

唐澤 宏喜
H. Karasawa

高橋 慶治
K. Takahashi

後川 昭雄
A. Ushirokawa

安西 徳夫
T. Anzai

1995年3月18日、宇宙実験・観測フリーフライヤ(SFU)がH-IIロケット3号機に搭載されて種子島宇宙センターから打ち上げられた。SFUはH-IIロケットから放出された後、数か月間にわたりさまざまな実験を行い、米国のスペースシャトルに回収され地上に戻るわが国初の軌道上回収型の宇宙機である。

東芝はSFUの飛行に必要な不可欠な基本サブシステムのうち電源系サブシステムを担当し、設計・製造を行ってきた。これは今後の大型宇宙機電源系サブシステムのひな形ともなりうるものである。

ここでは、SFU電源系サブシステムを紹介するとともに、打上げおよび初期運用での電源系サブシステム動作を軌道上データを中心に概説する。

The Space Flyer Unit (SFU) was launched from the Tanegashima Space Center by the H-II-3 rocket on March 18, 1995. The SFU will perform a large number of missions in low Earth orbit (LEO) over a period of several months, after which it will be retrieved by the Space Shuttle. The SFU is Japan's first retrievable space vehicle.

In the SFU project, Toshiba undertook the development of the electrical power subsystem (EPS). This type of EPS will serve as a basic model of an EPS for future large space vehicles.

This paper introduces the features of the EPS and describes the in-orbit data evaluation being carried out.

1 まえがき

SFUは宇宙から地球に帰還することが最大の目的として開発された。スペースシャトルのような有人宇宙機を利用し、数か月間にもわたる宇宙滞在後の宇宙機を持ち帰るのはわが国では初めての経験である。

このようなSFUに搭載されている電源系サブシステムについて紹介する。

2 SFU電源系サブシステム⁽¹⁾

2.1 構成

SFUの電源系サブシステム(EPS: Electrical Power Subsystem)は、SAP(Solar Array Paddle)からの発生電力(約3kW)を制御し、各機器(約1.4kW)へ分配し、同時に蓄積もする。SAPからの発生電力の得られない時期は、蓄積した電力を供給、分配する(図1)。EPSは次の6種18台のコンポーネントにより構成されている(図2)。

- (1) PCU(Power Control Unit): 2台
- (2) SHNT(SHuNT dissipator): 4台
- (3) BCCU(Battery Charge Control Unit): 4台
- (4) BAT(BATtery): 4台

- (5) ODC(OrDnance Controller): 2台

- (6) PDU(Power Distribution Unit): 2台

2.2 主要機能

2.2.1 バス電圧制御 SFU/EPSの電力バスはSAPやBATなどの電力供給ラインに直列のレギュレータなどを挿入していない。この方式は電力伝送ロスを低減するもので、宇宙環境での限られた電力を有効利用するように配慮した設計となっている。

SAPからの電力が得られる日照時は、PCUがBCCUとSHNTを用いて閉ループ制御により、日照時のバス電圧を51Vに安定化制御する。

電力制御の方式は、電力バスラインにシリーズレギュレータなどを挿入しないDET(Direct Energy Transfer)シャント方式である。電力は各機器に供給されるが発生電力がSFU機器電力を上回ると、PCUの駆動信号によりBCCUがBATへの充電を開始する。さらに発生電力が増えるとSHNTがPCUからの駆動信号を受けて発生電力をシャント(Shunt Dissipation)する。

SAPからの電力が得られない日陰時は、BATの放電電力によりSFUの全電力が賄われる。日陰時バス電圧は、昇圧コンバータなどのアクティブな制御を行わず、BATの放電電圧をそのままバス電圧とする非安定バスである。

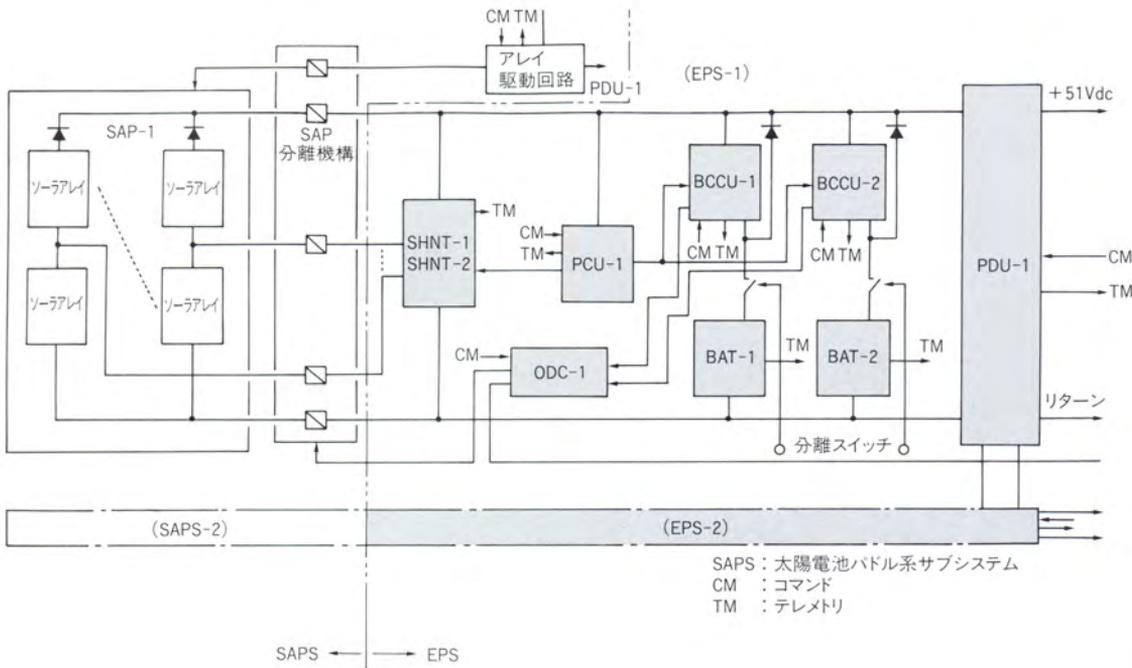


図1. EPS 機能系統
EPSは、電力を制御するPCU, SHNT, BCCU, PDU, ODCとエネルギーを蓄積するBATから成る。
Block diagram of EPS

2.2.2 バッテリ充電制御⁽²⁾ SFUのバッテリー充電制御はBCCUが担当する。充電方式は定電流/定電圧充電方式である。充電初期は、充電レートC/3(6.3A)の定電流充電制御モードにあり、充電が開始されるとバッテリーの電圧は上昇を始める。バッテリー電圧があらかじめ設定されたバッテリー電圧/温度特性(V/T)カーブに達すると、制御モードは定電圧充電制御モードに移行し、バッテリー電圧を一定に保つようにテーパ状に充電電流を減少させる。SFUの充電制御方式は、打上げ初期からミッション終了まで、バッテリー温度に対応した最適な充電状態にバッテリーを設定できる方式であ

る。
充電電流制御回路は、電力の有効利用(充電効率90%以上)のため2石式の降圧型コンバータを採用、スイッチング特性の良好な電流帰還型のドライブ回路により駆動される。
また、並列に4台搭載されたバッテリー1台ごとに充電制御回路が用意されており、バッテリー1台ずつのきめ細かい充電制御を実施している。

2.2.3 BAT⁽³⁾ BATは、19AHのニッケルカドミウムバッテリーセル32直列構成を1台のBATとした4台の並列構成である。放電電力はBAT1台ごとに用意された



図2. EPSの構成 EPSコンポーネントは、BSU (BuS Unit) -1, -2と呼ばれるユニットボックスに分割して搭載されている。
Components of EPS

BCCU内の放電ダイオードを通して負荷へ供給される。

BATの温度制御は、MLI(Multi Layer Insulation)などの熱制御材による受動制御と、サーモスタット制御のヒータによる能動制御により実施される。

2.3 スペースシャトル利用の際の安全要求

シャトル実験機器には、NASA(National Aeronautics and Space Administration) / JSC(Lyndon B. Johnson Space Center)が中心となって設定した、シャトル乗組員を危険要因から守るための厳格な安全要求が適用されている。

安全要求には、火災を防ぐ、あるいは広げないための使用材料への要求など一般的にすべての実験機器に適用されるものと、実験機器の特徴に応じて適用されるものに大別される。また、シャトルあるいは乗組員への危険度に応じても要求が変わる。SFU/EPSでの安全要求の対応例を紹介する。

シャトルあるいは乗組員への危険度がもっとも高い機器の電力ラインには3重の抑止(インヒビット)を各機能、機器ごとに独立に持たなければならない。図3にSFUの火工品のインヒビットの系統を示す。火工品は、危険度がもっとも高い機器のうちの一つである。また、いくつものまったく異なる目的のために火工品は設けられており、各機能系統ごとに独立にインヒビットを設けている。実際のインヒビットにはリレーが使用されている。

3 初期運用

3.1 打上げ直前

SFUはH-IIロケットのアンピリカルコネクタを通して打上げ直前まで地上電源から電力が供給されていたが、打上

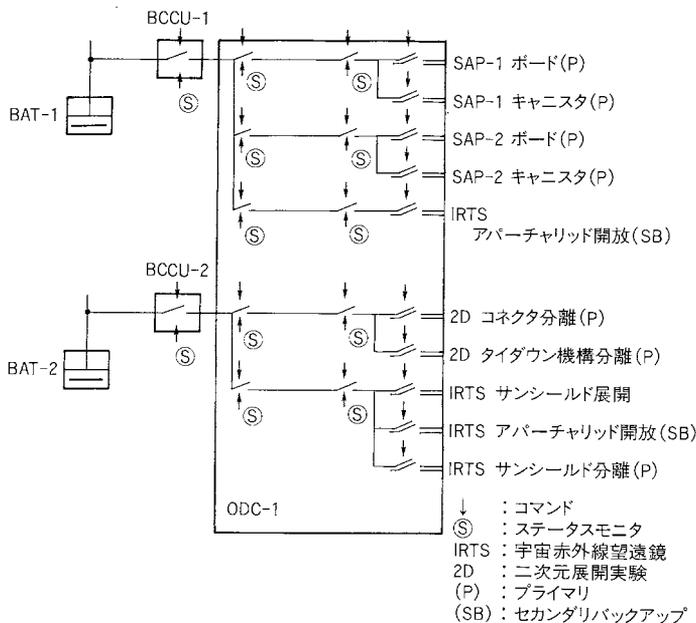


図3. 火工品点火回路 火工品点火回路には、安全要求に従い(3+1)重のインヒビットがODCとBCCUに用意されている。

Pyrotechnical circuit

げ6分前になり、地上電源がオフされ、SFUの電力はBATにより供給されるモードに入った。SAP(太陽電池パドル)展開までの約2時間は、SFUの全電力をBATが供給せねばならない。

BAT電圧はいずれも44Vを示しており、打上げに問題はなかった。SFUは、予定どおり日本時間の1995年3月18日午後5時01分00秒に、気象衛星ひまわり5号とともに種子島宇宙センターから打ち上げられた。

3.2 軌道上での最初のSFUの動作確認

SFUはH-IIロケットによって高度約330kmの円軌道に投入された。この軌道では、一つの地上局からの可視時間は約5分である。初期運用においては、多くのコマンドを送信しなければならないため、鹿児島、沖縄などの日本地上局はもちろんNASA深宇宙ネットワークの地上局が使用された。

ロケット分離後最初のSFUの可視はNASA深宇宙ネットワークのサンチャゴ局で、打上げ約40分後であった。SFUは問題なく飛行していることが確認された。EPSはSAP展開前であるため、BATの放電モードにあったがBAT電圧は41Vを示しており十分に高く問題はなかった。その他のEPSの機能も順調な動作が確認された。

SAPの展開コマンドは予定どおり1周回目の沖縄局の可視開始直後に送信された。SAP展開コマンド送信直後からPCU内に設けられたSAPの供給電流モニタが、SAPの電力供給の増加を少しずつ示し始め、BCCU内に設けられたバッテリー電流モニタがBATからの供給電力の減少を示した。バス電圧も徐々に上昇を開始し、日照時のバス電圧に跳ね上がり、PCUがバス電圧安定化制御を開始したことが確認された。バス電圧が51Vに上昇すると同時にBCCUによるBATへの充電が開始された。この直後にSFUは日陰に入り、再びBATの放電モードに転じたところでこの可視は終了した。

次の周回のサンチャゴ局ではSFUは日照モードにあり、SAPも全展開しており、EPSはSHNTによるバス電圧制御モードに入っていることが確認された。また、バッテリー定電流充電機能はこのサンチャゴ局で、定電圧充電機能についてもその後の可視で確認され、以降、EPSは安定した動作モードへ入った。図4にEPSテレメトリデータの代表例としてバス電圧テレメトリを示す。

SFUは打上げ初期軌道(約330km)から自力で運用軌道(486km)まで高度を上げるが、今回の軌道制御は5回に分けて実施された。EPSにとってこの軌道制御時はSFUの1周回当たりのSAPの発生電力が減少するためBATの充放電バランスが崩れ、BATに対し通常モードよりも深い放電が求められる。BAT電圧の低下が予想されたが、実際には40Vをやや下回った程度であり問題はなかった。

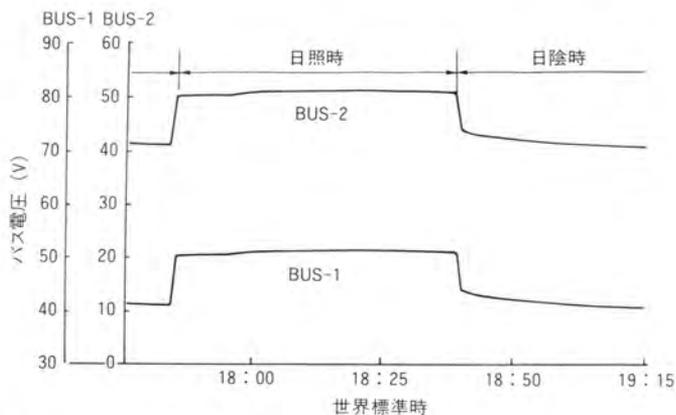


図4. 1周回当たりのバス電圧テレメトリ バス電圧は日照時は51Vに安定化制御される。日陰時はバッテリー電圧にクランプされた非安定バスとなる。

Typical bus voltage telemetry data for one revolution

4 回収時のEPS運用

スペースシャトルによる回収時のEPS運用の概要を次に示す。

- (1) SAP 収納から BAT による電力供給の開始
- (2) SAP 収納失敗時の ODC, BCCU, BAT による SAP 切離し用火工品への点火
- (3) PDU 内のインヒビットなどによる SFU の安全化
- (4) スペースシャトルのカーゴベイに収納後, BCCU 内バッテリーリレーによる SFU ターンオフすなわち電力供給停止

SFU 回収に失敗した際には, スペースシャトルから放出され, 再び SAP を展開し, 回収のリトライを待つ, というプランも用意されている。SAP が収納されて電力発生がなくなると SFU ターンオフまでは BAT からの放電電力だけで SFU は運用される。最新の解析では, バッテリー電圧が各機器の許容できるバス電圧値を下回るまでは SAP 収納から約3時間程度が予想されており, 回収作業もその間に終了させなければならない。軌道上運用の最後に SAP からの発生電力が供給されず, バッテリー電力だけで運用される SFU の運用形態は, わが国の宇宙開発にとって初めての経験である。回収運用に万全を期するため, フライト品と同一ロットのバッテリーを用いた地上での軌道上運用模擬試験を, 現在東芝小向工場を実施中である。

5 あとがき

SFU/EPS の開発の成功は, これからの大型宇宙機 EPS の一つのひな形ともなる。また, スペースシャトル利用の際の有人安全対策は, これからますます拡大する宇宙ステーションなどの有人ミッションへの貴重な経験ともなった。



図5. SFU 回収時の予想図 スペースシャトルのRMS (Remote Manipulator System) に把持されたSFU。

Illustration of SFU being retrieved by Space Shuttle grapple

SFU 最後の難関は宇宙からの帰還であり, その回収に向かうのは日本から若田宇宙飛行士の搭乗も予定されているスペースシャトル エンデバー号である(図5)。

謝辞

この開発は新エネルギー産業技術総合開発機構(NEDO)の受託業務により実施されたものである。

文献

- (1) K. Takahashi, et al: An overview of power subsystem for the Free flyer "SFU-1", Proceeding of ESPEC, Graz, esa WP-054, I, PP. 81-86 (1993)
- (2) 後川昭雄, 他: SFU 搭載用バッテリー充電制御器(BCCU)の開発, 電子情報通信学会技報 SANE90-55, pp.33-40(1990)
- (3) 渡辺誠一, 他: SFU 電源系搭載用バッテリーの開発, 第35回宇宙科学技術連合講演会, 4B13, pp.621-622(1991)



唐澤 宏喜 Hiroki Karasawa

1988年入社。宇宙機電源系機器の開発設計に従事。現在、小向工場宇宙設計部。
Komukai Works



高橋 慶治 Keiji Takahashi

1964年東京大学生産技術研究所入所。科学衛星, フリーフライヤの電源系システムなどの研究・開発に従事。宇宙科学研究所助手。
Institute of Space and Astronautical Science



後川 昭雄 Akio Ushirokawa, D.Eng.

1956年東京大学生産技術研究所入所。文部省宇宙科学研究所勤務。現在, 東京工科大学教授, 東京大学名誉教授, 工博。
Tokyo Engineering University



安西 徳夫 Tokuo Anzai

1968年(株)日本電気入社。人工衛星などの研究・開発に従事。現在, 無人宇宙実験システム研究開発機構研究第一部課長。
Institute for Unmanned Space Experiment Free Flyer