

宇宙探査を支えるバッテリー技術

Battery Technology for Space Exploration

曾 根 理 嗣*

Yoshitsugu Sone

Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA),
Institute of Space and Astronautical Science (ISAS),
Department of Space Craft Engineering,
3-1-1, Yoshinodai, Sagami-hara, Kanagawa 229-8510, Japan

Abstract

In spacecraft, batteries are used for the electrical power subsystem. In the case of a satellite, solar cells generate energy during the sun-shine period and can charge the batteries to supply electricity during the eclipse time. Ni-Cd batteries are most often used for space applications. For the scientific satellite 'SUZAKU' launched in the summer of 2005, we used 30 Ah Ni-Cd batteries. To enhance the energy density, JAXA has also developed Ni-MH and Ni-H₂ batteries, and has applied these to communication test satellites and interplanetary spacecrafts. Lithium-ion batteries are currently receiving significant attention because they offer higher energy densities compared to Ni-Cd, Ni-MH, and Ni-H₂ batteries. A number of current efforts are focused on applying them to spacecraft. One example is the STENTOR program, which attempted to apply a SAFT 40 Ah lithium-ion battery system to a satellite in a geo-stationary orbit. The European piggy-back satellite PROBA uses lithium-ion batteries produced by AEA based on off-the-shelf lithium-ion cells from SONY. The same technology was also applied to European planetary missions such as ROSETTA and Mars Express. The Japanese Aerospace Exploration Agency (JAXA) is also developing lithium-ion batteries for spacecrafts in earth orbit and for interplanetary missions. For the H-II Transfer Vehicle (HTV), a 100 Ah lithium-ion battery has been selected. In the case of interplanetary missions especially, a light-weight and compact battery is critical, and thus lithium-ion batteries are considered. The HAYABUSA satellite is currently using a 13.2 Ah lithium-ion battery system. The performance of the battery was confirmed under micro-gravitational conditions in an interplanetary orbit. The satellite 'REIMEI' uses 3 Ah lithium-ion pouch cells for the battery system. The M-V launch vehicle has also started to use HEV lithium-ion cells to control its thrusting system. Based on these applications, it is clear that lighter mass battery systems are now being realized for space missions.

Key words: Aerospace battery; Space exploration; Satellite; Launch vehicle

* 宇宙航空研究開発機構 宇宙科学研究本部
宇宙探査工学研究系 助教授

1 はじめに

ロケット等の宇宙機輸送手段において打ち上げ後の制御等に必要電力は化学電池により供給される。また人工衛星や惑星探査機においては、太陽光が衛星を照らす日照期間(昼)は太陽電池により発電をおこなうが、このときの余剰電力をバッテリーに蓄積し、衛星が地球や惑星等の影に入った際の日陰期間(夜)はバッテリーからの放電により電力をまかなっている¹⁾。

4 t級の地球観測衛星を例にとれば、常時必要な電力は3 kW程度である。これに対して日照期間には6~7 kW程度の電力を太陽電池により発電し、このときの余剰電力をバッテリーに蓄電して日陰期間の電力供給に使用する。人工衛星全体にバッテリーが占める質量は7~10%となっており、この軽量化が衛星の高機能化においては極めて重要である。

このような衛星用電源には高い信頼性と耐久性が要求される。地球から1,000 km程度の高度を周回する低軌道衛星の場合、地球を一周するのに要する時間は90分程度であり、この間に30分程度の日陰期間(夜)と60分程度の日照期間(昼)がある。日照期間を通じてバッテリーは充電されて日陰期間には放電されるため、一日に15~16回程度の充放電をおこなうことになる。多くの低軌道衛星の場合には軌道上において3年から5年程度にわたって運用することを期待されるため、軌道上での充放電サイクル数は20,000回から30,000回におよぶ。

地球から36,000 kmの距離に投入される静止衛星の場合、一年を通してほとんどの期間は地球越しに太陽の光を浴びることができる全日照期間になる。夜が発生する期間は春分と秋分をはさんだ90日間程度であり、この期間では一日あたり最大72分間の夜が発生する。全日照期間には太陽電池による発電をおこなうが、万一の不具合時にはバッテリーからの放電があり得るため、バッテリーは常に充電された状態に置かれる。この充電放置期間に耐えた上で、静止衛星においては10年から15年間にわたる軌道上運用が求められるため、ここでも耐久性の高い電池が必要とされる。

さらに宇宙探査、とくに惑星探査においては目的地である惑星まで数年をかけて到達し、目的地に到達した後にバッテリーの充放電を開始するため、充放電サイクル性能とあわせて保管期間の劣化を抑制する手法の検討等も重要になる。

本稿では、日本の宇宙開発および宇宙探査において開発されてきたニッケル・カドミウム電池(Ni-Cd)

およびニッケル・水素電池(Ni-MH)について紹介するとともに、最近の動向としてリチウムイオン電池の適用状況を紹介する。

2 宇宙用電池の開発経緯および背景

宇宙開発において、もっともよく使用されている二次電池はニッケル・カドミウム電池である。宇宙空間で電池は宇宙の真空環境に曝されるために密閉構造がとれることが必須となる。これに対してNi-Cd電池では充電時の副反応により酸素が発生するが、その酸素は負極で還元されてOH⁻イオンになり、また充電終了後には、金属カドミウムが酸化されて水酸化カドミウムになることにより消費される。したがって、過充電した場合にも内圧の上昇を抑制できるために密閉化が可能である。早くから国内外の多くの衛星に適用されており高い信頼性と実績を有することから、依然としてNi-Cdを使用する衛星計画は続いている。日本の例としては2005年6月に打ち上げられたX線天文衛星「すざく」においても30 AhのNi-Cdセルを使用したバッテリーが使用されている他、2006年以降に打ち上げが予定されている陸域観測技術衛星「ALOS」や月探査衛星「SELENE」等にも使用される予定である。

一方、電池の軽量化手法の一つとして水素吸蔵合金を負極に使用したニッケル・水素電池が開発された。Fig. 1には、同一メーカーにより製作されたNi-CdとNi-MHの例を示した。エネルギー密度として2割程度の軽量化がはかられている。過充電耐性についてはNi-Cdとほぼ同様の能力を有するほか、過放電時に電池内部で水素が発生した場合でも負極に使用されてい



Fig. 1 Ni-Cd and Ni-MH cells for space applications.

る水素吸蔵合金が発生した水素を吸収するため、Ni-Cd に比べると過放電時の回復がのぞめる。日本初の火星探査ミッションであった「のぞみ」に搭載された他、民生部品の軌道上実証技術のデモンストレーションを目指した「つばさ」、2005年8月に打ち上げられた光衛星間通信実験衛星「きらり」等に使用された他、2006年打上を目指している赤外天文衛星“ASTRO-F”にも使用される。

さらに、宇宙特有の電池としては高圧ガス形ニッケル・水素電池があげられる。この電池は正極材料としてはNi-CdやNi-MHとほぼ同様にオキシ水酸化ニッケルを使用し、負極材料としては水素ガスを使用する電池である。水素ガスは負極上で白金系の触媒により分解されて水素イオンとなり電池反応に関与する。とくに、負極に関してはイオンのインターカレーションが電池反応にともなわないため、充放電サイクルを継続実施しても劣化がほとんど進行しない電池であり、Ni-CdやNi-MHと比較して高い耐久性を示す。また、過充電により発生する酸素については負極表面で水素と再結合反応がおこり処理可能である上、過放電により生成した水素はセル自体が水素ガスの圧力容器であることから電池設計上許容できるため、過充電・過放電に対して高い耐性を有する。

欠点としては体積エネルギー密度の低さがあげられる。水素ガスをセル内部に貯蔵する構造であり充電時には5～6 MPa程度までセル内圧が上昇するため、セルケースそのものが圧力容器となる。このため体積的にはNi-CdやNi-MHに比べて大きくなるため、使用される衛星に応じてNi-Cd・Ni-MHとは使い分けられており、主として静止衛星において使用される傾向にある。Fig. 2にETS-V III型で使用されるバッテリーの概観を示した。技術試験衛星「きく6号」に初めて搭載され、その後は通信技術を試験する衛星「かけはし」、「こだま」等に搭載されている。

ロケットの計測用電源には民生用で使用されるNi-Cdに耐衝撃性を向上させる処置を施したバッテリーが使用されている。Fig. 3に日本のM-Vロケットに使用されているNi-Cdバッテリーを示した。図は4 AhのNi-Cdバッテリーであり、内部配線の組み合わせにより18 V系と28 V系の二種類の電圧出力を取り出すことが可能である。

ロケットに使用されるバッテリーとしては、この他、制御用の酸化銀・亜鉛電池やロケットの噴射ノズル角を制御する熱電池等があげられる。ノズル角制御には従来油圧システムが取り入れられてきたが、近年この



Fig. 2 100 Ah Ni-H₂ assembly for the ETS-VIII. The photograph shows half unit of the battery.

電動化が進みつつあり、電動アクチュエータが使用され始めている。Fig. 4に示した写真はM-Vロケットの電動アクチュエータ駆動用に使用されている熱電池である。正極にFeSを、負極にLiAlを使用しており電解質はカリウムやリチウムのハロゲン化合物の混合物を使用する。セル間には熱ペレットがインサートされており、導火線での発熱を熱ペレットが各セルに伝導し電解質を熔融状態とする。作動温度は450～540℃であり、210 V / 150 Aの出力を111秒間以上継続できる。M-Vロケットでは打ち上げ35秒前に起動され、打ち上げ後75秒までが運用時間（予備1秒）となる。

3 リチウムイオン二次電池の開発状況

3.1 衛星および探査機等への適用

3.1.1 HTVにおけるリチウムイオン二次電池の適用

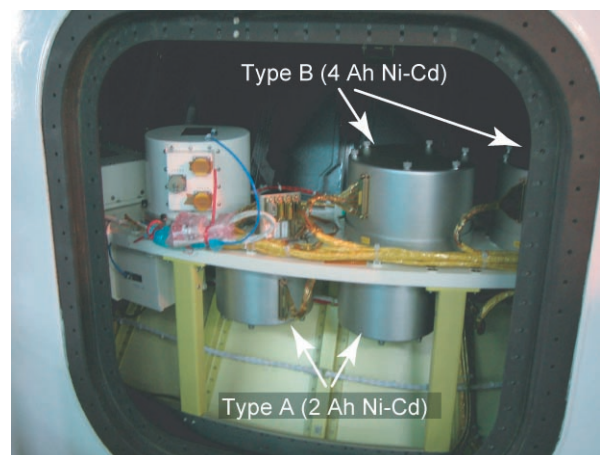


Fig. 3 Ni-Cd batteries installed for the first stage of the M-V launch vehicle.

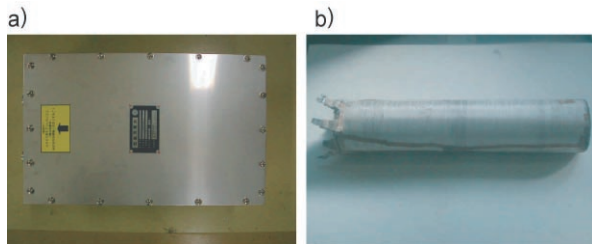


Fig. 4 Thermal battery for the M-V launch vehicle. The battery is used to control the thrusting vector of the M-V launch vehicle.

- a) Photograph of the out-looking of the battery.
b) One string of the cells in series.

上述したニッケル・カドミウム電池等により蓄積可能なエネルギー密度は40～60 Wh/kgであり、用途は目的に応じて選定されてきた。そのような中、民生において電気自動車やモバイル機器への適用を目指して開発が進められたリチウムイオン電池は100 Wh/kgを越えるエネルギー密度を有する電池であり、この技術を宇宙用途に適用する試みがすすみつつある。

各国の宇宙機構において、現在このリチウムイオン電池を衛星用電源として使用する試みが進められている。欧州においてはSAFT社製Ni系リチウムイオン電池がSTENTOR衛星に搭載されて打ち上げられた(打ち上げ失敗)他²⁾、ソニー製の民生電池をスクリーニングして使用するAEA社製バッテリーを搭載したPROBA衛星や火星探査衛星「MARS EXPRESS」等が打ち上げられている³⁾。

日本でも世界に先駆けて衛星搭載用の大形リチウムイオン電池の開発をすすめてきた⁴⁻⁷⁾。その一つの例は、H-II Transfer Vehicle (HTV)である。Fig. 5はHTVの想像図およびここで使用されるリチウムイオン電池セルを示した⁴⁻⁷⁾。HTVは国際宇宙ステーション (ISS)への補給機としてJAXAにおいて開発が進められている、100 Ahリチウムイオン電池を二次電池として使用する。ミッション期間は20日程度であり、打上後ISSに対してランデブーをして物資の補給をおこなう。その後、ISSからの廃棄物を積載して離脱し、大気圏に再突入しつつ廃棄物の焼却処理をおこなう。

3.1.2 「はやぶさ」へのリチウムイオン電池の実績

日本において既に実用化された例としては惑星探査機「はやぶさ」に搭載されたリチウムイオン電池があげられる⁹⁻¹¹⁾。ここでは定格13.2 Ahの容量を有するリチウムイオン電池が11直列状態でバッテリーを構成して使用されている。2003年5月に打ち上げられ

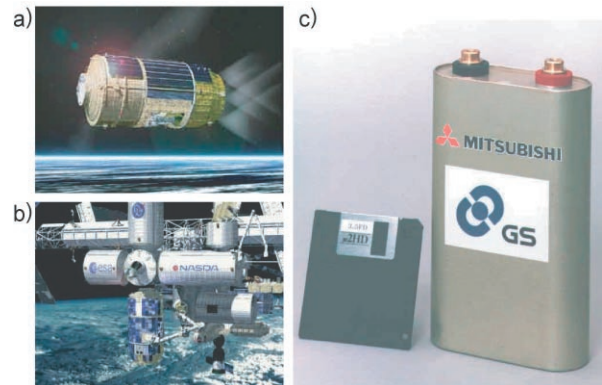


Fig. 5 H-II Transfer Vehicle (HTV) and the lithium-ion cell for the spacecraft.

- a) Flight image of the H-II Transfer Vehicle (HTV).
b) HTV docked by robotic arm to the International Space Station (ISS).
c) Lithium-ion cell applied to the HTV battery.

た後、小惑星「イトカワ」を目指したフライトをおこなっていたが、2005年9月に無事に目的地「イトカワ」への到達を果たし、小惑星観測、サンプル捕修をおこなった。今後は地球への帰還を目指した運用に移行する予定である。

リチウムイオン電池は単セルあたりの平均放電電圧が3.6～3.7 Vであり、ニッケルカドミウム電池をはじめとするアルカリ系二次電池の3倍程度高い電圧を有する。充電時に電圧は4.1～4.2 Vと高くなるが、このような高い電圧で電池を放置すると電解液と負極材料との反応により負極内リチウムイオンの消費による容量の減少および電池インピーダンスの増大を招く。このようなリチウムイオン電池の性質を考慮し「はやぶさ」では充電状態を比較的 low に保つ運用を続けている。打ち上げ時に一旦バッテリーの充電状態(SOC: State of Charge)を100%としたが、打ち上げ後には放電させ60%程度から軌道上運用をスタートした。その後、電池の劣化分を補い徐々にSOCを上昇させている。

リチウムイオン電池の場合、電池セル容器内には電解液がアルカリ系の電池に比べると多く存在することから、この電解液が微小重力環境下で偏在した場合には軌道上での過度の容量低下等が懸念された。このことから「はやぶさ」では2004年8月には軌道上でのバッテリーの容量確認および比較のための地上バッテリーの放電試験を実施した。Fig. 6にはこのときの放電カーブを示した。この際、軌道上容量確認時の放電カーブに対して地上試験データからのフィッティングを試みた。この結果、依然として定格以上の容量が確保さ

れていることが明らかになっている。微小重力環境下においてリチウムイオン電池の容量確認を実施した例はこれまでになく、さらには、ここで得られた知見から地上試験データを活用したリチウムイオン電池の軌道上性能予測が可能であることが実証されている。

3.1.3 「れいめい」におけるラミネート式リチウムイオン電池の適用

「れいめい」は2005年8月に、ロシアのバイコヌール宇宙基地から打ち上げられた小形高機能衛星であり、新規工学技術の実証およびオーロラ観測を実施している。「れいめい」は質量100 kg以下の小形衛星であることから、小形民生電池の宇宙機への応用を目指してアルミラミネート材料を外装材として使用してい

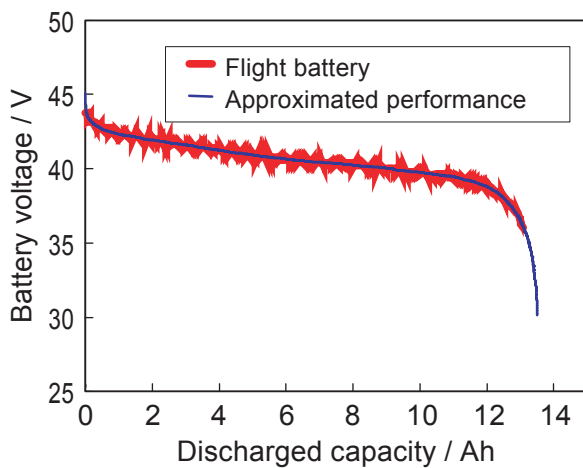


Fig. 6 Discharge curves of the flight battery during the on-orbit capacity measurement.

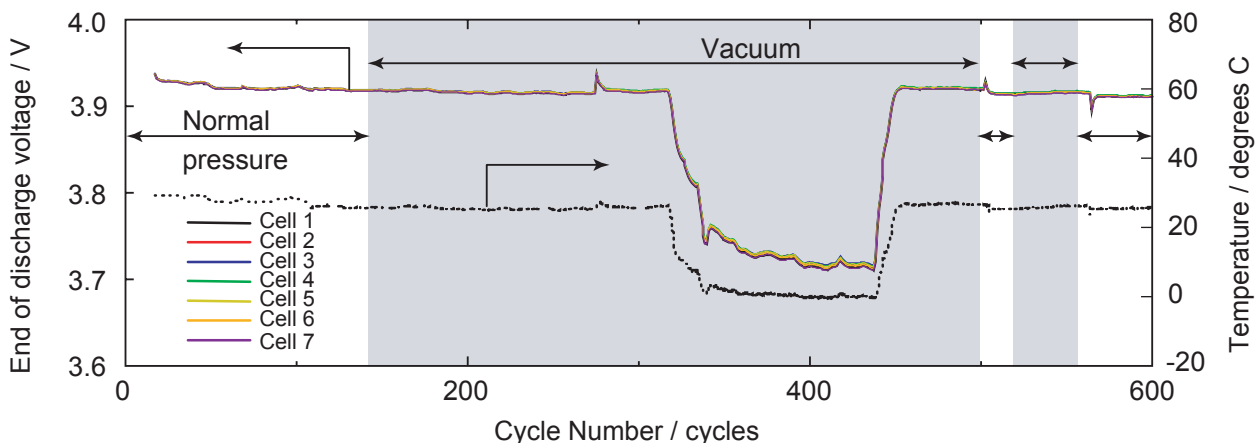


Fig. 7 Trend of the discharge voltage under the vacuum condition. The charge conditions were constant current constant voltage control at 1.5 A up to 4.1 V for 65 min. The discharge conditions were constant current control at 1.0 A for 35 min. The depth of discharge was 20%. Temperature was controlled between 0 and 25°C inside the vacuum chamber. The cells were potted inside the aluminum case using epoxy resin as used for the flight battery.

るマンガン系リチウムイオン電池を使用した。アルミラミネート材料は宇宙の高真空環境では電解液をリークさせることが心配されるため、樹脂によるポッティング補強を施して使用した。Fig. 7には、樹脂ポッティング後のセルの充放電サイクル時のトレンドデータを示した。電池電圧は温度の影響をうけて変化する。常圧/減圧環境下に繰り返し曝しつつ温度制御を施しながら放電時電圧の推移を確認したが、大きな変化はなく良好なサイクル維持が可能であることが明らかになった。また放射線照射試験においても電池性能の変化はみられず良好な充放電性能が得られている。

3.2 ロケットへの適用

3.2.1 制御用電池へのリチウムイオン電池の適用

上述のように、M-Vロケットではノズル角を制御する電動アクチュエータ用電源として熱電池が使用されているが、同様の目的に使われる電源としてハイブリッドカー用に開発されたリチウムイオン電池の使用を試みた。M-Vロケット二段目の場合には熱電池は打ち上げ直前に発熱体に着火される。溶融塩の高い導電率から短時間の高率放電に適するが、着火に失敗した場合には機能することのない電池である。この熱電池をM-Vロケットの三段目に使用するとロケットの離陸後に着火させることが要求されるため、打ち上げ信頼性確保の観点から三段目においては酸化銀・亜鉛電池が使用されてきた。一方、近年のリチウムイオン電池の民生市場においてはハイブリッドカー用に高率放電を可能としたリチウムイオン電池が開発されていることから、この技術の適用を目指した振動試験および

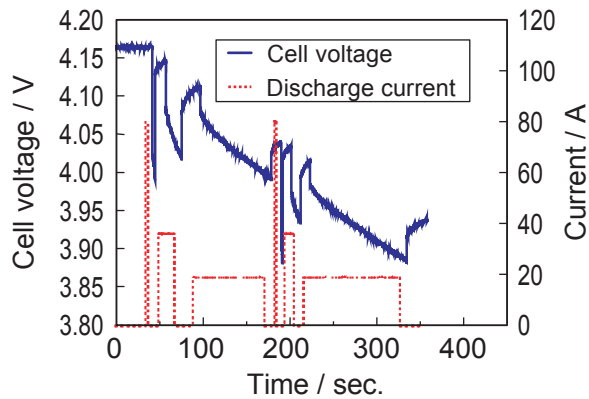


Fig. 8 Discharge performance of the HEV lithium-ion cell during simulation testing for a M-V third-stage thrust vector control.

アクチュエータ駆動用放電試験等を実施した。Fig. 8はこのアクチュエータ制御を模擬したリチウムイオン電池の放電試験結果を示している。定格6 Ahのセルに対して、アクチュエータ駆動に要求される放電条件として最大80 Aの通電を実施したが、過度の電圧低下は起こっていない。その他の振動/衝撃試験等の各種試験においても良好な結果が得られたことから、本電池系はM-V6号機打ち上げ（搭載衛星「すざく」）から適用されている。

4 おわりに

宇宙探査への適用としては、今後の金星ミッションや水星ミッションへのリチウムイオン電池の適用が検討されている。このときに重要になるのは保管中の劣化抑制手法の確立である。また、科学探査、地球観測等において大形衛星の開発が進む今日、さらに大容量のリチウムイオン電池の開発が必要とされている。大形電池においては、電池内部での熱バランスを適切にとり、長期にわたる充放電サイクルを実現するための技術習得が必要となる。今後これらの検討をすすめて、適切なリチウムイオン電池の開発を実施する必要がある。

従来の宇宙開発あるいは宇宙探査は宇宙機関（旧宇宙開発事業団あるいは旧宇宙科学研究所等）による官主導で進められてきた。その一方で、今日ではイリジウム計画や準天頂衛星のように民間主導（あるいは官民合同）での商業衛星開発も進められている。

宇宙用電池開発についても、従来は大形Ni-Cd・

Ni-MH・Ni-H₂電池等が宇宙機関主導のもと宇宙用に開発されていたが、今日では電気自動車や定置形バックアップ電源用に大形のリチウムイオン電池が地上用途にあわせて開発されている。今日の宇宙航空研究開発機構の果たす役割は、これらの技術を積極的に取り込み、宇宙特有の耐衝撃・振動特性を向上させた上で、長期保管・長期サイクル寿命等の運用手法を確立し、メーカー等との連携のもと早期の宇宙機適用を可能とする道筋をたてることにあると考える。また、これらの開発を通じて得られる信頼性をフィードバックすることにより、地上用途・宇宙用途の区別なく電池技術の向上に寄与できるものとする。

文 献

- 1) 桑島三郎, 電池技術, **14**, 171 (2002).
- 2) J.P. Planchat, Y. Borthomieu, *Proc. 6th European Space Power Conference*, p.483-487 (2002).
- 3) R. Spurrett, C. Thwaite, M. Slimm, and D. Lizius, *Proc. 6th European Space Power Conference*, p.477-482 (2002).
- 4) N. Imamura, T. Inoue, H. Yoshida, M. Mizutani, and M. Goto, *Proc. 40th Power Source Conference*, p.10-13 (2002).
- 5) T. Inoue, N. Imamura, H. Yoshida, K. Komada, M. Mizutani, and M. Goto, *Proc. 19th AIAA International Communication Satellite Systems Conference*, p.17-20 (2001).
- 6) Y. Sone, X. Oh, C. Yamada, and S. Kuwajima, *Proc. 2003 NASA Aerospace Battery Workshop*.
- 7) Y. Sone, X. Liu, T. Inoue, X. Wang, and S. Kuwajima, *Electrochemistry*, **71**(7), 524-548 (2002).
- 8) X. Wang, Y. Sone, and S. Kuwajima, *J. Electrochem. Soc.*, **151**, A273-A280 (2004).
- 9) M. Yamamoto, H. Ooto, T. Eguro, M. Tajima, K. Hirose, and K. Takahashi, *Proc. 22nd ISAS Space Energy Symposium*, p.11-15 (2003).
- 10) H. Ooto, M. Yamamoto, T. Eguro, K. Takahashi, K. Hirose, Y. Sone, and M. Tajima, *Proc. 23rd ISAS Space Energy Symposium*, p.6-10 (2004).
- 11) Y. Sone, M. Uno, K. Hirose, M. Tajima, H. Ooto, M. Yamamoto, T. Eguro, S. Sakai, and T. Yoshida, *Proc. 7th European Space Power Conference*, No. 3025 (2005).