

## 3D15 周回衛星バス用 50V 及び静止衛星バス用 100V 電源制御器の開発

○岩佐稔, 艸分宏昌, 嶋田修平 (JAXA)  
石井昭彦, 菊地良和, 青木香恵, 清水純一, 伊藤太一 (MELCO)

Development of Electrical Power Components for LEO and GEO Satellites  
Minoru Iwasa, Hiroaki Kusawake, Shuuhei Shimada (JAXA),  
Akihiko Ishii, Yoshikazu Kikuchi, Kae Aoki, Junichi Shimizu and Taichi Ito (MELCO)

Key Words: Power control unit, Power distribution control unit, Lightweight, Multistep charge method by charge arrays

### Abstract

The electrical power subsystem (EPS) and solar paddle subsystem account for 15–20 (%) of a satellite's total weight. The EPS size and weight should both be reduced to increase the weight ratio of mission payloads. Previously, since the EPS of our program was not in line with the trends, mass ratio and handling power, of the global market, a new EPS was developed to halve the ratio of mass and handling power in line with global requirements. The EPS includes a power control unit, power distribution control unit, battery, and other components. This paper presents the new technologies adopted to achieve weight reduction, introduce ideas and developments in power control units (PCU) and power distribution control unit (PDCU).

### 1. はじめに

人工衛星にはその目的に応じて様々なミッション機器が搭載される。例えば、環境観測衛星では各種センサやカメラが、通信衛星ではアンテナや通信機器がミッション機器となる。一方、人工衛星には、軌道上において、その運用を行うために必要不可欠な基本共通機器（バス機器）を搭載しなければならない。電源機器、熱制御機器、姿勢制御機器等が主なものである。これらの機器が全体質量に占める割合は大きく、例えば、電源機器が占める割合は全体質量の15～20%にも達する。

これらバス機器は人工衛星の運用を支える機器ではあるが、限られた打ち上げ能力や打ち上げコストを考慮すると、できる限りミッション機器の搭載比率を増加させるため、小型軽量化が期待されている。JAXAでは、周回衛星バス用50Vおよび静止衛星バス用100V電源制御器を開発し、従来機器から質量半減を達成した。

本稿では、質量半減のために導入したキーテクノロジー及び開発成果について報告する。

### 2. 電源システム構成

人工衛星の電源システム構成は2つに大別される。

1つは周回衛星用、もう1つは静止衛星用である。周回衛星には図1に示す50V非安定化バスが採用され、静止衛星では、図2に示す100V安定化バスが採用される。両システムは基本的な構成はよく似ているが、バス電圧やバス方式が異なるため、電力制御器(PCU)及び電力分配制御器(PDCU)については、それぞれの要求仕様に適応するため、異なるハードウェアから構成されている。ただし、モジュール構成は異なるものの、回路技術、制御技術、実装技術等において多くの共通点を有しており、可能な限り双方に適用可能な共通技術を採用している。また、バッテリーインタフェースモジュール(BIM)、バッテリー(BAT)、爆管制御器(ODC)は概ね共通設計で対応可能な構成となっている。

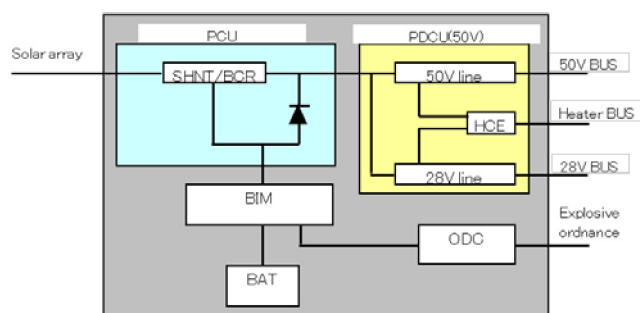


図1. 周回衛星用 50V バス

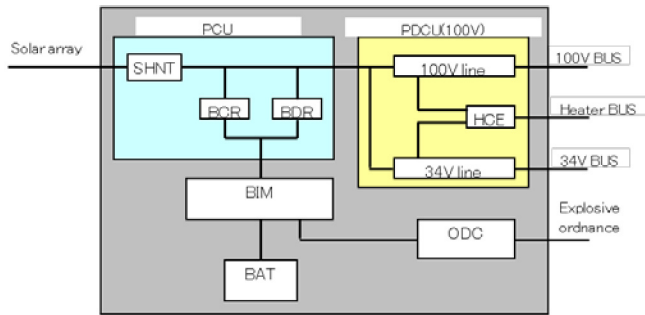


図 2. 静止衛星用 100V バス

### 3. 小型軽量化に向けたキーテクノロジー

#### I. チャージアレイ多段階充電方式

従来の周回衛星では、電力制御器の重量比率構成において、充電器の占める割合は大きく、5 割程度となっていた。この重量比率の大きな充電器を小型軽量化することで、電力制御器の小型軽量化に大きく貢献できる。そこで、従来の周回衛星で一般に用いられている充電制御器(BCR)による充電方式ではなく、チャージアレイ多段階充電方式を採用した。[1]

チャージアレイ多段階充電方式を用いた PCU の回路構成を図 3 に示す。CA<sub>1-n</sub> がチャージアレイを示しており、バッテリーに直接接続した太陽電池アレイを用いて充電する方式である。充電によりバッテリー電圧が設定した閾値に達した場合に、順次バッテリーに接続していた太陽電池アレイを切り離していく。MA<sub>1-n</sub> は、シャントアレイである。従来の衛星との大きな違いは、これまで、スイッチ、ダイオード及び質量の高張るコイル、コンデンサ等から構成される降圧コンバータである BCR で制御していたバッテリー充電を、スイッチ及びダイオードのみで構成されるチャージアレイ回路で行うことができることである。これにより、バッテリー充電器の大幅な重量削減が可能となる。

さらに、従来衛星では、BCR の故障によってバッテリー 1 系統の故障を許容する設計とするため、BCR とバッテリー 1 系統を冗長として搭載する必要があった。本方式では、これをチャージアレイモジュール 1 回路という僅かな質量増で実現可能である。これにより、バッテリー冗長の必要性がなくなり、電力制御器だけでなく、電源系全体としての軽量化にも貢献することができる。

図 4 はチャージアレイ多段階充電方式を適用した電力制御器と太陽電池シミュレータ及びバッテリーとの I/F 試験結果を示している。バッテリー電圧が充電開始とともに上昇し、チャージアレイ切り離し設定電

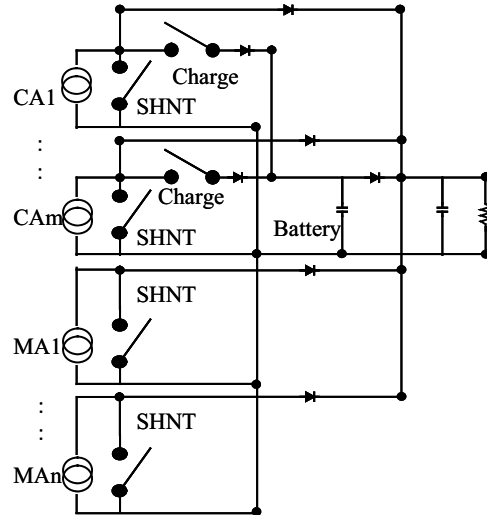


図 3. 多段階充電方式の回路構成

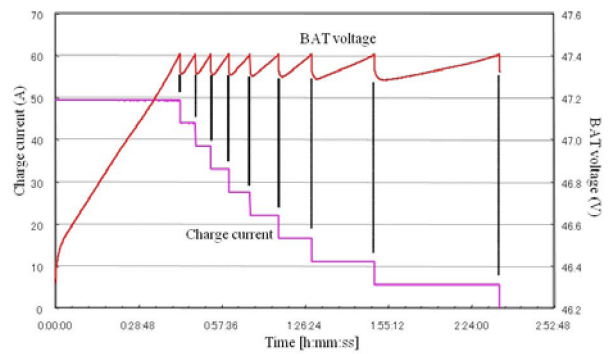


図 4. 多段階充電方式の I/F 試験結果

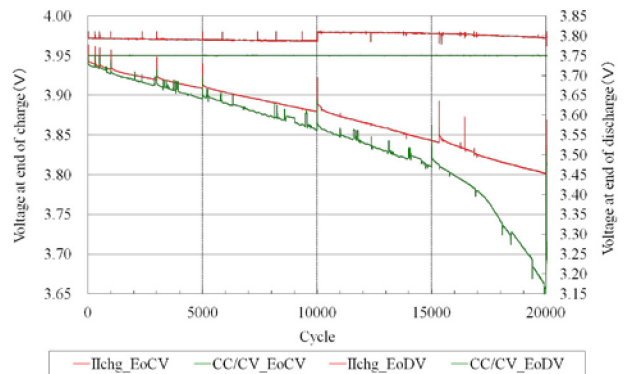


図 5. 充放電サイクル試験における電圧特性

圧の 47.4V に達すると、チャージアレイが 1 回路切り離され、充電電流が減少することが確認できる。この時、バッテリー電圧は充電電流の減少分にバッテリーのインピーダンスを掛けた分だけ減少する。この動作を全てのチャージアレイが切り離されるまで続け、充電完了となることを確認できる。

図 5 は充放電サイクル試験におけるバッテリー電圧のサイクル経過による推移を、図 6 は同じくバッテリー容量の推移を示している。対比として、従来から

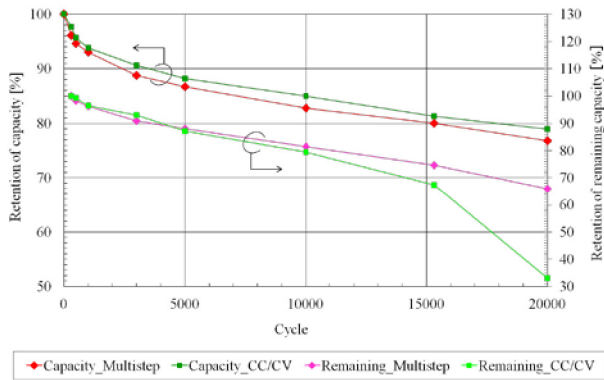


図 6. 充放電サイクル試験における容量特性

採用されている CC/CV 充電方式による結果を共に示している。試験条件として、バッテリー DOD は共に 25%だが、チャージレイ切り離し電圧は 3.98V に対し、CV 電圧は 3.95V となっている。この差は寿命性能には大きく影響しないため、比較評価が可能である。15000cyc 経過時点において、電圧特性及び容量特性に大きな差がないことを確認した。その後 20000cyc に掛けて、CC/CV 充電方式において、著しい低下がみられるが、充電制御というよりは、むしろバッテリー特性の影響が大きいと考えられる。チャージレイ多段階充電方式においては、そのような低下は見られないことが確認できる。

## II. メタルフォイルコア基板

本基板は、以前よりフライト実績が多くある JAXA の認定基板 (JAXA-QTS-2140) をベースにパターンの銅箔を厚くして熱伝導用コア材として用い、基板内の残銅比率を大きくとることで、図7に示す通り、排熱性を向上させたものである。本基板の採用により、図8に示す通り、これまで排熱のためにシャシ実装していた多くの電力部品が基板上に構成できるため、実装面積の飛躍的な削減が可能となった。

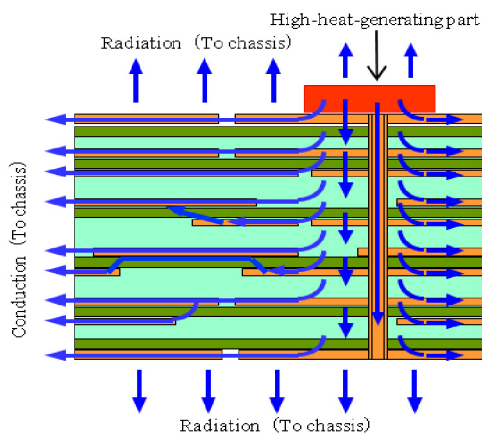


図 7. メタルフォイルコア基板による排熱イメージ

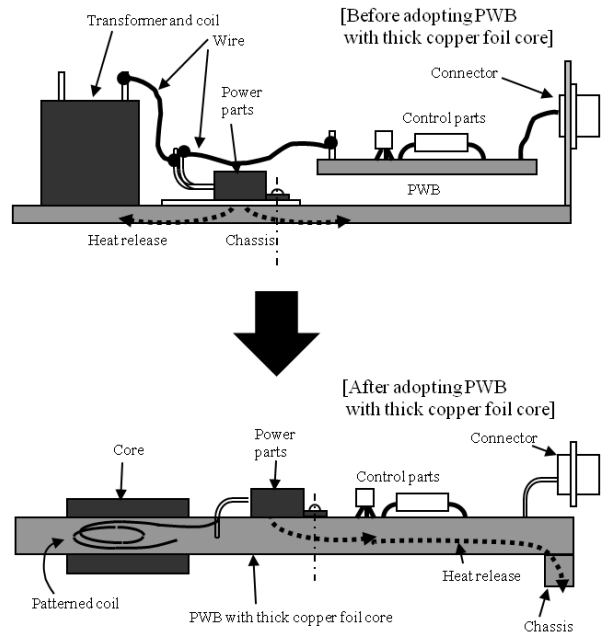


図 8. 部品実装イメージ

## III. メタライズドフィルムキャパシタ

従来から電力制御器のキャパシタバンクには湿式タンタルキャパシタが採用されている。しかし、湿式タンタルキャパシタは部品耐圧が低いことから、100V バスにおいては、所望の合成容量を確保するために、直並列の構成にしなければならず、本来の4倍の実装スペースを要していた。

さらに、故障対策のため、キャパシタ 1 つ毎にヒューズを具備した設計となっており、実装面積及び質量共に電力制御器全体に対し大きな比率を占めていた。

これをメタライズドフィルムキャパシタを適用することで、容量の最適化を図ると共に、セルフフィーリング機能を活用し、従来故障対策として実装していたヒューズを排除し、実装面積の低減と同時に信頼性の向上を図ることが可能となった。

## IV. コンバータモジュールの大容量化

静止衛星用電源バスに搭載される電力制御器には、システム仕様に応じた複数の放電制御器(BDR)が搭載されており、大電力化と共に構成モジュール数を増加させて対応可能な拡張性を有した設計になっている。同一実装スペースでの1回路当たりのハンドリング電力を拡大(従来比 1.5~1.8 倍)することにより、構成モジュール数が削減され、小型軽量化が可能となった。

## V. シャント電流の拡張

従来、1 シャント回路のインタフェース電流を約 2.8A として設計していたものを最大 5.6A まで許容可能な設計にすることで、太陽電池とのインタフェースを簡略化でき、かつ、シャント回路数を半減させ、モジュール数の削減を図ることで、小型軽量化が可能となった。

## VI. 逆流防止ダイオードの単一化

バス、シャント間逆流防止ダイオードはシャント動作時にバス側からの逆流を防止するためにシャント部に設けられるが、この実装についてはダイオードの短絡故障対策として、従来は直列冗長構成を採用してきた。この電力ラインに実装されるダイオードは大きな発熱を伴うため、直列冗長構成とする事がシャント部の小型軽量化を阻む大きな要因となっていた。そこで、ダイオード短絡時の故障対策として、故障検出機能を追加することにより、当該シャント回路の動作を停止し、ダイオード故障時にバスを保護する設計とし、ダイオードを単一化することでシャント部の発熱を概ね半減した。これにより、シヤシ設計を含むモジュールの小型軽量化が可能となった。

## 4. 開発成果

表 1 にキーテクノロジーの適用一覧を示す。これらのキーテクノロジーを適用し、表 2~4 の仕様に基づき、開発を行った結果、小型軽量化の成果は以下に示す通りとなり、目標である質量半減を達成した。

- ・ 周回衛星用 50V バス電力制御器  
42.2kg (開発前) → 19.4kg (開発後)  
軽量化率 54.0%
- ・ 静止衛星用 100V バス電源制御器  
(電力制御器及び電力分配器)  
70.8kg (開発前) → 34.2kg (開発後)  
軽量化率 51.7%

図 9~11 に各コンポーネントにおける開発前後での質量構成を示す。いずれも充放電モジュールや LVC モジュールといった電力系のモジュールが大幅に軽量化されていることが分かる。図 12~14 に各コンポーネントの写真を示す。これら 3 つのコンポーネントは、次に示す通り、JAXA 開発完了コンポーネントに登録された。

- ・ 周回衛星用 50V バス電力制御器 : GJA004
- ・ 静止衛星用 100V バス電力制御器 : GJA005
- ・ 静止衛星用 100V バス電力分配器 : GJA006

表 1. キーテクノロジーの適用一覧

	Adopted new technologies	Unregulated BUS system of 50 volts	Regulated BUS system of 100 volts
I	Multistep charge method by charge arrays	○	
II	PWB with thick copper foil core	○	○
	SMD power parts		○
	Planar-type transformer and coil	○	○
III	Metalized film capacitor	○	○
IV	Increase BDR module power		○
V	Increase shunt current	○	○
VI	Unification of diode for backflow prevention	○	○

表 2. 周回衛星用 50V バス電力制御器仕様

Item	6kW-class
BUS voltage	32~52V
BUS control method	Unregulated
Number of charge array steps	24
Shunt current per step	5.6A
Handling power	6.72kW max
Charge method	Multistep by charge arrays
Charge current	45A max per BAT
BAT I/F	Lithium-ion battery 100Ah
Dimension	380 x 370 x 250 mm
Weight	21.5kg max

表 3. 静止衛星用 100V バス電力制御器仕様

Item	6.5kW-class
BUS voltage	100±3V
BUS control method	Regulated
Number of charge array steps	16
Shunt current per step	5.28A
Handling power	8.5kW max
Charge method	CC-CV
Charge current	5.2A
BAT I/F	Lithium-ion battery
Dimension	380 x 355 x 240 mm
Weight	24.2kg max

表 4. 静止衛星用 100V バス電力分配器仕様

Item	6.5kW-class
Supply power (100V)	4kW
Supply power (34V)	670W
Supply voltage (100V)	96.0~103.0V
Supply voltage (34V)	34.0±1.0V
Supply count (100V-load)	40ch
Supply count (34V-load)	20ch
Supply count (100V-heater)	36ch
Supply count (34V-heater)	98ch
Pressure sensor	6ch
Dimension	355 x 305 x 215mm
Weight	14.5kg max

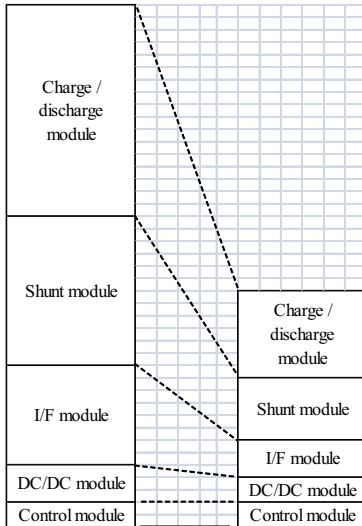


図 9. 質量構成 (周回衛星用 50V バス電力制御器)

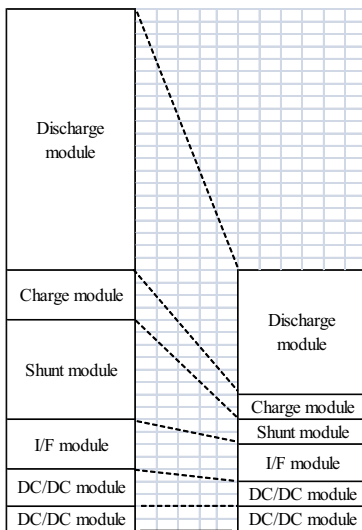


図 10. 質量構成 (静止衛星用 100V バス電力制御器)

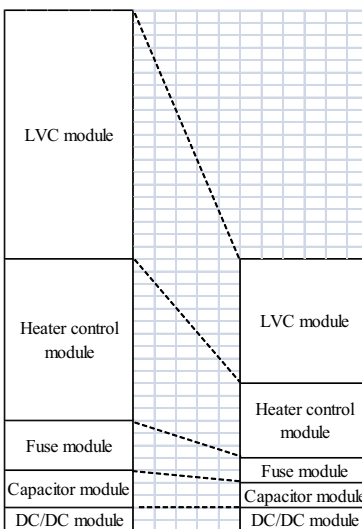


図 11. 質量構成 (静止衛星用 100V バス電力分配器)



図 12. 周回衛星用 50V バス電力制御器



図 13. 周回衛星用 100V バス電力制御器



図 14. 周回衛星用 100V バス電力分配器

## 5. まとめ

限られた打ち上げ能力や打ち上げコストを考慮し、できる限りミッション機器の搭載比率を増加させるため、小型軽量化を目的に、周回衛星バス用50Vおよび静止衛星バス用100V電源制御器を開発し、従来機器から質量半減を達成した。これらの機器はALOS-2/3、ひまわり8/9号への搭載が確定しており、今後は他の電源機器へキーテクノロジーの展開を図っていく予定である。

## 参考文献

- [1] G.Segami, et al., Multistep Charge Method by Charge Arrays, 8th European Space Power Conference, 14-19 September 2008, Konstanz, Germany