

MDS-1 バスバッテリーの軌道上評価 Orbital Performance of MDS-1 Ni-MH Battery

エレクトロニクス技術グループ

Spacecraft Electrical Engineering Group

山田 知佐、艸分 宏昌、桑島 三郎

Chisa YAMADA, Hiroaki KUSAWAKE and Saburo KUWAJIMA

Abstract

The Mission Demonstration Test Satellite-1 (MDS-1 or Tsubasa) has 2 batteries, which consist of 32 series of 20 Ah Ni-MH cells. These batteries showed good performance as the main power source of the satellite during eclipse, which solar power isn't available. The satellite, which was launched by H-IIA Launch Vehicle No. 2 (H-IIA F2) on February 4, 2002, has ended its one year and eight months onorbit mission, which was much longer than the scheduled mission period of a year, and acquired various data. On September 25, 2003, the command signal were sent to stop radio frequency (RF) emission from the satellite. In this paper, we report orbital performance of these Ni-MH batteries on MDS-1.

1. はじめに

将来の宇宙機の高機能化，低コスト化を指向した民生部品の宇宙転用，およびコンポーネントの小型軽量化に係わる基盤技術の推進を図ることを目的とした民生部品・コンポーネント実証衛星「つばさ (MDS-1)」(図1)は、2002年2月4日に種子島宇宙センターから、H-IIA ロケット2号機により打ち上げられた。表1にMDS-1の主要緒元を示す。

Table 1 Configurations of MDS-1.

Weight	475 kg
Required electrical power	About 900 W
Attitude control	Spin stabilized
Scheduled mission period	1 year
Launch Vehicle	H-IIA
Launch site	TNSC
Launched date	4 Feb. 2002
Orbit	Geostationary Transfer Orbit

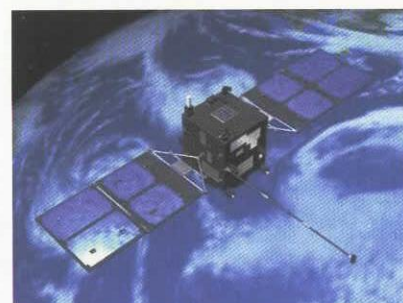


Fig. 1 Image of MDS-1.

2003年2月26日に定常段階を終了した後も運用を継続し、予定されていた1年間のミッション期間を超える約1年8ヶ月の軌道上運用を達成し、さまざまなデータを取得した。2003年9月25日に停波コマンドを送信し、同27日、つばさからの電波の発信が停止していることを確認し、これをもって運用終了となった。

衛星の運用を遂行するためには、性能・信頼性の高い電源の開発が重要であり、特に太陽電池、二次電池が鍵となる。MDS-1では、水素吸蔵型ニッケル水素(Ni-MH)電池を二次電池として初めて搭載し、良好な性能が得られている。本稿では、MDS-1のNi-MH電池の運用データについて報告する。

2. 研究概要

宇宙用Ni-MH電池は当グループも開発に参画したもので、Ni-Cdに比べても遜色ない性能が地上試験で得られている(図2参照)。新規開発品を宇宙で実用に供するためには、試験衛星等を利用して、軌道上にて実証することが求められていた。そこで、MDS-1において初めて宇宙用Ni-MH電池を搭載し、軌道上実証を行うこととなった。

MDS-1には、20 Ah Ni-MH電池を用い、32直列に接続された、2台のNi-MHバッテリーが搭載されている。16セル直列に組み立てられたバッテリー組立を図3に示す。このバッテリー組立を2式直列に接続したものをバッテリー1台と呼んでいる。搭載した電池の主要諸元を表2に示す。

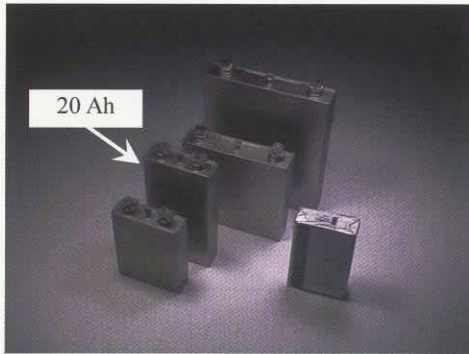


Fig. 2 Photos of Ni-MH batteries for space utilization.

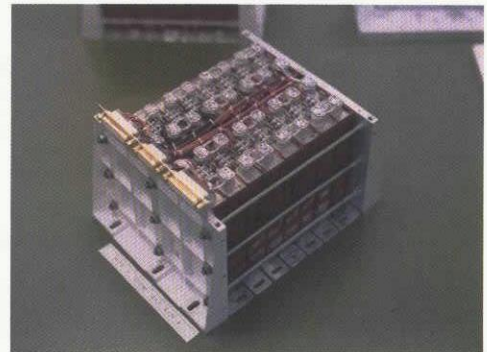


Fig. 3 Stack of 20 Ah Ni-MH battery for MDS-1.

Table 2 Configurations of Ni-MH battery of MDS-1.

Capacity	20 Ah
Weight	< 570 g
Energy Density	> 42 Wh/kg
No. of cells consist of a stack	32 cells (16 cells×2)

Table 3 Eclipse condition on the MDS-1 orbit.

Period	Eclipse time
Feb. 4~Mar. 11, 2002	①
Mar. 12~Apr. 10, 2002	②, max: 98 min.
Apr. 11~July 26, 2002	①
July 27, 2002 ~May 10, 2003	③, max: 44 min.
May 11, 2003~	②, max: 122 min.

MDS-1 は、耐放射線データを加速的に取得するという目的で、遠地点約 36000 km、近地点約 500 km の静止トランスファー軌道に投入された。本軌道での食条件は以下の 3 種類に大別される。

- ① 全日照期間
- ② 遠地点が食となり、長い食が短期間継続する食期間
- ③ 近地点が食となり、短い食が長期間継続する食期間

MDS-1 の打ち上げからの食条件を上記大別により識別して表 3 に示す。この食の際の電力供給に Ni-MH 電池を利用した。

3. 成果概要

3. 1 軌道上の宇宙用 Ni-MH 電池の実証

(1) 打ち上げ~パドル展開までの充放電特性

2002 年 3 月 (平成 13 年度) に行われた打ち上げからパドル展開までバッテリー電圧 40 V 以上を維持しており、2 台のバッテリー(BAT-1, 2)間のバラツキもほとんど無く(放電末期で 0.2 V 程度)、良好な特性を示した。放電深度(DOD)のバラツキも 0.1%程度で、打ち上げまでの充電電を含め、適正な充電管理が行われたこと、バッテリー間に顕著な特性差(劣化の有無を含む)が無いと判断できる。

(2) 食期間中の充放電特性

食期間における BAT-2 の充放電末期温度と DOD の推移を図 4 に、充放電末期電圧の推移を図 5 に示す。食時間が長くなることに伴い、DOD は深くなり、それに対応し充電量(Chg. Cap.)も増加している。BAT-1 よりも BAT-2 の方が若干電圧が高く、それぞれの充電末期電圧はセル平均で 1.38~1.42 V, 1.39~1.43 V であった。放電深度が浅いところでは、DOD に対する充電量が過大であるが、多くはトリクル充電によるものである。充電末期の 1 セルあたりの電圧のばらつきは少なく、充放電特性に影響はないと判断した。また、

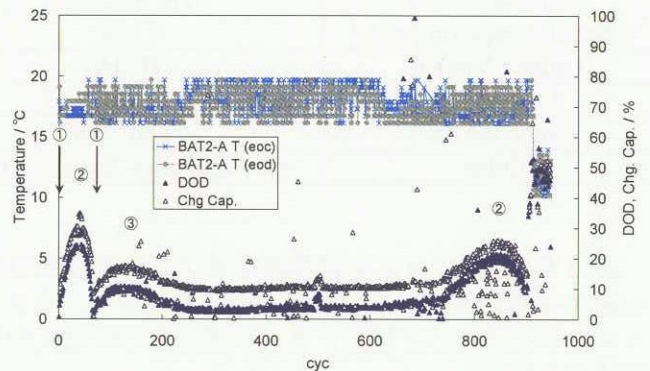


Fig. 4 Cycle performances of DOD and temperature of the BAT-2 cells during eclipse period.

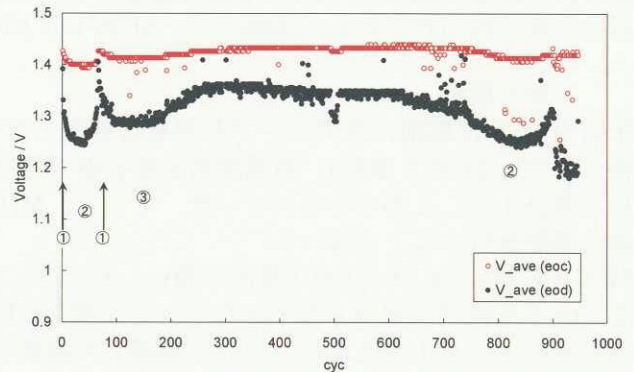


Fig. 5 Cycle performances of the EOC/EOD voltages of BAT-2 during eclipse period.

7月以降の食期間の充電末期電圧が、3~4月期と比較して増加が見られ、充電量が大きいことの影響が現れているものと考えられる。

放電末期電圧 V_{ave} (eod)は、食が深くなるにつれ放電深度が深くなるが、放電末期電圧が1.25 V以下に下がることなく推移している。また、最大食から食が短くなる期間においては、同様の放電深度でも食の前半と比較して放電末期電圧が高くなる傾向にあり、深い放電をしたことによるメモリ効果の除去効果が見られる。MDS-1では、90分を越える食期間が存在したが、放電深度は最大30%で程度であった。また、バッテリー間のDODの差異は、最大食付近でも1%未満である。

総合して、BAT-1, 2とも良好な特性を示している。なお、50サイクルおよび500サイクル付近で急激なDODの増加が見られるが、これはミッション機器として搭載しているCPV型Ni-H₂バッテリー実験装置からの再生電力が変化したためであり、バッテリー及び衛星の異常を示すものではない。

(3) 地上における軌道上データ再現試験

衛星の運用状態は、衛星から送られてくるテレメトリデータにより、ある程度把握することが可能であるが、より正確に把握するためには地上において同様の評価試験を行うことが重要である。そこで、MDS-1搭載Ni-MH電池についての軌道上の運用実績(充放電電流、時間、温度等)を出来る限り忠実に再現し、軌道上データと地上試験データとの比較を試みた。地上運用模擬試験の充放電末期電圧の推移を図6に示す。図5の軌道上データと比較すると、地上試験結果は760サイクルまで、良い一致を示しているものと判断する。特に、フライト電池のメモリ効果が除去されたと考えている3~4月期食期間明け付近のトレンドデータには、良い一致が見られる。

3. 2 軌道上運用異常への対応：深放電模擬試験

(1) 軌道上での運用異常

1年のミッション期間を終え、後期運用段階に入った2003年7月30日の軌道上運用の結果、BAT-1の電圧・電流が異常値を示し、BAT-2のみが放電する運用異常が発生した(図4および図5における900サイクル以降)。BAT-1の回復が見込まれず、運用はBAT-2のみで行うことを余儀なくされた。図7に、図5のBAT-1の運用異常前後のBAT-2の充放電末期電圧の推移を拡大して示した。BAT-1が異常を示した後は、それを補うためBAT-2の放電末期電圧 V_{ave} (eod)の低下が見られる。

2003年8月20日以降、食の時間が長くなることから放電深度が大きくなり、最大日陰時間は122分に及ぶことがわかっていった。この想定される条件において、BAT-2のみで、どこまで運用が可能であるか見極める必要があった。軌道上の運用を継続した場合、電力解析から最大食においてはBAT-2のみの運用では、DOD100%を超えてしまうことが懸念されており、①軌道上で1年半経過したBAT-2が、どの程度の深い放電しても、許容できる残存容量を有しているか、②このとき、BAT-2の放電末期電圧が下がり過ぎないかどうか、判断できる材料が必要であった。

②に関して、放電末期電圧 V (eod)の最下限電圧を1.15 V(少なくとも1.10 V)とした。これは、以下のMDS-1の下限電圧制御(UVC)レベルの1セルあたりの電圧である。なお、通常の運用時はレベル2に設定されていたが、異常発生後にレベル1に変更した。

レベル1: 35.2 ± 0.3 V (32セル)

レベル2: 36.8 ± 0.3 V (32セル)

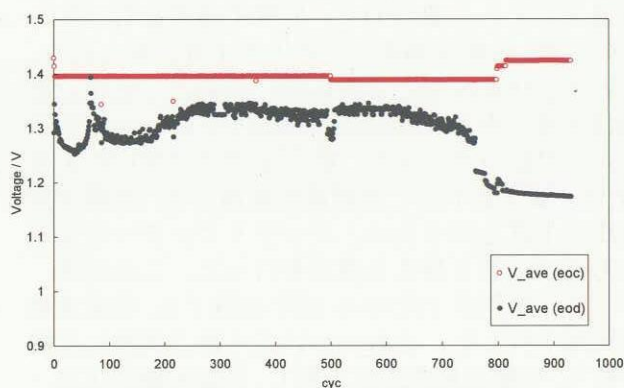


Fig. 6 Cycle performances of end of charge/discharge voltages in the simulated test based on the telemetry data from the MDS-1.

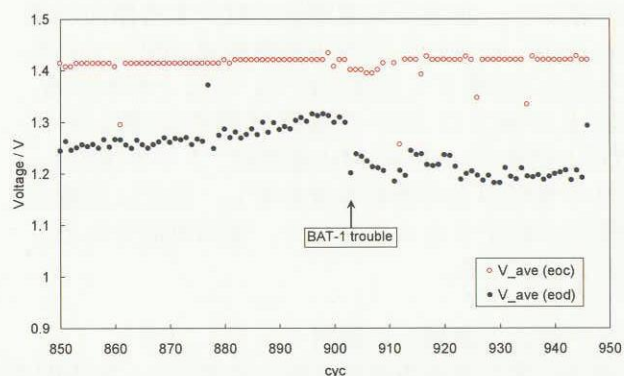


Fig. 7 Cycle performances of EOC/EOD voltages before/after the operation trouble (~900 cycle).

上述の2点を見極めるためには、同程度のサイクルを経験する同種のNi-MH電池にて検証を行う必要があった。そこで、地上における軌道上データ再現試験を759サイクル(軌道上の2003年5月下旬相当)にて中止し、深放電運用模擬試験を行った。図6の地上における軌道上データ再現試験のうち、深放電運用模擬試験を行った部分について拡大したものを図8に示す。DOD9.7%で推移していたが、760サイクルからDOD40%に変更し、その後DOD60%、70%と放電を深くしていった。DOD75%という深い放電でも運用が可能であり、1.15Vを下回らず、順調にサイクルが進行した。

軌道上では、運用異常後の2003年8月26日、BAT-2の定電圧充電移行電圧を上げ(V/Tレベル変更2→1)、放電末期電圧に余裕を持たせる運用を行った。このとき、地上運用模擬試験においてはDOD75%の模擬を行っていたが、条件をなるべく軌道上にそろえる目的で、同様の運用を行った。その結果、放電末期電圧の若干の上昇が見られた。その後、DOD80%とさらに深い放電としたが、放電は可能であり、放電末期電圧は1.15Vを下回ることにはなかった。また、軌道上では2003年8月29日、温度を下げて充電量を増加させ、充電末期電圧の上昇を図るため、バッテリーヒーターを主系から従系に切り替える運用を行った。この結果、バッテリー温度が19°Cから13°Cに低下し、充電末期電圧は上昇した。これについても地上試験に反映させた。充電末期電圧は上昇し、放電末期電圧は、1.15V以上を保っていることが明らかとなった。

図9に地上深放電運用模擬試験における放電深度の違いによる1サイクル中の電圧・電流の推移を示した。DODが深くなるにつれ、定電圧充電領域が増加し、定電圧充電領域が減少する傾向が見られるが、いずれも定電圧充電領域が現れていることから、効率よく充電されていることがわかる。

以上の地上における模擬試験の結果から、MDS-1搭載20Ah Ni-MH電池は、1年半後でも、定格の80%以上の残存容量を有し、過度に放電末期電圧が低下することもなく、運用可能であることが確認できた。

(2) 軌道上運用への適用

前項の深放電運用模擬試験の結果から、Ni-MH電池は地上試験においては、DOD80%という深い放電が可能である残存容量を有することがわかった。しかし、実際の軌道上運用ではマージンを考慮し、DOD70%となるよう運用を行うこととし、食中、ミッション機器の運用を停止することにより、負荷を軽減する措置を取った。このような対策を取ることにより、DOD70%を超えることなく、余裕を持って最大食を乗り切ることができた。

しかし、MDS-1は後期利用段階で、すでに予想以上の成果が得られており、電源系の異常に加え、さらなる異常が発生した場合に制御不能に陥る可能性を懸念し、2003年9月25日に停波コマンドを送信し、運用を停止した。

4. まとめ

中小型衛星に適した宇宙用電池として、Ni-MH電池を開発し、MDS-1に搭載することにより、評価を行った。当電池は、同種同程度の容量で比較した場合、世界最高レベルの小型化と軽量化を達成している。MDS-1に搭載された電池は、1年強と短期間ではあるが、良好な性能を示し、かつ、2台中1台が運用できなくなり、深放電を行わざるを得ない厳しい条件にも耐え、高い信頼性を示した。当電池はOICETS及びSELENEにも使用される計画であり、評価を継続していく方針である。

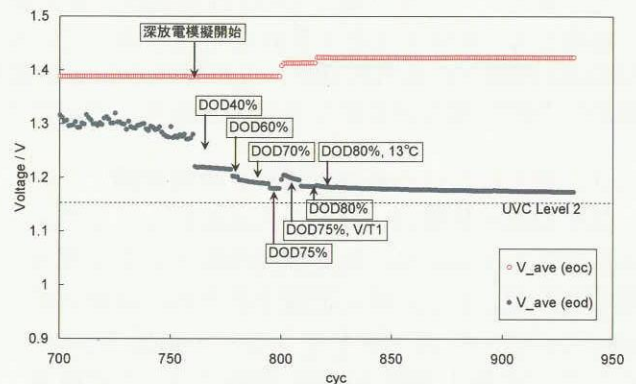


Fig. 8 Cycle performances of EOC/EOD voltages simulating the high DOD operation.

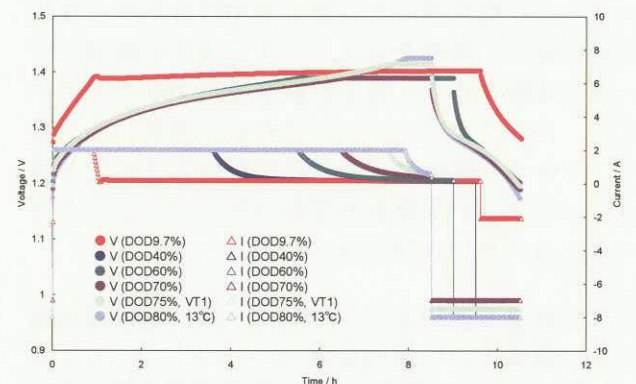


Fig. 9 Charge/discharge current and voltage performances simulating the high DOD operation.