

「すいせい」の電源サブシステム

後川 昭雄・高橋 慶治・河端 征彦
村田 清*・松井 捷明*・岡崎 健*
荒井 英俊*

Power Subsystem For Halley's Comet Explorer "SUISEI"

By

Akio USHIKAWA, Keiji TAKAHASHI, Masahiko KOHBATA
Kiyoshi MURATA, Katsuaki MATSUI, Tsuyoshi OKAZAKI
Hidetoshi ARAI

Abstract: A power subsystem installed in the first Japanese Halley's comet explorer, "SUISEI" was developed by extraordinary efforts for the reduction of its weight and size, because the payload capability of a launch vehicle was restricted.

Consequently, for instance, output power to weight ratio of the solar cell panel for "SUISEI" was improved by about 30 % as compared with that of a conventional body-mount type solar cell panel for scientific satellite use. Besides, flight performances of the subsystem almost satisfied required ones for about 200 days from the launch of "SUISEI" to the nearest approach to the comet.

We could establish design techniques of a power subsystem for interplanetary spacecraft use by means of this success.

はじめに

日本初のハレー彗星探査機「すいせい」に搭載した電源サブシステムは、打上げロケットのペイロード能力の制約から、従来の衛星以上に軽量、小型化に努力を払った。この結果、例えば太陽電池パネルは、従来のボディマウント型科学衛星用パネルに比べ、重量比

* 日本電気(株)

出力で約30%の改善が得られた。

打上げから約200日後のハレー彗星への最接近まで、太陽電池パネルはほぼ予測通りの出力を発生し、電力制御器、コンバータを通じて安定に負荷に電力を供給する事ができた。

今回は、「すいせい」の電源サブシステムの中で、新規に開発設計された項目と従来衛星からの改善点ならびに飛翔結果を中心に報告する。

1. 「すいせい」の電源サブシステムの構成

電源サブシステムの構成を図1に示す。新規開発ならびに改善された点は、太陽電池パネル、電源装置の蓄電池とその充電回路方式および28Vブーストコンバータである。以下では、これらを中心に概要を述べる。

1.1 太陽電池パネル

「すいせい」は打上げロケットのペイロード能力の制約により、従来より一段と軽量の太陽電池パネルの開発が必要となった。そのためケブラー繊維等の軽量材を用いてパネルの新規開発を行う一方、限られたパネル表面での発生電力を増大させるため、新たに2cm×6cmの広面積太陽電池も採用した。この結果、従来のボディマウント形科学衛星用パネルに比べて、重量比出力が約30%改善された。表1に太陽電池パネルの特性を示す。

i) 太陽電池パネルの電気的設計

まずパネルの電気的な設計にあたって、

- ① 探査機全システムの消費電力は、バス電圧が20Vのとき80Wである。
- ② 太陽と探査機の距離が1AUから近日点の0.68AUまで変わるので、パネルの太陽光強度は1ソーラコンスタントから2.2ソーラコンスタントまで変化し、パネル出力特性上の動作点のトレードオフが必要である。
- ③ 近日点での熱設計も考慮すると、パネル上に放熱領域を設ける必要がある。この場合太陽電池の実装面積が制限されることになる。

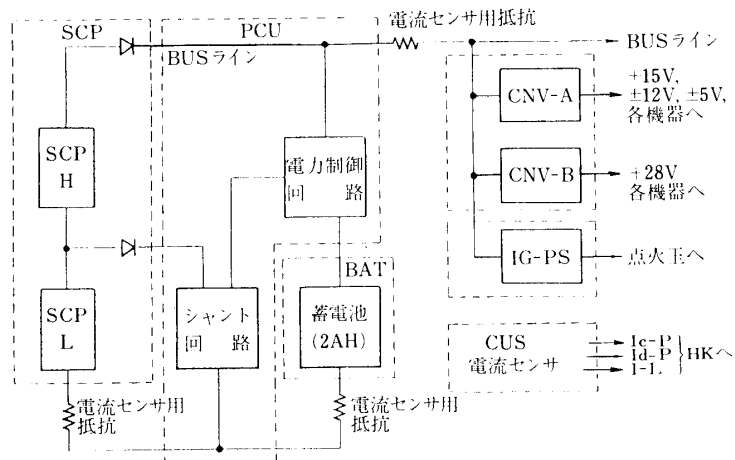


図1 電源サブシステムの構成図

表 1 太陽電池パネルの特性

SOLAR CELL	
SIZE	2 cm×6 cm, 2 cm×2 cm
TYPE	n/p (BSFR)
RESISTIVITY	10 Ωcm
JUNCTION DEPTH	0.2~0.3 μm
ANTI-REFLECTION COATING	Ta ₂ O ₅
GRID LINES	5 per cm
CELL ADHESIVE	TSE 350 RTV
COVERGLASS	FUSED SILICA, 0.15 mm THICK
CELL INTERCONNECTOR	EXPANDED SILVER MESH
CONFIGURATION	2 cm×6 cm CELLS -56 SERIES×25 PARALLEL 2 cm×2 cm CELL -56 SERIES×6 PARALLEL
ARRAY WEIGHT	12.8 kg
SOLAR PANEL DIAMETER	1400 mm

以上の前提条件のもとに、パネルの出力を求めた。その結果、地球近傍の 1 AU での電力収支がクリティカルなので、ストリング当たりの直列数と並列数を計算機シミュレーションによって最適化した。これによって、パネルの構成は 2 cm×6 cm セルが 1,400 枚 (56 直列×25 並列)、2 cm×2 cm セルが 336 枚 (56 直列×6 並列) となった。ここで 2 cm×2 cm セルは、③の制限のもとで、少しでも実装効率を上げるために使用した。

さらに設計上重要なファクタとして、パネルの動作温度や放射線被曝量があり、飛翔結果の評価にも不可欠である。

例えば被曝量について考えると、「すいせい」は打上げ後直接惑星軌道に投入されるので、バンアレン放射線帯通過の時間は短く、ここでの放射線はほとんど影響しない。そこで、放射線環境としては、太陽フレアプロトンのみを考慮した。すなわち地球磁場の外の自由空間での太陽フレアプロトン数を、等価的に 1 MeV の電子数に換算し、この値を太陽電池出力の劣化率の計算に使用した。そのようなプロトン数は、以下のようにして求めた。

「すいせい」が太陽から R (AU) の距離にあるとき、パネルの単位立体角が 1 日に受けるフレアプロトンの数は f/R^2 であるから、打上げから D 日後の全プロトン数 F は

$$F = \sum_{i=0}^D \frac{f}{R^2}$$

である。ここに f (フレアプロトン数/日) は地球磁場の外の自由空間におけるフレアプロトン数であって、3 年間の平均値を採用している。

ii) 太陽電池パネルの構成

太陽電池パネルは、サブストレート、太陽電池、接着剤およびその他の材料から成って

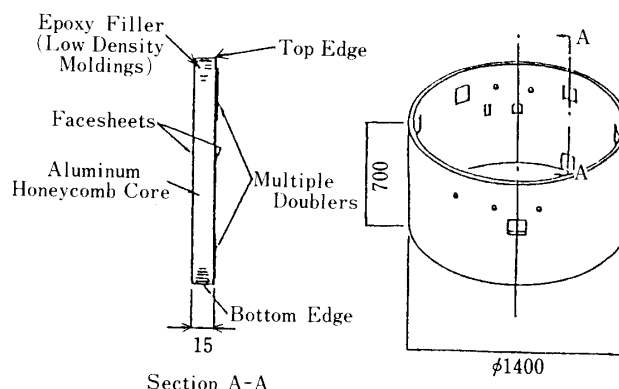


図2 太陽電池パネルの構造

いる。

太陽電池は、大きさが $2\text{ cm} \times 6\text{ cm}$ のものが中心で(実装効率の向上のため $2\text{ cm} \times 2\text{ cm}$ 用も併用)、厚さは 0.028 cm の n/p 型、表面に Ta_2O_5 の反射防止膜を有した BSFR (Back Surface Field and Reflector) 構造のシリコン太陽電池である。各太陽電池は、 0.15 mm の溶融石英でできたカバーガラスで保護されている。このカバーガラスは、太陽光が入射する面に反射防止膜 (MgF_2) が、反対の面には紫外線防止フィルターがコーティングされている。

太陽電池は出力電流のリップルおよび磁気モーメントが最小となるように、太陽電池パネルに実装されている。パネル上部は、放熱面を有し、アルミ蒸着カプトン ($50\text{ }\mu\text{m}$ 厚さ) が、太陽電池間の狭間にはアルミ蒸着テフロン ($20\text{ }\mu\text{m}$ 厚さ) が貼付けられている。

太陽電池が貼付けてある円筒パネルの形状は、外径 $1,400\text{ mm}$ ϕ 、高さ 700 mm で板厚は 15 mm である。パネルの表面板は平織タイプのケブラー繊維 (KEVLAR-49)/エポキシプリプレグ (0.1 mm 厚さ) を2層に張り合わせ、コアは Al 1/4-5052-0.001 P を OX (Over eXpanded) -CORE にして使用した。円筒パネルの構体との取付部 (荷重点) には、補強材として表面板と同じプリプレグを10層に張り合わせたものを用いている。また、パネルの上下端面および切欠部には軽量の充填材 (0.65 g/cm^3) を使用している。図2に太陽電池パネルの構造を示す。

iii) 太陽電池パネルの軽量化対策

極力パネルの軽量化を図るために、既に ii) で述べたように、サブストレートの表面板に非導電性材料として最も軽量のケブラー繊維/エポキシプリプレグ (130 g/m^2 , 0.1 mm 厚さ) を採用し、円筒形サブストレートの上下端面および切欠部の補強に、軽量の充填材 (0.65 g/cm^3) を開発した。

さらに円筒パネルを一体成形することにより、分割方式による結合部分の重量を削除し、表面板と Al コアの接着には軽量の接着剤を選択した。

以上の軽量化対策を実施した結果、サブストレートで約 7.6 kg 、パネル全体で 12.8 kg の重量となった。これを重量比出力で見ると 11.5 W/kg となり、従来のボディマウント形科学衛星用パネルに比べて約 30% の改善となった。

1.2 電源装置

「すいせい」の電源装置は、小形、軽量化を図るために、一部、従来の衛星とは異なる方式を採用している。一つは容量が2 AHのNi-Cdセル15個を直列に接続した蓄電池(以下BATと略す)の充電回路方式、もう一つは+28 V系ブーストコンバータ方式の変更である。

i) BAT 充電回路方式

BAT 充電回路方式は、従来、BAT 電圧を検出し、フル充電とトリクル充電の切り換えを行ってきた。「すいせい」においては、ミッション期間のほとんどが全日照であり、基本的にはトリクル充電でBATを運用するという理由から、BAT ロジック回路を省略し、更に従来のダイレクト充電方式から、抵抗ドロップを利用したテーパ充電方式に変更した。すなわち、図3の概念図から明らかなように、バス電圧が一定なら、充電の進行と共にBAT電圧が上昇するので、抵抗ドロップが小さくなり、BAT 充電電流が漸減する。

ii) +28 V ブーストコンバータ

8号科学衛星「てんま」より新たに共通電源として加わった+28 V系出力用コンバータは、「すいせい」の搭載機器に要求される小形、軽量化および性能向上を目標に、大幅

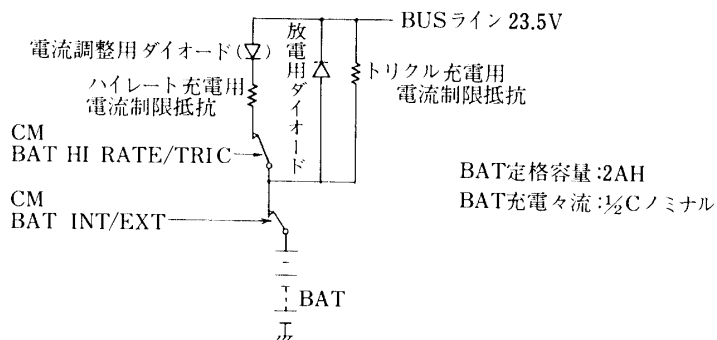


図3 BAT 充電方式概念図

表2 +28 V ブーストコンバータの性能 (従来衛星との比較)

項目	従来衛星	PLANET-A
入力電圧	17.0 ~ 24.0 V	16.0 ~ 24.0 V
負荷電流	0 ~ 1.7 A	0.1 ~ 1.7 A
出力電圧変動範囲	27.4 ~ 29.7 V	26.9 ~ 29.1 V
リップル	50 mVp-p 以下	50 mVp-p 以下
雑音	100 mVp-p 以下	100 mVp-p 以下
電力変換効率	約 75%	約 85%
形状	120×150×101 H	100×150×50 H
重量	1.91 Kg	1.02 Kg

な回路方式の改良を行った。その結果、約50%の軽量化と、電力変換効率において(従来の約75%から85%程度と)10%以上の向上が実現した。

+28Vブーストコンバータの性能について、従来衛星と「すいせい」との比較を表2に示す。

+28Vブーストコンバータは、非安定バス(通常17.0~24.0V)を28Vに昇圧安定化する。「すいせい」では、従来のものと同程度の安定度を持ち、さらに小形、軽量、高効率を実現するために、大きく分けて次の2つの点を改良した。

① 回路方式の変更

従来の衛星で使用した+28V系コンバータのブロック図を図4に、「すいせい」におけるブロック図を図5に示す。図4ではバス入力をパルス幅変調方式のプリレギュレータで安定化させ、これを電源電圧としてDC-DCコンバータ内のトランジスタのスイッチングとトランスにより昇圧して、+28Vを得ている。出力電圧制御は、トランス出力電圧をプリレギュレータのパルス幅変調回路(PWM)にフィードバックし、プリレギュレータ出力電圧を変化させることによって行う。これに対し図5の「すいせい」の方式は、バス入力を直接DC-DCコンバータに入力し、DC-DCコンバータ内のスイッチングトランジスタのパルス幅を制御することにより、出力電圧の制御を行っている。

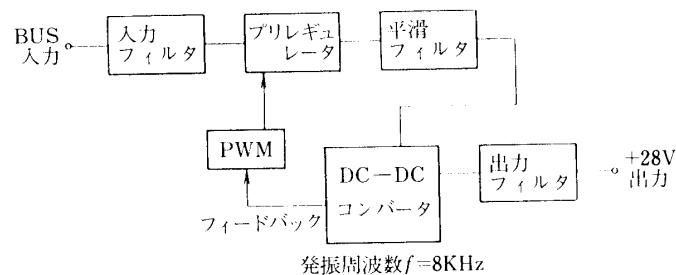


図4 +28Vブーストコンバータのブロック図(従来衛星用)

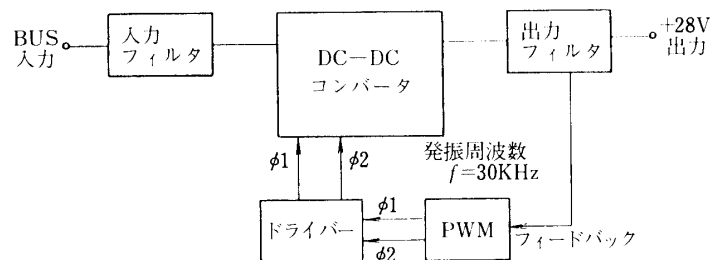


図5 +28Vブーストコンバータのブロック図(「すいせい」用)

② スイッチング周波数の高周波化

スイッチングレギュレータの小形、軽量化は、スイッチング周波数を高くする方法

が最も有効である。しかし、これによってスイッチング損失や高周波ノイズが増加するという問題がある。「すいせい」では、スイッチング素子の選定やトランスの設計等を検討し、これらの増加を最小限に抑えて、スイッチング周波数を従来の 8 kHz から 30 kHz へと高くすることができた。

2. 飛翔結果

「すいせい」は 1985 年 8 月 19 日 (JST) に打上げられたが、その時の電源データを図 6 と図 7 に示す。ノーズフェアリング開頭後 (X+155 秒), 太陽電池電流 (SCPI) が発生し, BAT は充電状態になり, BAT 電圧 (BATV), バス電圧 (BUSV) 共に上昇を始めている。また, 図 7 よりコンバータの出力電圧は, 何れもスペック内に入っており, 正常であった事がわかる。

軌道投入後の太陽電池パネルは, 探査機が 1986 年 3 月 8 日にハレー彗星に最接近するまで所定の電力を発生しており, 正常に動作した。図 8 に太陽電池パネルの発生電力を, 図 9 に太陽電池パネル温度の実測値をそれぞれの予測値と共に示す。発生電力の予測値は, フライトデータの解析経過において, 姿勢, 温度等をフライト時の条件に合わせて補正したものである。発生電力の実測値は, 予測値と同様にバス電圧が 23.4 V のときの値で, 両者の差はミッション期間を通じて 0.4~5.1% となっている。この要因としては, 放射線劣

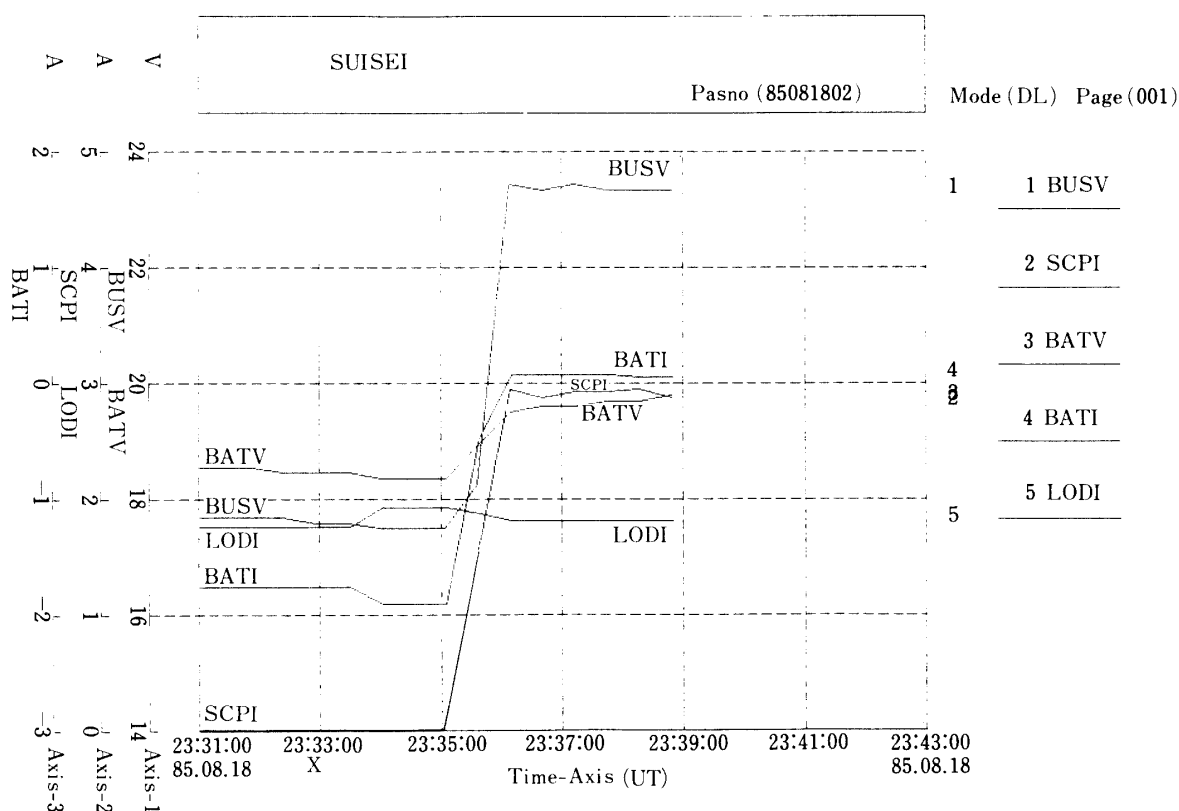


図 6 「すいせい」 打上げ時の電源特性

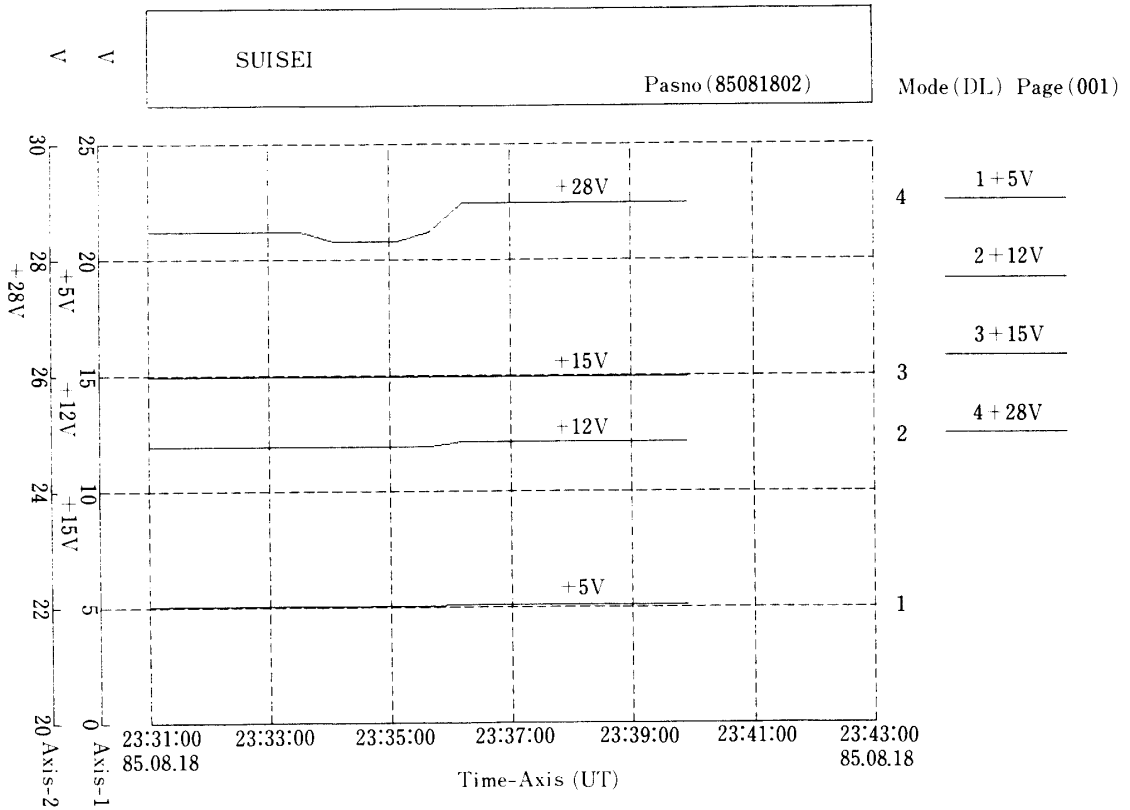


図7 「すいせい」 打上げ時のコンバータ特性

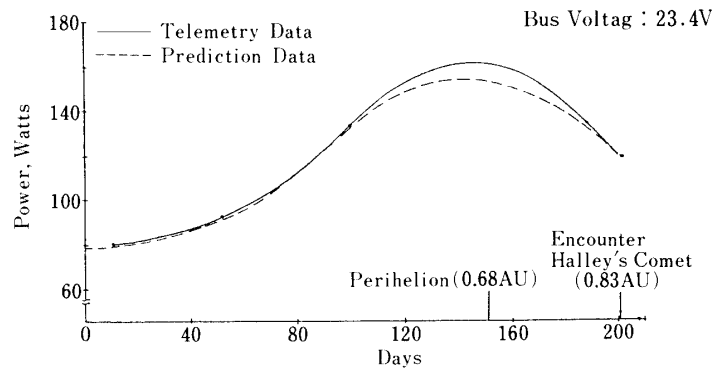


図8 「すいせい」 太陽電池パネルの発生電力

化量が予測値を下廻ったことや太陽電池の基準データとして1ソーラコンスタントと2ソーラコンスタントのものを使用し、この間は補間データによっていること等が考えられる。パネルの温度の最大は、0.68 AUの近日点通過後で、 67°C であった。

BAT及びコンバータ等の軌道投入後の特性を図10に示す。コンバータは負荷電流によって若干変動するが、全てスペック内に入っており、 $\pm 12\text{V}$ 系、 $\pm 5\text{V}$ 系、 $+15\text{V}$ 系、 $+28\text{V}$ 系とも正常である。

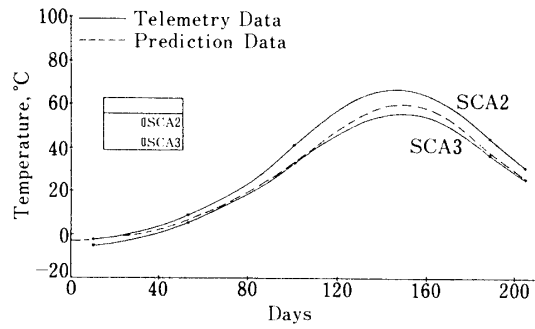


図9 「すいせい」太陽電池パネルの温度

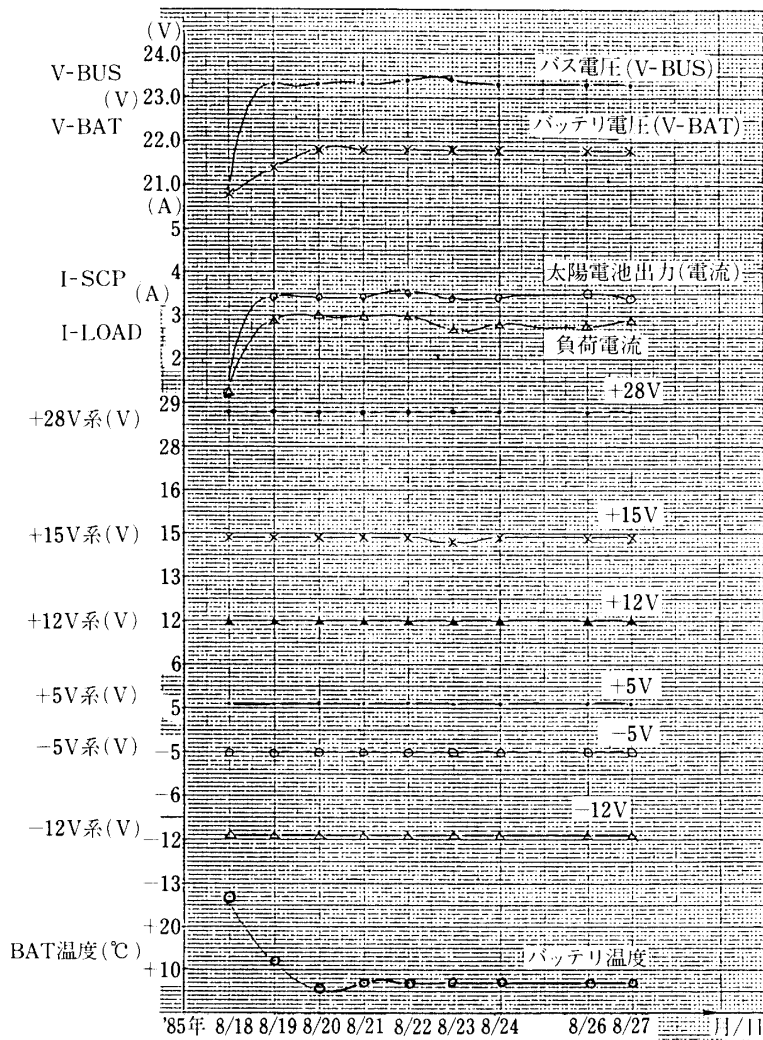


図10 「すいせい」軌道投入後の電源特性

BAT は前に述べたように、ノーズフェアリングの開頭後は太陽電池パネルからの発生電力により充電状態になった。打上げ翌日のパス1ではトリクル状態で入感し、その後はほとんどこの状態のままで、BAT 温度の安定した2日目以後、電圧も一定に維持されている。

おわりに

「すいせい」の電源サブシステムについて、軽量、小型化のための新規開発項目と従来の衛星からの改善点ならびに飛翔結果について述べた。この中で特に太陽電池パネルについては、軽量化の問題を克服するため、サブストレートに使用する材料の新規開発を行い、かつ限られたパネル表面での要求電力を得るべく、2 cm×6 cm の広面積太陽電池を使用した。この結果、従来のボディマウント形の科学衛星用パネルに比べて、重量比出力で約30%の軽量化が達成された。

+28 V ブーストコンバータについても、従来衛星の回路方式の改善とスイッチングレギュレータのスイッチング周波数の高周波化により、約50%の軽量化と10%以上の電力変換効率の向上が実現した。

飛翔結果については、打上げから約200日後のハレー彗星への最接近まで、ほぼ所定の性能を満足し、探査機の目的を達成することができた。

以上により、われわれは人工惑星の電源サブシステムに関する設計技術が、確立できたと考える。

最後に、御指導御鞭達いただいた宇宙科学研究所野村，林，三浦各教授ならびに当研究所，古河電池および日本電気の関係各位に厚く御礼申し上げる。

参考文献

- [1] 林，後川，高橋，河端他：“PLANET-A 電源サブシステム”，宇宙科学研究所，科学衛星シンポジウム，p.24（昭和58年度）
- [2] “M-3 S II-1/MS-T 5 飛翔実験計画書”，SES-TD-84-014（宇宙科学研究所 SES データセンター）
- [3] “M-3 S II-2/PLANET-A 飛翔実験計画書”，SES-TD-85-005（宇宙科学研究所 SES データセンター）
- [4] A. USHIROKAWA et al.：“Development of Halley’s Comet Explorer Planet-A Solar Array”，Proc. 4th Europ. Symp. ‘Photovoltaic Generators in Space’，1984
- [5] K. TAKAHASHI et al.：“Solar Array for Halley’s Comet Explorer “SUISEI””，The 15th ISTS，p. 805（1986）
- [6] “M-3 S II-1/さきがけ（MS-T 5）飛翔実験報告書”，SES-TD-85-008（宇宙科学研究所 SES データセンター）
- [7] “M-3 S II-2/すいせい（PLANET-A）飛翔実験報告書”，SES-TD-85-015（宇宙科学研究所 SES データセンター）