

# たんせい・しんせい

Tansei and Shinsei

齋藤 成文	東京大学生産技術研究所	教授	工学博士
平尾 邦雄	東京大学宇宙航空研究所	"	理学博士
野村 民也	"	"	工学博士
林 友直	"	"	"
宮坂 宗次	宇宙開発本部第一技術部長		
高橋 健一	"	"	部長代理
中島 健一	"	第一技術部技術課長	
白子 悟朗	"	"	設計主任
原 宏徳	"	"	"
小野 英男	宇宙開発事業団	人工衛星グループ	

## 1. ま え が き

“たんせい”は昨年2月16日に打ち上げられ、予定通り1週間にわたる観測の目的を果たし、2月23日正午第96週までデータを受信しました。その後も蓄電池の余裕から、最終25日の第123周まで電波を追跡しました。

“しんせい”は同年9月28日に打ち上げられ、期待寿命3カ月で1100周以上の観測に成功し、昭和47年の5月を迎えてなお引続き順調にデータを受信しております。

“たんせい”、“しんせい”はともに東京大学が計画した第一号科学衛星のファミリーで、さきに軌道投入に失敗したF-1とともに26面体の同一形状をもつ試験衛星と本格的科学衛星です。

昭和39年東京大学の科学衛星計画が発足して以来、第1表に示す科学衛星専門委員会が中心となり、日本電気ほかの各社も参加協力して、衛星技術の基礎開発、システムデザインを進め、プロトタイプ製作ならびに試験を経て、フライトモデルF-1、F-2（“しんせい”）にいたったものです。いわば“しんせい”は第一号科学衛星の完成機であると同時に科学衛星シリーズの第一ステップです。

“たんせい”は試験衛星として昭和45年9月のF-1打ち上げ直後に計画され、10月からわずか4カ月で製作ならびに試験を完了するというハードスケジュールで用意されま

第1表 科学衛星専門委員会（SA研究会）  
Table 1 Scientific satellite working group.

WG	委員会名称
SA-0	将来衛星研究班
SA-1	衛星システム研究班
SA-2	衛星電源研究班
SA-3	衛星構造研究班
SA-4	衛星テレメトリ・コマンド研究班
SA-5	衛星アンテナ研究班
SA-6	衛星機械環境研究班
SA-7	衛星部品信頼性研究班
SA-8	衛星熱真空環境研究班
SA-9	衛星放射線環境研究班
SA-10	衛星トラッキング研究班
SA-11	衛星計装研究班
SA-12	衛星データ処理研究班
SA-13	衛星制御研究班

した。したがって、衛星の主要部分は第一号から第三号までの開発試験に供した試作装置または予備機を集合して、フライト用に調整しなおしたものを中心に編成し、新たに大容量の蓄電池をもつ電源装置を加えて構成されました。

“しんせい”は完成された第一号科学衛星F-2として、昭和43年、44年ですでに製作、試験を完了していたのですが、その後の検討およびF-1、“たんせい”の打ち上げ実験の結果にもとづいて、電源系など若干の改造が行なわれました。

KSCにおける打ち上げ実験には日本電気からも多数参加し、一方、日本電気の横浜事業所にも臨時に衛星運用サポートの担当をおいて、衛星の打ち上げから運用オペレーションに対する協力体制がしかれておりました。

このように衛星の開発から打ち上げにいたるまで、東京大学のそれぞれ専門の教官職員の指導のもとに作業が進められ、とくに衛星のシステム総合試験においては東京大学の教官や職員とメーカーが一体となって昼夜連続の試験を実施してきました。

## 2. 目的およびミッション

第1号科学衛星の目的は、ロケット観測の経験をもとに科学的成果を期待して決められたもので、電離層、宇宙線、太陽電波雑音の観測の三項目です。またMロケットによる本格的な科学衛星の第一号として、工学的にみればシステムは非常に基本的なものであって、姿勢安定をスピンによって行ない、衛星を球状にして太陽電池を上下端を除

第2表 衛星の構成と製作担当メーカー

Table 2 Satellite configuration and supplier.

装 置 名	略 号	たんせい	しんせい
構造体	—	NEC	NEC
共通電源装置	PS	NEC	NEC
太陽電池	SC		NEC
蓄電池	BAT	湯浅電池	古河電池
電力制御器	PCU		NEC
テレメータ送信装置	TM	NEC	NEC
エンコーダ	ENC	NEC	NEC
コマンド受信装置	CM	NEC	NEC
デコーダ	DEC	NEC	NEC
通信用アンテナ	ANT	NEC	NEC
データレコーダ	DR	LEC(米)	LEC(米)
同周波装置	—	NEC	NEC
衛星タイマ	MT-SA	松下通信	松下通信
ニュートリオンダンプ	ND		日立
衛星環境計測器	HK	松下通信	松下通信
地磁気姿勢計	GAS	測機舎	測機舎
太陽電池性能計測器	SCM	NEC	
振動計測器	X <sub>3</sub> , V <sub>s</sub>	松下通信	
光学観測用反射鏡	OM	NEC	
短波帯太陽電波観測器	RN		明星電気
宇宙線観測器	CR		ネスコ
電離層プラズマ観測器	ID		横河電気
機械計装	—	NEC	NEC
電気計装	—	NEC	NEC

くほぼ全面に装着し、情報伝送システムも観測値を直接、または簡単な A/D 変換を行なって PCM 変調を行なう方法を取り、しかも基本的な技術は十分テストすることができるよう考えられております。

試験衛星“たんせい”は打上げから軌道上における衛星の姿勢、環境および各部の機能の調査を目的とするもので、電源は化学電池のみで寿命は約 1 週間を予定されました。しかし電波の交信が絶えた後も姿勢を光学的に観測するために衛星の表面に反射鏡を装着しました。また打ち上げの過程で、ロケット燃焼中の衛星構体の機械的振動特性を測定することも含まれております。

“たんせい”および“しんせい”の構成および製作を担当したメーカーについて第2表に示します。

次節以降は、日本電気の担当するものを中心とした、“たんせい”、“しんせい”の概要説明です。

### 3. 構 造 の 概 要

“たんせい”および“しんせい”の外観は、グラビアの写真および第1図の外観図にみられるように両者はほとんど同じ形状で、外径約 75 cm の球に近い 26 面体の基本構造となっております。全実装状態での重量は、“たんせい”が 63kg, “しんせい”が 66 kg です。開発当初のプロトタイプの 86 kg から、フライトモデル F-1 第1次実装の 76 kg を経て、機能がむしろ追加された“しんせい”は 66 kg に軽量化されました。これまでの経過で、外形は変化せずに内部構造、搭載機器の構造および実装方法に大きな改善が行なわれました。両者とも搭載機器を支えている構体は、押出し成型マグネシウム合金製特殊フレームの溶接組立による主柱と台形柵の一体構造で、外被パネルには厚さ 8 mm のアルミニウムハネカムサンドイッチ板が使用されております。

“たんせい”の外被パネル表面にはエポキシ系半光沢黒色塗装が施してあり、その特定の面に光学観測用の凹面鏡が 6 枚、太陽電池性能測定用の太陽電池が 6 組および姿勢測定用の太陽センサがそれぞれ配置されております。

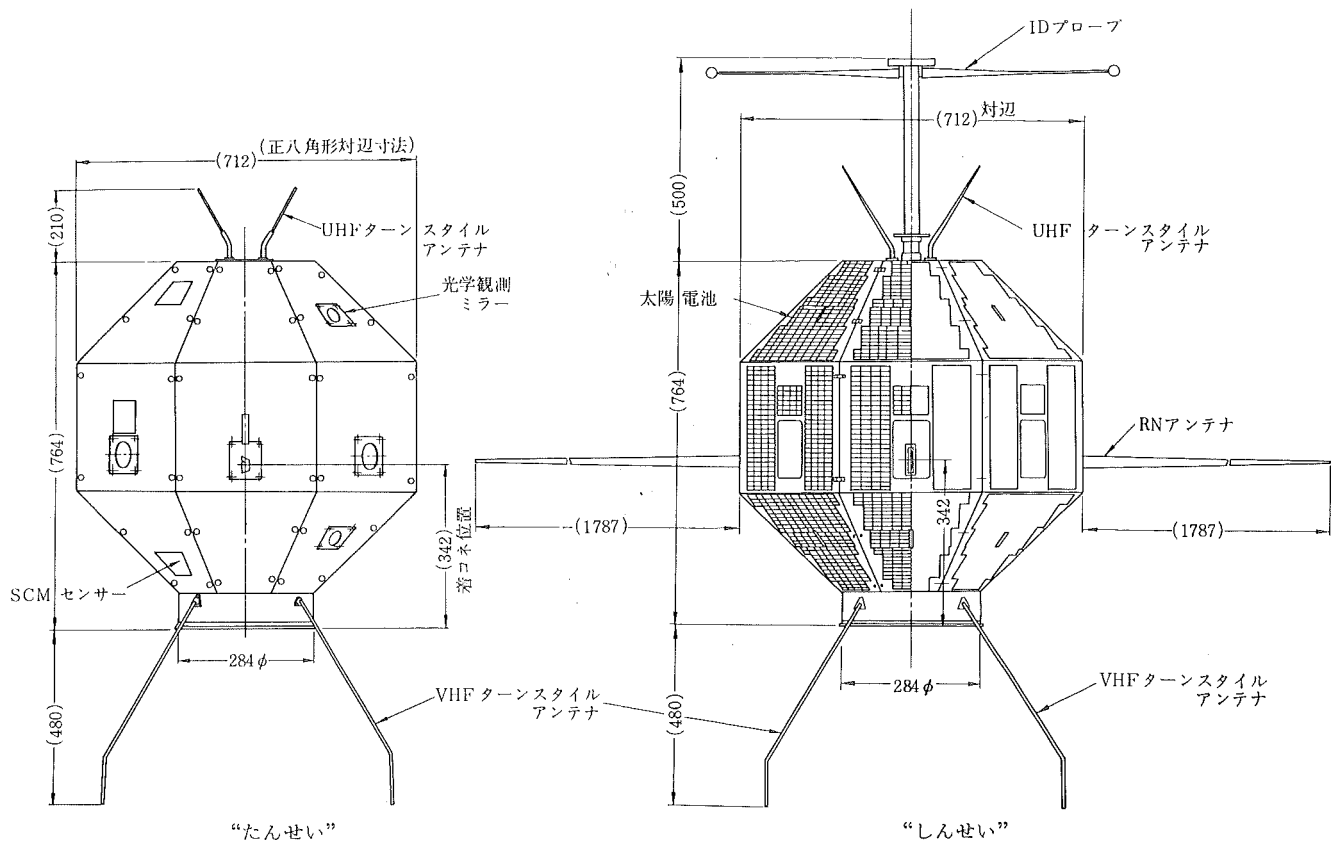
“しんせい”の外被パネルの中段には科学観測用の窓がそれぞれ開けてあり、そこに太陽電波雑音観測用の伸展アンテナ、同校正用冷温度抵抗、宇宙線カウンタ、太陽センサ、アンビリアルコネクタなどが配置されております。

またパネル表面の上下端を除く 24 面には、1 cm×2 cm

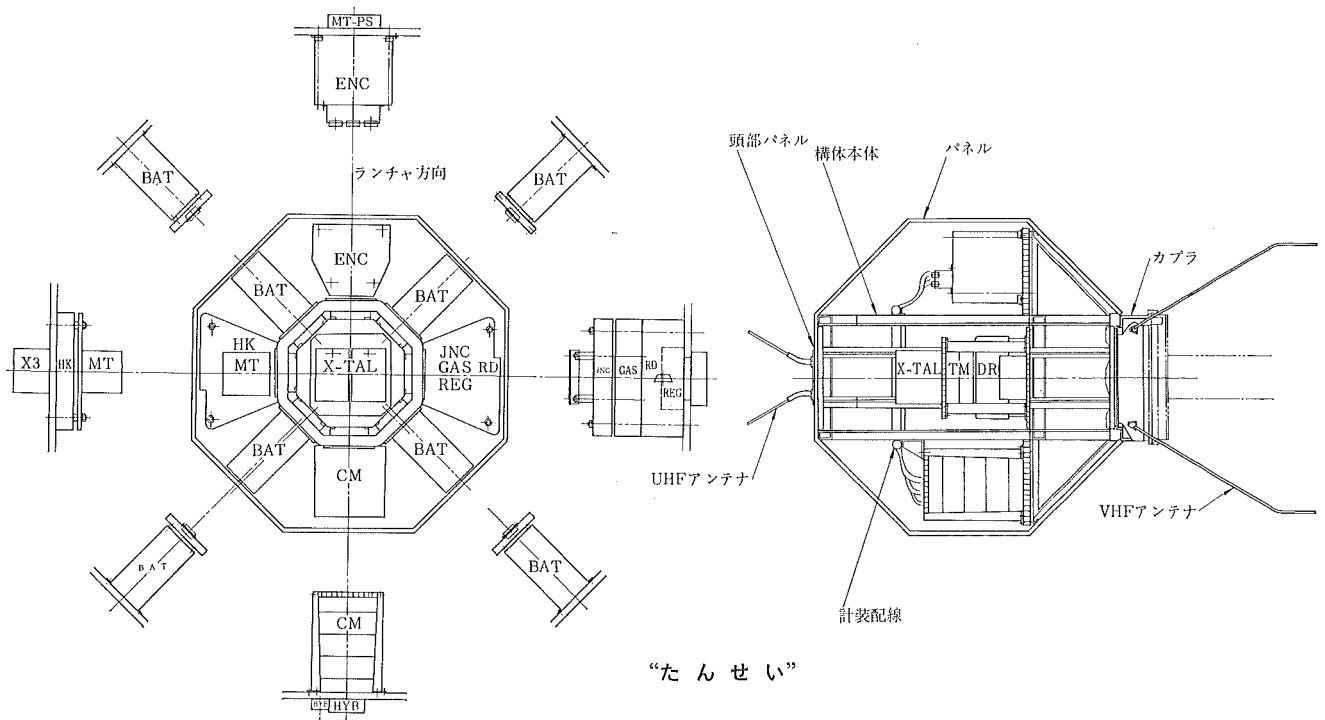
の太陽電池素子がはられ、各面 54 枚×4 並列、計 5184 枚でおおわれております。さらに衛星の頭部端面に 400 MHz テレメータアンテナ、下端に 136 MHz のテレメータ送信と 148 MHz のコマンド受信のための共用アンテナが外装されておりますが、これらは“たんせい”と同一構造であります。“しんせい”の頭部端面中央には、三方傘形にひらく電離層プラズマ観測用のプローブの支柱が装着されております。

衛星内部の搭載機器は、第2図の組立図に示すように、主柱内部にデータレコーダ、高安定水晶発振器、136 MHz と 400 MHz のテレメータ送信機を縦に積み上げ、台形部には、その他の搭載機器を 8 個のブロックに分けて、それぞれ重量バランスを考慮して配置されております。

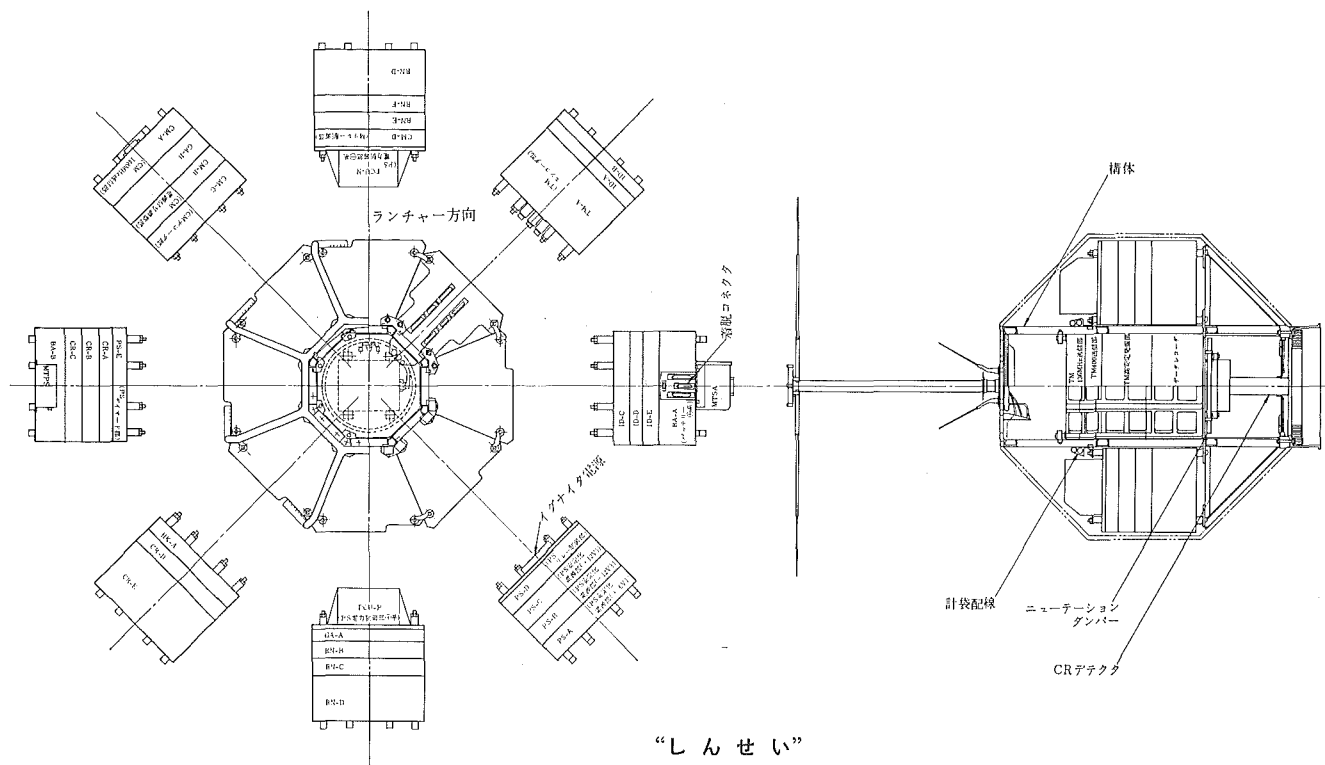
“たんせい”の台形部は、流用した搭載機器が多いため、構体棚部にアルミニウムのハネカム板フラットデッキを置いて取付けに汎用性をもたせてあります。とくに大きな重量の蓄電池部を 4 ブロックに分けて対称に配置することによりバランスおよび慣性能率の改善をはかりました。組立てられた各搭載機器の電気的接続のために計装配線が施こされ、また熱制御のためにサーマルインシュレータで各ブ



第1図 衛星の外観図  
Fig. 1 Scientific outline drawing.



第2図 a. 衛星の組立て“たんせい”  
Fig. 2 a Satellite assembly "Tansei".



第2図 b. 衛星の組立て“しんせい”  
Fig. 2 b Satellite assembly “Shinsei”.

ロックごとに包装されております。

両衛星の重量配分の概略および慣性能率比を第3表に示します。

第3表 重量配分と慣性能率比

Table 3 Weight budget and ratio of moment of inertia.

	たんせい	しんせい	備 考
1. 重量配分			
a. 構造・計装系	21 kg	18 kg	配線系を含む
b. 観測・計測系	5 kg	17 kg	
c. テレメータ・コマンド	12 kg	16 kg	{エンコーダ・データレコ ーダアンテナ系を含む
d. 電源系	25 kg	15 kg	{しんせいは太陽電池プレ イを含む
e. 全重量	63 kg	66 kg	
2. 慣性能率比			
a. $I^x/I^y$	1.24	1.07	
b. $I^x/I^z$	1.28	1.09	
c. $I^y/I^z$	1.03	1.02	

#### 4. 衛星の機能概要

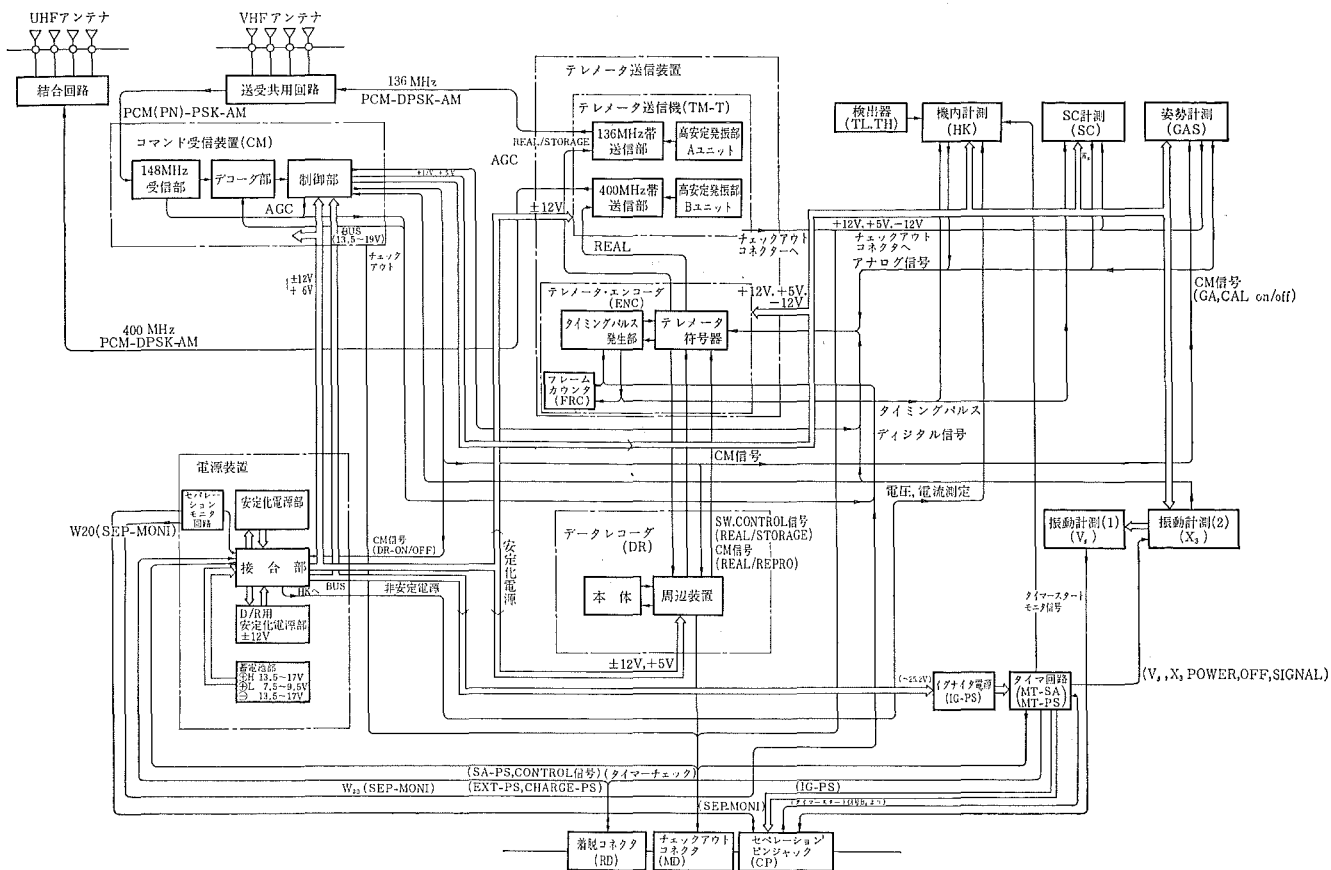
科学衛星が軌道上でミッションを遂行するために必要な基本的機能は、電力の発生、情報伝送、制御などの共通機能と、衛星の目的によってそれぞれ特有の科学観測機能とです。また衛星の各装置は、限られたスペースと特異な宇

宙環境のもとで目的を果たすために、多角的かつ合理的に組合わされるシステム構成をもち、長期のミッション遂行のために高度の信頼性が要求されます。以下“たんせい”“しんせい”について機能の概略を説明します。両衛星の機能系統図を第3図および第4図に示します。

##### 4.1 電力の発生（電源システム）

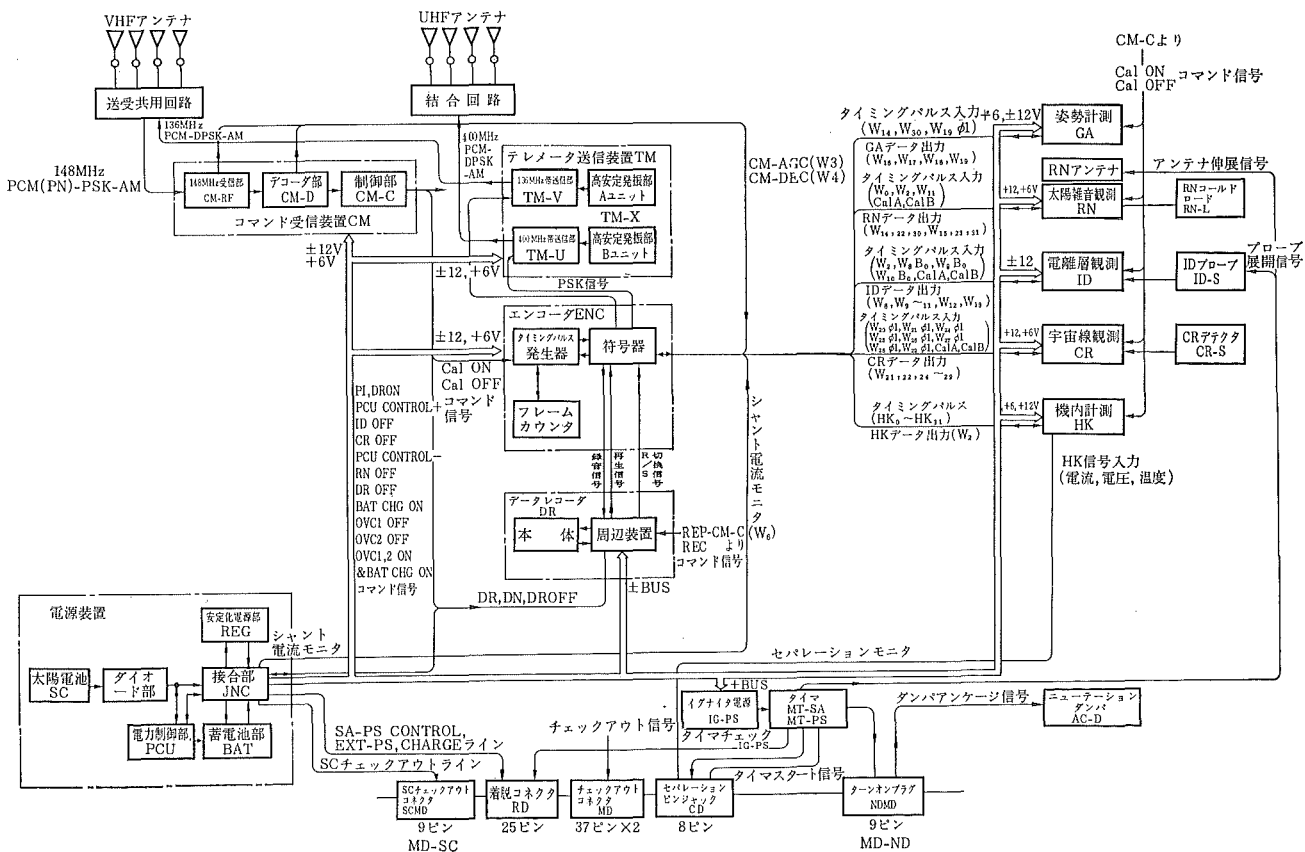
両衛星とも集中電源方式により、レギュレータから衛星の各部に必要なとする電力を供給するようになっております。“たんせい”は太陽電池を使わず、40 AH の酸化銀亜鉛電池23個を3群に分け、それぞれの群にレギュレータを組合せて各種の電圧出力を作っております。蓄電池は、漏液を防止し発生ガス（水素）を吸収して内圧の上昇を防ぐようにした気密容器4個に平均数に分けて封入してあります。この蓄電池は、“たんせい”の搭載機器に対して、計画通り約1週間電力を供給することに成功しました。レギュレータは、入力電圧に対する蓄電池の放電電圧特性を考慮して、電圧損失の少ない（定常時約 2V）直列制御方式を採用し+5V, +6V, ±12V の4種、6系統の出力を供給しております。

“しんせい”は、太陽エネルギーを電力に変換する太陽



第3図 “たんせい” システム機能系統図

Fig. 3 “Tansei” functional blockdiagram.



第4図 “しんせい” システム機能系統図

Fig. 4 “Shinsei” functional blockdiagram.

電池、ニッケルカドミウム蓄電池、電力制御器およびレギュレータで構成する電源システムで、負荷の消費電力に見合った＋系－系の独立な２系統に分割されております。太陽電池素子は、1 cm×2 cm の日本電気製 Non P 型 シリコンで、これを 4 並列 54 直列、または 2 並列 54 直列のレイに接続し、＋の配分およびそれぞれの発生電力が、太陽の方向によってあまり変化しないように、衛星外被の各面に実装されております。衛星に太陽光が当たるとき、発生電力を搭載機器の負荷に供給すると同時に蓄電池を充電し、衛星が蝕に入ると、蓄電池から電力を供給して衛星の動作を常時続けることができます。太陽電池電源システムの収支は、軌道・姿勢など依存するパラメータが多く、その相関により変動量も大きいので、収支のアンバランスを補正する機能をもつ電力制御器を使用しております。電力制御器は、電池の過充電保護のため、蓄電池の充電完了電圧および温度上昇を検出して充電電流を制御し、また太陽電池出力に対して負荷が軽くなったとき、バスラインの過度の電圧上昇から負荷を保護する自動制御装置です。

これにより、充電完了時の蓄電池容量は、蓄電池温度 0～45℃ において 80%～100% が安全に確保され、バスラインの電圧は、レギュレータの要求する 23.5 以下に制限されております。“しんせい”のレギュレータは、“たんせい”の直列制御方式とちがい、蓄電池の充放電の過程で大きく変化するバスラインの電圧に対して、電圧変動率を小さくかつ電力変換効率を高くするため、トランジスタスイッチを直列におくスイッチング型レギュレータを使用しております。装置の特性は、入力電圧 17V～24V、または出力約 5W の 25～100% の変動に対して、出力電圧変動は ±24 mV 以下であり、電力変換効率は最大負荷に対して 90% 以上が得られております。“しんせい”の電源システムの主要諸元を第 4 表に示します。

## 4.2 情報伝送

科学衛星の観測に直結するもっとも重要な機能は、テレメータによるデータ伝送です。伝送方式は、データの多重化、地上で受信したあとの計算機処理などに有利な PCM 方式を基本としております。観測の運用に当たって、観測と同時にデータを伝送するリアルタイムモードと、観測中にデータをデータレコーダに記録して、地上からの司令により高速再生して伝送するストレージモードの二方式を使用しております。

第 4 表 “しんせい”の電源システム諸元  
Table 4 “Shinsei” power systems performance.

	主 要 諸 元				
太 陽 電 池	出力	約	30 W		
		{	+系	17 W	
			-系	13 W	
	素子	Non P シリコン 1 cm×2 cm (NEC 製) 5184枚			
	カバーガラス	0.5 mm 厚			
電 力 制 御 器	充電完了電圧	22.0 V±0.2 V			
	過充電検出温度	45℃			
	上限電圧制御	23.5 V±0.5 V			
蓄 電 池	密閉型ニッケルカドミウム蓄電池 (古河電池製)				
	+系	2 AH	15個		
	-系	1.2 AH	15個		
レギュレータ	出力電圧	+12V	+6V	-12V	計
	負荷電力	4.3 W	3.0 W	5.3 W	12.6 W
	変換効率	定格最大負荷に対し 90% 以上			

また搭載機器の動作モードの切換え、電源の切換え、そのほか衛星機能の変更のために地上局からの司令電波を受信解読して制御を実行するコマンドも PCM を基本とする符号伝送です。

### 4.2.1 テレメータ送信装置

テレメータは、136 MHz と 400 MHz の 2 波の電波を使用して、PCM-PSK-AM 方式でデータを伝送しております。キャリアの AM 変調は 70% で、残留キャリア成分に対し地上でドブラ周波数偏移を観測して、衛星の軌道追跡も行なっております。

ドブラ観測を正確に行なうために、パッシブ型の高安定水晶発振器をキャリアの原振として使い、観測時間 10 分間の安定度を  $5 \times 10^{-9}$  以下にしております。この発振器は、真空中で水晶振動子の外函に対する温度変化を圧縮制御するマホービン型のもので、日本電気が科学衛星のためにとくに開発したものです。136 MHz 送信機からは、リアルタイムまたはストレージのデータがコマンド制御によって切換えられ、そのいずれかの送信出力がえられます。一方 400 MHz 送信機からは、リアルタイムデータのための送

信出力が得られます。両送信機は、電源系二系列の個別供給により、信頼性に関して冗長性をもっています。第5表にテレメータ送信装置の主要諸元を示します。

第5表 テレメータ送信装置の主要諸元  
Table 5 Telemetry transmitter performance.

	136 MHz	400 MHz
送信周波数	136.695 MHz	400.50 MHz
送信出力	100 mW	50 mW
電源電圧	+12 V	-12 V
	(変調入力信号のために一部に+6 V) (を共用する)	
通信方式	PCM-DPSK-AM 方式	
変調度	70%	AM
キャリア周波数安定度	5×10 <sup>-9</sup> 5°C/10分間/0~40°C/ 90分周期/真空中	
サブキャリア周波数	リアルタイム	768 Hz
	ストレージ	3648 Hz

4.2.2 エンコーダ

観測器または計測器から 0~3V のアナログ信号を受けて時分割多重化し、所定のタイムスロットで A/D 変換して並列2進8ビットに符号化された後に直列に読み出されます。これに同期信号、時刻信号およびデジタル信号を加えて編集し、直列のデータフォーマットを完成します。さらに信号変換し、NRZ-L 信号から SP-M 信号にしてから PSK 変調器に加え、矩形サブキャリア 768 Hz を変調、帯域制限して出力を送信機に供給します。

ストレージデータとしてデータレコーダに記録する場合は、192 Hz のサブキャリアを使用し、これを再生するとき19倍に増速されて、3648 Hz の PSK 変調波となって送信機に供給されます。クロックパルス、タイミングパルスおよび PSK 変調に使用するサブキャリアなどは、原振90 KHz 帯の水晶発振器と一連のカウンタから作られます。

エンコーダには、地上におけるデータ処理の上で観測時間の決定を容易にするために、2組のフレームカウンタを設けてあります。1フレーム毎および32フレームごとに計数して、1ビットずつのデジタルステップ信号として指定のワードに編集されています。第6表にエンコーダの主要諸元を示します。また観測装置、計測装置と組合わせて計測される“たんせい”および“しんせい”の計測項目を第7表に示します。

第6表 エンコーダの主要諸元  
Table 6 Telemetry encoder performance.

	主 要 諸 元
方式	PCM-DPSK
ビット速度	64 bit/sec
フレーム速度	1/4 frame/sec
ビット数	8 bit/word
ワード数	32 word/frame
サブコミュニケーション	1/32
フレーム同期	毎フレームに 2 word (16 bit) “1110101110010000”
クロック	2048 Hz
サブキャリア	リアルタイム 768 Hz 矩形波 記録用 192 Hz “ 再生用 3648 Hz “

4.2.3 コマンド受信装置

東京大学のコマンド方式は PN 符号方式で、15ビットの PN 基準符号（スタート符号）とこれを1ビットずつ循環シフトした15種の PN 符号（コマンド符号）の組合せで構成され、基本的に15項目のコマンドが割当てられます。

“しんせい”はこの基本通りに使用されております。“たんせい”では2項目を群切換に利用し残り13項目を二重に使用して最大26項目に拡大する第2号衛星の方式を使用しておりますが、実際には13項目のみを制御に使用しております。第8表に“たんせい”および“しんせい”のコマンド項目の内容を示します。この符号方式について、さらに15ビットの PN 符号を付加して最大 15×15=225 項目に拡大する方式ならびに装置の開発を行ないました。また符号間干渉と誤動作率の問題を検討し最適符号の解析も行ないました。

司令電波はコマンド符号列と、これと位相的に同期した同じ周波数のサブキャリアによって作られる PSK 変調波で 148 MHz のキャリアを AM 変調して地上から送信されます。

コマンド受信装置のうち、デコーダは通常は電源が、OFF の状態にあって、所定の信号を受信するとサブキャリアの検出によってデコーダは ON になり、同時にフェーズロックループがロックして PN 符号の解読が可能な状態になります。“たんせい”の軌道上の動作では、予想外に大きい混信のためコマンドが誤動作することがありましたが、“しんせい”では信号検出帯域幅を極度に狭くし、かつ検出後の信号にも処理を加えた結果、前回より強力な

第7表 衛星の計測項目  
Table 7 Measurement items of satellite.

“た ん せ い”		
計 測 項 目	種別	Ch 数
フレーム同期	D	2
フレームカウンタ	D	1
衛星環境測定 (HK)	A	1
地磁気姿勢計 (GAS)	A	2
太陽センサー	A	1
コマンド動作確認	D	13
切離し確認	D	1
振動計測-1	A	1
振動計測-2, CM-AGC	A	3
太陽電池性能計測	A	1
ア キ	—	6
基準フレーム語	—	32

“し ん せ い”		
計 測 項 目	種別	Ch 数
フレーム同期	D	2
フレームカウンタ	D	1
衛星環境測定 (HK)	A	1
地磁気姿勢計 (GAG)	A	2
太陽センサー	A	1
コマンド動作確認	A	2
エンコーダモニタ	A	1
電力制御器モニタ	A	1
スピン計	D	1
電離層観測	A	6
太陽電波観測	A	6
宇宙線観測	D	8
基準フレーム語	—	32

“た ん せ い”	
計 測 項 目	Ch 数
較 正	3
電池電圧	3
安定化出力電圧	4
電池電流	3
タイマ動作確認	1
温度 (−40~60°C)	10
温度 (±150°C)	6
温度 (−50~250°C)	2
HKサブフレーム	32

“し ん せ い”	
計 測 項 目	Ch 数
較 正	3
電源電圧	2
安定化出力電圧	3
太陽電池電流	2
電池電流	2
温度 (−40~60°C)	13
温度 (±150°C)	6
温度 (−50~250°C)	1
HKサブフレーム	32

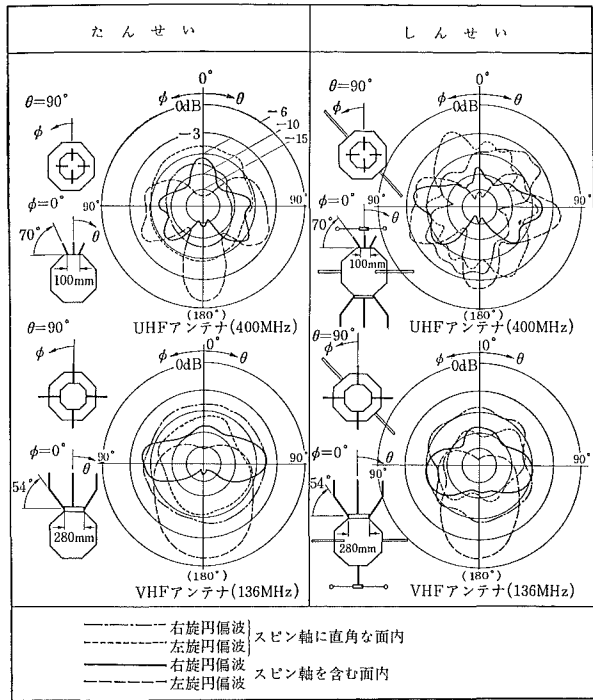
第8表 コマンド項目の内容  
Table 8 Command items.

No.	“た ん せ い”	“し ん せ い”
1	DR 再生	PI, DR 電源 on
2	DR 録音	PCU 制御 ⊕
3	GAS 較正 on	ID 電源 off
4	GAS 較正 off	CR 電源 off
5	ENC, 全計測電源 off	PCU 制御 ⊖
6	DR 電源 off	RN 電源 off
7	GAS, SCM 電源 on Vs, X <sub>3</sub>	PI 較正 on
8	SCM 電源 off	PI 較正 off
9	CM-AGC→X <sub>3</sub> -2	DR 電源 off
10	Vs, X <sub>3</sub> 電源 off	DR 再生
11	GAS 電源 off	DR 録音
12	DR 電源 on	電池充電 on
13	ENC, HK 電源 on	OVC-1 off, OVC-2 on
14		OVC-2 off, OVC-1 on
15		{ OVC-1, 2 on 電池充電 off

混信に対しても誤動作は完全に防止されております。ここに使われた狭帯域トーンフィルタは、最近日本電気が開発したRCアクティブフィルタで、高いQ、安定な特性、容易な調整など多くの特長をもっております。

#### 4.2.4 通信用アンテナ

通信用アンテナは、テレメータ送信用 136 MHz, コマンド受信用 148 MHz に共用する VHF アンテナ系と、テレメータ送信用 400 MHz の UHF アンテナ系の2種が使われております。一般に科学衛星の通信用アンテナの指向性は、全方向性に近いことが必要です。一方、科学衛星特有の観測用プローブなど複雑な外装物体のために指向性はかなり乱される傾向にあります。したがって、“たんせい”は比較的単純な指向性を示し、一方、外装物体の多い“しんせい”は複雑な指向性を示す傾向をもっております。両者のアンテナについて、実寸大モデルで測定した指向性を第5図に示します。



第5図 通信用アンテナの指向性

Fig. 5 Communication antenna pattern.

アンテナ系の開発に並行して、送受共用アンテナに用いるVHF帯のきわめて小型の給電回路を開発し、両衛星に使用しております。ハイブリッド単体で33 gr/16 cc、送受共用回路として160 gr/100 ccの構造で、136 MHzを中心に約25 MHzの帯域幅において送信端から受信端へ36 dB以上のアイソレーションがえられています。

### 4.3 科学観測および計測

第一号科学衛星の計画の中から観測系の主要な機能について説明します。地磁気姿勢計と衛星環境測定器は“たんせい”にも共通に使用されております。

#### 4.3.1 短波帯太陽電波観測器

太陽活動にともなって、太陽からは電波のいろいろな周波数領域でときどき異常放射（バースト）が occurs します。

この観測器は、高感度の受信装置を使って、バーストの際の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します。観測用アンテナには、長さ1.8 mの一对のホイップアンテナを使用します。

#### 4.3.2 宇宙線観測器

低エネルギー電子と宇宙線バックグラウンドを、長期にわたって観測する目的をもっております。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使用しております。シンチレーションカウンタの出力は、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、衛星のスピン軸方向とこれに直角な方向に分けてそれぞれの方向の成分を検出するようになっております。

#### 4.3.3 電離層プラズマ観測器

電子温度プローブ、固定電圧電子密度プローブ、固定電圧イオン密度プローブおよびレゾナンスプローブによって、電離層内の電子密度、イオン密度および電子温度の直接測定を行ないます。

#### 4.3.4 地磁気姿勢計

フラックスゲート型磁力計2個をもって、衛星のスピン軸成分とこれと直角方向の成分の磁界を測定します。ほかにCdSポテンショメータ方式の太陽センサを使用し、磁界測定とあわせて衛星の姿勢を決定します。さらに、スピン軸に直角な地磁気成分の周期的変化から作られるスピン率をデジタルデータとして測定します。

“しんせい”には、衛星の首ふり運動を減衰させて姿勢を安定させるために、ニューテーションダンパが使用されております。

#### 4.3.5 衛星環境計測器

電源電圧、電流および衛星内各部の温度を測定します。測定項目は、電圧5、電流4および温度20で、校正3項目を加えて合計32項目を、エンコーダの1フレームごとに切換えて測定します。

#### 4.3.6 “たんせい”の計測器

“たんせい”には、共通計測器のほかに次の計測器をもっています。

- 太陽電池性能計測器、太陽電池の試験用素子により、その出力測定とアルビド光の強度測定を行ないます。
- 振動計測器、精密加速度計により、ロケット燃焼中の衛星の振動特性を二つの周波数帯に分けて測定します。ほかに、衛星内に振動計をおいて、ロケット搭載側のSS-FMテレメータに信号を送り、三段目計器部の切はなしまで振動波形の計測を行ないます。

## 5. 搭載機器の構成

“たんせい” “しんせい”に限らず科学衛星に搭載される

エレクトロニクスは、シャーシユニットまたはプリント板を単位とするモジュール構造が多く、限られたスペースに効率よく組立てるために形や寸法をできるだけ共通にして作られております。各モジュールのいくつかを相互に組合せてブロックを作り、構体に組立てられます。モジュールまたはブロックのおおのは、振動など環境条件にたえるように丈夫に作られることはもちろん、熱真空に対する熱バランスや信号干渉などを考えて可能なかぎり高密度の回路実装を行ない、小型、軽量化をはかっております。

“しんせい”のエレクトロニクスは、構体の支柱内部の八角形または台形棚の台形によって規定される2種類の寸法のモジュールを主体として構成されております。支柱部に搭載されているテレメータ送信装置およびデータレコーダは、マグネシウム合金铸件から作られた八角形モジュールケースの中に、矩形のシャーシユニットまたは円筒形気密容器のユニットとして、プリント板の付属回路などと一緒に組込まれて写真1のように4段のモジュールブロックを形成しております。ブロックの下部には宇宙線観測用のガイガー管1組が組合わされております。

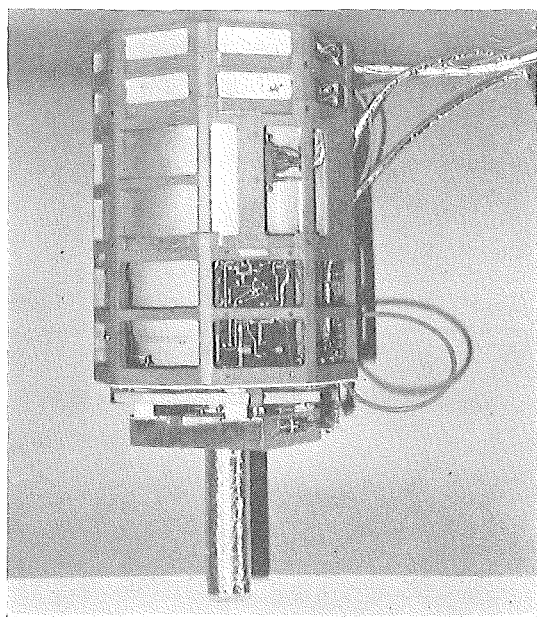


写真1 “しんせい”の搭載機器（支柱部）

Photo 1 “Shinsei” onboard subsystems (Center part).

台形のモジュールは、回路を実装した台形のプリント板1枚または数枚重ねてシールドケースをかぶせたもの、あるいはアルミニウムハネカム板の上に矩形のシャーシユニットを組立てたものです。これらモジュールは、共通の取

付け孔を通して積み上げる方式で台形ブロックを形成します。このモジュール積み上げ方式はモジュール単位の積みかえにより、衛星のバランス調整に大きな効果をあげております。写真2は“しんせい”のコマンド受信装置で、デコーダ部など台形プリント板は回路を実装した全面をポリウレタンフォームで固めて成型してあります。写真3は電源装置のレギュレータ3段を含む台形ブロックです。

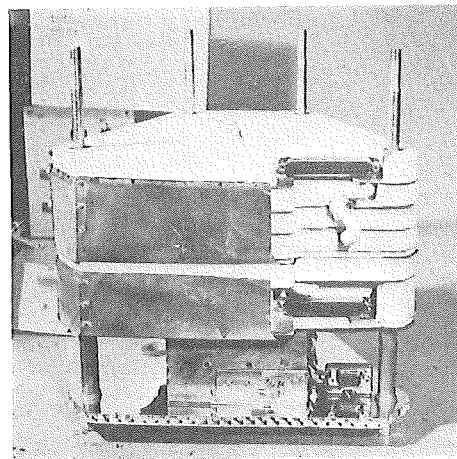


写真2 “しんせい”のコマンド受信装置

Photo 2 “Shinsei” command receiver.

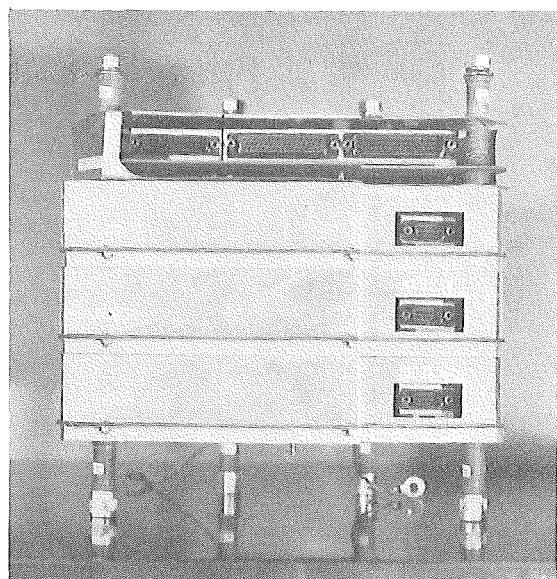


写真3 “しんせい”の電源装置

Photo 3 “Shinsei” power subsystem.

“たんせい”のエレクトロニクスの多くは、第二号衛星および第三号衛星を対象に試作された装置で、モジュール構造ではありますがそれぞれの形や取付け方法が異なっております。したがって、構体への組立てに際しては第2図の組立図に示すように支柱内をやぐら構造とし、台形棚に

はアルミニウムハネカム板のフラットデッキを介して取付けられております。“たんせい”のエンコーダは、“しんせい”とほぼ同じような台形モジュール構造で、プリント板単位の台形モジュール4段を上下からハネカム板で支える方法で独立ブロックを形成しております。このエンコーダの電気回路はIC化されて、“しんせい”のディスクリートな電気部品構成に比べて、格段に回路実装密度が上り機能の追加にもかかわらず重量も約3kgから約2.5kgへと改善されております。

エンコーダまたはコマンドデコーダなどプリント板単位のモジュールでは、電気部品の実装密度を上げかつ標準化するために、さらに分割したサブモジュール単位を作り、平面実装から立体実装にかえて効果を上げております。このプリント板による高密度実装方法は、日本電気がかねてからとくに開発を進め標準化を行なったものです。写真4にサブモジュール単位の一部を、写真5に“たんせい”のコマンドデコーダのモジュール組立てを示します。

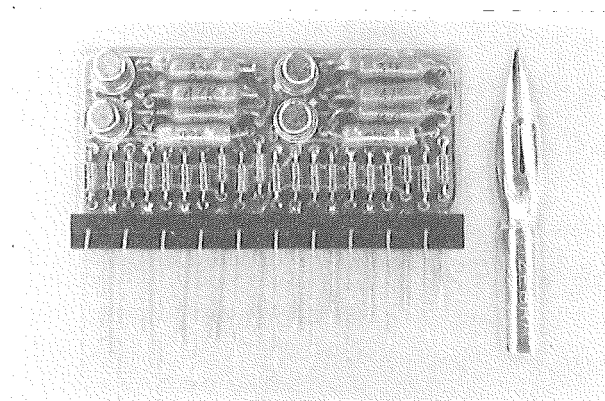


写真4 サブモジュール組立ての一例  
（“たんせい”のコマンドデコーダの一部）

Photo 4 Example of sub-module (A part of  
“Tansei” command decoder).

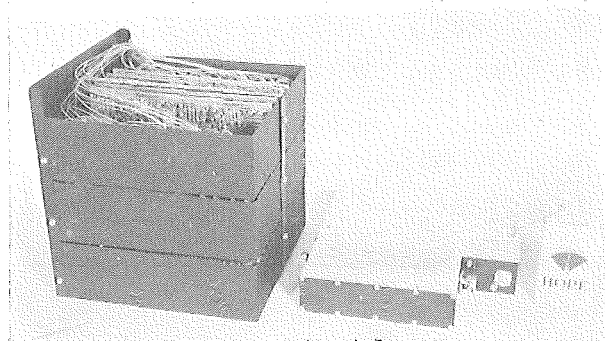


写真5 モジュール組立ての一例  
（“たんせい”のコマンド受信装置）

Photo 5 Example of modules  
（“Tansei” command receiver).

## 6. システム設計とソフトウェアの開発

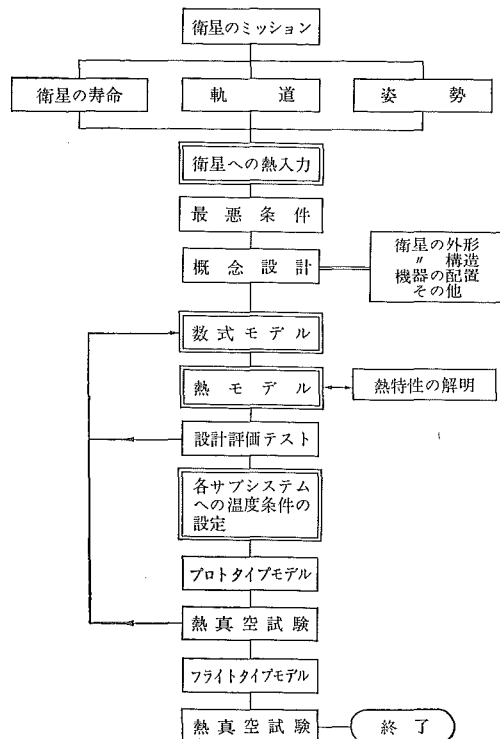
第1号科学衛星の開発のはじめは、衛星の機能、エレクトロニクスの構成を中心として進められ、プロトタイプとともにスペースシュンパなど宇宙環境試験装置も東京大学において同時に開発されてきました。プロトタイプに対する環境試験や熱モデルによるシミュレーション試験の結果によって設計内容は改善され、特別の生産管理を行なって作られる信頼性保証部品も指定されました。システム設計の手段としての熱設計、構造設計、回線設計、姿勢解析、電力解析などのソフトウェアの開発も、衛星やモデルのシミュレーション試験の実施と並行して次第にかためられつつあります。1例として熱設計についてその考え方と結果について以下に説明します。

宇宙には4°Kの暗黒空間と太陽光などの熱環境が共存し、高真空のもとで衛星と宇宙との熱交換が輻射伝達によって行なわれます。また衛星の内部では輻射と伝導の2つの熱交換が行なわれます。これらの熱交換を利用して、衛星の温度を衛星が機能をそこなわない範囲に収めることが熱設計の目的です。第6図に衛星の熱設計の手順を示します。“しんせい”までに行なわれた熱設計はまだ完全とはいえませんが、衛星モデルなどの熱真空シミュレーションテストの積み上げにより衛星内部に熱制御のハードウェアを構成して、これによって衛星の各部の温度予測を行ないました。打ち上げの結果においても、実際上問題のない環境を作ることに成功しております。第7図は“たんせい”の外被パネルについての温度予測と軌道上でえられた温度測定データの対比を示します。

## 7. 衛星のシステム総合試験

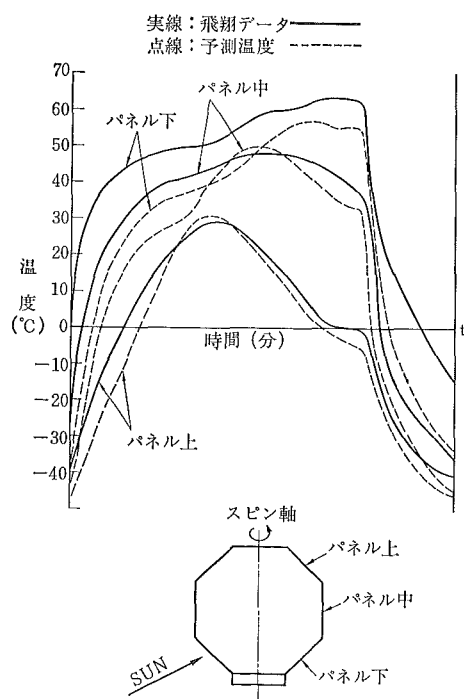
構造体、搭載機器などは、各サブシステム単位で規定される一連の環境試験に合格したのち、組立てられてシステム総合としての性能試験、環境試験が実施されます。

“たんせい”、“しんせい”についても同様にすべての試験を行なって、総合的な機能、性能、安定性、耐環境性とも十分に実験目的を達成できるものであることを確認することができました。試験期間についてもほぼ計画どおりに進み、KSCにおける打ち上げプログラムに移行し、ひきつづき地上サポートシステムとの総合試験を確認して打ち上げの成功にいたったものです。



第6図 熱設計手順

Fig. 6 Thermal design working flow.



第7図 “たんせい” 外被パネルの温度と予測

Fig. 7 Temperature prediction of satellite outer surface.

“たんせい” または “しんせい” で行なわれたシステム総合試験の項目と概略の内容について第9表に示します。

## 8. 衛星の運用に対するシミュレーション

衛星の軌道上での動作状態を予測し、その結果を利用し

第9表 システム総合試験

Table 9 System test.

試験項目	概略内容
機械合せ	衛星組立、各部の合せ工事、重量、重心測定
電気総合試験	各部の電氣的インターフェース、噛合せ試験 太陽電池を含む電源系総合性能試験 干渉チェック、総合性能測定
温度試験	-20~50°C 常温を含む6点
熱真空試験	1×10 <sup>-6</sup> Torr 以下 (真空度) -190°C 以下 (シュラウド) ヒータ付ダミーパネル使用 予想軌道とドリフトの間で熱入力の最大、最小の軌道を選び、衛星の姿勢をパラメータとして6モードの条件を設定した。 熱電対による温度測定 (60点) 電氣的総合性能測定 (連続)
動釣合試験	パネルなし、パネル付きで動釣合調整、および測定 スピン試験
衝撃試験	25G 軸方向 10G 横方向 衛星は通電し全動作チェック
振動試験	5 c/s~2000 c/s, 最大 5Gで軸方向、横方向にプログラムして加振、各部の共振特性測定 衛星は通電し、全動作チェック
対ロケット噛合せ	M-4S ロケット 3段目計器部以上を組立て、電気部全動作干渉チェック、総合性能測定
慣性能率測定	ロール軸、ピッチ軸につき測定
GAS 磁気バイアス補正および磁気能率測定	衛星全動作で GAS データ測定 磁気能率測定
KSC における総合システム試験	ロケットの組立前後のチェック最終データ測定確認 地上サポートシステムとの総合システム試験

て、衛星の運用状態をいかに最適に保つかを検討するために、各種のシミュレーションを行ないました。

衛星の動作状態の予測には、軌道条件、姿勢条件、温度条件、電力条件などが複雑にからみあい、単純な手計算で

は状態予測に不正確さがともないます。そこで、これら一連の相互関係のあるパラメータを考慮し、かつシステム総合試験時の実測にもとづくデータを基礎にして、電子計算機による飛翔状態予測シミュレーションを行ない、その結果から実行可能な衛星の運用計画を立案し、実験班に提出しました。

また、衛星に対して致命的なダメージを少しでも軽減して、衛星を運用するという観点にたつて、衛星の故障モード解析も行ないました。

以下に、“たんせい”、“しんせい”の打ち上げに際して行なわれた各シミュレーションの概略および代表的な結果を示します。

## 8.1 軌道条件

東京大学の飛翔班から提示された打ち上げ予定軌道をもとに、衛星の打出し角の誤差をパラメータとする軌道条件の予測計算を行ないました。

## 8.2 姿勢変化

地球の重力および衛星固有の残留磁気モーメントの影響による、衛星のスピン軸姿勢の変化について、予測軌道または打ち上げ後の軌道データをもとに予測計算を行ないました。

## 8.3 テレメータおよびコマンドに対する回線計算

衛星の軌道条件、姿勢の変化および衛星のスピン軸を基準とするアンテナの指向性などにより、KSC 地上局におけるアンテナの方位角、仰角、衛星との直距離、および相互の受信信号レベルについて可視時間に対する予測計算を行ないました。第8図は“しんせい”の回線予測の一例です。

## 8.4 温度予測

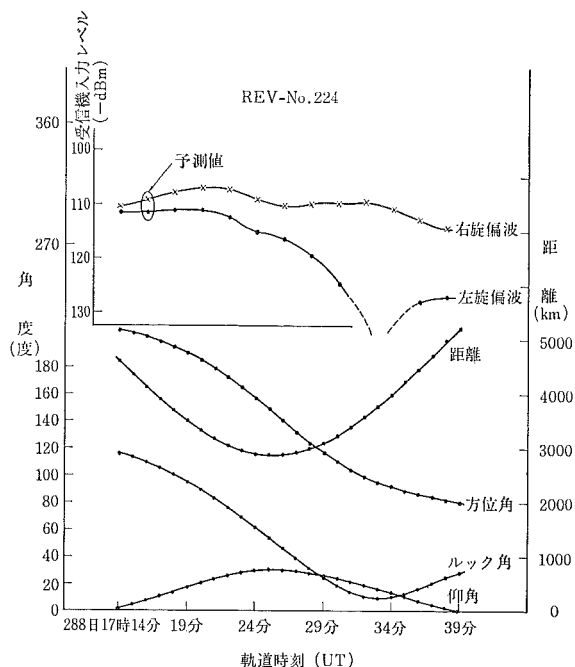
予測される軌道条件のうちで、衛星に入る熱量の最大と、最小の起こりうる軌道を選びだし、日陰または日照に対してステップ化した熱入力条件により、衛星各部の温度予測計算を行ないました。

## 8.5 電力収支

温度予測計算と同様に日照の最大最小の軌道を選び、衛星の姿勢、衛星が受ける光量、太陽電池の性能などにより太陽電池出力の予測計算を行ないました。

また負荷条件、レギュレータの入力電圧、蓄電池容量などから電力収支についても計算を行ないました。

これらの計算結果にもとづき、F-1 では太陽電池バイ



第8図 MS-F2 “しんせい”のVHFテレメータ回線  
Fig. 8 MS-F2 “Shinsei” VHF telemetry link.

パス回路および出力シャント回路をを設け、コマンドによってこれを制御して、蓄電池の過充電と温度上昇を防止するようにしました。

“しんせい”では、電力制御器によりこれをすべて自動化してあります。第9図はF-1の充放電シミュレーションによる電力収支プログラムの一例です。

## 8.6 故障モード解析

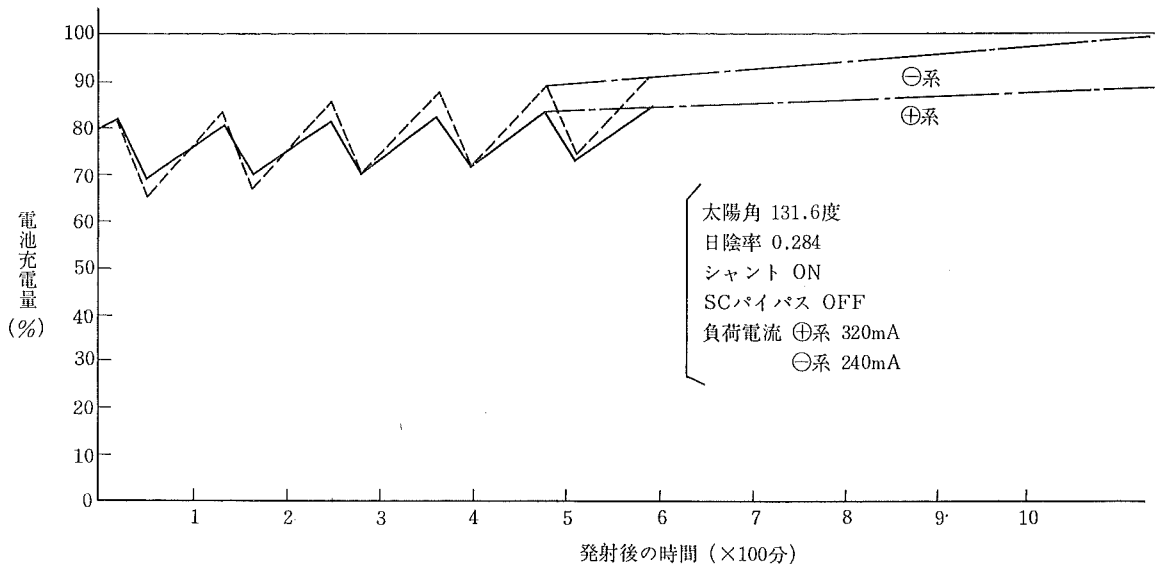
各搭載機器に起こりうると推定される故障をリストアップし、その故障の原因、他に与える影響、故障判定に必要なテレメータデータなどの情報、故障発生時の対策などの一覧表を作成しました。これを基礎として、さらに以下のような検討を行ないました。

- 1) テレメータデータの正常範囲の明確化
- 2) 故障の波及効果
- 3) 故障発見方法
- 4) 故障処置の緊急度
- 5) 故障対策

以上の検討の結果を整理して図表化し、衛星の運用のための資料として利用しました。

## 8.7 信頼度予測

各衛星とも設計段階においてすでに行なわれておりますが、衛星の運用のために、その後の改修なども考慮して、軌道上の次の3つの代表的モードについて予測計算を行な



第9図 F-1 の電力収支予測の一例  
Fig. 9 Example of F-1 satellite power charge-discharge program.

いました。

1. リアルタイム観測モード
2. データレコーダ再生モード
3. リアルタイムおよびデータレコーダ再生の直列モード

F-1 および“しんせい”の信頼度は全直列系、連続動作の条件で計算したとき、Interest life 3 カ月に対して80%以上、1 年に対して50%以上がえられております。“たんせい”については1 週間の life で95%以上がえられております。

“しんせい”の場合、すでに6 カ月以上経過しておりますが、打ち上げ前の動作時間も含めて換算すれば、予測をはるかに上まわる状態で現在も順調にデータを観測しております。

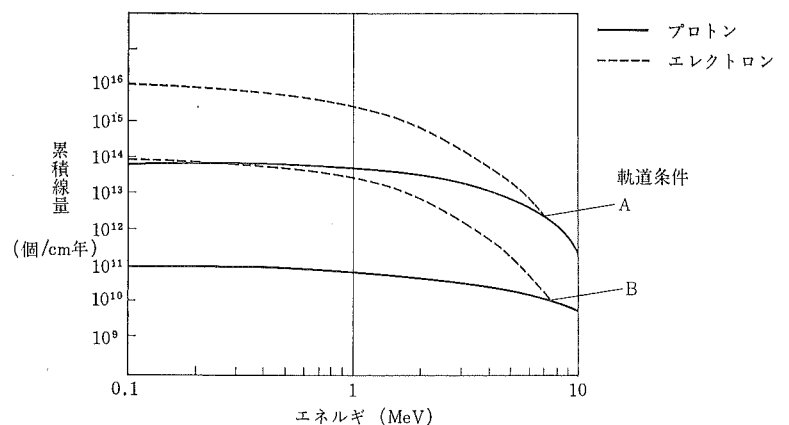
## 8.8 放射線被曝量

軌道中の衛星は、バンアレン帯などから放射線の照射を受けて、太陽電池や電気部品の劣化をひきおこします。

そこで軌道中において衛星が受ける放射線量をプロトンと電子について予測計算をしました。計算結果の例を第10図に示します。

## 9. 衛星の打ち上げ実験概要

KSC においては、衛星およびロケットは地上系サポートシステムによって綿密な点検をくり返ししながら、詳細なプログラムにしたがって一步一步組立てられていきます。



第10図 放射線被曝量予測結果  
Fig. 10 Prediction of radiation bombardment exposure.

いずれの衛星の場合も、組立てを完了してランチャに装着されるまで、計画どおり順調に進行しましたが、現地の天候不順のため予定期日を延長して打ち上げられました。打ち上げ当日は、ランチャの上にすべて組立てられた状態で、早朝から所定のタイムスケジュールにしたがって、最終の発射準備や動作チェックが行なわれ、両衛星とも13:00 時ちょうどに打ち上げられました。

“たんせい”は、太陽電池性能計測器が打ち上げ時より不調であったほかはすべて順調に動作し、姿勢、衛星環境など1 週間の推移を示す貴重なデータが得られました。

“しんせい”は、太陽電池から供給されるいわゆる無限の電力をもって、本来の科学観測データを順調に送りつづ

けております。

テレメータ、コマンド、電源系など日本電気が製作を担当した共通機器を含むすべての機器は、6ヵ月以上経過した現在においてもほぼ正常に動作を続けております。

以下“しんせい”の軌道上における状況の概略を説明します。

### 9.1 衛星の温度

“しんせい”の打ち上げから1ヵ月位までは、衛星内部の各搭載機器の温度は正常かつ適温でしたが、軌道上における衛星の姿勢、日陰率などの変化によって次第に温度が上がり、約2ヵ月後にはマイナス温度の最低の谷を通過し、その後は徐々に上昇しております。マイナス温度における蓄電池の動作はかなりきびしい条件でありましたが、電力制御器とともに正常に動作をつづけ、そのほかの搭載機器についても、 $-30^{\circ}\text{C}\sim+60^{\circ}\text{C}$ の環境試験に合格しておりますので、いずれも正常でなんの異状動作も発生しませんでした。

第11図は3ヵ月、1,200周までの太陽姿勢角、日陰率の予測計算値と代表的な搭載機器の温度の経過を示します。

ほかの多くの搭載機器の温度もほぼこれに近い範囲にあります。

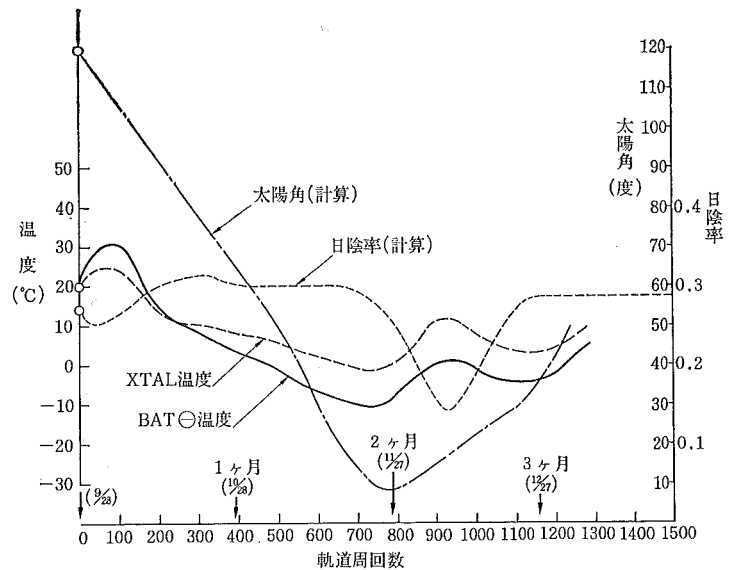
打ち上げ初期段階について、F-1以来問題になっていた開頭時の空力加熱による衛星頭部の温度は、“たんせい”で同様の傾向を示し、“しんせい”では異なった傾向を示しました。

“たんせい”および“しんせい”の頭部および上段パネルの温度上昇は第12図に示すようになっております。

“しんせい”の頭部パネルの温度低下の原因は電離層観測用プローブの支柱端のセンサによって空力的に保護されたものと推測されております。

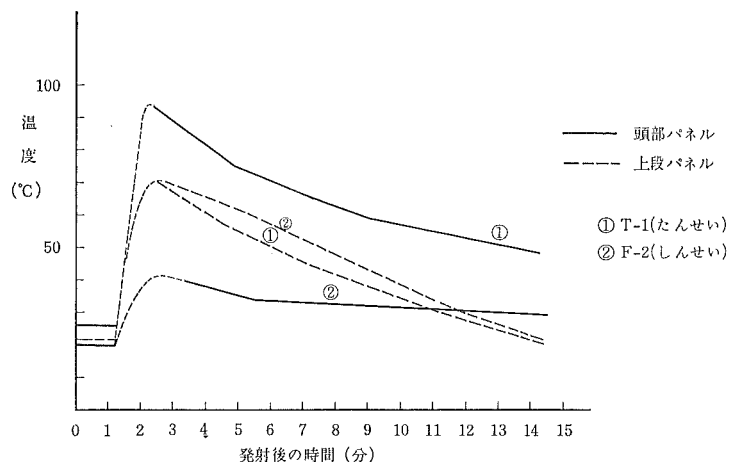
### 9.2 コマンドに対する干渉電波

コマンドの機能ですでに述べたように、軌道上で受けるコマンド受信装置の干渉電波に対して、“しんせい”の場合には完全に誤動作から保護されましたが、その電波の強さは、各周回のデータレコーダの再生データからみると、正規のコマンド信号電波の受信強度に匹敵するほどの強さを示し、特別の場合にはコマンド受信装置の制御が飽和するほどの強さになったことが観測されております。



第11図 “しんせい”の搭載機器の温度

Fig. 11 “Shinsei” subsystem temperature data.



第12図 衛星外被の温度上昇(発射時)

Fig. 12 Temperature raise of satellite outer surface.

### 9.3 電源システムの動作

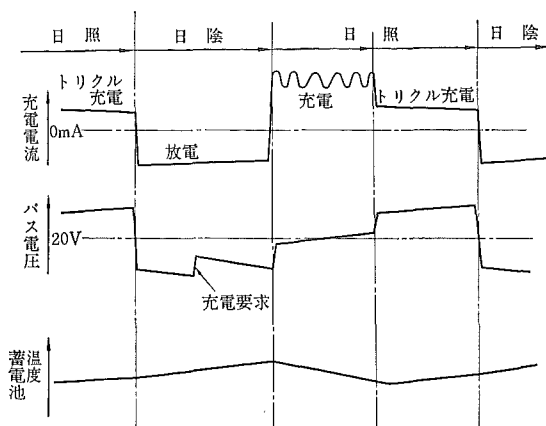
“しんせい”の太陽電池発生電力は、ほぼ設計予測値に近く、正常に動作しております。また、アルビード光によると思われる若干の増加が観測されております。

発生電力は、徐々に放射線劣化の影響を受けるものと考えられますが、現在のところまだかなりの余分があり、電力制御器によって適切に制御されております。

電力制御器による充放電制御のモードの変化を第13図に示します。

### 9.4 テレメータの受信状況

KSC 受信局の可視範囲においては、“たんせい”、“しんせい”のテレメータは136MHz系、400MHz系ともに十

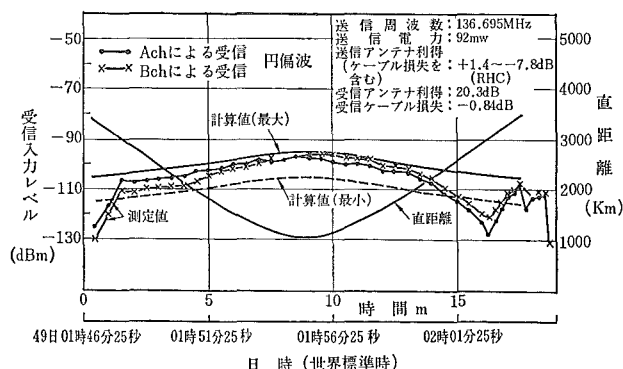


第13図 電力制御器による充放電制御

Fig. 13 Charge-discharge control profile by power control device.

分な S/N 比をもって受信観測が行なわれております。地上受信機の AGC レベルからみた受信レベルはいずれも正常で、予測計算値に近いところから、衛星のアンテナ系、送信機系に異常がないことが確認されております。第14図はたんせいの 136 MHz 受信入力レベルの一例です。

高安定水晶発振器の安定度はきわめて良好でドブラ受信機による軌道追跡も正確に行なわれました。



第14図 “たんせい” 26周目における 136 MHz 受信入力レベル直距離

Fig. 14 136 MHz input level and slant range vs time (Rev. No. 26).

## 10. む す び

第一号科学衛星の開発の始めから今回の“しんせい”の成功にいたる技術的問題はきわめて多岐にわたり、本報告のみでは尽くしえない多くの成果を含んでおります。

東京大学を中心とするプロジェクトの中で、これら多く

の技術問題ととりくみ、経験した7年間の成果はきわめて貴重なものであり、また意義深いものがあります。

今後も、各種の報告のなかにつぎつぎと新しい事実やデータなどが発表されることと考えます。日本電気の関係者においてもこの貴重な経験と習得した技術をより効果的に発展させ、今後の宇宙開発に貢献できるものと考えます。

科学衛星計画の当初より現在まで、東京大学の主催する研究会、設計会議、技術検討会など多くの機会に、総合的にまた細部にわたってご協力いただいた東京大学の教官職員をはじめ科学衛星プロジェクト参加者各位に深く感謝申し上げます。

また衛星搭載用の部品、材料、特殊工法など、日本電気の各事業部のご協力について、関係各位に感謝申し上げます。

なお、本計画の基礎開発に当り、みずから委員として各研究会に参加し、日本電気の衛星開発の基礎造りに貢献された、日本電気のもと宇宙開発本部長、故原島治博士に第一号科学衛星の成功をご報告申し上げるとともに、生前の親身なご指導に対し感謝申し上げます。

終りに、本衛星の完成にいたる日本電気内部の開発方針、製造計画など積極的なご協力をいただいた現宇宙開発本部の深海本部長、西条次長に、また直接に本計画の実施に参加された宇宙開発本部、製造部、サービス部門などの関係各位ならびにスタッフ各位のご協力に対し感謝申し上げます。

## 参 考 文 献

1. 科学衛星将来計画シンポジウム  
東京大学宇宙航空研究所 昭和42年 昭和43年
2. 高木、斎藤、野村(東大)  
東京大学におけるスペースエレクトロニクスの開発研究  
電通学会誌 42-8
3. 斎藤、野村、ほか6名(東大)  
試験衛星「たんせい(淡青)」  
電通学会誌 46-12
4. 野村(東大)  
「たんせい」および「しんせい」について  
宇宙航行の力学シンポジウム 46-11
5. 高橋(日電)  
人工衛星の製作技術  
電子技術(日刊工業) 45-1
6. 林(東大) 篠内ほか3名(日電)  
科学衛星搭載用電力制御器について  
第14回宇宙科学技術講演会 46-2

7. 白子, 高橋 (正), ほかに1名 (日電)  
人工衛星搭載用 VHF 帯小型給電回路  
電通学会全国大会 44-5
8. 高井, 原田 ほかに2名 (日電)  
人工衛星用コマンドにおける擬似雑音符号に関する考察  
電気四学会連合大会 44-11
9. 水島, 高橋 (健) (日電)  
人工衛星搭載用直流安定化電源  
電気四学会連合大会 41-11
10. 林, (東大) 簀内, ほかに3名 (日電)  
Power Control Unit For The Scientific Satellite  
Proceedings of The Ninth International  
Symposium on Space Technology and Science  
Tokyo 197 p. p. 655~658.