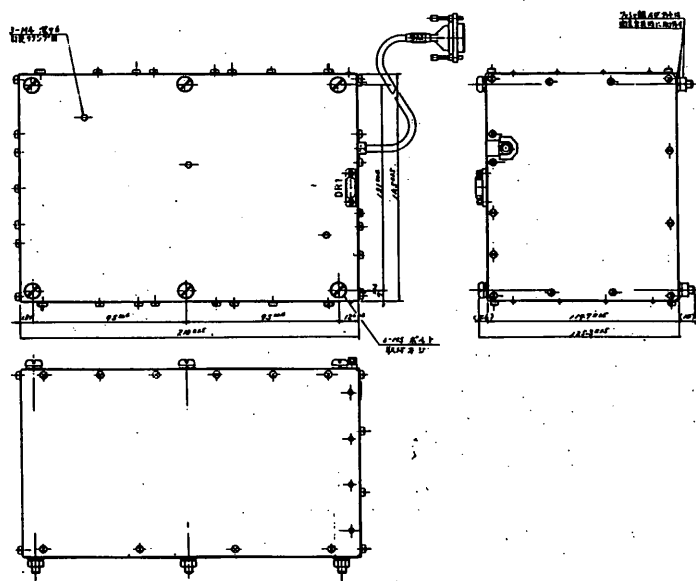


図 2.3.3-2 データレコーダ 外観図

表 2.3.3-1 バブルメモリ 主要諸元

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

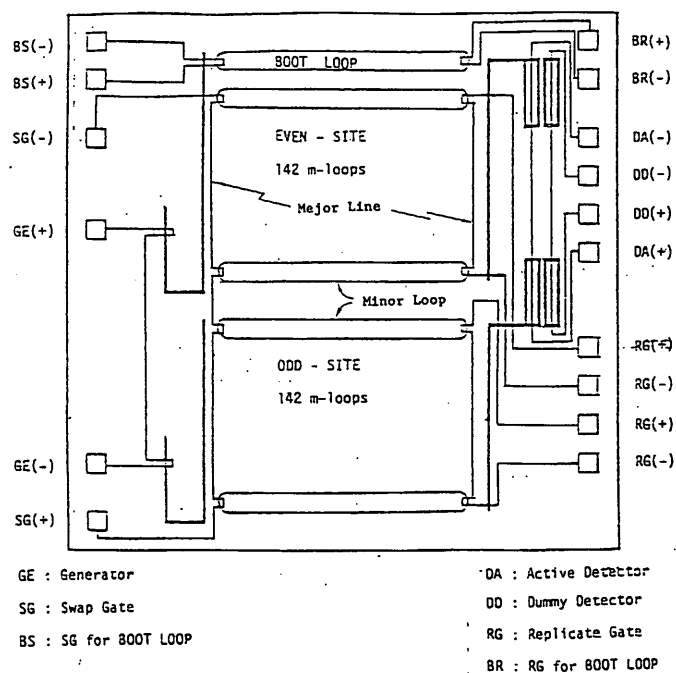


図 2.3.3-3 バブルメモリ チップ構成図

第3章 環境計測装置

3.1 ハウスキーピング (HK)

1 概 要

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

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

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

測定項目数は校正電圧(CAL)2点を含めて64CHであり、表3.1-1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 雑 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・ビスを除く)
- (2) 重量 : 1.05Kg以下
- (3) ケース材質 : A5052P
- (4) ケース表面処理 : EPICO 2000 黒色半つや塗装

表 3.1-1 MS-75 HK 項目表

CH	項 目	S/S名	CH	項 目	S/S名
0	CAL-A		32	プラットフォーム上面4温度	構 体
1	CAL-B		33	5	
2	BUS-電圧	PCU	34	下板 1	
3	SCP-電流	CUS	35	プラットフォーム下面 2	
4	BAT-電圧	BAT	36	3	
5	電流		37	4	↓
6	負荷電流	CUS	38	IMF-E	IMF
7	+ 5V	CNV	39	SV-1	SOW
8	+12V		40	SV-2	SOW
9	+15V		41	ANP	↓
10	+28V		42	PWP-E	SOW
11	-12V		43	ANT	PWP
12	- 5V		44	PWP	
13	N2 内圧	RCS	45	上部プレート	構 体
14	HV-1	SOW	46	スラスタカバー	
15	2		47	スラスタ A	
16	SHNT-E 温度	PCU	48	B	
17	BAT	BAT	49	ドラム A1	SCP
18	CNV-B	CNV	50	A2	
19	SBR-A	SBR	51	A3	
20	TMS	TMS	52	B1	
21	DR	DR	53	B2	
22	STS	STS	54	スラスタチューブ上	構 体
23	STS 板付板	STS	55	中	
24	RCS 7271	RCS	56	下	
25	RCS 7272	RCS	57	計装用パネル	
26	配管		58	N D	N D
27	バレルフ		59	ND取り付け板	構 体
28	ベテスタル	↓	60	下部プレート	
29	プラットフォーム上面 1	構 体	61	SHNT-R	PCU
30	プラットフォーム上面 2	構 体	62	サーチコイル	PWP
31	3		63	IMF-S	IMF

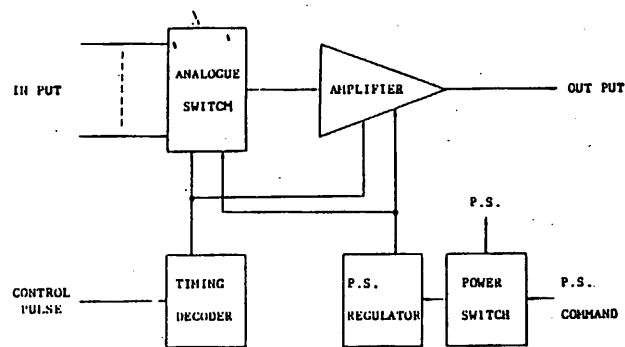


図3.1-1 HKブロック図

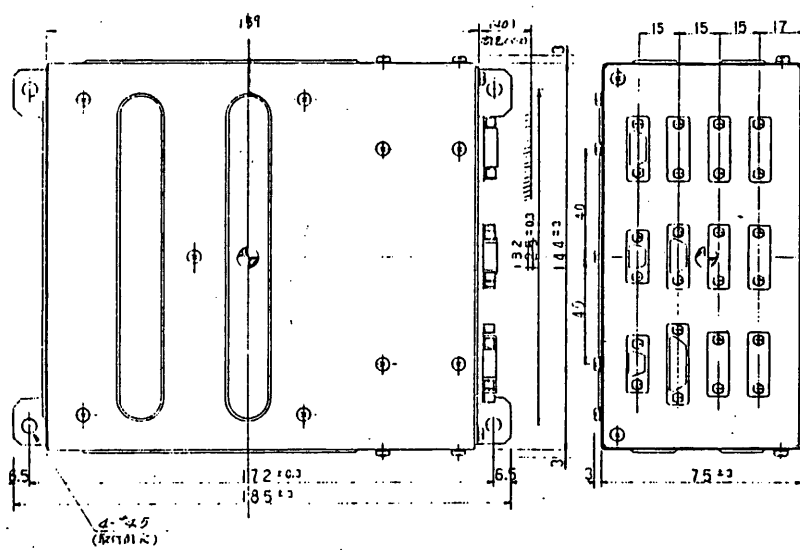


図3.1-2 HK外観図

3. 2 計測装置 (INS-SA)

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、デジタル加速度計(DAM)、横加速度計(YSA)、3段モータ燃焼圧力計(P_3)、キックモータ燃焼圧力計(PKM)、振動計(V_s , V_o)である。

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

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

なお本装置にはYSA処理装置は含まれていない。

P_3 、PKMは3段目およびキックモータの燃焼時の圧力を計測するもので、データは切り替えて1項目でDPUに出力している。

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

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

DAM、YSA、 P_3 、PKMはコマンドにより、 V_s 、 V_o 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_s 、 V_o の信号、および P_3 、PKM検出器の電源は、モータ切断後生きた線かSDコネクタに出ないよう、コマンドまたはEPT-SAの信号によりOFFするようになっている。

2. 電 気 的 性 能

2.1 DAM

- (1) 測定範囲 : $-5 \sim +30\text{G}$
- (2) 分解能 : 2.1mG/bit
- (3) 測定精度 : $\pm 10\text{mG}$
- (4) 検出器 : (T・B・D)
- (5) 周波数特性 : DC \sim 20Hz ($\pm 0.5\text{dB}$ アナログ部)
- (6) 測定間隔 : 20msec

- (7) 出力形態 : デジタル 14bit
- (8) データ量 : 2 word/data
- (9) 校正出力 : ALL "1" (DAM データ)

2.3 YSA

- (1) 測定範囲 : $-5 \sim +10 \text{ G}$
- (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 : (T・B・D)
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (6) 出力電圧 : $0 \sim +3 \text{ V}$
- (7) 校正出力 : $+2.5 \text{ V}$
- (8) 出力電圧温度ドリフト : $\pm 200 \text{ mV}$ ($-10 \sim +50^\circ \text{C}$)
- (9) 出力電圧経時ドリフト : $\pm 30 \text{ mV}$ (300Hランニングテスト)
- (10) 伝送速度 : 14 sample/sec
 86 sample/sec (P3, PKMと切り替え)

2.4 P3, PKM

- (1) 測定範囲 : P3 $\dots \dots 0 \sim 70 \text{ kg/cm}^2$
PKM $\dots \dots 0 \sim 70 \text{ kg/cm}^2$
- (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 : (T・B・D)
- (5) 出力インピーダンス : 100Ω 以下
- (6) 出力電圧 : $0 \sim +3 \text{ V}$
- (7) 校正出力 : P3 $\dots \dots +2.5 \text{ V}$
PKM $\dots \dots +2.0 \text{ V}$
- (8) 出力電圧温度ドリフト : $\pm 200 \text{ mV}$ ($-10 \sim +50^\circ \text{C}$)
- (9) 出力電圧経時ドリフト : $\pm 30 \text{ mV}$ (300Hランニングテスト)
- (10) 伝送速度 : 86 sample/sec

2.5 V5, V6

- (1) 測定範囲 : V5 $\dots \dots \pm 5 \text{ G}$
V6 $\dots \dots \pm 5 \text{ G}$
- (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 : (T・B・D)
- (5) 出力インピーダンス : 200Ω 以下
- (6) 出力電圧 : 0 dBm
- (7) 校正出力 : 0 dBm (1 KHz 正弦波)

3.5 総 合

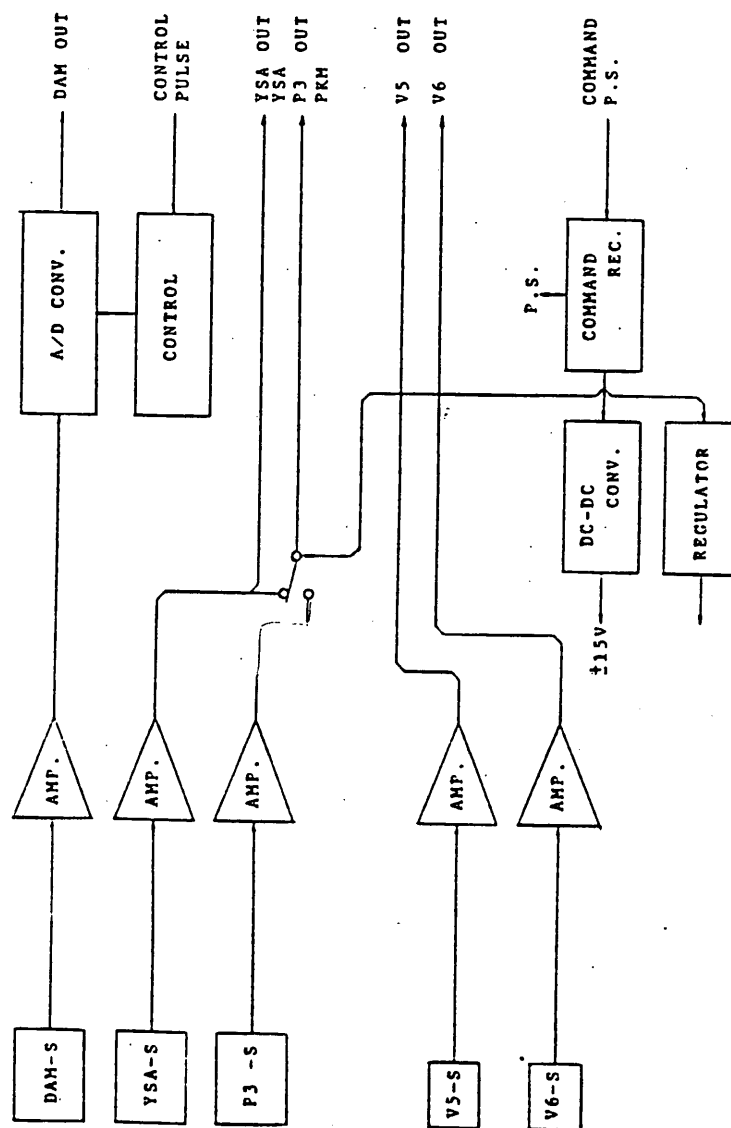
(1) 消費電流 : +12V . . . 140mA
 -12V . . . 5mA
 + 5V . . . 20mA

(2) コマンド項目 : INS-SA 1 ON
 INS-SA 2 ON
 INS-SA OFF
 P₁ MODE
 PKM MODE
 YSA MODE
 CAL ON
 CAL OFF

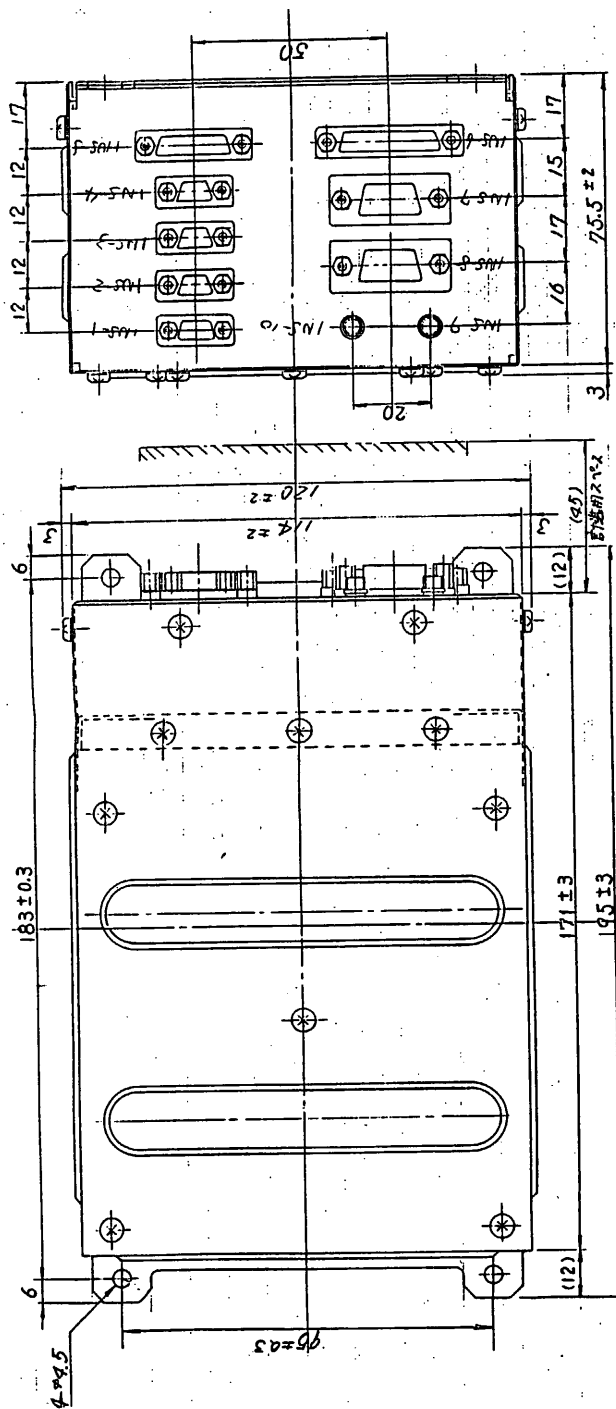
(3) タイマ項目 : P₁ MODE
 PKM MODE
 YSA MODE

4 機械的性能

- (1) 外形寸法 : 195×114×75.5mm
(いずれもコネクタ・ビスを除く)
- (2) 重 量 : 1.77Kg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



INS-SA ブロック図



INS-SA 外觀図

第5章 軌道・姿勢制御系

5.1 概要

5.1 概要

MS-T5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6rpmで回転させるスピン安定方式であるが、PLANET-Aでは衛星本体を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MS-T5の姿勢制御法、姿勢解析、軌道生成法、軌道推定、レンジング、軌道修正について、解析の結果を記述する。

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(株)長崎造船所

5. 1. 1 姿 勢 制 御 法

5. 1. 1. 1 概 要

MS-T5の姿勢安定方式は、デスパ
ンアンテナと衛星本体(ノミナルレート6 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をもつ。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PLA
MS-T5の姿勢制御系に要求される機能は、プリセッション制御
、スピン速度制御、軌道速度制御、及び姿勢計測に大別される。そこで本項で
は、これ等の機能を満たす姿勢系の構成、機能を述べ、最後に運用シーケンスに
ついて記述する。

5. 1. 1. 2 機 能 要 求

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

- (1) スピン軸を太陽方向から $90^{\circ} \pm 3^{\circ}$ の範囲内に制御、維持すると
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6 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

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

＜姿勢系を構成するサブシステム＞

- ・ 姿勢センサ ; スピン型サンセンサ (SAS) 1 台
 Vスリット型スターズキャナ (STS) 1 台
- ・ アクチュエータ ; アキシャルジェット (A₁, A₂) 2 台
 キャンティッドジェット (C₁ ~ C₄) 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

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

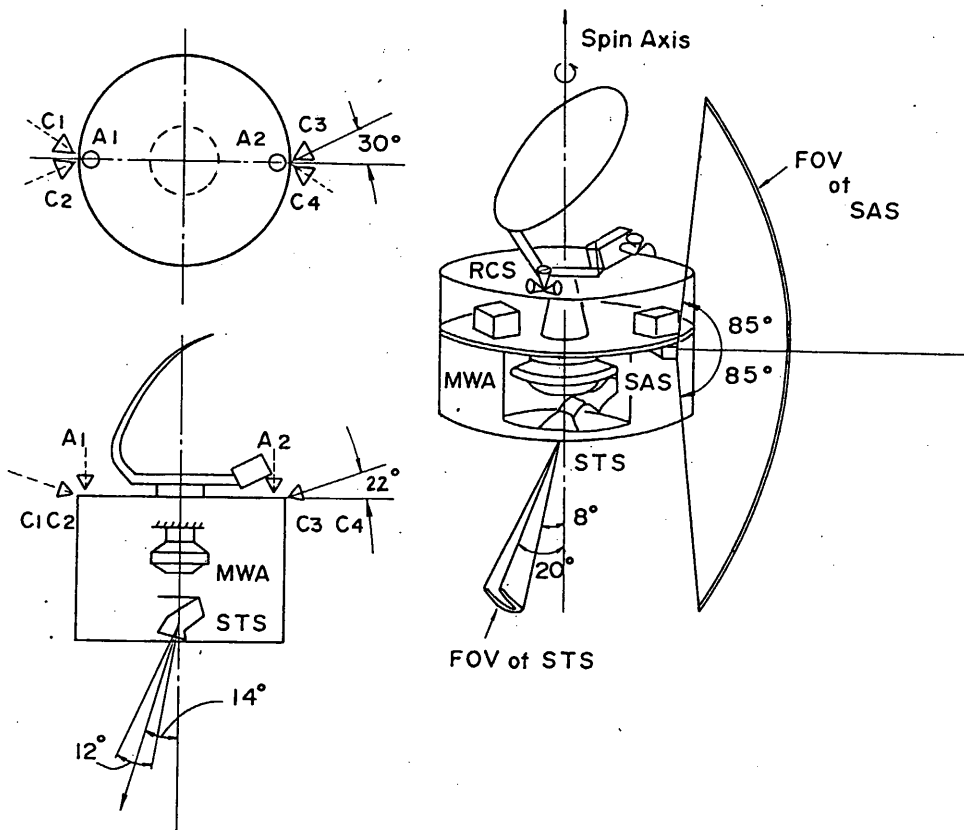


図5.1.1-1 姿勢系機器配置

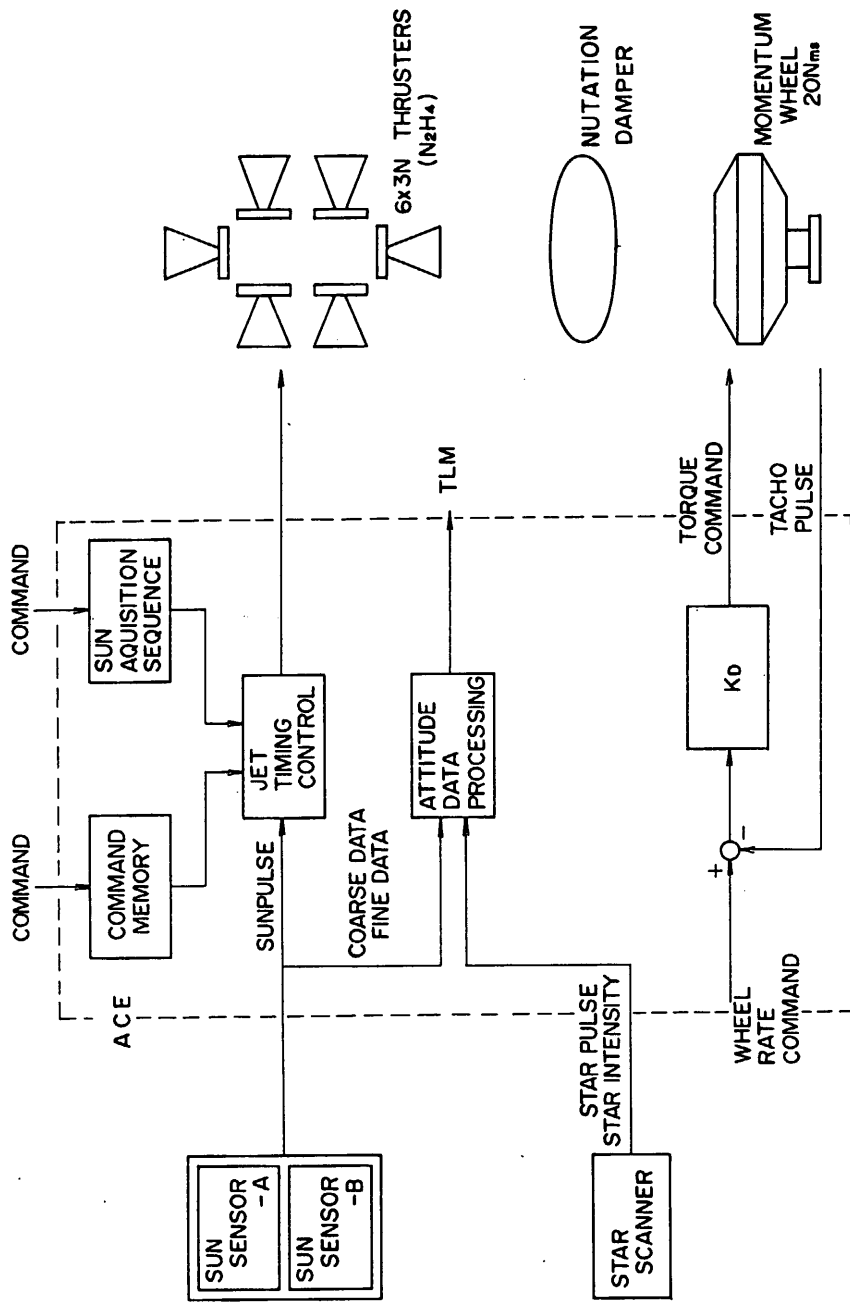


図 5.1.1-2 姿勢制御系ブロック図

5. 1. 1. 4 姿勢制御機能

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

〈アリセッション制御〉

ガスジェットにより、以下の各アリセッション制御を行なう。

(a) オープンループ制御

スラスト選択、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、ア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 $10^\circ / H$ である。

〈スピン速度制御〉

キャンティッドジェット ($C_2 + C_4$) により、軌道投入時の120 rpm \rightarrow 30 rpmのスピンダウンを行なう。このスピンダウン制御は、ブロックコマンドにより連続噴射時間を指定することにより実施する他、サンパルスの周期とスピンレートの設定値 (30 rpm) が等しくなった時にスピンダウンを停止するという機能も有する。また、初期太陽捕捉制御後の30 rpm \rightarrow 5 rpm スピンダウン、及び、定常航行時のスピンレート調整は、ブロックコマンドにより、噴射時間を指定することにより、実施される。衛星本体のスピンレート設定分解能は、0.04 rpmである。

〈スロースピン制御〉

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

～0.67 rpm)。

<軌道速度制御>

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

<姿勢計測>

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

5.1.1.5 運用シーケンス

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

(a) 初期姿勢捕捉制御

120 rpm → 30 rpm のスピンドウン、初期投入姿勢から $\theta_s = 90^\circ$ 、 $\theta_E = 90^\circ$ への姿勢アリエス及び30 rpm → 6 rpm のスピンドウン制御を行なう。

(b) 軌道速度制御

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

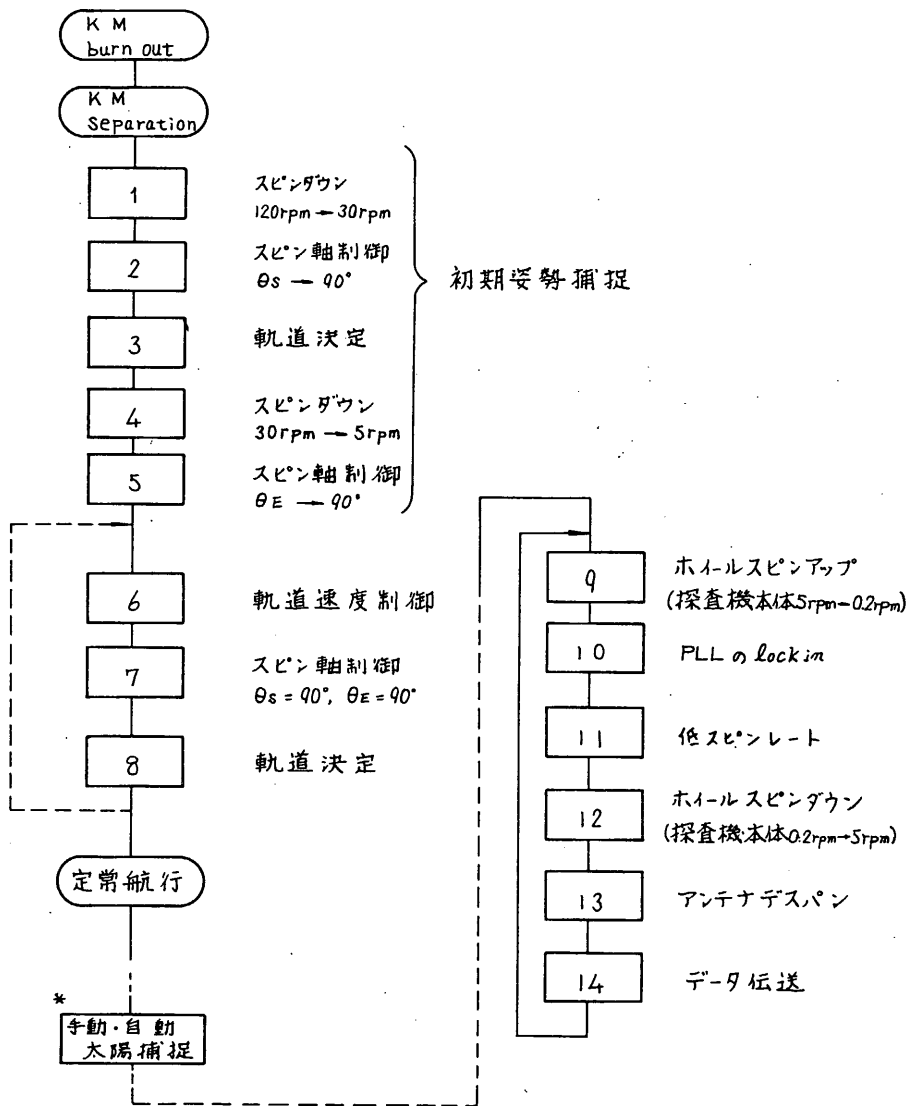
(c) 定常航行制御

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

(d) 低スピンレート制御

工学性能試験として、モーメント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

5. 1. 2. 1 概 要

MS-T5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、

MS-T5ではSAS-STSの構成で太陽と星を基準に衛星姿勢が決定されるという点で、原理的に異な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

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ニセパルスの除去、正規パルスの欠落の補間などのSTSデータの前処理を行なう。

c) 星の同定部

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

d) 粗姿勢決定部

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

e) 精姿勢決定部

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

ス推定値を使って精姿勢推定を行なう。結果を履歴リストに格納する。
また、GD、LP等に出カする。
精姿勢決定アルゴリズムとして、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って格納したデータファイルをベースに精姿勢の決定と未知バイアス量の推定を行なう。長期間にわたるデータを積重ねることによりバイアス推定の精度を上げ、結果をe)への入カデータとして出カする。

宇宙科学研 二宮研究室
日 本 電 気 (株)

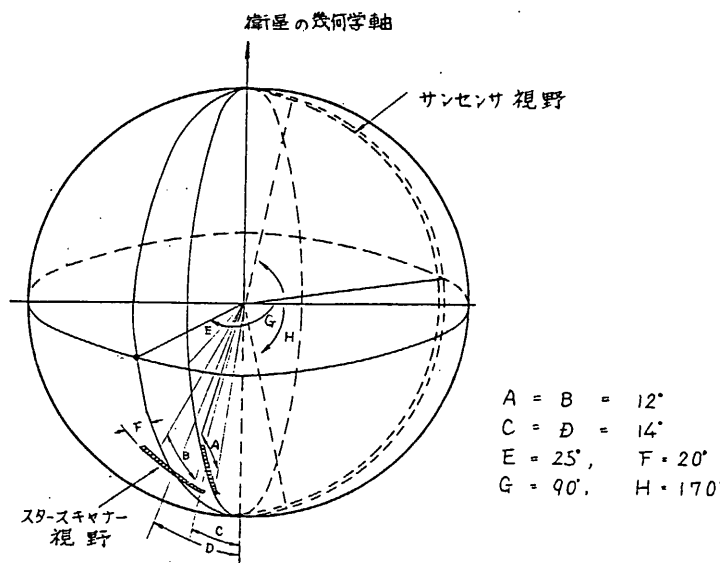


図 5.1.2-1 SAS STS の視野配置

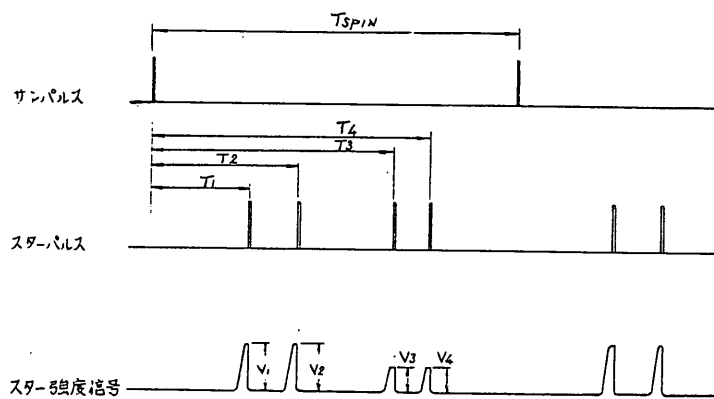


図 5.1.2-2 姿勢関係データのタイミングチャート

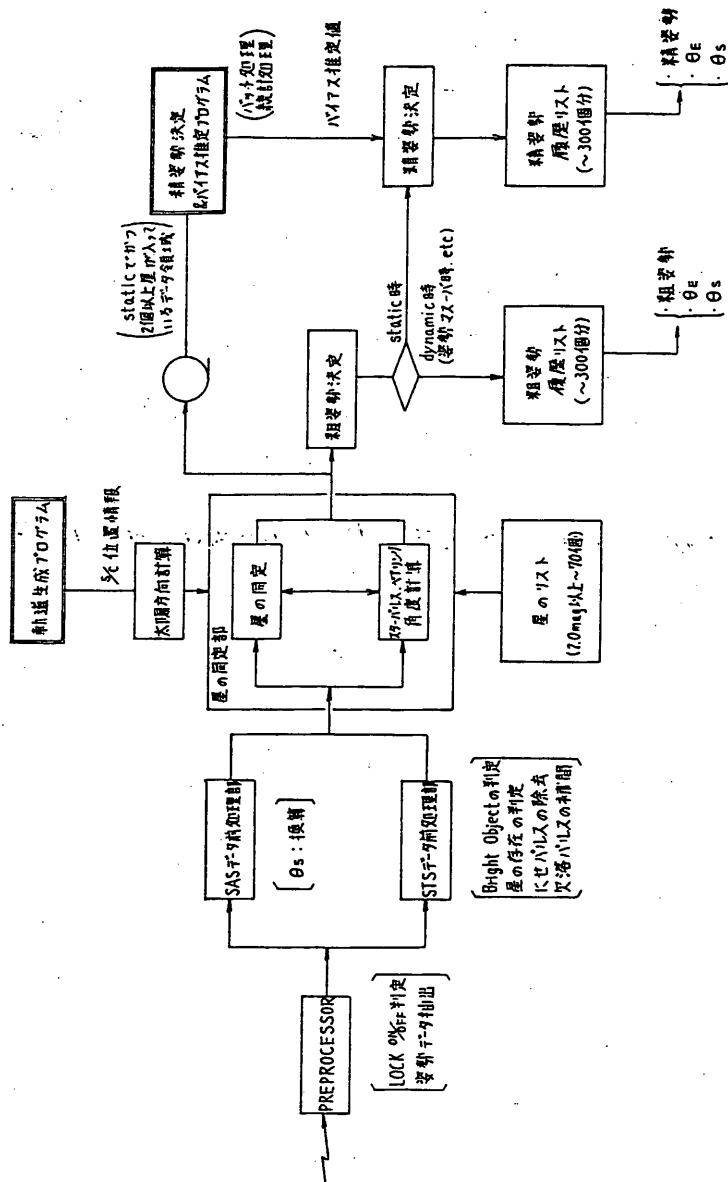


図 5.1.2-3 MS-T5 用 姿勢決定ソフトウェア機能系統図

5. 1. 3 軌 道 生 成

惑星間軌道生成プログラムは、惑星空間を巡航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ひずみを考慮した一般相対論効果をつけ加えることであり、さらに半年以上数年におよぶ長期間ミッションに適合するように高速の数値計算アルゴリズムを採用することである。これらの諸点を勘案した軌道生成プログラム(TRIP)まで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 $\vec{r} = (x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z})^T$ 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。上式右辺第1項はもちろん中心力(地球重力による加速度項)であり、次の和記号内の項は太陽、月、惑星など他天体による加速度項であるが、特に割弧の中のもの1項は他天体が直接探査機におよぼす加速度で、オ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)

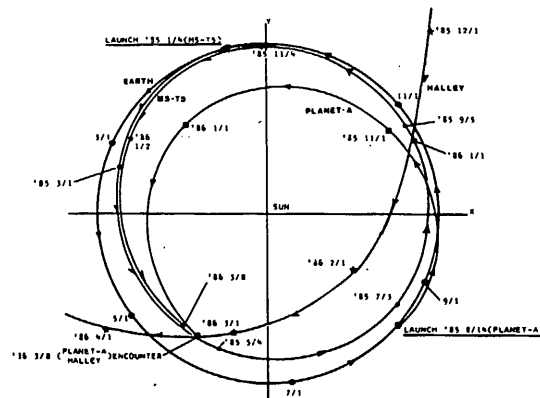


図1. ハーレイ彗星とMS-T5の軌道
414

iii) 太陽光圧力

iv) 探査機の軌道修正マニバ

v) 一般相対論効果による加速度

vi) 大気抵抗による加速度

vii) 姿勢(軌道)制御系の燃料リークによる加速度

これらの加速度項による影響を示せば図2,3の如くである。図2は地球周辺での主要な加速度を、地球に距離を横軸として示したものであり、また図3は太陽の周りを飛んでいる時に加わる加速度項を太陽からの距離を横軸として示してある。ただし惑星は時期によってその影響が異なるため除いてある。また表1に、各加速度項がアウネット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。最下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。他の惑星は土星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

先に述べたように惑星間飛行は、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

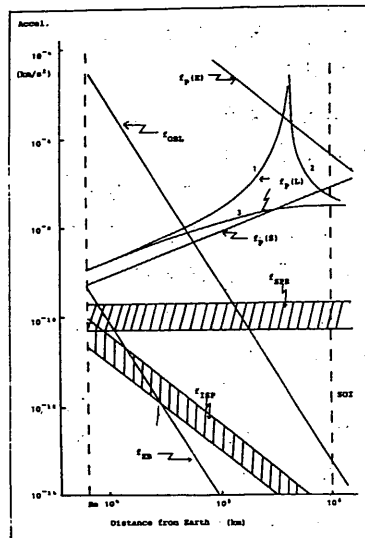


図2. 地球周辺の加速度項

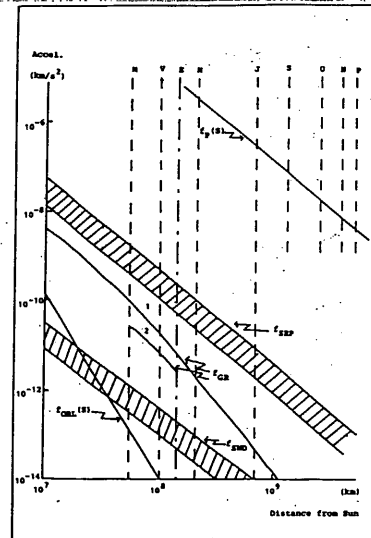


図3. 太陽周辺の加速度項

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って、プラネットAの軌道を実例にとれば、初期の急激に曲る双曲線軌道から巡航期の太陽のまわりの大きな楕円軌道に至るまでステップ・サイズは10秒から1.9日まで変化し、7ヶ月間軌道生成に要する計算時間はM-200計算機を使用して数秒程度と能率の良いプログラムとなっている。

(4) 時系および座標系

TRIPで採用されている時系の主要なものにはエフエメリス・タイム(ET)およびユニバーサル・タイム・コオーデネイテッド(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って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, マナーバ時刻等)

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)

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

(x 1000 km)

表1. プラネットAの軌道偏差

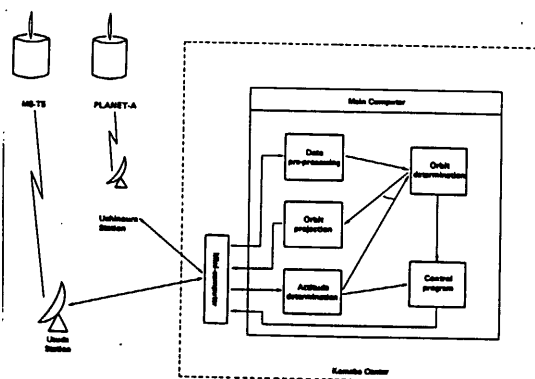


図4. 大規模ソフトウェアの構成

v)探査機に加わる加速度の項目別情報

ii)に関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

(1) レーニング

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

(2) 軌道推定と推定パラメータ

軌道推定で用いられる推定パラメータは、主として軌道6要素でその運動方程式はS. 1. 3の(1)式で記述される。しかしそれ以外にも、地上局位置であるとか太陽光圧力、惑星エフェメリスあるいは重力定数などの推定が試みられることもある。これらを一括して九次元ベクトル X であるとする。その外S. 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 2 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S. 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多くなるが、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。

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

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 をこの X_0 で偏微分すれば、

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

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

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

I : 単位行列

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

以上は推定(solve-for)パラメータについて述べたが、その外考慮(consider)パラメータといって、直接推定はしないが共分散解析、感度解析などに使用するパラメータがあり、これらは地上局位置、制御用燃料リーク、地球重力非対称球状成分などがあり、推定パラメータと併せて50程度にはなる予定である。しかし、(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、電波情報などの観測値が(3)式で与えられる時に X の最適推定値を求めるアルゴリズムのことである。それにはいろいろな方式があるが、本プログラムでは、古典的は最小自乗法を修正したベイズの重みつき最小自乗法を用いる。そして非線形推定に対応するため繰り返し(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 Y を用いて推定してやはり元期における真の軌道 X を知ろうとするものであり、その推定アルゴリズムは以下のごとくである。

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

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

ここで $X^{(i)}$ は $i-1$ 回目の iteration における基本軌道(元期における)を示し、 P_0 は X_0 に対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。ここでこれから将来の時刻 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

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

また(9)式の行列の逆転は観測性の悪さから割断の中の行列の行列式が0に近くなりしはしは問題を生ずるので、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、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100m/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。
- ・編集され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、観測データの種類の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

- ・軌道決定値のズレ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は惑星エフェメシスの作成を行なう。

(7) ORD IS (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

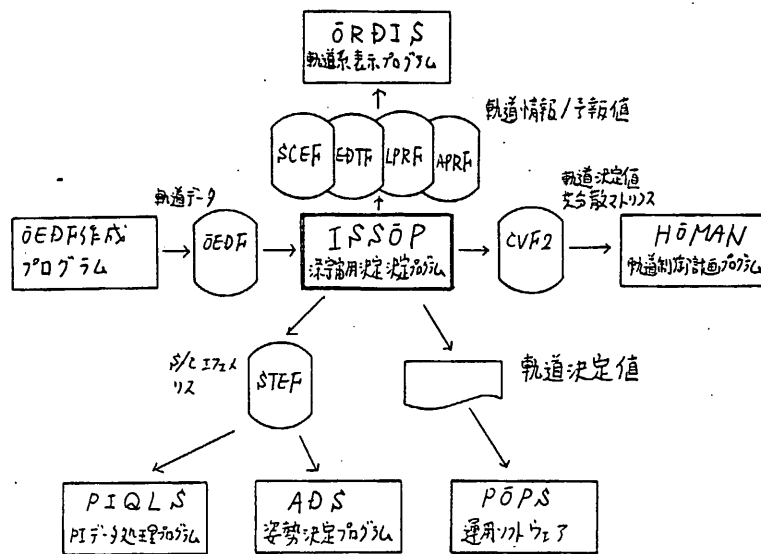
惑星、月、太陽、彗星、並びにS/Cの軌道を推定された表示期間、表示間隔、中心天体、座標系、視線方向等によってG/D上に図示する。

表示条件値はファイルより読み込め、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を点線で表示され、続いて表示間隔に従って時刻を更新しつづけて、時刻に同期して各天体の軌道を実線で描いていく。

時刻同期表示を行なっている際、BREAKキーを使って割り込めを付け、表示条件を変更したり、図形をズームアップさせることが出来る。

初期の表示スケールは中心天体から最大距離となる軌道を表示出来るように自動

的に計算される。但し、左端中心の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除外する。



OEDEF : 軌道編集前ファイル
CVF2 : 事後分散値ファイル
STEF : S/C (惑星) エネルギーファイル
SCEF : 軌道生成機情報ファイル
EDTF : 軌道編集前ファイル
LPRF : 長期予報ファイル
APRF : アンテナ予報ファイル

図1 ISSOPシステムとのインターフェイス

(b) 可視時間帯図表示機能

S/C の見え始め時刻・見え終り時刻の推移を、指定された表示期間、S/C 観測局等に従ってグラフ上に図示する。表示条件は、直線・折点で表わし、指定され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ウィンドウで指定し、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) 測距データ図表示機能

S/C の測距データをグラフイメージでグラフ上に図示する。表示条件はファイルより読み込み、グラフ上で変更できる。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。

表示され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

1. 序

PLANET-Aを初めとする惑星間空間探査機の飛翔に先立ち、軌道推定から必要速度修正量の算出を経て、実際のコマンド作成、伝送、RCS噴射の一連の運用に至るまでの一貫した軌道修正方式を確立することがMS-T5の試験探査機としての主目的の一つである。

一方MS-T5とハレー彗星との最接近距離のノミナル値は、1月5日打ち上げの場合約500万kmで打ち上げ日が遅れるに従い次第に遠くなること、および探査機重量の制限から搭載ヒドラジン重量は10kgであることなどを考慮すると、MS-T5における軌道修正の目的としては、基本的にはハレー彗星最接近距離最小を目指すものではあるが、むしろ人為的に設定した目標点に到達する軌道へと正確に軌道修正を行い得るかを確かめることをとすべきであろう。逆に言えば、打ち上げ軌道がノミナル軌道と殆ど一致したような場合にも意識的に軌道修正することを考える必要がある。現在、軌道修正に用いるべき燃料は安全を見て3kg(速度修正量にして約30m/s)とする予定である。

2. 概 要

軌道修正作業は、主要作業流れ図(第1図)に示したように第3～第4可視の間の不可視時に開始される。第1～第3可視時に行われる軌道決定作業及びRCS性能の較正のためのスラスター噴射の結果を入手次第、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A₁、A₂の連続噴射(アキシャル・モード)によって速度修正を行った後、巡航姿勢に戻すのが最も効率も良く、所要時間も短くて済むが、一般には前述の各種制約があるため速度修正時に探査機が指向可能な方向はかなり限られる。この場合速度修正はアキシャル・スラスターの連続噴射とキャンテッド・スラスター(C1+C2、又はC3+C4)のパルス噴射の合成によって達成される。このキャンテッド・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(6.3rpm時9.5秒)に1パルス(800ms)の噴射となるため、アキシャル・モードに比較して所要時間が

大となる。MS-T5において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。

3. 最適軌道修正方法の決定及び実行

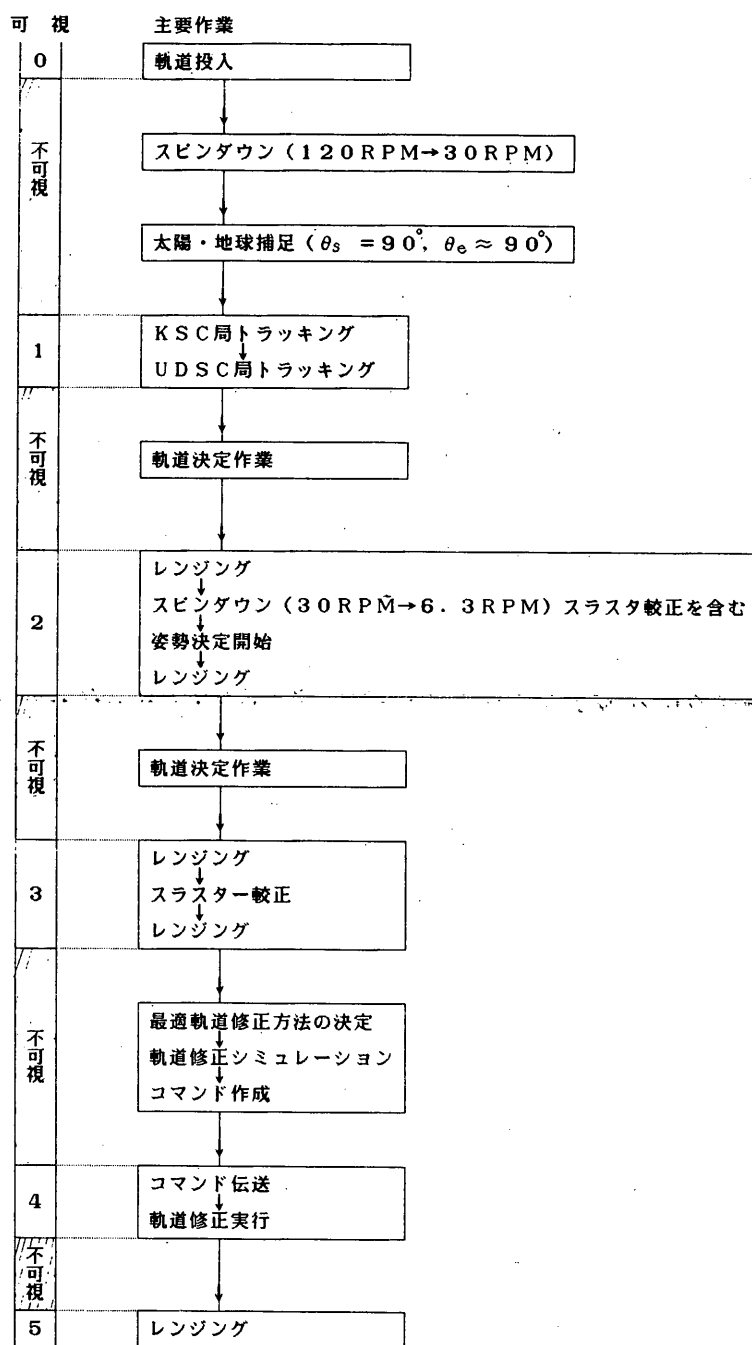
図2に軌道修正方法の決定シーケンスを示す。まず軌道決定プログラム(ISSOP)から得られる現在の軌道データが、軌道誤差解析プログラム(HOMAN: Heliocentric Orbit MANuvering program)に入力され、軌道修正をしない場合のハレーと探査機の最接近(t_B)における相対位置ベクトル \mathbf{r}_B 、 t_B におけるハレーと探査機の相対速度ベクトル \mathbf{v}_B 、及び軌道修正時刻(t_0 :第4可視の中間時刻を仮定)から t_B にいたるまでの到達距離誤差に対する速度感度を表すトランジションマトリクス Φ が得られる。これらパラメータに加え、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 \mathbf{v}_B ベクトルに垂直な面(A-planeと呼ぶ)に $|\Delta \mathbf{V}|$ 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 \mathbf{r}_T に垂直な面(V-planeと呼ぶ)をハシ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、 $\Delta \mathbf{V}$ 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。なおハシ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 $\Delta \mathbf{V}$ を決定する。

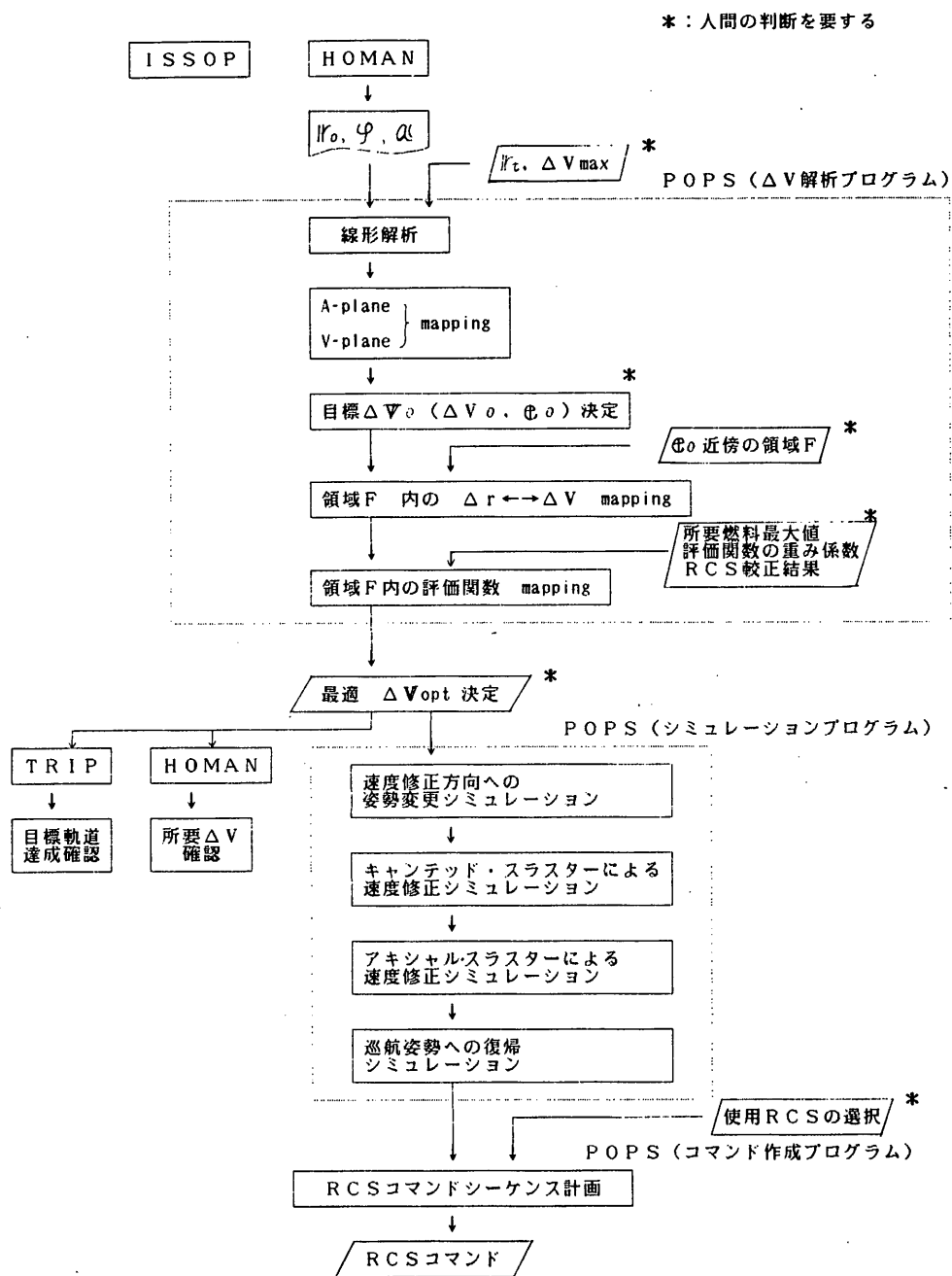
この結果はPOPS内のシミュレーションプログラムにかけて確認すると共に再度HOMANに於いて検証が行われ、線型解析の妥当性が評価される。

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)

5.2.1.1 概要

本装置は、MS-T5 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、モーメントムホイールをドライブし、必要な電源電圧・制御信号を供給し、各機器からの出力データあるいは、モニタ信号を処理する。また、ジェットスラスタ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ールを $0.2 \text{ rpm} \pm 0.3\%$ に保持する必要がある。その為MS-T5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試験する。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、 $0.95 \mu\text{s/bit}$ 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
- ・スピンドール制御
- ・スピンドール軸制御

このうち、スピンドール軸制御については、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2ビットは、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、アキシャルジェットをサンパルスの出力されたタイミングで噴射し、太陽角(θ_s)が、 $90^\circ \pm 3^\circ$ に収まるようにスピコン軸を制御する。制御論理は、次の様に構成し、サンパルスが発生したタイミングで実行する。

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

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方向にスピコン軸が回転する。この回転レートは、6.3 rpm時に、 $38 \text{ day} / 180^\circ$ 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ビット(位相16ビット、明るさ8ビット)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

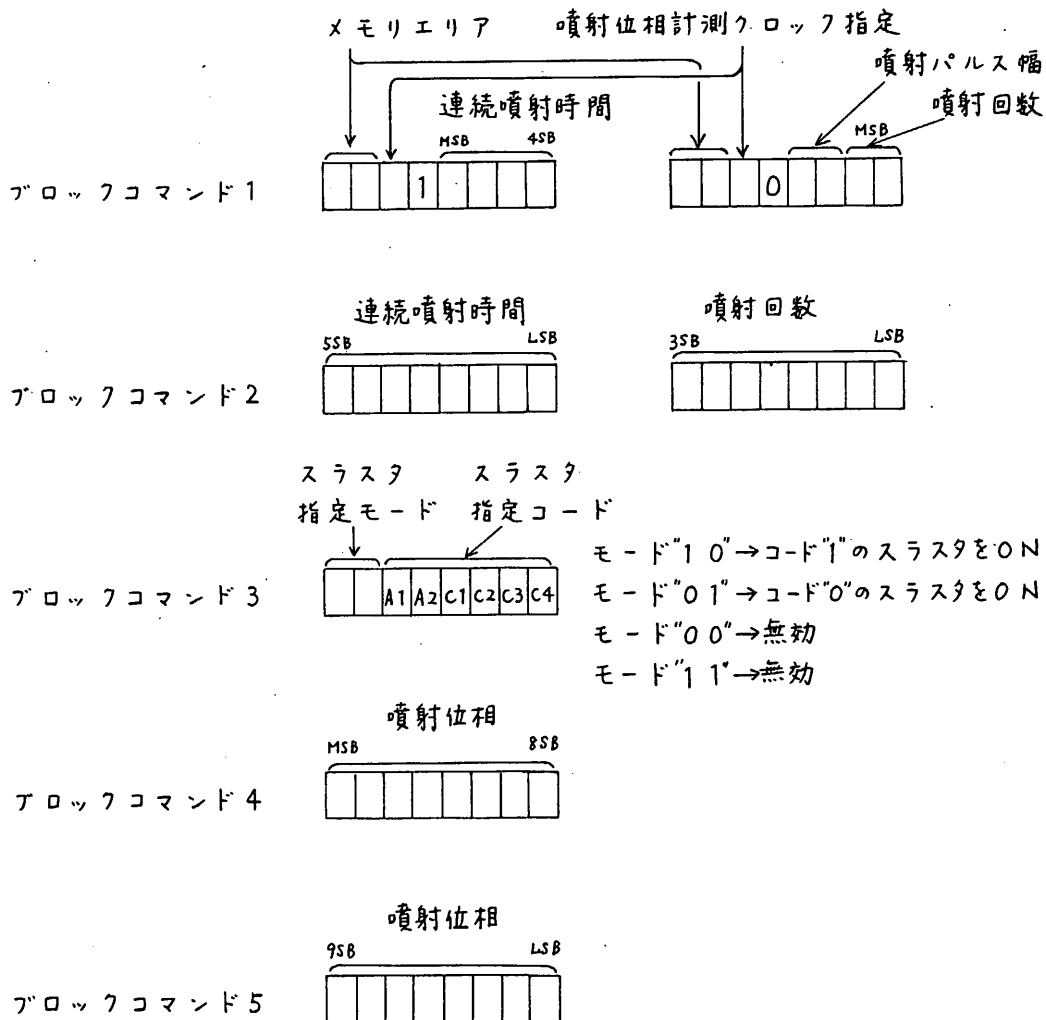


図5.2.1-1 ジェットスラスタ制御のためのブロックコマンド

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

4) ジェット制御系

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

5) 姿勢データ計測

コース太陽角データ	8 bit グレイコード
ファイン太陽角データ	COS信号 8 bit A/D SIN信号 8 bit A/D
スター位相データ精度	0.0095 deg / 1 bit
スター明るさデータ	8 bit 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、ジェットスラストで消費される。

機能的性能

1) 形状

180^Wmm × 240^Lmm × 127^Hmm

2) 重量

4.39 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、擬似サンパルスが発生する。
SAS-A-OFF	SAS-Aの電源をOFFする。
SAS-B-OFF	SAS-Bの電源をOFFする。
STS-ON	STSの電源をONする。
STS-OFF	STSの電源をOFFする。
WHEEL-ROTATION	WDE/MWAの電源をONし、ホイールを加速する。
WHEEL-STOP	WHEELの減速を開始する。
WDE-OFF	WDE/MWAの電源をOFFする。
RCS-CONT1-START	ジェット制御メモリのエリア1の内容に従って、ジェット制御を開始する。
RCS-CONT2-START	エリア2の内容に従って、ジェット制御を開始する。
RCS-CONT3-START	エリア3の内容に従って、ジェット制御を開始する。
RCS-CONT4-START	エリア4の内容に従って、ジェット制御を開始する。
RCS-CONT-STOP	ジェット制御を停止する。
SUN-ACQUIS-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 メ - タ デ - タ (F O R M A T 4) (1 / 3)

	F_{4n}	F_{4n+1}	F_{4n+2}	F_{4n+3}
W 21				
W 22				
W 23	R C S 制 御	R C S 制 御	R C S 制 御	R C S 制 御
W 24	× モ リ デ - タ	× モ リ デ - タ	× モ リ デ - タ	× モ リ デ - タ
W 25	エ リ ア 1	エ リ ア 2	エ リ ア 3	エ リ ア 4
W 26				
W 27				

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

	F_{4n}	F_{4n+1}	F_{4n+2}	F_{4n+3}
W 21	粗 S A S	精 S A S - S I N	粗 S A S	精 S A S - S I N
W 22	STS ブロックコメント	精 S A S - C O S	ホイル温度	精 S A S - C O S
W 23	R C S 制 御	STS 温度	ホイル電流	ホイル誤差
W 24	ステータス	RCS モータ/STS モータ	ホイル 設定	RCS モータ/STS モータ
W 25		STS 波高値	回転数	STS 波高値
W 26		STS 位相	ホイル回転数	STS 位相
W 27			モニタ	

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

	$F_{4n} W_{14}$	$F_{4n+1} W_{14}$	$F_{4n+2} W_{14}$
B ₀	A C E - O N / O F F	R C S 製 御 O N / O F F	スラストヒータ O N
B ₁	S A S - A - O N / O F F	太陽捕捉 O N / O F F	タンクヒータ O N
B ₂	S A S - B - O N / O F F	地球捕捉 E N / D I S	パイプヒータ O N
B ₃	STS - O N / O F F	地球捕捉 O N / O F F	バルブヒータ O N
B ₄	W D E - O N / O F F	S A S 選 択 1 (C M D)	STS ヒータ A O N
B ₅	W H E E L 急減速 O N / O F F	S A S 選 択 2 (C M D)	STS ヒータ B O N
B ₆	ラッチングバルブ A O P E N / C L O S E	S A S 選 択 A U T O A / B	N D ヒータ O N
B ₇	ラッチングバルブ B O P E N / C L O S E	R C S A U T O S T O P E N / D I S	S P I N S T A T U S (7.5 r p m 以下)

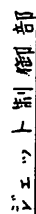
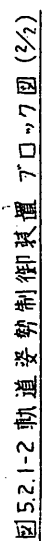


図5.2.1-2軌道姿勢制御装置ブロック図(1/2)



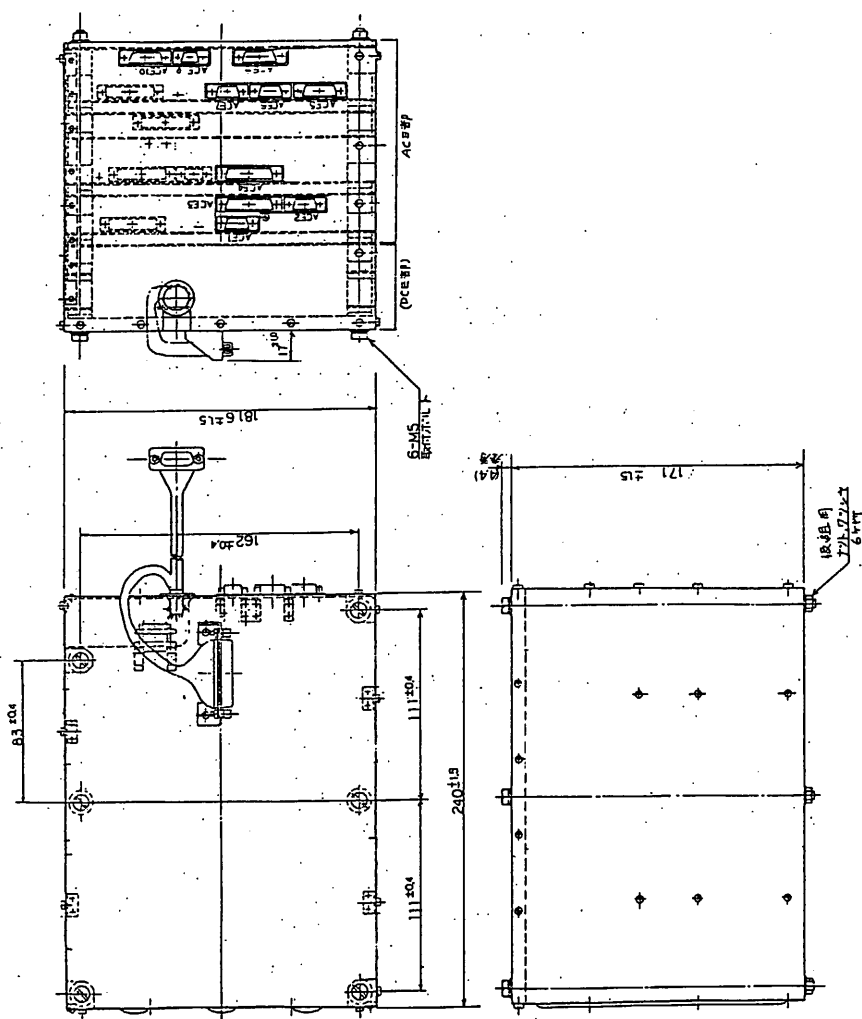


図 5.2.1-3 軌道姿勢制御装置外觀図

5. 2. 2 モーメントホイール (MWA/CLA)

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。MS-75 では、UVIによるハレー観測モードで、スピンレートを0.2 rpmに保つのに用いられる。^(PLANET-A)
(のデモ・テストのため)

5. 2. 2. 2 構 成

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

5. 2. 2. 3 機 能

MWA/WDEは、下記の機能をもつ。

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

5. 2. 2. 4 性 能

(1) 物理的性能

ホイール回転数範囲	2000 rpm \pm 300 rpm
ローター部慣性モーメント	0.0953264 kg m ²
角運動量	20 Nm s (2000 rpm 時)
発生トルク	0.05 Nm以上
モーター	DCブラシレスモーター
損失トルク	0.017 Nm以下

回転方向
角運動量方向精度

CCW (MWA取付面より見た時)
取付面垂直方向に対し1分角以下

(2)電気的性能

トルク特性

消費電力

+2.8 V

+1.2 V

-1.2 V

0.01 Nm / 1 volt

25 W以下 (ピーク時)

5 W以下 (定常時)

0.15 W以下

0.15 W以下

(3)機械的性能

外形・寸法

重量

MWA

WDE

図 5.2.2-1

図 5.2.2-2

7.39 kg

1.06 kg

宇宙科学研 二宮研究室
日 本 電 気 (株)
三 菱 フ レ シ ュ ン (株)

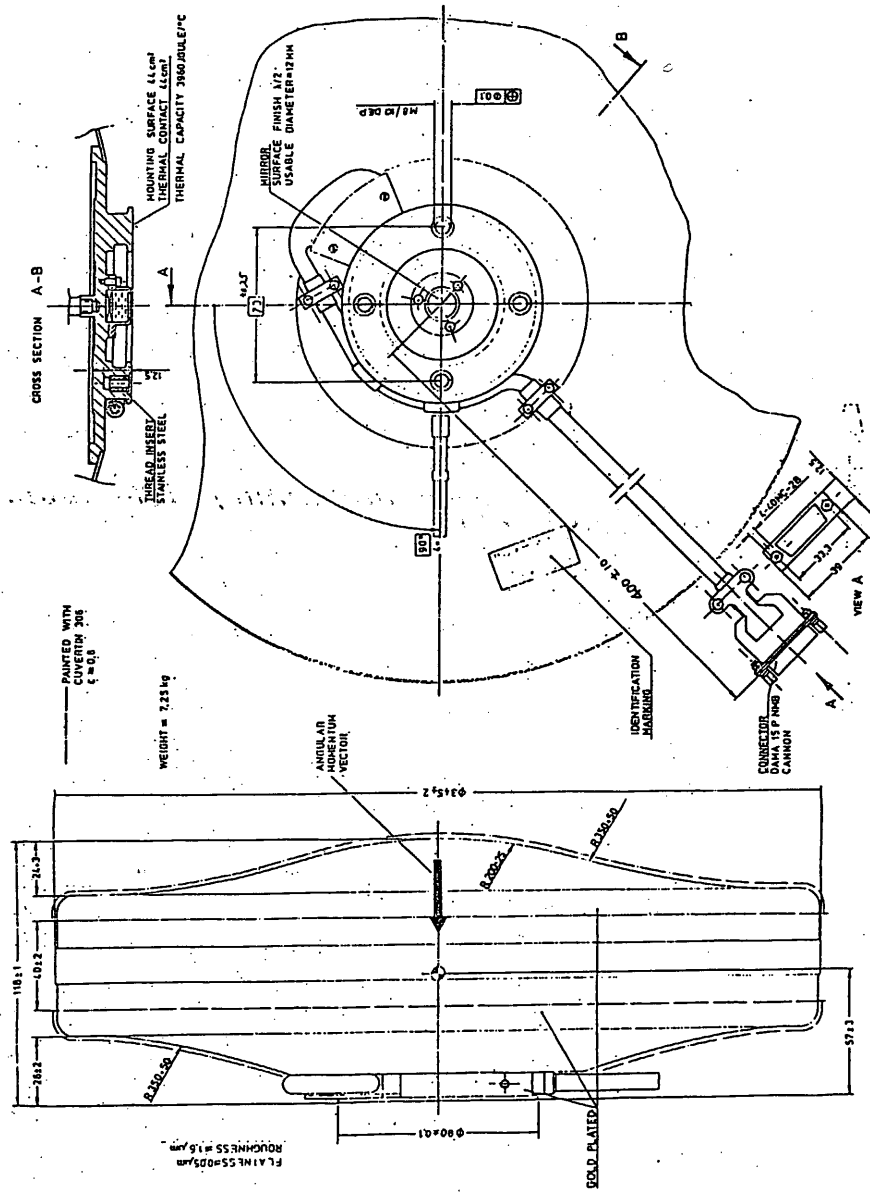


図 5.2.2-1 モーナタムホイルアセンブリ(MWA) 外観図

5. 2. 3 リアクションコントロール装置 (R C S)

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を用い、供給系の簡素化、スラスタの性能向上及び配管系の溶接化を基本として設計を行った。その概要は次の通りである。

- (1) 燃料供給方式としては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

ヒドラジンは $+5^{\circ}\text{C}$ ～ $+60^{\circ}\text{C}$ の範囲で温度制御が必要である。低温側は凍結防止より、又高温側は安定性よりの制限である。一方スラスタは安定した燃焼特性を得るため、作動開始前に、分解室温度を 100°C 以上にする必要がある。この温度制御のため、タンク、配管、電磁弁等の液ライン及びスラスタの分解室に加熱用のヒーターを設けている。

(4) センサーシステム

タンク、配管、電磁弁等の液ライン及びスラスタの分解室には温度管理のための温度センサーを設けている。又、押圧の低下及び残燃料の監視のため圧力センサを設けている。これらの情報はHKデータとして入手する。

2.2 構造

(1) 全体

(ア) 衛星システムのレイアウト及び組立に関する要求からRCS全体を1モジュールとし、且つ幾何学的の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。

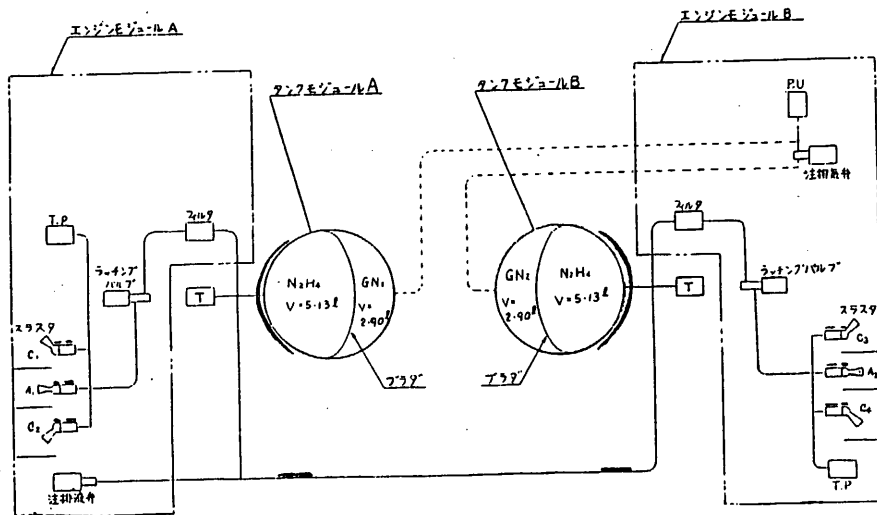
スラスターはヒドラジン分解室、ノズル、取付け部、並びに電磁弁等からなり主な材料はハインス25、ヒドラジン用触媒はシェル405である。スラスターの分解室及び電磁弁には加熱用のヒーター及び温度監視用の温度センサーを設けている。

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・m²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。



凡例
 P.U. --- 圧力ピコメータ
 T --- 温度センサ
 T.P. --- テストポート
 --- 液系配管
 --- N_2 ガス系配管
 --- ヒーター

図1 RCSシステム系統図

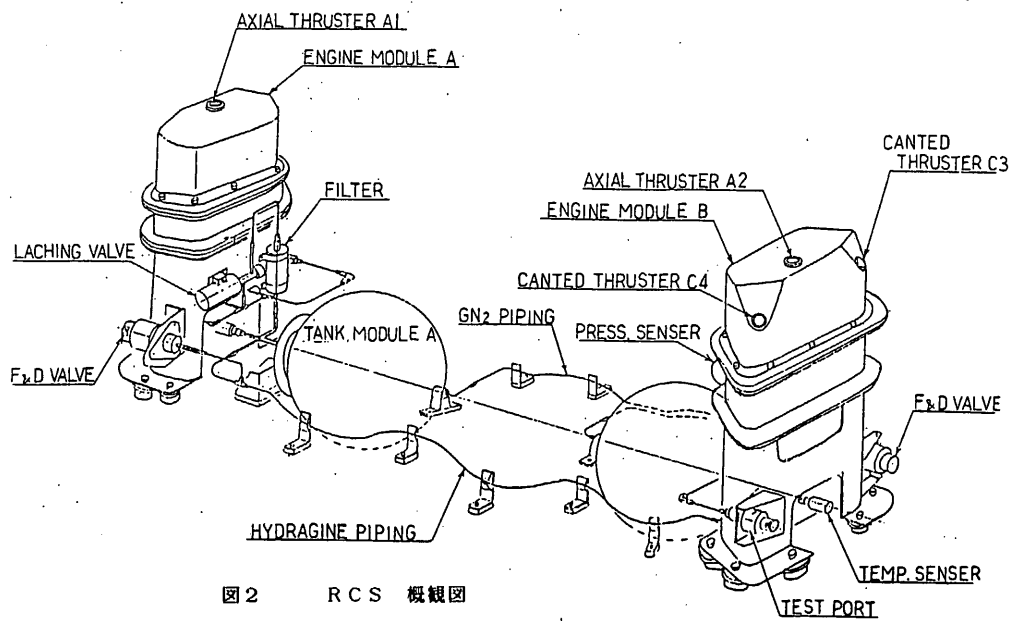


図2 RCS 概観図

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	—	Availale 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 thnuster 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 (N D)

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、MS-T5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一つとして、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。

MS-T5では、スピン軸に垂直な面内に円環型ニューテーションダンパを配置し、さらにダンパの中心をスピン軸からオフセットさせ、有効な減衰特性を得ている。

5. 2. 4. 2 構 成

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

1) 円環部

使用材料	アルミ合金
円環径	φ380mm
円管内径	φ20mm
円管肉厚	1mm

2) 封入部

使用材料	アルミ合金
封入法	真空封入

3) 取付フィッティング

使用材料	エポキシ積層板
取付箇所	7ヶ所

4) 作動流体

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

5. 2. 4. 3 性能

1) 物理的性能

減衰時定数	6分±2分
中心角	$2\theta \approx 133.6^\circ$ (充電率 37%)
封入量	$139.2 \pm 0.2 \text{ cc}$ (25°C $5 \times 10^{-3} \text{ torr}$ 以下)
リーク量	1.0 atm·cc/年 以下

2) ヒーター

ヒーター抵抗	$86.7 \Omega \pm 10\%$
消費電力	4.6 W (BUS電圧 20V)

3) 機械的性能

外形・寸法	図 5. 2. 4 - 1
重量	512 gr 以下

宇宙科学研 二宮研究室
日 本 電 気 (株)

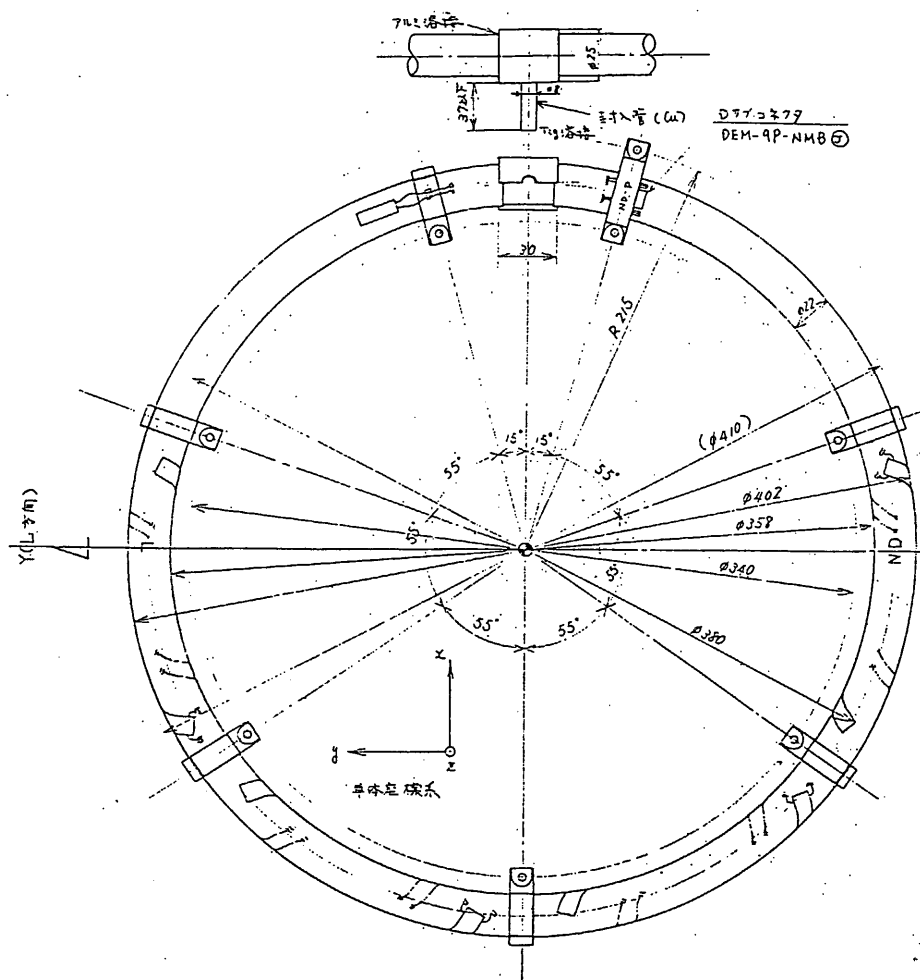


図 5.2.4-1 ニュートロンダンパ 外観図

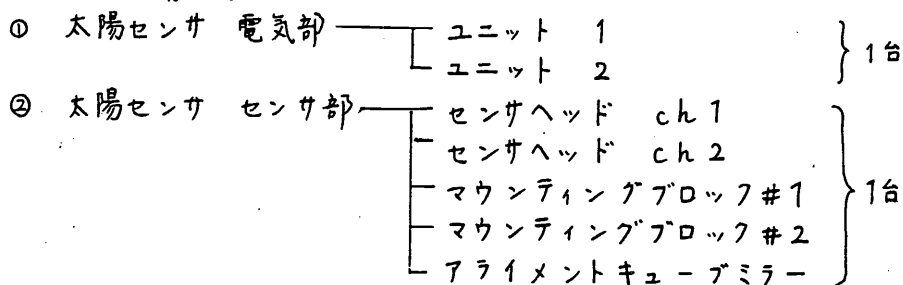
5.3 姿勢検出装置

5.3.1 太陽センサ (SAS)

5.3.1.1 概要

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

5.3.1.2 構成



(センサヘッド構成図を図5.3.1-1に示す)

5.3.1.3 主要性能

主要性能を以下に示す。

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

ch1	$+85^{\circ} \sim -43^{\circ}$
ch2	$+43^{\circ} \sim -85^{\circ}$

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

宇宙科学研 二宮研究室
 日 本 電 気 (株)

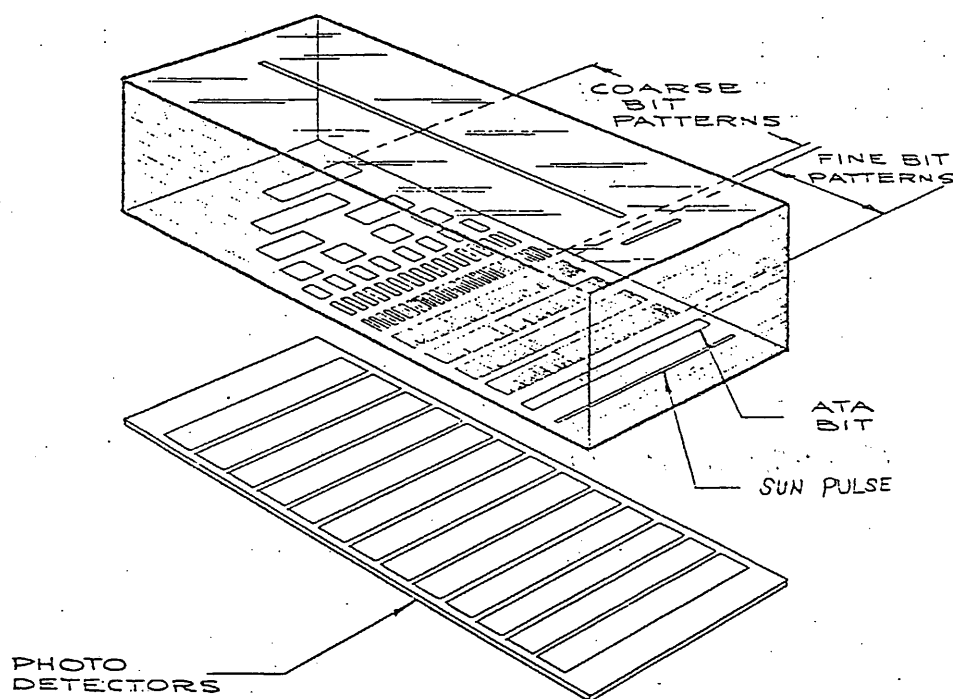


図 5.3.1-1 太陽センサのセンサヘッド構成

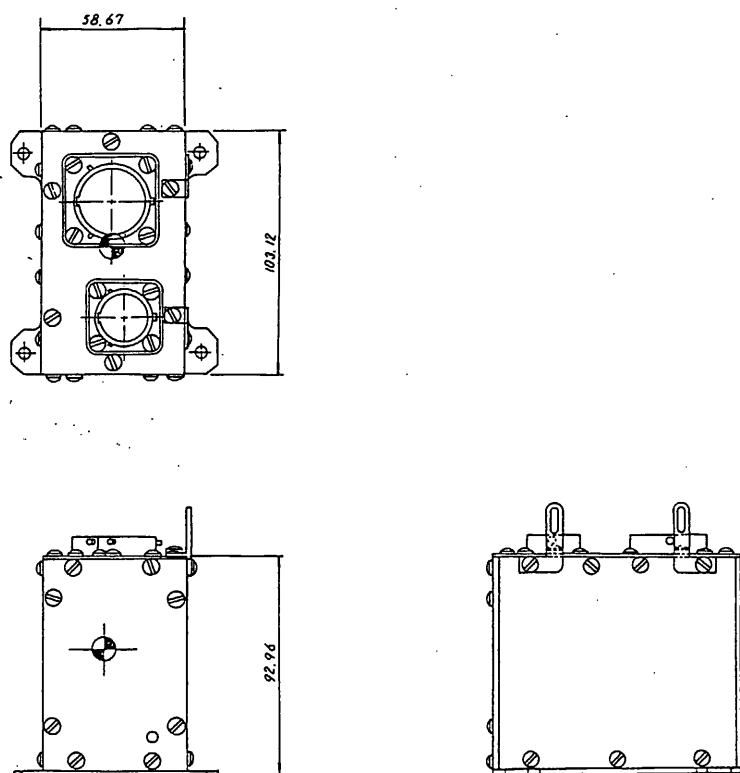


図 5.3.1-2 太陽センサ 電気部

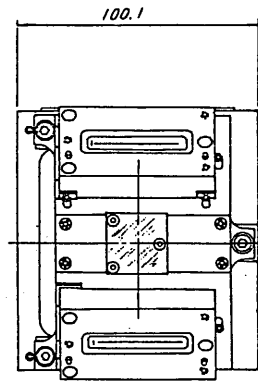
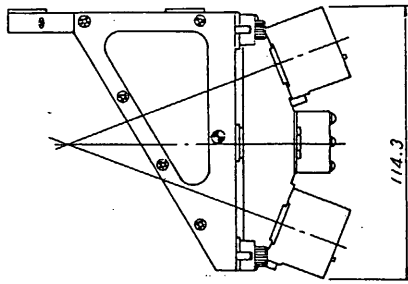
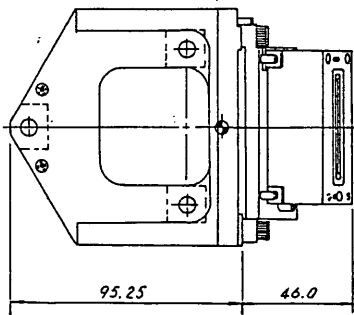


図 5.3.1-3 太陽センサ センサ部



5. 3. 2 スタースカナ (STS)

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。センサーの視野は、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) スタースカナーのデテクタ部分の温度及び、電源ON/OFFモニタ信号を出力する。

5. 3. 2. 3 性 能

(1) 光学的性能

視野	図 5. 3. 2 - 1
検出等級	カノーパス ($-20^{\circ}\text{C} \sim +45^{\circ}\text{C}$) +1.2 等級 ($+20^{\circ}\text{C}$ 以下)
スピンレート	5 ~ 8 rpm , 0.12 ~ 0.28 rpm (フィルタ High/Low 切り替え)
スターアナログ電圧	2.5V \pm 0.5V (カノーパス)
スターアナログ電圧誤差	± 0.25 等級
スターパルス絶対位相誤差	± 0.5 deg
各パルス間の位相変動量 (雑音によるもの)	0.15 deg (3σ)
最終的な位相誤差 (校正後)	0.1 deg (3σ)

(2)電気的性能

消費電力 +28V 2.0W以下

(3)機械的性能

外形・寸法

図5.3.2-2

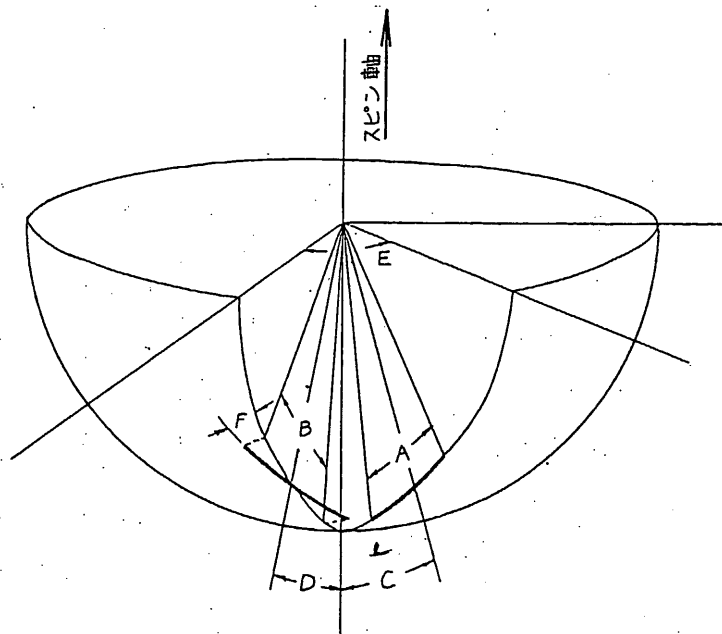
重量

STS本体

2.7kg以下

マウンティングブロック

1.1kg以下



- A = $12 (+1.0, -0)^{\circ}$ - 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

