

# 宇宙用 Ni-MH セルと火星探査機「のぞみ」での運用

## On-Orbit Operations of Ni-MH Cells for Space Applications

岩淵 剛志 \*  
Takashi Iwabuchi

井奈 福浩之 \*  
Hiroyuki Inafuku

石川 幸嗣 \*  
Yukitsugu Ishikawa

### Abstract

To study the interaction between the Martian upper atmosphere and the solar wind, the Mars orbiter, NOZOMI was launched in July 1998. In NOZOMI, 15 Ah Nickel metal hydride (Ni-MH) cells were used for the first time in the world to meet the requirement of lightweight of the orbiter. Two onboard batteries, each of which consists of 16 Ni-MH cells connected in series, have been normally operated in a cruise orbit up to the Mars for about 3.3 years by means of a management method like charge or reconditioning operations. For future spacecraft, improvement in an increase in the internal pressure of the Ni-MH cells has been recently made so that charge operations of their onboard batteries may be made removable. This paper describes a development review of the Ni-MH cells aboard NOZOMI and their on-orbit operations.

### 1. はじめに

宇宙機器のための二次電池は、サブシステムの中でも重要なものの一つである。バッテリーは長寿命で搭載機器へ安定した電力の供給が要求されている。これまで、太陽物理学衛星「ようこう」、磁気圏観測衛星「GEOTAIL」には、Ni-Cd セルが使用されて約 10 年間にわたり良好な性能を発揮している。しかしながら、これら Ni-Cd バッテリーの質量は、人工衛星質量の約 10% を占めるため、バッテリーの軽量化が強く要求されていた。火星の上層大気と太陽風との相互作用に関する研究を目的とする火星探査機「のぞみ」では、そのような問題を解決するため、以下の利点を持ち、実容量に基づく質量エネルギー密度が高い Ni-MH セルを開発し、軽量化を図ることとした。

- 1) 高エネルギー密度 (47Wh/kg)。
  - 2) Ni-Cd セルと同様な充放電特性を持っていることより、電源システム的大幅な変更を必要としない。
  - 3) Ni-Cd セルの負極を Cd 極の代わりに MH 極を適用することにより対処可能である。
- セルの開発においては、様々な試験が実施された。

その代表的なものとして、機械試験としては、ランダム振動試験、また電気試験では、充放電シミュレーション試験が挙げられる。これらの試験は衛星が低地球周回軌道において、通常想定される厳しい宇宙環境条件と同様に、火星探査を目的とする惑星ミッション特有の厳しい要求条件に対して、セルの適応可能性を評価するためのものである。これらの試験において、放電深度 (DOD) 25% での充放電サイクル試験は 12,000 サイクル以上、また 1/200C (A) の充電電流での 170 日間のトリクル充電試験などを実施した。さらに、火星軌道における 2 年間のミッション期間中に最大 DOD が 64% の負荷になることが、設計段階で予測されたため、そのような想定される軌道での DOD 負荷条件シミュレーション試験による確認を実施した。この結果、Ni-MH セルが火星探査機「のぞみ」の運用条件を十分満足することが確認できた。

火星探査機「のぞみ」は 1998 年 7 月 4 日に M-V ロケットの 3 号機によって、内之浦の鹿児島宇宙空間観測所から、世界で初めて Ni-MH バッテリーを搭載して打上げられた。16 個の Ni-MH セルをシリーズ接続して構成される 2 つのバッテリーは、打ち上げ

\* 産業電池事業部 アルカリ電池部

後の約 3.3 年間、火星までの航行軌道中、充電やリコンディショニング等の管理を実施し正常に運用されていることを確認している。1998 年 12 月の地球スウィングバイ（意図的に探査機を惑星の近くを通過させて、その惑星の重力によって探査機の数値および方向を変更する技術）によって、火星への遷移軌道に乗せるときに不具合が発生したため、軌道の再解析の結果当初より火星への遷移期間が長くなった。今後約 1.7 年間の火星への遷移運行の後に火星軌道に投入されることになっている。上記のような管理を継続して、今後もバッテリーの評価を継続していく。

今後打上げ予定の赤外線天文衛星「ASTRO-F」には、セルの内圧特性を改良したことにより、バッテリーの運用管理が軽減されるセルを適用していく。以下に、Ni-MH セルの開発評価や「のぞみ」に搭載した Ni-MH バッテリーの軌道上での運用・管理データについて記述する。

## 2. 宇宙用 Ni-MH 電池の開発

### 2.1 「のぞみ」の軽量化要求

火星探査機「のぞみ」は推進系の燃料を増やすために 1996 年に設計したものよりも搭載機器を 15kg（約 7.7%）軽くする必要があった。この要求は、軽量化バッテリーの開発要求となった。第 17 号科学衛星「LUNAR-A」（月の内部にペネトレータを打ち込み、地震計、熱流量計の観測ネットワークを設置し、月の内部構造を探り、月の起源と進化に関する研究を行なうことを目的とする）にも同様に軽量化が要求された。以上のような要求に基づき、質量エネルギー

密度 47Wh/kg を有する宇宙用 Ni-MH セルを開発した。

### 2.2 Ni-MH セルの軽量化について

Ni-MH セルのエネルギー密度は、負極活物質に水素を採用することによって改善でき、Ni-MH セルは、同一容量の Ni-Cd セルよりも小さくまた軽量化が図れる。表 1 に、従来の Ni-Cd セルと軽量化 Ni-Cd セルおよび Ni-MH セルの仕様・性能諸元の比較を示す。

### 2.3 Ni-MH セルの仕様

「のぞみ」に搭載されている Ni-MH セルとバッテリーの仕様諸元は次の通りである。

- ・セルの仕様諸元
  - 定格容量：15Ah/2HR
  - 寸法（H × L × W）：89 × 69.4 × 24.4mm
  - 質量：465 g max.
  - 質量エネルギー密度：47.2Wh/kg max.
- ・バッテリー仕様：16 セル直列接続
  - 寸法（H × L × W）：190 × 270 × 115mm
  - 質量：8.7 ± 0.5kg

Ni-MH セルの質量エネルギー密度は、表 1 の設計値に対して最高で 47.2Wh/kg が得られた。定格容量 15Ah の Ni-MH セルと Ni-Cd セルの外観を、図 1 に示す。

表 1 宇宙用セルの仕様・性能諸元  
Table 1 Performance items of cells for space applications

軽量化項目	Ni-Cd (従来)	Ni-Cd (軽量)	Ni-MH
極板		・正負極板の軽量化 ・正負活物質高密度化	・正極は同左 ・負極は水素吸蔵合金
電槽厚さ (mm)・材質	・0.7 SUS304L	・0.4 SUS304L	・0.4 SUS316L
セル質量 (g)	678	525	450
軽減率 (%)	0	22.6	33.6
質量エネルギー密度 (Wh/kg)	26.5	34.3	40.0
搭載衛星	EXOS-D, SOLAR-A (19Ah)	ASTRO-E (30Ah)	PLANET-B (15Ah)



図1 Ni-MHセル(左)とNi-Cdセル(右)の外観  
Fig. 1 External view of Ni-MH cell (left) and Ni-Cd cell (right)

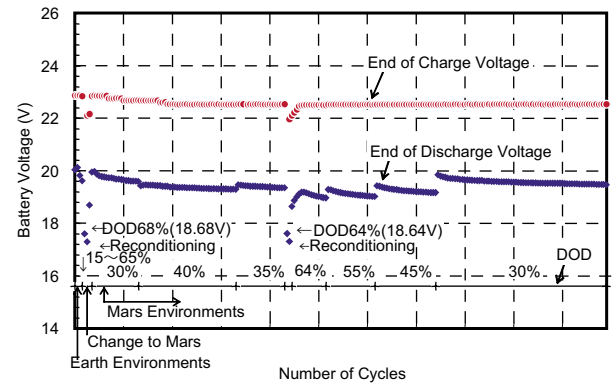


図3 予測 DOD によるシミュレーション試験時のバッテリー特性  
Fig. 3 Battery characteristics at simulation test based on predicted DOD

### 2.4 火星軌道での DOD とシミュレーション試験

初期のミッション計画において、「のぞみ」の火星軌道は近火点（火星周回軌道の火星地表に最も近づく点）が 150km、遠火点（火星周回軌道の火星より最も遠い地点）は火星半径の 15 倍であり、1 周は 38.3 時間になると計画されている。搭載された Ni-MH バッテリーは、図 2 に示す 2 年間のミッション期間中、火星到着後 330 日間は DOD64% を最高とし、さらに 100 日間は DOD40% の負荷放電が要求される。

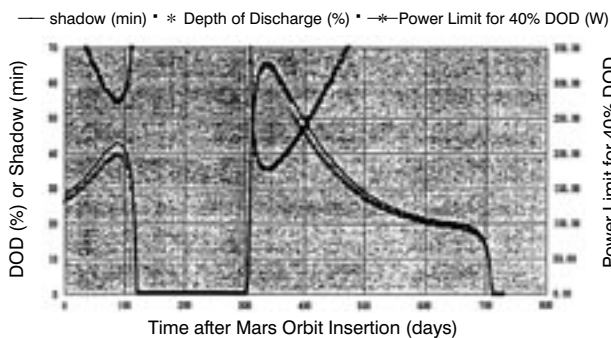


図2 火星軌道の予測 DOD 特性  
Fig. 2 DOD characteristics predicted in Mars orbit

図 3 は、これらの DOD に基づくシミュレーション試験におけるバッテリーの特性を示す。

DOD が最も深くなる DOD64% において、バッテリーの終期電圧は 18.6V であり、衛星電源系の要求を満足することを確認した。

### 2.5 トリクル充電試験

衛星本体は火星へ向かう遷移軌道のほとんどの期間、太陽に曝され太陽電池出力で負荷がまかなえ、バッテリーが放電されないため連続充電状態となる。このため、バッテリーは過充電状態となる。宇宙用 Ni-Cd セルのトリクル充電電流は、1/50C (A) から 1/100C (A) の間で使用されてきた。しかしながら、Ni-Cd セルと同一電流での長期間のトリクル充電によって、Ni-MH セルでは過充電状態となって、内圧が増加していく傾向となる。したがって、火星への遷移期間中の Ni-MH セルのトリクル充電条件を検討するために、様々な電流による充電試験を実施した。トリクル電流値を 1/150C (A) から 1/250C (A) まで変動させた試験により、1/200C (A) に決定した。図 4 に 1/200C (A) の電流値で、170 日間のトリクル充電試験を行った結果を示す。安定した電圧挙動と内圧上昇が抑えられる結果が得られている。

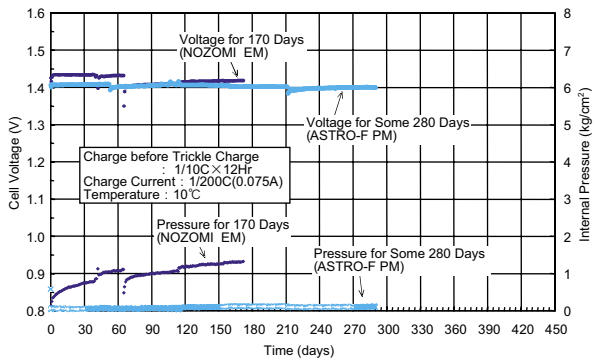


図4 「のぞみ」および「ASTRO-F」向け Ni-MH セルのトリクル充電特性  
 Fig. 4 Characteristics of Ni-MH cell for NOZOMI charged at a current of 1/200C(A) for 170 days and of improved cell for ASTOR-F charged at the same current for some 280 days

2.6 Ni-MH セルの今後の対応

将来の赤外線天文衛星「ASTRO-F」の宇宙機器用バッテリーでは、過充電時の内圧上昇をより少なくする改良を施した。充放電サイクル、連続トリクル充電時においても内圧上昇が極めて少なく、「のぞみ」で実施されているような補充電操作が必要なく、運

用作業の効率化が期待できる。図4は、1/200C (A) の電流で280日間トリクル充電したときの電圧と内圧を示すものであるが、改善したNi-MHセルの内圧は極めて安定で、上昇傾向が少なくなっている。今後「LUNAR-A」へも改善されたバッテリーを適用していくこととなっている。

3. 「のぞみ」に搭載されているバッテリーの運用

3.1 バッテリー構造と回路

「のぞみ」に搭載される2つのバッテリー (BAT-AとBAT-B) は、それぞれ軽量化のために、Mg合金やTi合金からなる部品で構成されている。

図5に示すように、Ni-MHセルの温度分布を平均化するために、8セルシリーズで2列にし、Mg合金製の外部フレームによって小形・軽量のバッテリーを構成している。

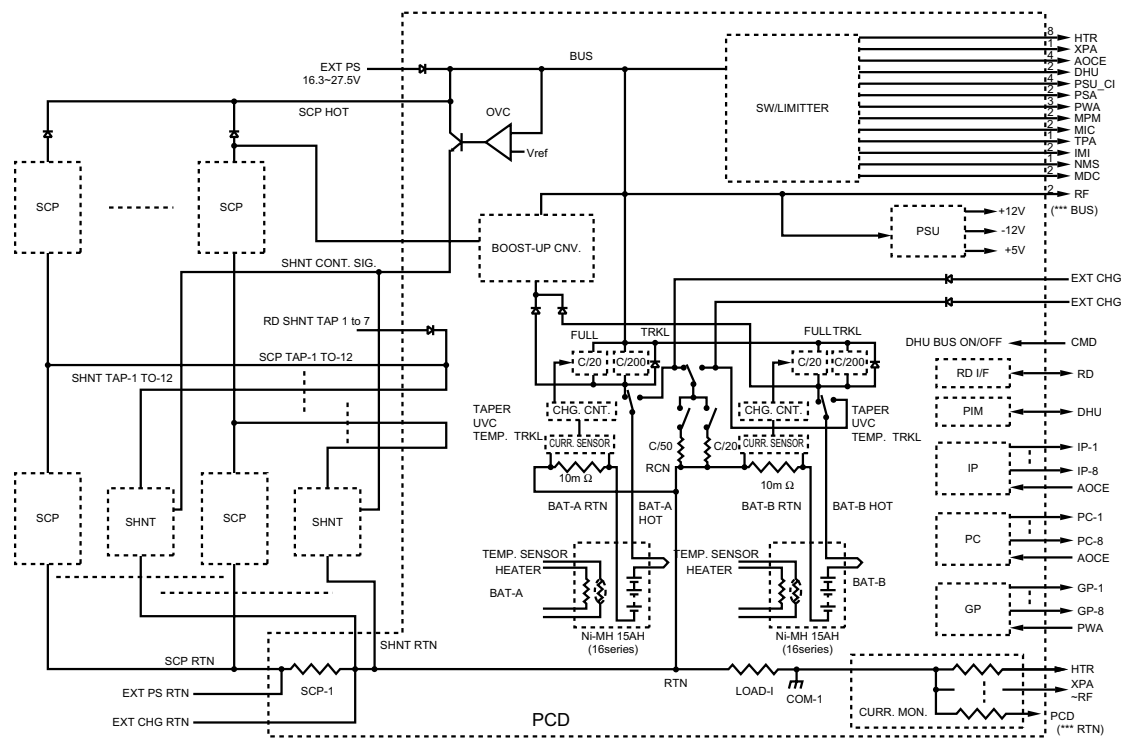


図6 EPS ブロックダイアグラム  
 Fig. 6 EPS block diagram

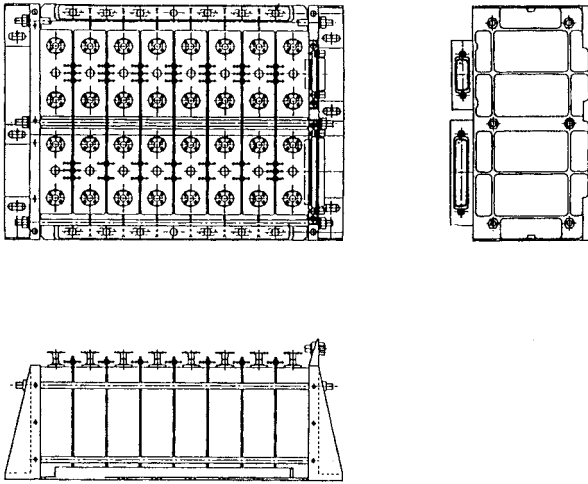


図5 搭載電池の構造  
Fig. 5 Onboard battery structure

BAT-A および BAT-B のそれぞれは図 6 のブロック図に示すように、火星軌道において 1/20C (A) の電流で充電する構成となっており、放電ダイオードやコントロール回路を経由して、「のぞみ」の EPS バスラインに接続されている。

38 時間以上の周回軌道期間中にバッテリーが太陽電池の代わりに電力を負担することができる。

また、定期的によりコンディショニング操作が可能な専用の回路を有している。

### 3.2 「のぞみ」搭載バッテリーの軌道上での運用

1998 年 7 月に「のぞみ」が打上げられてから、約 3.3 年が経過している。

バッテリーの運用は、打上げ後の姿勢変更に伴う DOD が約 10% の放電、また 12 月 20 日と 21 日の地球引力圏離脱時のスウィングバイでの DOD が 25% の放電以外は、ほとんど全日照域で運用されている。

図 7 と図 8 に、火星までの遷移軌道と「のぞみ」に搭載されているバッテリーの運用データを示す。

バッテリーの温度設計は火星軌道を考慮して 5℃ から 15℃ の範囲であるが、火星への遷移軌道中は 20℃ 以上を示している。バッテリー温度が周期的に高くなるという温度変化現象のほとんどは、衛星本体に当

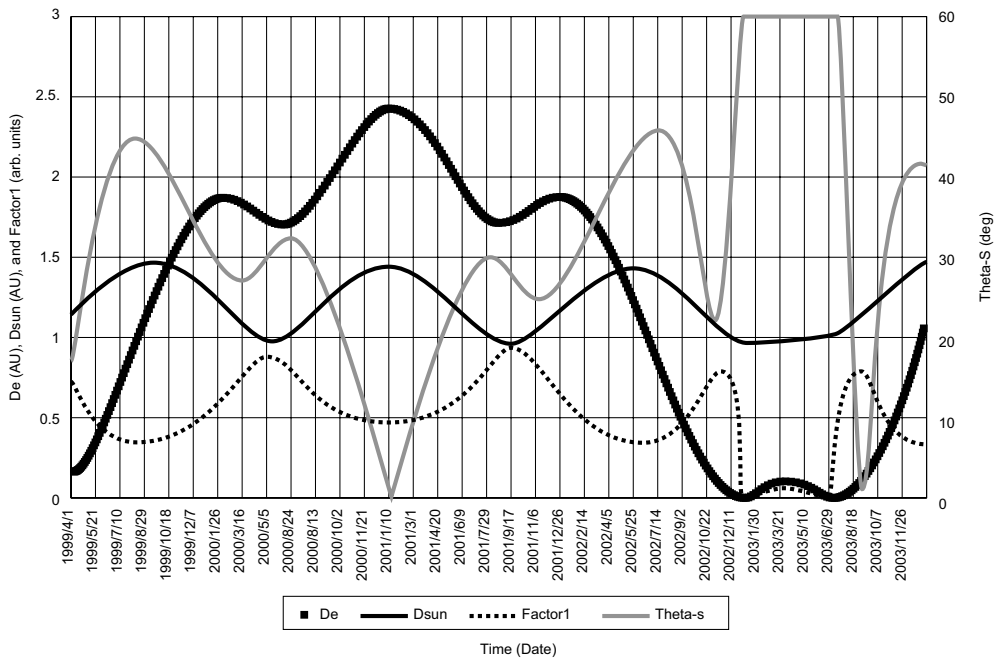


図 7 軌道運行時の関連データ  
Fig. 7 Orbit-related data in cruise orbit. De, Dsun, Factor1, and Theta-S are the distance between NOZOMI and the earth, the one between the spacecraft and the sun, the relative solar radiation to NOZOMI, and the angle between the spacecraft spin axis and the sun, respectively

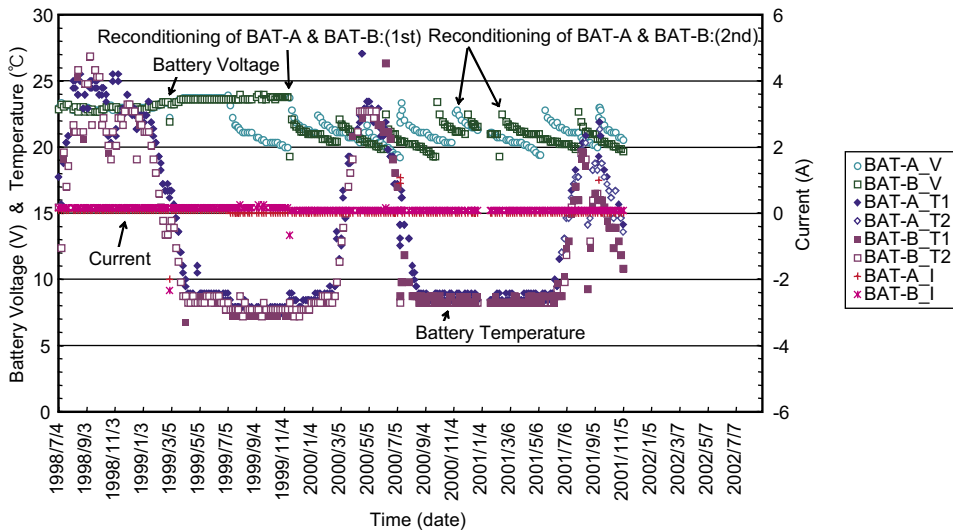


図8 搭載バッテリーの運行データ  
Fig. 8 Operation data of onboard batteries

たる太陽の輻射熱によるものである。長期間にわたる過充電による内圧増加を抑えるために、充電電流を 1/200C (A) と小さくしている。

火星軌道での目的を効率よく達成するためには、バッテリーの性能を常時把握し、また性能劣化を極力少なくすることが必要である。バッテリーの管理方法は、これまで実施されてきた運用の詳細を調査確認したことによって、以下に示す方法として確立された。

BAT-A と BAT-B の充電操作は、それぞれの電圧を常にモニタしながら、どちらのバッテリーも予め規

定した 19.2V に電圧低下したら充電を開始し、バッテリーあたり 120% 容量になるまで充電する。その後 100 日間は静置状態にしておく。これはシミュレーション試験で、バッテリーはフル充電状態から 19.2V まで約 100 日間に要することを確認していることによる。

この他バッテリーを低い充電状態に保ち、衛星本体の突発的な故障にも対応できるように、2 個のバッテリーは、50 日間スライドさせながら充電している。バッテリーの容量変化を調査するために、リコンディショニング操作を 12 ヶ月毎に実施している。このよ

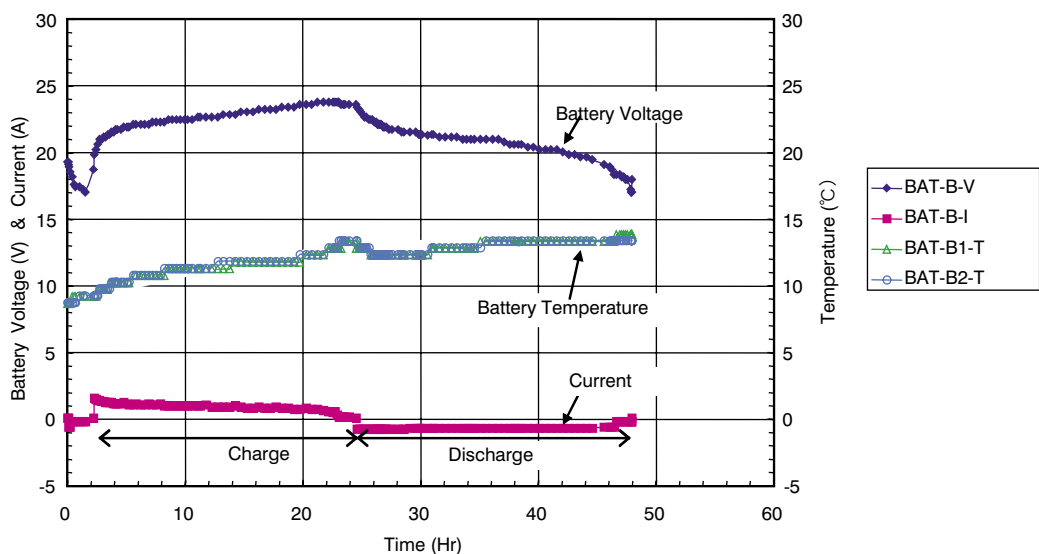


図9 BAT-B のリコンディショニング時データ  
Fig. 9 Third reconditioning operation data of BAT-B

うな管理方法によって、図 9 に示すように第 3 回目 (2001.11) の BAT-B のリコンディショニング操作での容量は 16.5Ah であった。初期容量は 17.1Ah であることから、推定した年あたり 3% の低下率範囲内であることを確認した。

1998 年 12 月に地球スウィングバイによって火星への遷移軌道に乗ることになっていたが、スラスタ (衛星の軌道、姿勢制御のための推進力を与える装置) のバルブに不具合が生じ、燃料が不足することになり、軌道の再解析の結果、火星周回軌道への投入時期が後に変更となり、「のぞみ」は今後さらに 1.7 年間の遷移軌道を運航の後、2004 年初めに火星周回軌道に投入されることになっている。

今後、上記の管理方法によって、衛星に搭載されているバッテリーの評価を継続していくことになっている。これまでの各種地上試験、運用データから、「のぞみ」に搭載されている Ni-MH バッテリーは、2 年間の火星軌道で最大 DOD64% となる火星探査ミッションを満足することができると確信している。

#### 4. まとめ

火星探査機「のぞみ」の軽量化要求を満足し、実際の能力として質量エネルギー密度 47Wh/kg の 15Ah の Ni-MH セルを開発した。そして、1998 年 7 月に世界で初めて Ni-MH セルが搭載された火星探査衛星が打上げられた。

16 個の Ni-MH セルをシリーズに構成した 2 つのバッテリーは、火星までの遷移軌道中 (およそ 5 年間)、適切な充電やリコンディショニング等を行い、運用していくことになっている。将来の赤外線天文衛星「ASTRO-F」に搭載される Ni-MH セルは、充電やリコンディショニング等の運用管理を不要とするように、セルの内圧増加の改良を行なっている。「のぞみ」は今後約 1.7 年の遷移期間後、火星周回軌道への投入が計画されている。

これまでの結果から、「のぞみ」に搭載されている Ni-MH バッテリーは、火星において最深の DOD64% 負荷となる 2 年間のミッションに十分耐えることができると確信している。

#### 5. おわりに

本開発のバッテリーが搭載されている火星探査機 PLANET-B「のぞみ」は、1998 年 7 月に M-V-3 号機によって打ち上げられ、運用中である。今後 Ni-MH セルを適用する「LUNAR-A」、「ASTRO-F」の打上が予定されており、さらに性能改善に努めていく。

最後に、本電池の開発、運用にあたり、多大な御協力と御教示を頂いた文部科学省宇宙科学研究所殿の関係者各位に、深く感謝いたします。

なお、本報文は、2002 年 5 月 6 日から 10 日にポルトガルで開催された Sixth European Space Power Conference で報告したものを日本語訳したものである。

#### (参考文献)

- 1) K. Takahashi, M. Tajima, K. Matsumoto, M. Kikuta, K. Fujita, T. Iwabuchi, "Development of Nickel Metal Hydride Cells for Scientific Satellite Applications, Proceedings of the Fourth European Space Power Conference," SP-369, 437-441, (1995)
- 2) K. Takahashi, M. Tajima, K. Matsumoto, M. Kikuta, T. Iwabuchi, "A Variety of Development Test Results of NiMH cells for Space Applications, Proceedings of the Fifth European Space Power Conference," ESA SP-416, 703-708, (1998)
- 3) K. Takahashi, M. Tajima, T. Iwabuchi, K. Fujita, K. Saitou, K. Inaniwa, T. Suzuki, H. Inafuku, "Trickle Charge and Cycle Life Test of NiMH Cells for Space Applications," Proceedings of the 7th Symposium on Scientific Satellites and Space Observations, Sagamihara, Japan, 123-126, (1999)