

衛星搭載用電源機器

Electrical Power Subsystem for Space Application

高村 裕幸
H. Takamura

林 英作
E. Hayashi

神田 基
M. Kanda

衛星搭載用電源機器（太陽電池パドル、バッテリ、電力制御機器など）により構成される電源系サブシステムは、衛星の打上げからミッション終了までのすべての期間にわたり、衛星に搭載された各負荷機器に電力を供給する。日照期間中は、太陽電池パドルからの電力を電圧安定化したのち、各負荷に供給するとともに日陰期間中の電力源となるバッテリの充電を行う。日陰期間中は、バッテリからの電力を各負荷へ供給する。これからの主要な技術動向として軽量化、大電力化が挙げられるが、これに対応するバッテリとしては Ni-H₂ が有力である。

なお、Ni-H₂セルを製造しているのは国内では当社だけで、世界でも 3~4 社が開発しているだけであり高い技術的ポテンシャルをもっている。

The electrical power subsystem (EPS) for space application provides electric power for user loads throughout all phases of mission operation. In the sunlit portion, power generated by the solar array paddle is regulated by the power control unit (PCU), the shunt dissipator (SHNT), and the battery charge control unit (BCCU). The battery is charged by the BCCU during this time. In the eclipse portion, discharge power from the battery is provided for each load. The main technical trends of the EPS are toward smaller and lighter systems with greater power. The nickel-hydrogen (Ni-H₂) cell corresponds well to these requirements.

Ni-H₂ cells are only manufactured by a few companies in the world, and Toshiba is the only manufacturer of these cells in Japan. Toshiba has high technical potential in this field.

1 まえがき

当社の衛星搭載用電源機器（太陽電池パドル、バッテリ、電力制御機器など）は、1982 年夏に打ち上げられた技術試験衛星Ⅲ型 (ETS-III) から現在に至るまで 10 機の衛星になんらかの形で搭載され、いずれも良好なフライト実績を得ている。このほか、今後打上げ予定の 9 機の衛星に搭載あるいは採用が決定されている。納入先も宇宙開発事業団 (NASDA) をはじめとして文部省宇宙科学研究所 (ISAS)、無人宇宙実験システム研究開発機構 (USEF)、三菱電機 (株)、日本電気 (株)、米国 SS/L 社と多岐に及ぶ。

ここでは、衛星電源系の概要と、これからの衛星の主要な技術動向である大電力化および軽量化に対応するキーポーネントである Ni-H₂バッテリについて概説する。

2 衛星電源系の概要

電源系は、衛星の打上げからミッション終了までのすべての期間にわたり衛星に搭載された各負荷に必要な電力を供給するサブシステムである。日照期間中は、太陽電池パドルからの電力を電圧安定化ののち、各負荷に供給するとともに日陰期間中の電力源となるバッテリの充電を行い、日陰期間中はバッテリからの電力を各負荷へ供給する。

太陽電池セル種別、太陽電池パドル方式、バッテリセル

種別、バッテリ充電方式、および太陽電池電力／バッテリ電力の電力制御方式にはさまざまなものがあるが、サブシステム設計にあたっては衛星システムの要求条件（電力、重量、形状、軌道条件など）にもっとも適した種別・方式をトレードオフにより決定する。

3 衛星電源系の動作

図 1 に、宇宙実験・観測フリーフライヤ (SFU) に搭載された電源系の基本機能構成を示す。

SFU は、1995 年 3 月に種子島宇宙センターから H-2 ロケットにより打ち上げられ、1996 年 1 月にスペースシャトル “エンデバー” で回収された衛星で全ミッションを成功裡(り)に終了している。当社は SFU で太陽電池パドルを除くすべての電源系機器を担当した。図 1 に示す電源系方式では、日照時の電力源である太陽電池パドルからの電力は、トランジスタなどの制御素子を直列に介することなく直接負荷へ供給されるため、電力伝送ロスが少なく低ノイズの電源系を実現することができる。また、衛星が地球などの影に入る日陰時には太陽電池からの電力は得られないため、電力源として二次電池（バッテリ）をもっているが、このバッテリ放電電力もブロッキングダイオードを経由するだけで各負荷へ供給されるため、日照時と同様に低ノイズの電源系を実現できる。

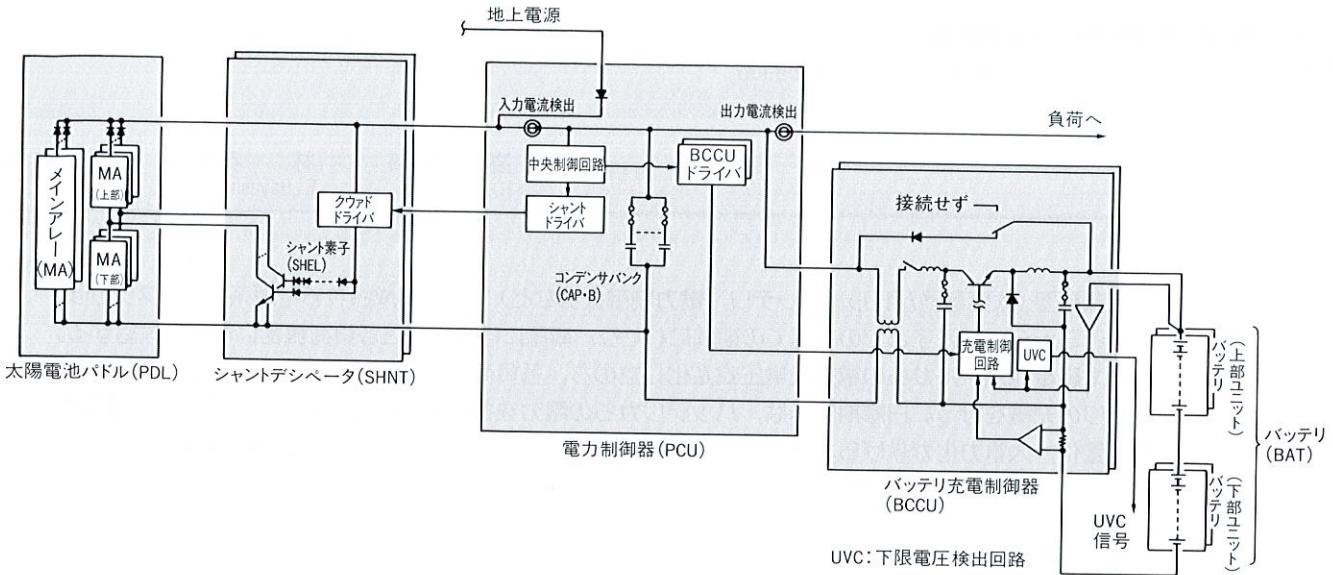


図1. SFU電源系の基本機能 太陽電池パドル出力が直接各負荷へ供給される DET (Direct Energy Transfer) シャント方式、日照時と日陰時でバス電圧が変化する非安定バス方式の電源系の基本機能構成である。

Functional block diagram of SFU EPS

各負荷へ供給される電源電圧は、太陽電池パドルの出力電圧-電流特性 (V-I カーブ)、バッテリの放電特性と負荷電力総和との相互関係により決定されるが、日照時の電源電圧上限値 (SFU の場合は約 51 V) は電力制御器 (PCU) がバッテリの充電制御を行うバッテリ充電制御器 (BCCU)、および太陽電池に接続されたシャントデシペータ (SHNT) を制御し決定する。

PCU は電源電圧を決定・制御する機器で、電源電圧と基準電圧とのずれをハイゲインのアンプで検出し、ずれの量に応じた制御信号を BCCU および SHNT に出力する。

太陽電池パドル発生電力が負荷電力を上回った場合に電源電圧は上昇するが、PCU はこのわずかな上昇を検出し、まず BCCU をドライブする。

BCCU は、パルス幅変調 (PWM) 方式の降圧 (BUCK 型) コンバータで PCU からの制御信号レベルに応じた電力をバッテリ充電電力としてバッテリへ供給するが、これにより太陽電池に対する負荷電力レベルは増加し、結果的に電源電圧は一定に制御される。

さらに、太陽電池パドル発生電力が上昇し、バッテリに対して許容最大充電電流レベルで充電を行っても電源電圧が上昇する場合には、PCU は SHNT に対し制御信号を出力する。

SHNT は、PCU からの制御信号レベルに応じた電流を太陽電池から分流することにより太陽電池出力電流を制御し、結果的に電源電圧は一定に制御される。なお、SHNT により分流された電流分の太陽電池エネルギーは、SHNT あるいは太陽電池パドルにおいて熱として消費され、衛星システムで活用されることはない。

このように、太陽電池パドル発生電力が負荷電力を上回った場合、その余剰電力制御の優先順位を、①バッテリ充電、②SHNT 分流による制御とすることにより、太陽電池パドル発生電力の有効活用を図っている。

衛星が日照領域から日陰領域に移行すると、太陽電池パドル発生電力は徐々に低下し最終的にはゼロとなる。電源電圧はこれに対応して徐々に低下するが、図1に示すように、バッテリはブロッキングダイオードを介して電源ラインに接続されているだけであることから、太陽電池パドル出力電圧がバッテリ電圧を下回った時点でバッテリの放電が開始され、電源電圧はバッテリ放電電圧からダイオードの電圧降下分を差し引いた値となる。

このように、日陰時の電源電圧はバッテリの放電電圧特性により決定されるため、日陰領域に移行した時点からの経過時間によって徐々に低下する (SFU の場合、日陰時の電源電圧は約 32~48 V)。

以上述べたように、SFU で採用した電源方式の場合、日照時と日陰時で電源電圧が変化 (約 32 V~51 V) するが、各負荷機器はこれに対応する設計となっている。

4 電源系の今後の技術動向

衛星は、打上げロケットの能力に応じて最大重量および容積が決定されるため、搭載機器に対しては小型・軽量化が求められる。また、ロケットの打上げには膨大なコストを要するため、1 機の衛星にできるだけたくさんの機能あるいは容量をもたらすことにより、各機能あるいは単位容量当たりの打上げコストを低減することができる。

このため、電源系に対しては永遠の命題として“小型化”，“軽量化”，および打上げロケットの能力とコストに依存するが，現状では主流の“大電力化”が求められている。

小型化、軽量化に対しては部品の表面実装やDC/DCコンバータスイッチング周波数の高周波化により実現し、大電力化に伴う電力電送ロスの増大に対しては電源電圧の高電圧化により対応することができ、これら各項目については社内あるいは委託研究開発などにより順次製品化を実施中である。

軽量化に関しては、電源機器総重量に占めるバッテリ重量の割合が大きい(SFU電源系では約75%)ためバッテリの軽量化が特に重要である。

バッテリの軽量化は、バッテリセルそのものの軽量化のほか、バッテリに対する要求条件(放電電力量と衛星軌道条件により決定される充放電サイクル数)を考慮して最適なバッテリセル種別とバッテリ容量を決定することにより実現できる。

5 衛星搭載用バッテリの概要

バッテリは、電気化学コンポーネントであり、その使用状態(放電深度(DOD)、充放電サイクル数、温度など)によって寿命が大幅に左右される。衛星は、一度打ち上げられると地上機器のように機器交換によるメインテナンスは一般的には不可能である。このため、バッテリ使用状態の設定は非常に重要であり、使用するバッテリの特性に合わせた許容最大放電深度の設定が必要である。

衛星搭載用バッテリを構成するセルとしてはニッケルカドミウム(Ni-Cd)，ニッケル金属水素(Ni-MH)，ニッケル水素(Ni-H₂)があるが、許容放電深度はNi-H₂>Ni-MH>Ni-Cdの順であり、同一容量のバッテリで比較した場合、許容放電深度が大きいほどバッテリから取り出せる電力量は大きく、バッテリの軽量化に寄与することができる。Ni-H₂セルは、図2に示すようにボンベ状の形状のために角型のNi-Cd、Ni-MHに比べて実装効率は劣るがより大容量バッ

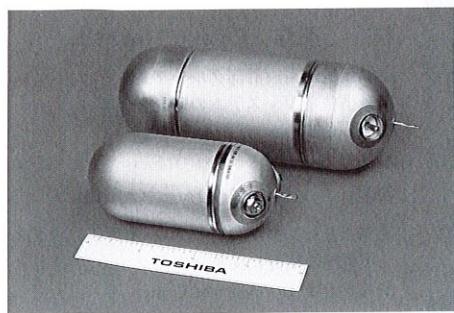


図2. Ni-H₂セルの外観 手前が35 Ahセル、後方が100 Ahセル
Ni-H₂ cell

テリへの発展性に優れており、衛星の大電力化に対応した軽量化バッテリを実現するキーコンポーネントと位置づけることができる。なお、Ni-H₂セルを製造しているのは国内では当社だけで世界でも3~4社が開発しているだけである。

6 Ni-H₂セルの特長

水素を活物質とする二次電池には二つのタイプがある。それは、①気相水素を圧力容器内に保持してそのまま反応物質として用いるタイプと、②水素吸蔵合金を負極に用いてその水素を反応させるタイプであり、Ni-H₂セルが前者、Ni-MHセルが後者である。商品化を完了している35 Ahセル、現在開発中の50 Ah、100 Ah Ni-H₂セルの主要仕様を表1に示し、Ni-Cdセルと比較したNi-H₂セルの主要な特長を以下に述べる。

表1. 当社 Ni-H₂セルの主要仕様
Specifications of Toshiba Ni-H₂ cells

項目	仕 様		
公称容量(Ah)	35	50	100
実容量(Ah) (10°C)	40	58	110
	(25°C)	35	53
エネルギー密度(Wh/kg)	40(25°C)	49(25°C)	55(10°C)
寸法(mm) 外径	81	81	101
	高さ	176	206
最大重量(g)	1,076	1,270	2,270
設計寿命(GEO)	10年(DOD 80%)		

6.1 優れた重量効率

従来のNi-Cdセルは両極活物質が金属酸化物および金属であるのに対し、Ni-H₂セルは負極活物質が気体であるため重量当たりのエネルギー密度が大きく、この特長はバッテリ容量が大きくなるほど顕著となる。

6.2 深い放電深度

従来のNi-Cdセルの放電深度は、実績ベースとして静止衛星で50~55%，低軌道周回衛星で20~25%程度に制限されている。一方、Ni-H₂セルでは静止衛星で70~80%，低軌道周回衛星で30~40%と大幅に深い放電が可能である。

6.3 高い過充電／過放電

Ni-H₂セルの電池反応は充電時に水素が発生し、放電では水素が水に戻る。過充電で正極から発生する酸素は負極で消費され、過放電で正極から発生する水素はそのまま負極で消費される。このように、Ni-H₂セルは過充電や過放電で原理的な不都合がないため信頼性の高い電池である。

6.4 高い自己放電率

負極活物質に気相水素を使用しているため、正極活物質

が還元されやすく自己放電率は高くなるが、衛星電源系では補充電が継続的に行われる充電方式が一般的であり特に問題となるものではない。

7 Ni-H₂セルの構造と特性

7.1 基本構造

Ni-H₂セルは、水素ガスを保持するために耐圧構造の密閉容器を用い、電極スタック群を収納している。この密閉容器は板厚約0.5 mmで、インコネルをハイドロフォーム法により深絞り成形している。なお、35 Ahセルではふたと直胴部からなる2ピース構造の密閉容器に対し、100 Ahセルでは上下ふたと直胴部の3ピース構造を採用している。これは、発電素子を固定するボルトの軽量化と、セルのシリーズ化を考慮した結果であり、発電素子の積層数と密閉容器の中直胴部の長さを可変することで50~100 Ahの任意の容量のセル供給を可能としている。

この圧力容器上部には、内部の電極スタックで発生した電気を外部に取り出すために、メカニカルシールタイプの気密端子を電気絶縁を保って溶接してある。

7.2 電極スタック

図3にセルの断面を示す。電極構成要素はニッケル極、セパレータ、水素極を一対とし、ガス通路確保のためのガススクリーンおよび電解液保持のためのリザーバを介して同種電極を背中合せに配する、いわゆるback-to-back構成として積層化している。これらの電極構成要素は、パイナップルスライス状に成形しており、中心部から電極リードを取り出して端子に接続し、正極および負極はそれぞれ並列に接続している。35 Ahセルでは、積層した電極構成要素を中心部に配した樹脂性の太いボルトで固定しているが、100 Ahセルでは、圧力容器にボルトの役割を分担させることでボルトをなくし、軽量化を図っている。

7.3 電気特性

図4に代表的なNi-H₂セルの充放電曲線を示す。電圧挙

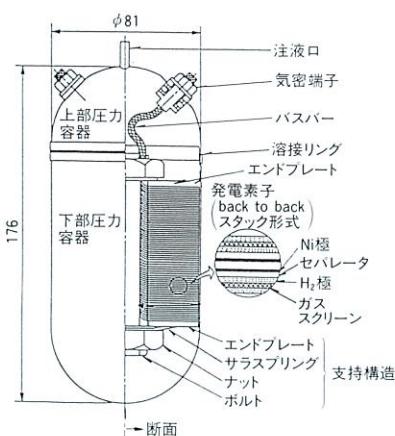


図3. 35Ah Ni-H₂セルの断面 リザーバを介して同種電極を背中合わせに配するback to back構成として積層している。
Cross section of 35 Ah Ni-H₂ cell

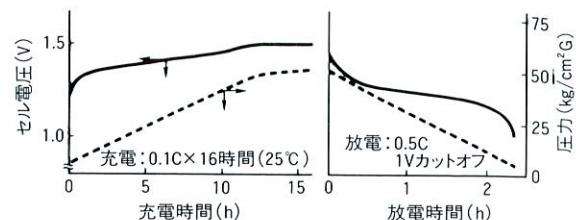


図4. Ni-H₂セルの充放電曲線 充電状態に対応した内圧挙動が確認できる。

Voltage/pressure profile of Ni-H₂ cell

動は、Ni-Cdセルの電圧挙動とほぼ同様で平均で約1.2 Vの放電電圧を示す。Ni-Cdセルと異なるのはセル内圧により充電状態をモニタできる点で、過充電時以外では充電状態に対応したほどリニアな内圧挙動が確認されている。また、過充電領域では内圧上昇が飽和に達していることから原理どおりの再結合反応が進んでいることが確認できる。

8 あとがき

当社の衛星搭載用電源機器の概要と、今後の主要な技術動向である大電力化および軽量化に対応するキーコンポーネントであるNi-H₂バッテリについて紹介した。

電源機器全般に関しては今後とも小型・軽量化を推進する。これとともに、Ni-H₂バッテリについてはさらなる大電力化に対応すべく大容量化(～300 Ah)を図り、衛星システムにとってより魅力的でユーザフレンドリな衛星搭載用電源機器を供給していきたい。

謝 辞

Ni-H₂セル開発にあたり、ご指導いただいた宇宙開発事業団の関係各位に感謝の意を表する。

高村 裕幸 Hiroyuki Takamura

小向工場宇宙設計部主務。
衛星搭載電池の開発に従事。
Komukai Works

林 英作 Eisaku Hayashi

小向工場宇宙設計部グループ長。
衛星搭載電源システムの開発に従事。
Komukai Works

神田 基 Motoya Kanda

研究開発センター 材料・デバイス研究所グループ長。
二次電池の開発に従事。
Research & Development Center