

# 金星探査機 PLANET-C 搭載用リチウムイオン電池の開発

## Development of satellite for scientific purposes PLANET-C lithium-ion battery

大登 裕樹\*  
Hiroki Ooto

大平 賢二  
Kenji Ohira

山本 真裕  
Masahiro Yamamoto

井奈福 浩之  
Hiroyuki Inahuku

### Abstract

The development of the lithium-ion battery for the power supply equipped with Venus explorer PLANET-C began newly based on the battery technology for "HAYABUSA" in 2002. Enlargement and the high energy density making examination were done based on the surface modification of material in a negative pole and the improvement of the separator because a further improvement of the mass advantage had been requested from the demand condition of the mission, and 23.5Ah class corner type lithium-ion battery of the high energy density type was made for trial purposes by 2004. Moreover, the examination of making to long life was also advanced, and the prospect putting that decreased passing year amount of deterioration in the state of a complete charge when keeping it by the float charge method to the half of the battery for past "HAYABUSA" was obtained.

### 1. はじめに

当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、宇宙用リチウムイオン電池を開発した<sup>1)~3)</sup>。この電池は宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部殿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、軌道上での実証評価を進め、宇宙用として優れた性能と品質を満足することを確認した。

この「はやぶさ」用セル技術をベースに、新たに金星探査機 PLANET-C 搭載用リチウムイオン電池のミッションの要求条件から質量メリット、寿命特性の更なる改善が求められたため、大型化、高エネルギー密度化、長寿命化検討を行い、23.5Ah 級角形リチウムイオン電池を開発した。

本報では、容量劣化シミュレーションに基づき設計した PLANET-C 搭載用電源としての 23.5Ah 級リチウムイオン電池の開発成果について、その第一報を報告する。

### 2. 電池の運用計画

PLANET-C 搭載用電池の運用計画を表 1 に示す。電池は、地上での総合試験などで使用する以外は、過放電を防ぐため、常温環境下にて僅かな容量を充電した状態で打ち上げまでの 1.5 年間、開回路で保管される。

表 1 PLANET-C 搭載バッテリーの運用計画  
Table 1 Operation plan of battery for PLANET-C

	Time (year)	Temperature (°C)	State
Delivery launch	1.5	25	Storage at off load
launch-arriving at Venus (nominal)	0.5	10	Standby use
☿ (backup)	2.5		
Venus orbit	2.0	10	Cycle use

続いて、探査機を打上げてから金星に到着するまでの間、クルージング運用フェーズに移行する。この期間では、電池は、探査機の突発的な姿勢喪失からの復帰（セーフホールドモード・オペレーション）に備えた非常用電源として使用される（スタンバイユース）。打上げウィンドウによる軌道では金星到着までクルージング期間は 0.5 年だが、バックアップ打上げウィンドウによる起動では 2.5 年を要する。ノミナルウィンドウとバックアップウィンドウとの間隔は約 1 ヶ月と短いため、我々は、2.5 年の

\* アルカリ電池部

クルージング運用に耐えられる長寿命電池の開発を進めた。

金星に到着した後、電池は日陰時における探査機の電源として使用される。2年間の金星周回運用計画では、探査機の全日照期間を除き、電池は常時充放電を繰り返すサイクルユースで運用される。もちろん金星周回軌道の全期間において、電池は探査機のセーフホールドモード・オペレーションに備えたスタンバイユース運用も同時に行われる。

### 3. 電池の設計

#### 3.1 リチウムイオン電池の運用パラメータ

リチウムイオン電池は長期間にわたり高い充電状態 (SOC) で運用すると運用期間に伴う容量劣化、いわゆる経年劣化が促進される<sup>4)</sup>ことから、PLANET-C のような長期間のスタンバイユース運用が要求される宇宙用ミッションにおいては、軌道運行中、リチウムイオン電池は必要最低限の SOC を維持する特殊なパターンで運用する<sup>5), 6)</sup>。

#### 3.2 容量劣化シミュレーション

PLANET-C ミッションの運用条件、電力負荷を基に電池セルの容量劣化シミュレーションを行い、初期容量の設計を行った。PLANET-C 搭載用電源では信頼性の観点から、設計容量の 1/2 の容量のセルを 11 直列接続を 2 系統、並列接続して探査機に搭載される計画である。これは、並列構造を採ることで、電源系に不慮のトラブルが生じた場合においても、運用内容の制限によりミッションの継続が可能な状況にすることを目的としたものである。

想定されていた PLANET-C の要求負荷を基にミッション中の必要容量を計算した結果を図 1 に示す。打上げまでの期間は、電池には定期的な運用計画は無い。探査機を打上げた後は、ミッション終了までの全期間において、電池には探査機のセーフホールドモードを保証する容量が要求され、その値はおよそ 10Ah である。電池容量を最も支配する負荷は金星周回フェーズのミッションエンド付近にある最大日陰とセーフホールドモードの負荷で、その値は約 30Ah の電池容量が要求される。

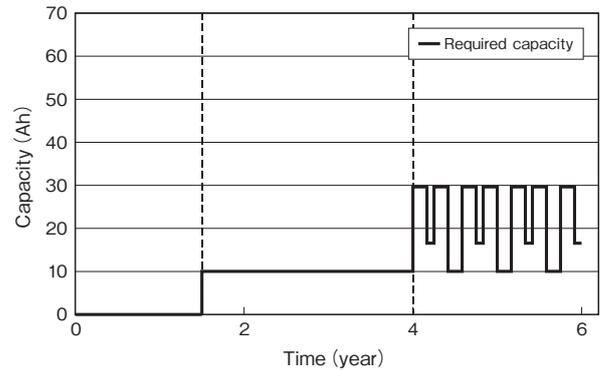


図 1 PLANET-C ミッションの要求容量  
Fig.1 Required capacity for the PLANET-C mission

3.1 項の電池運用法を適用すると、運用中の電池の SOC パターンは図 2 のように示すことができる。改良型リチウムイオン電池の目標性能を基に、各期間での適正な SOC における電池の特性劣化量を積算していくシミュレーション設計を実施した結果、電池特性の劣化の推移は図中の実線のように推移し、ミッションエンドにおける総劣化量は初期容量の約 20% と予想される。

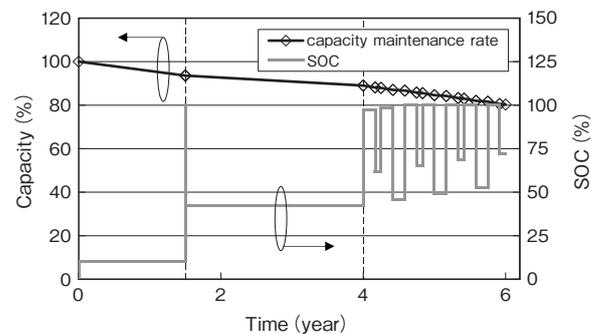


図 2 PLANET-C 搭載バッテリーセルの SOC と容量維持率の推移  
Fig.2 Transition of SOC and capacity maintenance rate of battery cell for PLANET-C

ミッションエンドにおける必要容量の値と、シミュレーションによる容量劣化の予測値に設計マージンを加えた結果、PLANET-C 探査機に搭載する電池の必要容量は図 3 に示すように、47Ah と設計することができた。

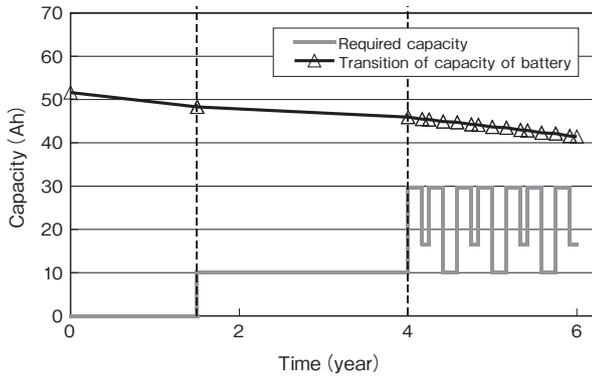


図3 PLANET-C 搭載セルの容量の推移  
Fig.3 Transition of capacity of battery cells for PLANET-C

### 3.3 電池の開発目標

3.2 項記載の 47Ah の必要容量に対し、前述の信頼性の向上の目的から、開発するセルの設計容量を 23.5Ah に決定した。

一方、探査機で許容された電池質量から求められるセルの最大質量は 785g であり、質量エネルギー密度 107Wh/kg 以上の角形リチウムイオン電池を開発することが必要となった。

## 4. セル特性の改善

### 4.1 高エネルギー密度化検討

PLANET-C 搭載用リチウムイオン電池の開発では、「はやぶさ」用セルで確立した信頼性を維持した上で、セル容量を 13.2Ah から 23.5Ah に増大させ、かつ、質量エネルギー密度を改善するため、負極活物質の表面改質、セパレータの改良などの検討を行い、85Wh/kg から 107Wh/kg まで向上させることに成功した。

### 4.2 長寿命化検討

宇宙用途のような長期ミッションで経年劣化を軽減させることは、電池の必要容量を低減でき、搭載する電池の質量を低減させるという観点において重要である。電池を常に充電状態で運用するフロート充電性能の改善をするため、電解液組成の適正化検討を行った。その結果、10℃、100% SOC における「はやぶさ」用セルの容量劣化率を、半減させることに成功した。

### 4.3 運用シミュレーション試験

先行評価用として試作した 23.5Ah 級リチウムイオン電池 (EM セル\*) を用いて、PLANET-C 暫定運用条件で模擬試験を実施し、セル設計の妥当性を検証した。PLANET-C ミッションは最長で 6 年にわたる。試験時間の短縮を図るために、表 2 に示すとおり、ミッションを 3 つのフェーズに分割し、それぞれの条件で運用模擬試験を実施した。また、リチウムイオン電池の経年劣化が電解液と負極の化学変化に支配されることから、表 2 に示すスタンバイユースの期間において、実用温度試験と共に、加速係数 10℃ 二倍速の温度加速試験も実施した。

表 2 運用模擬シミュレーション試験条件  
Table2 Simulated operation test conditions

phase		Test time	Test method	
(1) Delivery-launch	operating temperature test	1.5 year	25℃	10% SOC off load
	Temperature accelerated	4.5 month	45℃	
(2) Launch-arriving at Venus	operating temperature test	2.5 year	10℃	41% SOC float charge
	Temperature accelerated	7.5 month	30℃	
(3) Venus orbit	operating temperature test	2 year	simulating after entering the Venus orbit	

#### 4.3.1 納入～打上げ

EM セルにおける納入から打上げまでの地上保管を模擬した運用シミュレーション試験の結果を図 4 に示す。この期間、電池は過放電を避けるために 10% の容量を充電した状態で保管される。セルの実用温度試験は、運用期間の 1.5 年を完了して、セルの容量維持率は 97% であり、その値は容量劣化シミュレーションによる予測値を上回る良好な特性であった。試験期間 4.5 ヶ月の温度加速試験も完了し、実用温度試験と同じく、容量維持率は 97% であった。両者の容量劣化の進行はほぼ同様の推移であることから、温度加速試験における 10℃ 二倍速の適用の妥当性を確認した。

\* EM セル：Engineering Model Cell

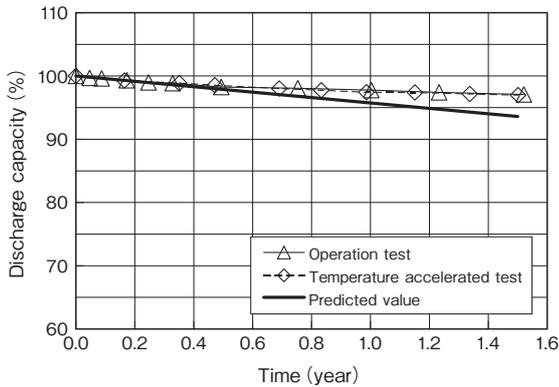


図4 運用模擬シミュレーション試験 (1) 納入～打上げ  
Fig.4 Simulated operation test (1) Delivery-launch

#### 4.3.2 打上げ～金星到着

EMセルにおける打ち上げ後のクルージング期間を模擬した運用シミュレーション試験の経過を図5に示す。セルはセーフホールド容量を保証する最低限の41% SOCに保つフロート充電状態により2.5年間、10℃環境下で保管し、セルの容量劣化の推移を調査したものである。

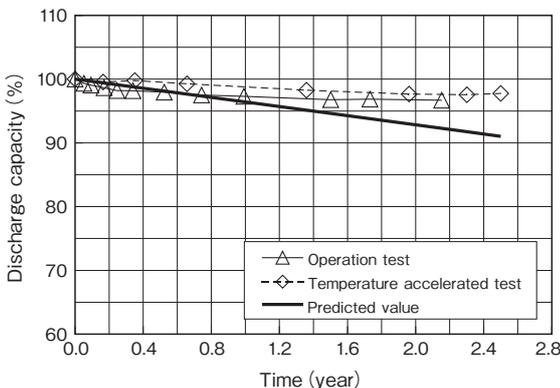


図5 運用模擬シミュレーション試験 (2) 打上げ～金星到着  
Fig.5 Simulated operation test (2) Launch-arriving at Venus

実用温度試験は試験開始から2年が経過し、EMセルの容量維持特性は、容量劣化シミュレーションによる予測値を上回る良好な値を示している。試験期間7.5ヶ月の温度加速試験は既に完了し、EMセルの容量維持特性は97.8%であり、この値は容量劣

化シミュレーションによる予測値を上回る値である。

#### 4.3.3 金星周回

EMセルの金星周回軌道投入後を模擬した運用シミュレーション試験の経過を図6に示す。

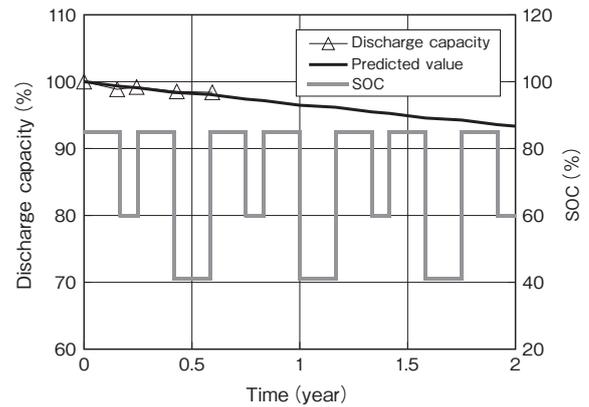


図6 運用模擬シミュレーション試験 (3) 金星周回軌道  
Fig.6 Simulated operation test (3) Venus orbit

この期間でのセルの運用は、長い日陰時間の周回に対応した充放電サイクルと、短い日陰時間の周回に対応した充放電サイクル、及びスタンバイユース運用のみに対応したフロート充電保管の3つの電池運用の組み合わせで構成される。長い日陰時間の周回でのセルの運用は85%のSOCから所定容量を放電する部分充放電サイクルで模擬することができる。また、短い日陰時間の周回でのセルの運用は60%のSOCから所定容量を放電する部分充放電サイクルで模擬することができる。またスタンバイユース運用のみの周回でのセルの運用は、セーフホールド容量を保証する41% SOCを維持する運用で模擬することができる。

金星周回軌道の模擬試験は開始から7ヶ月が経過して、その間の容量維持率は容量劣化シミュレーションによる予測値と同等の推移を示している。

### 5. PMセルによる設計の検証

#### 5.1 PMセルの製作

4項記載の検証結果を基に、プロトタイプモデル(PM)セルを製作した。PMセルの初期充放電特性

を図7に示す。PMセルの初期容量は23.5Ah以上であり、放電平均電圧は3.6V以上である。また、PMセルの質量は785g以下であることから、PMセルは107Wh/kg以上のエネルギー密度値を有し、全ての要求性能を満足した。

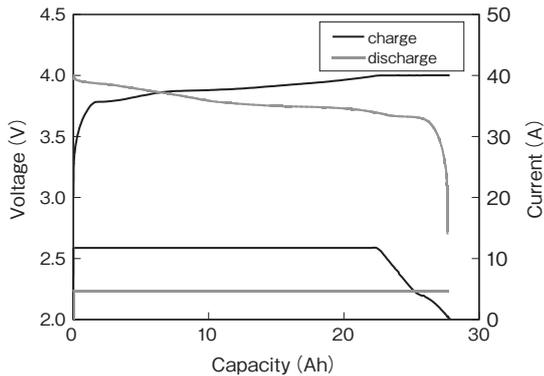


図7 PMセルの初期充放電特性  
Fig.7 Initial charge-discharge characteristics for PM cells

5.2 安全性評価

PMセルの安全性の評価として過充電試験、及び外部短絡試験を実施した。その結果を表3に示す。

表3 PMセルの安全性試験  
Table 3 Safety evaluation of PM cells

Item	Test method	Result
overcharge test	We charged the PM cells to 200% of capacity under a 10°C environment.	Abnormality none
external short circuit test	We short-circuited the electrodes of the PM cells of a completely charged state with a resistance of 30.3mΩ between lines under a stationary environment for 8 h.	Abnormality none

PMセルを、10 ± 5°Cの環境下で、200% SOCの過充電試験を行ったが、ケースの破裂、発煙・発火、放圧弁の作動、急激な温度上昇は発生しなかった。

また、100% SOCのPMセルを、25 ± 5°Cの環境下で、30.3mΩの線間抵抗で8時間の外部短絡試験を行ったが、ケースの破裂、発煙・発火、放圧弁の作動、急激な温度上昇はなかった。

5.3 機械環境試験

探査機打上げ時や、太陽電池パドルの展開時などの、ミッション中の機械環境性能適合性を検証する

ため、要求条件に従ってPMセルの機械環境試験を実施した。試験項目と試験方法を表4に示す。

表4 PMセルの機械環境試験  
Table 4 Mechanical environmental test of PM cells

Item	requirement	Test method
Random vibration test	X, Y axis: maximum 10.4G Z axis: maximum 17G	We impressed vibration while discharging the PM cells of 50% SOC at 0.5CA, and observed the voltage and cell temperature.
Sinusoidal vibration test	X,Y,Z axis: maximum 25G	〃
Pyrotechnic shock test	X,Y,Z axis: maximum 500G	We measured cell voltage before and after shock impression and observed damage to power generation elements, such as the electrode group and connection of electrode terminals and collecting tabs.

ランダム振動試験、正弦波振動試験において、50% SOCのPMセルを0.5CAで放電しながら振動を印加して、その時の電圧挙動とセル温度を計測した。また、パイロ衝撃試験では、衝撃印加前後のセル電圧を測定し、発電要素（電極群、電極端子と集電タブの接続部）の損傷の有無を観察した。

5.3.1 ランダム振動試験

ランダム振動試験時のPMセルの放電挙動を図8、図9に示す。セルは、X軸方向、Y軸方向に最大10.4G、Z軸方向に最大17Gの振動を印加しても、セルの故障を現すような電圧の変動、急激な温度変化は観察されず、良好な放電状態を保ったまま要求性能を満たした。

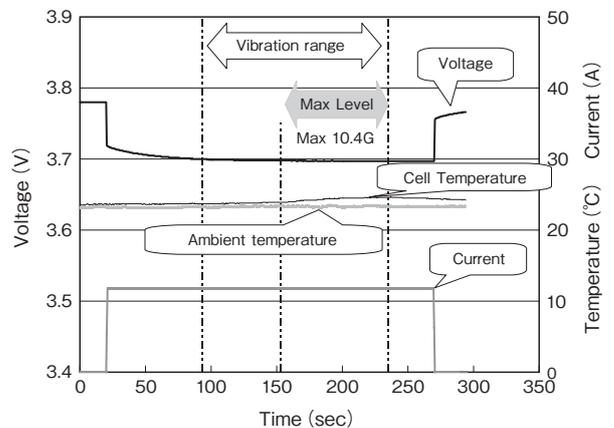


図8 ランダム振動試験 X軸方向  
Fig.8 Random vibration test X-axis

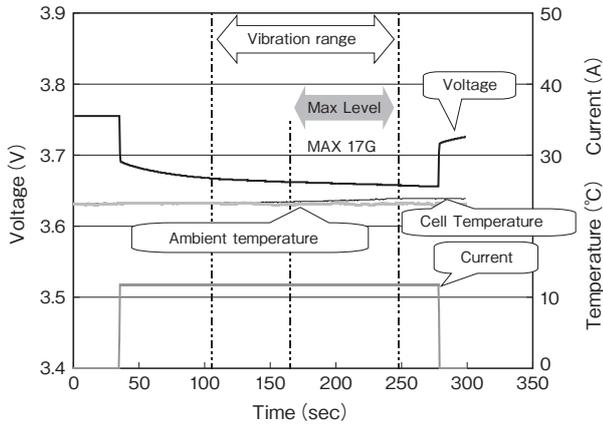


図9 ランダム振動試験 Z軸方向  
Fig.9 Random vibration test Z-axis

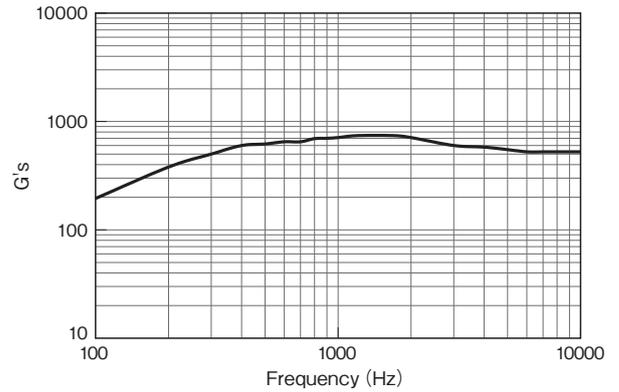


図11 パイロ衝撃試験 衝撃波形データ  
Fig.11 The wave of a shock impressed in a pyrotechnic shock test

5.3.2 正弦波振動試験

正弦波振動試験時のPMセルの放電挙動を図10に示す。

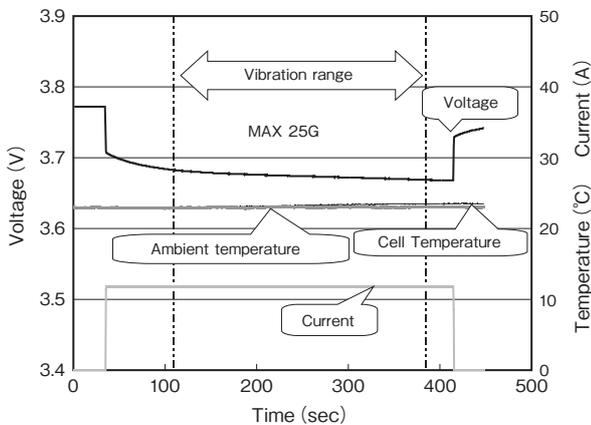


図10 正弦波振動試験 Z軸方向  
Fig.10 Sinusoidal vibration test Z-axis

セルは、X、Y、Z軸方向に最大25Gの振動を印加しても、セルの故障を現すような電圧の変動、急激な温度変化は観察されず、良好な放電状態を保ったまま要求性能を満たした。

5.3.3 パイロ衝撃試験

パイロ衝撃試験でPMセルに印加した衝撃の波形を図11に示す。セルに求められる耐衝撃強度は、X、Y、Z軸方向の全てにおいて500Gの衝撃に耐

えるものであった。試験は、周波数100-4000Hzに対し、200-700Gの衝撃を加えたものである。

衝撃試験の結果を表5に示す。セルは、いずれの軸方向に対しても衝撃印加に対し、セルの開回路電圧は変化せず、良好な状態を保ったまま要求性能を満たした。

表5 パイロ衝撃試験前後のセル電圧の変動  
Table 5 Change of cell voltage before and after pyrotechnic shock test

+ Y axis	None
- Y axis	None
+ X axis	None
- X axis	None
+ Z axis	None
- Z axis	None

5.3.4 機械環境試験前後の充放電挙動

機械環境試験前後に充放電特性試験を実施し、機械環境試験がセルの充放電特性に与える影響の有無を調査した。充放電試験の結果を表6に示す。またパイロ衝撃試験に投入したPMセルの試験前後の充放電挙動の比較を図12に示す。

表6 機械環境試験後の容量維持率  
Table 6 capacity maintenance rate of PM cells after mechanical environmental test

Rate	Random vibration test	Sinusoidal vibration test	Pyrotechnic shock test
1CA	99.8 %	99.8 %	99.7 %
0.5CA	99.7 %	99.7 %	99.7 %
0.2CA	99.7 %	99.7 %	99.7 %

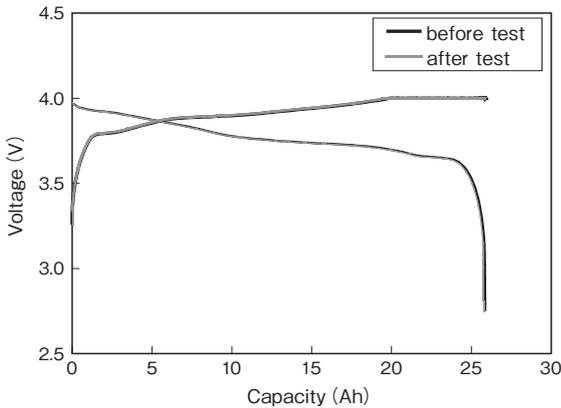


図 12 機械環境試験前後の充放電挙動の比較パイロ衝撃試験前後の試験セルの充放電カーブ  
Fig.12 Charge-discharge behavior before and after mechanical environmental test

ランダム振動試験、正弦波振動試験、パイロ衝撃試験に供試したセルにおいて、試験前後の充放電曲線に明確な変化は観察されず、セルの電池特性は、機械環境試験によるダメージを受けなかったことが確認できた。

## 6. まとめ

- 1) 金星探査機 PLANET-C 搭載用として 23.5Ah 角形リチウムイオン電池セルを開発した。セルは、定格 23.5Ah 以上の容量、および 107Wh/kg 以上のエネルギー密度を有し、かつ、経年劣化量は「はやぶさ」搭載用セルの半分以下で仕様を満足するものである。
- 2) 金星周回軌道における部分充放電サイクル／フロート充電の繰り返し運用に対し、シミュレーション予測値と実測値が一致し、容量劣化は要求を満たすレベルであった。
- 3) PM セルの安全性を確認した結果、セルに、破裂・発火・発煙・放圧弁作動、及び急激な温度上昇が起こらず、安全性要求を満たすことが実証された。
- 4) PM セルの機械強度を調査した結果、セル故障もなく、試験前後において電池特性に影響を及ぼす損傷・変化も観られなかった。

以上の結果より PM セルの構造が PLANET-C 搭載電池の機械環境要求レベルを満たす構造であるこ

とを実証した。

## 7. 謝辞

本研究開発は財団法人宇宙航空研究開発機構宇宙科学研究本部殿、NEC 東芝スペースシステム株式会社殿の御指導の下で実施したものである。ここに、御指導、御協力を賜った関係各位に感謝を申し上げます。

## 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ンポジウム要旨集, 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ンポジウム, 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) 加藤, 野崎, 津田, 根岸, 高野: 第 39 回電池討論会, pp.209-210 (Nov 1998)
- 5) 大登, 山本, 酒井, 高橋, 廣瀬, 田島: 第 20 回宇宙エネルギーシンポジウム要旨集, pp.11-15 (Feb 2001)
- 6) 山本, 大登, 江黒, 高橋, 廣瀬, 田島: 第 21 回宇宙エネルギーシンポジウム要旨集, pp.1-5 (Mar 2002)