

# 科学衛星の搭載基本機器

野村 民也・林 友直・後川 昭雄  
二宮 敬虔・井上浩三郎・高橋 慶治  
河端 征彦・大西 晃・広川 英治

(1986年3月20日受理)

## はじめに

M-3S型ロケットによって打上げられた衛星は、試験衛星「たんせい4号」と科学衛星「ひのとり」、「てんま」、「おおぞら」の計4個である。各衛星ともそのミッションの目的は異なるが、基本機器については共通なところが多い。通信、姿勢制御、電源、熱制御などの機器がそれである。この4個の衛星が従来と異なる主な特色としては、まず構造的に4枚のパドルが付いたこと、この変更にもとない電源系で従来の太陽電池実装方式がボディマウント方式からパドル方式になり、太陽電池発生電力が増大したこと、姿勢制御系ではスピン衛星の軸方向制御及びバイアスモーメンタム型三軸制御を行ったこと、さらに通信系では送信機の広帯域化、高速データ伝送のためSバンド送信機を搭載したこと、「おおぞら」では送信機に加えてSバンド受信機も搭載し、Sバンドによる高精度な測距を行ったことなどが特色にあげられる。熱設計においても主として衛星の全表面を熱制御面とした受動型の制御方式に加えて、ヒータやサーマルルーバを搭載しアクティブな制御を行った。

本報告は、表1.1に示す上記衛星の搭載基本機器の中で特に各衛星にわたり共通かつミッション達成上重要な通信系、姿勢系、電源系、熱制御系の各機器について、その機能、性能の概要を述べ、飛翔結果については代表的な例をあげた。なお衛星運用及び観測を行なう上で複雑な処理制御をする搭載データプロセッサについては、各衛星で設計が異なるため、この報告には含めていない。

## 1. 通 信 系

M-3S型ロケットによる4個の衛星のアンテナ、テレメータ、コマンド、測距などの通信システムは、基本的には従来の実績あるシステムを踏襲している。しかし、「たんせい4号」よりテレメータデータ伝送用にSバンド送信機を新設したことによって、これまでテレメータデータ伝送を担っていたVHF帯の送信機はテレメータの伝送をやめ、ビーコンになり衛星トラッキング専用とした。「おおぞら」からは、VHF帯を廃止していく世界的すう勢により送信機の搭載をやめている。したがってテレメータデータ伝送はUHF帯とSバンドを使用し、VHF帯はコマンド専用となった。距離計測(測距)は、従来「きょっこう」、「じきけん」、「はくちょう」等でVHF帯受信機とUHF帯送信機を使用して行っていたが、「おおぞら」より測距精度をあげる目的で無線周波数をSバンドに変更した。

表 1.1 M-3S型ロケットで打上げた衛星の搭載基本機器

	MS-T4 (たんせい4号)	ASTRO-A (ひのとり)	ASTRO-B (てんま)	EXOS-C (おおぞら)
アンテナ系	VHF アンテナ UHF アンテナ Sバンドアンテナ	VHF アンテナ UHF アンテナ Sバンドアンテナ	VHF アンテナ UHF アンテナ Sバンドアンテナ	VHF アンテナ UHF アンテナ Sバンドアンテナ
通信系	400 MHz 帯テレメータ送信機 Sバンドテレメータ送信機 136 MHz 帯ビーコン送信機 148 MHz 帯コマンド受信機	400 MHz 帯テレメータ送信機 Sバンドテレメータ送信機 136 MHz 帯ビーコン送信機 148 MHz 帯コマンド受信機	400 MHz 帯テレメータ送信機 Sバンドテレメータ送信機 136 MHz 帯ビーコン送信機 148 MHz 帯コマンド受信機	400 MHz 帯テレメータ送信機 Sバンドテレメータ送信機 148 MHz 帯コマンド受信機 Sバンド測距装置
運用制御系	コマンドデコーダ プログラブルタイマ 衛星タイマ	コマンドデコーダ プログラブルタイマ 衛星タイマ	コマンドデコーダ プログラブルタイマ 衛星タイマ	コマンドデコーダ 複合コマンド 衛星タイマ
データ処理系	エンコーダ データレコーダ FM 変調器	データ処理装置 データレコーダ テレメータ・コマンド信号処理装置	データ処理装置 データレコーダ テレメータ・コマンド信号処理装置	データ処理装置 データレコーダ
計測系	環境計測装置 加速度計 圧力計 精密加速度計 横加速度計	環境計測装置 横加速度計	環境計測装置 加速度計測装置	環境計測装置 加速度計測装置
姿勢検出系	地磁気姿勢計 太陽姿勢計 地平線検出器 (スピン衛星用, コ) (ニカルスキャナ) 星姿勢計	地磁気姿勢計 太陽姿勢計 地平線検出器	地磁気姿勢計 太陽姿勢計 地平線検出器 (コニカルスキャナ) 星姿勢計 レート積分ジャイロ	地磁気姿勢計 太陽姿勢計 地平線検出器 (コニカルスキャナ) レート積分ジャイロ
姿勢制御系	磁気姿勢制御装置 ホイール制御装置 ニュートーションダンパ YO-YO デスピナー	磁気姿勢制御装置 ニュートーションダンパ YO YO デスピナー	磁気姿勢制御装置 ホイール制御装置 ニュートーションダンパ YO-YO デスピナー	磁気姿勢制御装置 ホイール制御装置 ニュートーションダンパ YO-YO デスピナー
電源系	太陽電池パドル 電力制御器 蓄電池 コンバータ 電源系接続回路 イグナイタ電源 蓄電池容量計	太陽電池パドル 電力制御器 蓄電池 コンバータ 電源系接続回路 イグナイタ電源	太陽電池パドル 電力制御器 蓄電池 コンバータ 電源系接続回路 イグナイタ電源 蓄電池容量計	太陽電池パドル 電力制御器 蓄電池 コンバータ 電源系接続回路 イグナイタ電源 蓄電池容量計
熱制御系	—	—	—	サーマルルーバ

アンテナ系については、テレメータデータ送信用に UHF 帯および S バンドアンテナを衛星上部と下部に取付けて、コマンドによる切換方式をとっている。コマンド受信には VHF 帯アンテナを衛星下部に取付けている。また「おおぞら」より新規に採用した S バンドによる測距は、搭載 S バンドアンテナと地上 10mφ アンテナを用いループを形成している。

この章では、M-3S 型ロケットで打上げた衛星の通信システムについてその構成・機能および性能の概要についてまとめたもので、飛翔結果については代表例を述べる。

1.1 構成, 機能

通信システムは、アンテナ系、テレメータ系、コマンド系、測距系で構成されている。図 1.1 に通信系系統図を「おおぞら」の場合を代表例としてあげ、実際に搭載した通信機器の写真を写真 1.1 に示す。

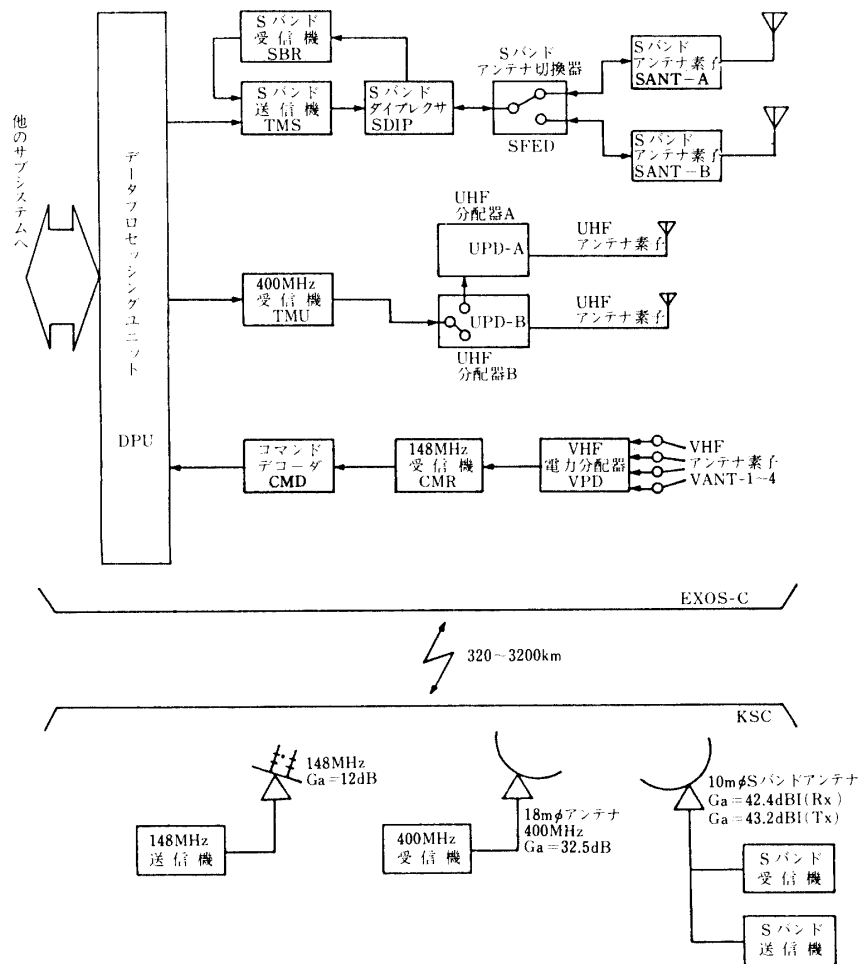


図 1.1 通信系系統図（「おおぞら」の例）

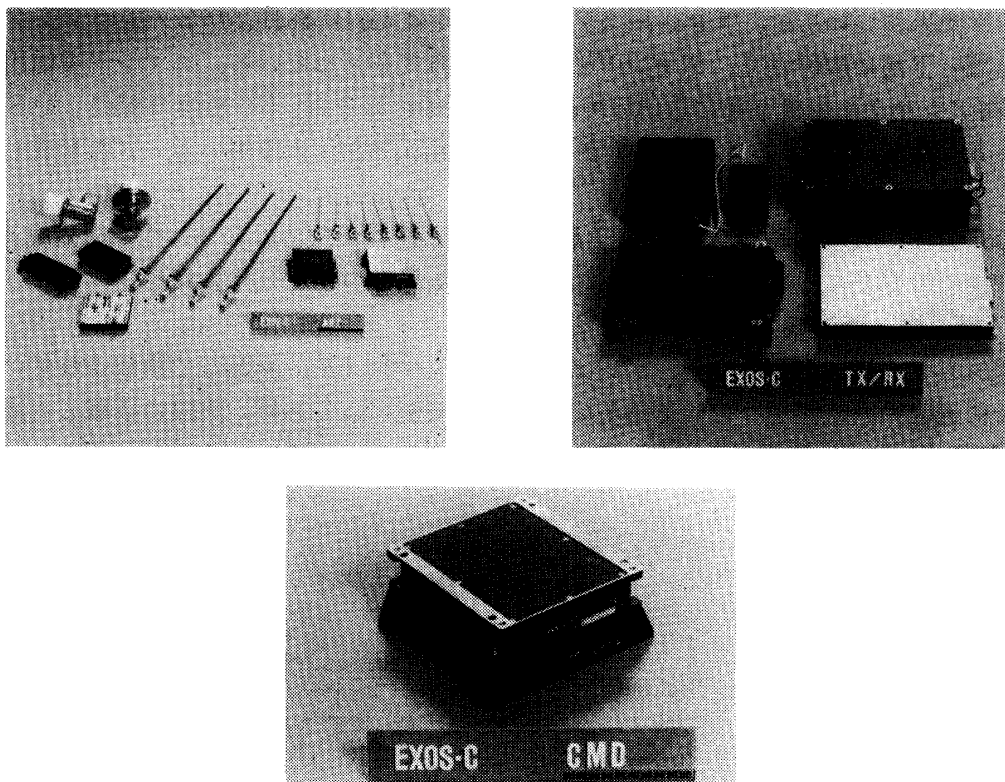


写真1.1 「おおぞら」搭載通信機器

### 1.1.1 アンテナ系

アンテナ素子，電力分配器，アンテナ切替器，ダイプレクサで構成される。

#### (1) VHF アンテナ

地上から送られてきた 148 MHz コマンド電波を捕捉し，電力分配器で合成しコマンド受信機へ送出する。

#### (2) UHF アンテナ

400 MHz 送信機からの送信電波を衛星上部方向又は下部方向にそれぞれ右旋円偏波で放射する。

電力分配器は同軸ケーブル搭載のラットレス回路を組み合せた給電回路を内蔵している。又同軸スイッチによるアンテナ切換回路も内蔵している。

#### (3) Sバンドアンテナ

地上から送られてきた測距信号電波を S バンドアンテナ素子で捕捉し，アンテナ切替器，ダイプレクサを経由して S バンド受信機へ送出する。一方 S バンド送信機からのテレメータ信号はアンテナ切替器を経由し，S バンドアンテナから放射される。偏波は衛星上部方向又は下部方向にそれぞれ右旋円偏波である。S バンドアンテナは送受共用オムニアンテナを用いている。

### 1.1.2 テレメータ系

テレメータデータの電送は、136 MHz 送信機、400 MHz 送信機、S バンド送信機によって行なう。なお 136 MHz 送信機は「たんせい4号」からビーコンのみになり、「おおぞら」からは搭載されていない。

#### (1) VHF (136 MHz) ビーコン

電波の軌道追跡が目的である。「おおぞら」には搭載していない。

周波数：136.725 MHz

送信出力：50 mW

変調：なし

#### (2) UHF (400 MHz) テレメータ

周波数：400.45 MHz 又は 400.5 MHz

送信出力：0.1 W 又は 1.0 W, 「おおぞら」は 2.0 W モードがある。

変調：デジタルテレメータ

PCM/PSK/PM…「たんせい4号」, 「ひのとり」

PCM/PM…「おおぞら」, 「てんま」

変調指数： $1.2 \pm 0.2$  rad, PCM データには低ビットレート (1024 bps 又は 2048 bps) 及び高ビットレート (8192 bps) の2種類の実時間モードとデータレコーダ再生モード (16384 bps, 又は 32768 bps) がある。これらは搬送波を  $\text{Bi}\phi\text{-M}$  の PCM 信号で直接変調して伝送されるが、低ビットレートの 1024 bps の場合のみ 8192 Hz の副搬送波を  $\text{Bi}\phi\text{-M}$  の PCM 信号で PSK 変調した後で主搬送波を PM 変調する。

アナログテレメータ

変調：FM/PM

変調指数：1.6 rad 「おおぞら」のみ

$1.2 \pm 0.2$  rad

IRIG の # 15 副搬送波テレメータ信号は FM 変調され、さらに搬送波を PM 変調する。

#### (3) S バンドテレメータ

周波数：2280.5 MHz

送信出力：0.5 W 又は 0.02 W…「てんま」, 「おおぞら」

0.1 W…「たんせい4号」, 「ひのとり」

変調：UHF テレメータと同様であるが「てんま」, 「おおぞら」にはアナログテレメータはない。

テレメータフォーマット及びモード、アナログテレメータ項目を「おおぞら」を代表例として表 1.2 に示す。

### 1.1.3 コマンド系

148 MHz 受信機とコマンドデコーダで構成される。受信機は AM 変調されたコマンド信号を検波しコマンドデコーダと測距制御装置に送る。コマンドデコーダは検波されたコ

表 1.2 「おおぞら」テレメータフォーマット及びモード(その1)

word mode	0	16	27	32	36	40	48	61	72	80	92	96	100	112	127
0	共通 DATA・STATUS	ESP	•	TEL	PPS		SPW-V)	IRA	ALA	ESP	••	TEL	PP PPS		(SPW-H)
1	共通 DATA・STATUS	ESP	•	TEL	PPS		(SPW-H)		HEP	ESP	••	TEL	PPS		(SPW-H)
2	共通 DATA・STATUS	ESP	•	TEL		PPS	(NPW-1)	IRA	ALA	ESP	••	TEL	PPS		(NEI-2)
3	共通 DATA・STATUS	ESP	•	TEL		PPS	(NPW-1)		HEP	ESP	••		PPS		(NEI-2)
4	共通 DATA・STATUS	ESP	•	TEL	PPS (NPW)	BUV		HEP	IRA	ALA	ESP	••	TEL	PPS	(NPW-1/NEI-2)
5	共通 DATA・STATUS	ESP	•	TEL	PPS (NEI-2)	BUV	PPS(NEI-2)	IRA	ALA	ESP	••	TEL	PPS (NEI-2)		PPS (NPW-V)
6	共通 DATA・STATUS	ESP	•	TEL	PPS (NPW 1)	BUV	PPS(NPW 1)		HEP	ESP	••	TEL	PPS (NPW V)		PPS (NPW-V)
7	共通 DATA・STATUS	ESP	•		PPS		(NPP-S-R)	IRA	ALA	ESP	••		PPS		(NPP-S-L)
8	共通 DATA・STATUS	ESP	•		PPS		(NPP-F-R)		HEP	ESP	••		PPS		(NPP-F-L)
9	共通 DATA・STATUS				LAS			IRA	ALA				LAS		
10	共通 DATA・STATUS				アキ			OGM					(RAM 及び自己診断 ROM)		
11	共通 DATA・STATUS				アキ			OGM					(OG 制御プログラム及び固定 OG-ROM)		
12	共通 DATA・STATUS				アキ			ARM					(演算処理プログラム ROM)		
13	共通 DATA・STATUS				アキ			ARM					(演算処理プログラム ROM)		
14	共通 DATA・STATUS	ACC	•	TEL			ACC				••	TEL			ACC
15	共通 DATA・STATUS	MUM	•	TEL			MUM				••	TEL			MUM

(注) • : PI STATUS-1    •• : PI STATUS 2, HK 2

表 1.2 「おおぞら」アナログテレメータ項目(その2)

	サブキャリア周波数	備 考
YO-YO	IRIG-15(30KHz)	実時間コマンドにより切換え可能
ACCデータ		
太陽パルス		

マンド信号 (PSK 波) を復調部で PN 信号に復調し, デコーダ部でデコードしデータ処理装置へ送る。

周波数 : 148.25 MHz

変調信号 : PCM (PN)/PSK/AM

サブキャリア : 正弦波

スタート符号 : 15 ビット PN 符号

コマンド符号 : 15 ビット PN 符号×2

#### 1.1.4 測 距 系

「おおぞら」から高精度な測距を行うため S バンドによる測距システムになっている。そのため新規に S バンド受信機を搭載し, S バンド送信機とトランスポンダを構成する。アップリンクは 2108 MHz, ダウンリンクは 2280 MHz の電波を使用する。ベースバンドは PN コード方式でサブキャリア周波数は 100 KHz, PN コードビットレートは 25 kbps である。受信機は測距専用で, 送信機はテレメータ伝送と測距を共用する。

## 1.2 性能

通信系のアンテナ, 送信機, 受信機/デコーダ, 及び測距系の主要性能をそれぞれ表 1.3, 表 1.4, 表 1.5, 表 1.6 に示す。

## 1.3 飛翔結果

M-3 S 型ロケットで打上げた 4 個の衛星の通信系はすべてにわたり正常に機能し, 個々の通信機器もその性能を満足する動作をしたことが確認出来た。

テレメータ系は 400 MHz 送信機と S バンド送信機を使用してデータを伝送した。データ伝送速度の高速化及び送信機広帯域化のために新しく採用した S バンド送信機は, 「おおぞら」においては伝送速度 32 Kbps の再生データを伝送したが, 誤りの少ない良質な PCM データを伝送することが出来た。

通信回線は, 衛星高度が 500 km~1000 km と比較的低いこともあって十分余裕のある回線をとることが出来た。代表例として, 「てんま」の第 15 周目における受信レベルを図 1.2, 図 1.3, 図 1.4 に示す。実測値は 136 MHz, 400 MHz, 2 GHz とともに -95 dBm~-110 dBm で受信されており, ほぼ理論値の範囲に入っている。ここで理論値の最大, 最小は送信アンテナパターンによる差から来るものである。

表 1.3 アンテナの主要性能

V H F アンテナ	形式	傾斜型ホイップ 4 素子円偏波給電
	周波数	136.695 MHz/136.725 MHz/148.25 MHz
利得	最大点	+3 dBi 以上……〔たんせい 4 号, ひのとり, てんま〕 (全立体角の 90% 以上で -7 dBi~-10dBi 以上)
	全球面	80% 以上で -10 dBi 以上……〔おおぞら〕
送受信偏波	送信	……衛星上部, 下部方向に右旋円偏波
	受信	……衛星下部方向に左旋円偏波
U H F アンテナ	形式	傾斜型ホイップ 4 素子円偏波給電×2
	周波数	400.45 MHz±0.5 MHz……〔たんせい 4 号, ひのとり, おおぞら〕 400.5 MHz±0.5 MHz……〔てんま〕
利得	最大点	+5 dBi 以上……〔たんせい 4 号, ひのとり, てんま〕 (全立体角について -8 dBi 以上)
送信偏波	全球面にて	-10 dBi 以上……〔おおぞら〕
		衛星上部, 下部方向に右旋円偏波
S バンド アンテナ	形式	円偏波クロスモノポール×2……〔たんせい 4 号, ひのとり, てんま〕 誘電体装荷導波管アンテナ……〔おおぞら〕
	周波数	送信用……2280.5 MHz 受信用……2108.558 MHz
利得	最大点	+5 dBi 以上……〔たんせい 4 号, ひのとり, てんま〕 (全立体角について -7 dBi~-8 dBi 以上)
送受信偏波	テレメータ信号の送信及びレンジング信号の受信	最大点 +7 dBi 以上 [おおぞら] 最小点 -7 dBi 以上 全立体角の約 70% 以上において 0 dBi
		右旋円偏波

表 1.4 送信機主要性能

	136 MHz 送信機	400 MHz 送信機	Sバンド送信機
伝送形式	無変調	PCM(SPM)-PSK-PM (たんせい4号, ひのとり) のみ PCM(SPM)-PM FM -PM	PCM(SPM)-PSK-PM PCM(SPM)-PM FM -PM
変調指数		1.2±0.2 rad	1.2±0.2 rad
搬送波周波数	136.695 MHz (てんま) 136.725 MHz (たんせい4号, ひのとり)	400.5 MHz (てんま) 400.45 MHz (たんせい4号, ひのとり, おおぞら)	2280.5 MHz
周波数許容偏差	± 2 × 10 <sup>-5</sup> 以内	± 2 × 10 <sup>-5</sup> 以内	± 2 × 10 <sup>-5</sup> 以内
周波数安定度	± 5 × 10 <sup>-9</sup> /10分/25°Cp-p/120分 周期 (短期安定度) ± 1 × 10 <sup>-6</sup> /年 (長期安定度) 温度範囲 -10°C ~ +40°C	左に同じ	左に同じ(たんせい4号, ひのとり) 「てんま」「おおぞら」については ± 5 × 10 <sup>-5</sup> 以内 (-10 ~ +40°C) 1 × 10 <sup>-9</sup> rms/秒以内 (短期安定度) ± 1 × 10 <sup>-6</sup> /年以内 (長期安定度)
送信電力	50 mW { +20% -50%	UP時 1 W { +20% -50% DOWN時 0.1 W { +20% -50%	0.1 W ± 50% (たんせい4号, ひのとり) UP時 0.5 W { +20% -50% DOWN時 0.02 W { +20% -50% (てんま, おおぞら)
スプリアス輻射	搬送波レベルに対し-40%以下	左に同じ	左に同じ
消費電力	ON時 0.414W以下 OFF時 0.185 W以下 (たんせい号) ON時 0.6 W OFF時 0.24 W (ひのとり, てんま) 以上電源電圧+12 V	UP時 3.528W以下 DOWN時 1.440W以下 OFF時 0.216W以下 (たんせい4号) UP時 4.32W以下 DOWN時 1.50W以下 OFF時 0.24W以下 (ひのとり, てんま) UP時 8.04W以下 DOWN時 0.88W以下 OFF時 0.24W以下 (おおぞら) 以上電源電圧+12V	ON時 1.968W以下 OFF時 240 mW以下 (たんせい4号) ON時 2.04W以下 OFF時 0.24W以下 (ひのとり) UP時 4.56W以下 DOWN時 0.045W以下 OFF時 0.045W以下 以上電源電圧+12V
重量	0.68 kg (てんま)	1.2 kg 以下 (てんま) (おおぞら)	0.9 kg (てんま) (おおぞら)



表 1.5 受信機/デコーダ主要性能

	Sバンド受信機	148 MHz 受信機	コマンドデコーダ
伝送形式	PCM-PSK-PM	PCM-PSK-AM	PCM(PN) -PSK
搬送波周波数	2108.558 MHz	148.25 MHz	入力信号レベル 0.5~1.1 V <sub>P-P</sub>
捕捉範囲	中心周波数±50 KHz 以上 // ±150 KHz 以下	—————	—————
ダイナミックレンジ	-90~-50 dBm	-110~-60 dBm -110~-50 dBm (おおぞら)	—————
変調度	0.8 rad	70%	—————
サブキャリア (変調周波数)	100 KHz±50 KHz	700 Hz      600 Hz (たんせい4号)(ひのとり) 800 Hz(てんま, おおぞら)	サブキャリア(600Hz, 700Hz) 800 Hz) クロック (600 Hz, 700Hz) 周波数 (800 Hz)
雑音指数	4 dB 以下	—————	コマンド誤り率 誤動作率 10 <sup>-9</sup> 以下 不動作率 5×10 <sup>-5</sup> 以下 コマンド項目数
スケルチレベル	-104±4 dBm	—————	105項目(たんせい4号) ひのとり おおぞら
ビットレート	測距系 PCM: 25 Kbps	700 bps      600 bps (たんせい4号)(ひのとり) 800 bps (てんま, おおぞら)	154項目(てんま)
帯域幅	—————	30 KHz~50 KHz	スタート符号 15ビットPN符号 コマンド符号
群遅延時間変動幅	200 nsec 以下	—————	15ビットPN符号×2
消費電力	+17~+24 V 220 mA 以下	588 mW (たんせい4号) 600 mW 以下 (ひのとり) (てんま) (おおぞら)	常時: 450 mW 以下 デコーダ ON時: 1050mW以下 指令時: 2300 mW 以下 (たんせい4号, ひのとり) 指令時: 1150 mW 以下 (てんま) 常時: 426 mW 以下 デコーダON時: 1126 mW (おおぞら)
重 量	1.97 kg ±10%以内	593 g (ひのとり) (てんま)	約2.6 kg(たんせい4号) 2.3 kg (ひのとり) 2.4 kg (てんま) 1.17 kg (おおぞら)

表 1.6 測距系主要性能

搬送波周波数	アップリンク	ダウンリンク
搬送周波数	2108.558 MHz	2280.5 MHz
雑音指数	4 dB 以下	—
送信機出力	10 KW	0.5W $\begin{cases} +20\% \\ -50\% \end{cases}$
変調方式	PCM(PNコード)-PSK-PM	PCM(PNコード)-PSK-PM
周波数	PCM : 25 Kbps サブキャリア : 100 KHz	PCM : 25 Kbps サブキャリア : 100 KHz
変調度	0.8 rad	0.45 rad
群遅延時間変動幅	SBR : 200 nsec 以下, TMS : 80 nsec 以下	

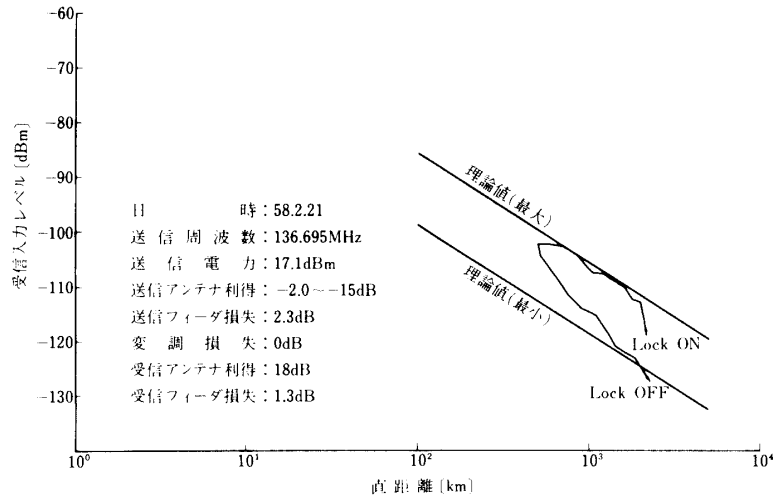


図 1.2 「てんま」第15周目 136 MHz 受信入力レベル/直距離

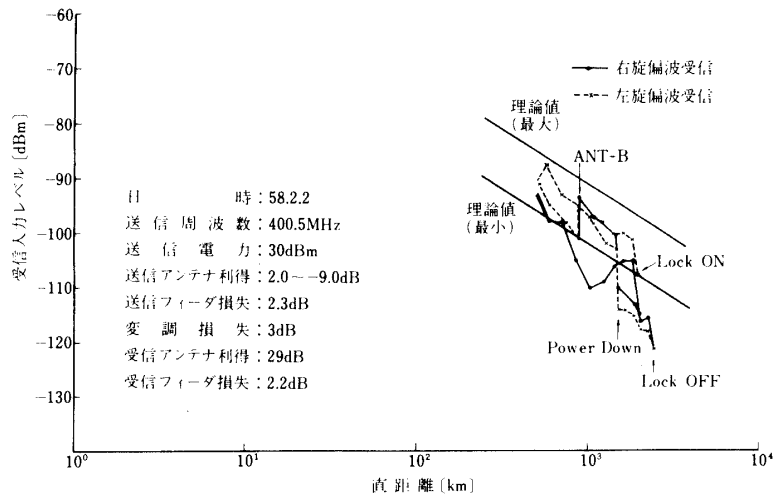


図 1.3 「てんま」第15周目 400 MHz 受信入力レベル/直距離

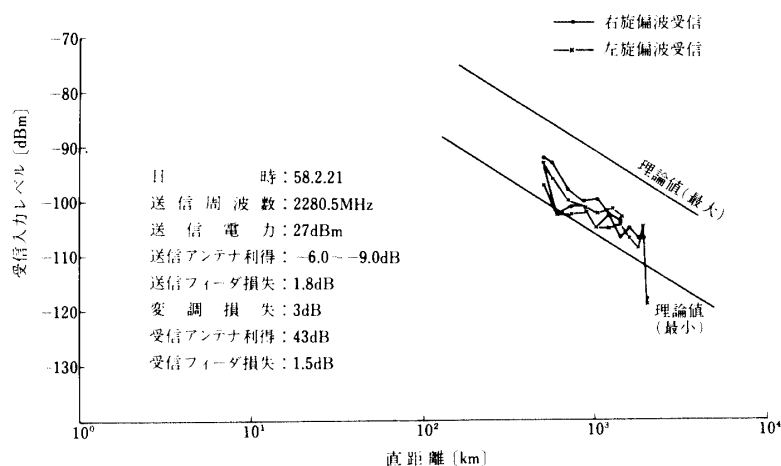


図 1.4 「てんま」第 15 周目 2280 MHz 受信入力レベル/直距離

コマンド系については、衛星搭載データプロセッサの複雑化、高性能化にともないコマンドもブロックコマンド、オーガナイズドコマンドなど複雑になっているが、地上運用装置でそれらに対応すべくハードウェアおよびソフトウェア両面で整備を計ったため、多くのコマンドを自動的に可視時間内に送出出来るようになり運用の効率をはかることが出来た。実際の運用では連続して多くのコマンドを送出したがコマンドの誤動作、不動作もなく、コマンド受信機とコマンドデコーダなどコマンド系機器の動作は正常であった。

測距系については「おおぞら」で S バンド受信機を初めて搭載して測距を行った。これは従来の UHF 帯による測距から無線周波数を S バンドにして精度を上げる変更であったがほぼ満足のいく結果であった。図 1・5、図 1・6 に「おおぞら」の第 23 周および第 38 周の予測値と実測値と予測値の差を示す。これによるとドップラーデータにより求めた予測値とは数 km で一致しており変更による改善が実証された。またこの測距データを用い、宇宙開発事業団に依頼して算出していただいている衛星位置は 1 km の精度で決定されている。これら軌道決定精度は観測データの解析や衛星追跡運用を行っていく上で問題ないと思われる。測距系の今後の課題としては、現在衛星トランスポンダや地上装置の温度変化による遅延時間変動の補正を行っていないので、これを行うことによって精度の改善を計る必要があると考える。

以上が飛翔結果であるが、4 個の衛星に搭載した通信システムは問題なく機能したと判断出来る。

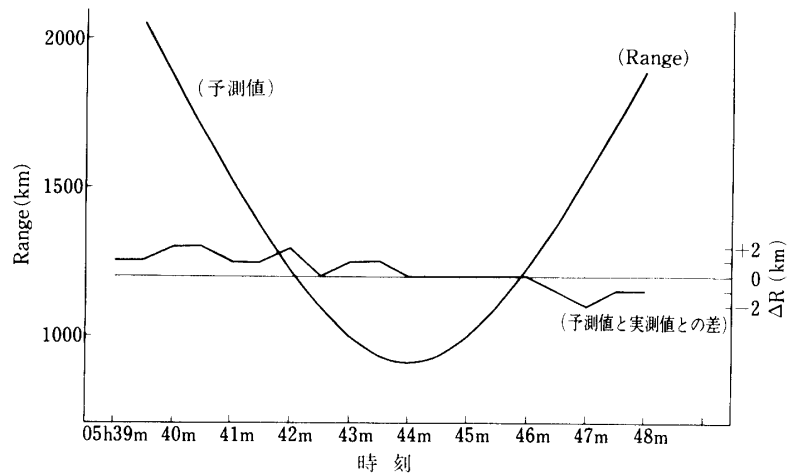


図 1.5 「おおぞら」第23周目に於ける測距 (RNG)

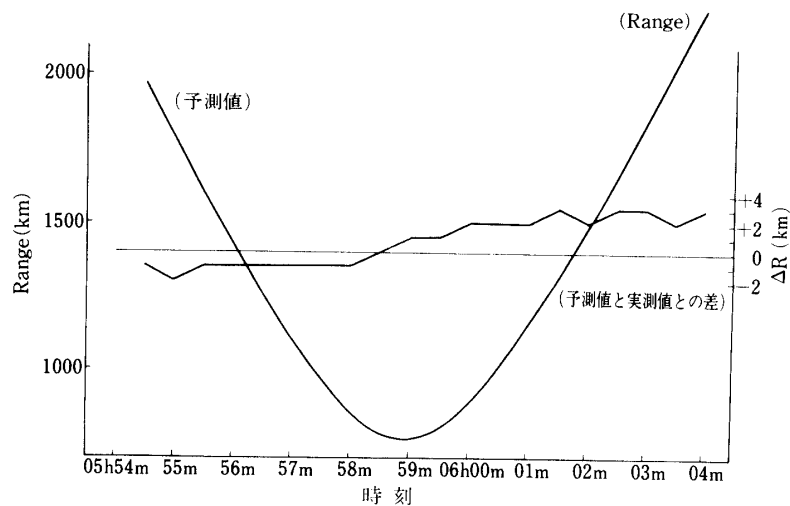


図 1.6 「おおぞら」第38周目に於ける測距 (RNG)

## 2. 姿 勢 系

M-3S型ロケットに於ける試験衛星「たんせい4号」で、スピン型衛星の磁気姿勢制御によるスピン軸の太陽指向制御及びバイアスモーメントムホイールを利用したバイアスモーメントム型三軸姿勢制御の実験を実施した。

前者のスピン衛星の軸方向制御技術は、M-3S-2号機によって打上げられた「ひのとり」に応用され、太陽観測に必要な姿勢制御が行なわれた。

後者のバイアスモーメントム型三軸姿勢制御技術は、「てんま」、「おおぞら」のスピン軸まわりの姿勢制御系に応用され、各々観測上必要な姿勢保持を可能とした。これらの技術開発の変遷を図 2.1 に示す。

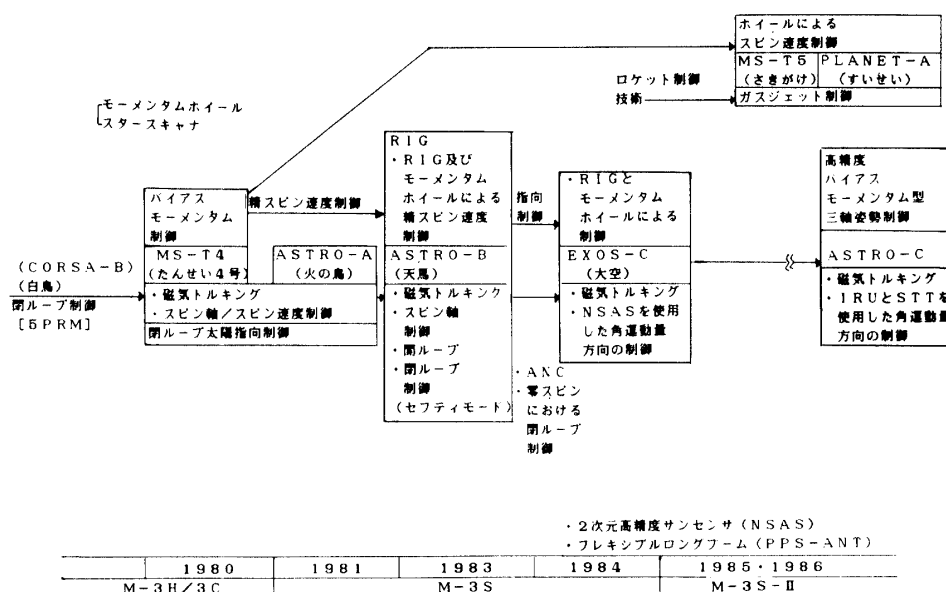


図 2.1 M-3S型ロケットによって打ち上げられた科学衛星の姿勢制御の変遷

以下の各節では、上記衛星の姿勢制御系ならびに姿勢センサについて記述するとともに、飛翔結果については、代表的に「おおぞら」の場合を報告する。

## 2.1 各衛星の姿勢制御系および姿勢センサについて

### 2.1.1 MS-T4 (たんせい4号)

#### 2.1.1.1 姿勢制御の概要

MS-T4ではスピン型衛星の磁気制御による太陽指向制御及びバイアスモーメンタムホイールを利用したバイアスモーメンタム型三軸姿勢制御実験が行なわれた。

これらの成果は、太陽指向制御ではASTRO-Aに应用され、バイアスモーメンタム型三軸姿勢制御では、ASTRO-B, EXOS-CのZ軸まわりの制御(超低スピンレート制御ならびに科学観測機器およびレーザーフレクタのためのスリュー制御)に应用された。

#### 2.1.1.2 姿勢制御系の機能

##### (1) スピン軸方向制御

MACコイルによって作られた磁気モーメントと地球磁場との相互作用によって衛星のスピン軸方向の制御を行い、「たんせい4号」のミッション上の要求〔スピン軸を太陽中心から $1.2^{\circ} \pm 0.5^{\circ}$  (NARROW) または  $2.2^{\circ} \pm 1.5^{\circ}$  (WIDE) に安定指向させる〕を達成する。このため、地磁気センサ信号 (GA-X) の極性及び姿勢制御用センサ (ASAS) の太陽角データから、MACコイルに流す電流の極性時期を判断して実行する(閉ループ制御)。また、PRTからのディレイコマンドによるMACコイルの電流のON/OFF制御及び極性制御も行う(開ループ制御)。

##### (2) スピン速度制御

- (i) ヨーヨーデスピナ及びパドル展開による初期のデスピン
- (ii) ディレイコマンドのスピンUP/DOWN指令に従い、地磁気センサの信号の

極性によって MSC コイルに流す電流の極性切替を判断し実行する。また MSC によりホイールのアンローディングも行う。

(iii) ホイールの回転数を制御することにより、衛星のスピンの軸まわりのレート及び位相を制御する。ホイールの制御モードを表 2.1 に示す。

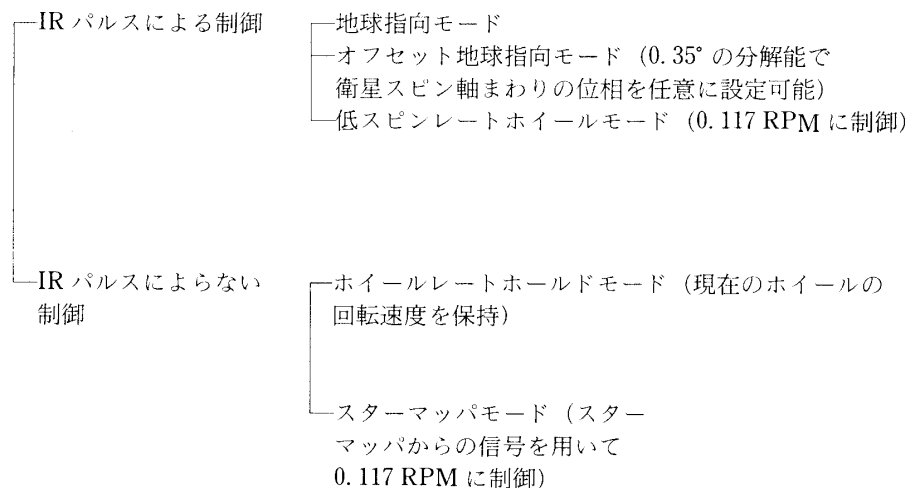
### (3) 磁気バイアス制御

衛星の残留磁気モーメントによるスピン軸のドリフトを防ぐため、チャージャブル・マグネットである MBC コイル (3 軸) に通電し、補正する。

### (4) ニューテーション減衰

スピン軸に垂直な面内に取り付けられた液体円環ダンパによって、運動エネルギーを熱エネルギーに変換し吸収する。

表 2.1 MS-T 4 のホイールの制御モード



### 2.1.1.3 姿勢制御装置と姿勢センサの性能

#### (1) 姿勢制御装置

表 2.2 に示す。

#### (2) 姿勢センサ

表 2.3 に示す。

## 2.1.2 ASTRO-A (ひのとり)

### 2.1.2.1 姿勢制御の概要

ASTRO-A の主なミッションの一つは太陽観測であるから、各種の科学観測機器を太陽方向に指向させる必要がある。そこで、ASTRO-A の姿勢制御は衛星スピン軸を太陽方向から  $1.2^\circ \pm 0.5^\circ$  の範囲に安定指向させ、さらに軌道投入時の初期スピン速度 (120 RPM) を  $5 \pm 0.5$  RPM に減衰させ、かつこれを維持する機能を有することであった。

## 2.1.2.2 姿勢制御系の機能

## (1) スピン軸方向制御

MAC コイルによりスピン軸を太陽から  $1.2^\circ$  にオフセットした角度に  $\pm 0.5^\circ$  の精度 (NARROW 時) に保持する (WIDE 時は  $2.2^\circ \pm 1.5^\circ$ )。制御方法は MS-T 4 と同様である。

## (2) スピン速度制御

(i) 初期のデスピンは MS-T 4 と同様である。

(ii) MS-T 4 と同様な方法で、スピン速度を  $5.0 \pm 0.5$  RPM に維持する。

表 2.2 姿勢制御装置の性能

姿勢制御装置	MS-T4	ASTRO-A	ASTRO-B	EXOS-C
MAC コイル (MAC) 構造：円環型空心コイル 磁気モーメント (ATm <sup>2</sup> ) HIGH MEDIUM LOW	$\pm 27.6$ $\pm 11.8$ $\pm 5.1$	$\pm 10.0$ $\pm 4.0$ $\pm 1.5$	$\pm 27.6$ $\pm 11.8$ $\pm 5.1$	$\pm 38.0$  $\pm 20.0$
MULD/MSC コイル (MULD/MSC) 構造：円環型空心コイル 磁気モーメント (ATm <sup>2</sup> ) HIGH MEDIUM LOW	$\pm 10.5$	$\pm 6.0$ $\pm 2.4$ $\pm 0.9$	$\pm 10.5$	$\pm 10.0$ $\pm 6.7$ $\pm 6.7$
MBC コイル (MBC) 構造：円筒有心コイル 磁性体：リメンダ材 磁気モーメント (ATm <sup>2</sup> )	$-0.2 \leq M \leq +0.2M$ (3軸)	$-1.8 \leq M \leq 1.8$ (1軸)	$-1.8 \leq M \leq 1.8$ (3軸)	—
ニュートンダンパ (ND) 流体名：シリコンオイル 充填率 (%) 減衰時定数	37 10分  ( $\omega_s = 5$ RPM)	100 10分  ( $\omega_s = 5$ RPM)	* (1) 37 10分  ( $\omega_s = 5$ RPM)	* (1) 98 6.3分 ( $\omega_s = 120$ RPM) 2.8時間 ( $\omega_s = 0$ RPM)
ヨーヨーデスピナ (YO-YO) スピン減衰率 ( $\omega_f / \omega_o$ ) ワイヤ長 (m) マス重量 (g/個)	0.0473 7.738 128.3	0.03906 8.487 125.3	0.0473 7.762 125.3 * (2)	0.05 8.456 122.3 * (2)
ホイール (SWA) * (3) モータ：誘導型 蓄積角運動量 (N. m. s) 発生トルク (N. m)	2.847  $2.8 \times 10^{-2}$	—	5.793  $2.1 \times 10^{-2}$	18.43  $2.1 \times 10^{-2}$

\* (1): 円環部中心オフセットを 20 mm に設定

\* (2): マスの離脱機構は二重

\* (3): 輸入品 (ITHACO 社製)

表 2.3 姿勢センサの性能(1)

姿勢センサ名	MS-T4	ASTRO-A	ASTRO-B	EXOS-C
スピ型サンセンサ(SSAS) 検出素子： シリコンフォトダイオード				
測定範囲 (deg)	165*(1)	±60	±60	±60
測定精度 (deg)	±1	±1	±1	±1
ノンスピ型サンセンサ(NSAS) 検出素子： シリコンフォトダイオード				
測定範囲 (deg)	±60*(2)	—	±60	*(2), (3) ±32
測定精度 (deg)	±1		±1	0.05*(4) 0.1*(5)
姿勢制御用サンセンサ(ASAS)*(6) 検出素子： シリコンフォトダイオード				
測定範囲 Azimuth 方向 (視野(deg) 精度(deg)	0.5*(7) ±0.25	0.5*(7) ±0.25	—	—
Elevation 方向 (視野(deg) 精度(deg)	±30*(8) ±0.5	±30*(8) ±0.5		
地磁気センサ(GAS) 検出器： フラックスゲート型磁力計 (三軸)				
測定範囲(nT)	±50000	±50000	±50000	±50000
測定精度(nT)	±400	±400	±400	±400
水平線センサ(HOS) 検出素子： 焦電型赤外線検出素子 (PbTiO <sub>3</sub> ) 波長帯：14~16 μm CO <sub>2</sub> 帯 ゲルマニウム対物レンズ口径 (mm)				
センサ間開き角 (deg)	35	35	—	—
視野角 (deg)	60	60		
	1.3	1.3		
スターセンサ(STS) 検出器： 二次電子増倍管(P. M. T)				
視野 (deg)	10×10	—	10×10	—
角分解能 (deg)	~0.1		~0.1	
検出等級	3~4		≤4	
スピンレート (RPM)	≤5		≤5	



表 2.3 姿勢センサの性能(2)

姿勢センサ名	MS-T4	ASTRO-A	ASTRO-B	EXOS-C
レート積分ジャイロ (RIG/GYR)				
入力角速度範囲:				
HI RATE モード (deg/sec)	—	—	±16	±7.2
LOW RATE モード (deg/sec)			±1	±1.8
分解能:				
HI RATE モード (arc sec/PULSE)			5.76	8.0
LOW RATEモード (arc sec/PULSE)			0.36	0.75
G不感ドリフト (deg/HOUR)			±0.2	±0.05
個数			2 * (9)	2 * (9)
ホイール内蔵IRスキャナ(IR)				
検出素子:サーミスタボロメータ				
走査コーン角 (deg)	45		45	45
視野 (deg)	2 × 2		2 × 2	2 × 2

\* (1) SA センサ+SB センサ

(2) X ( $\alpha$ ), Y ( $\beta$ ) 軸それぞれ

(3) 輸入品(アドコール社製): グレイコード+アナログ方式高精度サンセンサ

(4) ±30° の範囲内にて

(5) ±30° ~ ±32° の範囲内にて

(6) 従来の SSAS に①分解能が 0.5° ②太陽光が衛星の Z-Y 平面内に入射した時にのみ正確にサンパルスが発生できるように改良したもの

(7) X-Y 平面内において

(8) Z-Y 平面内で Z 軸より

(9) Z 軸方向に 2 個, 1 個は待機冗長

### (3) 磁気バイアス制御

MS-T4 と同様 (但し, MBC コイルは 1 軸 (Z 軸) のみ)

### (4) ニューテーション減衰

MS-T4 と同様

## 2.1.2.3 姿勢制御装置と姿勢センサの性能

### (1) 姿勢制御装置

表-2.2 に示す。

### (2) 姿勢センサ

表-2.3 に示す。

## 2.1.3 ASTRO-B (てんま)

### 2.1.3.1 姿勢制御の概要

ASTRO-B の姿勢制御は X 線源の観測上, 衛星スピンの軸を太陽方向から  $180^\circ \pm 60^\circ$  の範囲内に指向させ, スピンレートを 0.0685, 0.137 及び 0.548 RPM のいずれに対しても設定可能なように設計されている。

姿勢制御系は大きくわけて, ホイールによる姿勢制御系 (主に z 軸まわりの制御) と磁気による姿勢制御系 (姿勢変更及び衛星構体のスピンの増減) とになる。

### 2.1.3.2 姿勢制御系の機能

#### (1) スピン軸方向制御

従来と同様に MAC コイルを用いてプリセッション制御を行う。

磁気モーメントの極性の切換は、以下のモードにより行なわれる。

開ループ制御：PRT からの遅延コマンドによる。

閉ループ制御：地磁気センサ (GAS) 及びノンスピン型サンセンサ (NSAS) 信号を使ったオンボード ACE からの指令により、スピン軸を太陽方向に対し  $170^{\circ}\sim 174^{\circ}$  または  $125^{\circ}\sim 130^{\circ}$  の範囲内に保持する。

#### (2) スピン速度制御

(i) 初期のデスピンは従来と同様。

(ii) ホイールにより衛星のスピン速度を一定に制御する(ジャイロモード/タコモード)。

(iii) 衛星 Y 軸方向の MULD コイルによりホイールのアンローディングを行う。

#### (3) 磁気バイアス制御

MS-T 4 と同様、三軸の MBC により残留磁気モーメントを補正する。

#### (4) ニューテーション減衰

スピン軸に平行な面内に 2 個取り付けられたニューテーションダンパーによる。

### 2.1.3.3 姿勢制御装置と姿勢センサの性能

#### (1) 姿勢制御装置

表-2.2 に示す。

#### (2) 姿勢センサ

表-2.3 に示す。

### 2.1.4 EXOS-C (おおぞら)

#### 2.1.4.1 姿勢制御の概要

EXOS-C の姿勢制御系は大別して、Z 軸方向制御をする磁気姿勢制御系と Z 軸まわりの回転を制御するデスピン制御系の 2 つである。

磁気姿勢制御系の目的は衛星の Z 軸方向を太陽に指向させること及びホイールに蓄積された外乱角運動量のアンロードである。一方、デスピン制御系の主目的は、衛星の構体を慣性空間に対して静止させることである。

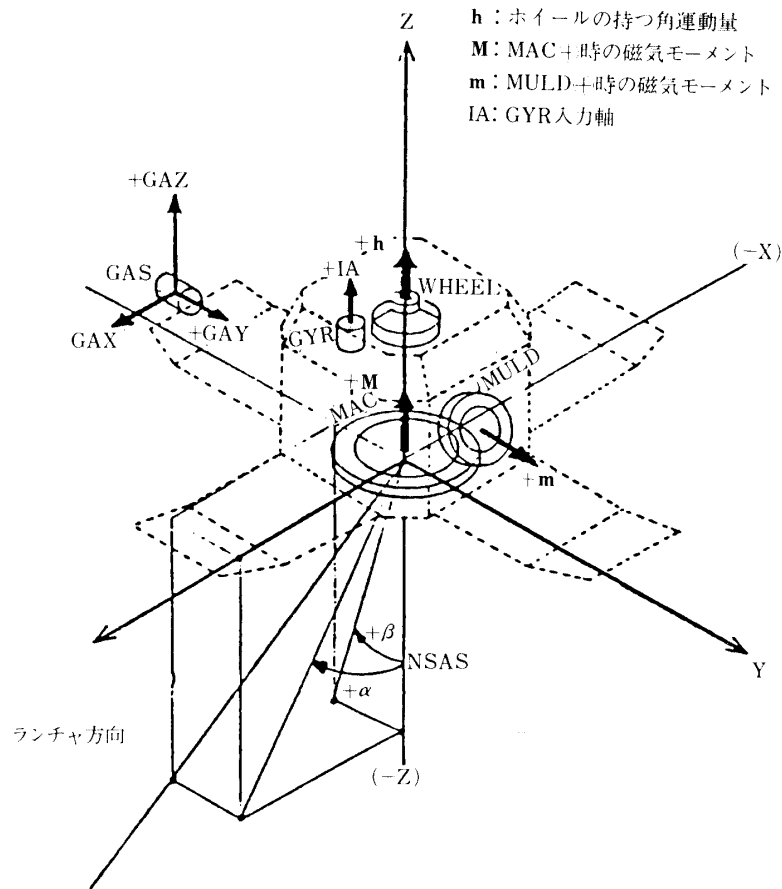
図 2.2 に姿勢制御装置の配置図を図 2.3 に姿勢制御装置の機能図を示す。

#### 2.1.4.2 姿勢制御系の機能

##### (1) スピン軸方向制御

(i) 閉ループモードでは、NSAS からの太陽角及び地磁気センサの信号をもとに制御ロジックを働かせ、MAC コイルに通電し姿勢変更ならびに太陽追尾を行う。一方、開ループモードでは、DPU からの OG コマンド及びブロックコマンドの内容に従って制御される。ここで、太陽追尾のための設定角は、 $\pm 0.25^{\circ}$  (NARROW) 及び  $\pm 1.0^{\circ}$  (WIDE) の 2 通りである。

(ii) 磁気 ANC (Active Nutation Control)



(注) 座標原点はZ軸とカップラ面(衛星分離面)との交点とする。

図 2.2 姿勢制御装置配置図

NSAS の  $\alpha$ -アナログ出力信号によりニューテーションを検出し,  $B_x, B_y$  の信号状態によって通電値を決定し, 本来の MAC クローズ制御信号に重畳させている。

(iii) 副 MAC (MAC-SUB)

MAC クローズ時の Z 軸の太陽追尾機能を MULD コイルを利用して強化するものである。

(2) スピン速度制御

(i) 初期のデスピンは従来と同様

(ii) MULD コイルによるアンローディングは地上からのコマンドによる制御(開ループ)及び WCE の UP/DOWN コマンドの状態,  $B_x$  の信号より決定されるロジックによる制御(閉ループ)とがある。

(iii) ホイールによる位相制御

ジャイロ (GYR) から衛星の角度の変化分を示す信号を受け, それをカウンタに蓄積して位相データを得ている。この位相データに基づきホイールの回転数を制御し, 衛星のスピンの軸まわりの位相制御を行う。本装置の制御モードは以下の通りである。

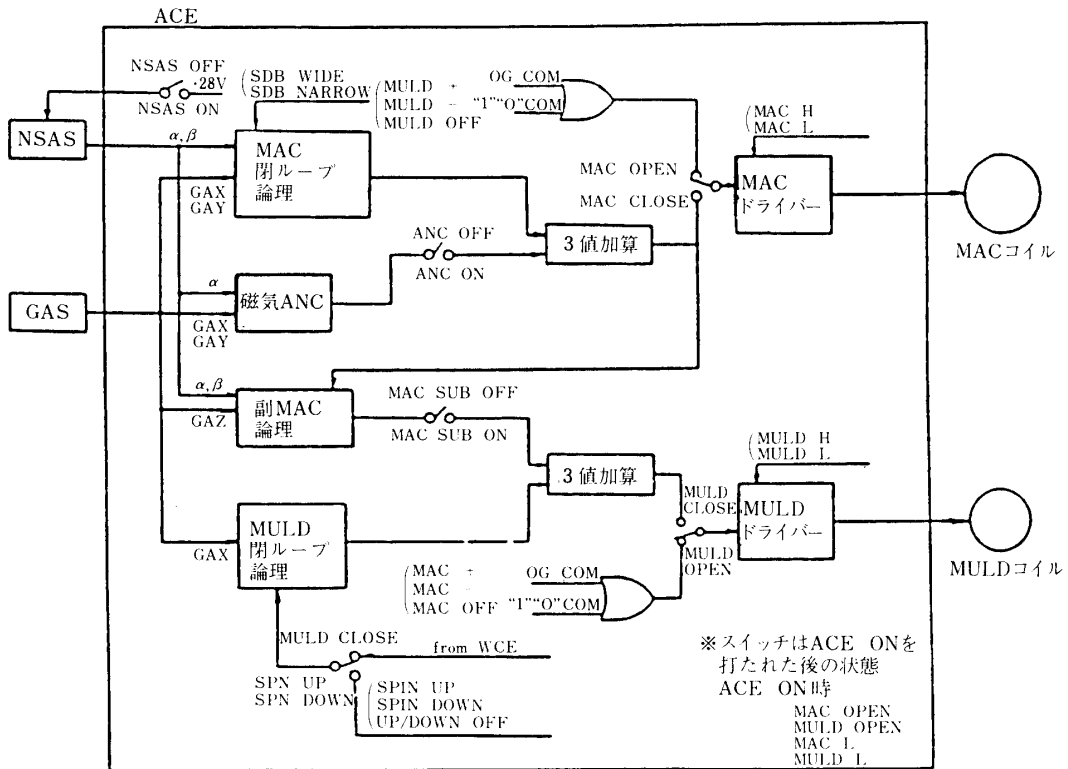


図 2.3 磁気姿勢制御装置機能系統図

## (a) ノーマルモード

ジャイロからの角度増分信号を使い、スピン軸まわりの位相制御を行う。通常はこのモードが設定される。

## (b) レートモード

ジャイロからのアナログレート信号に基づいて衛星のデスピン制御を行う。

## (c) TACHO-1モード

ホイールの回転数を地上からのコマンドで設定した値にする。

## (d) TACHO-2モード

ホイールの回転数を一定回転モード (2000 RPM) にする。

## (3) ニューテーション減衰

前記磁気 ANC によるニューテーションの減衰。

## 2.1.4.3 姿勢制御装置と姿勢センサの性能

## (1) 姿勢制御装置

表-2.2 に示す。

## (2) 姿勢センサ

表-2.3 に示す。

## 2.2 EXOS-Cの飛翔結果

磁気姿勢制御による閉ループ太陽指向(MACクローズ制御)では、NSAS出力を姿勢誤差検出に利用し、 $\alpha$ 角 $+0.305^\circ$ 、 $-0.254^\circ$ ならびに $\beta$ 角 $+0.252^\circ$ 、 $-0.307^\circ$ の範囲内に納める様に制御を行う。飛翔データから定常姿勢での太陽角はPPSアンテナ伸展前で、大部分の期間この範囲内に納まっている。

その代表例を図2.4に示す。

ここでのニューテーション角は $0.02^\circ$ 程度であり、最終的には $0.004^\circ$ 以下になることが確認されている。

PPSアンテナ伸展後は強力な姿勢外乱のため、指向精度は約 $1\sim 2^\circ$ 程度となっている。

Z軸まわりのデスピン制御は設計精度 $\pm 0.05^\circ$ に対して十分精度内に納まっている。またアンローディング制御も良好で設計通りノミナルホイール回転数 $\pm 10$  RPMの範囲内に制御されている。

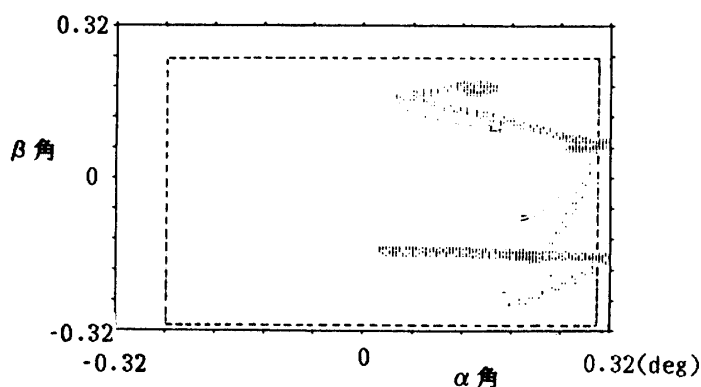


図2.4 NSASの $\alpha$ ,  $\beta$ 角による太陽角の変化

## 2.3 まとめ

以上M-3S型ロケットで打上げられた各衛星の姿勢制御及び姿勢センサについて報告した。図2.1からもわかるように各衛星のスピン軸方向制御、スピン軸まわりの制御及び姿勢センサは、次第に複雑かつ高精度になっており、これらの蓄積された技術がMS-T5(さきがけ)、PLANET-A(すいせい)に引き継がれ着実に成果が得られている。

さらに、第11号科学衛星ASTRO-Cでは、マイクロプロセッサを用いたオンボードでの姿勢制御システム、CCDを用いたスタートラッカ/サンセンサ及びレート積分ジャイロを基本にした慣性姿勢基準装置等の新しく開発した技術によって、ミッションが遂行されることになる。

最後に今後ますます高度になる科学観測のミッションからの制御技術に対する要求を実現するために、国産のハードウェア及びシステム技術の開発に、より一層力を注いでいく所存である。

### 3. 電 源 系

「たんせい4号」からは衛星の大形化に伴い消費電力も大幅に増大してきた。このため太陽電池発生電力も大電力とする必要が生じた。そこで、太陽電池実装方式を従来のボディマウント方式からパドル方式に変更した。パドル方式はボディマウント方式に比べ、太陽光が垂直に当たった場合、ほぼ同数の太陽電池素子でも、円柱形ボディマウント方式の正射影面積が $1/\pi$ に減ることから、約3倍強の発生電力が得られる。

蓄電池は、負荷電力の増大もあるが、太陽電池パドルを展開するまでの容量を考え、従来の6 AHから12 AHと大容量になった。

また、蓄電池を管理するための蓄電池容量計が、試験的に「たんせい4号」に搭載された。結果は良好で、蓄電池の残存容量を的確に把握できる事が確認され、「てんま」以降電源系サブシステムとして、常時搭載されるようになった。しかし、蓄電池の容量管理を蓄電池の端子電圧検出法に基づいた電力制御器で行う現方式では、蓄電池の特性変化に対処し得ないので、今後蓄電池容量計を容量管理のために活用することを検討している。

#### 3.1 構成, 機能

電源系はエネルギー発生源として太陽電池パドルを、エネルギー貯蔵にニッケルカドミウム蓄電池を、充放電制御および調整に電力制御器を用いている。

この他、バスラインの非安定化電圧を数種の安定化電圧に変換するコンバータ、電源系の接続分配を行う接続回路、点火玉用の電気エネルギーを蓄積するイグナイタ電源および蓄電池の残存容量を計測する蓄電池容量計で構成されている。

電源系のブロック図を図3.1に示す。

##### 3.1.1 太陽電池パドル (SC-P)

太陽電池パドルは、太陽エネルギーを電気エネルギーに変換する太陽電池素子を所定の電力を得るために必要な枚数だけ直並列に組合せ、発生した電力をブロッキングダイオードを通してバスラインに供給し、衛星のミッション期間中において十分な電力を負荷および蓄電池に供給する。

太陽電池素子は、相互にメッシュ電極によって接続されており、ハネカム板にシリコン接着剤で接着固定されている。

太陽電池パドルの温度モニタはパドル表面2ヶ所を測定する。

表3.1に太陽電池パドル性能諸元を示す。このうち、「おおぞら」については、軌道および負荷の状態により8段階の出力切り換えが可能であるが、ここには最大の発生電力を示した。

##### 3.1.2 電力制御器 (PCU)

電力制御器は、バスラインの上限電圧制御と蓄電池の充放電制御を行う。また、余剰電力を消費するシャント方式はパーシャルシャント方式をとっている。パーシャルシャント方式は、消費すべき電力量を減少させる事が出来、大電力を発生する太陽電池パドルを備えた衛星に適しているといえる。

回路の高信頼度化として、上限電圧を検出する制御回路は2 out of 3の冗長構成とし、シャント部は2系統の並列冗長構成となっている。さらにシャント電力消費用抵抗器および

トリクル充電抵抗器は直並列の冗長構成となっている。

図3.2に代表的に「てんま」の電力制御器の機能系統図を示す。

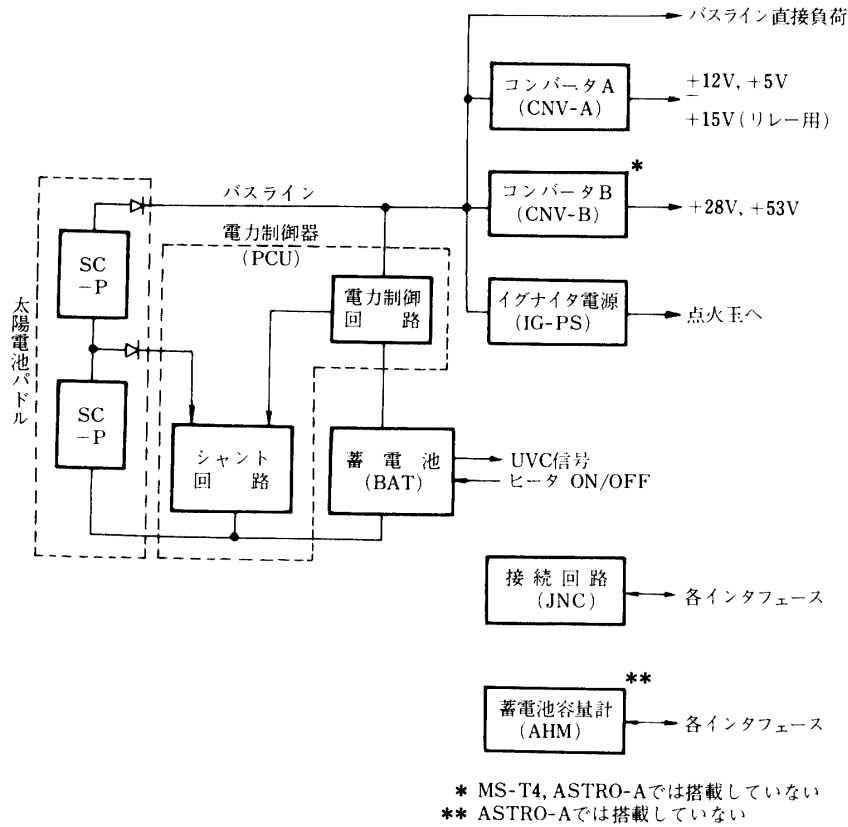


図3.1 電源系構成ブロック図

表 3.1 太陽電池パドル性能諸元

	MS-T4 (たんせい4号)	ASTRO-A (ひのとり)	ASTRO-B (てんま)	EXOS-C (おおぞら)
太陽電池素子寸法	2 cm × 2 cm	2 cm × 2 cm	2 cm × 2 cm	2 cm × 2 cm
太陽電池素子タイプ	N/P, コーナータイプ	N/P, コーナータイプ	N/P, コーナータイプ	N/P, コーナータイプ
カバーガラスタイプ	Ce マイクロシート	ブルーカット石英	ブルーカット石英	ブルーカット石英 Ce マイクロシート
カバーガラス厚さ	0.15 mm	0.3 mm	0.15 mm	0.25 mm
太陽電池枚数	2552 枚	2484 枚	3448 枚	3588 枚
初期発生電力*	98 W	104 W	154 W	154 W
パドル重量	9.72 kg	14.1 kg	10.37 kg	9.65 kg

注) \* 印: バス電圧 20 V における値

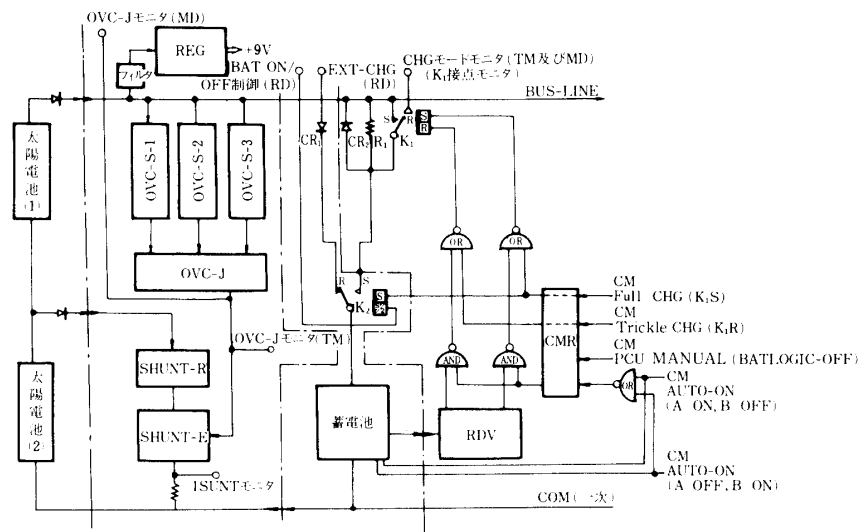


図 3.2 電力制御器機能系統図

### 3.1.3 蓄電池 (BAT)

蓄電池は、BAT セル (15 個直列) と各種信号処理を行う BAT ロジック回路、下限電圧制御回路 (UVC) およびヒータ回路により構成され、BAT の充放電は電力制御器を通して行われる。

BAT の充電制御方式は、従来の科学衛星と同様に BAT セルの温度と出力電圧を検出し、少くともどちらか一方が所定の充電停止条件に到達した時、ロジック回路から充電完了信号が出力されるようになっており、電圧制御を主としている。

従来からの改善点として、「たんせい4号」から BAT サブシステムを BAT セル部と BAT ロジック部の2ユニットに分けた事である。これにより、調整およびメンテナンスが容易となり、熱特性も向上した。

UVC の機能は、BAT の保護 (過放電による転極防止) を目的とし、最大の日陰時間中に軽負荷モードにて消費される電力量を残存容量と定め、UVC 動作電圧は、この残存容量に対応した値を設定している。

表 3.2 に各衛星における蓄電池諸元を示す。

### 3.1.4 コンバータ (CNV)

コンバータは、バスラインの非安定化電圧を数種類の安定化電圧に変換するものである。

CNV には従来から用いられている CNV-A と「てんま」から新たに追加された CNV-B の二種類がある。表 3.3 に各衛星に搭載した CNV の種類を示す。

変換方式は、CNV-A の +12 V, +5 V についてはスイッチングタイプのレギュレータで、リレー駆動用の +15 V はシリーズ型レギュレータである。-12 V はマルチタップ型の DC-DC コンバータを採用している。

CNV-B については、図 3.3 に示すように CNV-A の -12 V 系と同様の回路方式を採用し、入出力フィルタ、プリレギュレータ、DC-DC コンバータにより構成されている。この



うち+28Vはマルチタップ型DC-DCコンバータで、出力トランスタップ出力をプリレギュレータのパルス幅変調回路にフィードバックすることにより、出力電圧のレギュレーションを維持している。ホイール用電源の+53Vは倍電圧整流回路、シリースレギュレータを用い、出力トランス2次側タップ出力から作り出している。

表 3.2 蓄電池諸元

	MS-T 4	ASTRO-A	ASTRO-B	EXOS-C
蓄電池種類	Ni-Cd 蓄電池			
直列数	15個直列1系統			
公称容量	12 AH	12 AH	12 AH	8 AH
ヒータ電力	5 W	5.36 W	5.36 W	5 W

表 3.3 コンバータの種類

	MS-T 4	ASTRO-A	ASTRO-B	EXOS-C
CNV-A	+12V	+12V	+12V	+12V
	-12V	-12V	-12V	-12V
	+5V	+5V	+5V	+5V
	+15V	+15V	+15V	+15V
CNV-B	-	-	+28V +53V	+28V +53V

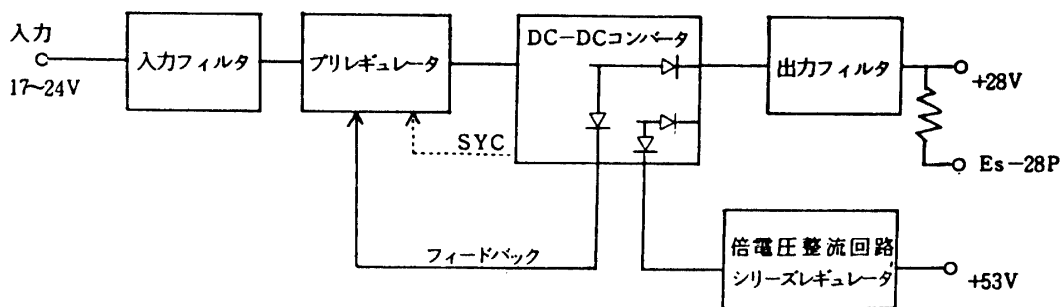


図 3.3 CNV-B 機能ブロック図

### 3.1.5 接続回路 (JNC) とイグナイタ電源 (IG-PS)

接続回路は、各サブシステムへの電力の供給分配、電源系のHK信号の一部の送出および各電源ラインリターンの衛星構体へのシステムアース点の供与等の機能を有している。

また、イグナイタ電源は、バス電力をコンデンサに充電した後、シーケンスタイマ回路を通してM-3Aの点火、衛星のヨーヨー展開ならびにパドル展開に必要な点火玉に電力を供給し点火を行うものである。

### 3.1.6 蓄電池容量計 (AHM)

科学衛星の長寿命化の要求と共に、蓄電池の容量管理が重要となっている。これまで蓄電池の端子電圧検出を主にした3.1.2のPCUによって充放電制御を行ってきたが、蓄電池の特性変化に対する対応や容量の適切な管理は充分でなかった。そこで蓄電池の残存容量を衛星内で精度良く計測し、その結果を充放電制御にフィードバックできる装置が必要となる。

蓄電池容量計 (AHM) は、蓄電池の残存容量を精度良く計測するために開発された装置である。AHM はまず試験機器として「たんせい4号」に搭載された[1]。その成果をもとに若干の改善を加え、「てんま」以後、蓄電池の残存容量モニターとして使用されている。

以下では「てんま」に搭載したAHMについて、概要を述べる[2]。

#### i) 機能概要

AHMは以下の各機能により、現在のBAT残存容量をテレメータとして出力する。

- (1) BAT充放電電流とBATセル温度データの取得。
- (2) 電流/温度データに基づくBAT充電効率の選択。
- (3) プリセットデータによる効率補償。
- (4) この効率に基づくBAT容量変化の演算。

#### ii) 動作概要

「てんま」のAHMの機能ブロック図を図3.4に示す。BATより入力された充放電電流データ( $\pm I$ )は、アンプによりその絶対値( $|I|$ )が検出されるとともに、充放電検出回路によりその電流方向(+/-)も検出される。この時サンプリングタイム( $t$ )に応じて、電流×時間のパルス発生回路より0.389mA/パルスに相当するパルス列が出力される。このパルス列をD/A変換して得られた電流値( $|I'|$ )と $|I|$ とを比較し、同じ値になったところでこのパルス列をとめる。この動作により、 $|I|$ がサンプリング間隔における電流容量の変化値( $It$ )に変換される。

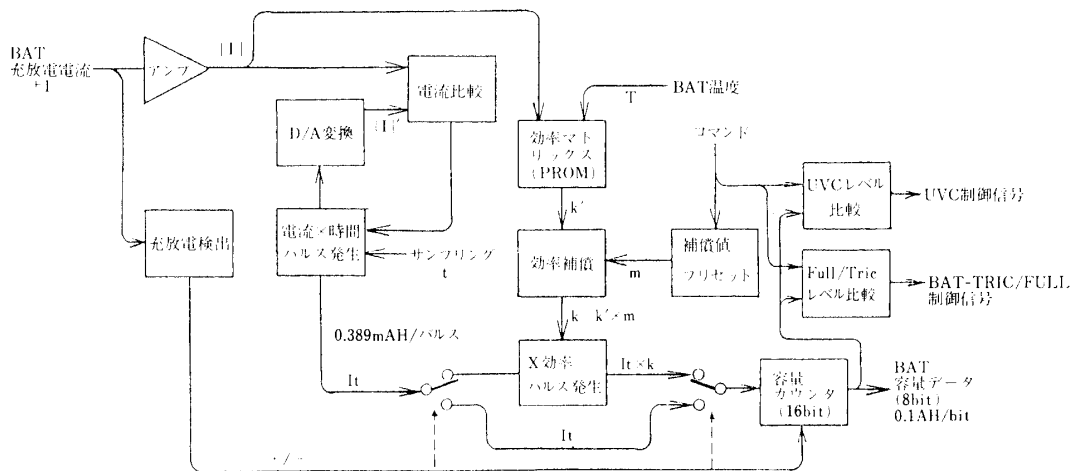


図3.4 AHM機能ブロック図

充電の場合は、電流値 ( $I$ ) と HK データを解釈して得られた BAT セルの温度データ ( $T$ ) により、効率マトリックス回路からその時の充電効率 ( $k'$ ) を選択する。この  $k'$  は打上げ前の地上試験において得られたデータを基に設定されているが、BAT の実運用中の効率は充電電流および温度条件だけでなく、経年変化等によっても変動する。このため地上からのコマンドにより  $k'$  の補償値 ( $m$ ) をプリセットできるようになっている。効率補償された後の効率 ( $k = k' \times m$ ) により、先に述べた  $It$  パルス列が調整され ( $It \times k$ )、このパルス列が容量カウンタに入力される。放電の場合は、これらの効率計算は行わず、 $It$  パルス列がそのまま容量カウンタに入力される。

容量カウンタでは、先に述べた電流方向 (+/-) に応じて、このパルス列をアップカウント又はダウンカウントする。その結果、この容量カウンタには、常に現在の BAT 残存容量データが保持されることになり、この残存容量データをテレメータへ出力する。

### 3.2 飛翔結果

飛翔結果については、各衛星毎に軌道や運用の違いもあり異なるが、ここでは代表として「たんせい4号」を中心に報告する。

#### 3.2.1 太陽電池パドル

発射後 162 秒に開頭が行われ太陽電池電流が発生した。発生電流はアルビドの影響もあり予測値より 20~30% 高い。

太陽電池パドルの展開は第一周目の  $Y_0 - Y_0$  展開後に行われた。パドル展開後の発生電流は予測値とほぼ一致している。表 3.4 に各衛星の太陽電池パドル発生電流の実測値を予測値と共に示す。

パドルが太陽に正対時の軌道一周中における太陽電池発生電流の変化を、「たんせい4号」の第 353 周について図 3.5 に示す。電流値は 28°C に温度補正を行ってある。ボディマウント型に比べ、表面が平面であることから一周中の変化は少ない。

太陽電池パドル温度は、「たんせい4号」においてパドルが太陽に正対した後の第 353 周について図 3.6 に示す。表面の熱特性と構体からの熱輻射の違いにより、同一パネル上でも約 10 数度の温度差が生じている(図 3.6 の U-2 と U-3 の場合)。また、ダイオード部は、

表 3.4 パドル展開前後における太陽電池発生電流

衛星名	太陽角	パドル展開前 太陽電池出力電流		パドル展開後 太陽電池出力電流	
		実測値	予測値	実測値	予測値
たんせい4号	47.5°	1.49 A	1.1~1.2A	3.14A	2.8~3.1A
ひのとり	53.5	1.5~1.9	1.3	2.4~2.9	2.7
てんま	117~134	2.5~3.1	2.0~2.1	4.5~6.3	4.6
おおぞら	120	3.0*	2.2~2.8	5.0*	4.1~4.8

\*太陽電池パネル出力が 100% 出力で運用されていないため、計算により換算を行った。またコーニングが大きいので、平均をとった。

パドル裏面に収納されているにもかかわらず，熱設計上低温になるのを防止し，パドル表面からの熱伝導をよくしたため，その温度は比較的高温になっている。

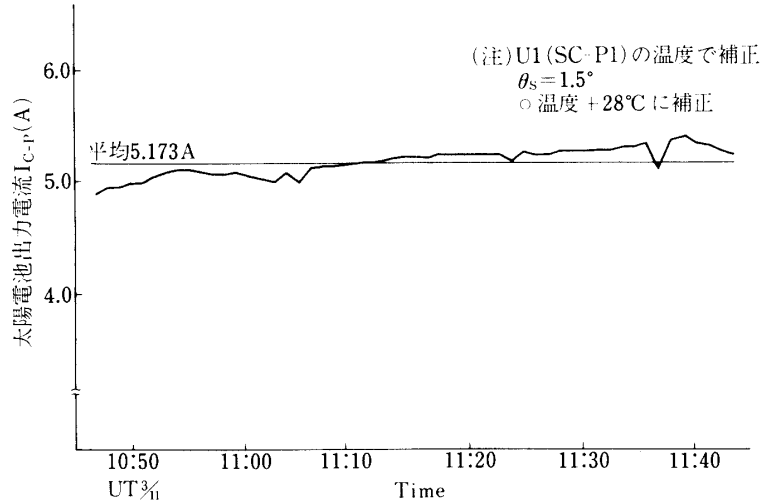


図 3.5 「たんせい 4 号」第 353 周における太陽電池発生電流の変化

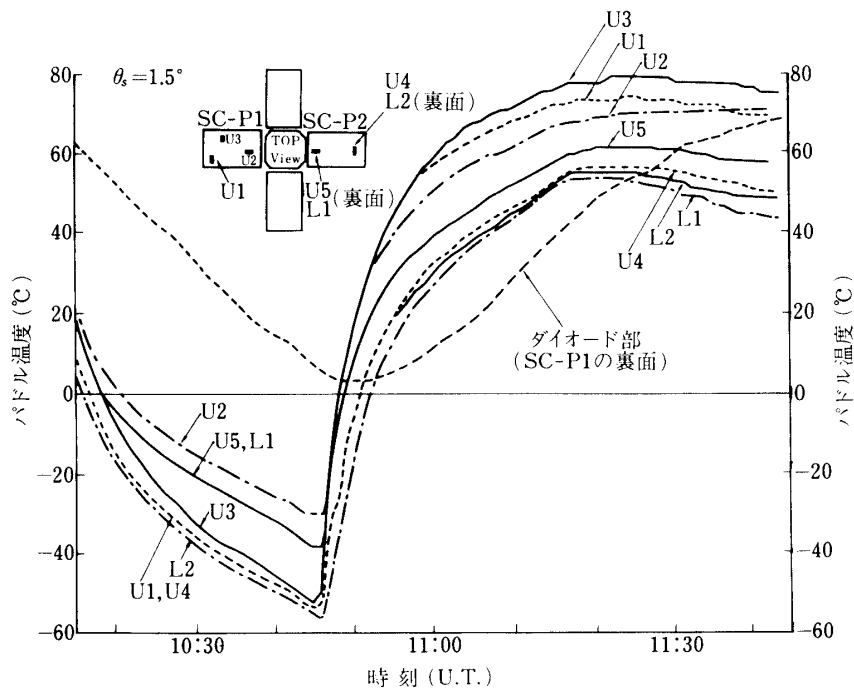


図 3.6 「たんせい 4 号」第 353 周における太陽電池パドル温度

### 3.2.2 蓄電池と電力制御器

BATは飛翔前試験から十分に特性チェックが行われ、打上時に完全充電状態になるように管理されている。

BATは打上げ時、発射8分前の内部切替えからパドル展開までと、軌道中の日陰時に負荷へ電力を供給する。打上げ時およびパドル展開時のBAT特性を代表として「たんせい4号」について図3.7, 3.8に示す。

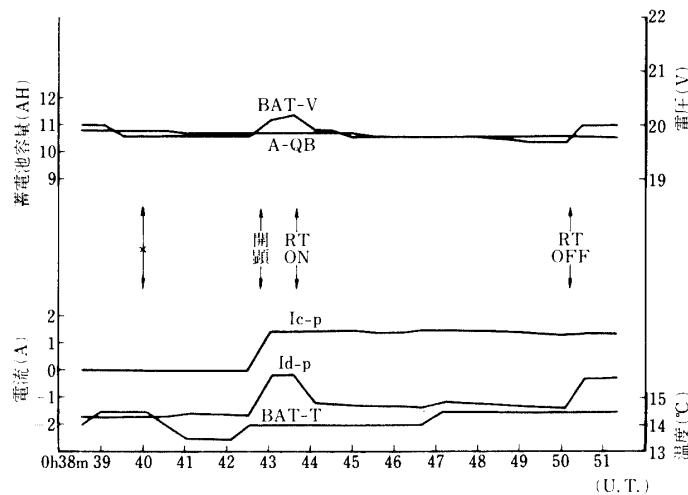


図3.7 「たんせい4号」打上げ時のBAT特性

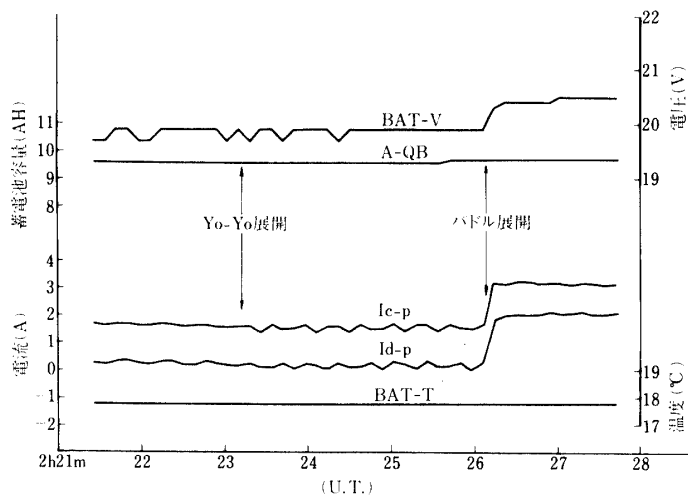


図3.8 「たんせい4号」第1周目パドル展開時のBAT特性

図3.7より、開頭までは約1.5Aの放電電流で放電を行っていたが、開頭により太陽電池パドル電流が発生し、充放電収支がバランスし一旦は放電は止まった。その後消費電流の大きいRT(レーダトランスポンダ)がONされ再び放電状態となった。パドル展開は第1周目に行われ、パドルが展開されると、図3.8より明らかなように太陽電池パドルの発生電流が大幅に増え、BATも本格的に充電されるようになった。

軌道一周期における特性を図 3.9 に示す。日照中は、負荷の消費電流に対し太陽電池パドル発生電流が大きく、BAT はほとんどトリクルレベルで運用されている。また、日陰時の放電深度も 20% 以内で、PCU による電源管理も良好に行われた。

PCU の特性については、他の衛星も同様なので「たんせい 4 号」について表 3.5 に示す。飛しょう実測値はすべて設計規格内に入っており、機器は正常に動作した。

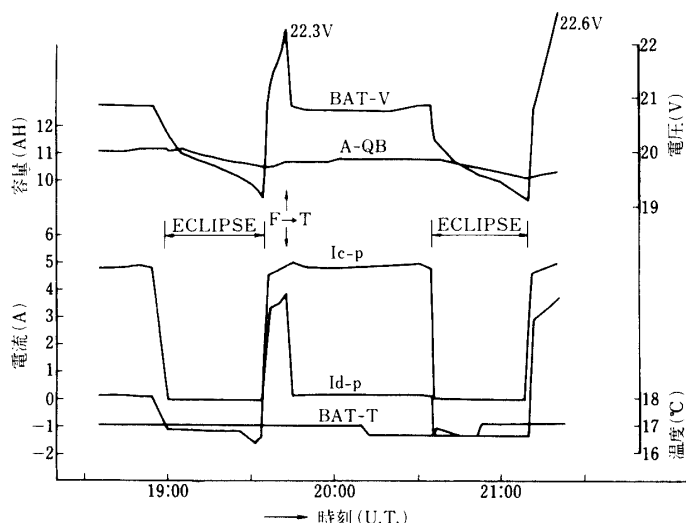


図 3.9 「たんせい 4 号」第 42 周における BAT 特性

表 3.5 「たんせい 4 号」PCU の特性

フル→トリクル動作レベル(レベル A)					トリクル→フル復帰レベル(レベル A)				
周回数	BAT 温度	充電々流	実測値	設計値	周回数	BAT 温度	放電々流	実測値	設計値
27	23.1°C	1.41 A	21.6 V	21.5~21.65 V	27	23.5°C	1.3 A	20.2 V	20.0~20.2 V
28	22.6°C	2.07 A	21. V	21.65~21.8 V	43	11.1°C	1.07 A	20.4 V	20.3~20.5 V
280	21.2°C	3.14 A	22.0 V	21.95~22.1 V	278	21.2°C	2.15 A	20.0 V	19.85~20.05 V

トリクル電流

実測値	設計値
0.15~0.19 A	0.23 A 以下

トリクル時 BUS 電圧(OVC 特性)

番号	実測値	設計値
1	23.4 V	23.5±0.5 V
2	23.5 V	〃

### 3.2.3 コンバータ

コンバータについては表3.6に「たんせい4号」の軌道中における変動を示す。変動幅は最大でも2%以内に収っており、全て規格内であって正常に動作していたことがわかる。他の衛星についても同様の結果が得られている。

表 3.6 「たんせい4号」コンバータの特性

種類	規格	出力電圧安定度
+12V系	11.7~ 12.4V	11.87~11.98V
-12V系	-11.7~-12.4V	-12.04~-12.21V
+5V系	+ 4.7~+ 5.3V	5.04~ 5.07V
+15V系	+14.5~+15.3V	14.89V

### 3.2.4 蓄電池容量計

本項では飛しょう結果だけでなく、BATの容量管理からみた問題等についても触れることにする。

i) 「てんま」の飛しょう結果

「てんま」におけるAHM関係の飛しょうデータを図3.10, 図3.11に示す。又、これら

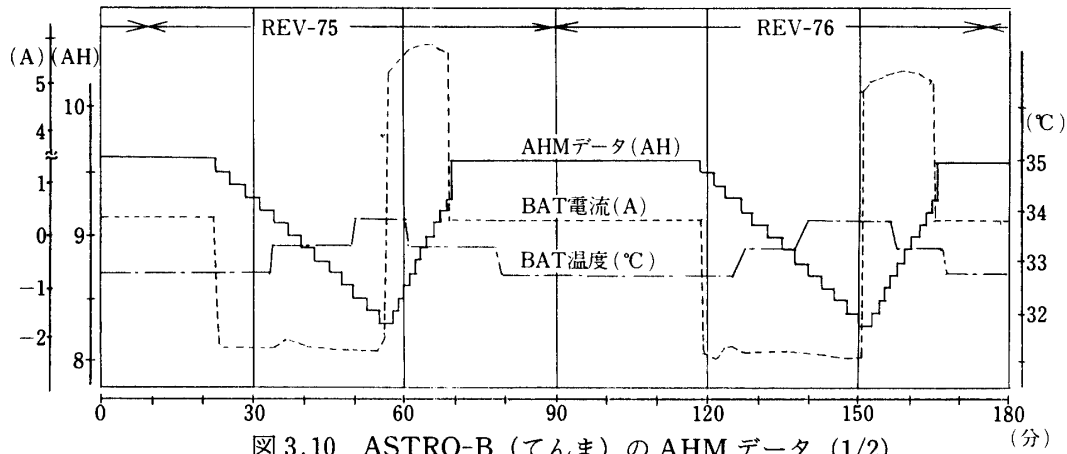


図 3.10 ASTRO-B (てんま) の AHM データ (1/2)

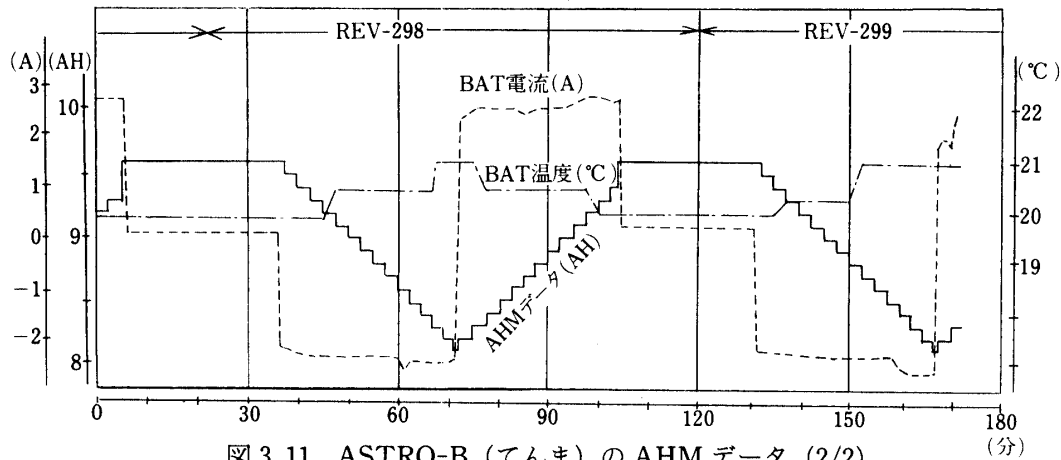


図 3.11 ASTRO-B (てんま) の AHM データ (2/2)

のデータの解析を表 3.7 に示す。

図 3.10 は REV-75~76 に関するもので、REV-75 では平均 2.218 A の電流で 33.1 分間放電された後、平均 5.553 A の電流で 12.3 分間充電されてトリクル (100% 充電状態) に復帰している。この時の放電量は 1.22 AH、充電量は 1.03 AH となる。この場合 AHM データは 9.5 AH から 8.3 AH に減り、その後 9.3 AH まで増加している。従って AHM データ上の放電量は 1.2 AH 又充電量は 1.0 AH となり実際の電流データから計算したものに対して、放電量で 0.02 AH、充電量で 0.03 AH の誤差となり、AHM の計測精度  $\pm 0.1$  AH 内に納まっており、AHM は十分な性能を有していることがわかる。

AHM のテレメータは 0.1 AH 単位であるが、実際はさらに細かく測定しているのと同じテレメータが続く時間から逆算して AH データを補正すると、この場合 9.57 AH から 8.35 AH に減り、その後 9.39 AH まで増加していることになる。従って放電量 1.22 AH、充電量 1.04 AH となり誤差はそれぞれ 0.00 AH、0.01 AH となる。

同様にして表 3.7 の他の REV のデータを検討すると、AHM データと計算値との誤差は表に示すように  $-0.03$  AH  $\sim$   $+0.03$  AH となり、AHM は非常に精度よく BAT の残存容量を測定していることがわかる。

#### ii) 現状の BAT 容量管理における問題

表 3.7 より AHM のデータは非常に精度良いことがわかったが、同表より別の問題があることもわかる。つまり 1 回の放電/充電サイクルを見た時、例えば REV-75 のデータでは 1.22 AH の放電量に対して、次の充電では本来この放電量に相当する分が充電されるべきところを 1.03 AH しか充電されていない。これは 0.19 AH の充電不足ということであるが、この不足分は充電電流が大きい時ほど増加していることがわかる。

これは現在の BAT 容量管理が、BAT の端子電圧をモニタし、この電圧レベルが BAT

表 3.7 AHM 解析データ

放電/充電サイクル		REV-298			REV-299		REV-75			REV-76		
AHM デ ー タ	テレメータデータ	9.5 (AH)	8.1	9.4	9.5	8.1	9.5	8.3	9.3	9.5	8.3	9.3
	テレメータデータ補正值	9.59 (AH)	8.19	9.49	9.59	8.19	9.57	8.35	9.39	9.57	8.33	9.39
	放電量/充電量	1.40 (AH)	1.30	1.40	1.40	1.22	1.04	1.24	1.06	1.24	1.06	1.06
AHM データと計算値の誤差		0.00 (AH)	-0.03	-0.02	0.00	+0.01	+0.03	-0.01				
計 算 値	放電量/充電量	1.40 (AH)	1.33	1.42	1.22	1.03	1.21	1.07				
	充電効率	—	0.957	—	—	0.906	—	0.906				
	充放電時間	35.7	32.0	35.9	33.1	12.3	32.5	13.9				
	平均充電電圧	2.354	2.606	2.383	2.218	5.553	2.233	5.124				
	充電量 - 放電量	—	-0.07	—	-0.19	1.138	-0.14	1.187				



の打上げ前の初期特性から求めたある規定値になったら、BATの充電モード(フル充電モード/トリクル充電モード)を切り換えるようになっているが、BATの端子電圧は以下のような要因により変動し、この変動の様子は地上においても充分把握できないため、充電モード切り換えのためのBAT端子電圧レベルを最適に設計できないということに起因している。

(1) 不活性化により充電完了時のBAT端子電圧の立上りが早くなる。これは充電電流の増大と共に、顕著になると言われている(図3.12参照)。

(2) 長期サイクルと共に進行するメモリ効果により、放電時のBAT端子電圧が低下する(図3.13参照)。

### iii) 今後のBAT容量管理

現在のBAT容量管理は、長期サイクル特性上の観点からすると、BAT残存容量と一義的に対応しないBAT端子電圧により行われているという点が最大の問題であることがわかった。ところが、AHMは先に述べたようにBATの残存容量を非常に精度良く計測している。そこで、今後のBAT容量管理に、このAHMを積極的に使用することを以下のように検討している。

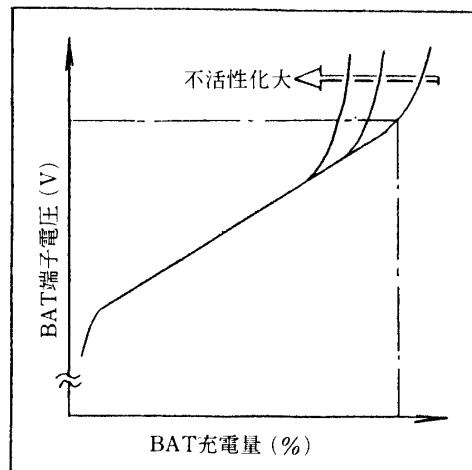


図3.12 不活性化によるBAT端子電圧の立上り

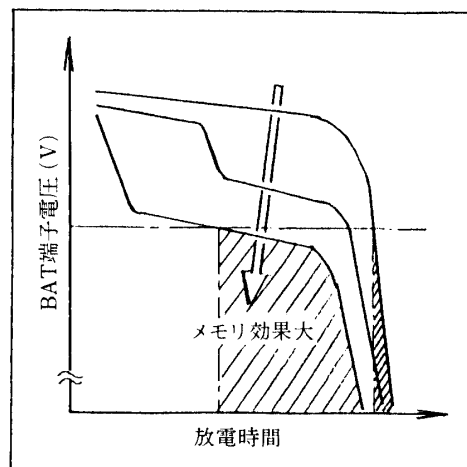


図3.13 メモリ効果によるBAT端子電圧の低下

図 3.4 に更に追加すべき機能は、UVC レベル比較回路と Full/Tric レベル比較回路である。これはそれぞれ以下のような動作をする。

(1) Full/Tric レベル比較回路

AHM で計測された BAT 残存容量と地上からのコマンドによりプリセットされたフル充電モードからトリクル充電モードへの切換え基準レベルとを比較し、BAT に対してフル充電モードからトリクル充電モードへの切換え制御信号を出力する。

(2) UVC レベル比較回路

同様にコマンドによりプリセットされた UVC 基準レベルとを比較し、BAT 保護のための UVC 制御信号（軽負荷指定コマンド）を出力する。

AHM は以上の追加機能により、正確に計測された BAT の残存容量データに基づいて、BAT の容量管理を実行することになる。又、BAT 容量管理に必要な各基準レベルは、地上からのコマンドによりプリセット可能となっているため、フライト状態での BAT 特性の変化にも柔軟に対応できることになり、オンボードでの BAT 容量管理を衛星の運用状態に最適なものにセットできるようになる。

AHM 自身の改良の外に、図 3.12 および 3.13 に示した蓄電池の特性変化の解消等も貴重な課題で、メモリ効果については、リコンディショニング回路の搭載を検討している。

#### 4. 熱 制 御 系

M-3S 型ロケットによって打上げられた衛星は、太陽電池パドルをもつ構造で太陽指向の姿勢制御が行なわれ、その搭載機器の消費電力も約 70 W となり、従来の衛星と構造、姿勢制御方式及び消費電力とも大きく異なっている。したがって、衛星の熱設計も従来と自ずから異なり、次のような特長をもっている。

1. 太陽電池パドル方式により衛星の全表面を熱制御面として扱っている。
2. 太陽指向の姿勢制御によりスピン軸方向の温度勾配が生じるため、太陽指向する上面を熱の主制御面とし、下面は宇宙空間との放射熱交換量の調整面とし、温度勾配が小さくなる設計とした。

この様に熱設計は主として受動型の制御方式を採用し、一部要求温度条件の厳しい蓄電池セルについては、ヒータで保温する能動型の熱制御方式を併用している。さらに「おおぞら」ではサーマル・ルーバを用いた熱制御方式を取り入れている。

##### 4.1 熱設計に関する諸条件

各衛星のミッションから熱設計に課せられた諸条件を以下に示す。

1. 軌道投入直後はパドルを閉じた状態で太陽角が約  $50^{\circ}$ ~ $0^{\circ}$  へ移行する。また、定常運用ではパドルを展開した状態で太陽角はほぼ  $0^{\circ}$  で運用される。ただし、「てんま」は観測機器の要求により太陽角が  $0^{\circ}$ ~ $60^{\circ}$  と大きく変化する。
2. スピンレートは定常で 5 rpm であるが、観測機器の要求により  $0$ ~ $0.1$  rpm に変化する。
3. 搭載機器の発熱は、初期運用時で 10 W~35 W、定常運用時で 25 W~70 W 変化する。

これらの条件を考慮して、各搭載機器が要求温度範囲に収まる熱設計を行った。

#### 4.2 熱設計の概念

「たんせい4号」, 「ひのとり」, 「てんま」及び「おおぞら」の各衛星の熱設計は、主として受動型の熱制御方式を採用して、機器の温度を要求された範囲内に収めている。一部、他の機器に比べ低温側の温度条件が厳しい蓄電池セルについては、ヒータを取り付け、地上からのコマンド信号により ON/OFF し、温度制御を行なっている。

各衛星の熱設計の基本は、太陽電池パドルの採用により衛星の全表面を熱制御面とし、また、太陽指向の姿勢制御により生じるスピン軸方向の温度勾配を小さくするため、各パネルに対し以下に述べる役割を与えている。

太陽指向する上面は、太陽光吸収率及び放射率の小さい材料を選択している。これは図4.1で示すように、右側の日照時では入射する太陽光の多くを反射し、吸収した一部を衛星内に取り込み内部機器の発熱変化に対して補足を行い、逆に左側の日陰時では内部機器の発熱が宇宙空間へ流出するのを防いでいる。

側面は主に宇宙空間への放熱面と考え表面材料を選択している。ここでは太陽電池パドルによる影、あるいはパドル自身との放射熱交換の影響についても考慮している。

下面パネルはこの面からの熱の流出、流入が生じるとスピン軸方向の温度勾配が増大するため宇宙空間との放射熱交換がなるべく小さくなる放射率の材料を選択している。

また、構体内面及び機器の表面処理は内部温度がなるべく均一化するよう黒色塗装を施している。

この様に各パネル面を適切な熱特性を持った表面で構成することによりスピン軸方向の温度勾配あるいは軌道一周期の機器の温度変化幅を小さく抑えることが可能となった。

次に、「たんせい4号」の熱設計例を図4.2に示す。

「たんせい4号」の運用中の太陽角は $1.2^\circ$ 以内に姿勢制御され、上面パネルは常に太陽にさらされた状態となる。したがって、上面パネルはバフ研磨で表面処理したアルミ板の一部にアルミ蒸着テフロン製のテフロン面を表にして張り付けた表面で構成している。アルミ蒸着テフロン部は日照時の機器温度が高温となることを防ぎ、またバフ研磨部は日陰時の機器温度が低温となることを防いでいる。内部機器の表面処理は基本的には黒色塗装を施しているが、上部機器のFMM及びDAM-Eの上面は金蒸着を行ない上面パネルとの放射熱結合を少なくしている。また、スラストチューブ内の上、下部には多層断熱材を取り付

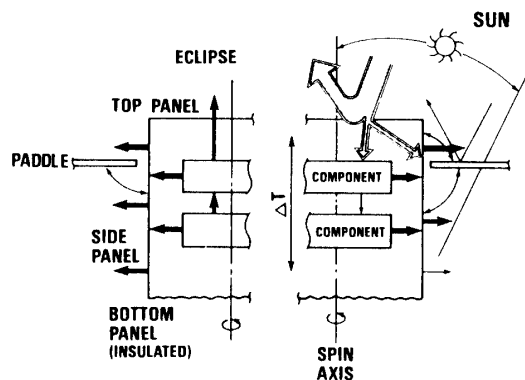


図4.1 熱設計の概念

け熱の流出，流入を防いでいる。

この衛星の熱設計は「ひのとり」，「てんま」及び「おおぞら」の基本となっている。

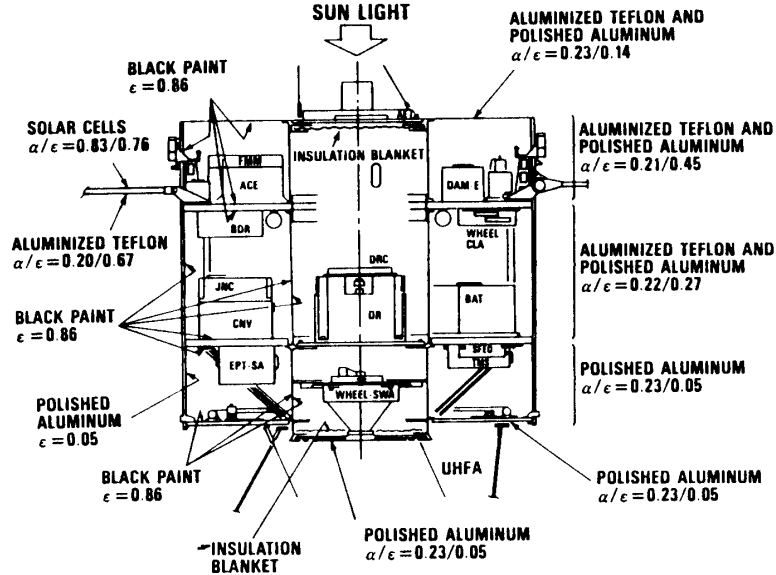


図 4.2 「たんせい 4号」の熱設計

### 4.3 飛行結果

図 4.3～図 4.5 に「たんせい 4号」，「ひのとり」及び「てんま」の構体及び搭載機器の飛行温度と予測温度との比較を示す。

各衛星の飛行温度は予測温度に対して±5°C以内に収まり，またスピン軸方向の温度勾配も小さく良好な熱設計の結果が得られた。

以上の結果から太陽指向の姿勢制御及びパドル機構を持つ衛星に対する熱設計の方針ならびに解析方法を取得することができた。

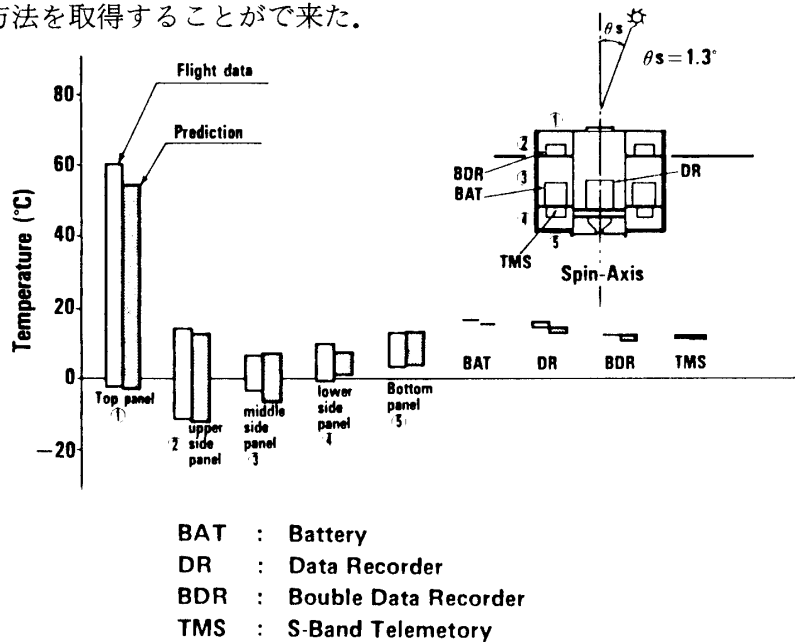


図 4.3 「たんせい 4号」の飛行温度と予測温度との比較

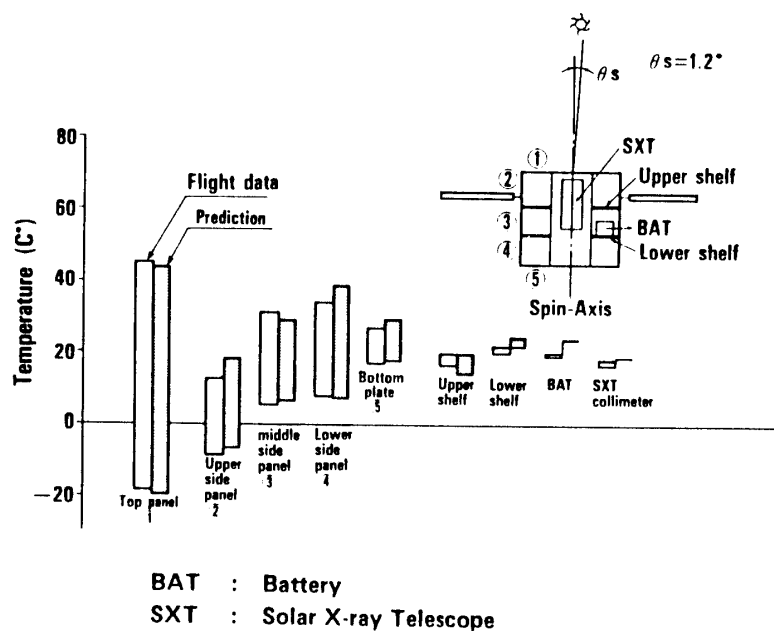


図 4.4 「ひのとり」の飛翔温度と予測温度との比較

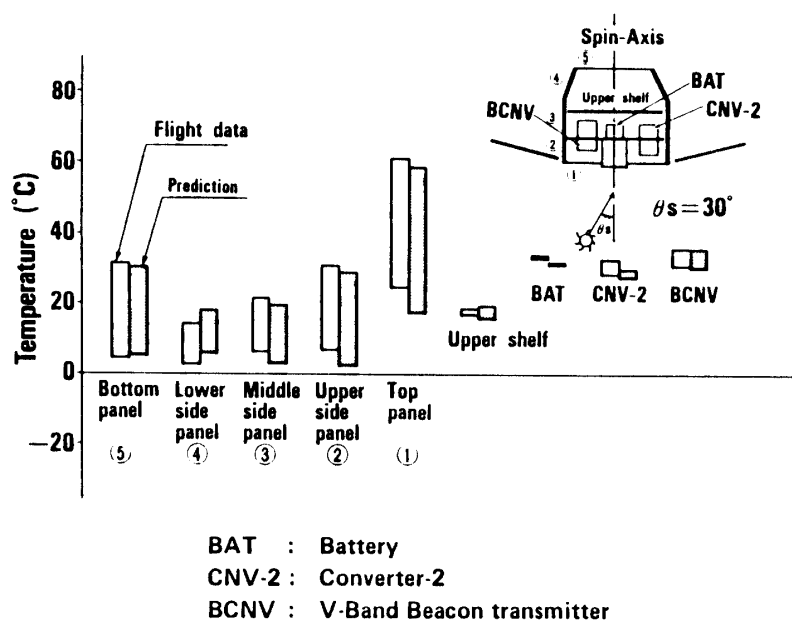


図 4.5 「てんま」の飛翔温度と予測温度との比較

参考文献

- [1] 林, ほか: “人工衛星搭載用の電池容量積算計”, 第 23 回宇宙科学技術連合講演会講演集, pp. 354-357 (昭 54-10).
- [2] 林, ほか: “科学衛星搭載用蓄電池容量計の飛しょう結果と開発動向”, 科学衛星シンポジウム, pp. 33-36 (昭 58-06).