

# 試験衛星「たんせい3号」

野村民也・林友直・後川昭雄  
二宮敬虔・井上浩三郎

## はじめに

「たんせい3号」は、M-3C型ロケットを改良したM-3H-1号機によって、昭和52年2月19日の日本標準時14時15分00秒に、東京大学鹿児島宇宙空間観測所より打上げられた試験衛星（MS-T3と略称される）である。国際標識は1977-12Aが与えられた。

衛星は、コールドガスジェットの実験中にバルブが閉じてしまい、十分なる実験ができなくなるというトラブルが発生したが、それ以外は全く問題もなく、搭載酸化銀亜鉛電池の寿命である14日間で、M-3Hロケットの性能確認、沿磁力線制御の方式確立をはじめとして、今後の科学衛星打上げのために必要な成果を収めることができた。

本報告は、試験衛星（MS-T3）の目的と概要および飛翔結果についてまとめたものである。なお、飛翔データについては、今までなされているいくつかの報告から抜粋して記載した。

## 1. 目的, 概要

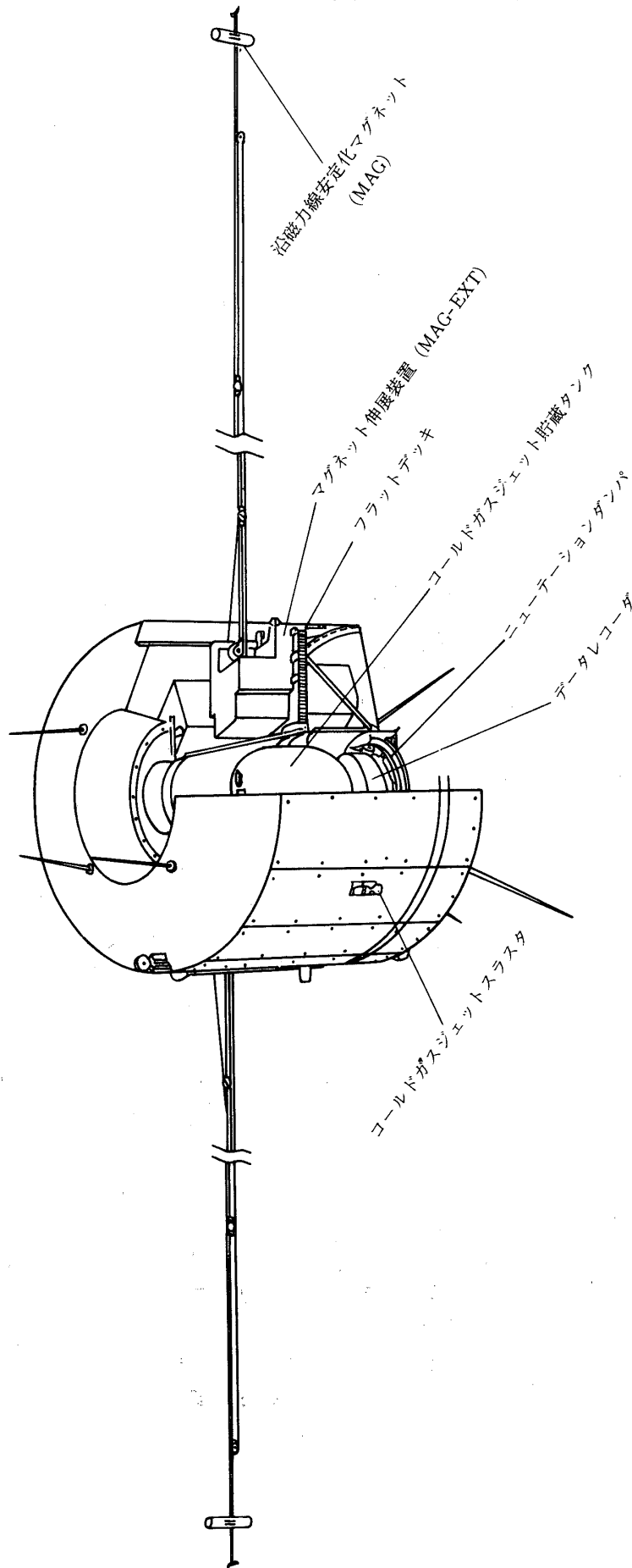
この衛星は、第5号科学衛星（EXOS-A）に用いる予定の衛星姿勢の沿磁力線安定化の実験および紫外光観測装置の試験、軌道上におけるコールドガスジェット装置を用いたスピン軸制御の実験、ならびにヒートパイプによる温度制御などを行うことを目的としている。

形状は直径93 cm、高さ80 cmの上下面が截頭円錐となっている円柱形で、キックモータをつけると高さは138 cmで、搭載機器としては、テレメータ送信機、コマンド受信機のほか、コールドガスジェット装置、沿磁力線姿勢安定化装置、オーロラ発光を感知するための紫外線検出器、内部温度調節用ヒートパイプなどで、電源には酸化銀亜鉛電池を用い、その寿命は約2週間である。全重量はキックモータ56 kgを入れて約190 kgである。衛星本体の外観は第1図に示すとおりである。

軌道は、最初キックモータを持った衛星を近地点350 km、近地点840 km、軌道傾斜角65.5度、周期139分にする計画になっていた。

最終軌道投入後に行う予定のオペレーションおよび実験の手順としては、まずKSCで最初に可視範囲に入る第1周目に、地上からのコマンドによりヨーヨーデスピナー1を作動させ衛星スピン数を120 rpmから40 rpmに低減させる。

このスピンモードにおいて、コールドガスジェット装置を用いたスピン軸制御実験を行う。次に再び地上コマンドにより、ヨーヨーデスピナー2を作動させてスピン数を0 rpm近くま



第1図 MS-T3 概観図

で低減する。さらにこの状態で制御トルク発生マグネットを伸展機構により展開させ、第2の実験である沿磁力線姿勢安定化の実験を行う予定になっている。

また、この姿勢安定化実験期間に紫外光観測装置を動作させ、北半球高緯度地域からの放射強度分布を紫外領域において測定すよ測光試験も行う。

## 2. 開発、飛翔前試験、打上げまでの経過

「たんせい3号」は昭和48年度にミッションの検討を行い、昭和49年6月の第1回の設計会議から開発のスタートをきり、昭和50年度はじめからは各サブシステムの詳細設計、製作、組立、調整に入り、昭和51年3月には単体の総合調整が終了した。

その後、昭和51年4月22日より6月4日まで宇宙研において計器合せ、かみ合せを実施し、各サブシステムおよびそのインターフェースに不具合点がないかの確認を行った。これらの結果を踏まえ、各サブシステム担当者は不具合点を改修し、ポッティングおよび単体環境試験の作業に移った。昭和51年8月下旬からは、衛星がフライトに供しうることを確認するため一連の総合試験に入り、12月7日にはすべて終了した。この間約50点の不具合が発生したがすべて対策処置がほどこされた。

衛星は同年12月中旬にKSCへ運搬し、磁気バイアス測定試験を経て、昭和52年1月10日からは打上げオペレーションに入った。ロケット側の不具合から作業は一時中断したが、2月10日より再開し、2月19日の14時15分にロケットは発射され、試験衛星「たんせい3号」が誕生した。その後衛星電池の切れる3月4日までの2週間にわたって衛星のトラッキングが行われ、多くの貴重なデータが取得された。

## 3. 構造と搭載機器

### 1. 構造

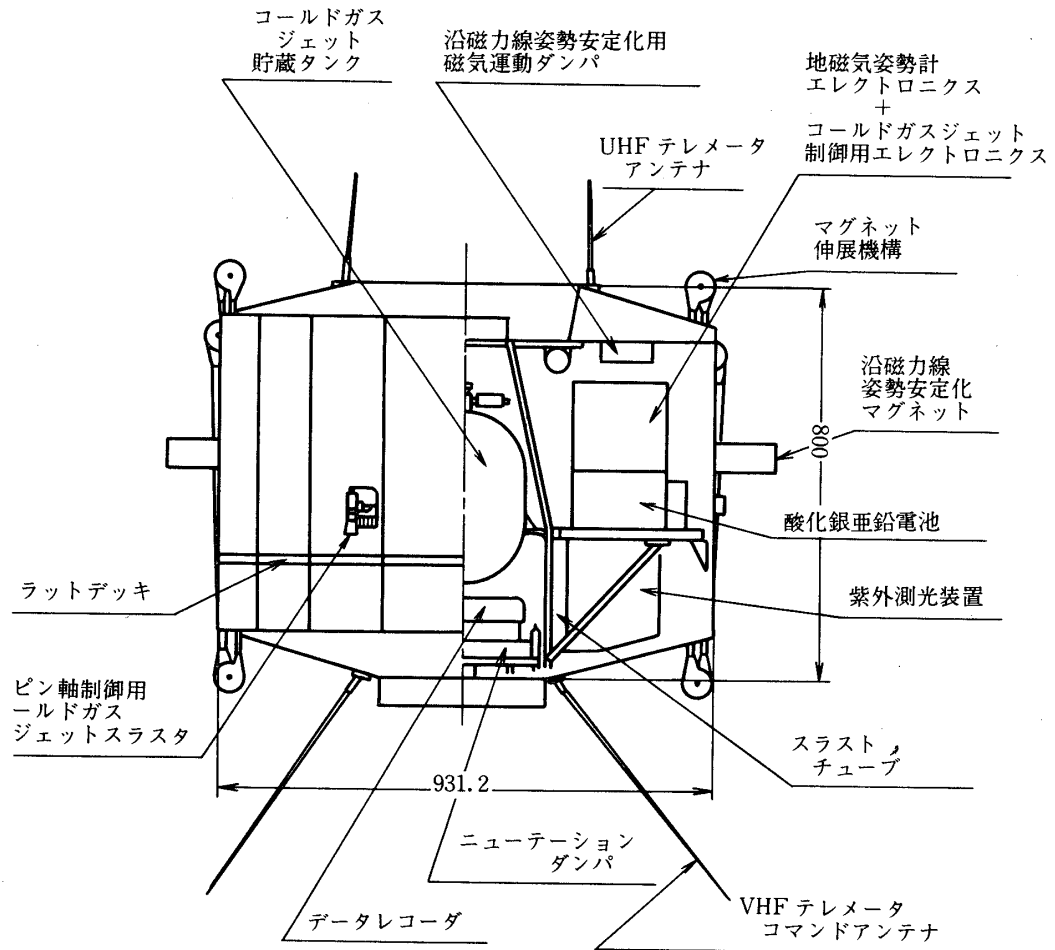
衛星は第2図に示すようにアルミニウムハネカム板のデッキが円筒状支柱に載り、その上に支持殻を介してキックモータが載った構造で、下部スラストチューブ、ベースプレート、斜部材および上部スラストチューブより構成されている。

周囲と上下面はアルミニウム板に覆われ、上部には400MHzのUHF帯テレメータアンテナ、下部には136MHzテレメータと148MHzコマンド共用のVHF帯アンテナが取付けられている。

衛星本体には2組のヨーヨーデスピナ、永久磁石を取りつけた折たたみ式ブーム一対が取り付けられており、またコールドガスジェット装置、データレコーダ、円環状ニュートンダンパは支柱部に、ヒートパイプは上部支持殻外壁とデッキ外周に、それぞれ取り付けられている。また衛星姿勢の沿磁力線安定化のためスピンおよびライブラクションダンピング装置は、衛星上面パネルの内側に装着された形で搭載されている。第3図に機器配置図を示す。

### 5. 搭載機器と機能の概要

搭載機器は大きく次の九つの系に分類することができる。第1表に主要機器とその機能の

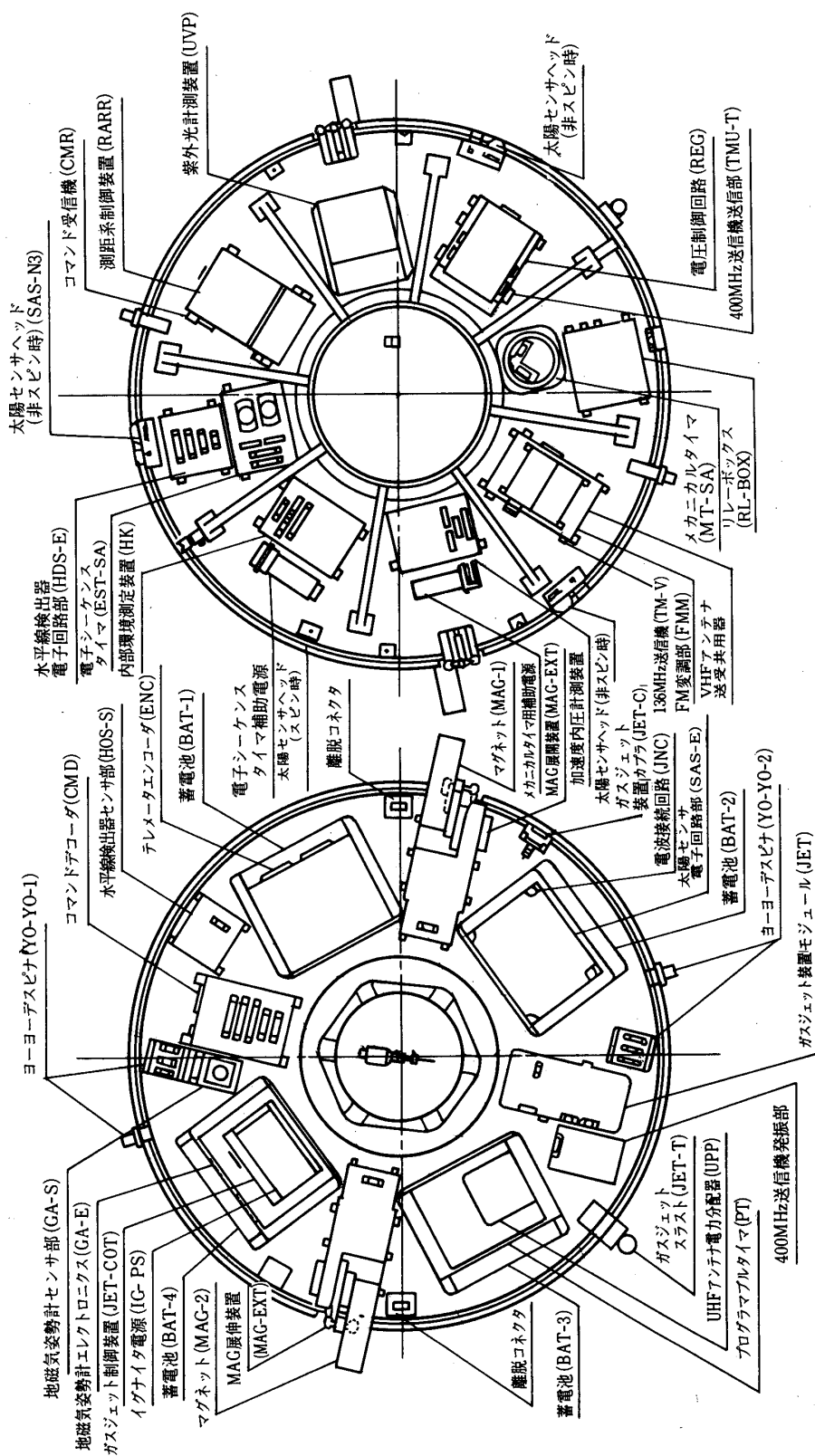


第2図 MS-T3構造図

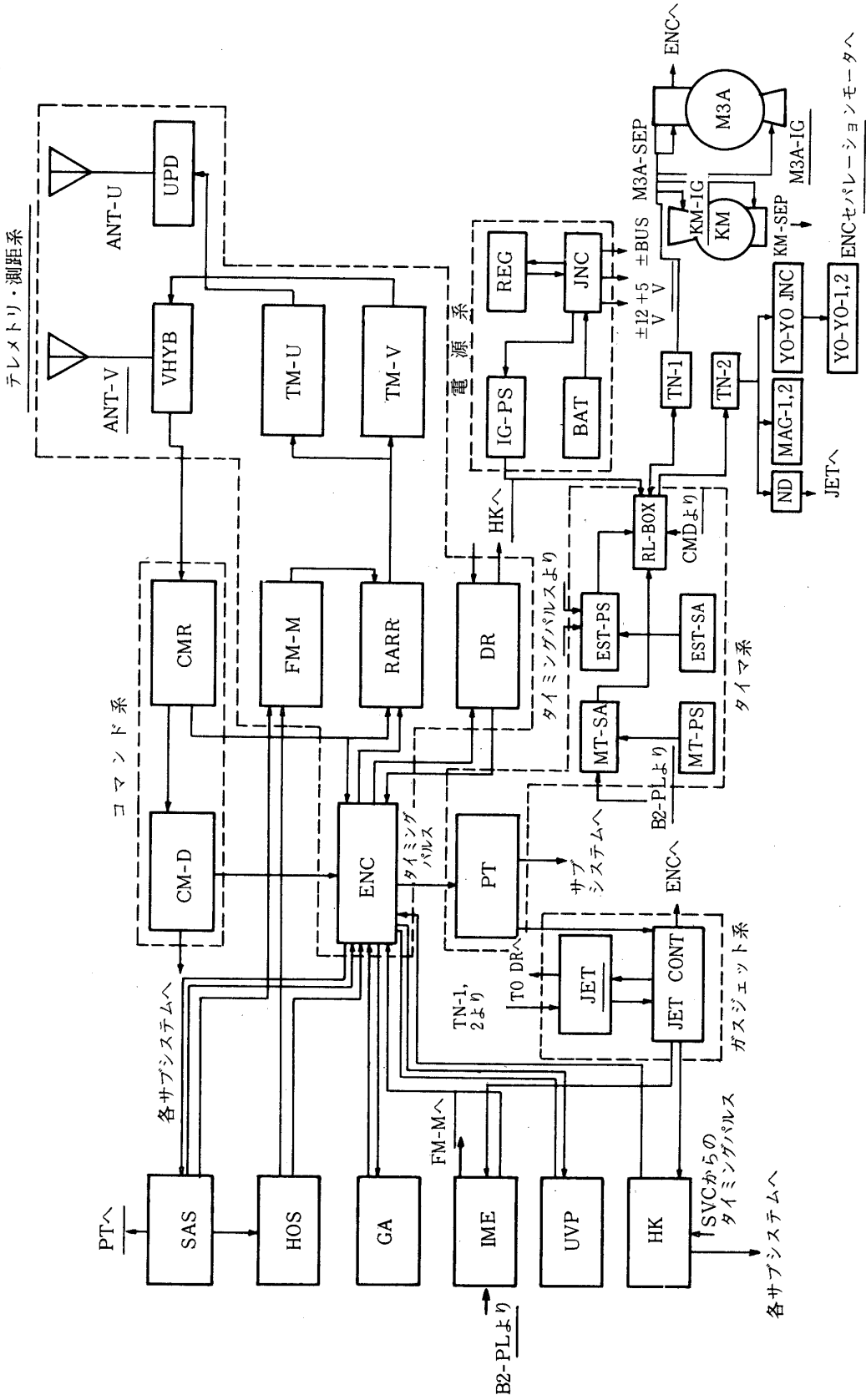
概要を示す。

- |           |          |
|-----------|----------|
| 1. 姿勢検出系  | 6. 通信系   |
| 2. 姿勢制御系  | 7. アンテナ系 |
| 3. 計測系    | 8. 電源系   |
| 4. 運用制御系  | 9. その他   |
| 5. データ処理系 |          |

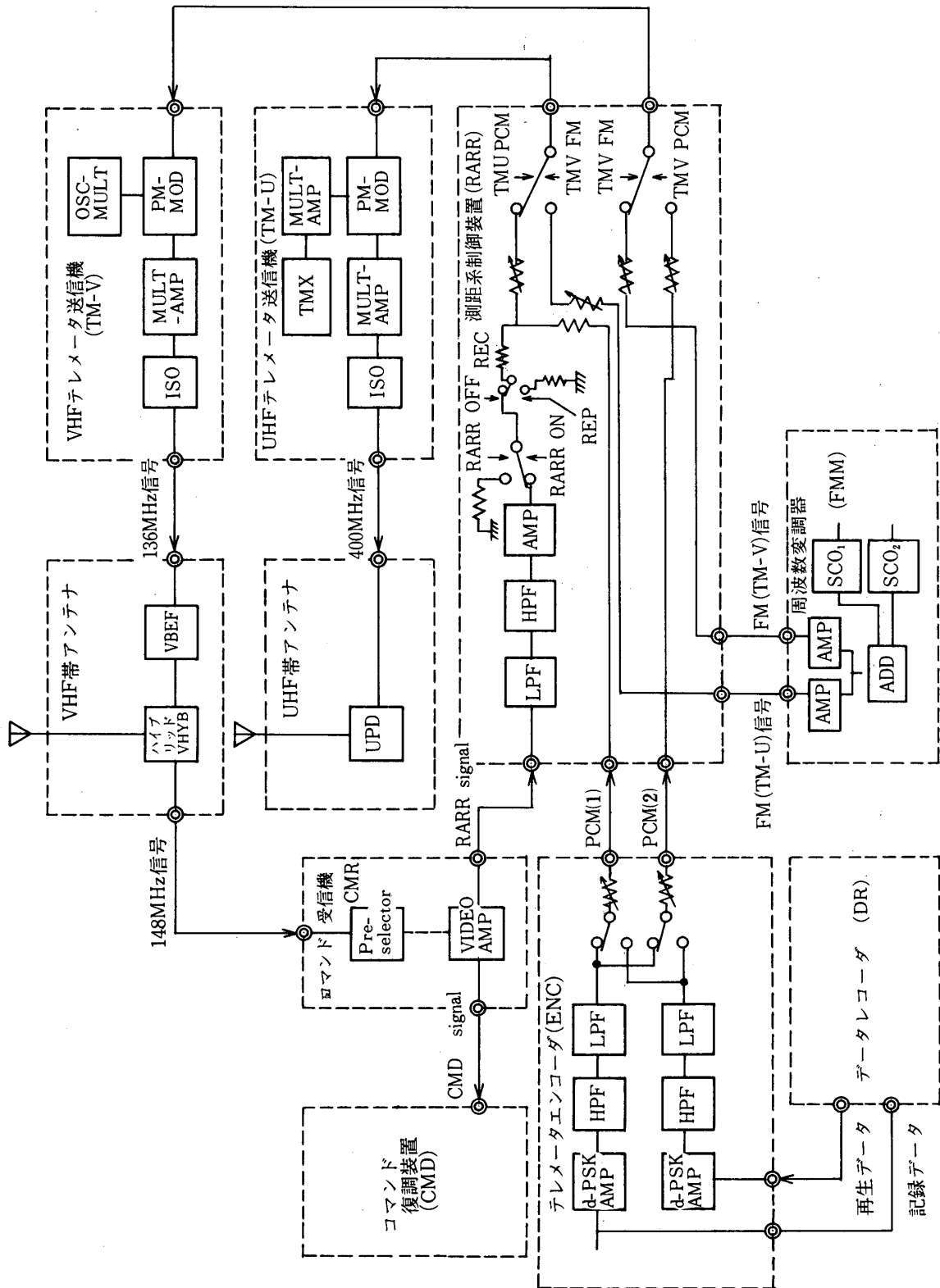
第4図にエレクトロニック系ブロック図, 第5図にテレメトリ・コマンド・測距系構成図を示す。



第3図 MS-T 3 デッキ上機器配置図



第4図 エレクトロニクス系ブロック図



第5図 テレメトリ・コマンド・測距系構成図

第1表 搭載機器と機能概要

項目	機器名	略称	機能の概要
姿勢検出系	スピリ時 ディジタル太陽センサ	SAS-S	衛星がスピリをもち期間において、衛星のスピリ軸と太陽入射光のなす角（太陽角）および衛星の基準子午面と垂直に切られた細いスリットを通った太陽光を7ビットグレイコードパターンの感光部をもちシリコンフォトダイオードアレイで検出して太陽角を、また、フォトダイオードアレイの両側に設けられたストリップ状感光帯からのパルス出力により太陽通過時刻と衛星スピリ周期の測定を行う。太陽角の測定範囲および測定精度は、それぞれスピリ軸に垂直な平面を基準にして $\pm 64^\circ$ で、精度約1.0度である。また、基準子午面太陽通過時に発生する出力パルスは水平線検出器出力と組合せて太陽を通過する時の基準子午面と地球中心を通過するときの基準面の間角度（二面角）測定および、コールドガスジェットによるスピリ軸制御時のガス噴射のタイミング基準パルスとしても用いられる。
	沿磁力線姿勢安定化時 ディジタル太陽センサ	SAS-U	衛星がスピリをもち期間（沿磁力線姿勢安定化等）において、衛星機体座標系から見た太陽入射光の方向を検出する。できるだけ任意の方向からの入射光を検出できることを配慮して、1個が半頂角約 $50^\circ$ の円錐状視野をもちセンサヘッド5個を衛星上に配置してある。各センサヘッドはスピリ時センサと同一のシリコンフォトダイオードアレイ板を2枚用いて構成されている。測定精度は約1.0度である。
	赤外水平線検出器	HOS	地球大気層の炭酸ガス層から放射される赤外線検出器で検出することによって、局地鉛直線方向と衛星スピリ軸のなす角を測定する。半頂角1度の円錐状の視野をもちセンサヘッド2個をスピリ軸に垂直平面に対してそれぞれ $+30^\circ$ および $-30^\circ$ だけ傾けて配置し、両センサが宇宙空間を向いているときの出力変化からそれぞれのセンサの視野が宇宙空間を向いている時間と地球を向いている時間を計測するとともにスピリ周期をも測定する。検出系は直径35mmのゲルマニウムレンズ、通過波長帯域14~16 $\mu\text{m}$ の半導体多層膜帯域フィルタ、チタン酸鉛の焦電検出素子からなる。焦電検出素子のアナログ出力波形もスピリ時ディジタル太陽センサの太陽パルス波形と重畳されてアナログテレメータによって地上に伝送されるようになっている。本検出器は衛星のスピリを利用して測定を行うため非スピリ期間中には使用されない。
地磁気姿勢計		GA	3軸（X, Y, Z軸）方向の地磁気磁界成分を測定するフラックスゲート型磁力計で、Z軸は衛星のスピリ軸にとつてある。測定磁界の範囲は各軸とも $\pm 5 \times 10^4 \gamma$ または $\pm 1 \times 10^4 \gamma$ であり、測定精度は約400 $\gamma$ である。X, Y軸方向磁力計出力はまたスピリおよびライブラレーションダンピング装置へ入力されて、それぞれX, Y軸方向のダンピングトルク発生用磁石の磁気モーメントの方



		<p>向切換信号として用いられる。</p> <p>新たに開発されたこの装置は、圧力計および温度計を備えた窒素ガスの1次圧貯蔵タンク、フィルター、スタート弁、シャットオフ弁、安全弁をもつ調圧器、圧力計をもつ2次圧リザーバ、そして電磁弁によってオンオフされるスラスタによって構成されている。全推力は約700 N-sec、推力レベリングは約1.5 Nであり、スラスタの腕の長さは50 cmである。窒素ガスの重量1.6 kgを含む装置全重量は約11 kgである。この装置は、約40 rpmのスピンを衛星がもつ期間内においてニュートンダンパの動作特性測定のためのニュートンダンパの励起のため、ならびに太陽光を基準とした等角航法に従ってスピンの軸方向を変更する実験のために用いられる。これらの制御はすべて、地上からの司令にもとづいてプログラマタイマ(PRT)内に蓄えられた制御司令と先述した基準太陽パルスともとづいて行われる。また、これらの制御に必要な姿勢決定や制御命令決定の計算は、内之浦局のテレメータデータ取得用ミニコンピュータシステムと商用電話回線によって連結された宇宙航空研究所の中型コンピュータシステムを用いて行われる。</p>
<p>姿勢制御系</p>	<p>JET</p>	<p>従来採用してきたものと同じく、矩形断面をもつナイロン製の半径約25 cmの環状チューブ内に水銀を封入したもので、水銀の運動に伴う粘性流体損失によってスピンの首振り(ニュートンダンパ)のエネルギを吸収することによりこれを減衰させる。なお、水銀は、打上げの際には水銀溜めの中に収納しておき、軌道導入後衛星のタイマにより、これを環内に導くことによって、軌道投入時におけるロケット姿勢への悪影響を避けている。コールドガスジェットを開いて故意に励起されたニュートンダンパの減衰を測定することによってニュートンダンパの動作特性を調べることが、今回の実験の1つに含まれている。</p>
<p>沿磁力線姿勢安定化用トルキングマグネット</p>	<p>MAG</p>	<p>第1図のように、衛星に互に向きあって搭載している1対のトルキングマグネットは、直径1.8 cm、長さ14.2 cmの白金コバルトの永久磁石である。その磁気モーメントはそれぞれ25 A-m<sup>2</sup>である。これは、沿磁力線姿勢安定化実験に入る直前に伸長機構により展開されて衛星の基準軸(もとのスピンの軸)から196 cmのところを基準軸に平行に保持され、この方向に50 A-m<sup>2</sup>の合成磁気モーメントを作り出す。この磁気モーメントは衛星の基準軸に局所地磁気磁力線を中心とする振動運動(ライブラレーション)を誘起する。</p>
<p>沿磁力線姿勢安定化用マグネット展開機構</p>	<p>MAG-EXT</p>	<p>本装置は、沿磁力線姿勢制御用磁石を衛星本体の外部2 mの所に展開配置する装置であり、展開アーム部と展開駆動部の二つの部分よりなっている。打上げ時には衛星外部側面にたたんで搭載し、軌道上で地球局からのコマンドにより展開する。</p> <p>スピンおよびライブラレーションダンパ装置は、衛星のXおよびY軸方向にそれぞれ平行に配</p>

姿勢制御系	スピノおよびライブレインダンプ装置	SLD	<p>置された2本のチャージャブルマグネット部と、その磁化の方向をX, Y磁気姿勢計出力信号の極性に依りて切り換えるための電子回路部とから構成されており、機能的には、衛星の残留スピノを減衰させるスピノダンプの役割と、安定化用トルキングマグネットにより引き起こされるライブレインダンプを減衰させる役割を果たす。チャージャブルマグネットは直径5.6 mm 長さ14 cmのリメンダ材を磁心とするマグネット制御電子回路の二つの入力閾値に応じて、それぞれ大きさ1.8A-m<sup>2</sup> および0.5A-m<sup>2</sup> の磁気モーメントを持つよう磁化されることにより、上述の機能を果たすものである。また、衛星のスピノ時にはこれらの磁石は消磁された状態に保たれている。電子回路部は、磁気姿勢計からの入力信号を受けてその信号が一定の正負閾値（コマンドにより2値の間で可変）を超えるごとにチャージャブルマグネットの磁化方向を逆転させるはたらきをもつように構成される回路である。なお、この衛星にはSLDのパックアップとして磁気ヒステリシスを利用した受動的なダンプ（パーマロイの細棒）の搭載も検討中である。</p>
御系	ヨ一ヨ一デスピナ	YO-YO-1 および YO-YO-2	<p>軌道投入時に衛星に与えられる約132 rpmのスピノを、コールドガスジェットによるスピノ軸制御実験に必要な値である40 rpmに低減するためのもの（YO-YO-1）と、スピノ軸制御実験後沿磁力線姿勢安定化実験のためにほとんどスピノのない状態にまでスピノを低減するためのデスピナ（YO-YO-2）とが搭載されている。YO-YO-1では起動用のワイヤーカータがヨ一ヨ一質量の中に含まれていて動作直後ヨ一ヨ一質量のみが分離される。これは、後者のデスピナは衛星の軌道投入後約1週間後に作動させられることを考慮しての処置である。いずれのヨ一ヨ一デスピナも地上局からのコマンドによって起動される。</p>
計測系	加速度およびモータ内圧計測 紫外光計測器	X, Y P <sub>3A, KM</sub>  UVP	<p>軌道投入時のロケットの動作特性を調べる目的で、衛星のXおよびY軸方向の加速度が計測されることにも、第3段ロケットモータおよびキックモータ燃焼中のチャンバ内圧が測定される。北半球高緯度地域からの放射強度分布を紫外領域（1200～1800Å）において測定するための装置で、第5号科学衛星EXOS-Aのオーロラカメラの予備実験の役割を果たす装置である。構成は半頂角60°の円錐状視野をもつ結像部、MgF<sub>2</sub>の窓とKBrのマルチアノード型（15電極）光電子増倍管を主体とする紫外光検出部、および太陽光が視野内に入る以前にシャッタを閉じる機能その他をもつ制御部からなり、主として沿磁力線姿勢安定化実験期間に測光試験が行われる。</p>
系	距離測定装置	RARR	<p>MS-T3には従来のドップラ方式に加えて距離測定装置が搭載されている。距離測定信号として2.5 K/s、長さ15ビットのPN符号を最大4個組合せたものを用い、固有のトランスポンダは特に持たず従来から使用されているコマンド受信機とテレメータ送信機を使用する。したがってアップリンク周波数は148 MHzであり、ダウン周波数は400.5 MHzである。</p>

内部環境計測装置	HK	<p>衛星の動作状態を把握する目的で、各部の温度と電源の電圧電流を計測する。これらは、テレメータの第27番目のワードを用いてサブコンピュータによって128秒ごとに送られる。測定項目は、較正電圧を含めて32項目である。測定項目を第4表に示す。</p>
コマンドデコーダ	CMD	<p>復調部、デコーダ部、制御部、接続部より構成されている。復調部は、受信機からのサブキャリアをPSK復調し、PN符号および必要なタイミングパルスを作り、またサブキャリアのレベルを検出してデコーダ部の電源を制御する。デコーダ部はPN符号を復調して制御信号を制御部へ送出する。制御部はこの制御信号を2進-15進変換し、ドライバを駆動してコマンド指令信号として接続部へ供給し、接続部は衛星諸装置へ供給する。</p> <p>MS-T3では64種類のコマンド項目が用いられる。このうち8個は、プログラムタイマの制御および各種の所要項目とその作動時刻の設定のために使用される。アドレスは1から8、エクセキュートは1から8を用いている。サブキャリアは600 Hz、入力信号形式はPCM(PN)-PSK、ビットレートは500 bps、スタートコードは15 bit PN符号である。コマンド項目表を第3表に示す。</p>
電子式 プログラマブルタイマ	PRT	<p>可視時において、地上局からのコマンド（リアルコマンド）により運用プログラムを設定し、適当な時刻に制御を開始してやれば、軌道上で衛星搭載機器の動作シーケンスを制御することができるのがこの電子式タイマで、通常のコマンドを用いて本タイマの電子式メモリ内に蓄えられた司令に従って、最大31個の項目につき、プログラムされた順序および時間に該機器の動作を制御する。本タイマによって実行されるコマンドを遅延コマンド（ディレイコマンド）と呼ぶ。遅延コマンドの項目を第5表に示す。</p> <p>MS-T3においては本タイマにサブメモリが付加されていて、これにコードガスケットの噴射位相、噴射時間長、噴射回数が通常コマンドを用いてプログラムできるようになっている。したがってスピニング軸制御時には、ジェット電磁弁は本プログラマブルタイマにより予めプログラムされた制御指令に従って開閉制御される。</p>
メカニカルタイマ	MT-SA	<p>第2段計器部搭載のメカニカルタイマMT-2またはMT-3で起動するメカニカルタイマで第2段ロケット計器部からの分離後、第3段球形モータによるパーキング軌道への投入動作に関連するシーケンスを制御するために用いられる。すなわち、第3段球形モータの点火、第3段モータと衛星との分離などのシーケンスを制御する機能をもっている。</p>
電子シーケンスタイマ	EST-SA	<p>MT-SAによって起動され、衛星の最終軌道への投入動作に関連するシーケンスを制御する。すなわち、テレメータチャネルへの入力信号の種類切換、キックモータの点火、衛星との分離、ニ</p>

運 用 制 御 系

			<p>ユーティリゼーションの起動などがこのタイムによって行われる主な項目である。</p>
FM変調部	FMM		<p>各種アナログ信号をFM変調するもので、MS-T3では、打上げ時環境データ（キックモーター内圧信号、Y-加速度信号、X-加速度信号）と衛星運用時姿勢関係データ（HOS信号、SAS信号、JET弁駆動信号）の2種類の信号を、地上からのコマンドで切換えて、副搬送波発振器（SCO）によりFM変調する。この信号は、RARRを介してテレメータ送信機により地上へ伝送される。</p>
データ処理系	テレメータ・エンコーダ ENC		<p>衛星に搭載されている各機器に制御信号を送り、また、観測機器等で得られたデータを編集、PCM符号化し、テレメータ送信機へ送る機能を有する。この各機器で得られたアナログ信号は、AD変換器で8 bitのバイナリコードに変換され、他のアナログデータと共に、各モード(L/I-モード、NOM-モード、CH-モード)で定められた伝送形式に従って編集される。編集後のシリアルデータ(NRZ-L)は、PCM符号化され、バンドパスフィルタを通過して136 MHz、400 MHzの送信機へ送られる。</p> <p>MS-T3のPCMテレメータ項目の構成形式は、打上げモード、最終軌道投入モード、通常動作モード、紫外光観測モード、およびプログラマティックモードの5種類に分けられる。これらはいずれもフレームの集まりにより構成されており、64 bpsの速度のビットが8ビットで1ワードを構成し、32ワードで1フレームが構成されている。各モードの主なテレメータ項目を第2表に示す。各モードに共通しているのは第27番ワードがサブコミュニケーションにより32チャネルに分けられており、32種の異なる衛星内部環境(HK)データがこのワードを使って伝送されている点である。</p> <p>1) 信号編集……ビット速度=64ビット/sec, ワード長=8ビット/ワード, フレーム長=32ワード/フレーム, 全フレーム数=32フレーム</p> <p>2) PCM符号化……PCM符号形式=PSK, サブキャリア周波数=Real信号768 Hz 再生信号6144 Hz</p>
データ・レコーダ	DR		<p>データレコーダは、本体と周辺装置とから構成され、コマンド制御により、テレメータデータの記録、再生を行うものである。本体は米国防務省ロッキード社製のもので、すでに第3号科学衛星「たけがな」に搭載されている。</p> <p>記録は地上からのコマンドにより記録開始され、テレメータエンコーダから64 bit/secのSP-M信号を受けて入力とし、これを118分45秒にわたって記録する。また、再生は、地上からの再生開始コマンドにより記録された情報を6分15秒で再生し、1216 bit/secのSP-M信号としてエンコーダに送られる。再生時間は記録時間の1/19である。また、再生状態から6分15秒経過</p>

			<p>すると内蔵されているタイマによって自動的に記録状態にもどる機能, および地上からのコマンドにより再生状態から記録状態へ、記録状態から再生状態へ、それぞれモードを切替える機能を有している。</p>
136 MHz 送信機	TMV		<p>136 MHz 帯の指定された1周波を放射しうるもので、MS-T3では、PCM テレメータデータを伝送する。 この送信機は温度補償型水晶発振器の原振周波数を適倍増幅しこの出力をテレメータ信号で位相変調し、さらに適倍増幅をして高周波電力を空中線に供給する。また、地上でのドップラ測定、方向の自動追尾などを高精度で行えるように、原発振器には温度補償型水晶発振器を用い、それをさらに受動型恒温槽に入れて発振周波数を高安定に保っている。 伝送形式：PCM(SPM) - PSK - PM      搬送波周波数：136.725 MHz 変調指数：1.2 ラジア                  送信電力：UP 時 500 mW 変調方式：位相変調                  DOWN 時 100 mW</p>
400 MHz 送信機	TMU		<p>400 MHz 帯の指定された1周波を放射しうるもので、MS-T3では、PCM テレメータデータまたは、FM テレメータデータを伝送する。この送信機は136 MHz 送信機と同様にテレメータ信号を伝送するが、測距を行うときは、ダウンリンクとしてレンジ信号を伝送し、さらに恒温槽により発振周波数の安定化をはかっている。 伝送形式：テレメトリの場合→PCM(SPM)-PSK-PM, FM-PM レンジングの場合→PCM(PNコード)-PSK-PM 搬送波周波数：400.5 MHz 変調方式：位相変調                  変調指数：1.2 ラジア 送信電力：100 mW</p>
148 MHz コマンド受信機	CMR		<p>地上局から送られるコマンド信号、レンジ信号でAM変調された148 MHz 帯の信号を受信して復調信号をコマンドデコーダおよびRARR制御装置に供給する機能を有する。 受信周波数：148 MHz                  受信波形式：PCM-PSK-AM(70%) 受信方式：シングルスーパーヘテロダイアン方式 受信レベル範囲：コマンド信号 -108~-60 dBm レンジ信号 -90~-60 dBm 本受信機は測距系の受信機としての機能を有するために、従来と異なり、特に群延時間の変動を少なくする様設計されている。すなわち、通常帯域内の群延時間の偏差を極力少なくするための水晶濾波器に遅延平坦設計を行い、AGC回路を従来のトランジスタ方式からダイオード</p>

	<p>方式にした。また、検波器での位相変動を押えるため、中間周波増幅段の終段にエミッタフォロワ回路を使用した。</p> <p>衛星の下部にとりつけられて、テレメータ信号の送信およびコマンド信号の受信に用いられるものである。</p> <p>本アンテナ系はVHF帯送受共用器およびホイップアンテナから構成されている。</p> <p>VHF帯送受共用器は、送受分離器と給電器とに分かれており、分離器は136 MHz帯および148 MHz帯の二つのリジエクションフィルタから成っており、その減結合特性によりテレメータ信号のコマンド受信機への干渉を押えている。給電器はラットレス回路の組合せによる集中定数型ハイブリッドで、テレメータ信号を分配してアンテナに送り出す一方、コマンド信号を取り出す働きをする。</p> <p>テレメータ送信偏波は衛星下部方向に右旋円偏波となつて輻射され、コマンド受信偏波は衛星下部方向に左旋円偏波である。</p>	<p>ANT-V</p>
通信系	<p>400 MHz帯アンテナ</p>	<p>ANT-U</p> <p>衛星の上部にとりつけられて、RARR測定信号および観測データの送信に使用されるものである。</p> <p>アンテナ型式は4本の傾斜型ホイップアンテナと電力分配器から成るターンスタイルアンテナで、送信偏波は衛星上部方向に対して右旋円偏波となる。</p>
電源系	<p>蓄電池</p>	<p>BAT</p> <p>酸化銀亜鉛電池であつて、+12V系、-12V系、および5V系の容量はそれぞれ78AH, 78AH, 93AHである。電池は4個の気密容器にガス吸収剤とともに収納されており、重量は約35 kgである。寿命は衛星の動作モードの選択により多少異なるが約15日間である。</p>
	<p>電圧安定回路</p>	<p>REG</p> <p>蓄電池からの非安定化電圧を各々の安定化した電圧に変換するもので、電池の端子電圧の変動に対し、1%の電圧安定度で±12Vと+5Vの出力電圧を各部に供給する直列式電圧安定化装置である。</p>
	<p>電源接続回路</p>	<p>JNC</p> <p>各電池の正負の母線ならびに電圧安定化回路の出力を各サブシステムへ供給するほかに、地上系へ送るための、電源系計測信号や分離確認信号の中継を行っている。また、発射前の電源系の内部・外部の切替も行っている。</p>
	<p>点火電源</p>	<p>IG-PS</p> <p>点火電源はタンタルコンデンサ、放電用ダイオード、充電用抵抗器で構成され、第3段球形モータの点火、キックモータの点火、ニュートレーショングランパの起動、およびヨーヨーデスピナの起動を実行するためのスクイープ作動用電源回路である。</p>
	<p>タイマ用補助電源</p>	<p>MT-PS</p> <p>メカニカルタイマ(MT-SA)および電子式シーケンスタイマ(EST-SA)はそれぞれ補助電源</p>

その他	ヒートパイプ	HP	源として小容量のニッケルカドニウム電池を備えている。
			MS-T3には初めてヒートパイプが搭載される(構造はステンレス管中を真空にして作動液メタノールとステンレス金網を密封したものである)。機能は、熱量輸送であり、構体にとりつけてその温度の空間的均一化をはかるためである。熱量が輸送される原理は、ヒートパイプのある部分を加熱し、ある部分を冷却すると加熱部では作動液が熱を吸収して蒸発し気圧が高くなる。この蒸気は気圧差により冷却部に移動し、冷却されて凝縮し放熱することによるものである。

第2表 MS-T3テレメータ項目

モード ワード	打上げモード	軌道投入モード	定常モード	UVP 観測モード
W 0	フレーム同期信号	フレーム同期信号	フレーム同期信号	フレーム同期信号
W 1	"	"	"	"
W 2	F, F <sub>0</sub> カウント	F, F <sub>0</sub> カウント	F, F <sub>0</sub> カウント	F, F <sub>0</sub> カウント
W 3	コマンドアンサ	コマンドアンサ	コマンドアンサ	コマンドアンサ
W 4	X加速度	X加速度	PRGアンサ制御識別	PRGアンサ制御識別
W 5	3段目内圧	キックモータ内圧	モード識別, 制御識別	モード識別, 制御識別
W 6	モード識別	モード識別	モード識別	モード識別
W 7	制御識別	制御識別	制御識別	制御識別
W 8	"	"	"	UVP動作モニタ
W 9	モード識別, 制御識別	モード識別, 制御識別	モード識別, 制御識別	UVPデーター1
W 10	(SAS-N-1A)	(SAS-N-1A)	SAS-N-1A	" 2
W 11	(SAS-N-1B)	(SAS-N-1B)	" 1B	" 3
W 12	X加速度	X加速度	" 2A	" 4
W 13	3段目内圧	キックモータ内圧	" 2B	" 5
W 14	(SAS-N-LA)	(SAS-N-LA)	" LA	" 6
W 15	(SAS-N-LB)	(SAS-N-LB)	" LB	" 7
W 16	3段目内圧	キックモータ内圧	" UA	" 8
W 17	ESTモニタ	ESTモニタ	" UB	" 9
W 18	スピンレートー1	スピンレートー1	スピンレートー1	" 10
W 19	" -2	" -2	" -2	" 11
W 20	X加速度	X加速度	HOSデーター1	" 12
W 21	3段目内圧	キックモータ内圧	" -2	" 13
W 22	(HOSデーター3)	(HOSデーター3)	" -3	" 14
W 23	SAS-S	SAS-S	SAS-S	" 15
W 24	GA-X	GA-X	GA-X	GA-X
W 25	GA-Y	GA-Y	GA-Y	GA-Y
W 26	GA-Z	GA-Z	GA-Z	GA-Z
W 27	HK	HK	HK	HK
W 28	X加速度	X加速度	SAS-N-3A	SAS-N-3A
W 29	3段目内圧	キックモータ内圧	" 3B	" 3B
W 30	N2タンク内圧1・2	N2タンク内圧1・2	N2タンク内圧1・2	N2タンク内圧1・2
W 31	CMR AGC	CMR AGC	CMR AGC	CMR AGC



第3表 コマンド項目

番号	アド レス	エクセ キュート	内 容	番号	アド レス	エクセ キュート	内 容
1	1	1	JET CONT ON(モードS)	33	5	1	HOS GAIN 2
2		2	JET スタートバルブON	34		2	HOS OFF
3		3	JET シャットオフバルブON	35		3	FMM AS モード
4		4	YO-YO 1 ON	36		4	AS FMM ON
5		5	YO-YO 2 ON	37		5	X P UVP OFF
6		6	SAタイマ停止	38		6	UVP 高圧 ON
7		7	PT WRITE モード	39		7	P3/YSA→PKM
8		8	PT STAND BY モード	40		8	PKM→P3/YSA
9	2	1	JET CONT ON(モードG)	41	6	1	HOS SENS 1
10		2	JET ブリセクションモード	42		2	HOS SENS 2
11		3	JET ノズル ON	43		3	TMU OFF
12		4	SAS, GA ON	44		4	TMT ON
13		5	MAG 展開	45		5	UVP SHUTTER OFF
14		6	PT CHECK モード	46		6	UVP GAIN ADJ
15		7	PT ADD "O"	47		7	UVP SHUTTER ADJ
16		8	PT READ モード	48		8	SPIN-RATE SAS
17	3	1	JET CONT OFF	49	7	1	RARR OFF
18		2	JET ニューテーションモード	50		2	RARR ON
19		3	JET OFF	51		3	TMV POWER UP
20		4	HOS, SAS CAL ON	52		4	TMV OFF
21		5	GA GAIN HIGH	53		5	HK ENC OFF
22		6	PT CLEAR モード	54		6	ENC ON
23		7	PT AD "1"	55		7	DR 再生
24		8	PT OFF	56		8	SPIN-RATE HOS
25	4	1	HOS GAIN 1	57	8	1	TMV PCM
26		2	FMM OFF	58		2	TMV FM
27		3	FMM LAUNCH モード	59		3	TMU PCM
28		4	HOS SAS CAL OFF	60		4	TMU FM
29		5	UVP MODE ON	61		5	ENC ON
30		6	UVP SHUTTER ON	62		6	ENC SIG CHANGE
31		7	X P ON	63		7	DR REC
32		8	X P CAL	64		8	DR OFF

第4表 内部環境計測項目

フレーム番号	測定項目内容	フレーム番号	測定項目内容
0	-12 ボルト電圧制御回路出力電圧	16	ヒートパイプA1 温度
1	+電池 (+12 ボルト系) 電流	17	" A2 "
2	+電池 (+5 ボルト系) 電流	18	" A3 "
3	+12 ボルト電圧制御回路出力電圧	19	" B1 "
4	+5 ボルト "	20	" B2 "
5	+電池 (+12 ボルト系) 電圧	21	" B3 "
6	-電池 (-12 ボルト系) 電流	22	上部プレート (1) 温度
7	較正用 0.5 ボルト信号電圧	23	上部プレート (2) 温度
8	較正用 2.67 ボルト信号電圧	24	パネル (1) 温度
9	ジェット用窒素ガス温度	25	" (2) "
10	電池1 ケース温度	26	" (3) "
11	電池2 ケース温度	27	" (4) "
12	データレコーダ温度	28	下部プレート (1) 温度
13	紫外光計測装置温度	29	下部プレート (2) 温度
14	TMV ケース温度	30	スラストチューブ上温度
15	TMU 送信機温度	31	スラストチューブ下温度

第5表 電子プログラマブルタイマ (遅延コマンド) 項目表

番号	項目	番号	項目
1	SLD CONTROL START	17	SLD OFF
2	SAS-SM ON	18	UVP HIGH VOLTAGE ON
3	SAS-SS ON	19	SAS GA OFF
4	SLD CAL	20	TMT ON
5		21	
6		22	
7	SLD DESPIN MODE	23	HOS OFF
8	SLD THRESHOLD HIGH	24	
9	JET CONT START	25	
10	DR OFF	26	
11	FMM OFF	27	
12	SLD DESPIN MODE CCW	28	
13		29	UVP MODE ON
14		30	XP UVP OFF
15	HK ENC OFF	31	
16	SLD ON		

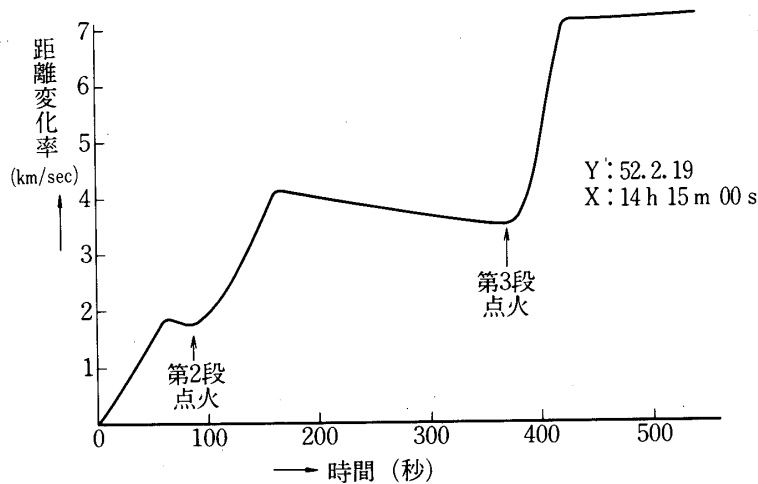
## V. 飛翔結果

### 1. 軌道投入状況と衛星の運動

試験衛星MS-T3は、昭和52年2月19日14時15分M-3H-1号機によって打上げられ、衛星は予定通りキックモータを取り付けた状態でパーキング軌道に投入された。その時のドップラ周波数変化（距離変化率）の様子を第6図に示す。スピン数は毎秒約2.1回で、その後キックモータをつけた衛星はその姿勢を保持しつつ地球をほぼ半周した南米上空でタイマーによりキックモータに点火され、燃焼、切離し後に最終軌道に投入された。キックモータの燃焼は、内圧および加速度のデータより正常であったことが確認されている。

軌道はほぼ予定値に近い値で、宇宙開発事業団と米国航空宇宙局により最終達成軌道の軌道要素が算出された。第6表に軌道要素を示す。

横方向加速度のテレメータ記録などから衛星がパーキング軌道上で若干の首振り運動を呈していたことが認められた。衛星の首振り角が予想より大きくなったのは、衛星の磁石展開機構や機内配線の運動、ヒートパイプ中の流体運動などに起因するエネルギー散逸によるもの

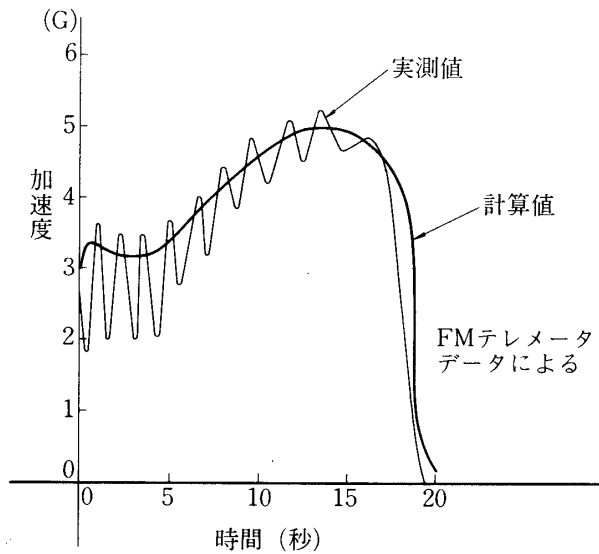


第6図 パーキング軌道投入までのドップラ周波数変化

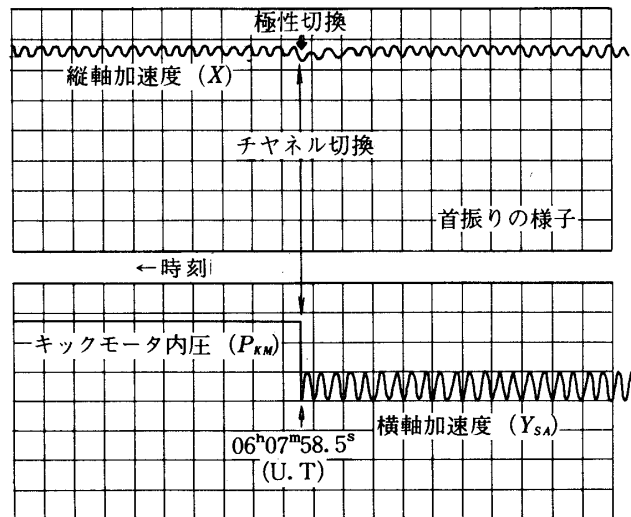
第6表 最終達成軌道要素

	宇宙開発事業団	米国航空宇宙局
近地点高度 (km)	791	793
遠地点高度 (km)	3,813	3,813
軌道傾斜角 (度)	65.77	65.75
周 期 (分)	134	134

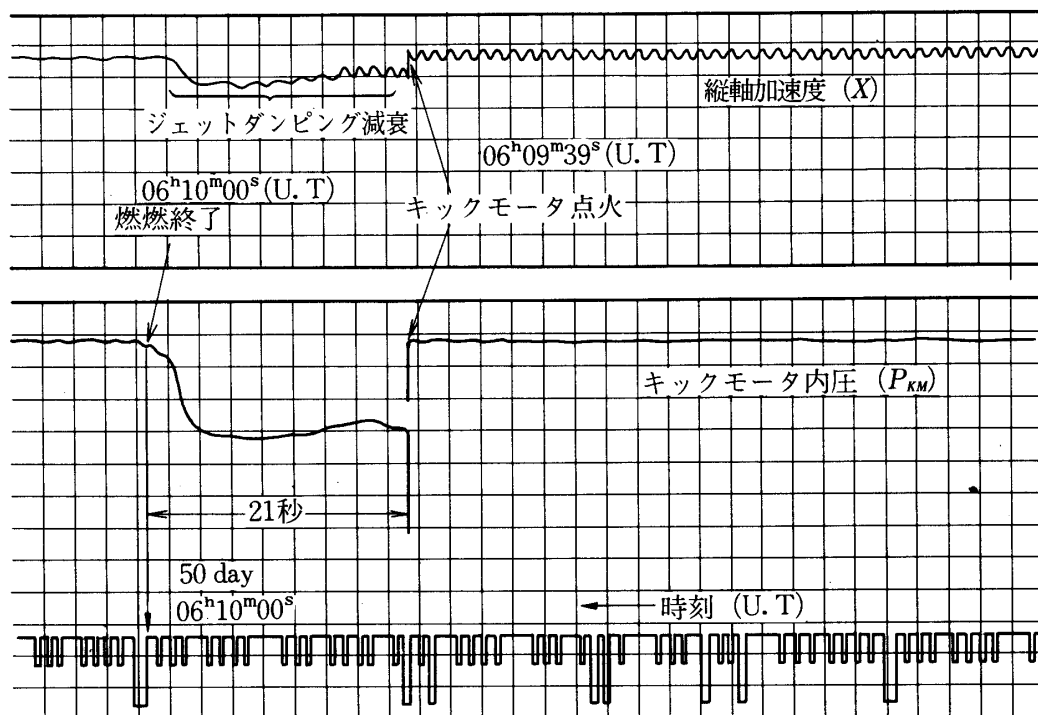
と考えられる。この首振り運動はキックモータ燃焼によるジェットダンピング効果により減衰し、さらにモータ分離後のニューテーションダンパ作動により再びスピン軸方向は一定に保たれたことがテレメータ記録より確認されている。第7図にキックモータ燃焼時の加速度、第8図に首振りの状況、第9図にジェットダンピング効果による首振り減衰状況をそれぞれ示す。また、打上げより軌道投入までの衛星スピン数の時間的変化をテレメータデータより読み取り、その結果を第10図に示した。



第7図 キックモータ燃焼時の加速度データ



第8図 横および縦加速度のテレメータ記録による首振りの様子



第9図 ジェットダンピングによる首振減衰状況

## 2. 衛星の動作状況

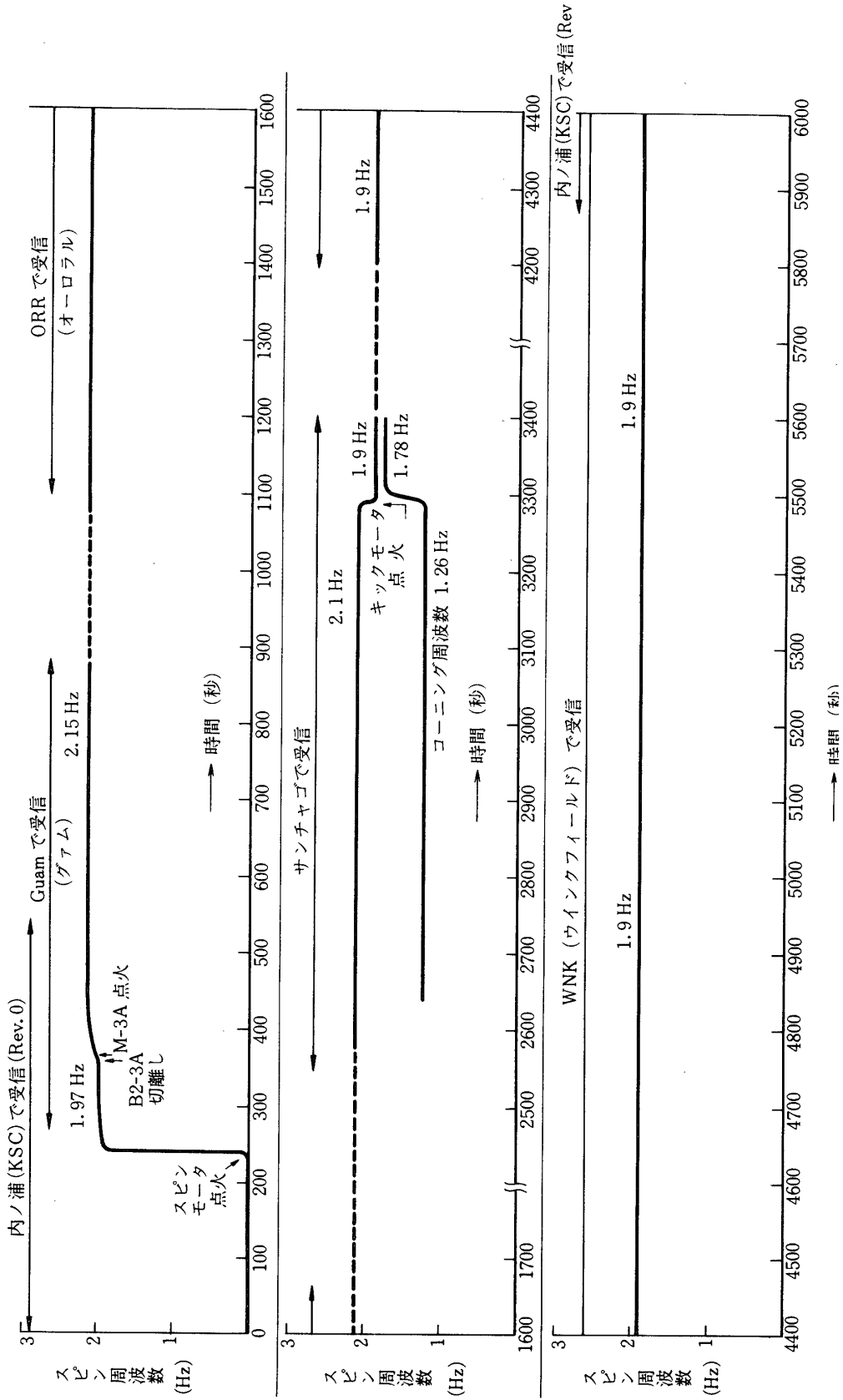
### i) 軌道投入までの衛星動作状況とテレメータ受信

打上げ時より衛星軌道投入に至る衛星動作状況は、テレメータによって地上へ伝送される。衛星は普通ランチングモードで打上げられる。MS-T3衛星もこのモードで打上げられた。これはテレメータ、コマンド、電源、姿勢、HKなど衛星を運用する上で基本となる機器の状態を計測するとともに、ロケット燃焼時の内圧および加速度、さらにタイマの作動状況など打上げ時特有の計測も行うモードである。これらの情報は、PCMテレメータおよびFMテレメータを用いて伝送された。

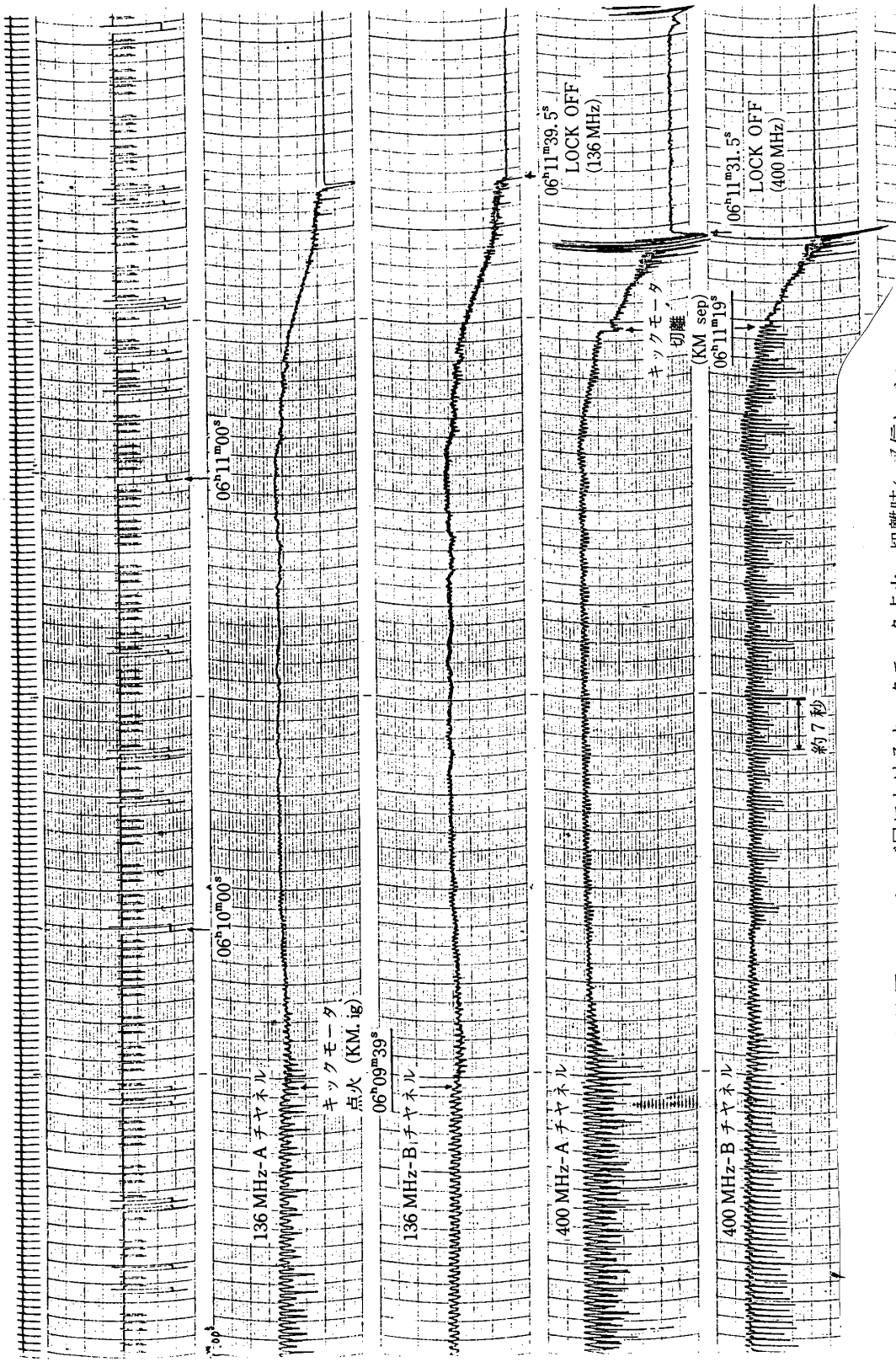
打上げ後、MS-T3衛星の機器動作は正常で、衛星電波は約9分間にわたり内之浦地上局で受信され、衛星と第3段モータの分離まで確認することができた。その後衛星は、内之浦地上局の可視外になったが、1周回して取得されたデータレコーダの再生記録によると、キックモータを付けた状態で飛行を続け南米上空でタイマによってキックモータに点火後、最終軌道に投入されたことが確認された。

衛星は地球を1周して日本標準時の15時52分55秒に内之浦地上局で再びその電波が受信され衛星になったことが確認されたが、この時点でデータレコーダに記録したデータは地上コマンドにより高速再生され地上に伝送された。

このデータレコーダに記録されたデータを解析すると非可視における衛星の一連の動作を確認することができ、その動作の状況を述べると次の如くである。すなわち、衛星は第3段モータ分離後メカニカルタイマおよびプログラブルタイマによって制御されており、キッ



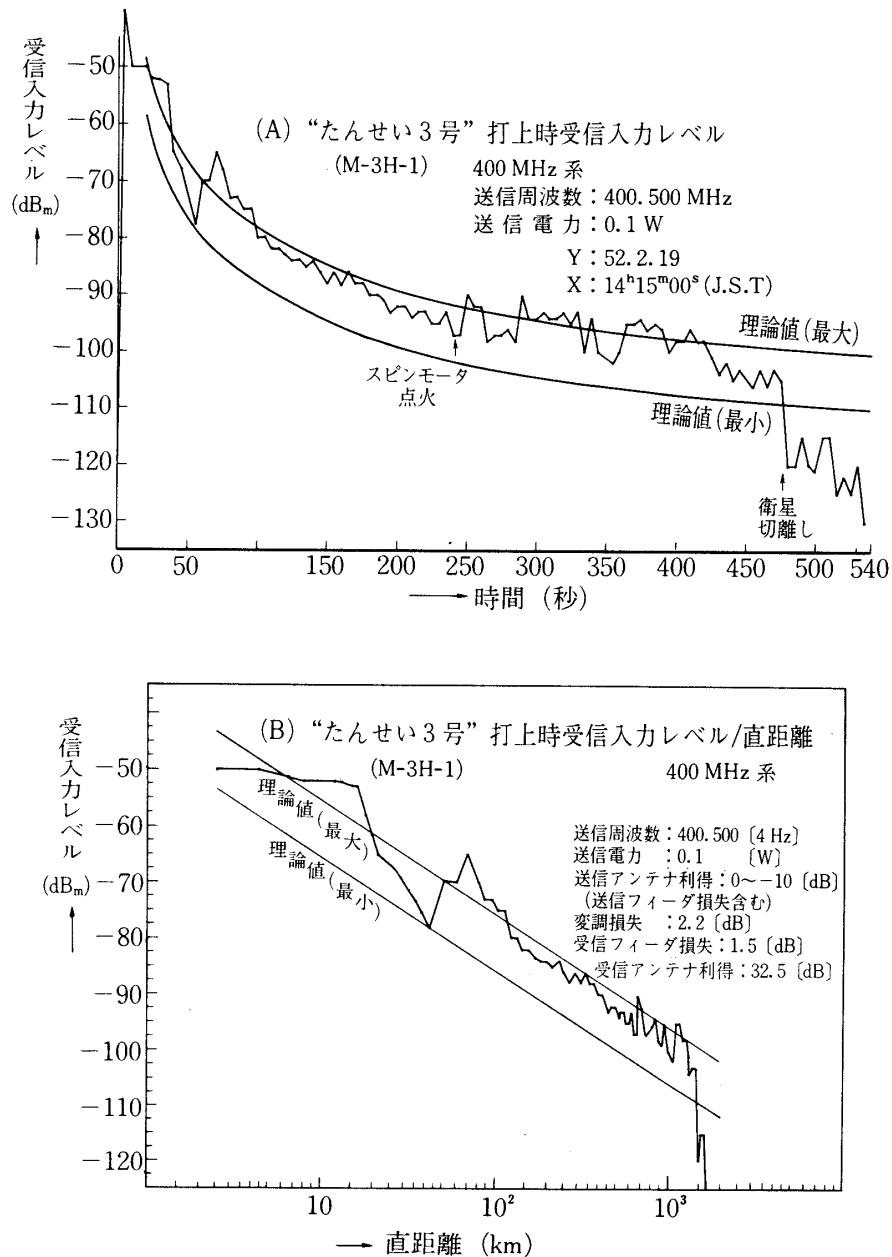
第10図 打上げより軌道投入までの衛星スピン周波数変化



第11図 サンチャゴゴ局におけるキックモータ点火、切離時の受信レベル

クモータの点火, 切離し, ニューテーションダンパの動作が行われた. また, この間計測内容も制御されて, キックモータの内圧を計測するモードに切替えられていた. さらにディレイコマンドによるデータレコーダへの制御も確認されており, 記録容量 118 分と衛星周期との関係からデータレコーダへの記録が途中で停止された.

このように地球を 1 周して得られた実時間および再生データから総合判断すると, 衛星の



第12図 打上げ時の 400 MHz のテレメータ受信レベル  
(Aが時間に対する / Bが距離に対する)

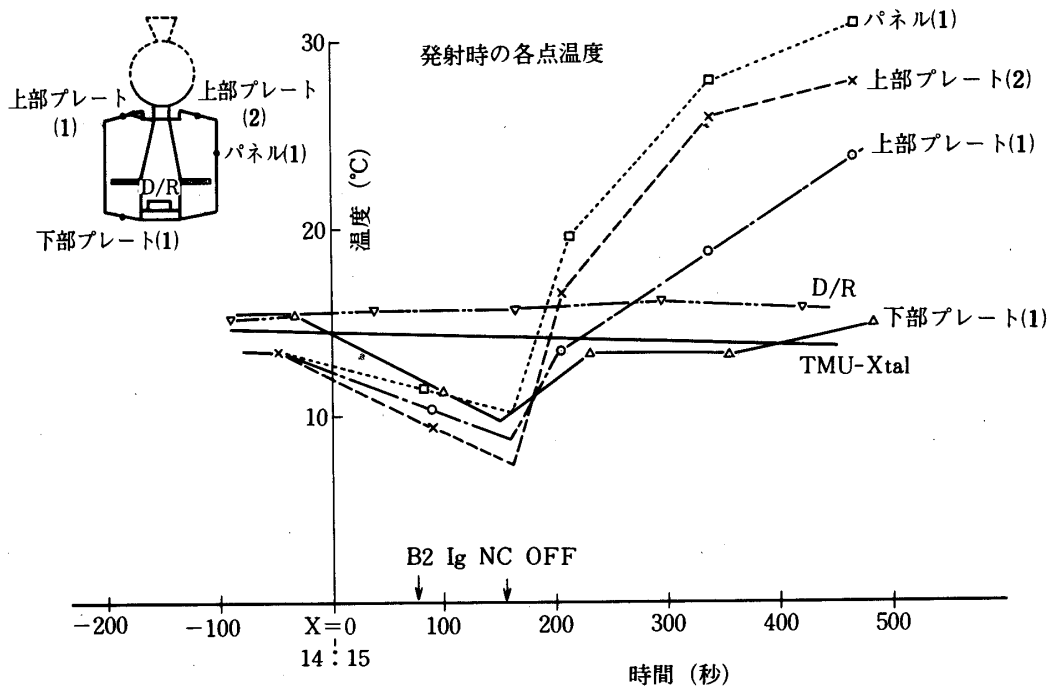


電源、テレメータ、姿勢系などの基本機器の機能はすべて正常に動作しており、また衛星外板と内部機器温度も規定範囲内にあることが推定される。

テレメータ受信状況については、136 MHz 系の PCM 復調波形、400 MHz 系の FM 復調波形とも良好で、受信レベルについてもほぼ予想値に近い値を示しており、テレメータ送信機、アンテナ、エンコーダなど信号処理および伝送系はすべて正常に動作していると思われる。

テレメータ電波の追跡受信については、内之浦局以外にも支援を依頼しており、米国航空宇宙局の各追跡局においては、日本標準時 14 時 19 分 25 秒にグアム、14 時 33 分 23 秒にオーロラル、14 時 57 分 40 秒にサンチャゴ、15 時 24 分 52 秒にウインクフィールドとそれぞれ衛星からの電波を受信したとの報告がなされた。その時得られたデータは地上磁気テープに収録されており、後日日本へ郵送された。第 11 図にサンチャゴ局で受信したテレメータ電波 (136 MHz, 400 MHz) の受信レベルの一部分を示す。これによるとキックモータの燃焼時と切離し時刻を確認することが出来、その時のレベル変化の様子を見ることができる。

また、1 周周回後の電波についても、同じく日本標準時 15 時 53 分 33 秒に宇宙開発事業団沖縄追跡局、15 時 53 分 38 秒に同事業団勝浦局、15 時 53 分 35 秒に電波研鹿島局が、それぞれ MS-T3 衛星からの電波を受信した。



第 13 図 打上げ時の衛星各点温度

第12図に打上げ時の400 MHzのテレメータ受信レベルを時間と距離に対して示し、第13図には打上げ時の衛星各点の温度変化を示す。

### 3. 軌道上における工学的実験

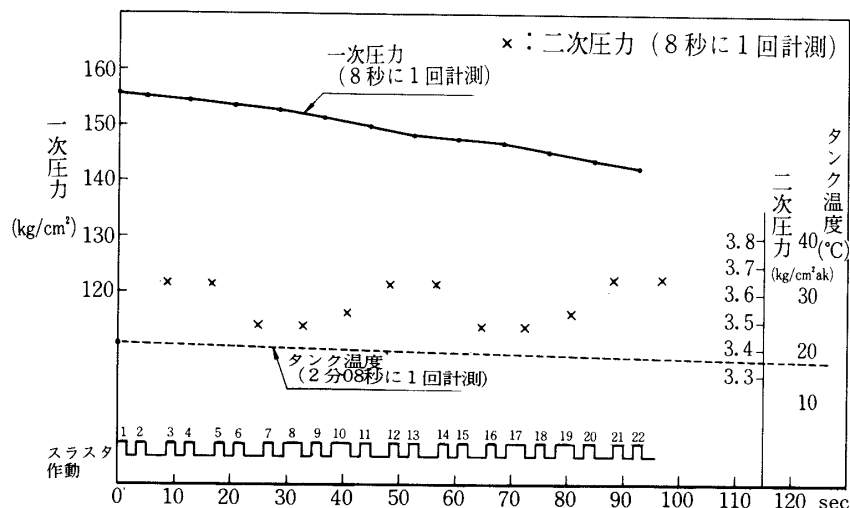
地球を1周した衛星は地上からのコマンドにより第1のヨーヨーデスピナを作動させ、スピンの数を毎秒1.9回より毎分34回に低下させ、工学的実験に移った。

#### i) コールドガスジェットによるニューテーション動作確認実験

2月20日の第9周目にスラスタ作動チェックおよび圧力チェック終了後、スタートバルブを作動させ、コールドガスジェット装置が良好であることを確認した。この結果を踏まえ、同20日の第10周目に地上からのコマンドにより搭載ガスジェット装置を作動させ、ニューテーション（首振り運動）を起して、それが減衰してゆく過程のニューテーションダンパの動作特性実験を行った。

その結果は、ほぼ予想値近い妥当な動特性を示した。この時スラスタは22回作動させたが、プログラマブルタイマによる制御パターン通り作動しており、一次圧の圧力降下は $13.3 \text{ kg/cm}^2$ で、計画消費量と一致した。

その後、ガスジェットによる衛星スピン軸を変更する若干の実験を予定していたが、実験終了後に閉じる予定であった窒素ガスタンク出口の弁が閉じていることが2月21日の第20周目に確認されたので、ガスジェット装置によるその後の実験は打切った。この予期しない遮断弁の動作の原因は、その時のデータから検討した結果、コマンド系が地上電波の妨害を受けたことによるものと判明した。第14図にニューテーション誘起実験時のスラスタ作動状況および圧力、温度変化を示す。



第14図 ニューテーション誘起実験時のスラスタ作動および圧力、温度変化

## ii) 沿磁力線姿勢安定化の実験

沿磁力線姿勢安定化の実験は、ガスジェット装置の遮断弁が実験終了前に閉じてしまうという予期しないトラブルが生じたため、予定を繰り上げ2月21日より実施された。その手順は、①スピン停止、②マグネット展開、③SLD制御と行われた。以下に実際に行った経過とその時の動作結果を述べる。

### ①スピン停止

2月21日、15時25分、第22周目において、地上コマンドにより第2のヨーヨーデスピナを動作させ、スピン数をほとんどゼロに近い7分間に1回程度に低下させた。この状態で約1日間衛星を監視し、その姿勢変動および温度変化のデータを取得した。

### ②マグネット展開

2月22日、11時06分、第31周目で地上コマンドにより沿磁力線安定化のためのマグネットを展開させた。この状態で衛星の秤動運動(ライブラーション)を測定したところ衛星基準軸と地磁気磁力線のなす角は、周期9分ないしは12分で変化し、その最大値は衛星が地球を1周する間に $40^{\circ}$ から $130^{\circ}$ の値であった。

### ③SLD制御

2月22日、13時23分、第32周目においてSLD粗制御モードを動作させ、さらに2月23日、4時33分、第39周目には、これをSLD精制御モードに切換えた。その結果、衛星基準軸と地磁気磁力線のなす角の最大値は第41周目において $6^{\circ}$ から $18^{\circ}$ の値になったことが確認され沿磁力線安定化制御システムが正常にその機能を果していることが実証された。

## iii) 測距実験

“PNコードによるRARRシステム”を使用した距離測定実験は、今回のMS-T3衛星ではじめて行われ、標準偏差20m程度の良好な精度で測定することができた。第15図に第17周における測距実測データと予報値を示す。

## iv) 紫外線放射計測の実験

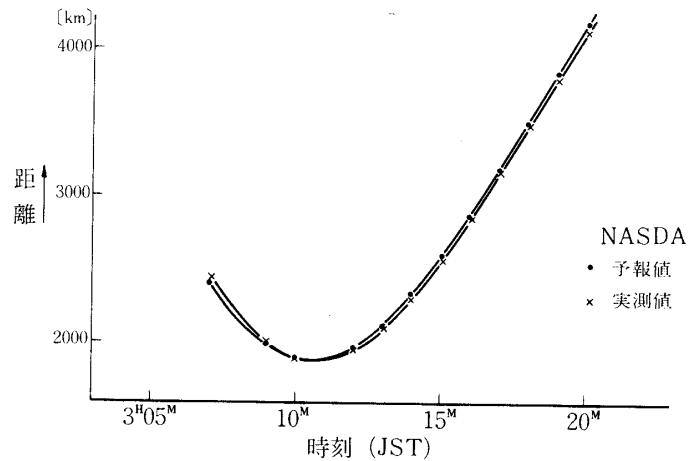
この実験は第5号科学衛星(EXOS-A)で予定されているオーロラ撮像の基礎資料を得るためのもので、2月25日、3時18分(JST)第60周目より沿磁力線姿勢を保ちつつ紫外線放射計測の実験に入った。最初にこの計測装置の高圧電源を低い順に投入することから始められ、その動作を確認後、北半球高緯度地上上空の観測を行った。その結果、オーロラ発光と考えられる輝度分布を検出し、オーロラ観測のための基礎資料を得ることができた。

## 4. プログラマブルタイマによる運用

プログラマブルタイマは、MS-T3衛星に初めて搭載されたもので、その主要機能はディレイコマンドによる可視外の衛星動作モードを制御することと、ガスジェット系への姿勢制御信号を送出するものである。

打上げ後軌道上での制御動作は、すべて正常に行われ、ガスジェット制御モードでの運用を1回、ディレイコマンドモードでの運用を21回実施し、完全にその機能を果したことが確認された。

ガスジェット制御は、シャットオフバルブが閉じるという不具合のため、ニューテーショ



第15図 第17周における測距実測データと  
NASDA 予報値との比較

ンモードのみしか運用できず、ラムラインモードでの動作は一度も実施できなかった。

ディレイコマンド運用モードは、打上げ時に約2時間でデータレコーダ電源をオフするという制御を行ったほかは、軌道上では主としてSLDの運用とUVPの観測に関する制御を行った。特にUVPの観測では4～5周回連続して非可視軌道にある場合でも、このディレイコマンドを用いて有効なデータを取得することができた。

### 5. 温度とヒートパイプ

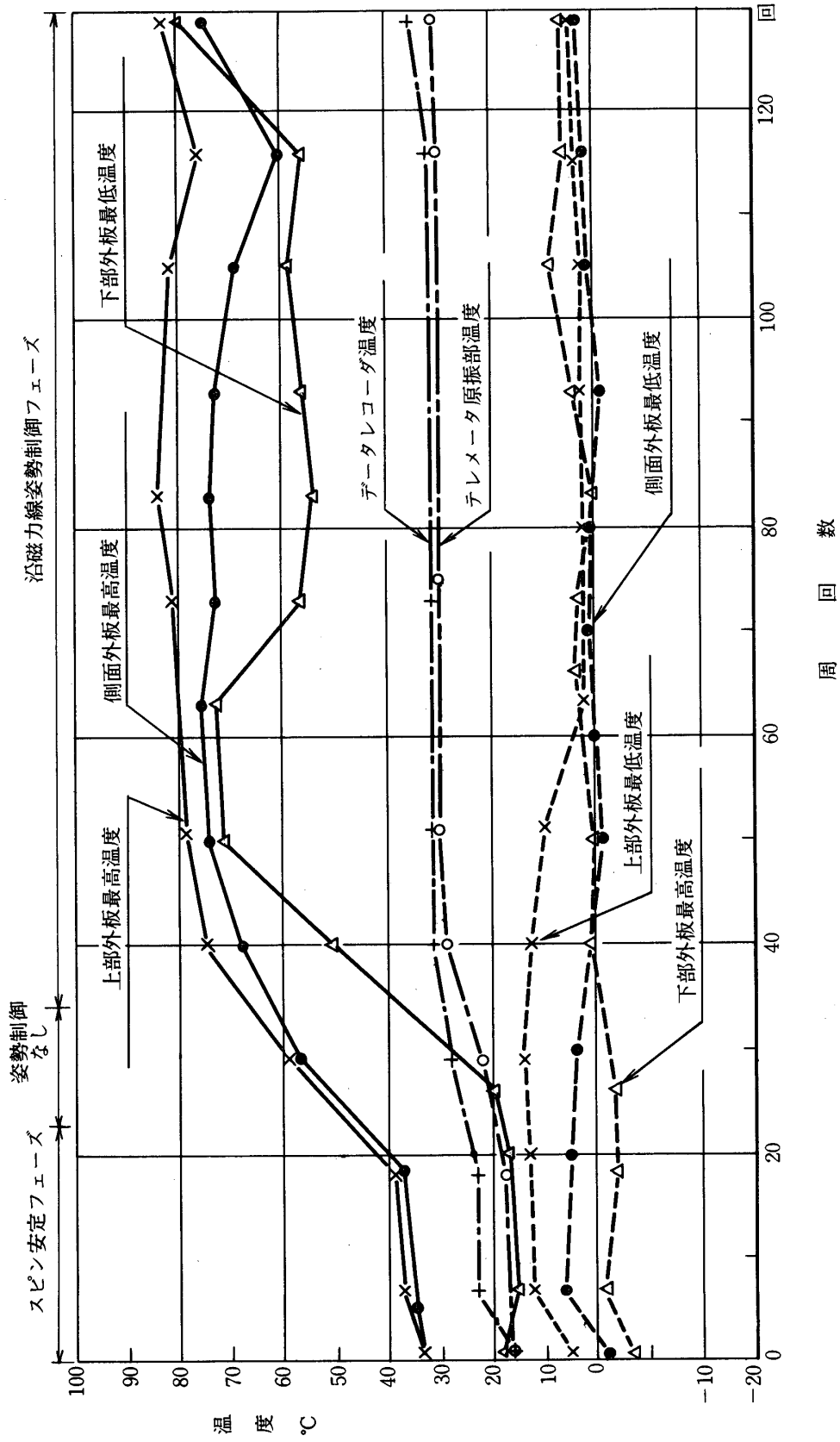
衛星各部の温度はほぼ要求温度範囲内に納まり、内部温度は約2週間の実験期間中を通じて適温に保たれ、熱設計が適切であったことが結論された。

この衛星は大きく“スピン安定フェーズ”と“沿磁力線制御フェーズ”に分けることができるが、打上げ前の予測温度との比較では、スピン安定時と沿磁力線制御時で約5℃の差で予測と一致した。

ヒートパイプについては、今回初めて搭載され、スラストチューブに沿ったものHp-Sと側面パネルに沿ったHp-Cが取付けられたが、各点の温度計測の結果、側面パネル間等の温度勾配を縮小するよう正常に熱量が輸送され、その機能を果していることが確かめられた。第16図に衛星の外板および内部機器の推移を示す。

### 6. 電 源

“たんせい3号”の電源系は、試験衛星のため太陽電池は搭載せず酸化銀亜鉛電池に安定化回路を組合せたもので構成されており、その寿命は約2週間であったが飛翔後は非常に安定に動作し打上げ後14日目に+BAT(H)の電池の容量が零になり衛星寿命がつかれたことが確認された。すなわち、3月3日の130周から3月4日(Y+13日)の134周の間に+12V系電池の全容量を放電し寿命がつかれた。限られた電池容量のため打上げ前の運用計画は、



第16図 衛星外板および内部機器温度

周回数

姿勢制御なし

スピ安定フェーズ

沿磁力線姿勢制御フェーズ

ガスジェット制御実験と沿磁力線姿勢制御実験を期間的にほぼ等分に行う予定であったが、ガスジェット実験がY+2以後できなくなり、沿磁力線姿勢制御実験を早めた関係上、計画とは大きく異なったが、実験の酸化銀亜鉛電池の放電容量は予測容量とよく一致しており、BATは所期の性能が出ていると考えられる。また、±12V、+5V系のレギュレータ出力電圧は終始一定で、レギュレータが正常に動作していることがわかる。電源系としては完全に動作したと考えられる。第17図に電源電圧と実績電池放電容量曲線を示す。

### 7. コマンド系の動作と外来電波による誤動作および対策

“たんせい3号”のコマンド系の動作はおおむね良好であったが、運用に入った一時期に限り従来の衛星で経験しなかった電波干渉によると思われる誤動作を生じた。このため、ガスジェット制御装置のシャットオフバルブが作動し、コールドガスジェットによる姿勢制御実験のうち一部が実験できなくなるという現象が生じた。

1) この原因についての検討は、いろいろの角度から行われその詳細については別途報告にゆずるとして、最も有力と思われる推定として次のことが考えられた。すなわち

「サブキャリアトーンを検出してコマンドデコーダの電源をON/OFFする回路が外来雑音電波を受信して起動され、特定の時間間隔でデコーダ電源のON/OFFが生じるため」である。

2) 今後の対策として、次のことを検討する必要がある。

- ① デコーダON/OFF回路の動作時定数を変更することによって動作可能領域を除去する。
- ② “たんせい3号”では測距装置のためコマンドの変調度を低下させてあり、このためコマンド受信機のビデオアンプ利得を上げているが、これを必要最小限にする。
- ③ 誤動作すると、衛星のミッションの運用に重大な支障のあるコマンドは二重にするか、動作順序をもたせる。

などがあげられる。

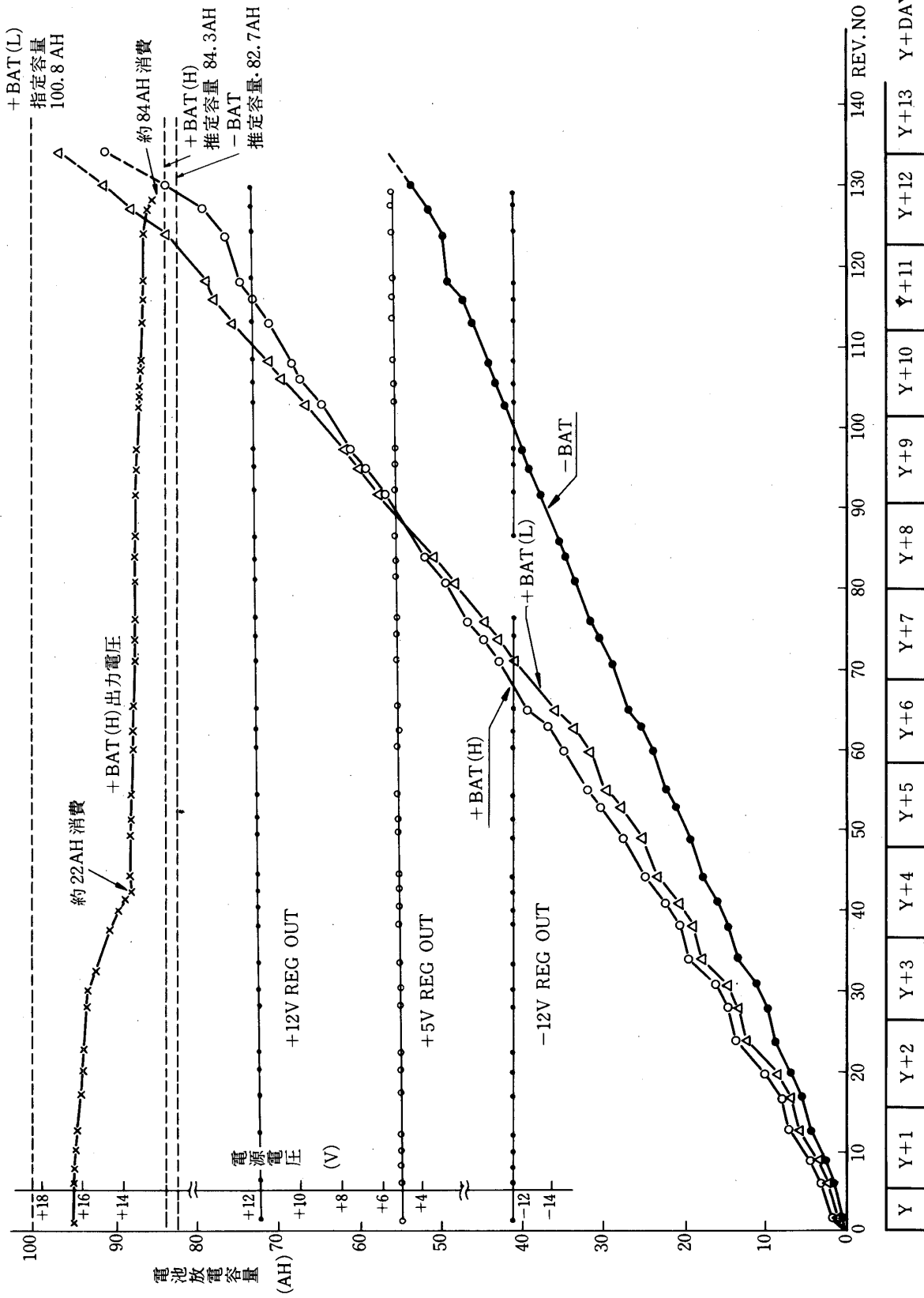
また、主な問題点としては、次の2点があげられる。

- ① コマンド系が妨害をうけてガスジェットのシャットオフバルブが閉じてしまった点で、今後の衛星コマンド系の設計において重要項目についてはコマンド制御を二重にするなどの手段により誤動作防止に一層の配慮を払う必要があると思われる。
- ② キックモータ点火に至るまでの間の衛星の首振りが予想を上回った点で、この原因としては、ヒートパイプ中の流体の運動や可動物体の運動が考えられるが、今後十分検討して無視できる程度に小さくする必要があると考えられる。

### む す び

“たんせい3号”は、コマンド系が地上電波の妨害を受けてガスジェット系遮断弁が作動するという不測の事態が発生したため、ガスジェットによる姿勢制御実験が完遂できなかったが、その他のミッションは予定通り達成され、第5号科学衛星EXOS-Aの打上げが可能となった。

主な成果としては、



第17図 “たんせい3号” 電源電圧と電池放電容量

Y	Y+1	Y+2	Y+3	Y+4	Y+5	Y+6	Y+7	Y+8	Y+9	Y+10	Y+11	Y+12	Y+13	Y+DAY
---	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	-----	------	------	------	------	-------

- ① M-3H-1号機の飛翔性能確認.
- ② 沿磁力線制御に関する諸データの取得により, その性能が確認されたこと.
- ③ 紫外線観測データの取得のためのプログラマブルタイマの運用技術と動作性能の確認.
- ④ 沿磁力線制御フェーズでの熱的データが取得されたこと.

と考えられる.

最後に, 本衛星実験を遂行するにあたりコールドガスジェットによる姿勢決定制御実験のソフトウェア開発で横須賀通研の中谷一郎調査投のご協力をいただいた.

さらに, 搭載機器の運用とデータ処理に関する各部門を担当された野村研究室, 林研究室, 後川研究室, 秋葉研究室, 二宮研究室, 加東田研究室, 丹羽研究室, および東大理学部金田栄祐先生, 東海大学高橋隆男氏に感謝の意を表します.

また, 衛星全搬のインテグレーションとサブシステムの製作を担当された日本電気株式会社をはじめ, 各サブシステムの製作を担当された測機舎, 日立製作所, 松下通信工業, 松下技研, 浜松テレビ, 富士通, 三菱重工(長崎), 湯浅電池の各株式会社, さらに衛星追跡受信とデータ処理に協力された日本電気, 三菱電機, 明星電気, ファコムハイタックの各株式会社の地上グループなど, 各担当メーカーの方々に厚く感謝の意を表します.

1979年12月27日 新設部(工学)