

「はやぶさ2」電源系の設計及び開発状況

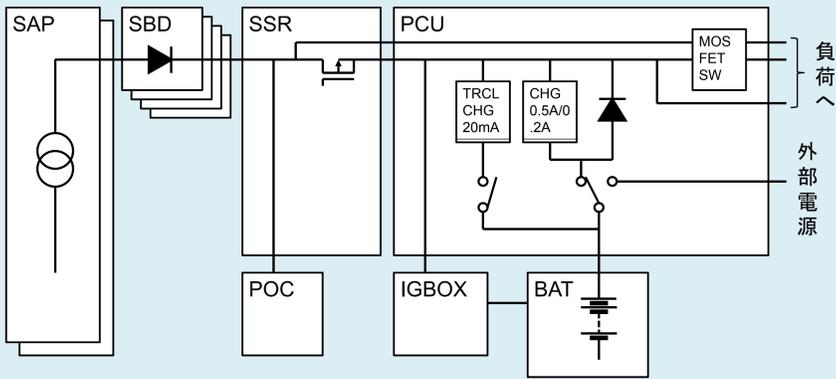
川崎 治(*1) 嶋田貴信(*1) 廣瀬和之(*1) 南野浩之(*2)

(*1) JAXA 宇宙科学研究所 電子部品・デバイス・電源グループ
 (*2) JAXA 月・惑星探査プログラムグループ はやぶさ2プロジェクトチーム



2014年12月の打上げに向けて開発を進めている「はやぶさ2」電源系について、その特徴及び開発状況について紹介する。

電源系の構成及び動作



SAP: Solar Array Paddle
 SBD: SAP Blocking Diode
 SSR: Series Switching Regulator
 PCU: Power Control Unit
 BAT: Battery
 IGBOX: Ignitor BOX
 POC: Power On Controller

「はやぶさ2」の電源系は、開発リスクの最小化と開発期間の短縮化のため、基本的に「はやぶさ」の設計を踏襲するとともに「はやぶさ」のレッスンズ・アンド・ラウンドを取込むことをベースとしている。

太陽電池パネル(SAP)は、「はやぶさ」同様2翼構成からなる。SAPの回路構成は33直列(平均)×100並列であり、1翼あたり50並列の回路を実装する。SAPの出力は、SAPブロッキングダイオード(SBD)を介してシリーズスイッチングレギュレータ(SSR)に取り込まれる。SBDは1翼あたり2式の合計4式からなり、1式のSBDは10並列のダイオードから構成される。すなわち1個のダイオードには、2もしくは3並列のSAPの回路が接続される。

SBDはSAPに「はやぶさ2」の構体による影が生じた場合に、日照の回路から影となった回路に電流が逆流することを防止するとともに、SAPの回路に短絡故障が発生した場合、出力電流が短絡点に流入することを防止する故障分離機能を果たす。

SSRはSAP出力を50Vに降圧安定化制御して電力制御器(PCU)経由で負荷機器へ供給する(SSR BUSと呼ぶ)(イオンスラスタ電源(IPP)へは降圧安定化せず供給する(SAP BUSと呼ぶ))。またソーラアレイロックアップ時にPCUからのコマンドを受けて、スイッチングレギュレータを瞬時停止させ、ロックアップを解除する機能を有する。またSAPの出力VIカーブ上の動作下限値を固定して電圧が下がりにすぎないように制御する機能(SAP-UV機能)を有する。

パワーオンコントローラ(POC)は「はやぶさ2」が軌道上で万が一OFF状態となり、SAPの発生電力での再起動が必要になった際に、SAPの発生電力が最低限の負荷電力を超えるまでSAP出力をシャットすることにより、再起動時のバス電圧の不安定化を防止し、正常な起動を行う機能を提供する。

PCUはバッテリーの充放電管理及び制御を実施するとともに負荷機器への電力供給を行う。またバッテリーの充電回路においては、通常の0.5A/0.2A充電回路とは別に、「はやぶさ」のレッスンズ・アンド・ラウンドに基づき、万が一の長時間のSAP出力低下時におけるバッテリーの過放電リスクを極力排除するため、20mAのトリクル充電回路(TRCL CHG)を有する。

バッテリー(BAT)は、11直列のリチウムイオンバッテリーセルから構成される。定格容量は13.2Ahである。

IGBOXは鋭感型火工品及び非火工型可動物(NEA: Non-Explosive Actuators)を駆動する機器である。

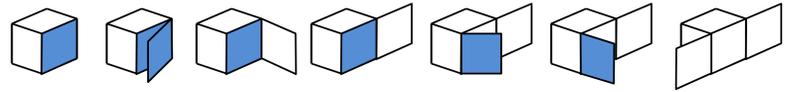
「はやぶさ」から「はやぶさ2」への主要設計変更点

	はやぶさ	はやぶさ2
SSR出力電力	880W	1200W
SSR出力電圧	50V-52V	49V-51V
SAP-UV機能	スイッチングレギュレータの最大デューティで制限	SAP電圧を規定値以下に下げないようにする制御を追加
POC機能	SSR内に搭載	単独機器に変更
SBD(ダイオード)	ダイオードをSAP面に実装	衛星構体内にSBDとして実装
PCU分配ch数	SAP BUS: 3ch SSR BUS: 23ch	SAP BUS: 3ch SSR BUS: 39ch
SSR BUS電流検出	RTNのみ	HOT: 7ch(地絡検出のため) RTN: 32ch
非火工型可動物(NEA)制御	PCUで制御	IGBOXで制御
SAP-UVレベル	なし	2レベル
バッテリーセル過電圧検出	4.2V	4.3V
バッテリーセル過電圧/低電圧検出	セル毎の検出は不可能	セル毎の検出が可能
バッテリー充電制御	VT制御	35.10V~47.85Vまでの256ステップ(バッテリー上限値は46.75V)
BAT TRCL充電回路	なし	20mA回路を新設

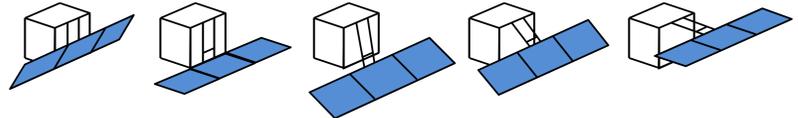
太陽電池パドル(SAP)の開発状況

- <太陽電池セル>
 - セルにはInGaP₂/GaAs/Ge三接合セルを採用
 - 変換効率: 約28% @BOL
- <太陽電池パドル>
 - 大きさ: 4228 × 2490 mm × 2翼
 - 質量: 49.2 kg (2翼合計)
 - 太陽電池アレイ構成: 33 直列(平均) × 100並列
 - 発生電力: 帰還軌道遠日点(打上げ後6年、1.42AU)において1400 W (要求1400W以上)。SAP一回路故障(SBD一並列故障)を許容する。

一次展開シーケンス及び試験状況



二次展開シーケンス及び試験状況



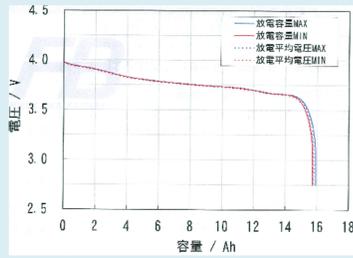
展開は一次展開と二次展開の2段階の展開シーケンス。開発試験では一次展開試験、二次展開試験とも展開時間は解析とほとんど一致し、安定した展開動作を確認

リチウムイオンバッテリー(BAT)の開発状況

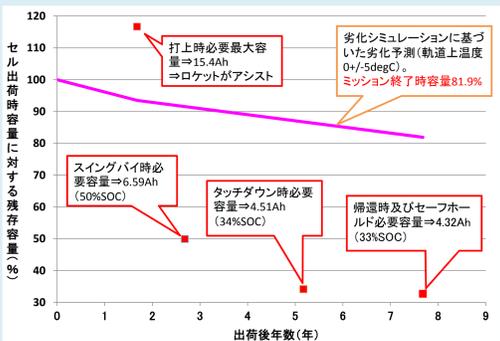
容量: 13.2 Ah (「はやぶさ」と同じ)
 寸法: 78 mm x 28 mm x 120 mm
 (「はやぶさ」から変更。フットプリントを「あかつき」と同じとする)
 質量: 590 g (Max)



セル外観(EM品)



EMセル初期放電特性(20degC)
 ⇒FMIにて要求容量13.2Ahを達成見込み



セル出荷後からミッション終了までの容量劣化解析結果

「はやぶさ2」のバッテリーセルは2013年3月にフライト品が出荷され、バッテリーにアセンブリ後、「はやぶさ2」のシステム試験に供されてそのまま打上げられる計画である。よって「あかつき」のバッテリーの運用実績に基づき、セル出荷後からミッション終了までの容量劣化解析した。

「はやぶさ2」システムから要求されるミッション中の主要な充放電イベントは以下の4回である。

- ・打上げ
- ・地球スイングバイ
- ・1999JU3タッチダウン
- ・帰還時(セーフホルドのための軌道上最低容量)

打上げ時は、ロケットから電力供給を受けて不足容量を補うが、軌道上のいずれのケースにおいても充分な必要容量を充足できることを確認した。

開発計画及び検証計画

年度	FYH23(2011)											FYH24(2012)											FYH25(2013)											FYH26(2014)													
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
システム	PDR											CDR											△EPS一噛み試験のためシステム渡し											△EPS(バッテリー以外)システム渡し											△打上げ		
サブ設計	PDR											CDR											製造設計											製造設計											製造設計		
サブ製造	PDR											CDR											製造設計											製造設計											製造設計		
EPSサブマイルストーン	PDR											CDR											製造設計											製造設計											製造設計		
EPS	詳細設計											製造設計											製造設計											製造設計											製造設計		
SBD	詳細設計											製造設計											製造設計											製造設計											製造設計		
SSR	詳細設計											製造設計											製造設計											製造設計											製造設計		
PCU	詳細設計											製造設計											製造設計											製造設計											製造設計		
BAT	詳細設計											製造設計											製造設計											製造設計											製造設計		
IGBOX	詳細設計											製造設計											製造設計											製造設計											製造設計		
POC	詳細設計											製造設計											製造設計											製造設計											製造設計		
治具・設備	詳細設計											製造設計											製造設計											製造設計											製造設計		

「はやぶさ2」の電力系は「はやぶさ」の設計及び実績を踏襲することを前提に、最低限の開発試験とフライト品による試験確認を検証のベースラインとしている。

バッテリー以外の各コンポーネントは2013年1月末から開始される所謂「一噛み試験」までに単体の製造及び電氣的機能確認を完了し、一噛み試験においてシステムとの適合性を検証する。バッテリーは一噛み試験においては製造中であるため、一噛み試験にはバッテリーシミュレータを用いてバッテリーの充放電機能、管理制御機能を確認する。一噛み試験は2013年5月初頭に終了する予定であり、システムから返却された各コンポーネントは、単体環境試験(AT)に供され、最終的な検証を完了する。

2013年10月に全てのコンポーネントはシステムに提供され、機体への搭載が実施される予定である。

現在、一噛み試験に向けて各コンポーネントの製造を鋭意実施中である。