

衛星用リチウムイオン電池の開発

Development of Li Ion Cells for Satellite Applications

山本真裕*・高椋輝*・大登裕樹*・酒井茂*

Masahiro Yamamoto Akira Takamuku Hiroki Ooto Shigeru Sakai

Abstract

Based on affluent R&D and production experiences of both Ni-Cd and Ni-MH cells for space and satellite applications, lithium ion secondary cells were developed. Prismatic cells encapsulated with plastics cases have been cycle-tested in continuation by test modes simulated for Geostationary Orbit Satellite (GEO) and Low Earth Orbit Satellite (LEO) since 1996. Hermetic cells with 14.5 Ah capacity were developed in thin-walled SUS casing with specially designed ceramic-sealed terminals.

Lithium ion cells were demonstrated having energy density more than two times above the conventional cells along with long-life and reliability performance through varied electric and mechanical testing. Cycle life over 3800 in GEO mode doubled GEO target and one passing 15000 in continuation of test suggests to meet with LEO's ultimate target.

1. はじめに

人工衛星ミッションの多目的化，運用期間の長期化，打ち上げ時のコストダウン等の理由から，衛星用電池は軽量化・小型化が望まれている。

一方，リチウムイオン電池（LIB）は携帯機器の急速な市場拡大に伴って急成長している電池であり，従来のアルカリ電池と比べて高電圧で，エネルギー密度が大きいことが特長である。

現在，エネルギー密度の高い衛星用電池として，LIBが国内外で研究開発されている。1998年，Y. Sone等により市販の小形LIBを用いて，衛星運用条件下でサイクル特性が評価され，当該電池が衛星電池として使用できる可能性が提案された¹⁾。Chad O.Kelly等により試作された角形LIBは50% DODサイクルで1040サイクル以上が，25% DODサイクルで2780サイクル以上の特性が報告されている²⁾。国内では1999年にH. Yoshida等により開発されたオーバル形状衛星用LIBは，放電深度100%，25%，7%，1%のサイクル試験の途中経過から65% DODサイクルの寿命は1800サイクルが見込め，2000サイクルを超えた25% DODサイクル評価が

ら，25% DODサイクル寿命は30000サイクルを達成する見込みと報告している³⁾。又，H.Saito等による衛星用円筒形LIBは40% DODサイクル試験で3500サイクルを超える実績が報告されている⁴⁾。

弊社は，1971年以来，多数のニッケル・カドミウム電池（Ni-Cd）を人工衛星に搭載してきた。又，1998年，世界初のニッケル・水素電池（Ni-MH）を搭載した科学衛星⁵⁾が打上げられ，現在火星に向かって飛行を続けている⁶⁾。これらのR&Dと製造実績に基づき，1996年以来，合成樹脂電槽を使用した角形LIB⁷⁾を始め，アルミニウム合金電槽，ステンレス電槽を使用した角形電池を開発し，当該電池の基本特性と衛星負荷との適合性を調査した。耐振動，耐衝撃性等の機械設計とアルカリ電池で実績のあるセラミックシール技術をLIB用にモディファイして耐真空・高気密性を有する13Ah級の角形衛星用LIBを1999年度に開発した。

2. 衛星用電池の特徴

電池の使用条件は衛星のミッションにより大きく異なる。地球静止軌道上にある衛星，いわゆる静止衛星（GEO）の場合には，春分・秋分前後の22日間程度の期間は衛星が地球の影に入るため，この食期間だけ電池電力が必要となる。また，高度500～

* 技術開発部

2000km程度の軌道を周回する、いわゆる低軌道衛星 (LEO) の場合には、1日に十数回程度の食期間があり、その度に電池電力が使用されるなど、電池に要求される充・放電の回数や、運用方法、使用期間が異なる。

又、人工衛星に搭載される電池は、要求負荷に安定的に電力を供給することは当然であるが、打上げからミッション終了までの電池を取り巻く環境下で常に最良の状態にある必要がある。衛星用電池に要求される耐環境特性は以下の通りである⁴⁾。

- 1) 機械的環境特性
 - ・ ロケット打上げ時の耐ランダム振動
 - ・ ロケット分離、衛星分離、太陽電池パドル展開時等の耐衝撃性
- 2) その他の環境特性
 - ・ 真空環境での密閉性
 - ・ 宇宙放射線耐性

3. 衛星用リチウムイオン電池の開発

3.1 リチウムイオン電池の特徴

LIBは、公称電圧3.6Vで、質量エネルギー密度が高く、従来、人工衛星で使用されているNi-Cd電池、Ni-MH電池 (公称電圧1.2V、質量エネルギー密度20~45Wh/kg) に比べ、衛星の軽量化に大きく寄与する。衛星質量の軽量化は、打上げコストを低減する要件であり、又は軽減された質量を有効利用して、従来電池では不可能であったミッションを可能とすることが期待されている。電池電圧が高いことは、同一のバッテリー電圧を得るための電池数が従来電池に比べて1/3と減少し、信頼性向上にも寄与する。又、バッテリー電圧を高く設定することも可能で、負荷電流を低減させ、電圧変動の小さい電源構成が期待できる。

3.2 衛星用リチウムイオン電池の開発目標

表1に衛星用LIBの開発目標を示す。小形円筒電池の技術をベースに、電池容量、電槽材料、電池形状の各因子について環境設計、熱設計を見直し、高信頼性及び長寿命の電池として、質量エネルギー密度120Wh/kg以上、サイクル寿命はGEO条件で

2000サイクル以上、LEO条件で30000サイクル以上と、Ni-MH電池のほぼ2倍の電池特性を目標とした。

表1 衛星用リチウムイオン電池の開発目標
Table 1 Developmental Targets of Li Ion Cells for Satellite Applications.

| Items | LIB Target | 衛星用 Ni-Cd | 衛星用 Ni-MH |
|----------------------------------|------------|-----------|-----------|
| Rated Voltage (V) | 3.6 | 1.2 | 1.2 |
| Rated Capacity (Ah) | ~ 25 | ~ 30 | 15 |
| Specific Energy (Wh/kg) | >120 | >27 | 45 |
| Volumetric Energy Density (Wh/L) | >240 | >90 | 120 |
| Cycle Life (サイクル) | in GEO | >2 k | >1 k |
| | in LEO | >30 k | >20 k |
| Available Temperature () | -20 ~ 45 | 0 ~ 35 | 0 ~ 35 |
| Operation Life (yrs) | 10 | 5 | 5 |

3.3 合成樹脂電槽リチウムイオン電池による特性検討

負極活物質に黒鉛系材料 (GIC)、正極活物質にリチウム含有層状化合物 (LiMO₂)、電解液はプロピレンカーボネート (PC) をベースとする有機電解液と、合成樹脂電槽を用いて10Wh級及び14Wh級の角形LIBで、諸特性及びサイクル特性を評価した。図1は10Wh級LIBの100% DODのサイクル寿命試験の特性を示す。充電は4.1V x 2.5h (最大1CA)

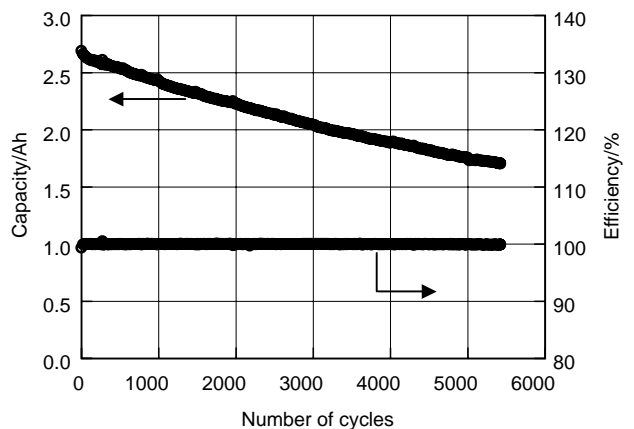


図1 100%DODサイクル試験；2.6Ahリチウムイオン電池の特性変化
Fig.1 Capacity and Energy Efficiency of 2.6 Ah Li Ion Cells during Cycle Test at of 100 %DOD

衛星用リチウムイオン電池の開発

とし、放電は0.5CAで2.75Vまで行うサイクルを繰り返す評価は3.5年余を過ぎ、5400サイクルを超えて尚、初期容量の62%以上の放電容量を維持し、良好なサイクル特性を有している。

図2はGEO条件を模擬した10Wh級LIBの65% DODサイクル寿命試験の特性と、LEO条件を模擬した14Wh級LIBの33% DODサイクル寿命試験の特性を示す。横軸はサイクル数、縦軸は放電終了時の電圧 (EVoD) と完全放電容量を示す。

GEO条件の評価は、3.5年余を過ぎて尚、継続中で、4000サイクルを超え、GEO条件の開発目標を達成している。EVoDは略3.45Vの高い電圧と、電池容量も初期容量の72%を超え、良好なサイクル特性を維持している。

一方、LEO条件の評価は試験開始から3年が経過し、該充放電サイクルは15000サイクルに達している。500サイクル毎に実施している100%DOD放電容量の推移から、開発目標の30000サイクル達成の見通しを得ている。

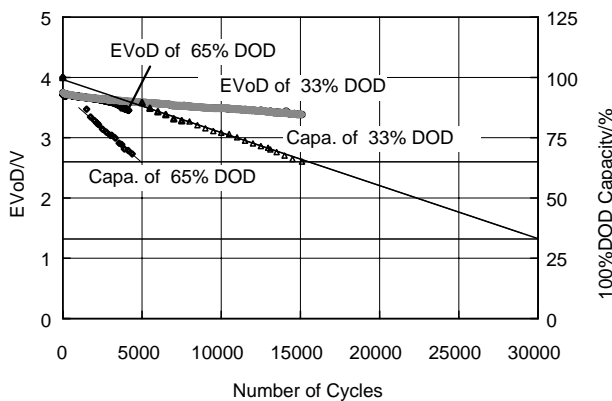


図2 GEO (65%DOD) 及びLEO (33%DOD) 条件のサイクル試験 (33%DOD) ; リチウムイオン電池の放電特性変化
Fig.2 Discharge Performance of Li Ion Cells during Cycle Test in GEO and LEO.

図3は前出のサイクル特性試験の途中経過からDODと予想寿命の関係を求めたものである。90% DODのデータは、100% DODサイクル試験の結果を用いて、電池容量が初期容量の90%まで低下した時のサイクル数を90% DODサイクルにおける寿命特性と仮定した。

DODとサイクル寿命には相関が見られ、指数近

似曲線と良い一致が確認できた。

又、本評価はLEO条件として33% DODで実施したが、多くのLEOでは25% DOD以下が多く、25% DODの場合、40000サイクルを超えるサイクル寿命が期待される。

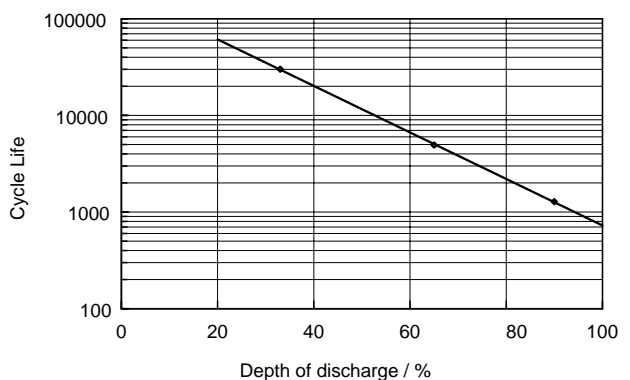


図3 リチウムイオン電池に於ける放電深度とサイクル寿命の関係
Fig.3 Relationship between Depth of Discharge and Cycle Life of Li Ion Cells

3.4 金属電槽を使用した衛星用リチウムイオン電池の開発

3.3項の特性検討電池の電極構成をベースに改良し、高真空・気密設計、機械環境設計を図って実用性のある衛星用LIBを開発した。開発電池の諸元を表2に、写真1に外観を示す。この電池の開発目標は公称容量が13Ah以上、質量エネルギー密度が85Wh/kg以上、体積エネルギー密度は220Wh/l以上である。

3.4.1 電池構成と特長

当該電池は衛星用電池として高い信頼性と実用性を得る為に、電池寿命と機械環境耐性を優先した設計と構成材料を選択した。当該電池の主な構成材料

表2 衛星用リチウムイオン電池の諸元
Table 2 Specification of Li Ion Cells for Satellite.

| | |
|---------------------------|----------------------|
| Rated Capacity | 13.2 Ah |
| Size W × T × H | 69.3 × 24.4 × 132 mm |
| Mass | 570 g-max |
| Specific Energy | >85 Wh/kg |
| Volumetric Energy Density | >220 Wh/ l |

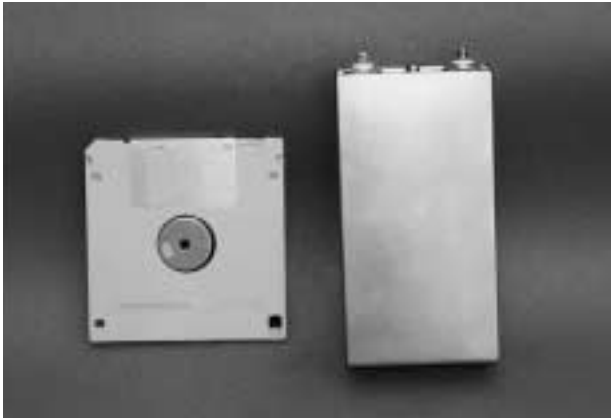


写真1 衛星用13Ah級リチウムイオン電池の外観
Phot 1 External View of a 13 Ah Class Li Ion Cell for Satellite.

を下記に示す。負極活物質に採用した人造黒鉛は優れたサイクル特性を有し、特に電解液にPCを使用できることから低温特性にも優れる。電極のフラットスパイラル構造は充放電時の極板内部歪を吸収して安定したサイクル特性と機械的強度を発揮する。

- ・ 正極活物質・・・LiCoO₂
 サイクル寿命特性に優れる
- ・ 電解液　　・・・PCベース電解液
 低温特性に優れる
- ・ 負極活物質・・・フルドコクス系人造黒鉛
 サイクル寿命特性に優れ、PC系電解液に好適
- ・ セパレータ・・・厚膜ポリプロピレン多孔膜
 熱安定性が比較的高く、機械的強度が高い
- ・ 電極群形状・・・フラットスパイラル構造
 機械的強度が高く、又、熱管理が容易（シートヒータの取付けが容易）
- ・ 電槽　　・・・0.4mm厚さステンレス鋼
 衛星電池の実績が豊富
- ・ 極柱封口　・・・改良特殊セラミックシール
 高い気密性と機械強度を両立
- ・ 電槽形状　・・・角形形状
 熱管理及び組電池化が容易

図4に開発電池の構造を示す。

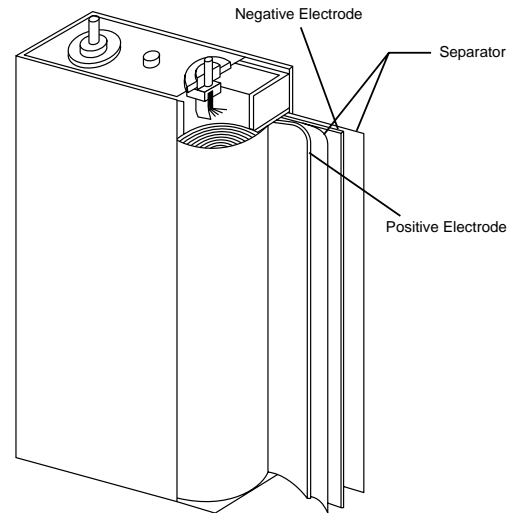


図4 衛星用角形リチウムイオン電池の内部構造
Fig.4 Cross Sectional View of a Li Ion Cell for Satellite.

3.4.2 電池特性

1) 放電特性

環境温度10℃で0.2CAから2CAの電流で放電した放電電圧曲線を図5に示す。充電は最大電流1CAで、4.1V定電圧で2.5時間とし、充電後、電池温度が10℃に達してから放電を行った。0.2CAでは14.5Ahの容量が得られた。

放電電流の増加に伴い、放電電圧は電池の内部抵抗に見合って低下するが、1CA放電でもほぼ3.6Vの放電中間電圧が得られている。放電容量はほとんど低下しない。

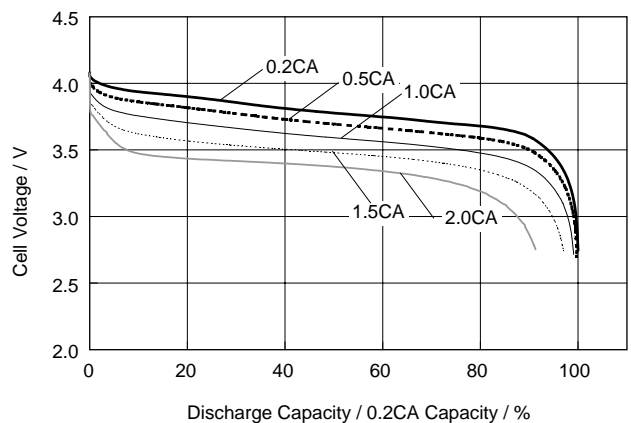


図5 衛星用リチウムイオン電池の放電レイト特性
Fig.5 Discharge Characteristics of Li Ion Cells for Satellite at Various Discharge Rates.

2) 温度特性

-20℃から10℃までの種々の環境温度で放電した

衛星用リチウムイオン電池の開発

放電電圧曲線を図6に示す。充電は10で行い、最大電流0.5CA, 4.1V定電圧で3.0時間で行った。

10 ~ -10 まで、環境温度の低下に伴い、放電電圧は低下するが、放電容量は変化せず、-10の容量と10の容量はほぼ等しい。

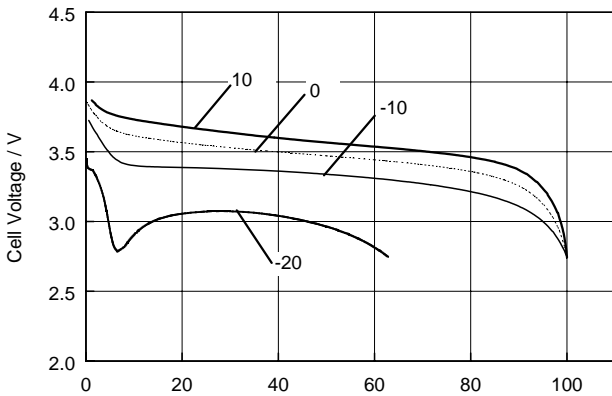


図6 種々の温度に於ける衛星用チウムイオン電池の放電特性

Fig.6 Discharge Characteristics of Li Ion Cells for Satellite at Various Discharge Temperature.

3) サイクル特性

65% DODの充放電サイクル特性を図7に示す。評価開始から870サイクルが経過し、順調に推移している。放電終了時電圧 (EVoD) の低下は前出の合成樹脂電槽の特性検討電池 (10Wh級) に比し、更に小さい傾向にある。これは電解液中の遊離酸、水分を極限まで除去した電解液と、電槽を気密性の高い金属電槽と、端子部のシール方法を宇宙仕様とし、水分等の外的要因を排除したことによる。当該

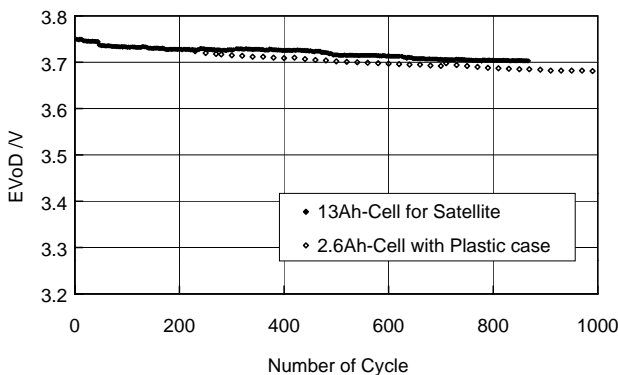


図7 65%DODサイクル試験に於ける衛星用リチウムイオン電池の放電電圧特性変化

Fig.7 Change in Discharge Performance of Li Ion Cells for Satellite during Cycle Test at 65% DOD .
CHG : 1CA and 4.1V CCCV (Charge cut off after 2.5hr)
DIS : 0.2CA CC (Discharge cut off at 8.85Ah)

電池は、特性検討電池と同等以上の高いサイクル特性が期待できる。

4) 機械環境特性

衛星用電池に要求される機械環境強度は、衛星を打上げるロケットのタイプ、規模により異なり、一般に液体燃料ロケットより固体燃料ロケットの方が高い耐性が要求される。本調査では世界最大級の固体燃料ロケットを想定し、ランダム振動と落下衝撃時の影響を調査した。

ランダム振動条件を表3に、落下衝撃条件を表4に示す。調査は、電池を1CAで放電させながら、ランダム振動及び落下衝撃を加えて、放電中の電池電圧の変化 (異常低下、脈動) の有無を調査した。

表3 ランダム振動試験条件
Table 3 Conditions of Random Vibration Test

| Frequency/Hz | Level |
|--------------|------------------------|
| 20 ~ 45 | +6dB/oct |
| 45 ~ 61 | 3 G ² /Hz |
| 61 ~ 150 | -6dB/oct |
| 150 ~ 800 | 0.5 G ² /Hz |
| 800 ~ 2000 | -6dB/oct |
| 0 A | 27.6 Grms |

Test Duration : 45 seconds / each axis

表4 落下衝撃試験条件
Table 4 Conditions of Drop Shock Test

| Axis | Level |
|----------|--|
| X, Y, ±Z | 25G ^{0P} /10msec with half sin wave |

A drop shock test is conducted by applying the shock twice along each of mutually perpendicular three axes.

ランダム振動を加振中の放電電圧と放電電流を図8に、落下衝撃を加えながら放電した放電電圧と放電電流を図9に示す。

調査の結果、ランダム振動及び落下衝撃を加えても放電電圧、放電電流に変化、異常は無く、当該電池は衛星用電池として高い機械強度を有していることが確認された。

5) 安全性

過充電耐性と外部短絡時の電池の諸特性を調査し、当該電池の安全性を検証した。

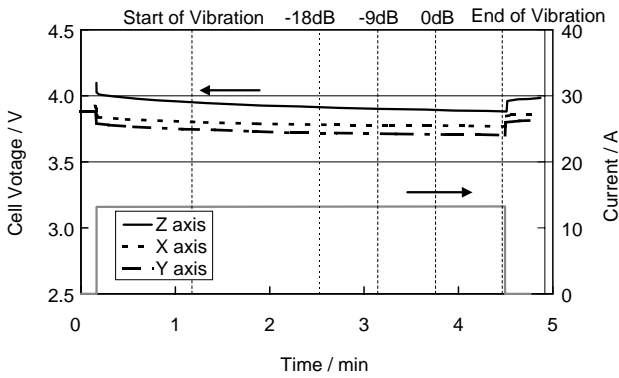


図8 ランダム振動試験に於ける衛星用リチウムイオン電池の放電特性
 Fig.8 Discharge Curves of Li Ion Cells for Satellite during Random Vibration TEST.

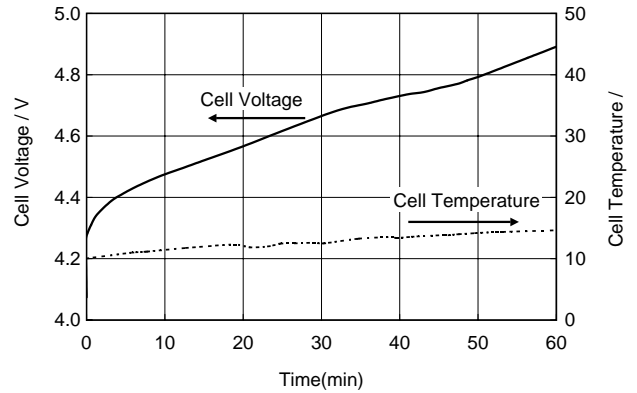


図10 衛星用リチウムイオン電池の過充電特性
 Fig.10 Overcharge Test Results of Li Ion Cells for Satellite.
 Cell Condition: 100%SOC
 CHG: 13.2ACC (Charge cut off after 1hr)

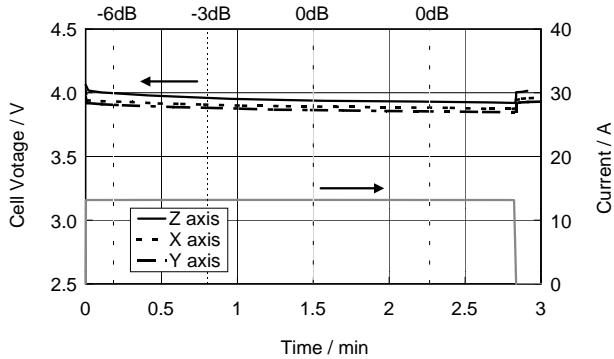


図9 落下衝撃試験に於ける衛星用リチウムイオン電池の放電特性
 Fig.9 Discharge Curves of Li Ion Cells for Satellite during Drop Shock TEST

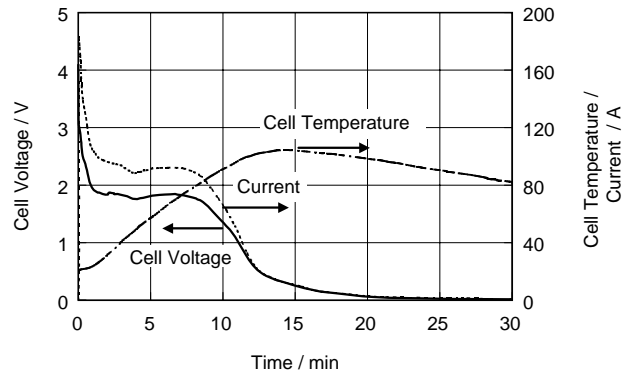


図11 衛星用リチウムイオン電池の外部短絡
 Cell Condition: 100%SOC
 Fig.11 External Short Test Results of Li Ion Cells for Satellite.

過充電試験は先ず、完全放電した電池を環境温度 10℃、4.1Vの定電圧充電（最大電流1CA）を2.5時間行い充電状態とした。その後、更に1CA定電流で1時間の充電を行い、定格容量の200%まで過充電した。過充電中の電池電圧と電池中央部の温度変化を図10に示す。電池に破裂、発火等の異常は無かった。

外部短絡試験は、環境温度20℃で、過充電試験と同様、電池を完全充電した後、電池の外部で正負極端子を直接短絡させた。外部短絡中の電池電圧と電池中央部の温度変化を図11に示す。電池温度及び電池内圧は大きく上昇したが破裂、発火等の異常は無かった。

4. まとめ

宇宙空間での使用を目的とし、実容量が14.5Ahで、高い気密性と機械環境強度を有した衛星用リチウムイオン電池を開発した。衛星用電池として使用されているNi-Cd、Ni-MH電池に比し、2倍以上のエネルギー密度が得られ、充放電サイクル試験の経過からLEO及びGEOの開発目標を共に達成できる見通しが得られた。

今後は、更に長寿命化と高エネルギー密度化を図りながら、使用期間延長のための最適な電池運用方法についても検討する。加えて、宇宙での様々な使用を想定した、(1)運用期間と電池特性、(2)宇宙放射線の影響、(3)待機モードでの電池の特性変化等、詳細な調査・検討を行い、実用性の高い製品に

仕上げていく計画である。

5. 謝辞

本研究開発は文部省宇宙科学研究所の御指導の下で実施している。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) Y. Sone, H. Kusawake, K. Kanno, and S. Kuwajima, "The Applicability of Lithium-Ion Battery Cells to Space Programs," The 1998 NASA Aerospace Battery Workshop, p.161-191, February 1999.
- 2) Chad O.Kelly, Shellie Wilson, "Satellite Cell Development : Lithium-Ion Profile", 12th AIAA/USU Conference on Small Satellites, p.1-11, 1998.
- 3) H. Yoshida, S. Kitano, M. Terasaki, M. Mizutani, T. Inoue, and K. Komada, "Development of Large-scale Lithium Ion Batteries for Space Applications," GS News Technical Report , Vol.58, No.1 p.21-26 , 1999.
- 4) H. Saito, T. Mizuno, K. Tanaka, Y. Masumoto, M. Shirakata, H. Kawai, T. Muramatsu, A. Saito, "Development of Li-ion Rechargeable Battery for INDEX", Proceedings of the 19TH ISAS SPACE ENERGY SYMPOSIUM, p.6-9, February 2000.
- 5) K. Matsumoto, K.Takahashi, M.Kikuta, T. Iwabuchi and M.Tajima, "A Variety of Development Test Results of NiMH Cells for Space Applications," Proceedings of the Fifth European Space Power Conference, Tarragona, Spain, ESA SP-416, pp.703-708, September 1998.
- 6) 高橋慶治, 廣瀬和之, 田島道夫, 安達昌紀, 工藤正数, 石川幸嗣, 井奈福浩之, 岩淵剛志, "火星探査機 PLANET-B搭載NiMH電池の運用," 第44回宇宙科学技術連合講演会講演集, 2000年10月.
- 7) M. Yamamoto, H. Ooto, A. Takamuku, S. Sakai, M. Tajima, K. Takahashi, "Lithium Secondary Cell for Space Satellite ; Development of Long Life Cell and Basic Properties", Proceedings of the 18TH ISAS SPACE ENERGY SYMPOSIUM , p.47-50, February 1999.