

M - 4 S 搭載 伝 送 機 器

斎 藤 成 文・野 村 民 也・林 友 直
横 山 幸 嗣・井 上 浩三郎・橋 本 正 之
河 端 征 彦・高 橋 武・瀬 尾 基 治

A テレメータ・コマンド

I テレメータ

1. 概 要

テレメータ送信機はM-3D機では尾翼筒部にTM-1 (295.6MHz), 第3段計器部にTM-2 (296.2MHz)とTM-3 (295.0MHzパイロット信号296.7MHz付) の2台とコマンド受信機, 衛星部に136MHz送信機とTM-4 (915MHz) を搭載した。M-4S型では1~4号機とも第3段計器部にTM-1 (295.0MHz), TM-2 (296.2MHz), および, TM-3 (915MHz) の3台とコマンド受信機を搭載した。

計測項目はM-4Sにおいては各号機ともほぼ同様で, TM-1は機体計測の測定情報, TM-2は姿勢制御系の測定情報, TM-3は1, 2号機ではタイムシーケンスの情報, 3, 4号機では機体振動の情報を主体として地上に伝送した。M-3Dではこの他に第1段モータ関係の機体計測と衛星部の機体振動の情報を伝送した。

送信アンテナはテレメータ, コマンドとも胴体装着型フック・アンテナを使用した。M-3Dでは尾翼筒部で埋込み式アンテナ, 衛星部915MHzテレメータにクロスダイポール型アンテナを使用した。

搭載テレメータは各号機ともほぼ正常に動作し機体が水平線下に没するまで各機器の作動および測定情報を完全に受信記録することができた。ただし, 4S-2においては第4段モータ点火と同時にTM-1, TM-2の信号が断えている。

コマンド受信機は各号機とも指令電波を正常に受信し, これによりタイマMT-4が起動していることがテレメータによって確認されている。

2. 搭載テレメータの諸元

各テレメータ送信機の諸元は表1, 2に示す通りである。

表 1 300 MHz テレメータ送信機性能, 諸元

発振型式	水晶制御
電波型式	F ₂
送信型式	FM-PM
搬送波周波数	295.0 MHz, 296.2 MHz $\pm 5 \times 10^{-5}$
最大周波数偏移	± 120 KHz
搬送波出力	0.5 W
副搬送波周波数	IRIG, BAND 2~15
副搬送波最大偏移	中心周波数 $\pm 7.5\%$
チャンネル数	14
入力信号	0 ~ +5 V
入力インピーダンス	350 K Ω 以上
変調直線性	$\pm 1\%$ 以内
使用電力	20 V, 0.6 A
アンテナVSWR	2.0 以下

表 2 900 MHz テレメータ送信機性能, 諸元

発振型式	水晶制御
送信型式	SS-FM
搬送波周波数	915 MHz $\pm 1 \times 10^{-5}$
最大周波数偏移	303 KHz
無線帯域	700 KHz
搬送波出力	3 W
副搬送波周波数	4.74 KHz ($\times 1, \times 2, \times 3, \times 4, \times 5, \times 6, \times 8$)
チャンネル数	6
伝送帯域	10 Hz ~ 3 KHz
使用電力	12 V, 2.5 A
アンテナVSWR	2.0 以下

3. チャンネル配分

各テレメータ送信機のチャンネル配分を表3, 表4に示す。

表 3 300MHz Z テレメータ・チャネルの割当

IRIG BAND No	中心 周波数 (KHz)	レス ポンス (Hz)	計 測 項 目											
			M-3D-1			M-4S-1		M-4S-2		M-4S-3		M-4S-4		
			TM-1	TM-2	TM-3	TM-1	TM-2	TM-1	TM-2	TM-1	TM-2	TM-1	TM-2	
2	0.56	8.4	—	—	—	CM-A _{ns}	ROLL-RATE	CM-A _{ns}	ROLL-RATE	F-OPEN/CM-3	ROLL-RATE	F-OPEN/CM-1,2	ROLL-RATE	
3	0.73	11	Sep-1	CM, A _{ns}	—	SPIN	PITCH-RATE	SPIN	PITCH-RATE	SQ-1, CM-1,2	PITCH-RATE	SPIN	PITCH-RATE	
4	0.96	14	Sep-2	F-OPEN	PITCH-RATE	F-OPEN	S-1	SQ-2	S-1	GAH	SQ-2	GAZ	SQ-2	
5	1.3	20	SC-1	TIME SEQUENCE	PITCH-CX FINE	GAH	Z-1	GAZ	Z-1	GAZ	SQ-3	GAH	SQ-3	
6	1.7	25	SC-2	P	PITCH-CX FINE	GAZ	YAW-RATE	GAH	YAW-RATE	SPIN	YAW-RATE	T-S1	YAW-RATE	
7	2.3	35	SS-1	GAZ	YAW CX FINE	Z-2	ROLL-RIG	Z-2	ROLL-RIG	Z-2	ROLL-RIG	T-S2	ROLL-RIG	
8	3.0	45	SS-2	GAH	YAW-CX	Y-1/SD	ROLL-CX	Y-2	ROLL-CX	Y-2	ROLL-CX	Z-1	ROLL-CX	
9	3.9	59	SS-3	S _y	YAW-RATE	Y-2	PITCH-CX COARSE	Y-1/SD	PITCH-CX COARSE	Z-1	PITCH-CX COARSE	Z-2	PITCH-CX COARSE	
10	5.4	81	SS-4	S _z	ROLL CX	S-2	YAW-CX COARSE	S-2	YAW-CX COARSE	T-S1	PITCH-CX FINE	Y-2	PITCH-CX FINE	
11	7.35	110	Y-3	F _s	ROLL-RATE	T	PITCH-CX FINE	T	PITCH-CX FINE	T-S2	YAW-CX FINE	MX-COARSE	YAW-CX FINE	
12	10.5	160	T _{s-1}	T	ROLL-RIG	X	YAW-CX FINE	X	YAW-CX FINE	X	ROLL-CW/PITCH ENG-RELAY	X	ROLL-CW/PITCH ENG-RELAY	
13	14.5	220	T _{s-2}	Z-2	PITCH, UP, DOWN ROLL, CCW	P-1/MX	ROLL-CW/PITCH ENG-RELAY	P-1/MX	ROLL-CW/PITCH ENG, RELAY	P-1 / MX	ROLL, CW, YAW ENG, RELAY	P-1 / MX-FINE	ROLL, CW, YAW ENG, RELAY	
14	22.0	330	—	Y-2	YAW, CW-CCW ROLL, CCW	P-2/SV	ROLL, CW, YAW ENG RELAY	P-2/SV	ROLL, CW, YAW ENG, RELAY	P-2 / SV	COMMUTATOR	P-2 / SQ-2	COMMUTATOR	
15	30.0	450	—	X-2	COMMUTATOR	P-3	COMMUTATOR	P-3	COMMUTATOR	Y-1 / P-3	PAC	Y-1 / P-3	PAC	

表 4 900 MHz テレメータ・チャネルの割当

チャネル No	副搬送波周波数 (KHz)	計 測 項 目				
		M-3D-1	M-4S-1	M-4S-2	M-4S-3	M-4S-4
1	4.74×1	Y	SQ-1	V-2	V-1	V-1
2	$\times 2$	Z	SQ-2	V-1	V-2	V-2
3	$\times 3$	X	SQ-3	N	V-3	V-3
4	$\times 4$	V-X	V-1	SQ-1	V-4	V-4
5	$\times 5$	V-Y	V-2	F-OPEN	$V-5/N-2$	$V-5/N-2$
6	$\times 6$	S	N	SQ-3	N-1	N-1
パイロット信号	$\times 8$					
リセット信号	1.185					

4. テレメータ受信系統図

テレメータ受信系統はM-4S各号機ともほぼ同様である。そのあらましのブロック構成を図1に示す。

5. 受信状況

テレメータの受信入力レベルと直距離との関係は各号機とも理論値にそい漸減しているが姿勢制御終了後の受信レベル変動はロケットの姿勢に関連し、送信アンテナ・パターンの特性が大きく影響している。スピン開始以後は周期的雑音が大きくなり、特にTM-2系統は受信アンテナ利得の差により雑音がやゝ著しい。

ロケット・モータ燃焼中の電波障害としては各号機とも点火時と燃焼終了直前において電波の減衰が大きく現われている。900 MHz テレメータは300 MHz テレメータに比べて全体に燃焼による影響が小さい。

各号機における受信入力レベルと直距離の関係を図2～図11に示す。

M-3D：発射後6分02秒まで受信しデータを記録した。しかし、1分22秒から5秒間スピン・モータ燃焼による電波障害を生じ、この間のデータは記録できていない。

尾翼部テレメータの受信レベルはフック型アンテナに比べ損失の大きい埋込み型アンテナのため理論値よりかなり低い値を示している。

M-4S-1号機：14分23秒まで受信しデータを記録した。TM-2は受信アンテナ利得の差により6分40秒以後は雑音レベルとなっている。受信入力レベルはノーズフェアリング開頭時に急激なレベル低下がある。また、スピン・モータ燃焼中と第3段モータ点火時に大きなレベルの低下が見られる。

2号機：各テレメータとも正常に動作し測定情報を伝送したが、11分30秒第4段モータ点火と同時にTM-1, 2のテレメータ信号が断たれた。受信入力レベルは、ノーズフェアリングの開頭、スピンモータの燃焼、および、第3段モータ点火直後等において、1号機

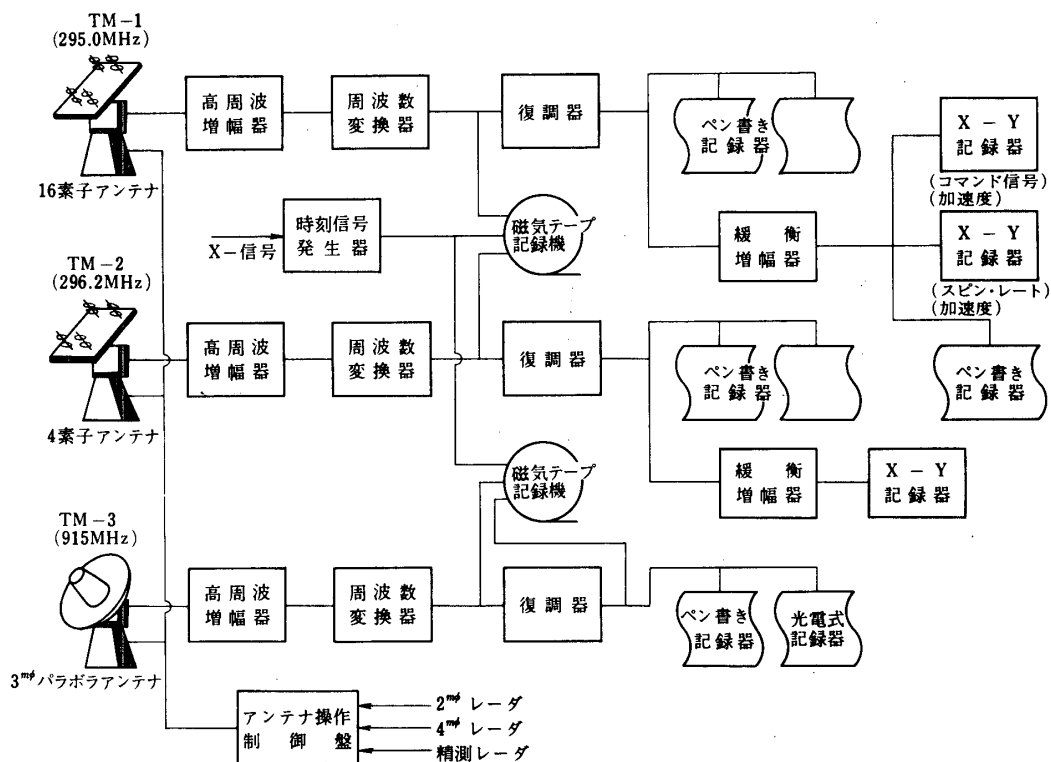


図 1 テレメータ受信系統図

と同様に電波減衰が見られるが全体にレベルの変動は小さく受信記録は良好である。

3号機：発射後16分25秒まで各測定情報を受信記録した。しかし、姿勢制御終了後TM-2は受信アンテナ利得の差により雑音の多いデータ記録となった。ロケットモータ燃焼による電波障害は第3段モータ点火時を除けば1, 2号機に比べて小さい。

4号機：発射後9分00秒まで各測定情報を受信記録した。TM-2の受信入力レベルが理論値よりかなり低い値で姿勢制御系のテレメータ信号は雑音の多いデータ記録となっている。TM-3は理論値にかなり良く合っており、アンテナ系を含む全系統が正常に動作したものと考えられる。

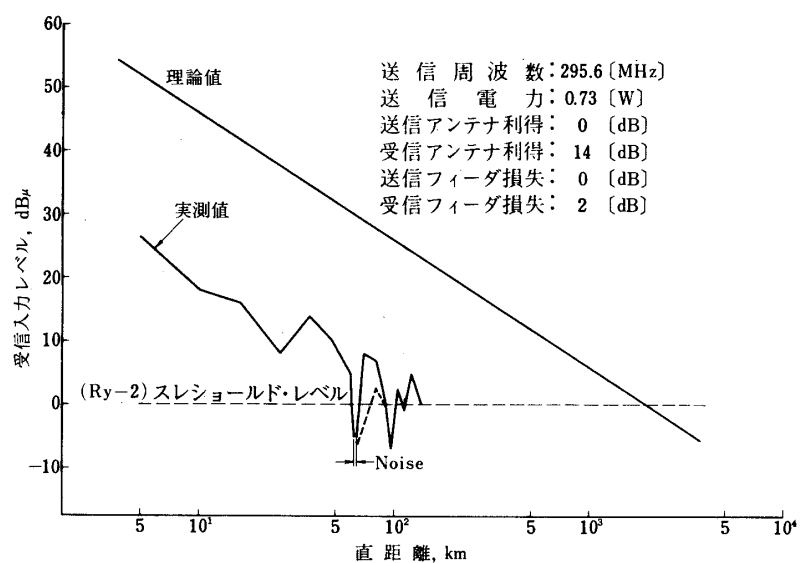


図 2 M-3D-1 尾翼部テレメータ受信入力レベル

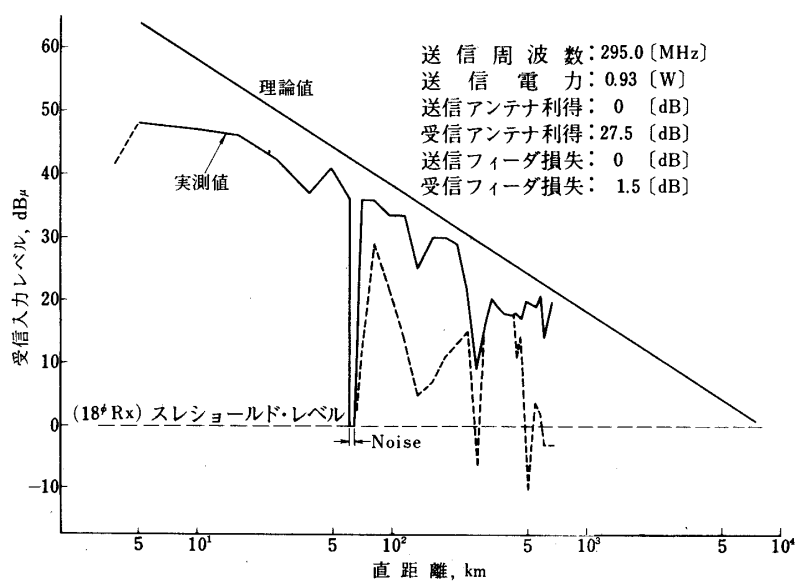
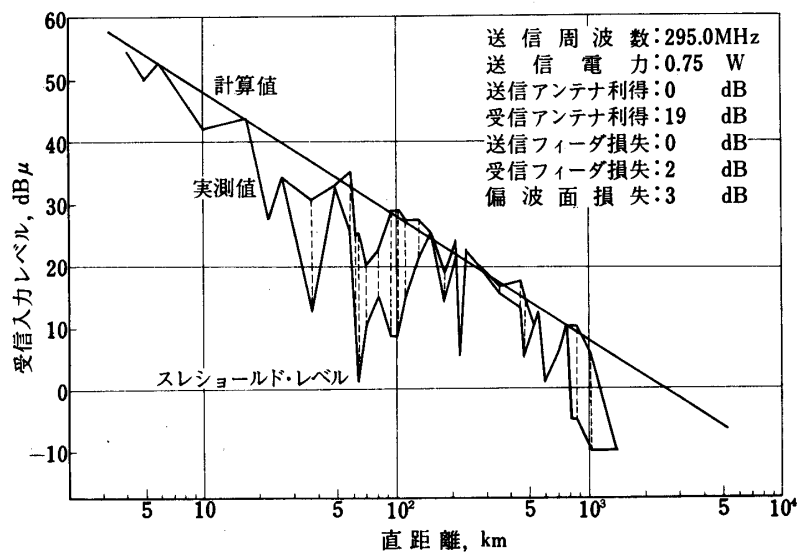
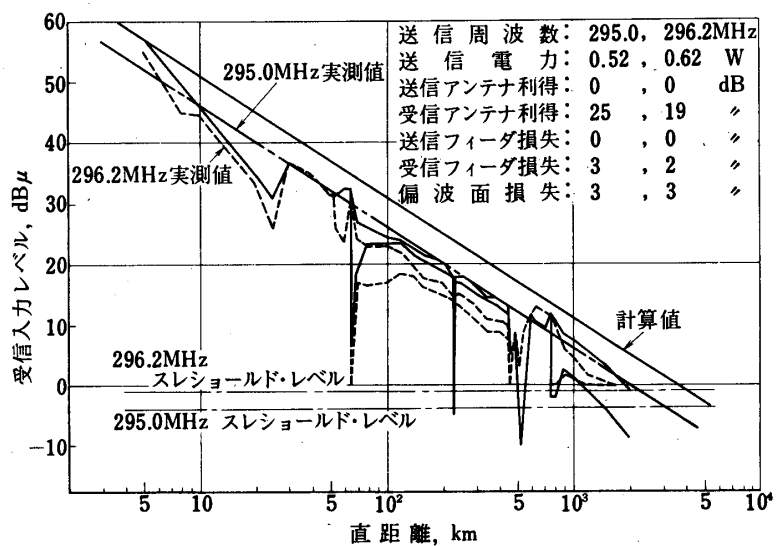


図 3 M-3D-1 295.0 MHz テレメータ受信入力レベル

図 4 M-4S-1, 295.0 MHz_z テレメータ受信入力レベル図 5 M-4S-2, 295.0, 296.2 MHz_z テレメータ受信入力レベル

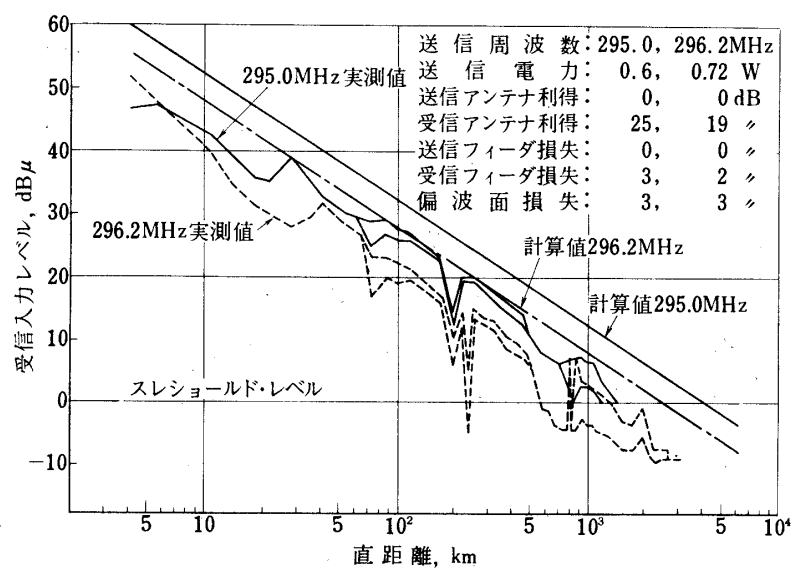


図 6 M-4S-3, 295.0, 296.2 MHz テレメータ受信入力レベル

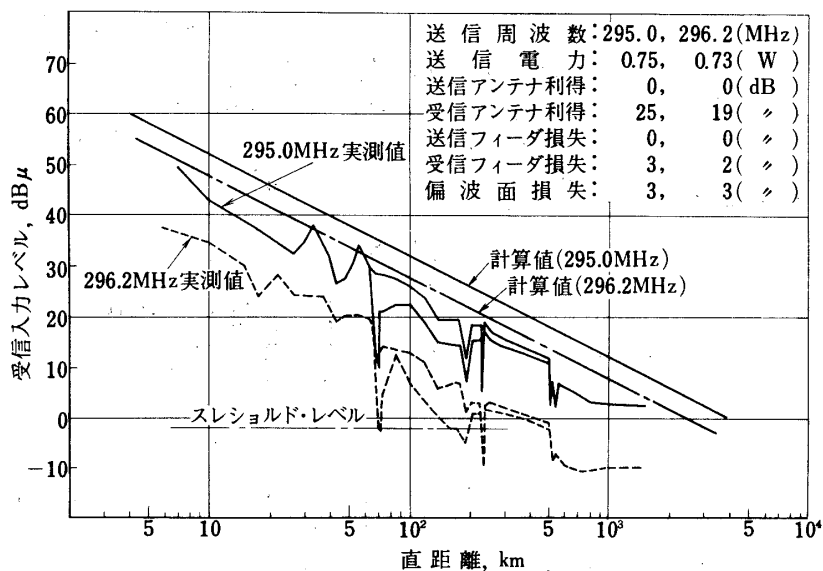
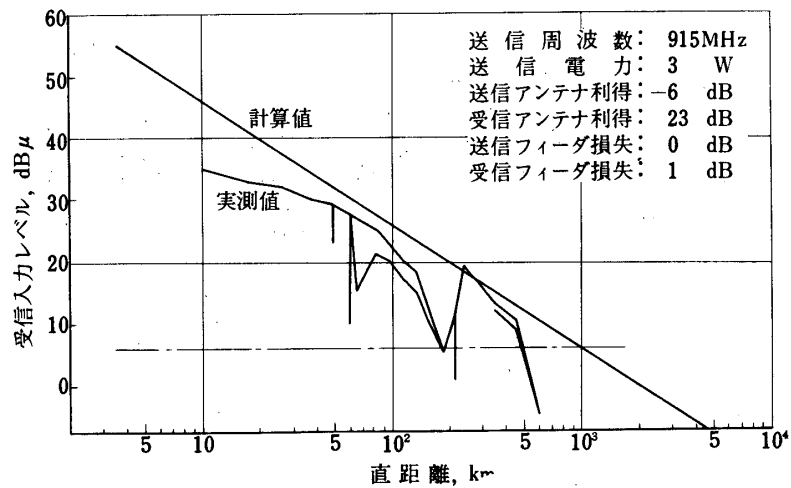
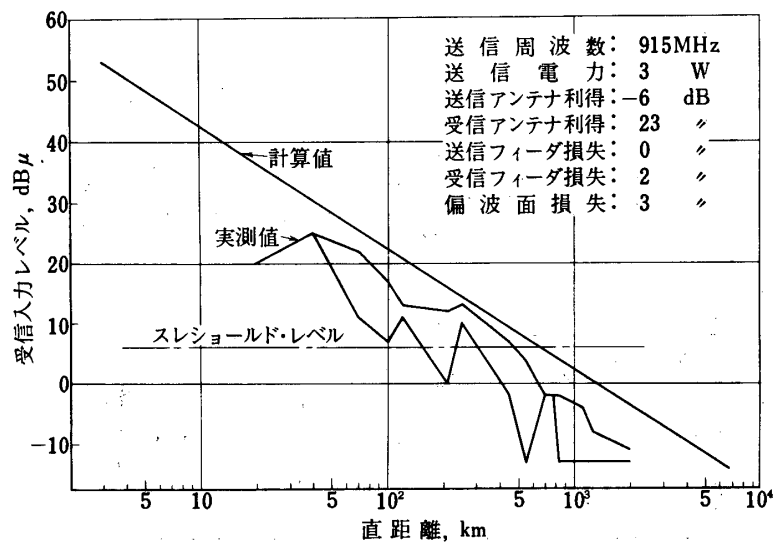


図 7 M-4S-4, 295.0, 296.2 MHz テレメータ受信入力レベル

図 8 M-4 S-1, 915MHz_z テレメータ受信入力レベル図 9 M-4 S-2, 915MHz_z テレメータ受信入力レベル

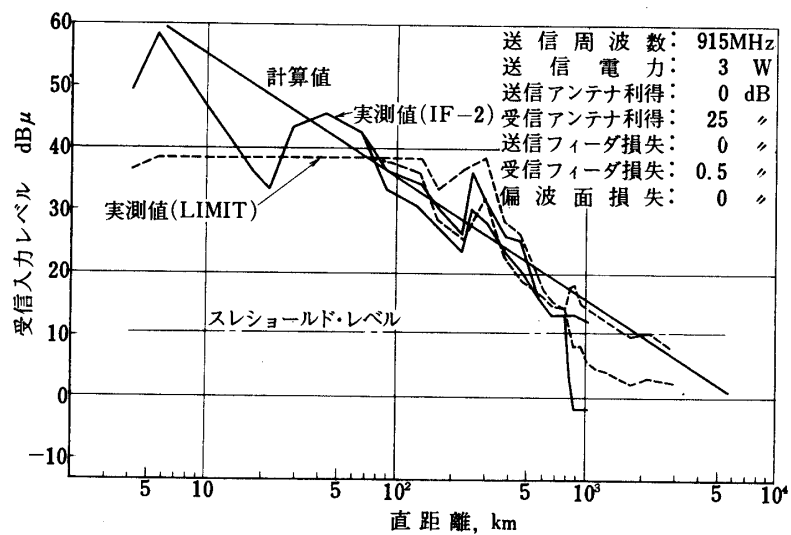


図 10 M-4S-3, 915 MHz テレメータ受信入力レベル

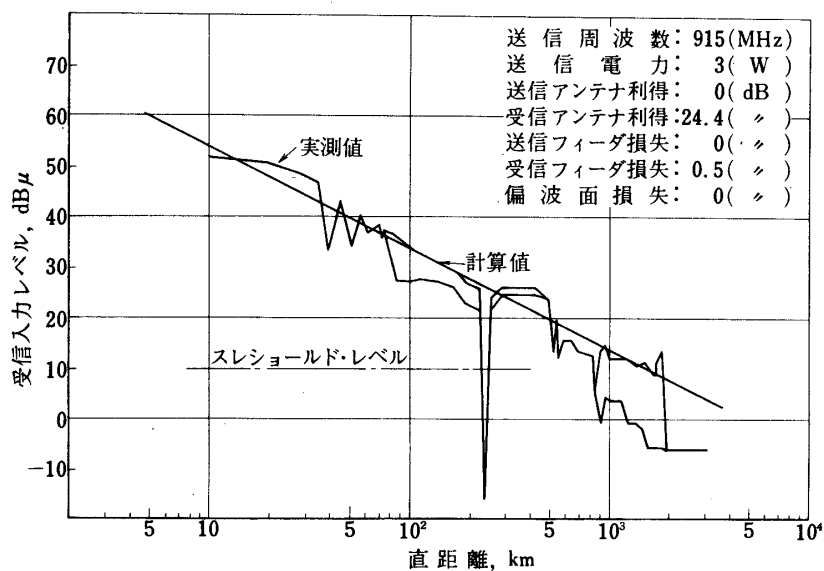


図 11 M-4S-4, 915 MHz テレメータ受信入力レベル

Ⅱ M-3D, M-4Sの410MHz コマンド

1. 概 要

コマンド受信機は飛しょう中のロケットの安全を確保するために、第3段目に搭載されており、飛しょう中のロケットに異状が認められた場合、地上からのコマンド送信によりデストラクト用の火薬を点火し安全を図るものである。

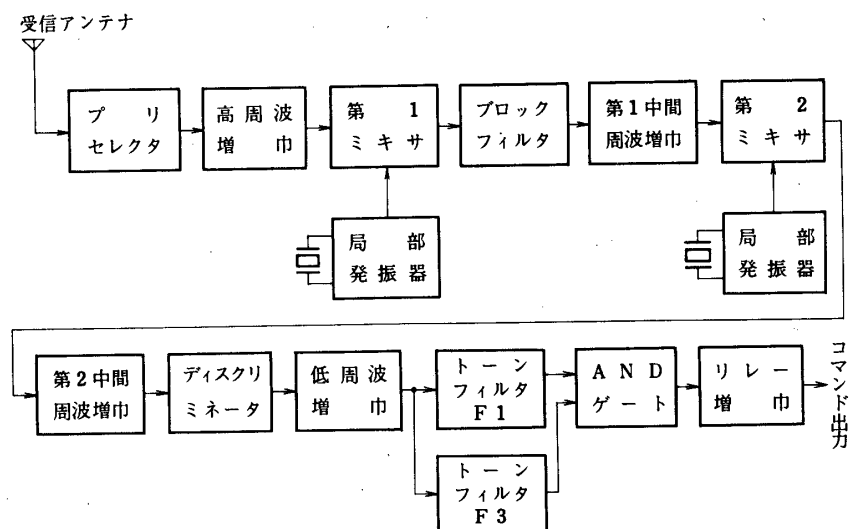
さらにタイマーの切り換えにより第4段目のロケットを点火することも出来るシステムになっている。コマンドの動作はテレメータにより確認出来る。

コマンド受信機の主要性能

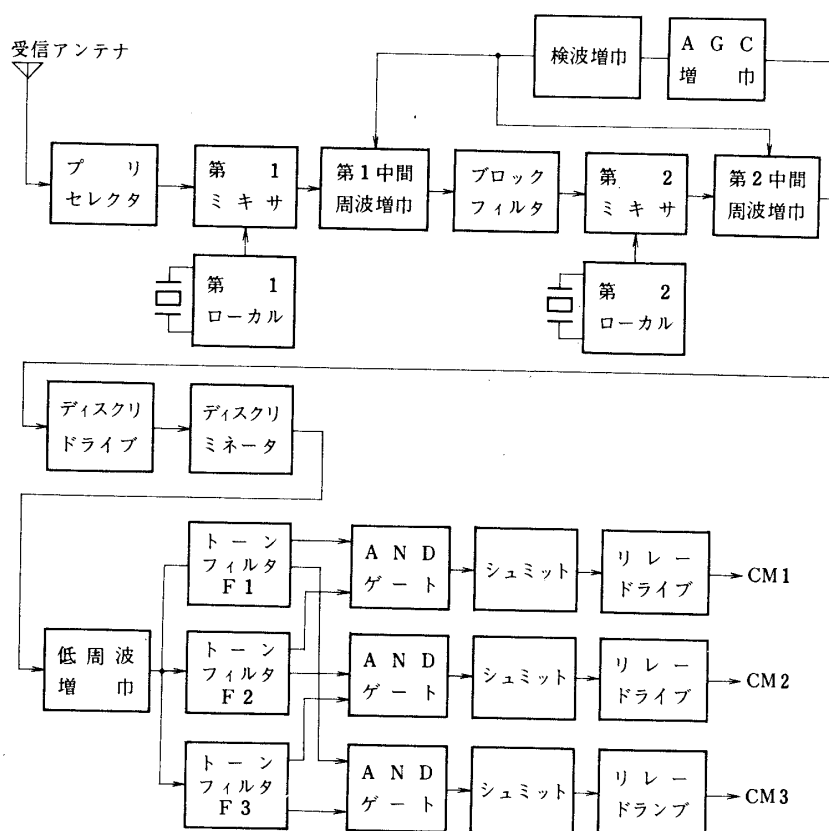
項 目	M-3D型	M-4S型
受 信 方 式	水晶制御ダブルスーパーヘテロダイン	水晶制御ダブルスーパーヘテロダイン
受 信 周 波 数	410MHz	410MHz
総 合 帯 域 幅	約±100KHz	約±50KHz
最低受信レベル	-97dB _m 以下	-97dB _m 以下
コマンド・トーン	2波	2波
アンテナ型式	胴体装着型フックアンテナ	胴体装着型フックアンテナ
アンテナVSWR	2.0以下	2.0以下
アンテナインピーダンス	50Ω	50Ω

2. コマンド受信機回路系統図

M-3D型



M-4S型



3. コマンド送信機の主要性能

送信周波数	400 ~ 410 MHz
送信出力	高 200 W
	低 100 W
出力インピーダンス	50 Ω
安定度	$\pm 20 \times 10^{-6}$ 以内
変調入力インピーダンス	600 Ω
S / N	7 rad の変調にて 40 dB 以上

その他

送信アンテナ	3 m 径 パラボナアンテナ
送信アンテナ利得	13 dB
ビーム幅 (Narrow)	23°
送信アンテナ V.S.W.R.	2.0 以下

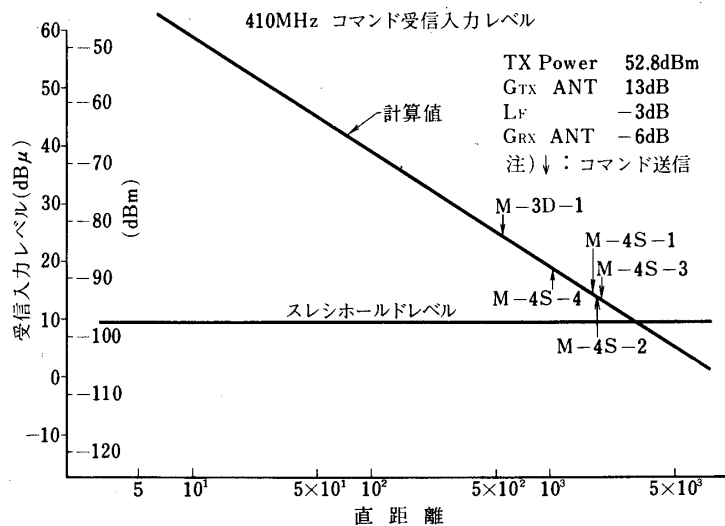
4. コマンド設定秒時

機 種	タイマ停止・点火電源カット	ディストラクトコマンド	I G 点火コマンド
M-3D-1	$\times - 30\text{sec} \sim \times + 4\text{ sec}$	$\times + 6\text{ sec} \sim$	なし
M-4S-1	"	$\times + 6\text{ sec} \sim \times + 308\text{sec}$	$\times + 312^{\text{sec}} \sim \times + 545^{\text{sec}}$
" 2	"	"	"
" 3	"	"	"
" 4	"	"	$\times + 312^{\text{sec}} \sim \times + 620^{\text{sec}}$

5. 飛しょう結果

地上からのコマンドは下表に示す秒時に送信され、正常にコマンド受信機により受信されテレメータでその動作が確認された。

機 種	送 信 秒 時	備 考
M-3D-1	$\times + 283.7^{\text{sec}}$	コマンド送受信テスト
M-4S-1	$\times + 530^{\text{sec}}$	I G 点火
" 2	$\times + 590.35^{\text{sec}}$	I G 点火・MT 4 タイマスタート
" 3	$\times + 589.2^{\text{sec}}$	"
" 4	$\times + 329.0^{\text{sec}}$	"



B 集中電源

1. 序

従来ロケットに搭載される各種機器はそれぞれ種類形式の異なる電池を電源として別個に用意していた。その結果次のような問題を生じた。

(1) 安全率を考慮して、各系統の機器ごとに電力に余裕のある電池を採用しがちで電源全体の占める重量体積が大きくなる。

(2) 点検箇所が多くなり、ロケット全体の信頼性を低くする恐れがある。

そこで一つの電源から各機器へそれらの所望の電圧、負荷に応じて電力を供給することにより上記の問題を解決しようとする集中電源方式がM-4S型ロケットに適用された。第3段計器部におけるテレメータ送信機、レーダトランスポンダ、および計測器等に対する電源がこれである。なお電池としては銀亜鉛蓄電池を用いているその構造は図1に示す通りであるがこの電池の長所としては下記の諸点を挙げることができる。

- (1) 小型軽量でエネルギー密度が高い。
- (2) 大電流放電が可能で容量、電圧の低下が少ない。
- (3) 放電中の端子電圧が平坦である。
- (4) 広い温度範囲で放電できる。
- (5) 耐振性、耐衝撃性など機械的強度が大きい。
- (6) 遊離の電解液が少なく液もれしにくい。
- (7) 腐食性ガスが発生しない。

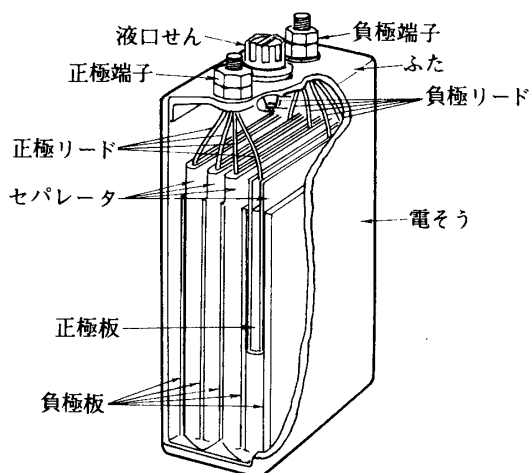


図 1

2. 集中電源の構成

M-4S搭載集中電源は制御部と電池部より構成されている。制御部は電池の内部・外部の切替えや充電状態への切替えを行なう機能をそなえている。その系統図を図2に示す。電圧と電池数は下記のとおりである。

- | | | | |
|--------|-----|--------|---------|
| + 20 V | 5AH | SZH-5型 | × 14 セル |
| - 20 V | 2AH | SZH-2型 | × 14 セル |
| + 28 V | 2AH | SZH-2型 | × 19 セル |
| + 10 V | 2AH | SZH-2型 | × 7 セル |

電池の代表的充放電特性を図3図4に示す。

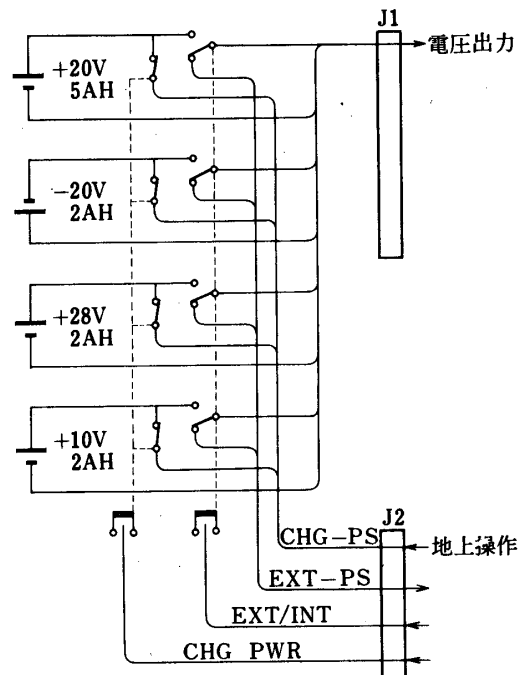


図 2

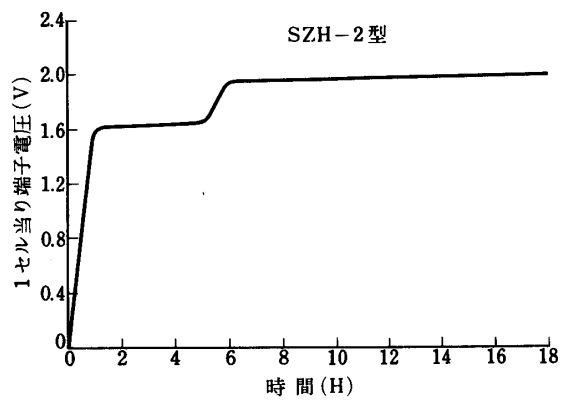


図 3

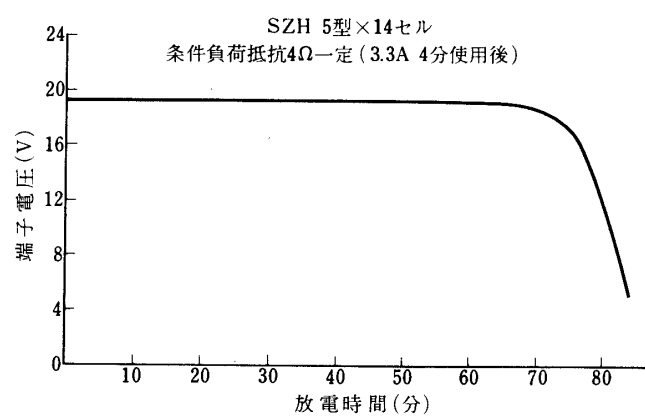


図 4

3. 実験結果

集中電源は飛翔前の諸試験過程において整備上の問題なしとしなかったが、飛翔実験に関する限りM-4 S各号機とも正常に動作し、各搭載機器はそれぞれその機能を十分発揮している。

C 衛星の設計及びその作動状況

1. 概 要

M-4S型ロケットによる衛星は、試験衛星「たんせい」、第1号科学衛星「しんせい」、第2号科学衛星「でんぱ」と、三つを数え衛星の機能と環境についての資料と多くの宇宙観測データを得ることができた。

M特集号の一環としてこれらの衛星について、はじめにその目的を簡単に述べ、衛星設計の立場からその構造、計装と搭載した観測装置の主要性能をあげ、衛星軌道上における各機器の動作状況（主に工学的機器について）を述べる。

2. 目 的

試験衛星「たんせい」・MS-T₁

M-4S-2に搭載し、MS-T₁と称し、軌道における衛星の環境及び基本となる衛星機能を試験するため、太陽電池の性能測定をはじめ衛星姿勢測定及び衛星各部の温度幅、搭載各機器の電圧・電流測定のほか、コマンドの制御動作などの試験を行う。又併せて、光学測定による軌道並びに姿勢観測の試験を行う。

第1号科学衛星「しんせい」・MS-F₂

M-4S-3に搭載し、第1号科学衛星の2番目のフライトモデルでMS-F₂と略称される。これは、軌道上での短波帯太陽電波、宇宙線、電離層プラズマの観測と、地磁気による姿勢検出、衛星計装上基本となる各部の電圧、電流、温度などの計測を目的とする。

第2号科学衛星「でんぱ」・REXS

M-4S-4によって打ち上げられ、REXSと略称された第2号科学衛星である。この衛星は電離層上部と磁気圏のプラズマ構造、磁気圏内の電磁波とプラズマ現象、地磁気で捕捉された荷電粒子の空間ならびに時間的変動、地球超高層大気 of 自然現象を長期にわたり観測するとともに、衛星に関する工学的測定を行なうことを目的としている。

3. 外観、構造、重量、機器配置

衛星の外観図、搭載機器配置図は「図-1」に示し、各衛星の重量、構造、搭載機器については「表-1」に記す通りである。

4. 搭載機器各部の機能及び性能の概要

地磁気姿勢計 (GAS)

フラックスゲート型磁力計を2軸そなえ、衛星スピン軸方向とこれに垂直な方向の磁界を測定する。またCdSポテンショメータ方式の太陽センサを用い、磁界測定結果とあわせて衛星の姿勢を決定する。

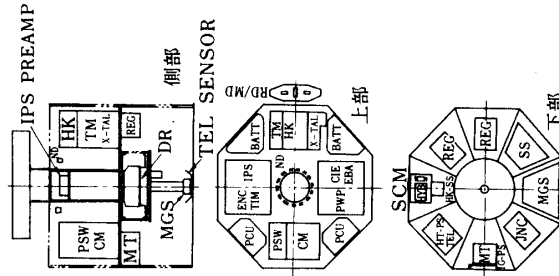
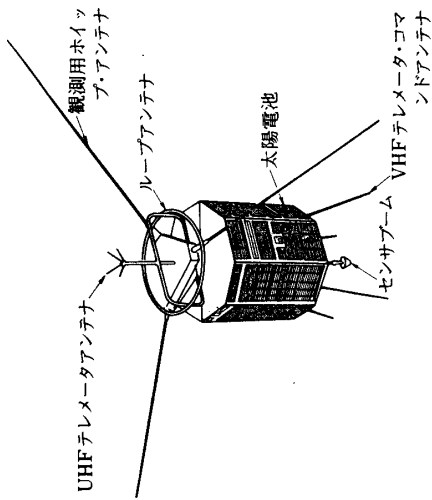


図1-3 第2号科学衛星「でんば」

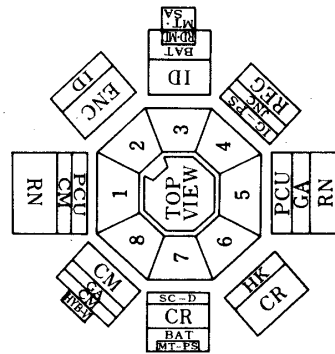
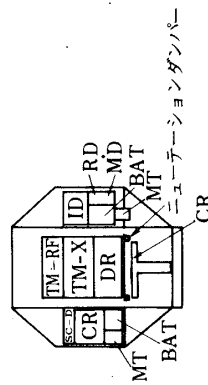
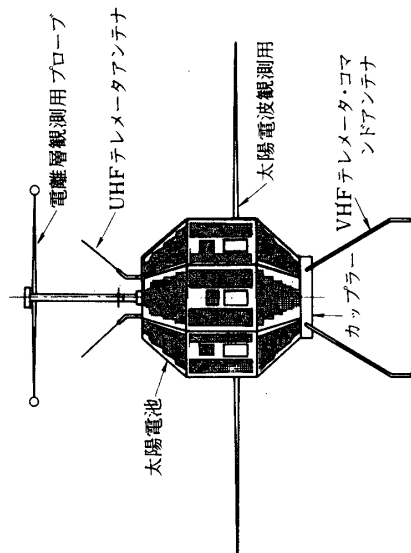
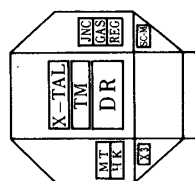
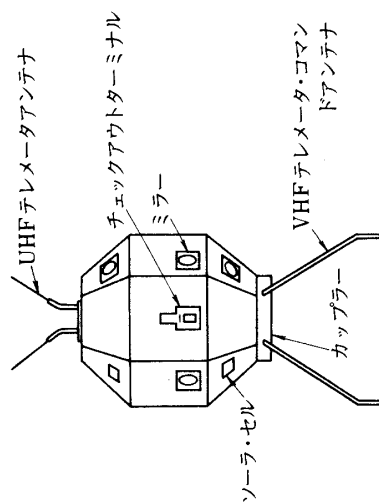


図1-2 第1号科学衛星「しんせい」

図1 衛星外観図・機器配置図



ランチャ方向

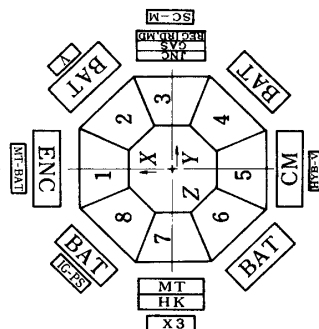


図1-1 試験衛星「たんせい」

表-1 各衛星の構造と搭載機器

衛星名称	たんせい・MS-T ₁	しんせい・MS-F ₂	でんぱ・MS-REXS
重量	63 kg	66 kg	75 kg
構造	直径75 cmの球に内接する26面体で、構体はマグネシウム合金で、外被パネルは縦割8分割のハニカムパネル8枚を2組に組立て、厚さは8 mmである。パネル表面は試験用太陽電池、光学測定用ミラーを取付てあり、黒色である。	直径75 cmの球に内接する26面体で構体はマグネシウム合金で、外板は厚さ8 mmのアルミニウムハネカム板である。外被構造のパネル表面は太陽電池を実装した縦割8分割のハニカムパネル8枚を2組に組立てる。	対角線75 cm、高さ68 cmの八角柱で、アルミニウムハネカムを用いた八角形の基板と、その上下に取付けた主柱部より成り、テレメータ用アンテナ及び地磁気センサー、電子プローブが取付てある。パネルの外面には約5400枚の太陽電池が実装される。
搭載機器	地磁気姿勢計 (GAS) (太陽センサ付き) 衛星内部環境測定器 (HK) 太陽電池性能計測器 (SC-M) 振動計測器 (X ₃ , V _s) テレメータ送信機 (TM-SA, DR) コマンド受信機 (CM-SA) 電源 (BAT) 衛星タイマ (MT-SA) 光学観測用反射鏡 (OM) アンテナ (ANT-V, ANT-U)	短波帯太陽電波観測器 (RN) 宇宙線観測器 (CR) 電離層プラズマ観測器 (ID) 地磁気姿勢計 (GAS) 内部環境計測器 (HK) テレメータ送信機 (TM-SA, DR) コマンド受信機 (CM-SA) 電源 (PS-SC, BAT, REG, PCU, JNC, IG-PS) 衛星タイマ (MT-SA) ニューテーションダンパ (ND) アンテナ (ANT-V, ANT-U)	電磁波プラズマ波測定装置 (PWP) プラズマ測定装置 (IPS) 電磁波励起実験装置 (CIE) 電子フラックス測定装置 (EBA) 磁場変動及び衛星姿勢装置 (MGS, SS) 電子温度測定装置 (TEL) 太陽電池性能測定装置 (SCM) 内部環境計測装置 (HK) テレメータ送信装置 (TM-SA, DR) コマンド受信装置 (CM-SA) アンテナ (ANT-V, ANT-U) 電源装置 (PS-SC, BAT, PCU, TNC, IG-PS) 衛星タイマ (MT-SA) ニューテーションダンパ と姿勢保持 用棒磁石 (ND, MAG)

衛星内部環境測定器 (HK)

衛星各部の温度、電圧、電流の測定、動作モードの監視などのデータを伝送する。これらはテレメータ基準フレームの1ワードを用い、32フレームのサブコミュニケーションを行なっている。「表-4」にチャンネル構成を示す。

太陽電池性能測定装置 (SC-M)

パネルに取付けた太陽電池素子試料の出力測定、アルビド光の強度測定を行い、放射線劣化特性を調べる。衛星のスピンによる影響を考慮し、出力の尖頭値を保持し、試料ごとに切換えて伝送する。

振動計測器 (X_3 , V_s)

第4段モータ燃焼中における衛星の振動特性の測定をする。これは二つの周波数帯の振動強度を3ワードを用いて伝送する(X_3)。このほか衛星部に振動計(V_s)を載せて、第3段搭載のSS-FMのテレメータで伝送する。

テレメータ送信機 (TM-SA, DR)

テレメータ電波は、136MHzと400MHzの2波を用いており、計測データや観測データを地上に伝送するほか、そのドップラ周波数変移を地上で観測することによって衛星軌道の決定が行なわれる。テレメータ方式はデータをエンコーダ(ENC)によって8ビットの2進符号に変換して伝送するPCM方式である。衛星には磁気テープ記録方式のデータレコーダ(DR)を搭載し、テレメータ信号を95分ないし133分記録する。これにより衛星が軌道を一周する間のデータを蓄積する。2台の送信機のうち136MHz送信機からは、即時データまたはデータレコーダに蓄積した再生データを送信することが出来、400MHz送信機からは即時データのみ送信出来るようになっており、衛星が内の浦の見通し範囲にはいったところで地上からのコマンドにより136MHz送信機はデータレコーダに蓄積したデータを再生し送信する。データの再生は、記録速度の19倍の速度で行なわれ、蓄積されていた1周分のデータを5分間ないし7分間で送信する仕組みとなっている。

伝送方式； PCM-DPSK-AM (70%±10%) 主搬送波周波数と送信電力

136.695 MHz 112.5 mW (変調出力)

90 mW (無変調出力)

400.500 MHz 56.25 mW (変調出力)

45 mW (無変調出力)

原発振周波数； 136.695 MHz 用

5.695625 MHz

400.500 MHz 用

5.69250 MHz

原発振周波数安定度； $5 \times 10^{-9}/10 \text{ min}$ 以内

DPSK副搬送波周波数； 即時データ伝送時 768 Hz
 データレコーダ記録時 192 Hz
 データレコーダ再生時 3648 Hz
 (192 Hz \times 19)

コード方式； SPLIT-PHASE-M

ビット周波数； 64ビット/sec (再生データ1216ビット/sec)

ビット数； 8ビット/ワード，4ビット/ワード (でんばのみ)

ワード数； 32ワード/フレーム内，同期用2ワード

サブコムテーション； 1/32 (1ワード) 128 secで1巡

サブサブコムテーション； 1/256 (1ワード) 1024 secで1巡… (でんばのみ)

「表-2」にフレーム構成，「表-3」にテレメータ伝送フォーマットを示した。

表-2 フレーム構成

	0周目	1周目以降	フレーム同期	2ワード
フレーム同期	2ワード	2ワード	時刻伝送	1 "
時刻伝送	1 "	1 "	環境計測	1 "
環境測定	1 "	1 "	コマンドモニタ	2 "
コマンド・モニタ	13 "	16 "	電力制御器モニタ	1 "
振動計測	4 "	1 "	エンコーダモニタ	1 "
地磁気姿勢計	3 "	3 "	地磁気姿勢計	4 "
太陽電池計測	1 "	1 "	太陽電波観測	6 "
セパレーション・モニタ	1 "	1 "	宇宙線観測	8 "
ブランク	6 "	6 "	電離層観測	6 "
計	32ワード	32ワード	計	32ワード

“たんせい”

“しんせい”

プラズマ波 …………… 基準フレーム・モード I \times 3

インピーダンス・プローブ { 高周波 …………… “ $\text{II}_1 \times 2$
 低周波 …………… “ $\text{II}_2 \times 1$

電磁波励起実験 …………… “ $\text{III} \times 1$

電子フラックス …………… “ $\text{IV} \times 1$

“でんば”

表-3 テレメータ・伝送フォーマット “た ん せ い” “し ん せ い”

ワード No	項	目	備	考
W 0	フレーム SYNC	フレーム同期	フレーム同期	同期符号
W 1	"	"	"	"
W 2	FRC	フレーム・カウンタ	フレーム・カウンタ	内部環境計測 (温度, 電圧, 電流測定)
W 3	X ₃ -1	振動計測	振動計測	コマンド受信レベル測定
W 4	CM-ANS	コマンド・アンサ	コマンド・アンサ	コマンド動作確認
W 5	HK	温度, 電流, 電圧測定	温度, 電流, 電圧測定	時刻伝送
W 6				電力制御器動作確認
W 7	GA-2 (H)	直交磁場測定 (スピンの軸に対し)	直交磁場測定 (スピンの軸に対し)	エンコーダモニタ
W 8	GA-1 (Z)	平行磁場測定 (")	平行磁場測定 (")	イオン密度測定
W 9				電子温度測定
W 10				"
W 11	SC	太陽電池性能測定	太陽電池性能測定	"
W 12				"
W 13	X ₃ -2	振動計測 (CMで切換え)	振動計測 (CMで切換え)	電子密度測定 (固定電圧, プローブ使用)
W 14	CM-AGC	コマンド受信レベル測定	コマンド受信レベル測定	" (")
W 15	X ₃ -2, CM-AGC	振動計測 (CMで切換え)	振動計測 (CMで切換え)	太陽電波観測
W 16		コマンド検出	コマンド検出	"
W 17	GA-3 (SUN)	太陽方向検出	太陽方向検出	地磁気による衛星の姿勢検出 (スピン軸成分)
W 18	X ₃ -2, CM-AGC	振動計測 (CMで切換え)	振動計測 (CMで切換え)	" (スピン軸に垂直の成分)
W 19	CM-DEC	コマンド受信レベル測定	コマンド受信レベル測定	太陽センサによる衛星の姿勢検出
W 20	CM-AGC	コマンド受信レベル測定	コマンド受信レベル測定	スピンの率測定
W 21	SEP-MONI	第4段・衛星切離し確認	第4段・衛星切離し確認	宇宙線観測
W 22	GROUP-A, B	コマンド動作確認	コマンド動作確認	"
W 23	"	"	"	太陽電波観測
W 24	"	"	"	"
W 25	"	"	"	宇宙線観測
W 26	"	"	"	"
W 27	"	"	"	"
W 28	"	"	"	"
W 29	CM-AVA			"
W 30	CM-PSKLOCK			太陽電波観測
W 31				"

“でんぱ”

略号	測定内容
----	------

SY, SY	フレーム同期
MH	地球磁場
MZ	"
HK	内部環境計測
F, Fo	時刻信号
CAF	周波数監視
ℓ	ループアンテナ
S	ホイップアンテナ (和)
d	" (差)
SS	太陽センサ
SF	スピコン周波数
C (A)	コマンドAGC
C (D)	コマンド・デコーダ・モニタ
Lh ₁	インピーダンス (300kHz)
Lh ₂	" (UHR)
Fh ₃	" (13MHz)
Fh ₁	UHR (上・ハイブリッド 共鳴周波数)
Fh ₂	SHR (シース共鳴周波数)
Lℓ ₁ ~3	インピーダンス (1.52, 3.8, 7.6kHz)
Fℓ	LHR (下・ハイブリッド 共鳴周波数)
Cℓ ₁ ~4	周波数校正
DISC	エミッション周波数偏差
EB	EBA出力
EC	EBCチェック・パルス
MO	EBA電圧

モード

G ₀	G ₁	G ₂	G ₃	G ₄	G ₅	G ₆																										
W ₀	W ₁	W ₂	W ₃	W ₄	W ₅	W ₆	W ₇	W ₈	W ₉	W ₁₀	W ₁₁	W ₁₂	W ₁₃	W ₁₄	W ₁₅	W ₁₆	W ₁₇	W ₁₈	W ₁₉	W ₂₀	W ₂₁	W ₂₂	W ₂₃	W ₂₄	W ₂₅	W ₂₆	W ₂₇	W ₂₈	W ₂₉	W ₃₀	W ₃₁	
SY ₀ SY	MZ	MH1	MH2	HK	F	CAF	ℓ	SS	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d
SY	MZ	MH1	MH2	HK	F ₀	Lh ₁	Ph ₁	Lh ₂	Ph ₂	Ph ₁	Lh ₃	Ph ₂	Ph ₁	Lh ₂	Ph ₂	Ph ₁	Lh ₃	Ph ₂	Ph ₁	Lh ₂	Ph ₂	Ph ₁	Lh ₃	Ph ₂	Ph ₁	Lh ₂	Ph ₂	Ph ₁	Lh ₃	Ph ₂		
SY	MZ	MH1	MH2	HK	F ₀	Lℓ ₁	Fℓ	Lℓ ₂	Fℓ	Lℓ ₃	Fℓ	Lℓ ₁	Fℓ	Lℓ ₂	Fℓ	Lℓ ₃	Fℓ	Lℓ ₁	Fℓ	Lℓ ₂	Fℓ	Lℓ ₃	Fℓ	Lℓ ₁	Fℓ	Lℓ ₂	Fℓ	Lℓ ₃	Fℓ	Lℓ ₁		
SY	MZ	MH1	MH2	HK	F	CAF	ℓ	SS	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d
SY	MZ	MH1	MH2	HK	F	CAF	ℓ	SS	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d	CAF	ℓ	SS	d
SY	MZ	MH1	MH2	HK	F ₀	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB	EB

モード・シーケンス

32 sec

128 sec

1024 sec

HKサブ・フレーム

F₀

F₃₁

※

※※

※※※

※※※※

※※※※※

※※※※※※

※※※※※※※

※※※※※※※※

※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※※※※※※※

※※※※※※※※※※

※※※※※

※※※

※

コマンド受信機 (CM-SA)

コマンド符号は15ビットの擬ランダム符号をスタート符号とし、これにスタート符号を循環して得られる符号を組合わせて作った、15種類から成立っている。“でんぱ”ではこれらの符号を2個組合わせることによって、26種類から成立っている。地上からはPNC-PSK-AM方式の電波(148 MHz)でコマンド符号を送信し、衛星内のコマンド受信機でこれを受信、解読して所定の制御を行なう仕組みである。「表-5」にコマンド項目を示す。

受信周波数; 148.25 MHz

通信方式; PNコードPCM-PSK-AM

スタート符号; 15ビットPNコード

コマンド符号; 15ビット(スタート符号の循環シフト符号)

ビット繰返し; 500ビット/sec

コマンド項目; たんせい: 13

しんせい: 15

でんぱ: 26

PSK副搬送波周波数; 500 Hz

地上送信電力; 1 KW

電源 (PS)

衛星の電源系は太陽電池(PS-SC)、二次電池(BAT)、電圧安定回路(REG)、電力制御器(PCU)、電源接続回路(JNC)から構成されている。なお第4段モータの切離し、レトロモータの点火、ニューテーション・ダンパ用カッタの作動およびMGSセンサの突出しに用いられる電源は別に十系母線電圧でタンタルコンデンサを充電した点火電源(IG-PS)である。試験衛星“たんせい”では太陽電池は搭載せず、40 AHの酸化銀亜鉛電池23個を使用し、電圧安定回路を組合わせた集中電源方式である。

衛星タイマ (MT-SA)

第3段計器部搭載のメカニカルタイマMT-3またはMT-4で起動するメカニカルタイマで、第4段モータ切離し、レトロモータ点火、観測器アンテナ突出し、プローブ展開、ニューテーションダンパ起動の信号を所定の時刻に送り出し、定められた時間が経過すると停止する。

ニューテーションダンパ (ND) と姿勢保持用棒磁石 (MAG)

衛星のスピン軸周りの首ふりを減衰し、姿勢を安定させる目的で“しんせい”以降にはニューテーションダンパが搭載されている。

これは直径22 cmのFRP製のリングに水銀を封入したもので、支柱部にスピン軸と垂直の面内に固定されている。また、衛星全体の磁気能率が所定の値になるよう棒磁石(10 mm φ

× 50 mm φ) が基板上部に取り付けてある。

光学観測用反射鏡 (OM) (たんせい)

衛星の光学測定による軌道並びに姿勢観測の試験のために、直径 70 mm の反射鏡 6 枚、衛星パネル上、中、下面にそれぞれ 1, 3, 2 枚が固定されている。

アンテナ (ANT-V, ANT-U)

衛星下部には VHF アンテナ、上部には UHF アンテナを装着している。VHF アンテナは 136 MHz テレメータ送信と 148 MHz コマンド受信が共用になっており、4 素子ターンスタイル円偏波方式、UHF アンテナは 400 MHz テレメータ送信用でクロス・ダイポール方式である。

短波帯太陽電波観測器 (RN) (しんせい)

太陽活動に伴って太陽大気から電波のいろいろな周波数領域で時々、異常放射 (バースト) がおこる。本観測器はバーストのさい、5 MHz と 8 MHz における太陽電波の強度比、時間差および継続時間を観測する。

受信装置はスーパーヘテロダイン方式、帯域 500 KHz、積分時間 1 Sec、雑音指数 8 dB、利得 120 dB である。アンテナには長さ約 1.8 m の 1 対のホイップアンテナを用いる。

宇宙線観測器 (CR) (しんせい)

低エネルギー電子と宇宙線バックグラウンドの長期にわたる観測を主目的とする。薄窓プラスチックシンチレーションカウンタ 1 個、薄いマイカ窓のガイガー管 2 個を電子検出に、全方向性ガイガー管 1 個を宇宙線バックグラウンド検出に用いている。シンチレーションカウンタ出力は入射粒子のエネルギー別に 5 段階にわけ、またマイカ窓ガイガー管は衛星スピンドル軸方向とこれに垂直な方向の成分を検出する。

電離層プラズマ観測器 (ID) (しんせい)

プローブによって電離層中の電子密度、イオン密度および電子温度の直接測定を行なう。電子温度プローブは衛星頭部の支柱の中央台上に取り付けられた 2 個の半円板である。他の電子密度、イオン密度の測定のプローブおよびレゾナンスプローブはこの円板プローブの周りに展開され、その形状は円筒である。

電磁波プラズマ波測定器 (PWP) (でんぱ)

磁気圏内に発生している VLF 帯の電磁波、プラズマ波などを観測する目的で、2 m モノポールアンテナ (2 基)、ループアンテナ (1 基) と VLF 受信機から構成される。受信波動は、0.3 ~ 21 KHz 帯を 15 チャンネルに分けて、電界成分・磁界成分をそれぞれ計測する。

表-4 サブコンピューター

“た ん せ い”

“し ん

フレーム No	測定項目	測定範囲	測定内容	フレーム No	測定項目	測定範囲
0	CAL-A	-	0V	0	CAL-A	
1	" B	-	0.5V	1	" B	
2	" C	-	2.5V	2	" C	
3	Es-5P	0~7.5V	+5V REC 出力電圧	3	Es-H	0~7.5V
4	Es-6P		+6V	4	Ep-P	0~30V
5	Es-P	0~15V	+12V	5	Es-P	0~15V
6	Ep-PH	0~25V	+系電源電圧(高)(135~17V)	6	Ep-N	-30~0V
7	Ep-N	0~-25V	-系電源電圧(低)(-135~-17V)	7	Es-N	-15~0V
8	Es-N	0~-15V	-12V REG 出力電圧	8	Ic-N	0~1.0V
9	Ep-PL	0~15V	+系電圧(低)(7.5~9.5V)	9	Id-N	±0.5A
10	MT-SA スタートモニタ	0~10V	スタート信号≒1.5V	10	Ic-P	-1.0~0A
11	Id-N	0~-0.5A	-系放電電流	11	Id-P	±0.5A
12	TL-1	-40~+60℃	構体(上)(3-4間柱)	12	TL-1	-40℃~+60℃
13	" 2	"	構体(下)(3-4間柱)	13	" 2	"
14	" 3	"	(TM~T)	14	" 3	"
15	" 4	"	原振器ケース内(主柱)	15	" 4	"
16	" 5	"	DR取付ハニカム板(主柱)	16	" 5	"
17	" 6	"	BAT-1 ケース上面(FD-2)	17	" 6	"
18	" 7	"	BAT-3 ケース上面(FD-6)	18	" 7	"
19	" 8	"	ENC 内部温度 (FD-1)	19	" 8	"
20	" 9	"	+12V REG 放熱板 (FD-3)	20	" 9	"
21	" 10	"	-12V " (FD-3)	21	" 10	"
22	TH-1	±150℃	GAS 内部温度 (FD-3)	22	" 11	"
23	" 2	"	4面パネル 上段, 外側	23	" 12	"
24	" 3	"	" 中段 "	24	" 13	"
25	" 4	"	" 下段 "	25	TH-1	-150℃~+150℃
26	" 5	"	8面パネル 上段 "	26	" 2	"
27	" 6	"	" 中段 "	27	" 3	"
28	" 7	-50~+250℃	" 下段 "	28	" 4	"
29	" 8	"	頭部パネル内面	29	" 5	"
30	Id-PH	0~-0.5A	カップラ内面(ANT-No.4付近)	30	" 6	"
31	Id-PL	0~-0.5A	+系電源(高)放電電流	31	" 7	"
			-系電源(低)放電電流			

* FD-NO: フラットデッキ区分番号を示す。

* フレームNo.20は、第4段切離
した後ID温度を示す。

ジョン・チャネル構成表

せ い ”

“ で ん ば ”

測定内容	フレーム No.	測定項目	測定範囲	測定内容	備考
	0	CAL-A	-		
	1	" B	-		
	2	ES-4P	0 ~ +5V		
	3	" 6P	0 ~ +7.5V		
2次側電圧 (+6V)	4	" P	0 ~ +15V		
+BUS電圧	5	Ep- P	0 ~ +30V		
	6	" N	0 ~ -30V		
2次側電圧 (+12V)	7	Es- N	0 ~ -15V		
-BUS電圧	8	BLM	±15V	バッテリーロジックモニタ	
	9	BAM	0 ~ 100mA	PCU端子電圧	
2次側電圧 (-12V)	10	SC-E1	"	カバーガラスなし	R-0.5Ω
SC-側電流	11	" E2	-	" 0.7 t	"
-側BAT電流	12	" SS	0 ~ +2V	第4-2表参照	HK-SS, SCM
SC+側電流	13	Ic- P	±1A	0 ~ +100mV	R-0.1Ω
+側BAT電流	14	Id- P	0 ~ -1A	±100mV	"
	15	Ic- N	+0.5A	0 ~ -50mV	"
	16	Id- N	-40℃ ~ +60℃	±50mV	"
構体 (上) 温度	17	TL- 1	"	ベースプレート	
構体 (下) 温度	18	" 2	"	IPSプリアンプ	SepMONI*
BAT+温度	19	" 3	"	セントラルチューブ上端	
BAT-温度	20	" 4	"	TM-ENC	
136MHz 原振器 温度	21	" 5	"	ANT 頭部構造	
ENC 温度	22	" 6	"	X-tal	
DR 温度	23	" 7	"	+BAT	
CR 温度	24	" 8	"	-BAT	
ID 温度 (セパレーションモニタ)*	25	" 9	"	D/R	
GA 温度	26	TH- 1	±150℃	パネル外面	
+12V REG 温度	27	" 2	"	カップラ	
	28	" 3	"	上端プレート	
	29	" 4	"	MGSセンサ	
	30	" 5	"	SC	
	31	TEL	0 ~ +3V		

カプラ温度

RNホットロード温度

パネル8上温度

" 8中温度

" 8下温度

-12V REG 温度

+6V REG 温度

RN コールドコード 温度

頭部パネル 温度

しまでは0を示し、切離

* フレームNo 18は第4段切離しまでは0を示し、切離し後IPSプリアンプ温度を示す。

フレームNo 12 SS 測定項目

フレーム No.	測定項目	測定範囲	測定内容	備考
12.0	CAL	-	3V	
1	SC- 1	0 ~ +50mV	R = 50 Ω	SCM
2	" 2	"	"	"
3	" 3	"	"	"
4	" 4	"	"	"
5	" 5	0 ~ +100mV	R = 0.5 Ω	HK-SS
6	" 6	"	"	"
7	" 7	"	"	"

“た ん せ い”

“し ん

No	CM CH-NO	項 目	制 御 内 容	CM, CH-NO	項 目
1	CH ₁ - CH ₃	DR REPRODUCE	DR 再 生	1	PI DR ON
2	CH ₁ - CH ₄	DR RECOORD	DR 録 音	2	PCU CONTROL ⊕
3	CH ₁ - CH ₇	GAS, CAL ON	較 正 ON	3	ID OFF
4	CH ₁ - CH ₈	GAS, CAL OFF	較 正 OFF	4	CR OFF
5	CH ₁ - CH ₁₁	TM, PI OFF	TM-ENC, HK, GAS, SC-M, V _s , X ₃ , 電源OFF	5	PCU CONTROL ⊖
6	CH ₁ - CH ₁₂	DR OFF	DR 電源 OFF	6	RN OFF
7	CH ₂ - CH ₃	PI ON	GAS, SC-M, V _s , X ₃ , 電源ON: W13, 15, 17 をX ₃ -2からCMモニタに切換	7	PI CAL ON
8	CH ₂ - CH ₄	SC OFF	SC-M 電源 OFF	8	PI CAL OFF
9	CH ₂ - CH ₅	X ₃ ON	W13, 15, 17 をCMモニタからX ₃ -2に切換	9	DR OFF
10	CH ₂ - CH ₆	V _s X ₃ OFF	V _s , X ₃ 電源 OFF	10	DR REPRODUCE
11	CH ₂ - CH ₉	GAS OFF	GAS 電源 OFF	11	DR RECORD
12	CH ₂ - CH ₁₀	DR ON	DR 電源 ON	12	BAT CHARGE ON
13	CH ₂ - CH ₁₃	TM ON	TM-ENC, HK 電源ON	13	OVC1 OFF OVC2 ON
				14	OVC2 OFF OVC1 ON
				15	OVC1, 2 ON BAT CHARGE OFF

ソド項目表

せ い”

“で ん ば”

制 御 内 容	No	CM・CH-NO	項 目	制 御 内 容
ID, CR, RN 及び DR の電源を一斉に ON にする。	1	CH ₁ - CH ₃	DR REP	データレコーダ再生モード
	2	CH ₁ - CH ₄	DR REC	“ ” 録音モード
PCU のコマンド制御を⊕系に切換えシャント電流のモニタを⊕系に切換える。	3	CH ₁ - CH ₅	ANT EXT	観測用アンテナ伸展
	4	CH ₁ - CH ₆	ANT RET	“ ” 収納
ID の電源を OFF にする。	5	CH ₁ - CH ₇	PI CAL ON	PI 校正モード ON
	6	CH ₁ - CH ₈	PI CAL OFF	“ ” OFF
CR の電源を OFF にする。	7	CH ₁ - CH ₉	SIG CHANGE-1	400MHz PCM 信号変調
PCU のコマンド制御を⊖系に切換えシャント電流のモニタを⊖系に切換える。	8	CH ₁ - CH ₁₀	PCU AUTO/LEVEL A	PCU を AUTO, レベル “A”
	9	CH ₁ - CH ₁₁	ALL PI OFF	PWP, IPS, CIEEBA, MGS 電源 OFF
RN の電源を OFF にする。	10	CH ₁ - CH ₁₂	DR OFF	データレコーダ電源 OFF
	11	CH ₁ - CH ₁₃	PWP SENS CHANGE	PWP 感度切換
RI を校正モードに切換える。	12	CH ₁ - CH ₁₄	TM MOD ON	テレメータの変調 (136/400MHz) ON
	13	CH ₁ - CH ₁₅	⊕ PCU CONT	PCU の制御 ⊕ 系
校正モードを測定モードに切換える。	14	CH ₂ - CH ₃	PI DR ON	PWP, IPS, CIE, EBA, MGS, DR 電源 ON
	15	CH ₂ - CH ₄	PWP OFF	PWP 電源 OFF
DR の電源を OFF にする。	16	CH ₂ - CH ₅	IPS OFF	IPS “ ”
	17	CH ₂ - CH ₆	EBA OFF	EBA “ ”
DR の再生モードに切換える。	18	CH ₂ - CH ₇	CIE OFF	CIE “ ”
	19	CH ₂ - CH ₈	MGS OFF	MGS “ ”
DR を録音モードに切換える。	20	CH ₂ - CH ₉	BAT CHG ON	BAT 電源モード
BAT を充電モードに切換え外部充電より内部充電に切換える。	21	CH ₂ - CH ₁₀	BAT CHG OFF/ PCU OFF	BAT 充電 OFF, PCU OFF
PCU 過電圧制御回路 1 を OFF にする。	22	CH ₂ - CH ₁₁	CIE CHANGE	CIE 観測モード切換
“ ” 2 を ON にする。	23	CH ₂ - CH ₁₂	SIG CHANGE-2	400MHz アナログ信号変調
PCU 過電圧制御回路 2 を OFF にする。	24	CH ₂ - CH ₁₃	LEVEL-B	バッテリーロジックレベル “B”
“ ” 1 を ON にする。	25	CH ₂ - CH ₁₄	TM MOD OFF	テレメータ変調 (136/400MHz) OFF
PCU 過電圧制御回路 1, 2 を ON にし同時に BAT を非充電モードに切換える。	26	CH ₂ - CH ₁₅	⊖ PCU CONTROL	PCU 制候 ⊖ 系

プラズマ諸量測定器 (IPS) (でんぱ)

プラズマの密度, イオン組成などの諸量を観測するため掃引型インピーダンスプローブ等により構成される。測定周波数範囲は, 0.2 ~ 15 MHz の高周波部と 1 ~ 15 KHz の低周波部から成り, 共鳴周波数 (UHR, SHR, LHR) の検出と固定周波数でのインピーダンス値測定が行なわれる。センサは 2 m モノポールアンテナが用いられる。

電磁波励起実験器 (CIE) (でんぱ)

磁気圏内において電子サイクロトロン周波数よりもやや低い LF (120, 150, 180, 210 KHz) のパルスを印加し, これによって衛星周辺の電子群にエネルギーを与えホイスター波との間にサイクロトロン不安定を起させる。この相互作用の結果, 2 次的に励起された電磁波は LF 受信機により検出され, その励起周波数と電界, および磁界強度が測定される。

電子フラックス測定器 (EBA) (でんぱ)

コリメータ, 静電偏向型エネルギー分析器および 2 次電子増倍管から構成される。測定される電子フラックスのエネルギーは 5 ± 0.5 Kev, 10 ± 1.0 Kev の 2 種類で, $10^6 \text{ cm}^{-2} \text{ sec}^{-1}$ 以上のフラックス計測が可能である。

電子温度測定器 (TEL) (しんせい, でんぱ)

ラング, ミュア, プローブに 33 KHz の高周波電圧を印加し, フローティング・ポテンシャルの変化を検出するものである。電子温度の測定範囲は 300 ~ 4000 °K である。

5. 飛しょう作動状況

“たんせい”

テレメータ観測は 2 月 23 日の 15 時の第 96 周まで実施した。搭載各機器は太陽電池性能測定器以外はいずれも正常に作動した。搭載した 136 MHz, 400 MHz のテレメータ電波の受信は内の浦に於て計 41 周にわたって行なわれ, うち 37 周については, 地上からのコマンド電波によってデータレコーダの再生を行って各部の温度, 電源電圧および電流, 衛星の姿勢, スピンなどに関する豊富な資料を得た。なお 136 MHz 送信機は 24 日の 108 周まで, また 400 MHz 送信機は 25 日の 123 周まで送信を続けていたことが確認された。以下, 各機器の動作を簡単に述べる。

1) テレメータ・コマンド

136 MHz, 400 MHz とも, レベルは正常で大体 -96 dBm から -115 dBm の範囲で受信され, アンテナ系も正常であることが推定される。「図-2」に第 26 周目の 136 MHz 電波の入力レベル変化と衛星迄の直距離の模様を示した。

衛星内機器の動作を制御する 148 MHz コマンド受信機は内の浦に於ける観測では正常に動作した。しかし内の浦以外の地域では同一周波数帯の電波の混信によって, 若干の誤動作を起したことが, テレメータデータから認められた。これはコマンドと同一周波数を使用し

ている無線局からの電波によってコマンドデコーダ部が誤動作をしたためと考えられる。

今後は、デコーダ部の作動セットレベルの変更や制御回路を改良することによって避けられると考えられる。

ii) 衛星内部環境測定器 (HK)

衛星内部環境測定器は正常で、温度や電源の情報を得ることができた。

温度

衛星各部の温度はパネルの各面に広い温度変化がみられるが、内部機器は $20^{\circ}\text{C} \sim 30^{\circ}\text{C}$ に保たれ、その温度変化はかなり小さく、衛星計装における熱遮蔽の効果を示している。

「図3-1」に第68周目における温度変化と、約1週間にわたる衛星内部機器平均温度の変化を示した。

また、「図4-1」に衛星軌道面の回転による日陰率の変化を太陽センサー出力より求めたのを示す。

電源 (BAT)

内部環境計測器より求めた電池の端子電圧も電池の温度環境が良かったため、極めて正常な値を示し、電池や安定回路も正常であることが示された。

iii) 地磁気姿勢計 (GAS)

姿勢

地磁気姿勢計は正常に動作し、姿勢計より求めた衛星の姿勢変化はほとんどなく、非常に安定している。スピン軸方向は、およそ赤経 $-8^{\circ} \pm 5^{\circ}$ の方向にあったものと思われる。プリセッションは殆んど認められない。

スピン

136 MHz テレメータ電波の AGC 変化より求めたスピン回転数は約 3 c/s で軌道周回数が増えるに従い、回転数は減衰している。これは地球磁界中で運動する衛星の内部におかれた磁気材料のヒステリシス損失および衛星構体やパネルに生ずる渦電流損失によると推定される。その模様を「図-5」に示した。

iv) 振動計測器 (X_3 , V_s)

発射後、第4段切離しまで正常に作動した。衛星基部の振動は発射後20秒で 0.37 G, 88秒付近で 0.8 G, 第4段燃焼中で微少であった。

v) 衛星タイマ (MT-SA)

第4段切離し, X_3 , V_s 電源 OFF は第1周目のテレメータデータにより、正常作動したことが確認された。

“しんせい”

第1号科学衛星“しんせい”に搭載した短波帯太陽電波観測、宇宙線観測器、電離層プラ

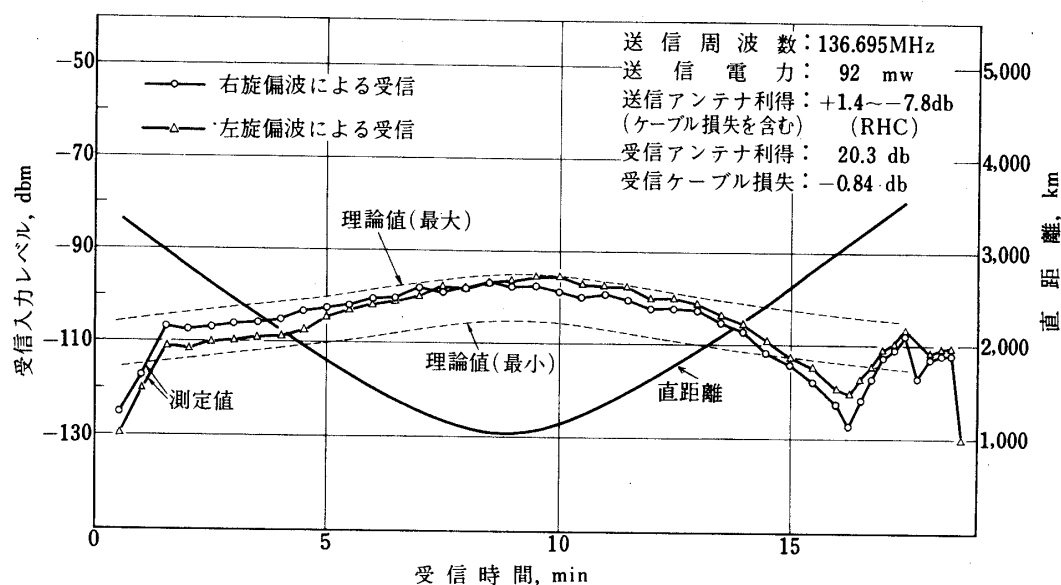


図 2-1 たんせい 26 周目テレメータ受信入力レベルと直距離

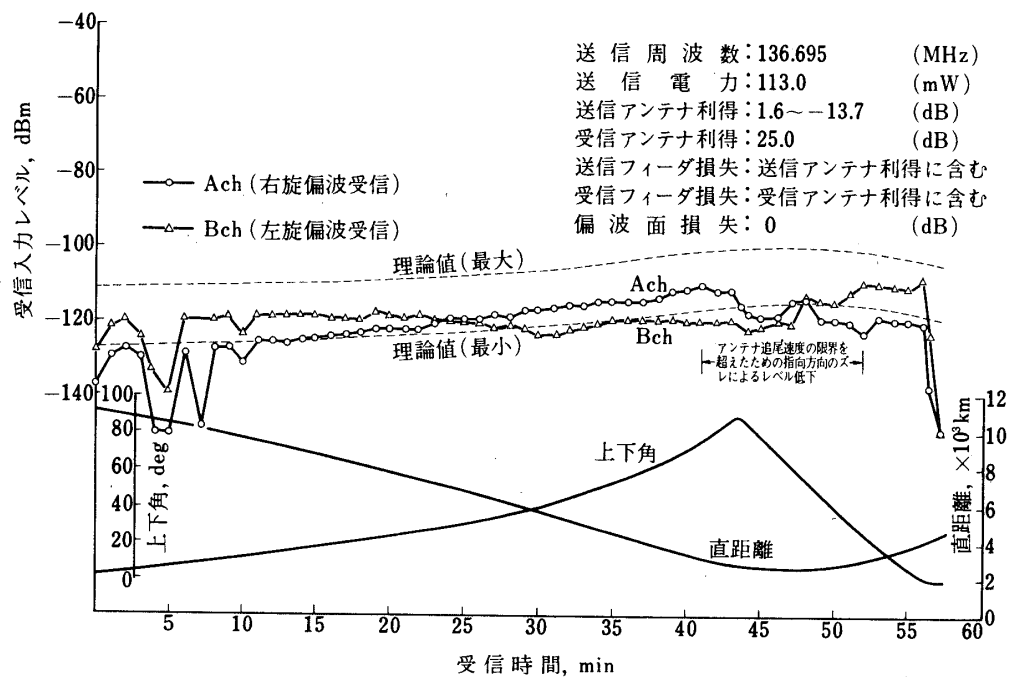


図 2-2 でんば 169 周目テレメータ受信入力レベルと直距離

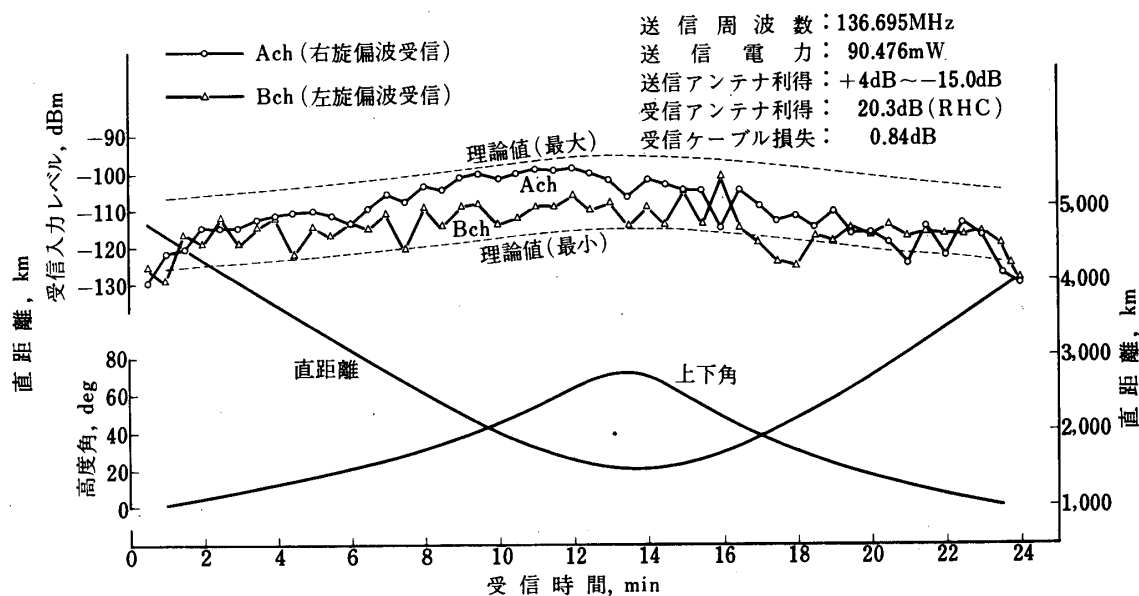


図2-3 しんせい87周目テレメータ受信入力レベルと直距離

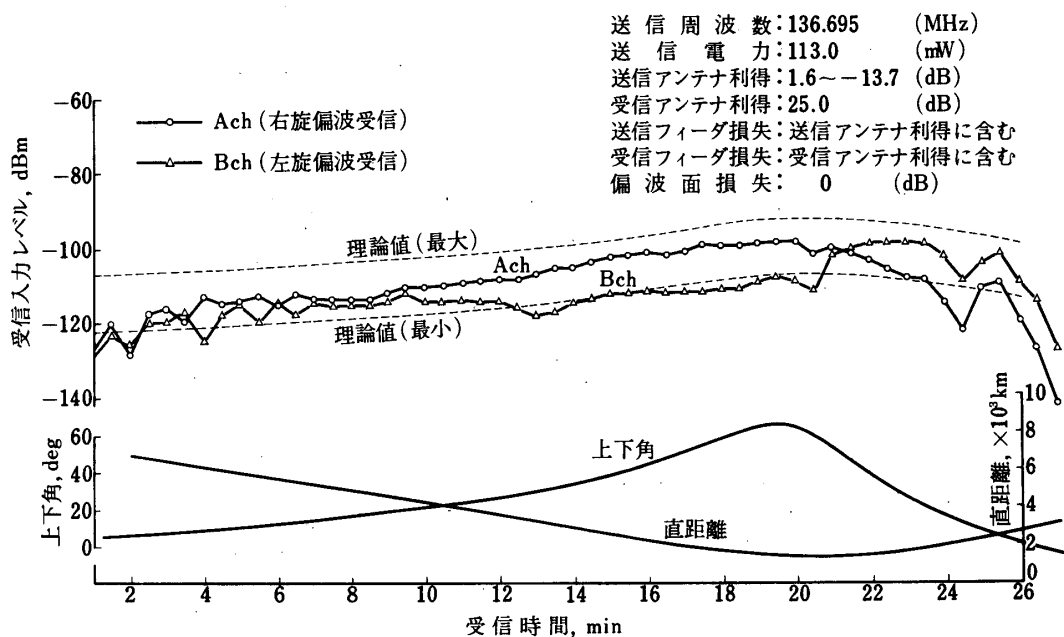


図2-4 でんぱ8周目テレメータ受信入力レベルと直距離

図2 テレメータ受信入力レベル

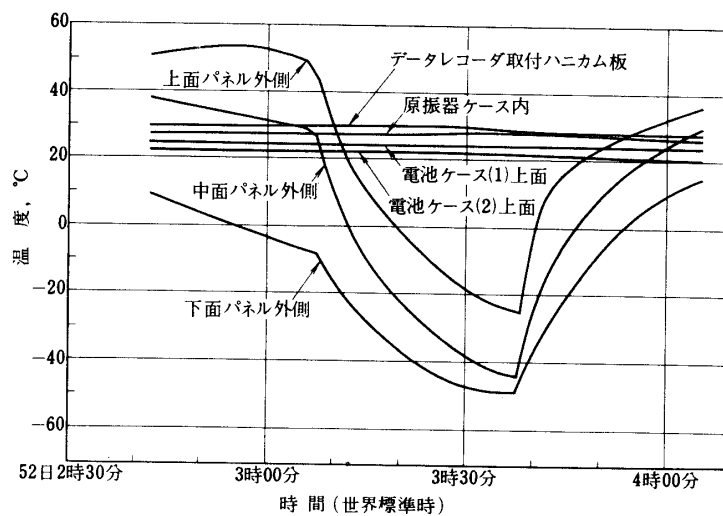


図 3-1 たんせい 68 周目における温度変化

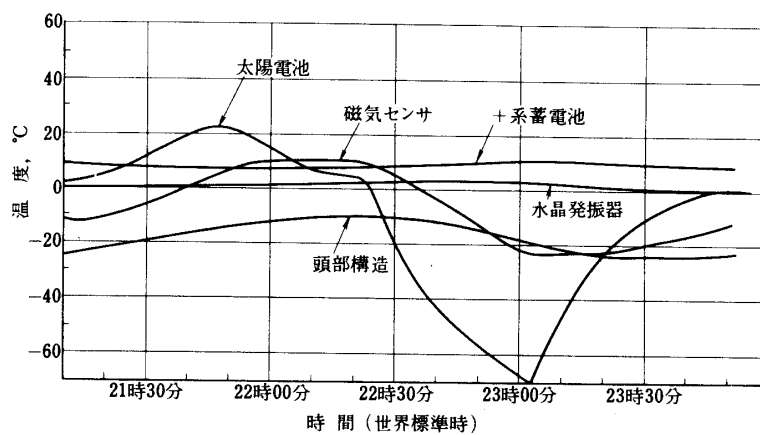


図 3-2 でんば 25 周目における温度変化

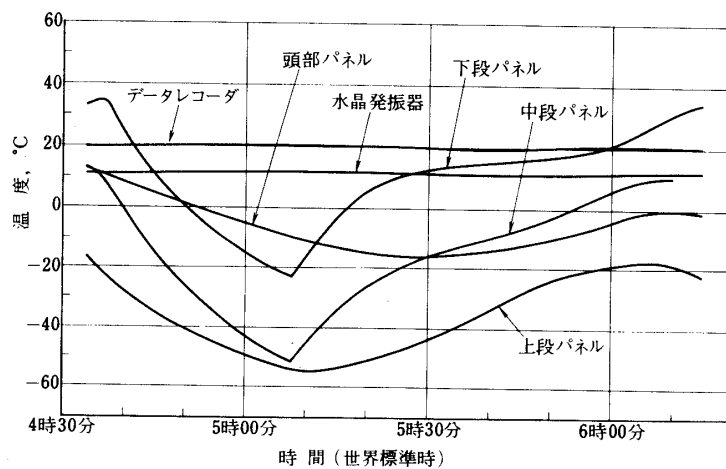


図 3-3 しんせい 1 周目における温度変化

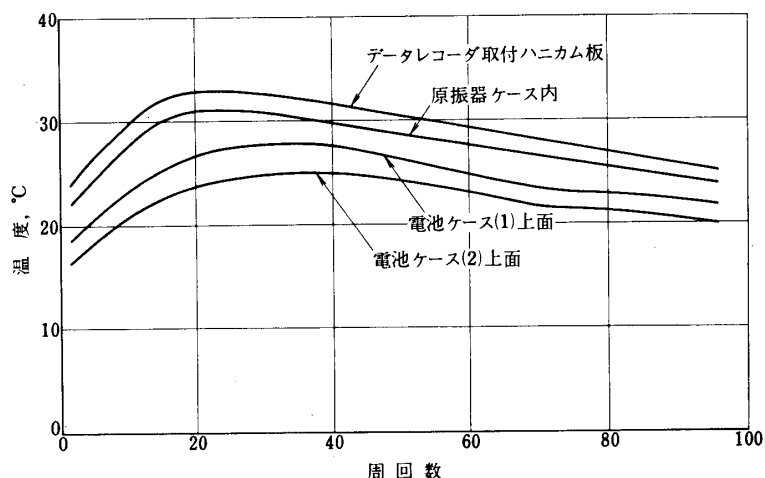


図3-4 たんせい1週間にわたる温度変化

図3 衛星温度データ

ズマ観測器などの科学観測器や地磁気姿勢計、衛星内部環境測定器、テレメータ送信機、コマンド受信機および太陽電池の作動は、電子温度プローブが打ち上げ時の開頭直後より異常を示し、損傷したことから、第40周頃から、宇宙線観測器のガイガーカウンタが不調になった以外はすべて正常で、多くの貴重な観測データを得る事が出来た。

衛星内の温度も極めて安定した適温に保たれている。

i) テレメータ送信機・コマンド受信機

衛星に搭載したテレメータ送信器、136MHz、400MHz系とも正常に動作した。「図2-1」に第87週の軌道における136MHz電波の受信レベルの変化の模様を示した。入力レベルの予想変動範囲とよく一致している。ほぼ-97dBmから-120dBmのレベルでデータ受信、復調、記録には十分のレベルであり、エンコーダも完全に作動していることが確認された。148MHzコマンド受信機は「たんせい」の時と同様、地上通信のものと思われる、電波の混信が認められたが、誤動作は全く認められず、衛星内機器の動作を正確に制御している。データレコーダもコマンドにより再生、記録を行っており、良好な再生データを送信している。

ii) 環境計測器(HK)

衛星内温度、太陽電池電源系の電圧および電流など32項目を送り正常に動作している。
温度

「図3-3」は第1周における衛星各部の温度変化を示す。熱遮蔽の効果で水晶発振器、データレコーダなど内部機器の温度の変化は極めて少ない。しかし日陰率の変化によってはゆるやかな下降あるいは上昇の傾向を示している。日陰率の変化は「図4-3」に示す。

電源系(SC, REG, IG・PS JNC, PCU, BAT)

太陽電池、電力制御器、Ni-Cd電池および電圧安定回路は正常に動作し、各機器へ電

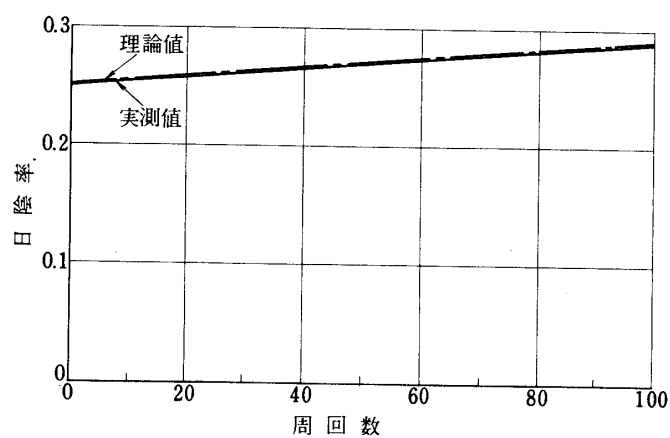


図4-1 たんせいの日陰率

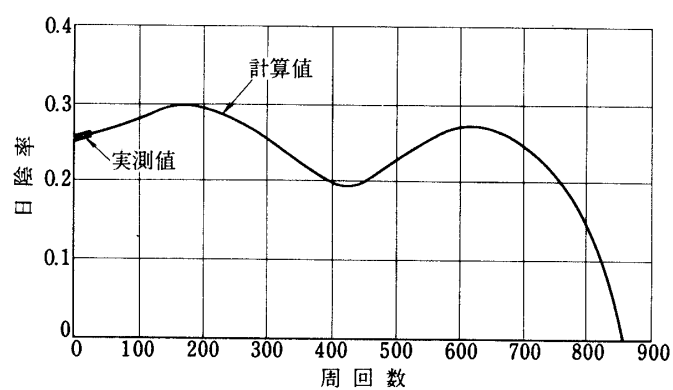


図4-2 でんばの日陰率

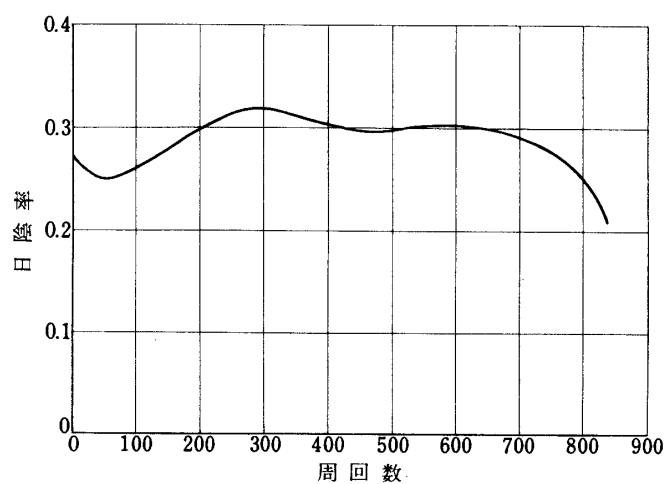


図4-3 しんせいの日陰率

図4 日陰率の変化

力を供給している。太陽電池出力・電流は十系 700~800 mA, 一系 500~600 mA で大体設計値通りである。IGPS は第 1 周目において, 第 4 段モータの切断が確認されたので, 動作は正常であったと推定される。JNC は各データより正常であることが確認された。

PCU, BAT については, 初め 176 周まで + 系 Ni - Cd 電池の温度が 40 °C を超える場合も生じたので, コマンドにより制御して電池を保護した。しかし一系電池は全く PCU の作用に依存してコマンドによる制御は必要ではなかった。

iii) 地磁気姿勢計 (太陽センサ付) (GAS)

軌道投入後も正常に動作し, 得られたデータから計算機処理により姿勢計算が行なわれた。

太陽センサー出力によれば, いくつかの周囲において太陽光ベクトルとスピン軸となす角 θ_s がやや不規則に変化しているが, これはアルビードの影響と推定された。この擾乱を除いたその変化を「図-5」に示す。なおテレメータ電波の AGC より読みとったスピン変化も「図-5」に示す。

iv) ニューテーションダンパ (ND)

ND 起動時刻を含む約 15 分間のデータが得られなかった為, その起動を確認できないが, 第 4 段モータ分離後の姿勢と第 1 周以降の姿勢を比較することにより ND は正常に起動し, 動作していると推定される。

v) 衛星タイマ (MT-SA)

第 0 周目においてはテレメータ受信レベルから姿勢制御切離しは発射後 688.5 秒, 第 4 段点火は 689.5 秒に行なわれたと推定できる。また第 1 周目のテレメータ, HK データから第 4 段モータ切離し, 電離プラズマプローブの展開・太陽電波受信アンテナの伸張の作動が行なわれていることを確認した。

“でんば”

内の浦において第 1 周の受信が 8 月 19 日, 14 時 30 分 00 秒 (JST) に行なわれてから 8 月 22 日 9 時 04 分 (JST) の第 26 周目の受信まで, 衛星に搭載した宇宙観測のための電磁波, プラズマ波測定器, プラズマ諸量測定器, 磁場変動測定器, 電子温度測定器および衛星の工学的計測のための衛星内環境計測器, 太陽電池性能測定器はいずれも正常に作動した。

衛星姿勢測定器のうちで太陽センサのみは発射時より作動が不良になった。

8 月 22 日第 26 周目の電子フラックス測定器の高圧電線を投入した時, 衛星の動作に異常が起った。その主なものは観測データの符号器の A/D 変換器が正常に動作せずアナログチャネルのデータはえられなくなった。原因は電子フラックス測定回路に放電を生じ, その影響が他の搭載機器に波及し, IC, トランジスタに損傷を与えたと考えられる。その後搭載観測装置の電源は断の状態にあるため, 観測は不可能であるが, 136 MHz, 400 MHz の送信機は多少の特性の劣化はあるが, 動作しており, 電波追跡, データの取得を実施している。

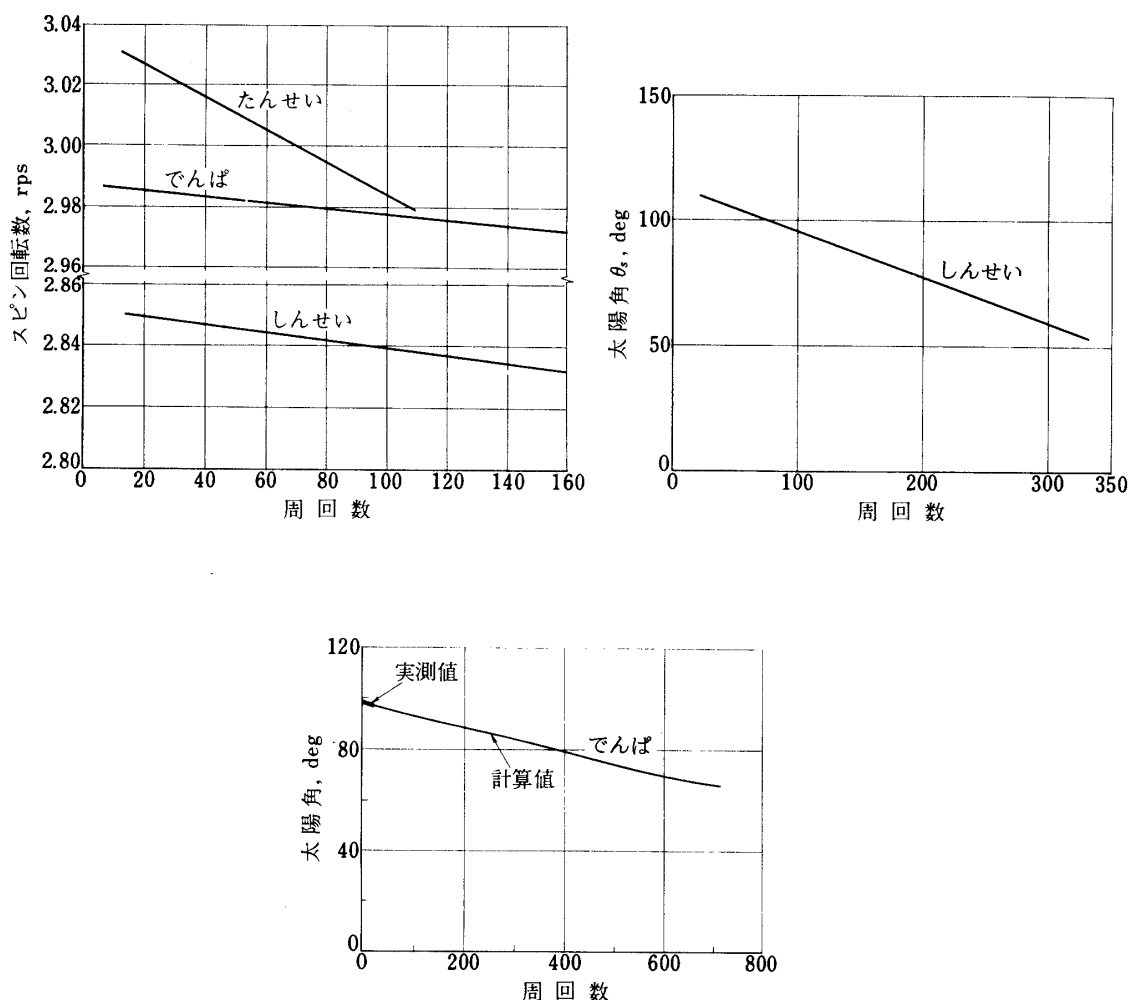


図5 スピン回転数変化及びスピン軸と太陽光ベクトルのなす角の変化

以下第26周までの各機器の動作結果を示す。

i) テレメータ送信機, コマンド受信機

発射後 136 MHz, 400 MHz 送信機は正常である。受信入力レベルは周回によって異なるが、大体 -100 dBm から -120 dBm のレベルである。「図2-4」は第8周目の軌道における 136 MHz のテレメータ受信入力レベルに変化がある。

でんばの軌道は、遠地点が 6000 km を越え、又周期も長い長楕円のため内の浦での受信レベル変化が、先の“たんせい”や“しんせい”では見られない変化を示した。

衛星の機器の動作する 148 MHz コマンド受信機は第26周の事故発生まで正常な作動を続けていたが、事故発生より後、コマンド送信項目と異なった項目を実行していることがテ

レメータ信号によって分った。その後コマンド項目の誤動作の理論的解明を行なったところで、でんばのスレシヨルドレベルは正常な場合の13ビットに対して8~10ビットに低下していることが明らかになり、それはその使用電源電圧が正規の+6V, -12Vに対して+(5~5.5)Vおよび-(13~14)Vに変化していることが判明した。

対策としては、コマンドスタート符号が全部送られるまでは低下したスレシヨルドレベルでも一致検出が行なわれないようスタート符号の組み替えを行なって、これに続く項目選択符号が正しく読み込まれるような措置を講じた。その結果、それ以後のコマンドではすべて正しく解読、選択が行なわれた。しかしA群からB群への切替はできずコマンド項目26のうちA群のch1側13項目のみがコマンド実行可能である。原因は切替リレカリレー駆動回路部品の損傷か、あるいは電源電圧の変化による駆動回路の不動作が考えられる。

ii) 環境計測器 (HK)

衛星内の環境測定値を正確にテレメータを通じて送っており、動作が正常であることが確認された。

温度

しんせいと同じく開頭の直後にかなりの温度上昇が認められる。「図3-2」に第25周における衛星各部の温度変化を示す。それによると内部機器温度はほぼ一定に保たれていることが分る。26周目に於ける衛星の状態は水晶発振器ケースが0.5°C 日陰率26%であった。「図4-2」に日陰率の変化を示す。

電源

第0周から第26周迄の電源はPCU作動による電池容量の自動制御など極めて安定に作動した。

iii) 磁場変動及び衛星姿勢測定器 (MGS, SS), ニューテーションダンパ (ND)

太陽センサーは発射時に不調になったが地磁気姿勢計は正常に作動し、衛星の姿勢検出を行った。

その結果からそのスピン軸のまわりの首振り運動も少なく、ニューテーションダンパの作動も確認された。「図-5」に衛星スピン軸と太陽光ベクトルとのなす角度の変化を示す。スピン変化はテレメータ電波のAGC記録から読み取り、その変化を「図-5」にあげた。スピンは第26周目で2.99 rps であった。

地球磁場測定

フラックスゲート型磁力計を用い測定されたが、衛星スピン軸方向は精度10ガンマの高感度デジタル出力値がえられた。その結果憶性空間での衛星スピン軸方向は赤経=250° ± 5°, 赤緯=-15° ± 3° になっていることがいえる。

1974年11月29日新設部 (工学)