

Development of Secondary Lithium Ion Battery for the Asteroid Explorer
"HAYABUSA 2"

Hiroki Ooto, Terushige Hiruta, Masahiro Yamamoto, Hiroyuki Inafuku
The Furukawa Battery Co. LTD., 23-6 Kuidesaku, Joban-shimofunaomachi,
Iwaki, Fukushima 972-8501, Japan
Yoshitsugu Sone
JSPEC/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Chuo-ku, Sagamihara, Kanagawa 252-5210, Japan

Abstract :

Li-ion battery, which has the advantage of high energy density, is coming into space usage in recent years. Furukawa Battery Co. Ltd. developed world's first Li-ion batteries for the asteroid explorer "HAYABUSA" of JAXA, which was launched in 2003. The batteries had rated capacity of 13.2 Ah, and continued to function normally for 3.5 years in space. Based on the fundamental technologies of these batteries, we developed 23.5-Ah Li-ion batteries for the Venus probe "PLANET-C", energy density and life performance of which were improved according to the mission requirement.

Based on these basic technologies, we started development of a battery to be used for "HAYABUSA 2", which is the successor mission to "HAYABUSA". Requirements for the "HAYABUSA 2" battery are 13.2 Ah capacity and less than 570 g mass, which are identical to those required for the "HAYABUSA" battery. Furthermore, a higher load of greater than 1C is necessary for all four events of (1) Launching, (2) Swing-by, (3) Touchdown, and (4) Safe hold when returning to Earth. Particularly, high-capacity discharge exceeding the rated capacity is necessary at launching.

We conducted tests simulating "HAYABUSA 2" operations to confirm the necessary battery performance and to seek an optimal operation method for accomplishment of the mission. As a result, after reviewing case studies in which environmental temperature is elevated and charging conditions are altered temporarily, we are now confident that the required performance specifications will be satisfied.

We test-produced an engineering model cell to confirm the battery design. From the test results of initial charging and discharging characteristics, we confirmed the rated capacity of 13.2 Ah and load characteristics meeting the maximum load of the mission.

小惑星探査機「はやぶさ2」用リチウムイオン二次電池の開発

古河電池 大登裕樹、蛭田輝繁、山本真裕、井奈福浩之
JAXA 曾根理嗣

1. はじめに

古河電池株式会社は宇宙研究用及び人工衛星用 Ni-Cd 電池、Ni-MH 電池の研究開発と製造実績を基に、定格容量 13.2Ah の宇宙用リチウムイオン電池セル（以下、「セル」と記す）を開発した¹⁾⁻³⁾。このセルは宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部の小惑星探査用工学実験探査機「はやぶさ」に搭載され、2003 年 5 月の打上げ以降、3.5 年に亘って軌道上での実証評価を進め、宇宙用として十分な性能と品質を満足することを確認した。

2003 年より、「はやぶさ」用バッテリー技術をベースに金星探査機「あかつき」搭載用セルの開発を開始した。ミッションの要求条件から大型化、高エネルギー密度化、長寿命化検討を行い、開発した 23.5Ah のセルは 2010 年の探査機の打上げ以降、現在も軌道上で運用中である⁴⁾⁻⁸⁾。

これらの成果を基に、「はやぶさ」の後継ミッションである「はやぶさ2」用セルの開発を開始した。「はやぶさ2」ミッションを想定した模擬試験を行って、セルへの要求性能を確認すると共に、ミッションを達成するための最適な運用方法を調査する。

2. 「はやぶさ2」搭載用セルの仕様

「はやぶさ2」探査機の基本設計は「はやぶさ」の設計をベースとしている。搭載するセル（フライトモデルセル、以下、「FM セル」と記す）も「はやぶさ」用と同様に 13.2Ah の定格容量と 570g 以下の質量を要求されている。「はやぶさ2」は 11 個の FM セルを直列接続してなるバッテリーを 1 台搭載する計画である。

3. 「はやぶさ2」ミッションとセルの運用計画

3.1 「はやぶさ2」ミッションと要求性能

「はやぶさ2」探査機は 2014 年に打上げられ、1 年後の地球スウィングバイを経て 2018 年に目的の小惑星に到着する。1 年間の探査期間で小惑星のサンプルを採取し、2019 年に小惑星を出発、2020 年に地球へ帰還する予定である。

「はやぶさ2」ミッションにおける FM セルの充放電イベントと、要求性能を Table1 に示す。尚、最大電流と容量は電力要求条件と定格電圧から概算した推測値である。FM セルは計画されている打上げ、地球スウィングバイ、タッチダウン、帰還時セーフホールドの 4 回のイベントで、全て 1C 以上の高出力性能を要求されている他、軌道上の全期間で探査機のセーフホールドを保障するスタンバイユースで運用される。

3.2 FM セルの運用パターン

要求条件を反映して FM セルを運用した際の充電状態（State Of Charge、以下、「SOC」と記す）のパ

Table1 「はやぶさ2」ミッションの要求性能

項目	経過年数 / 年	最大電流 / A	容量 / Ah
打上げ	1.7	16.80	13.65
スウィングバイ	2.7	14.61	10.25
タッチダウン	5.2 ~ 6.2	16.60	8.72
セーフホールド	7.7	16.17	5.39

最大電流、容量は推算値

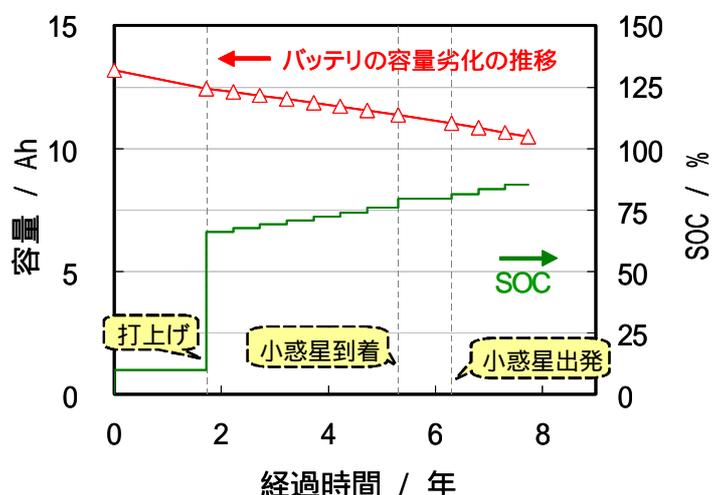


Fig.1 FM セルの運用パターンと容量の推移

ターンを Fig.1 に示す。打上げ後はセーフホールドを保障する最低限の容量のみ充電して、およそ半年の間隔で直列接続したセルの電圧バラツキを抑制するリセットオペレーションを実施し、その際に容量劣化分を SOC に上乘せするステップアップ運用を計画している。この運用パターンを適用したセルの容量劣化の推移は赤の線で表される。

この容量の推移と各イベントでの要求容量との比較を Fig.2 に示す。軌道上ではリチウムイオン電池の経年劣化を抑制する目的で約 5 の低温で FM セルを運用する計画であるため、低温環境下における負荷増大、過放電保護による容量低減分を考慮した場合、容量劣化の推移は青の線まで下降すると推測される。

ミッション末期までセーフホールドを保障する目処が得られる一方で、打上げ、地球スウィングバイ、タッチダウンの各イベントでは容量不足が懸念される。

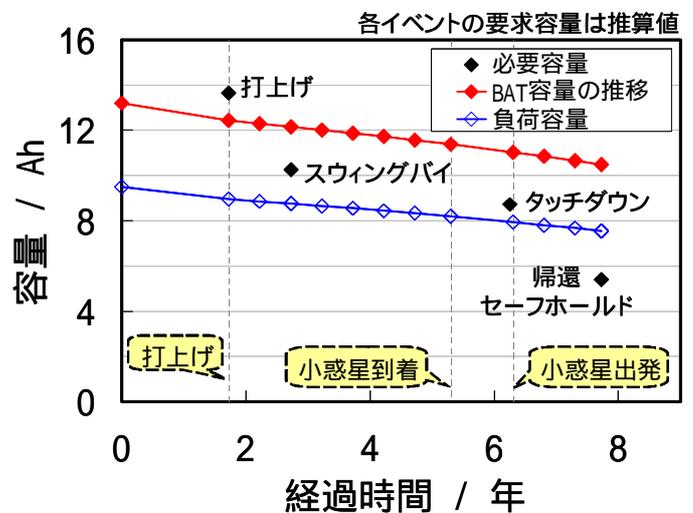


Fig.2 FMセルの容量と要求容量

4. 運用模擬試験によるミッションへの適合性検証

軌道上でのイベントを想定した運用模擬試験を実施して、各イベントにおけるセル放電容量の要求値との整合性と最適な運用方法の調査を行った。運用模擬試験は容量劣化シミュレーションによって予測された経年劣化量と同等の劣化が進んだセルを選抜し、要求条件に従い定電力放電により放電特性を調査した。試験は 20 と、軌道上の運用を想定して 5 の環境で実施した。また過放電保護機能の作動電圧は 3.3V を想定した。

4.1. 打上げ模擬試験

探査機の打上げを想定した模擬試験の結果を Fig.3 に示す。

要求条件から予測される 13.65Ah の容量に対し、20 環境下ではほぼ同等の容量を放電したが、電圧特性が低下し負荷が増大する 5 環境下では放電した容量は約 14Ah に達し、放電下限電圧を下回った。

探査機が打上げされると温度の低下が予想されるため、特に放電末期の負荷の増加、容量不足に対して対策の必要がある。

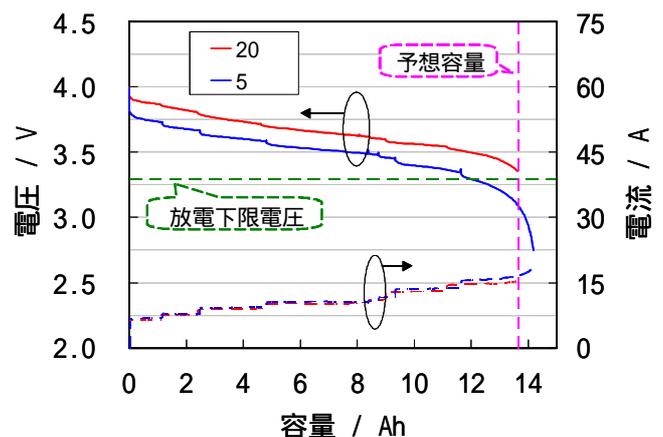


Fig.3 打上げ模擬試験

4.2. スウィングバイ模擬試験

スウィングバイ模擬試験の結果を Fig.4 に示す。スウィングバイの直後に探査機の姿勢が変更するワーストケースを想定して、スウィングバイの後にセーフホールド相当の容量も放電して、ミッションへの適合性を調査した。

予測される 10.25Ah の容量に対して略同等の放電容量が得られ、特に 20 環境下では予測容量と放電下限電圧に対して大きなマージンを有する事が確認された。

4.3. タッチダウン模擬試験

タッチダウン模擬試験の結果を Fig.5 に示す。スウィングバイ模擬試験と同様、予測される容量に対してい

ずれの試験も同等の放電容量であり、特に 20 の試験では予測容量と放電下限電圧に対して大きなマージンを有する事が確認された。

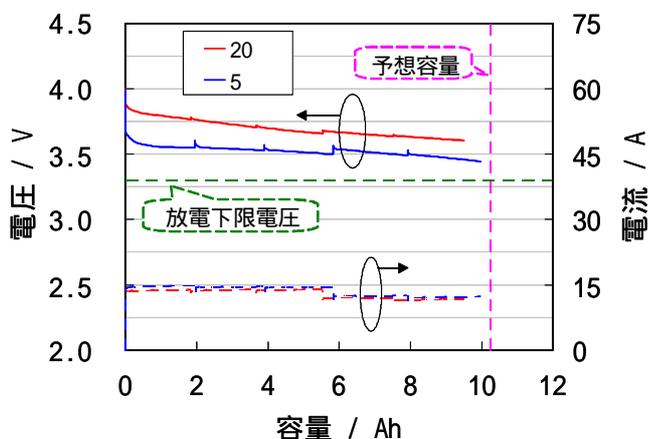


Fig.4 スウィングバイ模擬試験

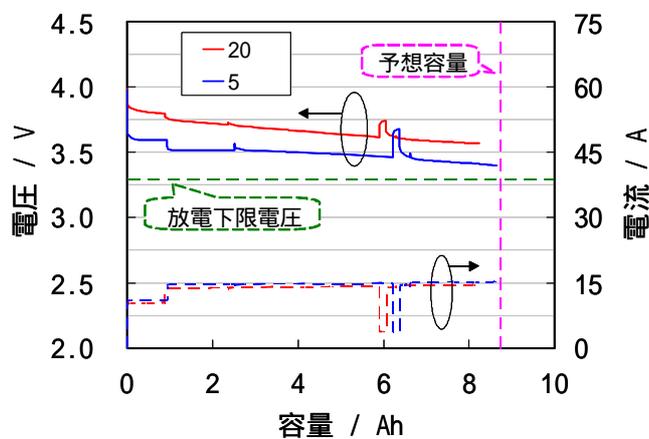


Fig.5 タッチダウン模擬試験

4.4. 運用模擬試験のまとめ

運用模擬試験の結果から、軌道上でセルを放電するイベント時には管理温度を約 20 に調整し、定格特性に近い放電容量を得る運用が要求性能の達成に有効であると判断できた。

ミッション期間中で最大の容量を要求される打上げにおいては、更に定格の充電制御電圧 (4.0V) を超過してセルを充電し、大きな容量を得る検討もケーススタディで実施する。

5. エンジニアリングセルの開発

5.1. エンジニアリングモデルセルの仕様

電極端子の絶縁封口に簡易構造を用いた地上試験用のエンジニアリングモデルセル (以下、「EM セル」と記す) を試作して、「はやぶさ 2」用セルの設計、初期充放電特性、保存特性の調査を開始した。

EM セルの写真を Photo.1 に、設計を Table2 に示す。

EM セルは搭載用と同じく 13.2Ah の定格容量と、ミッションの最大負荷に対して定格の 90%以上の容量を目標としている。

5.2. EM セルの定格放電特性

20 環境下において EM セルの初期容量を測定した結果を Fig.6 に示す。

目標とする 13.2Ah の定格容量を達成した。

Photo.1 「はやぶさ 2」EM セルの外観



Table2 「はやぶさ 2」EM セルの設計

定格容量	13.2 Ah
定格電圧	3.6 V
高負荷容量	定格容量の90%以上

ミッション最大負荷を想定

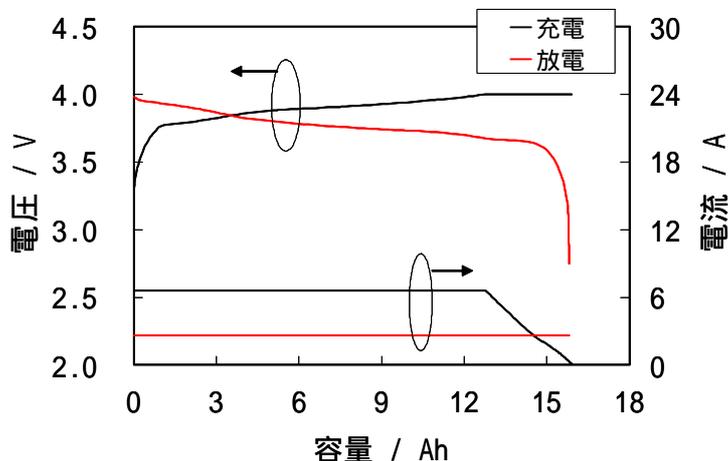


Fig.6 EM セルの定格容量

5.3. EMセルの負荷放電特性

ミッションで予想される最大の負荷はセーフホールド時の54.4W(セル当り)である。この電力条件を用い、定電力方式でEMセルの負荷容量を測定した。

軌道上の管理温度が 5 ± 5 である事から、最も負荷が大きくなる0に環境温度を調整した。結果をFig.7に示す。

目標とする定格の90%容量が得られた。

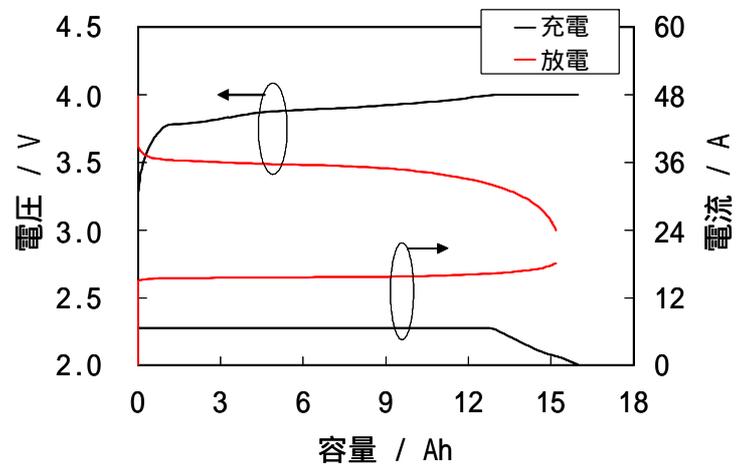


Fig.7 EMセルの負荷容量

5.4. 高充電制御による充放電特性

打上げ時の大きい要求容量に備え、ケーススタディで高充電制御によるセル運用を検討した。通常の4V制御に対し、4.25Vまで充電制御電圧を上げて充放電特性を調査した。その結果をFig.8に示す。

4.25V制御での充電において安全性に異常はなく、高充電制御によるその後の容量劣化推移への影響も観られなかった。

通常の4V充電制御に対し約130%の容量が得られており、打上げ時の要求を満たす見通しが得られた。

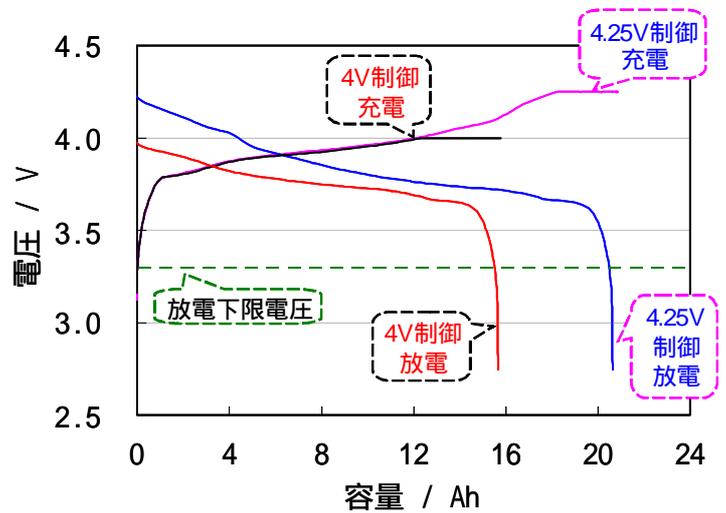


Fig.8 高充電制御による充放電特性

6. おわりに

小惑星探査機「はやぶさ2」用リチウムイオン電池の開発を開始し、要求の13.2Ahリチウムイオン電池を設計した。

運用模擬試験の結果から、要求性能の確認と、ミッション要求を満たす運用方法の適正化を図った。

EMセルを開発し、設計の13.2Ahの定格容量と、ミッション最大要求の負荷要求を満たす目処付けを得た。

参考文献

- 1)山本,大登,高椋,酒井,高橋,廣瀬,田島:第18回宇宙エネルギー・シボ・シム要旨集、pp.47-50 (Feb 1999)
- 2)大登,高椋,山本,酒井,高橋,廣瀬,田島:第19回宇宙エネルギー・シボ・シム要旨集、pp.1-5 (Feb 2000)
- 3)山本,高椋,大登,酒井,FBテクニカルニュース, No.56, p64(2000)
- 4)大登,大平,山本,江黒,豊田,鶴野,廣瀬,田島:第27回宇宙エネルギー・シボ・シム要旨集、pp.11-15 (Mar 2008)
- 5)H.Ooto, K.Ohira, H.Toyota et al, Proc. of the '8th European Space Power Conference', (Sep 2008)
- 6)大平,大登,山本,江黒,豊田,鶴野,廣瀬,田島:第28回宇宙エネルギー・シボ・シム要旨集、pp.1-5 (Mar 2009)
- 7)大登,大平,山本,江黒,豊田,鶴野,廣瀬,田島:第29回宇宙エネルギー・シボ・シム要旨集、(Mar 2010)
- 8)大登,大平,山本,井奈福,豊田,鶴野,廣瀬,田島:第30回宇宙エネルギー・シボ・シム要旨集、(Mar 2011)