

1・2・3号科学衛星の太陽電池電源

後川 昭雄・高橋 慶治・河端 征彦

1. はしがき

日本は東京大学宇宙航空研究所が1970年2月11日に「おおすみ」を打ち上げ、第4番目の自力による打ち上げ国となった。その後打ち上げた試験衛星「たんせい1号」、1号科学衛星「しんせい」、2号科学衛星「でんぱ」、試験衛星「たんせい2号」および3号科学衛星「たいよう」（写真1）と宇宙開発事業団が打上げた技術試験衛星「きく」、電離層観測衛星「うめ」の8個の衛星が現在も地球を廻っている。

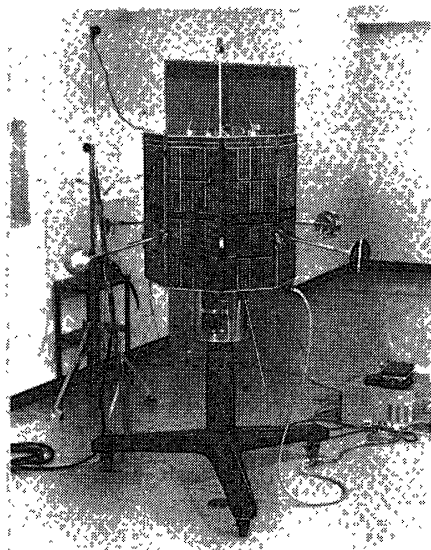


写真1 「たいよう」

各国最初の衛星は、いずれもAgO-Zn電池等の1次電池のみで、放電が終了すれば衛星の機能が停止し、寿命は通常1週間～1ヶ月程度であった。この場合衛星の目的が軌道投入時前後のデータ取得にある事から上記の寿命で十分所期の目的を達した。しかしその後衛星の長寿命化、大電力化が要求される様になり各種の電源方式が開発された。衛星用電源は限られた重量、容積、コスト、エネルギー源で長期間高い信頼性のもとに最大の出力を供給する事が要求される。従って衛星が無人や有人かも含め衛星の目的、寿命、重量、容積、軌道など全般を把握した上で電力システム全体として総合的に高能率化、軽量化、長寿命化を検

討し設計しなければならない。各種の電源方式の内、太陽電池は装置も簡単で長寿命かつ高信頼性のため広く実用されている。本報告では「しんせい」, 「でんぱ」および「たいよう」に積載した太陽電池について、その構造、飛しょう結果、当面の課題等について述べる。

2. 衛星用太陽電池素子

2.1 太陽電池素子の構造

太陽電池素子の種類を材料の面から分類するとSi, CdS, CdTe, GaAs および $Ga_{1-x}Al_xAs-GaAs$ 等がある。しかし現在では製作や処理技術等の面から、主にSiが使用されている。Si素子の形状は $2 \times 2 \text{ cm}^2$ の正方形が最も多く使用されているが、 $1 \times 2 \text{ cm}^2$, $2 \times 4 \text{ cm}^2$, $2 \times 10 \text{ cm}^2$ 等のものもある。また最近では高能率化、低コスト化等の面から、Si以外の素子の開発と実用化が進められている。今まで打ち上げられた国産科学衛星には $1 \times 2 \text{ cm}^2$ のN/P形、抵抗率 $10 \Omega\text{-cm}$, 有効面積当りの変換効率10~13%のコーナタイプのSiで、その表面を熔融石英カバーガラスでおおわれた素子(図1)を使用した[1][2]。以下に、太陽電池素子およびカバーガラスに関して簡単に説明する。

2.2 太陽電池素子

使用した素子は、 $1 \times 2 \text{ cm}^2$ の長方形で厚さが0.3mmのNEC製である。この素子はN/P形で、P形のSi単結晶の上に厚さ約 0.3μ のn形拡散層を作り、その上にスリット状のn形電極のTi-Agグリッドを蒸着し、さらにその表面にSiOの反射防止膜(図2)を蒸着してある。Si単結晶の裏には、n形電極と同じくTi-AgのP電極がほとんど全面に蒸着してある。つぎに素子の諸特性について述べる。

(i) (波長感度特性)

宇宙空間(AM=0)および地球表面(AM=1)における太陽光のスペクトルは、図3に示すように 0.45μ 付近の波長のエネルギーが大きいため、素子の波長感度特性も出来るだけ短波長側に延ばす必要がある。図4に「しんせい」, 「でんぱ」, 「たいよう」に使用したSi素子の波長感度特性を示す。

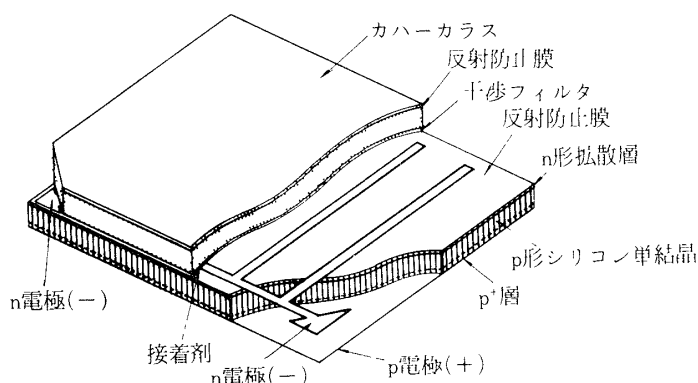


図1. カバーガラス付太陽電池

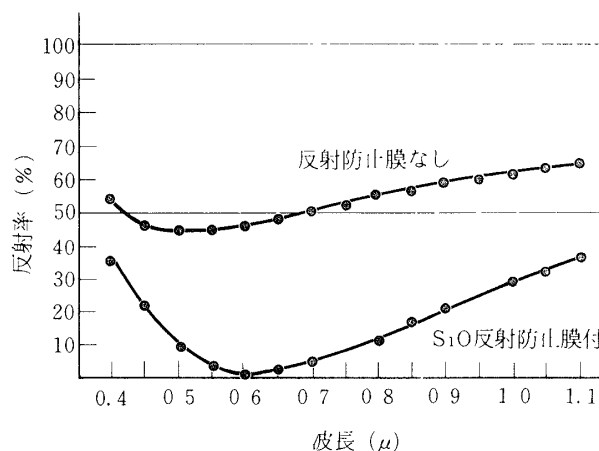


図2. 反射防止膜(SiO)による反射特性の改善

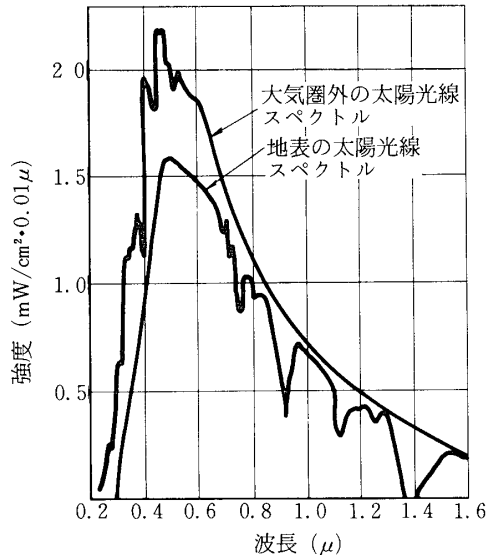


図3. 太陽光スペクトル

(ii) (光強度特性)

図5に素子に入射する光強度をパラメータにした時のV-I特性を示す。図6にIsc (ショート電流), Voc (オープン電圧), Pmax (最大出力), VMP (Pmax時の電圧)と光強度との関係を示す。

(iii) (温度特性)

Si素子は一般の半導体と同様に温度の影響を強く受ける。図7に温度をパラメータにした時のV-I特性を示し、図8にIsc, VocおよびPmaxの温度依存性を示す。一般的には素子を低温で使用する方がPmaxが大きくなり、電力を得る上で有利となる。

(iv) (耐放射線性)

宇宙空間を飛しよう中に、衛星表面に実装されている素子はバンアレン帯をはじめ太陽フレア等の放射線(主に、プロトンと電子)を受ける。このため、主としてDisplacement Effectにより半導体結晶中に格子欠陥を生ぜしめ少数キャリアのライフタイムを減少させる。これにより素子の出力

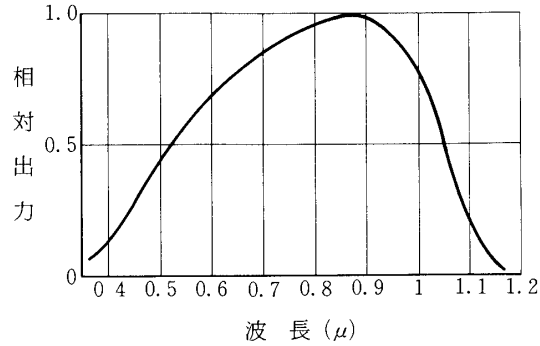


図4. 波長感度特性

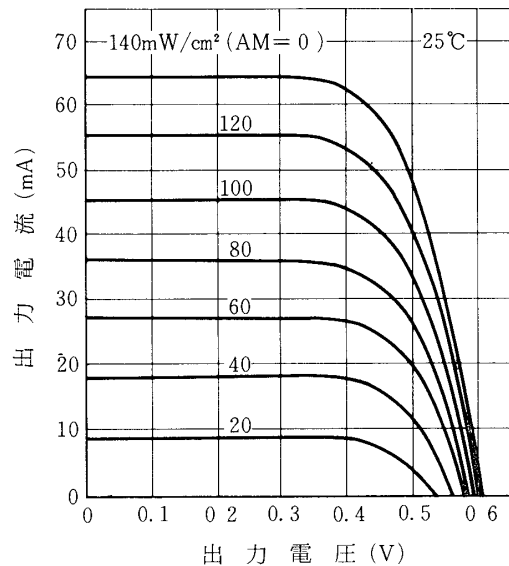


図5. 電圧-電流特性曲線 (パラメータ: 入射光量)

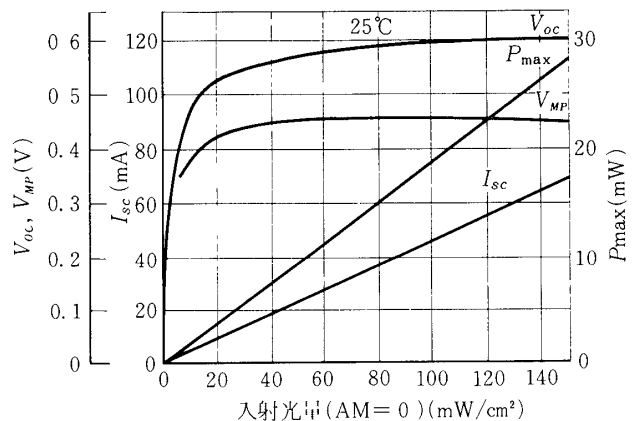


図6. 照度特性

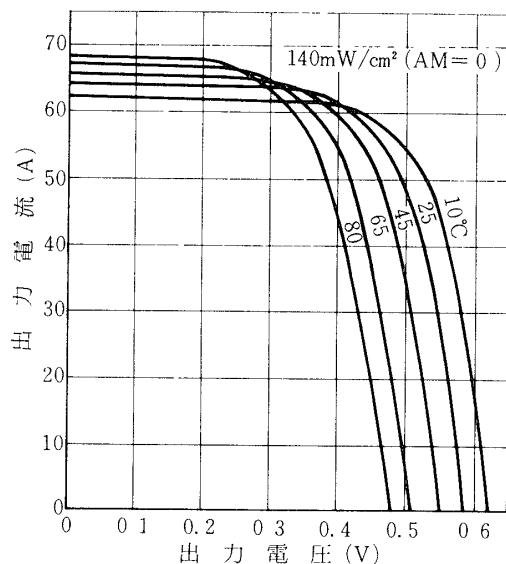


図7. 電圧-電流特性曲線
(パラメータ: 温度)

が劣化する。一方、放射線による出力劣化を正確に予測することは、カバーガラスの材質や厚さをはじめ衛星の重量やミッションライフにも大きく影響を与えるため極めて重要な課題である。そこで出力の制御や照射スペースの点で優れた立教大学のトリガ型原子炉により、等価なニュートロンを $10 \sim 50 \Omega\text{-cm}$ のN/P形Si素子に照射した。その結果の一例として図9に $10 \Omega\text{-cm}$ の素子の出力劣化特性を示す。なお、プロトンとニュートロンの放射線損傷比による等価的な放射線総量を求めるために、東大核研のシンクロサイクロトロンを使用して比較照射試験も行なった。その結果を図10に示す様にエネルギーレベルにより等価比が異なるが、30 MeV のプロトンエネルギーレベルでは約0.3になることが判明した。表1に各種放射線に対する等価量を示す。

また、国産衛星にN/P形素子を使用した理由は、P/N形に比して耐放射線特性が優れているからで[3], 表2のリレー衛星による実測データが示すようにN/P形の方がP/N形に比して劣化量で約 $\frac{1}{9}$, 放射線量にして1桁も耐放射線性が高い。現在では放射線の被ばく量が極めて少ないと予想される衛星以外は、殆んどN/P形が使用されている。さらに抵抗率は $10 \Omega\text{-cm}$ のものを使用した。これは応用技術衛星ATS-1の実測データ(図11)からも明らかのように[4], $10 \Omega\text{-cm}$ のN/P形素子の耐放射線特性が最も優れているためである。

2.3 カバーガラス

カバーガラスは主に放射線による出力劣化を防止するためのもので、種類としてマイクロシ

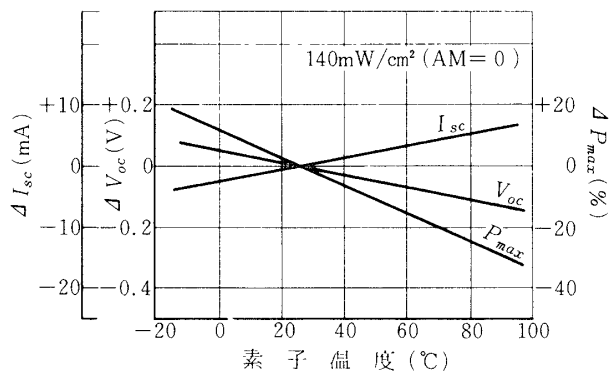


図8. 温度特性 (共通)

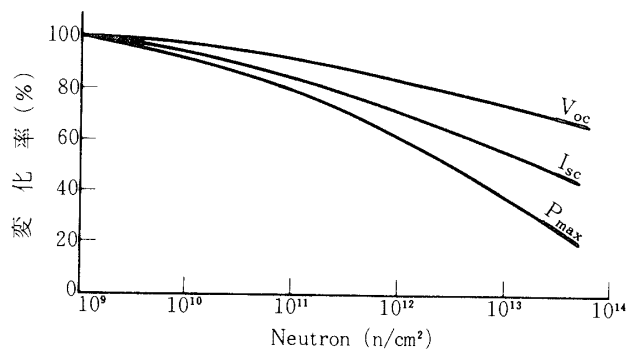


図9. 中性子照射による開放電圧, 短絡電流, 最大出力の変化

表1 各種放射線に対する等価量

	Radiation Damage Equivalents			
	neutron/cm ²	proton/cm ²	electron/cm ²	CO ⁶⁰ γ (rad)
1 neutron/cm ² (fiss spec)	1	0.3	1.2 × 10 ³	8 × 10 ⁻⁵
1 proton/cm ² (30 MeV)	3	1	4 × 10 ³	2.5 × 10 ⁻⁴
1 electron/cm ² (1 MeV)	8 × 10 ⁻⁴	2.5 × 10 ⁻⁴	1	6 × 10 ⁻⁸
1 Rad CO ⁶⁰ γ	1.2 × 10 ⁴	4 × 10 ³	1.7 × 10 ⁷	1

表2 n/p形とp/n形太陽電池の放射線特性
(リレー1号衛星, 150日目)

	溶融石英カバーガラスの厚さ (mm)		
	0	0.76	1.52
n/p形太陽電池 の出力劣化	50%	24%	17%
p/n形太陽電池 の出力劣化	81%	43%	36%

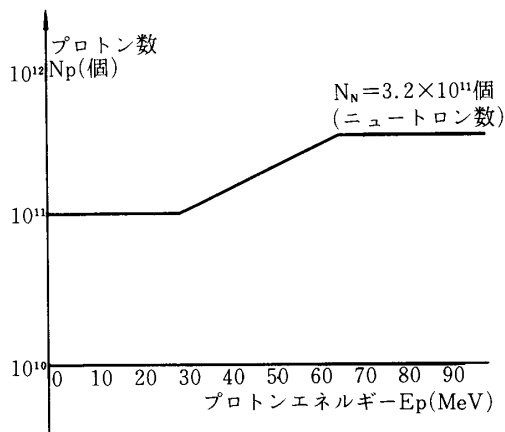


図10 プロトンとニュートロンの関係

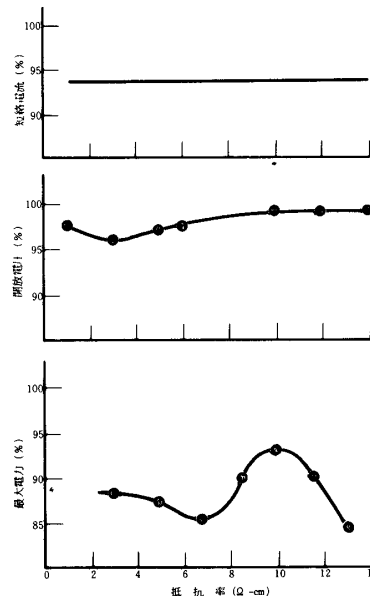


図11 太陽電池の抵抗率と耐放射線特性
(ATS-1, 416.8日後)

ート、熔融石英およびサファイヤカバーガラスがある。光が入射するカバーガラスの面には反射防止膜を蒸着し、素子と接する面には紫外線により素子とカバーガラス間の透明な接着剤が不透明になるのを防止するための紫外線防止フィルタと、素子を急激な熱衝撃から保護するための赤外線防止フィルタを蒸着してある。このフィルタは20層以上からなる干渉フィルタであり、図12に使用したカバーガラスの光学的特性を示す。カバーガラスの材質や厚さは衛星の軌道条件、重量およびミッションライフにより決定され「しんせい」では0.5 mm 厚の熔融石英カバーガラスを使用した。この理由は下記に述べるごとくである [5]。

「しんせい」の軌道条件は計画時とフライト結果時とで多少異なったので、ここでは放射線被ばく量が少ないフライト結果の軌道条件で検討を行う。遠地点高度：1869.534km, 近地点高度：865.750 km, 軌道傾斜角：31.919度の軌道上で、主にバンアレン帯から衛星が受けるプロトン総数と熔融石英カバーガラス通過後のプロトン数を、NASA SP-3024 のデータを使用して計算した結果 (図13) に基づいて、プロトンエネルギー別に等価ニュートロン線量

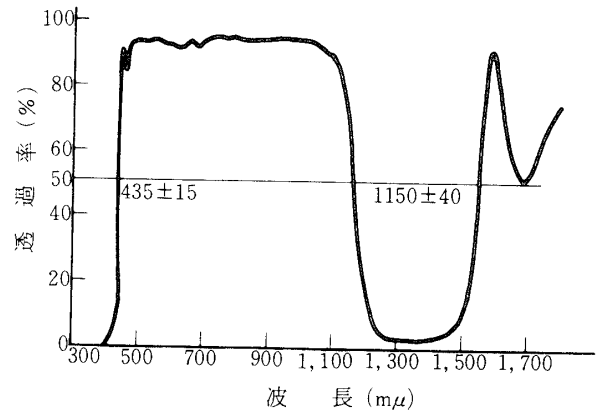


図12 カバーガラスの光学的特性

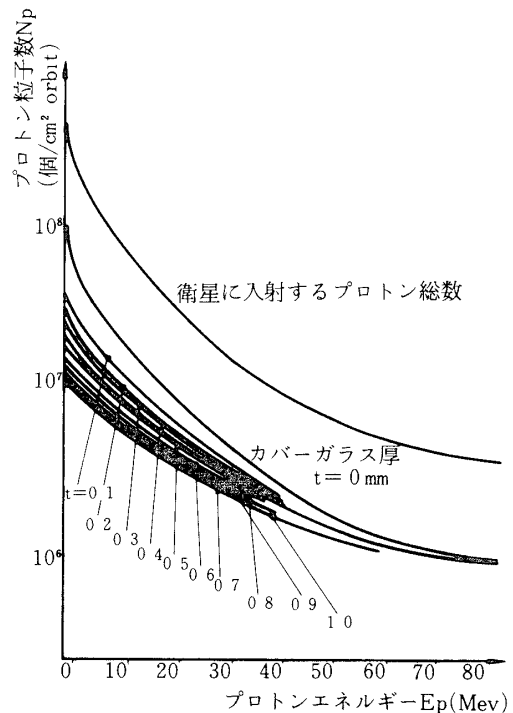


図13 カバーガラス通過後のプロトン数

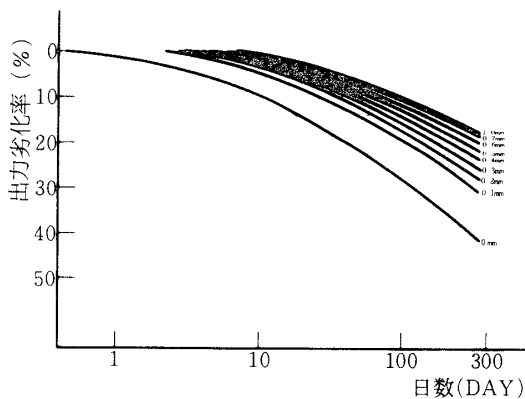


図14 出力劣化予測 (カバーガラス厚をパラメータ)

に図10を用いて換算し、図9のニュートロンとN/P形素子の出力劣化データから計算した飛行日数と太陽電池出力劣化予測との関係を図14に示す。そして図14のデータから、90日後の太陽電池出力劣化率とカバーガラス厚との関係を図15に示すように、カバーガラス厚

を0.6mmより厚くしてもカバーガラスの重量増に対する出力劣化防止効果が悪くなるので、本衛星ではミッションライフ、衛星重量およびコスト等のトレードオフの結果、0.5mm厚の熔融石英カバーガラスを採用した。同様に「でんぱ」、「たいよう」では、それぞれ上記と同じ解析を実施し0.7mmと0.6mmの熔融石英カバーガラスを使用した。なお、本解析は取り扱うパラメータが多く、系が非線形なのでデジタルコンピュータを使用している。カバーガラス厚を10点パラメータにした場合、NEACモデル500を用いて約25分で計算できる。

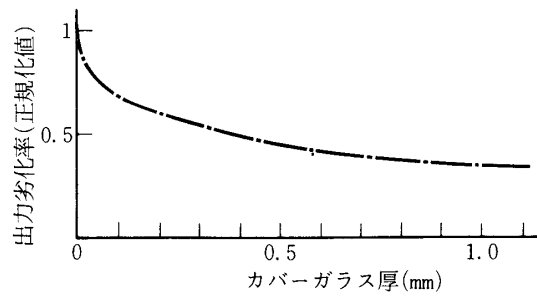


図15 出力劣化率とカバーガラス厚

3. 国産衛星に積載された太陽電池パネル

3.1 太陽電池パネルの設計条件と実装法

太陽電池パネルは衛星の1次電源装置として太陽エネルギーから光起電力効果によって所期の電力を得るため必要な個数の太陽電池を直・並列に組合せ、衛星のミッションライフ期間中、十分な電力を負荷に供給するように設計する必要がある。太陽電池パネルを設計するには図16に示すように衛星の形状をはじめ、軌道や姿勢条件から決まる太陽光強度、放射線[6][7]、太陽電池やハニカム板の光学的特性(α/ϵ : 輻射率と吸収率の比)なども影響を及ぼすパネル

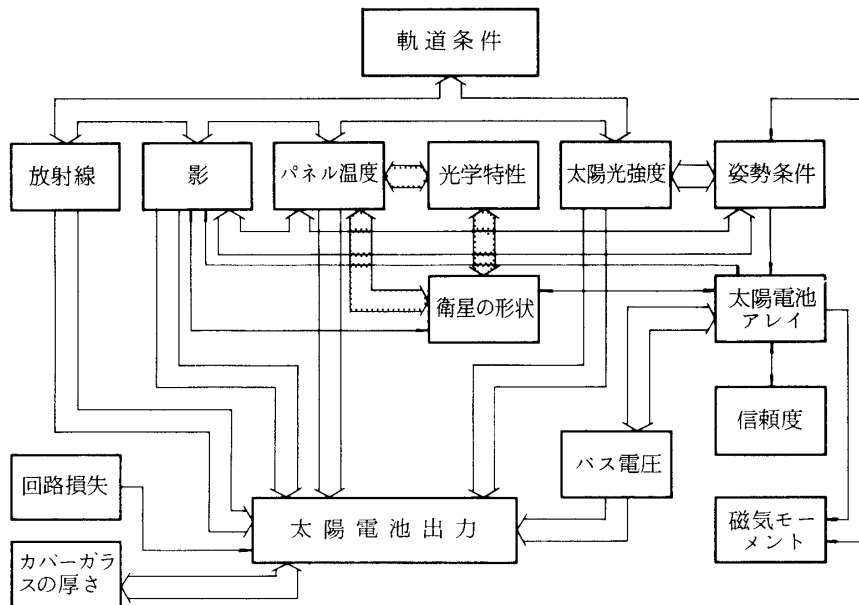


図16 太陽電池出力の決定要因

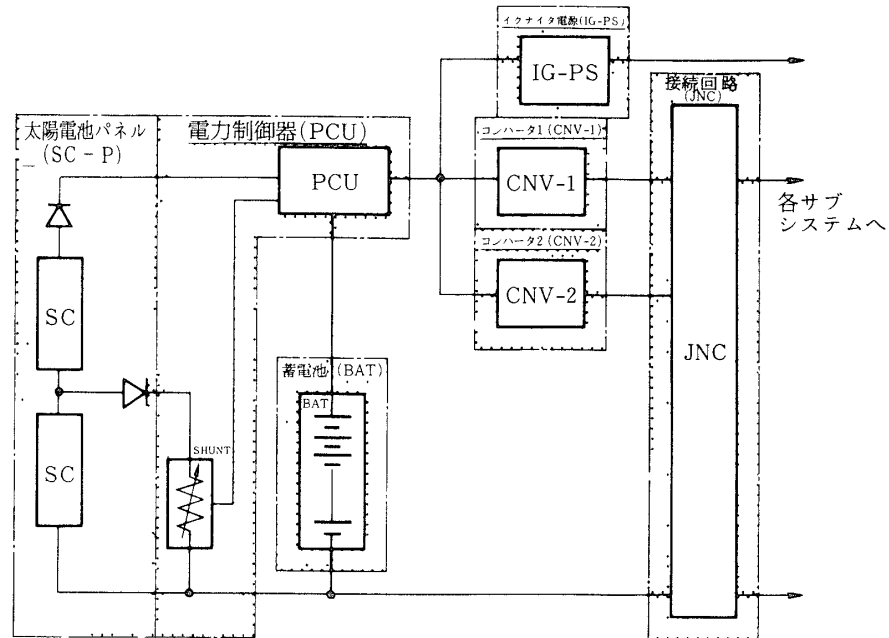


図17 「たいよう」の電源システムブロック図

の温度およびアンテナや観測用プローブ等により受ける影[8]等を考慮する必要がある。さらに図17では「たいよう」を例として挙げるが、一般に太陽電池パネルは、蓄電池、電力制御器（蓄電池の充・放電々流を制御する機器）、コンバータおよび負荷とも複雑に関係しているため、これらを考慮した上で各衛星に最適な設計をする必要がある[9]。このようにして設計、製作される太陽電池を衛星に実装するには、大別して下記の3つの方法がある。

- (イ) ボディマウント形（衛星本体の外被に太陽電池を実装）
- (ロ) 固定パドル形（パドルに太陽電池を実装；パドルは衛星本体に固定）
- (ハ) オリエンテッドパドル形（パドルが常に太陽の方向に向く様制御）

ボディマウント形太陽電池パネルは、球状、円筒状または多面体の衛星外被に太陽電池を実装したもので、全表面積の最大35%が電力として有効な部分となるが、実際には20～30%程度になる。本方式の太陽電池パネルはスピン安定化姿勢制御方式の衛星に適している。その理由は、(1)影の影響を受けやすい、(2)温度や光強度の変化により最適動作点のズレが生じて出力が減る、という欠点はあるものの、(1)平均温度の低下による効率の増大、(2)パドルのような展開装置が不要、(3)複雑な姿勢制御機能が不要、(4)衛星に直接電気接続ができて配線が短い、などの利点が多いためである。

固定パドル形は、衛星の形状と姿勢制御に適応するように設計する必要がある。一般的に衛星本体の表面積に制限されないだけで、他はボディマウント形と同様である。

オリエンテッドパドル形は、電力上、衛星システムの観点からは最適である。これは太陽

電池を実装する面積を最も有効に使用できるからであるが、太陽電池の動作温度が上記2方法に比して高くなり、動作上の太陽電池変換効率が下ることと、オリエンテッド形のために複雑な姿勢制御機能が必要となり、それだけ部品数が多く、衛星全体の信頼性が低くなる欠点がある。したがって本方式は、大電力が必要な場合、すなわち固定パドル形でも十分な電力が得られない場合で姿勢制御が可能な時に使用する。表3に地球に近い軌道を廻る衛星における上記太陽電池パネルの理想的性能を示すが[10]、実際には軌道要素や熱設計などのために、ここに示した値より小さい性能値しか取れない。

以上3方式の太陽電池パネルについて検討した結果を述べたが、今まで打ち上げられた衛星にはすべてボディマウント形を採用した。

3.2 「しんせい」の太陽電池パネル
[11] [12]

直径75cmの球に内接する26面体の内、頭部と底部を除いた24面に合計5,184枚の太陽電池(0.5mm厚の熔融石英カバーガラス付)をA₁のハニカム板に柔軟性のあるメッシュ電極を使用して“Flat Mount”方式に貼り付けたものである。本衛星では+系と-系の2バス方式の電源システムを採用し、図18に示すように衛星スピンによる出力変動も少なくなるように考慮して太陽電池を実装した。これにより、+系は約17W、-系は約13Wの電力を負荷(バスライン)に供給する事ができる。

3.3 「たいよう」の太陽電池パネル

太陽電池パネルは直径75cmの円に内接し、高さが70cmの8角柱の構造体で、その8面のパネルに合計5,274枚の太陽電池をA₁・FRPのハニカム板に「しんせい」、「でんぱ」と同じ実装方式で、かつ同じ太陽電池素子を使用して貼付けたものである。カバーガラスは軌道条件、ミッションライフ、重量、コスト等を検討した結果、0.6mm厚の熔融石英を使用した。今までの「しんせい」「でんぱ」に於ては、+系と-系の2バス方式の電源システムを使用していたが、本衛星では図17のように+系のみ1バス方式を採用した。これにともなって、レギュレータ方式もスイッチングレギュレータ方

表3 太陽電池パネルの理想性能

種類	重量当り出力 (W/kg)	面積当り出力 (W/m ²)
オリエンテッドパドル	33	140
固定パドル	11	54
ボディマウント形	13	43

(注) 素子効率10%, 光強度 140 mW/cm², 温度 25℃

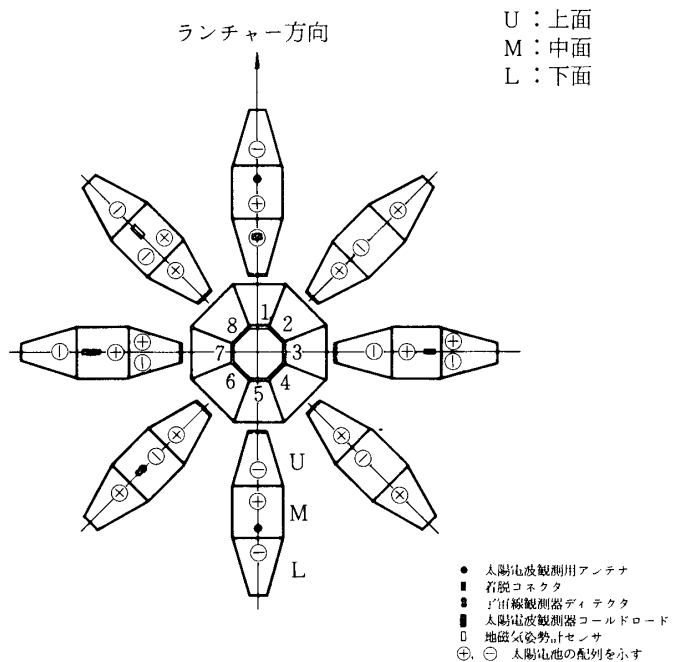


図18 「しんせい」の太陽電池パネル配置図

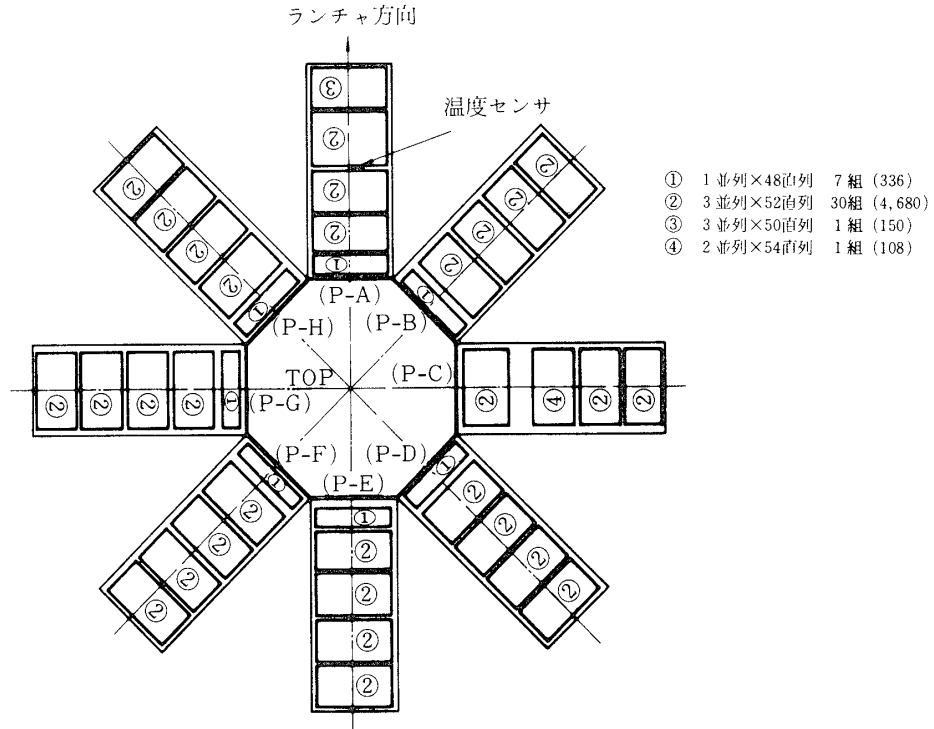


図19 太陽電池アレイ配置図

式からDC-DC コンバータ方式へ、シャント方式(太陽電池の余剰出力を消費する回路方式)もフルシャント方式から熱設計や消費電力にも優れているパーシャルシャント方式へ変更した。本衛星では下記の太陽電池アレイを図19のように割当てた。

- 3 並列×52直列接続 30組 (4,680 枚)
- 3 並列×50直列接続 1組 (150 枚)

表4 太陽電池パネルの性能諸元

		しんせい	でんば	たいよう	ニンバスB	エクスプローラ×IV	タイロス	リレー1
軌道条件	近地点	883 km	249 km	255 km	422 km	280 km	690 km	1,320 km
	遠地点	1,855 km	6,563 km	3,135 km	931 km	98,475 km	750 km	7,420 km
	傾射角	32.1度	31.0度	31.6度	98.7度	32.9度	48.3度	47.5度
実装方式		ボディマウント	ボディマウント	ボディマウント	オリエンテッドパネル	固定パドル	ボディマウント	ボディマウント
太陽電池の形状		1×2cm (NEC)	1×2cm (NEC)	1×2cm (NEC)	2×2cm	1×2cm	1×2cm	1×2cm
太陽電池の使用数		5,184枚	5,319枚	5,274枚	11,000枚	6,144枚	9,120枚	8,400枚
太陽電池アレイ重量(kg)		3.02	3.93	2.90	35.4	5.8	11.1	11.7
*バッテリー等の重量(kg)		7.02	6.26	5.27	51.3	2.9	18.1	12.7
電源システムの重量(kg)		10.04	10.19	8.17	86.7	8.7	29.2	24.4
最大発生電力(W)		30	41	37	470	34.7	51	35
電力/重量(アレイ)(W/kg)		9.93	10.43	12.76	13.3	6.0	4.6	3.0
電力/重量(システム)(W/kg)		2.99	4.02	4.53	5.4	4.0	1.7	1.4
**太陽電池アレイの効率(%)		2.1	2.8	2.5	7.5	1.8	2.2	1.5

* バッテリーと電力制御器の重量

** $\eta = \frac{\text{最大発生電力 } W (AM=0) \times 100}{\text{太陽電池の使用数} \times \text{素子の面積} \times \text{太陽光強度} (AM=0)}$

2 並列×54直列接続	1組	(108 枚)
1 並列×48直列接続	7組	(336 枚)
	合計	5,274 枚

以上フライト実績のある「しんせい」, 「でんぱ」, 「たいよう」の太陽電池パネルのうち, 特に「しんせい」と「たいよう」について述べたが, 「でんぱ」の太陽電池パネル等も含めた各衛星の性能諸元を表4に示す。

4. 環境試験

太陽電池は衛星の外被に貼付けられるために, 軌道上では高真空, 放射線, 熱ストレス, 紫外線および宇宙塵など, 打ち上げ時や目的の軌道に移る時のアポジモータなどの作動時には音響, 衝撃, 振動および加速度などの苛酷な環境に十分耐えうる事が要求される。従ってこのような環境においても信頼性の高い太陽電池パネルを開発するため, 表5に示すような各種の試験を実施した[13][14]。初めは図20のように高効率実装の点からも低接触抵抗用グ

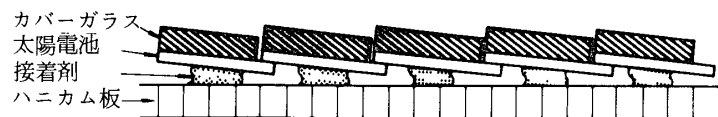


図20. "Shingled Module"の実装方法（「しんせい」のプロトタイプモデル）

リッド電極付きのN/P形Si太陽電池を屋根瓦状に5枚直列にした"Shingled Module"[15]を「しんせい」のプロトタイプに採用したが, 太陽電池パネルはカバーガラス, 太陽電池, 電極, ハニカムパネル, 接着剤等の複雑な積層複合体であることから, 各層の熱的諸性質によって劣化や破壊を生ずる事もあった。そこで太陽電池パネルの熱応力と構造強度, 各部材質強度と構成法, 接着剤およびハニカムパネルの特性等を再検討した結果, "Shingled Module"から"Flat Mount"方式(図21)に変更し, かつ柔軟性のあるメッシュ電極を採用して熱衝撃や振動などの対策を強化した事と, 接着剤の硬化剤の量, キュア温度および硬化時間を変えて接着強度と伸び等の面から信頼性を向上させた事などにより, 表5に示した一連の環境試験を十分満たすことができた。

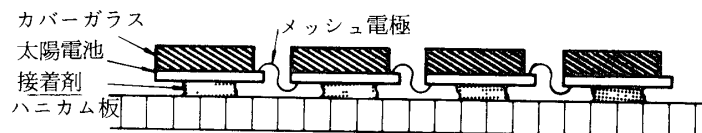
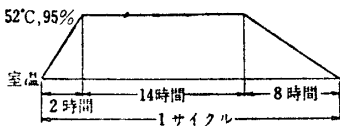
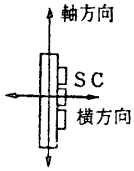
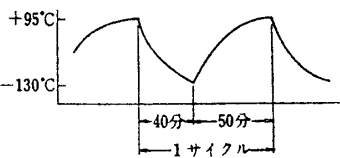


図21. "Flat Mount"の実装方法（「しんせい」, 「でんぱ」）

表5. 環境試験

試験項目	試験規格	備考
保存試験	温度 40℃, 湿度 95%, 1,000時間	カバーガラス 付太陽電池
温度・湿度試験	 <p>3サイクル実施</p>	
温度サイクル試験	+100℃ 1時間, -196℃ 1時間, 温度勾配 40℃ 1分以上, 5サイクル	〃
高温真空試験	110℃, 10^{-5} Torr, 168時間	〃
紫外線照射試験	温度 40~50℃, 約200時間照射	〃
放射線試験	陽子照射* 中性子照射 条件1: 3×10^{13} n/cm ² (100 kW, 6分) 条件2: 3×10^{11} n/cm ² (1 kW, 6分) 条件3: 3×10^9 n/cm ² (10 W, 6分)	〃 (立教大原研) *(東大核研)
振動試験	<p>周波数 軸方向 横方向 時間</p> <p>① 5~35 Hz ±1.5 mm 軸方向の$\frac{1}{3}$ 3分 (ピーク)</p> <p>35~200 Hz 7.5 G 〃 3分</p> <p>200~2000 Hz 15 G 〃 3分 (総合試験時は上記の$\frac{1}{3}$レベル) 上昇9分, 下降9分, 計18分</p> <p>② 65 G, 5分間 (パネルの共振点にて)</p> 	太陽電池パネル 太陽電池テストパネル
衝撃試験	軸方向 (推進方向) +25 G 半正弦波 8 ms, 2回	太陽電池パネル
スピン試験	3 rps (1秒間に3回まわるスピード)	
熱真空試験	真空度 10^{-6} Torr, 光強度 1.4 kW/m ²  <p>100サイクル実施</p>	太陽電池テストパネル

5. 地上試験

「しんせい」と「でんぱ」において実施した地上試験はほとんど同じなので、「しんせい」で実施した主な地上試験を表6に示す。これらの試験の結果、すべて合格し、総出力も約30 Wであることが確認された。各種試験のうち、環境試験 (保存, 温・湿度, 温度サイクル,

表6 「しんせい」で実施した地上試験

No.	試験項目	年月	試験内容
1	カバーガラス付太陽電池の保存試験	42年2～5月	表4参照
2	“ 温・湿度試験	“	“
3	“ 温度サイクル試験	“	“
4	“ 高温真空試験	“	“
5	“ 紫外線照射試験	“	“
6	“ 放射線試験	“	“
7	テストパネルによる熱真空試験	“	“
8	実機による振動試験	44年5月	“
9	テストパネルによる “	“	上記の共振点にて65 G, 5分間
10	屋外での自然太陽光出力特性試験	44年10月	静特性 (V-I), スピン特性
11	単体最終確認試験	46年5月	“
12	電源系組合せ試験	46年6月	“
13	実機による衝撃試験	“	表4参照
14	“ 振動試験	“	“
15	“ スピン試験	“	“
16	乗鞍岳における太陽電池特性試験	46年7月	カバーガラスなし, ありの太陽電池の静特性(V-I)
17	宇宙研での最終確認試験	46年8月	静特性 (V-I), 影の影響
18	“ SCP系導通チェック	“	
19	KSC 到着後の確認試験	46年9月	静特性 (3点チェック)
20	“ SCP系導通チェック	“	
21	KSC での最終確認試験	“	静特性 (3点チェック)
22	“ SCP系導通チェック		ノーズコーンかぶせ直前の電源系導通 チェック

高温・真空, 紫外線照射, 放射線, 振動, スピン, 熱・真空)については表5に示したので, ここではパネル各面の静特性 (V-I 特性)を調べるSCチェックと, 電源系の導通をあたるSCP系導通チェックについて述べる。

5.1 SCチェック

パネル各面に実装されている+系, -系の太陽電池アレイにXe光源の 140 mW/cm^2 , またはW光源の 100 mW/cm^2 の光を照射し, そのV-I特性を測定し設計どりの出力が得られるかチェックするのを始め, 太陽電池のアレイの劣化や故障をチェックする試験である。このSCチェックによって, 前回チェック時の太陽電池アレイ出力との良否を決定するには, V-I特性を測定し, その時の温度, 光強度および入射角などの補正を行って結果を出すのが一般的である。しかしながら, データの補正には非常に時間がかかるため, データの即時判断が困難であり, しかも測定条件は標準状態に合わせて行うので, あらかじめデータの変動範囲を予測し, V-I特性上の3点 (Isc; 短絡電流, Pmax; 最大出力, Voc; 開放電

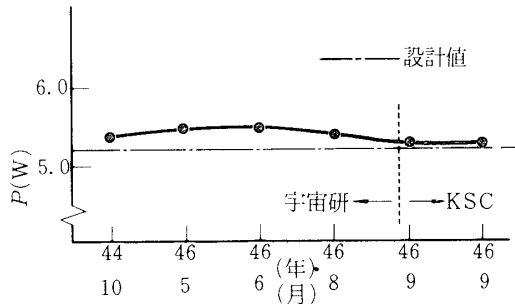


図22 M-7面のSCチェック結果

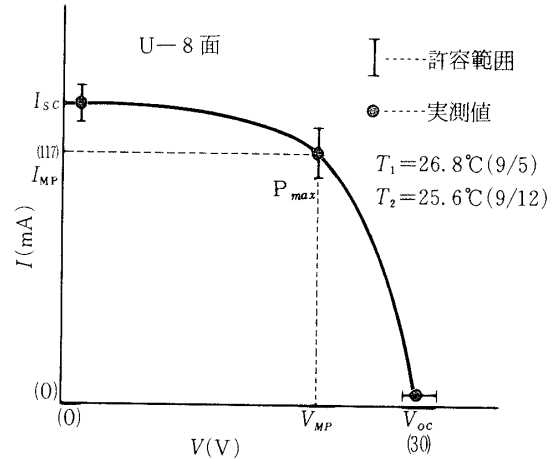


図23 3点チェック実施例

庄) についてのみチェックの許容範囲を決め、この3点が許容範囲にあれば正常とする方式(3点チェック方式)を考案した[16]。その結果、V-I特性データの良否の即時判断が可能となっ

た。なお、3点チェック方式は、鹿児島宇宙空間観測所(KSC)でのSCチェック時に実施した。SCチェックの一連の試験結果を図22に示す。ここでは合計27の太陽電池アレイのうち、一例としてM-7面(パネルNo.7の中面パネル)の太陽電池アレイについて示したがM-7面を始め他の26アレイのSCチェック結果は、いずれも設計値を満した。図23にU-8面(パネルNo.8の上面パネル)の3点チェック実施例を示す。この3点チェック時の光強度と温度の最大許容範囲をそれぞれ±2%と±5%とした。これにともなう4並列×54直列接続のアレイの3点 I_{sc} 、 I_{MP} (P_{max} を与える電流値)および V_{oc} の変動範囲は、±6.24 mA、±6.69 mA、および+0.485 Vとなる。今もし、4並列×54直列のアレイのうち、1枚の太陽電池が短絡または開放故障をした時を考えると、短絡は V_{oc} で約0.58V(I_{sc} 変化なし)減少し、開放は I_{sc} で約60 mA(V_{oc} 変化なし)減少するので、 I_{sc} と V_{oc} の変化をみれば、26枚(4並列×54直列)のうちの1枚の短絡や開放故障をはじめ I_{MP} の特性劣化も発見できる。もし万一アレイに異常が認められた場合には、針状電極とカーブトレーサを組合せて、アレイ上の任意の太陽電池間の出力を自由にモニターすることができるので、26枚のうちどの太陽電池が異常かを即座に発見することができる。

5.2 SCP系導通チェック

SCP系導通チェックは、太陽電池パネルの出力チェックを行うのをはじめ、下記に述べる電源各部の導通チェックなどを行うのが主目的である。

- (1) 太陽電池アレイとブロッキングダイオード部間
- (2) ブロッキングダイオード部とバスライン間
- (3) バスラインと蓄電池間
- (4) 太陽電池出力電流の電流センサ
- (5) 太陽電池パネルの温度センサ

すなわち、光強度112 mW/cm²の沃素入りタングステン簡易光源を24面のパネルに照射

して太陽電池パネルの温度上昇を確認するとともに、パネルで発生した電流が上記各部を流れることと、太陽電池出力電流センサが規定の電流値を示すことをモニタして電源各部の導通チェックを行うもので、一連のチェック結果は正常であった。

6. 飛しょう結果 [17]

6.1 「しんせい」

1971年9月28日に打ち上げられて以来約1,230日後の1975年2月15日の15,715周までデータレコーダ等の一部の早期故障を除いて、太陽電池パネルを初めとする機器が正常に動作し、科学観測データを地上に送ってきた。しかしその後は蓄電池の性能低下等により日照時のみ太陽電池電力で136と400MHzのテレメータだけ動作し、電波を送信しているのを確認した。図24に打ち上げ時からデータの得られた15,715周までの日照平均出力電流の計算値とフライトデータを示す。計算値としては当然各周回期での太陽角度等の衛星の姿勢やパネル温度等を考慮しなければならないがここでは第一次検討として打ち上げ初期の温度

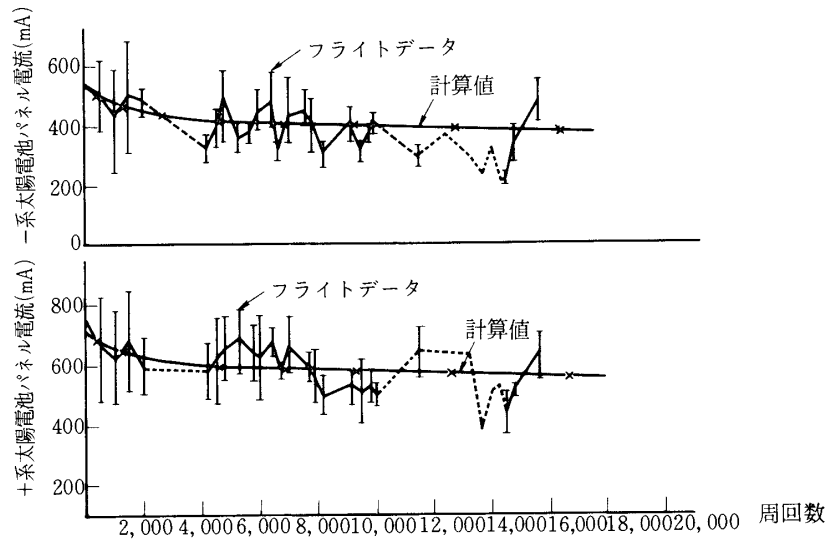


図24 「しんせい」の太陽電池パネル出力電流の計算値と飛しょう結果

と姿勢（太陽角度114度）を用いて放射線による出力劣化のみを考慮した予測曲線を×点で示した。一見、計算値に対するフライトデータが大きく変動しているように見えるが、これは太陽角や温度等の補正を行っていない上に、HK（衛星の内部環境計測装置）のサンプリング周期とスピンによる太陽電池パネル出力電流のリップル周期とが同期しないことから生じた現象（「でんぱ」ではこの問題を解決するためリップルフィルタを付加した）である。

6.2 「たいよう」

1975年2月24日、日本標準時14時25分に打ち上げられて以来1976年7月14日で6,137周に達し、現在も一部の機器を除いて正常に動作し、科学観測データを地上に送ってきて

いる。

図25に22周目における太陽電池パネルの出力電流と温度等のフライトデータを示す。本衛星は+系のみ1バス方式を採用したため「しんせい」、「でんぱ」で問題となった太陽電池出力電流のリップルの影響もほとんどなくなった。

UT (世界標準時) 21時35分頃に太陽電池出力電流が増加しかつ温度も少し高くなっているのは、アルビド光(太陽光の地球表面や雲等からの反射光)のためである。

一方21時45分に蓄電池がレベルBで80%充電されたため、図26の電力制御器がリレーK₁をOFFして15Ωの抵抗により蓄電池への充電をフル充電からトリクル充電に変え、22時15分に今度は蓄電池へのフル充電を行うようにK₁をONしたことが、衛星が日陰から出た直後からフル充電で蓄電池が充電されている事からもわかる。最後に約800周までのパネル出力結果を90°の太陽角で正規化した計算値と共に図27に示したが、後者の精度は6~8%となる[5]。

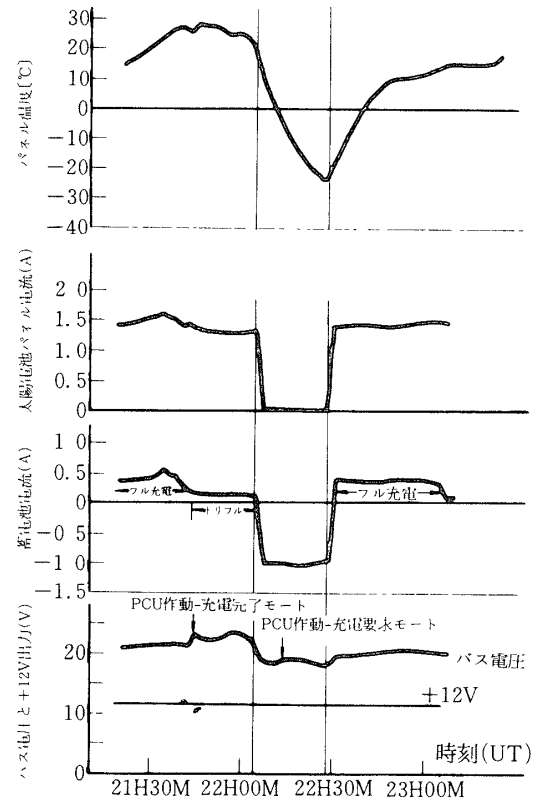


図25 「たいよう」22周目における電源データ

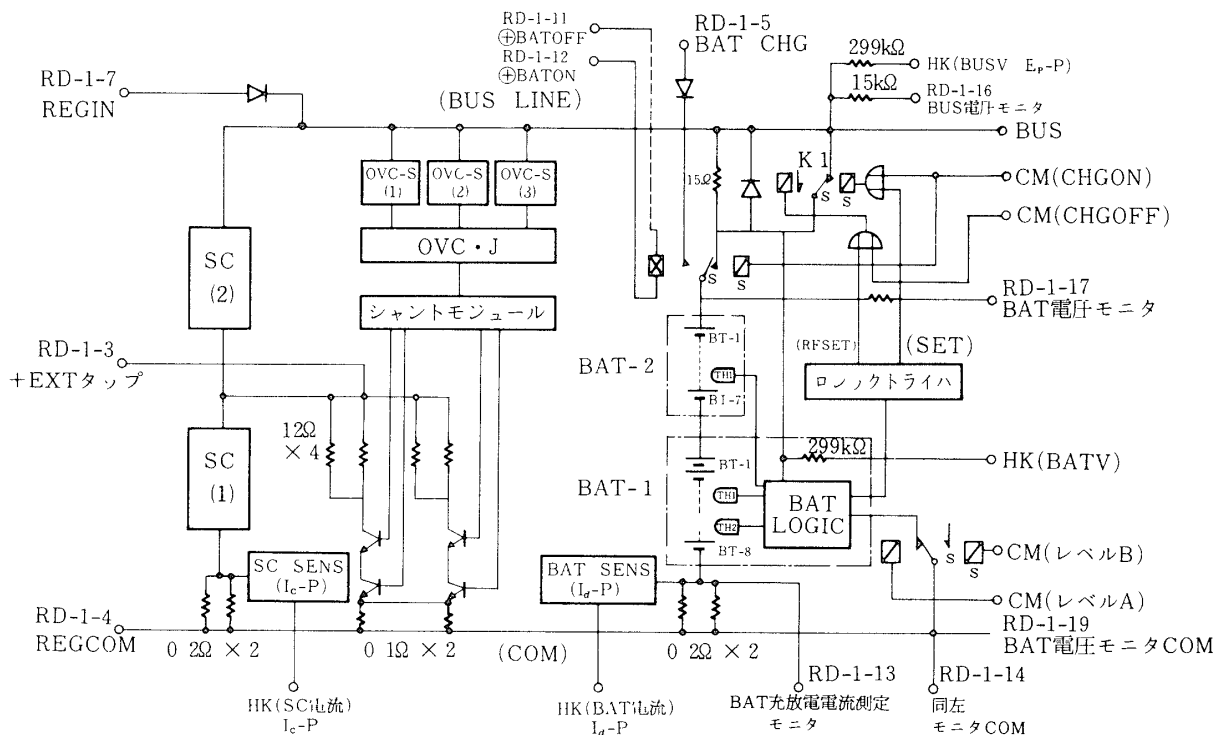


図26. 電力制御器機能系統図

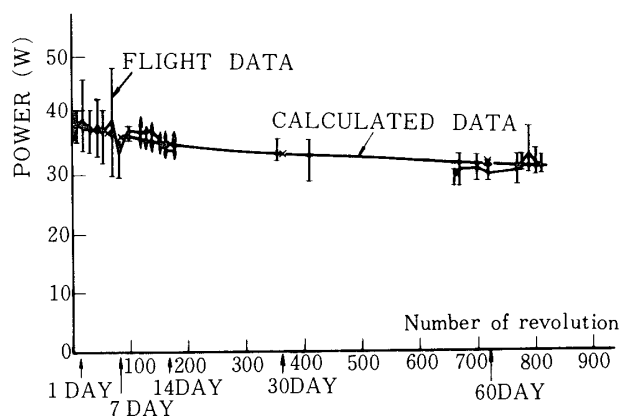


図27. 「たいよう」の太陽電池パネル出力の飛しょう結果

7. 当面の課題

太陽電池パネルはさらに軽量化，高効率化，大電力化および低コスト化が要求される。また標準太陽電池の問題が重要となってくる。

7.1 高効率化

現在量産で使用されているSi素子の効率は平均10%前後であり，今後高効率化が進み平均15%前後のものが使用できれば同一出力を得る場合には50%だけ実装面積が少なくなり，その分のハニカム板等の重量軽減や熱制御用の α/ϵ 調整可能面積の増加が可能となる。理論的にはSiの効率は22%程度とされているが[18]，現実には理論値よりまだ相当低いので損失要因を抜本的に再検討すべきである。しかし最近COMSATで表面での反射損失を， $\langle 100 \rangle$ 面のエッチングによる $\langle 111 \rangle$ 面のピラミッド構造の形成と T_2O_5 反射防止膜の採用により著しく減少させ，効率が15.6%の素子が開発されたが，Siの高効率化の見通しも明るくなってきたと言えよう[19]。さらにスペースシャトルの時代を迎える頃には効率が著しく高い金属間化合物半導体の実用が検討されよう。1例として $Ga_{1-x}Al_xAs-GaAs$ を用いた太陽電池で約20%の効率を得たという報告がすでにある[20][21]。pn接合内において禁止帯幅が太陽光スペクトルに対応した勾配を有するヘテロ接合等の多層構造にすることは，高効率化に極めて有効で[22]，宇宙用太陽電池の場合，禁止帯幅は約0.6~1.8 eVの範囲で変化すると最も有効であるが[23][24]， $In_{1-x}Ga_xAs$ ， $Ga_{1-x}Al_xAs$ ， $In_{1-x}Al_xAs$ 等は理論的にはそれに近い範囲の禁止帯幅を有するので今後大いに注目すべきである。

7.2 大電力化

今後の国産衛星には大電力化の要求が強いことから，パドル方式の太陽電池パネルを採用する必要が生ずる。このために打ち上げ時はロール状等に巻いておき，軌道上で展開可能な薄膜太陽電池や，一般に太陽電池温度が低い程効率が高くなることを利用した低温作動の太陽電池パネルの使用を検討する必要がある[25]。

7.3 標準太陽電池の問題

衛星用太陽電池の性能評価に使われる擬似太陽光源自体の良質化と，その光源の校正が現

状では必ずしも満足でない。試験される太陽電池とスペクトル応答の異なる輸入標準太陽電池がそのまま光源の校正に、あるいは国内で1次標準を持たずに低位の標準のみが使用され、しかも標準とする太陽電池の性能維持、確認等も十分ではないのが現状である。日本の太陽電池のレベルが世界的段階に達している現状では、早急に国内でも標準太陽電池の設定、維持に、より大きな努力を払う必要がある。

我々はその第1段階として気球による太陽電池の校正実験[26]を実施したので、以下にその概要を速報として紹介する。

太陽電池試料は写真2に示すようにゴンドラ上部に取り付けた上下角制御用サンフォロアに各種の反射防止用フードと共に組み付けられ、昭和51年5月25日、7時21分に三陸大気球観測所から放球された(写真3)。気球は図28に示すように毎分270 mで上昇し、放球後90分に高度26 kmに達して水平浮遊状態に入り、立位方向の制御を行うよりもどし機構とサンフォ

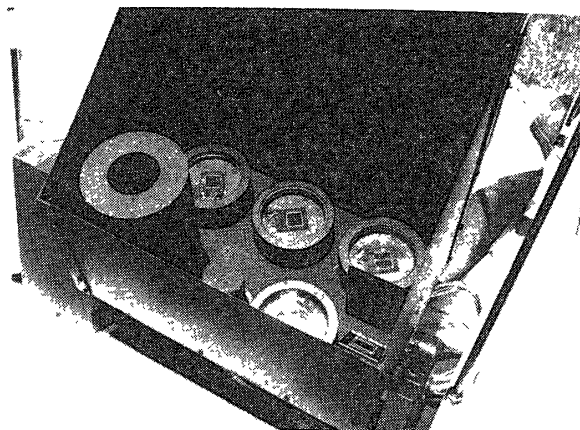


写真2. 校正用太陽電池試料の実装状況

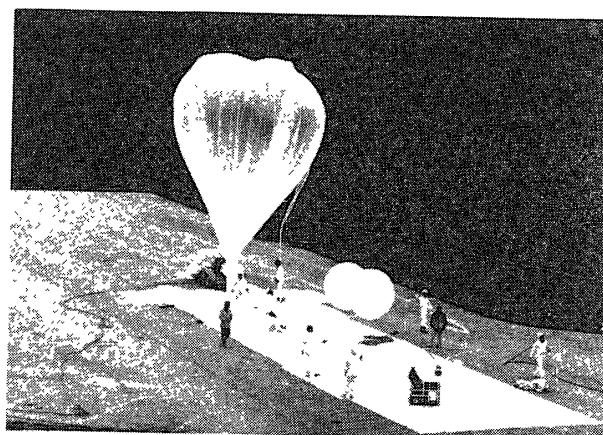


写真3. 放球直前の気球とゴンドラ

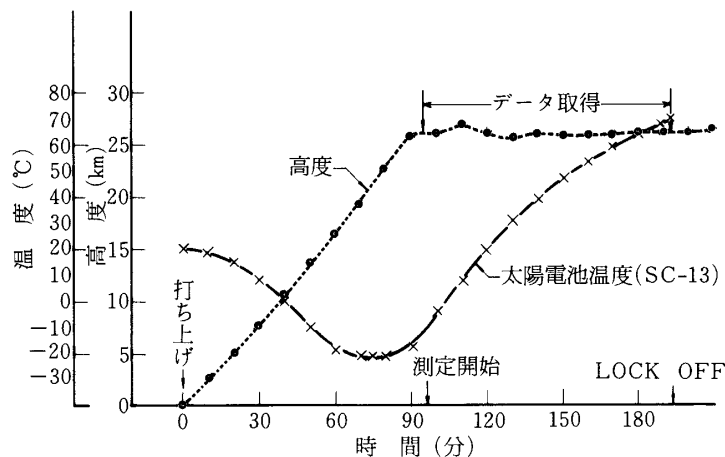


図 28. 放球後の気球の高度と太陽電池試料の温度

ロアにより太陽方向に規正した後、観測を開始した。観測データは太陽電池のV-I特性、温度等をテレメータを通じて取得した。代表的にSC-13 (シャープ製 $2 \times 2 \text{ cm}^2$ の太陽電池) の温度推移を図28に、生のV-I特性データを図29に示した。V-I特性は26kmの高度でのものが極めて精度よく得られたと考えているが、詳細は別の機会に譲りたい。

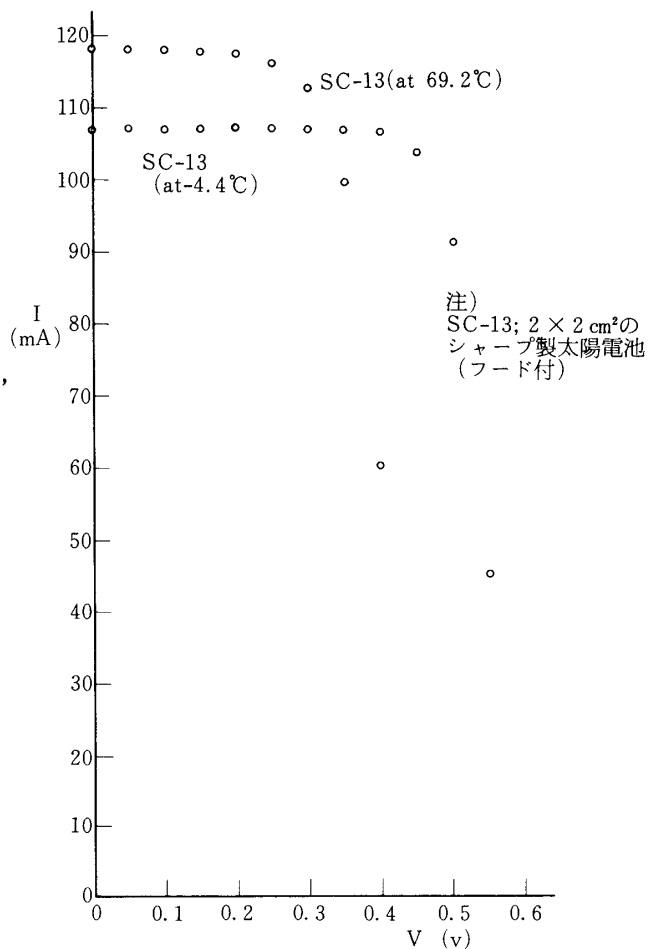


図 29. 太陽電池のI-V特性

8. 謝 辞

ご指導ご鞭達をいただいた高木昇名誉教授，斎藤，野村両教授はじめ諸先生，ご協力いただいた研究室各位，立教大学高見講師，日本電気宇宙開発事業部の関係各位，特に原課長，折井氏に厚くお礼申し上げます。

1976年8月10日新設部（工学）

参 考 文 献

- [1] 森口，藤崎他：日本電気技報，No. 86，P. 31（1967）。
- [2] 後川，宮崎他：日本電気技報，No. 103，P. 46（1972）。
- [3] K. D. Smith, et al : The Bell Sys. Tech. Jour., Part 3, No. 4, P. 1772 (1968) .
- [4] R. C. Waddel : Solar Cell Radiation Damage on Synchronous Satellite ATS-1, NASA Goddard Space Flight Center.
- [5] Y. Takami, et al : Proc. 11th Int'l Symp. on Space Technology and Science, P. 527 (1975) .
- [6] 高見，森口，藤崎他：第11回宇宙科学技術講演会 P. 147 (1968)
- [7] 早乙女：第12回宇宙科学技術講演会，P. 150 (1969) .
- [8] T. Orii, et al : Proc. 10th Int'l Symp. on Space Technology and Science, P. 719 (1973) .
- [9] 後川，折井他：第13回宇宙科学技術講演会，P. 57 (1970)
- [10] TRW Systems : NASA CR-898 (Oct. 1967)
- [11] 後川，高橋，折井他：昭和47年度電子通信学会全国大会，P. 125 (1972)
- [12] 林，籾内，水島他：Proc. 9th Int'l Symp. on Space Technology and Science, P. 655 (1971)
- [13] 林，後川：電子通信学会誌，Vol. 53, No. 9, P. 1197 (1970) .
- [14] 後川，高橋，宮崎他：昭和44年度スペース・エレクトロニクスシンポジウム，P. 57 (1969) .
- [15] 斎藤，後川，高橋：東京大学宇宙航空研究所報告，第3巻，第1号（B），P. 155 (1967)
- [16] 後川，高橋，山本：Proc. 9th Int'l Symp. on Space Technology and Science. P. 635 (1971) .
- [17] 後川，河東田，高橋，河端，原，折井：電子材料，Vol. 13, No. 10, P. 76 (1974) .
- [18] 田子島：電子通信学会誌，Vol. 53, No. 6, P. 797 (1970) .
- [19] J. F. Allison, et al : I ECEC '75 Record, P. 1038 (1975) .
- [20] J. M. Woodall & H. J. Hovel : Appl. Phys. Lett., Vol. 21, P. 379 (1972) .
- [21] H. J. Hovel & J. M. Woodall : J. Electrochem. Soc., Vol. 120, P. 1246 (1973) .
- [22] M. Wolf : Proc. IRE, Vol. 48, P. 1246 (1960)
- [23] J. J. Loferski : J. Appl. Phys., Vol. 27, P. 777 (1956)
- [24] J. J. Loferski : Proc. IEEE, Vol. 51, P. 667 (1963)
- [25] F. J. Campbell, et al : Proc. 10th Int'l Symp. on Space Technology and Science P. 713 (1973) .
- [26] 後川，高橋（慶），河端，高橋（武），富田：大気球シンポジウム，P. 105 (1975) .