

FB テクニカルニュース

No.81 2025.12



FBテクニカルニュース No.81

2025年12月（令和7年）発行

発行所 古河電池株式会社

横浜市保土ヶ谷区星川二丁目4番1号

編集 テクニカルニュース編集委員会

編集委員長 樋上 俊哉

編集委員 鈴木由加、佐藤亮太、近藤久純、金城敬太、佐藤寧

程塚康明、山崎遼也、林義哉、飛田尚映、山澤ルミ

●非売品（無断転載を禁じます）

●問い合わせ先：戦略企画部 Tel : 045-336-5091

目次

巻頭言

価値を提供し続ける 黒田 修 1

総説

宇宙用電池の技術変遷と将来展望 豊田 裕之 2

報文

電気化学インピーダンス測定を用いたリチウムイオン二次電池用スラリーの評価技術開発
久保 諒太、宮川 一慶、星野 大助 20

報文

マグネシウム二次電池の開発：電解液・負極・正極の改良による電池設計指針
張永、阿部英俊、久保田昌弘、金村聖志 26

トピックス

太陽光発電と鉛蓄電池を組み合わせた電力貯蔵システム(ESS) 株式会社ダイセキMCR 平出工場様
手塚 渉 32

トピックス

水星磁気圏探査機「みお」！水星到着まであと1年！
近藤 宏篤 33

新製品紹介

EN 規格 395LN4-ISS 型蓄電池 日野自動車株式会社様に採用 34

Contents

Opening Remarks

We continue to provide value

Osamu Kuroda 1

Review

Technological evolution and future prospects of space batteries

Hiroyuki Toyota 2

Technical Papers

Evaluation technology of slurry for lithium-ion battery
by electrochemical impedance spectroscopy (EIS)

Ryota Kubo, Kazuki Miyakawa, Daisuke Hoshino 20

Technical Papers

Development of Rechargeable Magnesium Batteries:
Battery design guidelines based on improved electrolytes,
negative electrodes, and positive electrodes

Zhang Yong, Kubota Masaaki, Abe Hidetosi, Kanamura Kiyoshi 26

Topics

The ESS using valve regulated lead-acid batteries with solar power
at Daiseki MCR Co. Inc., Hiraide plant

Wataru Tezuka 32

Topics

The Mercury Magnetospheric Orbiter is scheduled to arrive at Mercury in about one year

Kondou Hiroatsu 33

New Products

Adoption of 395LN4-ISS Lead Acid Battery for HINO MOTOR CORPORATION 34

価値を提供し続ける



代表取締役社長 黒田 修

古河電池株式会社はこの度サステナブル・バッテリー・ホールディングス(SBH) 株式会社の傘下となることとなりました。これは、当社がさらなる成長を遂げ、より良い未来へ向かって歩み出す新たな出発点でもあります。これまで培ってきた蓄電技術を核に、社会課題の解決に向けた取り組みを一層強化し、SBHのもと、既存事業の収益力強化にも努め、アジアを代表する蓄電ソリューション企業を目指してまいります。

近年、気候変動問題やカーボンニュートラルへの対応が急務となる中、再生可能エネルギーの活用と普及が急速に拡大しています。こうした状況のもと、電力を効率的にマネジメントするニーズは一層高まっており、当社は培ってきた製品・サービスを基軸に、自社の力だけでなく国内外のパートナーとも連携し、多様なお客様のニーズに応えることで価値を提供してまいります。

当社は創業以来、111年間にわたり、当社製品やビジネスモデルが持つ「蓄える力・動かす力・見守る力」の強みを活かし、事業を通じて社会課題の解決に取り組んでまいりました。これまでの蓄積を大切にしつつ、今後はさらなる飛躍を遂げるべく、ステークホルダーの皆様とのコミュニケーションを密に図り、特色ある製品・サービスによって新たな価値を創造し、持続可能な社会の実現に貢献してまいります。

今回の第81回テクニカルニュースでは、宇宙航空研究開発機構(JAXA)の豊田准教授に「宇宙用電池の技術変遷と将来展望」を御執筆いただき、また、リチウムイオン二次電池のスラリー評価技術とマグネシウム二次電池に関する報文、ESS 実証試験と宇宙衛星用電池に関するトピックス、LN4型蓄電池に関する新製品紹介を掲載しました。

今後も、技術力・商品力に磨きをかけ、お客様に寄り添い、特徴ある製品でサステナブルな社会の実現に取り組んでいきますので、引き続きのご指導をよろしくお願いします。

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

Technological evolution and future prospects of space batteries



宇宙航空研究開発機構／宇宙科学研究所
准教授 博士（工学）

豊田 裕之
Hiroyuki Toyota

Power is a critical, life-sustaining element in space exploration. Batteries for space applications must deliver exceptional reliability over long missions. They must endure extreme conditions such as severe mechanical stress during launch, high vacuum, and radiation, while operating under precise thermal management within the spacecraft's volatile temperature environment. This paper provides a comprehensive overview of the technological evolution and future prospects of space batteries, focusing on the pioneering achievements of JAXA's space science missions. It chronicles the history from primary cells in early satellites to the current mainstream lithium-ion technology. The core of this review highlights groundbreaking missions developed in partnership with Furukawa Battery: Hayabusa, the first to utilize specially developed space-grade lithium-ion batteries and recover from a critical failure; Akatsuki, which survived a five-year standby before successfully orbiting Venus; Mio (BepiColombo), which employs a battery "hibernation" strategy during its eight-year journey to Mercury; and SLIM, which achieved a historic precision lunar landing powered by the world's first stainless-steel laminated pouch cells. Finally, the paper discusses future trends, such as all-solid-state batteries and digital twin technology, underscoring their vital role in advancing space exploration.

1. はじめに

宇宙開発の歴史において、電力は常にミッションの成否を左右する根源的な要素であり続けてきた。1970年、深刻な事故に見舞われたアポロ13号の奇跡的な地球生還を支えた逸話の中で語られる「Power is Everything!（電力がすべてだ！）」という言葉は、この事実を端的に象徴している。電力がなければ、宇宙機は姿勢を制御することも、地上と通信することも、科学観測を行うこともできず、有人ミッションにおいては生命維持装置すら機能しない。電力は、宇宙機のあらゆる活動を支える基盤技術なのである。

しかし、一度軌道上に投入された宇宙機は、原則として人の手による修理や交換が不可能である。その搭載機器である電池も例外ではなく、地上用途とは全く異なる極め

て過酷な環境下で、全ミッション期間にわたり安定して機能し続けることが絶対条件となる。そのため、宇宙用電池には極めて高い水準の信頼性と性能が要求される。

本稿では、宇宙用電池技術の変遷と将来展望を、特に宇宙航空研究開発機構（JAXA）の宇宙科学ミッションにおける挑戦の軌跡という視点から論じる。

2. 宇宙用電池に課される特有の機能・性能要求

宇宙用電池への要求が地上用途と一線を画すのは、個々の課題が独立して存在するのではなく、互いに密接に関連し合う「制約の網」を形成している点にある。宇宙用電池の技術開発とは、この複雑に絡み合った制約下で、ミッションごとに最適な解を見つけ出す、絶え間ない最適化のプロセスであると言える。

2.1. 打ち上げ時の機械環境への耐性

宇宙機は、ロケットによる打ち上げの過程で、わずか十数分の間に時速数万キロメートルまで加速される。この際に発生する極めて過酷な振動や衝撃は、宇宙機にとって最初の大きな試練となる。電池も例外ではなく、内部の電

執筆者略歴：

豊田裕之（とよた ひろゆき）
東京大学大学院工学系研究科博士課程修了、博士（工学）。宇宙科学研究所 助教を経て、2025年 同准教授。2005年より宇宙科学研究所において宇宙用電源機器の研究開発に従事。あかつき、IKAROS、OMOTENASHI、SLIM等、10機以上の宇宙機の開発と運用に関わってきた。現在は、深宇宙探査技術実証機「DESTINY+」のプロジェクトエンジニア、欧洲宇宙機関（ESA）との共同ミッション「RAMSES」の日本側チーム長を務める。受賞歴に11th SOLARIS Best Paper Award、SpaceOps 2025 Awards、日本機械学会 宇宙工学部門賞、日本産業技術大賞等。

極やセパレータといった繊細な部材の損傷や変位を防ぐため、極めて堅牢な構造が求められる。

そのため、電池セルおよびそれを固定する筐体は、想定される荷重に耐える強度を持つよう設計され、地上での振動試験や衝撃試験によってその耐性が検証される。試験レベルはロケットや宇宙機の構造に依存するが、例えば、JAXA の戦略コンポーネントである JMG042 リチウムイオン電池セルの認定試験では、周波数 5 ~ 100 Hz における最大 20 G の正弦波振動、周波数 20 ~ 2000 Hz における最大 23.63 Grms の加速度密度を有するランダム振動、周波数 200 ~ 7000 Hz における最大 1400 G の加速度密度を有する衝撃、および 25 G の準静的加速度といった条件が課される¹⁾。

2.2. 真空環境への耐性

地上環境と宇宙空間を隔てる決定的な違いの一つは、大気の有無である。残留大気が存在する地球低軌道でも 10^{-4} Pa (約 10^{-9} 気圧)、惑星間空間では 10^{-11} Pa (約 10^{-16} 気圧) にも達する高真空に曝されるため、地上 (約 10^5 Pa) で製造された電池セルには、内外の圧力差によって大きな応力が加わる。これは 10 cm 四方の面積に約 103 kg の荷重が加わることに相当する。

この圧力差に耐えるため、宇宙用電池セルには、地上で多用されるアルミラミネートフィルムではなく、アルミニウム合金やステンレス鋼製の金属缶が用いられる。端子部には、内部の電解液等の漏出を防ぐため、ガラスやセラミックを用いたハーメチックシール構造が不可欠となる。例として、JAXA の小惑星探査機「はやぶさ」用リチウムイオン電池セルの写真を図1 (a) に示す。そして複数の電池セルを金属製の拘束板で強固に一体化させることで図1 (b) に示すような組電池を構成する。このような堅牢な設計は、真空環境のみならず、前述の機械環境への耐性、さらには後述する熱設計上の要求を同時に満たすものである。

真空環境がもたらすもう一つの深刻な課題が、材料から放出される「アウトガス」である。リチウムイオン電池の電解液溶媒 (エチレンカーボネート、ジメチルカーボネート等) は一定の蒸気圧を持つため、セルに微小なリークがあれば電解液は容易に揮発し、機能喪失に直結する。また、接着剤や絶縁材などの高分子材料から放出されるガスが光学レンズや放熱面に再付着する「コンタミネーション(汚染)」は、ミッションの成否を左右する致命的な問題を引き起こし得る。すなわち、真空環境に対応する電池設計は、電

池自体の機能維持に加え、コンタミネーションによる他機器への悪影響を防ぐという、システムレベルでの信頼性保証の責任を負っているのである。

2.3. 複合的な熱設計

宇宙機の熱環境は極めて過酷である。地球周回衛星は、日照側で +120°C 以上、日陰側で -120°C 以下という極端な温度変化に曝される。近年国際的に探査活動が活発化する月面の夜は、約 -180°C の極低温が 2 週間も続く。電池の性能は温度に強く依存するため、このような環境から保護し、最適な動作温度範囲内に維持する熱制御システムが必須となる。



(a) 電池セル (© 古河電池)
(a) Battery cells (© Furukawa Battery)



(b) 組電池 (© NEC)
(b) Assembled battery (© NEC)

図 1 小惑星探査機「はやぶさ」に搭載された宇宙用リチウムイオン電池

Fig.1 Space lithium-ion battery for the asteroid explorer Hayabusa

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

しかし、大気の存在しない宇宙空間では熱対流がなく、熱の移動は放射と伝導に限定されるため、熱制御は地上に比べて格段に困難である。機器が発生する熱は放熱面からの熱放射によってのみ排出し、機器間の熱的な結合は主に伝導によって確保しなければならない。一般に電池の動作温度範囲は、室温付近の狭い範囲に限定される。そのため、太陽光が直接入射しない放熱面に設置し、宇宙空間への熱放射による冷却とヒータによる能動的な加熱によって、厳密に温度を管理するのが通例である。また、各セルで発生する熱を効率的に放熱面へ伝えるため、セルは金属板等を介して放熱面と熱的に結合させる。

すなわち、電池自体はその性能を発揮可能な温度で運用されるものの、その実現のためには宇宙機全体の熱設計が大きな制約を受けることになる。これは、冒頭で述べた「制約の網」が顕著に現れる一例である。

2.4. 放射線環境への耐性

宇宙空間で活動する宇宙機は、銀河宇宙線、太陽粒子現象、放射線帯に捕捉された電子や陽子といった高エネルギー放射線に直接曝される。放射線が材料に与える影響は多岐にわたるが、電池セルにおいて特に問題となるのは、入射粒子が結晶格子から原子を弾き出す変位損傷である。これにより、正極活性物質の結晶構造が乱れるカチオンミキシングや、電極中のバインダーの劣化、電解液の分解などが引き起こされ、容量低下や内部抵抗の増大を招く²⁻⁴⁾。ただし、これらの劣化が顕著になるのは被曝線量が数 kGy を超える場合であり、宇宙機の構体や筐体の遮蔽効果により、ほとんどのミッションではこのレベルには達しない。

一方で、組電池内部に保護回路などの電子部品を含む場合は、それらが放射線に曝されることによる電離損傷やシングルイベント効果も考慮する必要がある。これは宇宙機搭載電子機器に共通の課題であり、通常は耐放射線部品の選定により対応するが、民生品のバッテリマネジメントシステムなどを転用する際には注意を要する。

2.5. 極限まで追求される高エネルギー密度

電池は化学反応を利用してエネルギーを貯蔵するため、電子機器に比べて小型化が困難であり、宇宙機の中でも特に大きな質量を占めるコンポーネントの一つである。宇宙開発において質量はコストに直結する。例えば H-IIA ロケットの場合、1 kgあたりの打ち上げコストは 100 万円か

ら 250 万円と推算される。

質量の制約は打ち上げ後も続く。姿勢制御や軌道変更に用いる推進薬の消費量は機体の質量と正の相関関係にあるため、軽量化はミッション期間の延長、すなわち長寿命化に直結する。事実、搭載機器の故障やコマンドの誤りを除けば、宇宙機の運用寿命は電池の容量劣化か推進薬の枯渇のいずれかによって決定されることが多く、電池の質量と性能はその両方に深く関与している。

このため、宇宙機に搭載される全てのコンポーネントには極限までの軽量化が求められ、電池においてはエネルギー密度 (Wh/kg) の向上が最重要課題となる。リチウムイオン電池が今日の主流となった最大の理由は、従来の Ni-Cd や Ni-MH 電池に比べて 2 倍以上のエネルギー密度を実現したことにある。しかし、前述の機械環境や真空環境への耐性を確保するために堅牢な構造が不可欠であり、単純な軽量化は許されない。これもまた「制約の網」の現れであり、セルレベルの性能向上に加え、システム全体での多角的な工夫が求められる。

2.6. 長期間にわたる高い信頼性

宇宙用コンポーネントと地上用製品を隔てる最も根本的な相違点は、故障がもたらす結果の重大さにある。一度打ち上げられれば、いかなる修理や交換も不可能である。そのため、コンポーネントの設計は、故障発生時の被害を最小化する「フェイルセーフ」ではなく、故障そのものを起こさせない「ノーフェイル（故障ゼロ）」を基本としなければならない。この思想に基づき宇宙用電池に対しては、材料の受け入れからセルの組み立て、試験に至るまで、全ての工程で厳格な基準が適用され、製造ロットごとに全数検査や破壊検査を含む詳細なスクリーニングが行われる。こうした取り組みの結果、これまで JAXA が使用してきた宇宙用リチウムイオン電池セルには、地上試験から軌道上運用に至るまで電池自身の欠陥に起因する故障は報告されていない。しかし万一に備え、組電池のレベルではさらに信頼性を高める工夫が凝らされている。例えば単一セルの開放故障がコンポーネント全体の喪失に繋がらないようにバイパス回路を設けたり、ある系統で一つのセルが故障した場合に他系統でもセルを一つ切り離して全体の電圧を均一に保つ機構を組み込んだりするなど、冗長性を持たせた設計がなされている。さらに、地上での安全性を確保するため、ロケット打ち上げ場での作業ミスを想定し、外部短絡や定格容量の 200% に達する過充電といった耐性評価も行わ

れる。

設計寿命はミッションによって異なり、地球観測衛星などの低軌道衛星で約7年、通信・放送衛星などの静止衛星では約20年の寿命を求められることが多い。これらの要求を満たすため、運用方法にも工夫が凝らされる。

低軌道衛星では、90～100分の軌道周期のうち35分程度が日陰となるため、1日に15～16回の充放電を繰り返すことになる。7年間の運用であれば、総サイクル数は40,000回以上に及ぶ。この厳しい要求に応えるため、電池の放電深度を25%程度に小さく設定することが多い。この運用は、実効エネルギー密度を犠牲にするものの、サイクル寿命を指数関数的に延長させるため総合的にはメリットがあり、高い信頼性を確保する上でも極めて有効である。

静止衛星では、1年の大半は太陽光を受け続けるが、春分と秋分の前後それぞれ約45日間に1日最大70分程度の日陰が生じる。運用自体は20年間と長いが、総サイクル数は約2,000回と低軌道よりも少ない。そのため、質量あたりのエネルギー効率を優先し、80%という深い放電深度で運用するのが通例である。

3. 宇宙用電池技術の変遷

3.1. 一次電池を用いた初期の人工衛星

ここであらためて、宇宙用電池技術の変遷を概観したい。世界初の人工衛星であるSputnik 1(旧ソ連、1957年10月)は、直径58cmの球体から4本のアンテナが突き出した形状で(図2)、総質量83.6kgのうち実に61%に当たる51kgを酸化銀亜鉛電池が占め、それが1ワットの無線送信機と換気ファンに電力を供給していた⁵⁾。そしてビープ音(正確にはパルス信号)を世界に向けて22日間送信し続け、電池の枯済により機能を停止した。この機器構成は、東西冷戦下における技術的優位性を示すという、当時の政治的背景を強く反映していた。

これに対応する形でアメリカは、わずか84日間という驚異的な短期間で、アメリカ初の人工衛星となるExplorer 1(図3)およびその打ち上げロケットであるJuno Iを準備し、1958年2月に打ち上げに成功した。総質量13.97kgのうち40%を占める水銀電池(亜鉛-水銀酸化物電池)が、搭載機器に電力を供給した^{6,7)}。政治色の強いSputnik 1とは異なり、Explorer 1は科学観測機器である宇宙線検出器を搭載し、地球をドーナツ状に取り巻く放射線帯を発

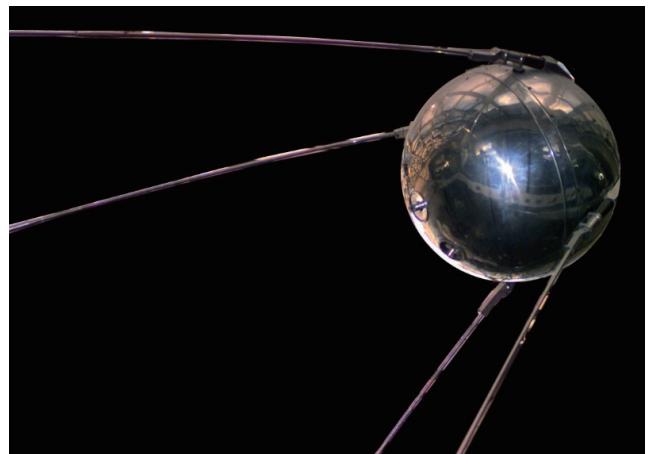


図2 世界初の人工衛星 Sputnik (© NASA)

Fig.2 Sputnik, the world's first artificial satellite (© NASA)



図3 アメリカ合衆国初の人工衛星 Explorer 1 (© NASA)

Fig.3 Explorer 1, the first artificial satellite of the United States (© NASA)

見するという歴史的成果を挙げた。この発見は、111日間にわたり電池が安定した電力供給を継続したことでもたらされた。

これ以降、人工衛星の主電源は太陽電池と二次電池の組み合わせへと移行するが、一次電池が持つ低い自己放電率、高いエネルギー密度、そして充放電制御回路を必要とせずシステム全体の信頼性を高められるといった優れた特性は、特定のミッションにおいて依然として重要であり続ける。実際に、木星探査機Galileoから投下されたプローブ、土星探査機Cassiniから投下されたHuygens探査機、日本では「はやぶさ」「はやぶさ2」のサンプルリターンカプセル等、現代の探査機においても採用され続けている。

日本においては、1970年に打ち上げられた日本初の人工衛星「おおすみ」、翌1971年の試験衛星「たんせい」までが一次電池(いずれもジーエス・ユアサ製、酸化銀亜鉛

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

電池）のみを搭載し、同じく1971年に打ち上げられた日本初の科学衛星「しんせい」には太陽電池と二次電池（古河電池製、ニッケルカドミウム電池）が搭載され、その後の標準的な構成となった⁸⁾。この事実は、短期間の技術実証ミッションでは一次電池の簡潔さと信頼性が実用的な選択肢であり、長期の科学ミッションには太陽電池と二次電池の組み合わせが不可欠であることを示唆している。

3.2. 太陽電池の登場と二次電池への移行

Explorer 1の翌月、1958年3月に打ち上げられた米国のVanguard 1は、太陽電池を初めて実用化した人工衛星として歴史に名を刻んだ。直径約15cmのアルミニウム製球体から6本のアンテナが突き出た形状で、表面には1954年にベル研究所が開発したばかりの単結晶シリコン太陽電池を搭載し、内部には送信機と水銀電池を備えていた（図4）。太陽電池は電池の充電には用いられず、それぞれが独立した送信機に接続されていた⁹⁾。一次電池は約20日で枯渇した一方で、太陽電池は1964年までの約6年間にわたり動作し、ビーコン信号を送信し続けた。この成功は、当時の新しいデバイスである太陽電池がミッション寿命を劇的に延長する可能性を実証したものであり、そのデータを確実に地上に送信するための電源として一次電池が使われたと解釈される。なお、Vanguard 1はもはや機能していないものの現在も地球を周り続けており、宇宙空間に現存する最古の人工物となった。

現在のような太陽電池と二次電池を統合した電源システ



図4 世界初の太陽電池を搭載した人工衛星 Vanguard 1 (© NASA)

Fig.4 Vanguard 1, the world's first solar-powered satellite (© NASA)

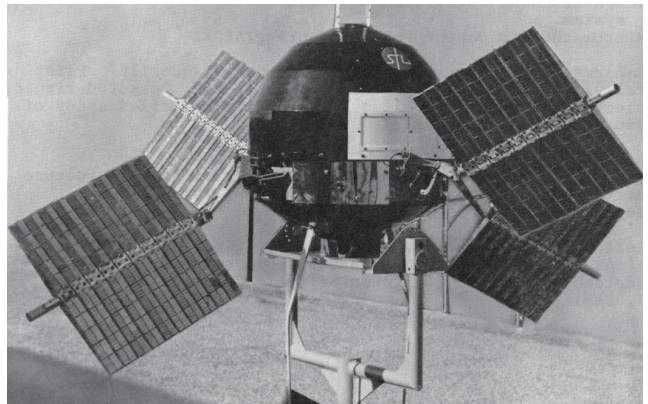


図5 世界初の太陽電池と二次電池を統合して利用した人工衛星 Explorer 6 (© NASA)

Fig.5 Explorer 6, the world's first artificial satellite to integrate and utilize solar cells with secondary batteries (© NASA)

ムを初めて実証したのは、1959年8月にアメリカが打ち上げたExplorer 6である^{10,11)}（図5）。この人工衛星は4枚の展開型太陽電池パドルと合計10 Ahのニッケルカドミウム電池を搭載し、日照中の充電と日陰中の放電を繰り返す運用を世界で初めて実現した。しかし不運なことに、4枚の太陽電池パドルのうち1枚が展開に失敗し、発電能力が計画値の63%にとどまったうえ、放射線による太陽電池の劣化で電池を十分に充電できなくなり、運用はわずか61日で終了した。技術的な課題はあったものの、Explorer 6がシリコン太陽電池とニッケルカドミウム二次電池の組み合わせの有用性を実証し、その後の電源システムの礎を築いたことは間違いない。

これら初期の人工衛星が電源システム史において果たした役割を表1にまとめる。

表1 電源システムの観点で重要な役割を果たした初期の人工衛星

Table.1 Early artificial satellites that played an important role in the history of power systems

衛星名	国名	打ち上げ日	電池	太陽電池	電池の充電能力	運用期間	歴史的意義
Sputnik 1	旧ソ連	1957年10月4日	酸化銀亜鉛 (一次)	なし	なし	22日間	世界初の人工衛星
Explorer 1	アメリカ	1958年2月1日	水銀 (一次)	なし	なし	111日間	アメリカ初の人工衛星
Vanguard 1	アメリカ	1958年3月17日	水銀 (一次)	単結晶シリコン	なし	20日間 (一次電池) / 約6年間 (太陽電池)	太陽電池を搭載した世界初の人工衛星
Explorer 6	アメリカ	1959年8月7日	ニッケルカドミウム (二次)	単結晶シリコン	あり	61日間 (太陽電池パドル不具合により制限)	太陽電池と二次電池を搭載し充放電を行った世界初の人工衛星

3.3. リチウムイオン電池の台頭

Explorer 6 以降、ニッケルカドミウム電池は 40 年以上にわたり宇宙開発を支え続けたが、エネルギー密度の低さとメモリー効果という課題を抱えていた。1980 年代には負極に水素吸蔵合金を使用したニッケル水素電池が実用化され、エネルギー密度とメモリー効果に一定の改善が見られ、日本では火星探査機「のぞみ」、月探査機「LUNAR-A」（計画は中止されたが、電池は小型ソーラ電力セイル実証機「IKAROS」に搭載されて宇宙に飛び立った）、赤外線天文衛星「あかり」等に採用された。しかし、ニッケルカドミウム電池に対する性能向上は限定的であった。

一方で 1970 年代のオイルショックや 1980 年代のモバイル機器の普及を背景にリチウムイオン二次電池の基礎研究が進み、1991 年にソニーが世界で初めて商品化し、民生用電子機器に革命をもたらした。ニッケルカドミウム電池に対して 2 ~ 3 倍という高いエネルギー密度、低い自己放電率、メモリー効果がなくリコンディショニング作業が不要、電池の状態を考慮して温度 (T) にあわせて充電電圧 (V) を変更する V/T 制御¹¹⁾ が不要といった特性は、宇宙機の設計・運用における長年の課題への直接的な解決策であった。しかしリチウムイオン電池は本質的に熱暴走の危険をはらみ、その信頼性はセルの安全設計、電圧・電流・温度を監視する保護回路、そして厳格な運用制限といった多層的な安全対策によって確保される必要がある。これは、化学的性質の頑健さで信頼性を担保するニッケルカドミウム電池とは対照的である。それでも、これらの安全対策は電池の設計や宇宙機の自律制御に組み込み可能であり、運用計画に大きな負荷を強いいるニッケルカドミウム電池のリコンディショニングや、専門家による監視と判断を要する V/T カーブの選択とは本質的に異なる、受け入れやすいものであった。

世界で初めてリチウムイオン電池を搭載した宇宙機は、2000 年 11 月に同一のロケットで打ち上げられたイギリスの衛星 STRV (Space Technology Research Vehicle) -1c および 1d と報告されている^{12,13)}。これらは民生用のソニー製 18650 セルを搭載したが、打ち上げ後わずか 2 ~ 3 週間で相次いで受信機に不具合を生じ、数ヶ月のビーコン運用を経て早期に運用を終了したため、公開されている情報は少ない。

その翌年、2001 年 10 月に打ち上げられた欧州宇宙機関 (ESA) の PROBA-1 (Project for On-Board Autonomy-1)¹⁴⁾ が、リチウムイオン電池を搭載し長期間の運用に成功し

た初めての宇宙機である（図6）。これは質量 94 kg 級の小型衛星で、その名のとおり従来は地上局が担っていた多くの運用タスクを衛星自身が自律的に実行する技術を実証した。具体的には、運用者が撮像したい地上ターゲットの位置情報を指定するだけで、衛星が自律的に姿勢やタイミングを算出・制御して撮像を行い、その画像を地上局に自動送信するというものだった。これに対して当時の主力であったニッケルカドミウム電池では、エネルギー密度の低さゆえ小型で高い機動性を持つ衛星設計の実現は困難で、リコンディショニング作業の必要性が自律運用を妨げた。そこで電池を担当したイギリスの ABSL 社（現在は EnerySys グループ）は、民生品であるソニー製 18650 セルを 6 直列 6 並列構成で接続し、容量 9 Ah、質量 1.9 kg の電池ユニットを組み上げた。PROBA-1 は打ち上げから 21 年を経た 2022 年 12 月に主要なミッションフェーズを終えたが、衛星自体は本稿を執筆している 2025 年 9 月時点も運用されており、搭載されたリチウムイオン電池は約 13 万回の充放電サイクルを経験したことになる。今後は、ESA 初の軌道上デブリ除去実証ミッションである ClearSpace-1 (2029 年打ち上げ予定) のターゲットとして、運用を終える計画である¹⁵⁾。

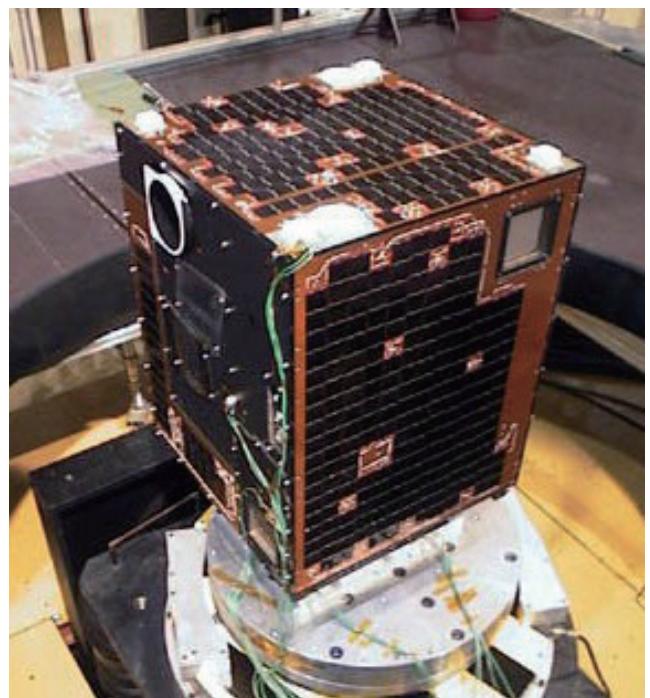


図 6 リチウムイオン電池を搭載して長期運用に成功した世界初の人工衛星 PROBA-1 (© ESA)

Fig.6 PROBA-1, the world's first satellite to successfully demonstrate long-term operation with lithium-ion batteries. (© ESA)

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

PROBA-1 が民生用セルを転用したのに対し、宇宙用として開発されたリチウムイオン電池を世界で初めて搭載し運用に成功したのは、2003 年 5 月に打ち上げられた宇宙科学研究所の小惑星探査機「はやぶさ」であった。この電池は正極活物質にコバルト酸リチウム、負極活物質に人造黒鉛、電解液に有機溶媒系電解液を選択し、優れた低温特性と長寿命を両立させた。定格容量 13.2 Ah (20°C、0.2C 放電時)、ケースはステンレス鋼製で寸法は 69.3 × 24.4 × 132 mm (突起物を除く)、質量は 565 g、エネルギー密度は約 85 Wh/kg とニッケルカドミウム電池の 2 ~ 3 倍に達した。また宇宙用アルカリ電池で培われたセラミックハーメチックシール技術により、真空耐性を確保した。¹⁶⁾

「はやぶさ」用組電池は 11 セル直列で構成され、寸法は 188 × 214.7 × 153 mm、質量は 7.6 kg である。図1 (b) の写真の通り 6 セルの列と 5 セルの列を並べ、1 セル分の空きスペースに各セルの電圧モニタ回路、過充電防止充電バイパス回路、セル開放故障時に備える放電バイパスダイオードが実装された。これらはニッケルカドミウム電池には不要な部品であるが、それを加味してもなお組電池としてのエネルギー密度は大きく向上した。

なお、はやぶさよりも約半年早い 2002 年 12 月、フランスの通信衛星 Stentor (Satellite de Télécommunications pour Expérimenter les Nouvelles Technologies en Orbite) が仏 SAFT 社製宇宙用リチウムイオン電池を搭載して打ち上げられたが、ロケットの失敗により軌道には到達しなかった^{17,18)}。このエピソードは、宇宙開発の困難さと、その中で日本が確実に存在感を示してきたことを物語る。

4. 宇宙科学プロジェクトにおけるユニークな電池の開発と運用

本項では、JAXA 宇宙科学研究所が実行してきたプロジェクトにおいて、特にユニークな電池の開発と運用の実績を紹介する。

4.1. 小惑星探査機「はやぶさ」

小惑星探査機「はやぶさ」(図7) は、2003 年 5 月 9 日に M-V (ミュー・ファイブ) ロケット 5 号機により打ち上げられ、小惑星イトカラから世界初の小惑星サンプルリターンを成功させた。開発時の名称は MUSES-C (Mu Space Engineering Spacecraft - C) で、宇宙科学研究所のミュー・ロケットで打ち上げる工学実験衛星 3 号機として開発され



図7 小惑星探査機「はやぶさ」(© 池下章裕)

Fig.7 The asteroid explorer Hayabusa
(© Akihiro Ikeshita)

表2 小惑星探査機「はやぶさ」搭載電池の各運用における要求性能

Table.2 Performance requirements for the Hayabusa battery in each operational phase

運用	製造後年数 (年)	要求容量 (Ah)	セル平均電圧 (V)	最大負荷電流 (A)
打ち上げ	1.3	7.03	3.45	12.78
地球スイングバイ	2.4	4.76	3.45	14.27
イトカラ タッチダウン	3.7	2.51	3.45	16.70
ターミネータ観測	3.8	5.95	3.45	17.61
セーフモード移行	全期間	3.43	3.45	15.23

た。イオンエンジンによる惑星間航行、光学航法による自律誘導制御、小惑星の微小重力環境でのサンプル採取、惑星間空間からの回収カプセルの再突入といった先進的な工学技術の実証を目的とし、探査機の徹底的な軽量化のため、エネルギー密度の高いリチウムイオン電池を採用した。その運用実績から、容量劣化を抑制する運用方法と、過放電後の再充電について紹介する。

表2 に、電池の各運用において要求される性能を示す。電池は製造から約 1.3 年後に打ち上げられ、この時に最も多くの容量が要求されるが、電池の容量劣化はまだあまり進行していないため余裕がある。運用上最も厳しいのはターミネータ観測(小惑星の昼と夜の境界部分の観測)である。製造から約 3.8 年後の容量劣化が進行した状態で大きな容量を要求されるうえ、負荷電流は最大となる。これとは別に、探査機が何らかの異常で姿勢を喪失すると、太陽

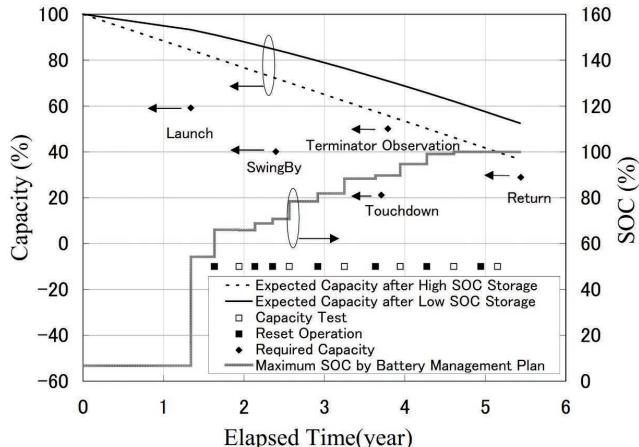


図 8 小惑星探査機「はやぶさ」搭載電池の各マイルストーンの要求容量、電池容量の推移予測、充電状態の変更計画（参考文献 16 より引用）

Fig.8 Required capacity at each milestone, predicted capacity degradation, and state of charge (SOC) management plan for Hayabusa battery (cited from Reference 16)

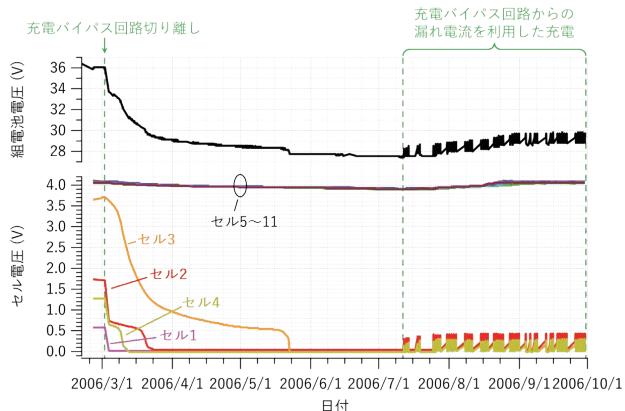


図 9 小惑星探査機「はやぶさ」搭載電池の電圧推移
Fig.9 Voltage transition of the Hayabusa battery

電池パネルを太陽に指向させるセーフモードに移行するが、その際の太陽サーチと姿勢変更は電池に蓄えられた電力のみで実施可能でなくてはならない。したがってこれに必要な容量は、全ミッション期間において別途確保しておく必要がある。

各運用での要求容量に、電池容量の推移予測と充電状態 (SOC) の変更計画を重ねたものを図8に示す¹⁶⁾。一般にリチウムイオン電池の容量劣化は充電状態が高いほど速く進行するため、容量劣化をできるだけ小さく抑えるには必要最低限の充電状態に維持することが望ましい。そこで運用の初期においては電池の充電状態を低く、容量劣化の進行にあわせて高めてゆく計画が立てられた。常に満充電で運用するケース（図8 中破線）に対して、ミッション

末期には約 15% の容量劣化抑制効果が見込まれる。実際の運用では、小惑星イトカワに到着するまで充電状態は約 65% に維持された。また容量劣化は高温ほど速く進行するため、電池の温度は必要な性能を得られる範囲で低く維持することが望ましい。「はやぶさ」では全ミッション期間を通じて 5°C に維持された。

現在ではほぼ全ての衛星・探査機がリチウムイオン電池を搭載するが、そのほとんどが 20°C 程度の温度で電池を満充電に維持して運用している。一方で後述するように宇宙科学研究所の深宇宙探査機は、少ないリソースで最大の成果を得るために低温・低充電状態での運用を基本としており、その基盤は最初にリチウムイオン電池を搭載した「はやぶさ」で既に作られていた。

さて、「はやぶさ」は 2005 年 11 月 26 日に小惑星イトカワへのタッチダウンを成功させたが、その直後に姿勢制御用の化学推進スラスターから燃料が漏洩し、その影響で探査機との通信が途絶した。いったんは通信を回復し対策を講じたものの、2005 年 12 月 8 日には再び通信途絶し、約 7 週間後の 2006 年 1 月 23 日によく探査機からの電波が届き始めた。この間に探査機は姿勢を喪失し太陽電池パネルの発電量が不十分になっており、電池はかなり深く放電していた。不思議なことに、図9に示すとおりセル 1～4 は過放電して使用不能になっていた一方で、セル 5～11 は正常な電圧を保っていた。とはいっても一部のセルが過放電した状態では、組電池としては使うことはできない。2006 年 3 月に入り充電バイパス回路を切り離したところ、不思議なことにセル電圧が急激に下降を始めた。続く調査により、組電池内の回路からの漏れ電流により意図しない充電が行われていたことが判明した。電池周辺回路の模式図を図10に示す。セル電圧モニタ回路は常に接続されており、数 mA の漏れ電流により電池が放電することがわかつていただため、定期的な補充電によりそれを補っていた。一方で充電バイパス回路は各セル電圧が 4.1 V を上回らないように保護するもので、通常は切り離され、セル電圧のばらつきを解消する目的で満充電運用を行う時にのみ接続していた。この時の詳細な調査により、充電バイパス回路が接続されていると充電方向の微小な漏れ電流が発生すること、その値は高電位側のセルほど大きいことが判明した。探査機との通信が途絶していた間、何らかの理由で充電バイパス回路が接続され、セル 5～11 に対しては電圧を維持可能な充電電流が供給されていたのである。

その後「はやぶさ」は、満身創痍ながら地球への帰還準

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

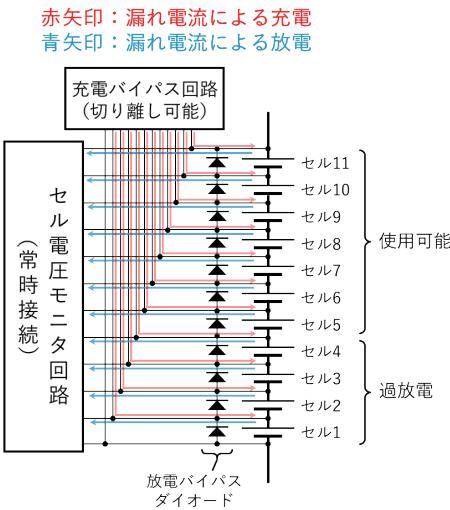


図 10 小惑星探査機「はやぶさ」搭載組電池内の回路と漏れ電流

Fig.10 Internal circuit diagram and leakage current path of the Hayabusa battery assembly

備を始め、探査機内の採取試料容器を、地上に投下する回収カプセル内に格納する必要があった。そしてその作業のためには、電池電圧を 28 V 以上に維持し、数回のパルス放電を行わねばならないことがわかった。しかし 11 セル中 4 セルは過放電して使用不能になっている。地上に残っていた同型の電池を過放電させて検証を行ったが、「はやぶさ」に搭載されている充電制御器では電池を安全に充電することはできないことがわかった。そこで、軌道上で意図せず実証されていた充電バイパスの漏れ電流による充電が提案され、2006 年 7 月半ばから実行に移された。そして 9 月までにセル 5 ~ 11 の充電が完了し、それ以降は満充電状態が維持された。そして「はやぶさ」と太陽の距離が縮まり十分な電力と通信を確保できるようになった 2007 年 1 月 17 日、ついに採取試料容器が回収カプセル内へ搬送のうえ真空密閉され、電池は無事に役目を果たして、全ての作業は成功裏に完了した¹⁹⁾。

「はやぶさ」は、電池の過放電以外にも、化学推進燃料の喪失、リアクションホイールの故障、イオンエンジンの故障等、多くのトラブルを経験し、奇跡的に残された細い糸を手繕り寄せるかのようにそれらを乗り越えてきた。探査ミッションの成否を分けるのは優れた設計だけではなく、探査機の能力を極限まで引き出す創造的な「運用力」であることを示した事例といえよう。

4.2. 金星探査機「あかつき」

金星探査機「あかつき」(図11) は、2010 年に打ち上げ

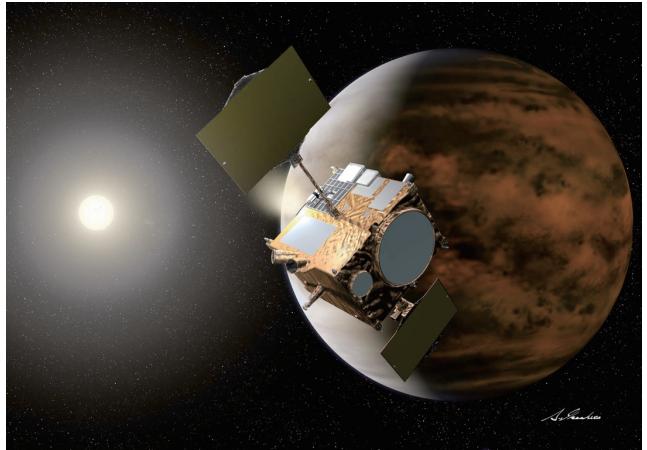


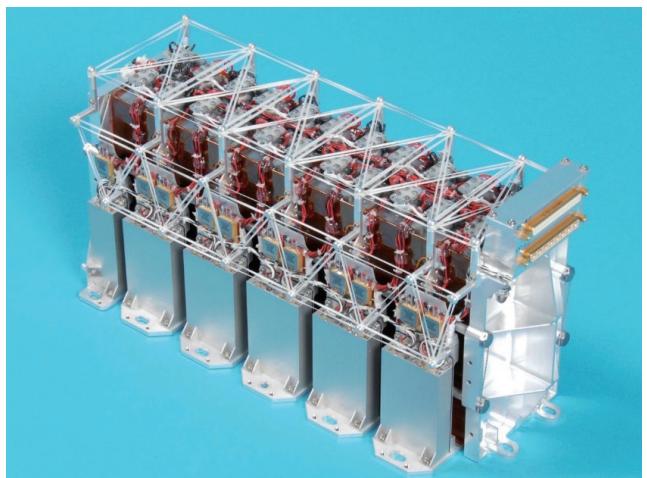
図 11 金星探査機「あかつき」(© 池下章裕)

Fig.11 The Venus climate orbiter Akatsuki
(© Akihiro Ikeshita)



(a) 電池セル (© 古河電池)

(a) Battery cells (© Furukawa Battery)



(b) 組電池 (© NEC)

(b) Battery assembly (© NEC)

図 12 金星探査機「あかつき」に搭載された宇宙用リチウムイオン電池

Fig.12 Space lithium-ion battery for Akatsuki

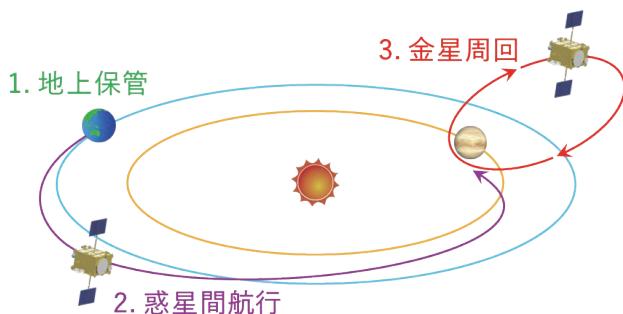
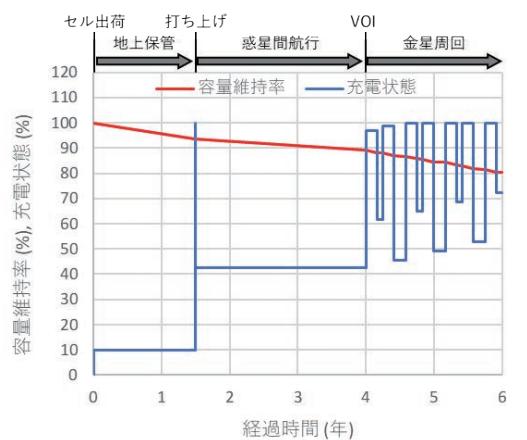
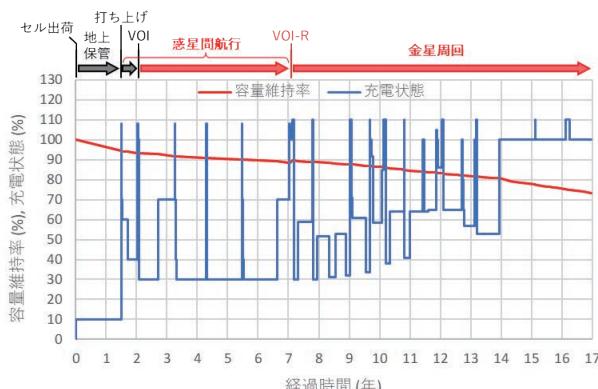


図 13 金星探査機「あかつき」のミッションプロファイル
Fig.13 Mission profile of Akatsuki



(a) 当初計画
(a) Original Plan



(b) 計画変更後
(b) Revised Plan

図 14 金星探査機「あかつき」搭載電池の容量維持率の予測と充電状態の変更計画
Fig.14 Predicted capacity retention and state of charge management plan for Akatsuki

られた日本初の内惑星探査機である。宇宙科学研究所は2003年に火星探査機「のぞみ」を喪失しており、金星が「明けの明星」とも呼ばれることに加えて、日本の惑星探査の夜明けが訪れるようにという願いを込め「あかつき」と名付

表 3 金星探査機「あかつき」搭載電池の運用計画

Table.3 Operational plan for the Akatsuki battery

(a) 当初計画

(a) Original Plan

運用段階	地上保管	惑星間航行		金星周回
		打上～VOI	VOI	
電池の状態	開回路	補充電のみ	充放電サイクル	
期間	1.5 年	0.5 年 (最大 2.5 年)	2 年以上	
温度	25°C	10°C	10°C	
充電状態	10%	43%	46～100%	

(b) 計画変更後

(b) Revised Plan

運用段階	地上保管	惑星間航行		金星周回
		打上～VOI	VOI～VOI-R	
電池の状態	開回路	補充電のみ	補充電のみ	充放電サイクル
期間	1.5 年	0.5 年	5 年	2000 日以上
温度	25°C	10°C	0°C	5～20°C
充電状態	10%	43%	30%	30～110%

けた。

「あかつき」に搭載された電池は、「はやぶさ」用電池をベースに大容量化するとともに、エネルギー密度向上と長寿命化を実現した専用設計の古河電池製リチウムイオン電池である。外観写真を図12に示す。電池セルの定格容量は 23.5 Ah (20°C、0.2C 放電時)、ケースはステンレス鋼製寸法 78 × 28 × 152.2 mm (突起物を除く)、質量は 785 g、エネルギー密度は約 107 Wh/kg である。11 セルを直列に接続し、各種保護回路や温度センサ、ヒータを取り付けた組電池の質量は 11.1 kg である。

「あかつき」のミッションプロファイルを図13に、当初の搭載電池の運用計画を表3 (a) および図14 (a) に示す。打ち上げ後、探査機は半年の惑星間航行フェーズを経て金星に到達し、軌道制御エンジンを噴射して減速、金星の重力に捕獲されて周回軌道に入る計画である。

惑星間航行フェーズでは日陰がなく電池を使用しないため、この期間の運用方針は「はやぶさ」を踏襲する。すなわち充電状態をセーフモードへの移行に必要な電力量に相当する 43% に設定、温度は 10°Cまで低下させ、容量劣化を最小限に抑える。その後の金星周回フェーズは「あかつき」の新たな挑戦となった。地球周回衛星は通常電池を 100%まで充電して用いるが、「あかつき」は日陰の長さに応じて充電状態を 46～100% の間で変化させる計画を立て、こ

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

れを櫛形運用と呼んだ。全ては電池の容量劣化を少しでも小さく抑え、必要最低限の容量に絞り込み、探査機をわずかでも軽くするための工夫である。

しかし「あかつき」は、思いも寄らぬトラブルに見舞われることになった。「あかつき」は2010年5月21日にH-IIAロケット17号機によって打ち上げられ、順調に金星に接近、2010年12月7日に金星周回軌道投入(Venus Orbit Insertion, VOI)のためにメインエンジンの噴射を開始した。しかし噴射中にスラスターが破損、探査機は安全を確保するため自律的に噴射を中断してセーフモードに移行した。結果として減速量が不足し、「あかつき」は金星よりもやや内側に入り込む太陽公転軌道に入り、メインエンジンは使用不能となった。

ほどなくして、5年後の2015年12月に再び金星に接近し周回軌道投入に再挑戦(VOI-R)するチャンスのあることが判明した。それは金星観測を実現する唯一の道であり、同時に設計寿命4.5年を大きく超えて運用する茨の道でもあった。電池の容量劣化を抑制するため、すぐさま打ち上げ～VOIの運用実績と電池の状態の評価を行い、新たな運用方針を立案した。電池の能力のマージンを吐き出し、VOI～VOI-Rの惑星間航行フェーズでは制御温度を5°Cから0°Cに下げ、充電状態を43%から30%に下げる。金星周回軌道上では、櫛形運用に加え、運用温度を10°Cから5°Cに下げ、容量劣化を更に小さく抑えることにした。これを表3(b)中に赤字で示す。

そして迎えた2015年12月7日、高照度・高温の5年間を耐え抜いた「あかつき」は再び金星に接近、失ったメインエンジンの代わりに姿勢制御用スラスターを用いてVOI-Rを成功させ、金星周回軌道に入った²⁰⁾。しかしメインエンジンの推力500 Nに対して、姿勢制御用スラスターの推力は軌道制御に使用した4基を合わせて92 Nと非力である。結果、遠金点高度は当初計画の約8万kmに対して約40万kmと高く、軌道周期は30時間から10.5日に引き伸ばされた。その影響は、日陰時間の大幅な拡大として現れた。

「あかつき」は、最長90分の日陰を想定して設計された。しかし遠金点高度が高くなつたことで、遠金点付近での探査機速度が遅くなり(面積速度一定の法則)、そこで日陰が訪れると設計値を大きく超えて長時間になる。半影という、完全な影ではない薄暗がりも含めれば、最長7.9時間もの日陰を経験することとなり、日陰を越えるために必要な電力量は、設計値の実に2倍にもなった。

電池の放電可能容量と要求容量の推移を図14(b)に示

す。縦軸を容量の絶対値(Ah)とし、放電可能容量は通常の5°Cに加え20°Cの場合も示している。金星周回軌道フェーズでは、要求容量が放電可能容量を上回るケースが複数あることがわかる。これらの長時間日陰を乗り切るために、次の対策を立てた。

- 電池の制御温度を5°Cから20°Cに高め、放電可能容量を増やす。
- 電池の充電電圧を4.0 Vから4.1 Vに高め、放電可能容量を増やす。これは充電状態にして100%から110%への上昇に相当する。
- 探査機の生存に必須ではない機器(観測機器等)の電源は落とし、消費電力を削減する。
- 日陰に入る直前まで探査機全体を通常よりも高温に温めておき、日陰中の温度低下を緩和する。
- 日陰中は、電池を除く各機器が保存温度の下限まで冷えることを許容し、ヒータ電力を削減する。

これらの多面的な対策により、「あかつき」はこれまでの全ての長時間日陰を無事に乗り越えることに成功した。

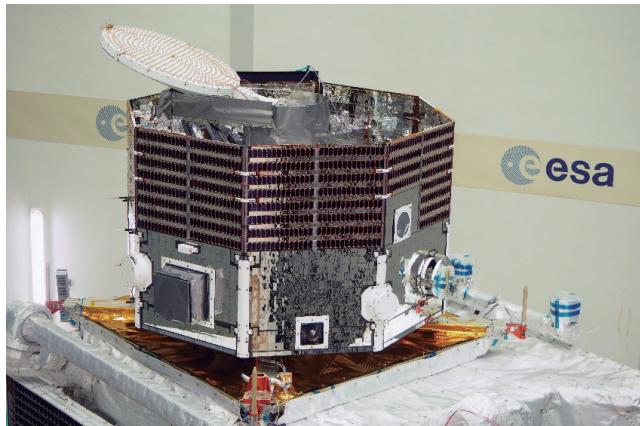
2024年4月、「あかつき」は精度の高くないう姿勢制御モードが長く続いたことをきっかけに地球との通信を途絶、捜索運用も空しく2025年9月18日に運用を終了した。設計寿命4.5年、金星周回軌道上での運用2年を前提として設計された探査機であったが、全体では約14年、金星周回軌道上で約8年半もの間、稼働し続けた。VOI失敗という大きな苦難は若手技術者を育て、我々日本の深宇宙探査をさらに強くした。「転んでもただでは起きない」宇宙研の精神を体現した「あかつき」は、その名の通り、日本の惑星探査に確かな夜明けをもたらしたのである。

4.3. 水星磁気圏探査機「みお」

JAXAは現在、欧州宇宙機関(ESA)と共同で、水星を探査するBepiColombo計画を進めている²¹⁾。探査機はJAXAが開発した水星磁気圏探査機「みお」(Mercury Magnetospheric Orbiter, MMO)、ESAが開発した水星表面探査機「Mercury Planetary Orbiter (MPO)」、輸送モジュール「Mercury Transfer Module (MTM)」からなり、これらは図15(a)のように結合された状態で2018年10月20日、Ariane 5ロケットにより打ち上げられた。水星は太陽系の惑星の中で最も太陽に近く、その公転軌道は地球から2つ隣とそれほど遠くはないが、そこに至るために必要なエネルギーは太陽系のどの惑星よりも大きく、周回軌道投入は容易ではない。BepiColomboは高比推



(a) BepiColombo の惑星間航行中の形態
(ESA 制作の図に筆者が加筆)(© ESA/ATG medialab)
(a) BepiColombo in its interplanetary cruise configuration (illustration by ESA, with additions by the author) (© ESA/ATG medialab)



(b) 水星探査機「みお」(© JAXA)
(b) The Mercury magnetospheric orbiter Mio (© JAXA)

図 15 水星探査計画「BepiColombo」を構成する探査機
Fig.15 The orbiter that make up the Mercury exploration project, BepiColombo

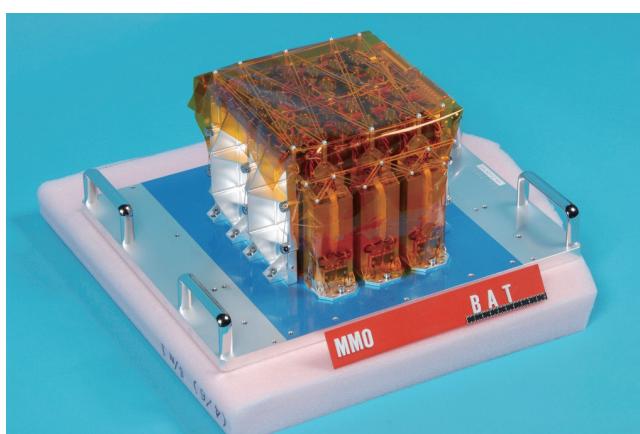


図 16 水星探査機「みお」に搭載された宇宙用リチウムイオン電池(© NEC)
Fig.16 Space lithium-ion battery for Mio (© NEC)

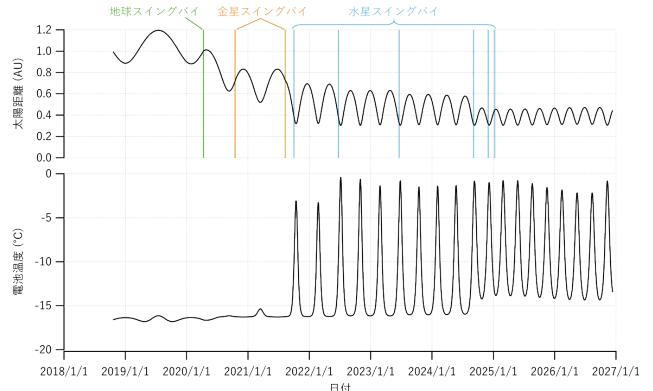


図 17 「BepiColombo」の太陽距離と「みお」搭載電池温度の推移予測

Fig.17 Predicted profile of BepiColombo's solar distance and Mio's battery temperature

力の（少ない燃料で大きな速度変化を生み出せる）電気推進により軌道制御を行いながら、地球スイングバイを1回、金星スイングバイを2回、水星スイングバイを6回と、合計9回もの惑星スイングバイによりエネルギーを獲得し、約8年をかけて2026年11月に水星に到着する予定である²²⁾。

「みお」は図15 (b) に示す対角1.8 m、高さ0.9 mの八角柱形状の探査機で、質量は約280 kgである。水星から太陽までの距離は0.307 AU～0.467 AUの範囲で変化し、近日点では地球近傍の実に11倍にも達する強烈な太陽光にさらされる。この過酷な環境で可能な限り探査機の温度を下げるため、「みお」の側面パネルは鏡のような反射材であるOSR (Optical Solar Reflector) で覆われ、その隙間から太陽電池や観測機器が顔を覗かせる。

「みお」は「あかつき」と同型の古河電池製23.5 Ah宇宙用リチウムイオン電池を採用し、12セル直列構成の組電池を1台搭載する(図16)。筐体、保護回路、温度センサ、ヒータ等を含む組電池の質量は12.7 kgである。「みお」は磁場やプラズマ粒子を観測するため、搭載機器が発生する磁場は厳しく管理される。組電池についても、内部の電線の配置を工夫することで磁場を打ち消すという特別な配慮がなされた。

運用面では、惑星間航行フェーズの後に惑星周回フェーズに移行する点は「あかつき」と同様だが、「みお」は水星に到着するまでの8年間の大半を「休眠状態」で過ごす点が全く違う。これは、水星周回軌道上での本格的な科学観測が始まるその時まで、電池の能力を最高の状態で温存するための戦略だ。具体的には、太陽距離が大きな航行フェーズの前半では、電池温度を-17°C(図17)、充

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

電状態をわずか 10% という低温・低充電状態で維持する。その後は太陽距離が小さくなり電池温度が上昇し自己放電率が高まるため、充電状態を 15% まで引き上げる。これは、電池の自己放電や劣化を極限まで抑制するための「攻めた」運用であり、「はやぶさ」「あかつき」で培ってきた深宇宙探査における電池運用ノウハウの集大成と言える。もちろん探査機は、眠り続けているわけではない。約半年に一度、束の間の目覚めを迎え、搭載機器のヘルスチェックを行う。その際に電池を 5°C まで昇温して健全性を確認し、必要に応じて補充電を行ったうえで、再び長い眠りにつく。

2026 年 11 月、8 年間の眠りから覚める「みお」は、MPO から分離され、ついに水星での観測を開始する。休眠というユニークな手法で最高の性能を維持した電池は、太陽に最も近い極限環境の惑星でその真価を発揮するだろう。「はやぶさ」に始まり、「あかつき」で深められ、「みお」で新たな境地へと至った深宇宙での電池運用ノウハウ。この貴重な経験は、間違いなく未来の惑星探査を切り拓く礎となる。

4.4. 小型月着陸実験機「SLIM」

2024 年 1 月 20 日、JAXA の小型月着陸実験機「SLIM」(図 19) が月面への軟着陸に成功し、日本は世界で 5 番目に月へ降り立った国となった²³⁾。「SLIM」の使命は単なる着陸ではなかった。従来数 km ~ 数十 km オーダーであった「降りられる場所に降りる」着陸から精度を飛躍的に高め、「降りたい場所に降りる」ことを実証するピンポイント着陸であった。結果は、目標誤差 100m に対しわずか 60m という驚異的な精度を達成した。加えて、「SLIM」は探査機の徹底的な「小型軽量化」という命題にも画期的な答えを出した。他国の数トン級の着陸機に対し、「SLIM」は推進薬を含めても 715kg と極めて軽量である。この思想を実現するため、電源システムには抜本的な革新が求められた。その答えこそ、古河電池と JAXA が開発した世界初となる宇宙用の「SUS ラミネートリチウムイオン電池」であった。

従来の宇宙用電池は、堅牢な金属缶に電極と電解液を収め、電極端子の接続部をハーメチックシールで密封するのが常識である。しかし、それは必然的に質量増を招く。我々はこれまでにないジャンルである、エネルギー密度 100 Wh/kg 以上で 10 Ah 程度の小容量電池をターゲットにし(図 18)、民生機器で広く用いられるラミネートタイプに着目した。課題は、真空環境であった。一般的なアルミニウム箔を基材に用いたラミネート電池ケースは、真空中では

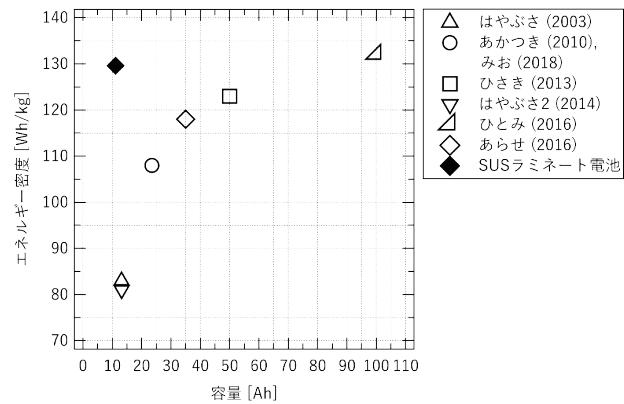


図 18 宇宙用リチウムイオン電池セルの容量とエネルギー密度
(参考文献 25 より引用)

Fig.18 Capacity and energy density of space lithium-ion battery cells (cited from Reference 25)

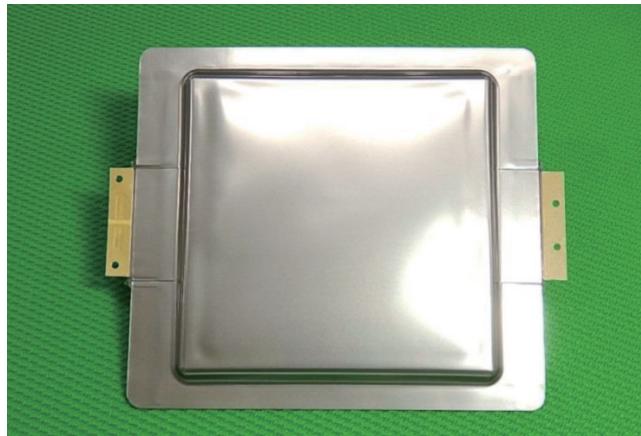


図 19 小型月着陸実験機「SLIM」(© JAXA/ 三菱電機)

Fig.19 The Smart Lander for Investigating Moon (SLIM) (© JAXA/MELCO)

内部のガスで膨張し使用不能に陥る。そこで我々は、基材にステンレス箔を用いたラミネート電池ケースを用いることで強度を抜本的に高め、宇宙環境に耐えうる「SUS ラミネートリチウムイオン電池」を開発した²⁴⁾。

この電池セル(図 20 (a)) は、容量約 11 Ah、エネルギー密度約 130 Wh/kg という卓越した性能を達成した。この電池は、外部から拘束をせずとも短時間であれば真空中で使用可能だが、一定程度長い運用中に安定した性能を得るには拘束することが望ましい。我々は、軽量かつ高剛性な炭素繊維強化プラスチック (CFRP) 板で 2 つのセルを挟み込む独自のモジュール構造を考案(図 20 (b))。これにより、重い金属缶とそれを固定する構造物を一挙に削



(a) 電池セル (© 古河電池)
(a) Battery cell (© Furukawa Battery)



(b) 電池モジュール (© JAXA/テクノソルバ)
(b) Battery module (© JAXA/Technosolver)

図 20 小型月着陸実験機「SLIM」に搭載された SUS ラミネートリチウムイオン電池
Fig.20 Stainless-steel (SUS) laminated pouch lithium-ion battery for SLIM

減し、モジュールとしても約 84 Wh/kg という、従来の電池セルに匹敵するエネルギー密度を実現した。「SLIM」には、このモジュールを 4 台 (8 セル) 直列接続する構成で搭載した。

「SLIM」は 2023 年 9 月 7 日、H-IIA ロケット 47 号機により地球周回軌道に投入された。電池が「SLIM」の主な電力源になるのは、ロケットによる打ち上げおよび分離直後、軌道制御中、月面に向けた垂直降下中等の、太陽電池パネルが十分に発電できない期間である。ミッション期間は約 5 ヶ月と短く、頻繁に軌道制御が実施されるため、電池は基本的に 100% まで充電し、制御温度は 16°C で運用された。そして迎えた月面着陸シーケンス。やり直しの

きかない最後の降下フェーズに備え、電池の充電電圧を通常の 32.0 V から 32.72 V に、制御温度を 16°C から 30°C に高め、蓄え得るエネルギーを最大化しそれを解放する準備を整えた。

月面着陸フェーズのシーケンスを図 21 に、その間のテlemetryデータを図 22 に示す²⁵⁾。メインエンジンを噴射する動力降下と画像照合航法のための月面撮影が繰り返される中、太陽電池パネルの発電量が落ち込む瞬間に、電池が即座に電力を補う。そして、太陽光が完全に途絶える垂直降下フェーズでは、探査機を動かす電力は全て電池から供給された。

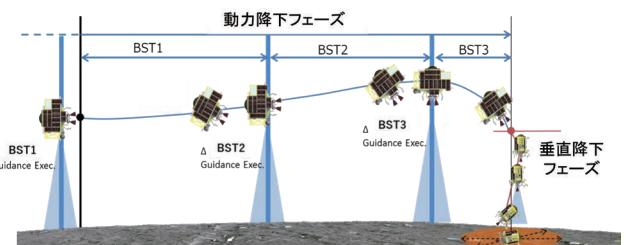


図 21 小型月着陸実験機「SLIM」の月面着陸シーケンス
Fig.21 Lunar landing sequence of SLIM

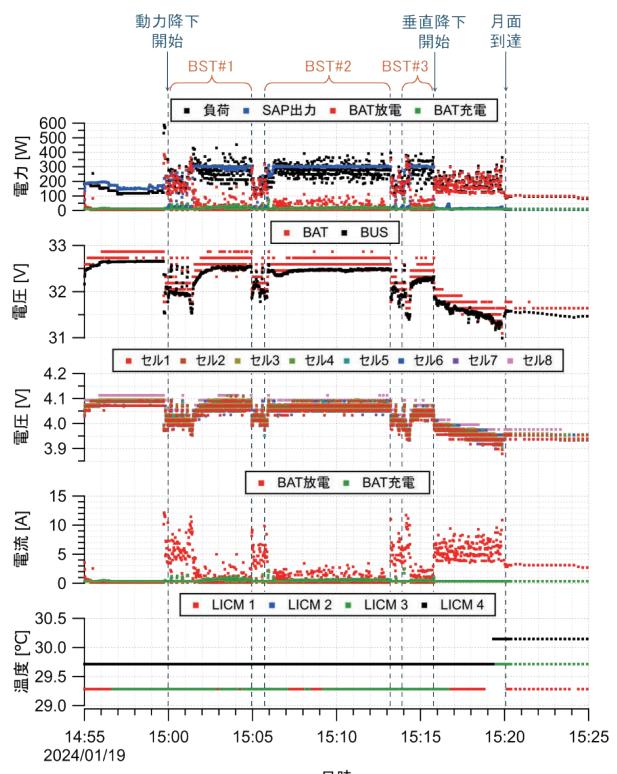


図 22 小型月着陸実験機「SLIM」の月面降下中のテlemetryデータ (参考文献 25 より引用)
Fig.22 Telemetry data during SLIM's lunar descent phase (cited from Reference 25)

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

高度 50 m まで降下した時、想定外の事態が発生した。推進系のトラブルで、2つあるメインエンジンの一方が破損して横向きの推力が発生し、「SLIM」は太陽電池パネルが発電できない姿勢で着陸してしまったのだ。探査機との通信は維持できているものの、太陽電池パネルからの電力供給は絶たれ、SUS ラミネートリチウムイオン電池が「SLIM」にとって唯一の生命線となった。

月面到達から探査機電源が OFF になるまでのテレメトリデータを図23 に示す。着陸直後の電池の充電状態は 77% と推定した。月面の高温環境も考慮すると、残された時間は少ない。運用室には、緊迫した時間が流れた。一刻と変化する各部の温度と電池残量を睨みながら、まず最優先で貴重な降下シーケンス中のデータを地球へ送信。なおも電池の余力と温度に余裕があることを確認すると、即座に多波長帯カメラによる科学観測へと移行した。「SLIM」の電源バスは、電池と直結されている。そのため電池を放電しきってしまうと、電源バスが低電圧に固定され再起動できなくなる。月の自転により太陽電池パネルに太陽光が入射する可能性に賭け、あらかじめ計画していたとおり電池を電源バスから切り離すことを決断。通信機が

高温化しつつあったため、コマンドが通らなくなる可能性を考慮して、2 時 57 分に自動で電池を切り離す時刻指定コマンドを送信。可能な限りのデータを取得した後、電池が切り離され「SLIM」は静かに眠りについた。事後解析によれば、このとき電池の充電状態は 25% であったと推定される。月面着陸シーケンスを開始してからの濃密な 3 時間弱が過ぎ、安堵と悔しさが入り混じった静寂が、運用室を包んだ。

その 8 日後、太陽光が太陽電池パネルに届き始めると、「SLIM」は見事に再起動を果たした。さらには -170°C にもなる極寒の「月の夜」を 3 度にわたって乗り越えるという、驚異的な耐久性を見せつけた。SUS ラミネート電池が再び電源バスに接続されることはなかった。しかし、トラブル発生により想定外の姿勢で着陸した状況下で全データのダウンリンクと科学観測を可能にし、「SLIM」の成果を確実なものにしたのは、間違いなくこの電池であった。世界で初めて宇宙へ旅立った SUS ラミネート電池は、その小さく軽い姿からは想像もつかないほどの頑丈さとポテンシャルを証明し、「SLIM」の歴史的成功の鍵となったのである。

5. 今後の宇宙用電池の展望

近年の宇宙開発は、月・火星探査の本格化や民間企業による衛星コンステレーション構築など、新たな時代を迎えており、宇宙用電池への要求もかつてなく多様化し、単一の万能な電池ですべてのミッションを賄うことはもはや現実的ではない。ミッションの目的や環境に応じて最適な技術を選択・統合する「ポートフォリオアプローチ」へと、開発の潮流は大きく変化している。ここでは、未来の宇宙開発を支える電池技術の重要なトレンドをいくつか紹介する。

5.1. エネルギー密度の飽くなき追求

人工衛星や探査機にとって「質量」は最も厳しい制約の一つである。電池を 1 グラムでも軽量化できれば、その分だけ多くの観測機器を搭載し、より遠くの天体へ到達することが可能になる。そのため、電池のエネルギー密度 (Wh/kg) の向上は、技術開発における永遠のテーマである。

近年では、電気自動車 (EV) 市場で開発が加速している高性能な正極材料、例えば NCA (ニッケル・コバルト・アルミニウム系) や NMC (ニッケル・マンガン・コバルト系) が宇宙用にも導入され始めている。仮 Saft 社や日本

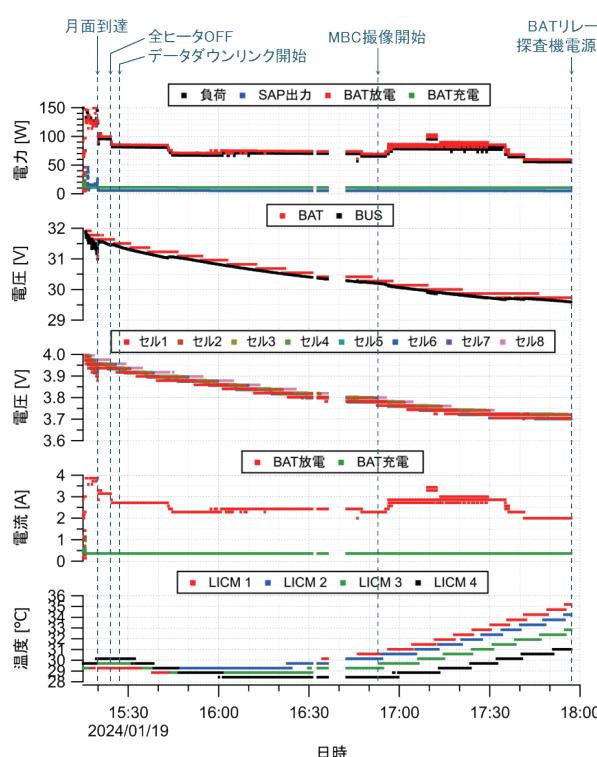


図 23 小型月着陸実験機「SLIM」の月面着陸直後のテレメトリデータ (参考文献 25 より引用)
Fig.23 Telemetry data immediately after SLIM's lunar landing (cited from Reference 25)

のジーエス・ユアサ テクノロジー社が開発中の次世代宇宙用リチウムイオン電池は、これらの材料を採用することで 220 Wh/kg を超えるエネルギー密度を達成しつつある²⁶⁾。さらにその先には、安全性とエネルギー密度を飛躍的に向上させるゲームチェンジャーとして「全固体電池」の実用化が期待されている。

5.2. 灼熱から極寒まで極限環境への挑戦

宇宙探査の舞台が地球周回軌道から月や惑星へと広がるにつれ、電池は想像を絶する過酷な温度環境に晒される。例えば、月面では昼夜で温度が約 120°C から -180°C まで激変する²⁷⁾。火星の地表温度は -60°C を下回る一方で²⁸⁾、460°C の灼熱地獄となる金星では短期ミッションに限定すれば「熱電池」の活用も視野に入る。

現在は、特に低温環境では電池自体の性能が著しく低下するため、ヒータで温めながら運用する。しかしヒータは探査機の貴重な電力を消費してしまう。探査活動に使えるエネルギーを最大化するため、ヒータに頼らずとも低温下で安定して充放電できる電池の開発は、今後の惑星科学探査に不可欠な技術となっている。

5.3. セルレベルからシステムレベルの信頼性へ

特に有人宇宙活動や機会の限られる科学衛星において、電池の安全性は最優先事項である。これまでには、過充電や外部短絡といった異常事態に対し、電池セル単体がいかに耐えるかという「セルレベルの信頼性」が重視されてきた。

しかし近年の設計思想は、仮に一つのセルが故障しても、それがシステム全体の致命的な機能停止に繋がらないことを保証する「システムレベルの信頼性」へと移行している。例えば、万が一、一つのセルが内部短絡などで熱暴走を起こしても、その熱がドミノ倒しのように隣接セルへ伝播することを防ぎ、組電池全体の機能を維持し続ける。このような堅牢な熱的・機械的設計が求められ始めている。

5.4. ニュースペース市場への対応

数百数千の小型衛星が連携して地球規模の通信や観測網を構築する「衛星コンステレーション」の台頭は、宇宙用部品のビジネスモデルを根本から変えつつある。従来のような一品生産に近いカスタム設計ではなく、大量の電池を短期間かつ低コストで調達するという、全く新しいニーズが生まれている。

この要求に応えるため、設計のモジュール化、部品の標準化、製造プロセスの自動化が強力に推進されている。また、民生品の活用も重要な選択肢だが、宇宙用認定品と異なり製造プロセスが予告なく変更されるリスクがあり、その仕様変更にどう対応していくかという品質管理上の課題も存在し、様々な対応策が提案されている。

準化、製造プロセスの自動化が強力に推進されている。また、民生品の活用も重要な選択肢だが、宇宙用認定品と異なり製造プロセスが予告なく変更されるリスクがあり、その仕様変更にどう対応していくかという品質管理上の課題も存在し、様々な対応策が提案されている。

5.5. インテリジェントな評価・運用

計算機科学の進歩は、電池の開発から運用に至るすべてのフェーズに革新をもたらしている。イオンの動きといった微視的な現象を再現する物理ベースのモデルは、低温での性能低下といった課題の原因を根本から解明し、より良い材料設計への指針を与えてくれる。

その最たる例が、現実の電池の状態をコンピュータ上で忠実に再現する「デジタルツイン」技術の活用である。2003 年から 20 年以上にわたり火星を周回する探査機「Mars Express」では、搭載されたソニー製リチウムイオン電池から送られ続けた膨大な運用データを最新の劣化モデルで再解析し、電池の健康状態をより正確に評価することに成功した²⁹⁾。これは、遠く離れた宇宙で運用される電池の双子を地上に作り、遠隔で精密な健康診断を行うようなものである。こうした技術は電池の寿命予測精度を高め、ミッション期間の最大化に貢献する。さらに、人工知能やマテリアルズ・インフォマティクスを用いて膨大な候補物質から最適な材料を高速に探索する研究も進んでおり、従来の試行錯誤的な開発プロセスを根本から変える可能性を秘めている。

5.6. スペースデブリ問題とパッシベーション

現在、地球周回軌道は運用を終えた衛星やロケットの破片といったスペースデブリ（宇宙ゴミ）によって深刻な混雑状態にある。この問題に対処するため、運用を終えた衛星は他機の妨げにならないよう、安全に処理することが国際的なルールとなっている^{30,31)}。

衛星に搭載された電池は、運用終了後に不活性化（パッシベーション）されなければ、意図しない衛星再起動による充電で破裂し、新たなデブリを発生させる危険性がある。この「運用中は確実に機能し、終了後は完全に沈黙する」という二律背反の課題に対し、「ハード・パッシベーション」という興味深い手法が研究されている。これは、運用終了後に電池を意図的に 145% 以上の深度まで強制的に過放電させることで、負極の銅集電体を溶かし、樹枝状に成長させてセパレーターを貫通させ、安定した内部短絡を形成す

宇宙用電池の技術変遷と将来展望

る技術である³²⁾。これにより電池はエネルギーを蓄える能力を永久に失い、安全な抵抗体となる。これは、自身の役目を終えた電池が、未来の宇宙環境のために果たすべき最後の重要な使命と言える。

6. おわりに

本稿では、宇宙用電池に課せられる特有の厳しい要求から、技術の変遷、そして日本の宇宙科学探査における挑戦の軌跡を概観してきた。打ち上げ時の衝撃、真空と極端な温度変化、放射線といった過酷な環境に耐え、ミッションの全期間にわたり完璧な動作を求められる宇宙用電池は、まさに宇宙機の生命線と呼ぶべき存在である。

特にJAXA宇宙科学研究所の探査ミッションの歴史は、古河電池との揺るぎないパートナーシップの歴史でもある。1971年の科学衛星「しんせい」に搭載されたニッケルカドミウム電池に始まり、世界に先駆けてリチウムイオン電池を深宇宙へ送り出した「はやぶさ」、幾多の困難を乗り越え金星の謎に迫った「あかつき」、そして世界初のピンポイント月着陸を成し遂げた「SLIM」のSUSラミネート電池に至るまで、前人未到の挑戦には常に革新的な電池技術の存在があった。それは単なる部品の供給者と使用者という関係を超え、一つの目標に向かって知恵を絞り、困難に立ち向かう「共創」の関係であった。「はやぶさ」が経験した絶望的な状況からの復活劇は、両者の技術者が一体となって課題解決にあたったからこそ成し得た奇跡であり、その精神は今も我々の探査計画の根底に息づいている。

今、宇宙開発は月・惑星探査の本格化や商業宇宙活動の活発化という新たな時代を迎え、電池技術への期待はかつてないほど高まっている。より遠くへ、より長く、より多様な探査を実現するためには、全固体電池に代表される次世代技術によるエネルギー密度の飛躍的な向上が不可欠である。また、極低温の月面や灼熱の金星といった極限環境への挑戦、さらにはデジタルツインや人工知能を駆使したインテリジェントな開発・運用も、未来の宇宙探査を形作る重要な鍵となるだろう。

宇宙という壮大な舞台で新たな知見を獲得し、人類の活動領域を広げていく挑戦に終わりはない。この果てしない探求の旅路において、電力はこれからも全ての活動の基盤であり続ける。本稿が、宇宙用電池という技術の奥深さと、それが拓く未来への期待を感じていただくきっかけとなれば幸いである。

参考文献

- 1) 高性能宇宙用リチウムイオン電池 (JMG042) (42Ah), <https://www.kenkai.jaxa.jp/library/database/db-gja008.html>.
- 2) Tan, C., Leung, K. Y., Liu, D. X., Canova, M., Downing, R. G., Co, A. C. and Cao, L. R.: *Gamma radiation effects on Li-ion battery electrolyte in neutron depth profiling for lithium quantification*, J. Radioanal. Nucl. Chem., **305**, 675–680, 2015.
- 3) Tan, C., Lyons, D. J., Pan, K., Leung, K. Y., Chuirazzi, W. C., Canova, M., Co, A. C. and Cao, L. R.: *Radiation effects on the electrode and electrolyte of a lithium-ion battery*, J. Power Sources, **318**, 242–250, 2016.
- 4) Gao, Y., Qiao, F., Hou, W., Ma, L., Li, N., Shen, C., Jin, T. and Xie, K.: *Radiation effects on lithium metal batteries*, The Innovation, **4**, 100468, 2023.
- 5) Holden, H.: *Analysis And Reconstruction Of The Sputnik-1 D-200 Transmitter & Manipulator*.
- 6) *JPL | Electrochemical Technology - Research Primary Batteries*, <https://electrochem.jpl.nasa.gov/?page=research-primary-batteries>.
- 7) *Explorer-I and Jupiter-C*, <https://www.nasa.gov/history/sputnik/expinfo.html>.
- 8) 斎藤成文, 平尾邦雄, 野村民也, 林友直, 宮坂宗次, 高橋健一, 中島健一, 白子悟朗, 原宏徳 and 小野英男: *たんせい・しんせい* <https://jpn.nec.com/techrep/journal/archive/04.html> (1972).
- 9) *Vanguard 1*, <http://www.astronautix.com/v/vanguard1.html>.
- 10) Ford, F. E., Hennigan, T. J. and Palandati, C. F.: *PROGRESS IN ELECTROCHEMICAL STORAGE FOR BATTERY SYSTEMS*.
- 11) Halpert, G., Frank, H. and Surampudi, S.: *Batteries and Fuel Cells in Space*, Electrochem. Soc. Interface, **8**, 25–30, 1999.
- 12) *STRV-1 (Space Technology Research Vehicle 1) Missions*, <https://www.eoportal.org/satellite-missions/strv-1#strv-1a-and--1b-spacecraft>.
- 13) Wells, N. and Blott RN, Cdr. R.: *STRV-1c & d Program Update*, in *Proceedings of 11th AIAA/USU Conference on Small Satellites* (1997).
- 14) *PROBA-1*, <https://earth.esa.int/eogateway/missions/proba-1>.
- 15) *ClearSpace-1*, https://www.esa.int/Space_Safety/ClearSpace-1.
- 16) 大登裕樹, 山本真裕, 吉田浩之, 久保田昌明 and 江黒高志: 「はやぶさ」搭載リチウムイオン電池の運用経過 18–23, https://corp.furukawadench.co.jp/ja/news/news-8571327009056481375/main/01/teaserItems1/00/linkList/00/link/fbtn60_204.pdf (2004).
- 17) Ehster, B.: *The Stentor Programme*, in *Proceedings of the Euro-Asian Space Week on Cooperation in Space* 137–144, (1998).
- 18) *STENTOR (Satellite)*, *Wikipedia* 2025.
- 19) Sone, Y., Ooto, H., Eguro, T., Yoshida, T., Kubota, M., Yoshida, H., Yamamoto, M., Sakai, S., Ogawa, K., Takeda, Y., Uno, M., Hirose, K., Tajima, M. and Kawaguchi, J.: *Charge and Discharge Performance of Over-Discharged Lithium-*

- ion Secondary Battery-Lessons Learned from the Operation of the Interplanetary Spacecraft HAYABUSA*, *Electrochemistry*, **75**, 950–957, 2007.
- 20) Nakamura, M., Immura, T., Ishii, N., Abe, T., Kawakatsu, Y., Hirose, C., Satoh, T., Suzuki, M., Ueno, M., Yamazaki, A., Iwagami, N., Watanabe, S., Taguchi, M., Fukuhara, T., Takahashi, Y., Yamada, M., Imai, M., Ohtsuki, S., Uemizu, K., Hashimoto, G. L., Takagi, M., Matsuda, Y., Ogohara, K., Sato, N., Kasaba, Y., Kouyama, T., Hirata, N., Nakamura, R., Yamamoto, Y., Horinouchi, T., Yamamoto, M., Hayashi, Y.-Y., Kashimura, H., Sugiyama, K., Sakano, T., Ando, H., Murakami, S., Sato, T. M., Takagi, S., Nakajima, K., Peralta, J., Lee, Y. J., Nakatsuka, J., Ichikawa, T., Inoue, K., Toda, T., Toyota, H., Tachikawa, S., Narita, S., Hayashiyama, T., Hasegawa, A. and Kamata, Y.: *AKATSUKI returns to Venus*, *Earth Planets Space*, **68**, 75, 2016.
 - 21) Hayakawa, H., Kasaba, Y., Yamakawa, H., Ogawa, H. and Mukai, T.: *The BepiColombo/MMO model payload and operation plan*, *Adv. Space Res.*, **33**, 2142–2146, 2004.
 - 22) *BepiColombo Project MMO FACT SHEET*.
 - 23) Sakai, S., Kushiki, K., Sawai, S., Fukuda, S., Miyazawa, Y., Ishida, T., Kariya, K., Ito, T., Ueda, S., Yokota, K., Kawano, T., Otake, M., Saiki, K., Nakauchi, Y., Michigami, K., Furukawa, K., Akizuki, Y., Kanaya, S., Kinjo, T., Goto, K., Sawada, K., Sugimoto, Y., Takeuchi, H., Tomiki, A., Toyota, H., Nagata, T., Nakatsuka, J., Maki, K., Mizuno, T., Shiratori, H., Nishino, M. N., Usami, N., Kikuchi, J., Hamori, H., Hirasawa, R., Shibasaki, Y. and Saito, H.: *Moon landing results of SLIM: A smart lander for investigating the Moon*, *Acta Astronaut.*, **235**, 47–54, 2025.
 - 24) Toyota, H., Miyazawa, Y., Kanaya, S., Kukita, A., Kondo, H., Koide, K., Kuhara, T., Nakamura, K., Kawano, T., Naito, H., Sawai, S., Fukuda, S. and Sakai, S.: *Development of Lithium-Ion Pouch Cell Using Stainless-Steel Laminated Film for JAXA's SLIM Lunar Lander*, *Trans. Jpn. Soc. Aeronaut. Space Sci.*, **66**, 199–208, 2023.
 - 25) 豊田裕之, 宮澤優, 金谷周朔, 久木田明夫, 内藤均, 近藤宏篤, 小出和也, 櫛木賢一, 福田盛介, 澤井秀次郎 and 坂井真一郎: *SLIM 搭載 SUS ラミネート Li-ion 電池の運用結果*, *航空宇宙技術*, **24**, 2025.
 - 26) Ma, D. C., Borthomieu, Y. and Armel, V.: *High Specific Energy VL10ES Cell Qualification Status*, in *2023 NASA Battery Workshop* (2023).
 - 27) Williams, J.-P., Paige, D. A., Greenhagen, B. T. and Sefton-Nash, E.: *The global surface temperatures of the Moon as measured by the Diviner Lunar Radiometer Experiment*, *Icarus*, **283**, 300–325, 2017.
 - 28) Munguira, A., Hueso, R., Sánchez-Lavega, A., de la Torre-Juarez, M., Martínez, G. M., Newman, C. E., Sebastian, E., Lepinette, A., Vicente-Retortillo, A., Chide, B., Lemmon, M. T., Bertrand, T., Lorenz, R. D., Banfield, D., Gómez-Elvira, J., Martín-Soler, J., Navarro, S., Pla-García, J., Rodríguez-Manfredi, J. A., Romeral, J., Smith, M. D. and Torres, J.: *Near Surface Atmospheric Temperatures at Jezero From Mars 2020 MEDA Measurements*, *J. Geophys. Res. Planets*, **128**, e2022JE007559, 2023.
 - 29) Dudley, G., Dressler, T. and Johnstone, A.: *Mars Express Lithium Ion Batteries Performance Update*, in *Proceedings of 13th European Space Power Conference* (ESA, 2023).
 - 30) *Space Debris Mitigation Guidelines of the Committee on the Peaceful Uses of Outer Space*, 2010.
 - 31) *ISO 24113:2023 Space systems - Space debris mitigation requirements*, 2023.
 - 32) Eric, P., Yannick, B. and Hélène, T.: *Li-ion Battery Hard Passivation*, in *Proceedings of 13th European Space Power Conference* (2023).

電気化学インピーダンス測定を用いた リチウムイオン二次電池用スラリーの評価技術開発

Evaluation technology of slurry for lithium-ion battery
by electrochemical impedance spectroscopy (EIS)

久保 謙太 * 宮川 一慶 * 星野 大助 *
Ryota Kubo Kazuki Miyakawa Daisuke Hoshino

Lithium-ion batteries (LIB) have been commercially available for over 30 years. However, electrode design and processes have been paid little attention, especially slurry. In this report, a simple method was introduced for evaluating the properties of LIB slurry using electrochemical impedance spectroscopy (EIS). The dispersion state of slurry (particularly conductive additive) could be estimated from the parameters obtained by EIS. Furthermore, the estimated slurry states were consistent with electrode and cell characteristics.

1. はじめに

リチウムイオン二次電池 (lithium-ion battery : LIB) は電極、セパレータ、電解液、外装体の4つの要素から構成され、充放電により Li^+ イオンが正極・負極間を行き来することで電気エネルギーの授受を行う二次電池である。実用化されている他の二次電池と比較して、小型であり大きな容量を蓄えられることから、モバイル機器や、電気自動車など、現代生活のいたるところで利用されている¹⁾。

特に、電極は Li^+ イオンの授受を行う LIB の中枢であり、性能の大半を決める。電極は主に、 Li^+ イオンを挿入・脱離する活物質、電極の電子伝導性や電解液保液性を向上させる導電助剤、活物質及び導電助剤と集電箔を接着させる接着剤、外部回路と電子を授受する集電箔からなる。電極のうち集電箔を除く活物質、導電助剤、接着剤などからなる混合物は合材といわれる。

図1に LIB の電極の一般的な製造工程を示す。まず、合材を構成する材料と溶媒を混練することでスラリーを得る。次に、得られたスラリーを集電箔に塗布、乾燥して溶媒を蒸発させ電極を得る。最後に、所定の密度になるようプレスし、必要な大きさにスリットすることで、LIB の電極が製造される。

これらの LIB の電極に使用される材料については、更なる性能向上に向けて多くの研究開発が行われている。しかし、電極設計や製造条件などの文献はノウハウとなるため

一般的には公開されず、アカデミックな研究では大規模な製造条件の検証が困難なため、材料開発に関する論文に比べて少ないので現状である²⁾。

電極の物性評価としては多くの方法が知られている。例えば、四端子法を利用した電極の電子伝導率測定や、走査型電子顕微鏡 (Scanning Electron Microscope : SEM) を用いた合材の分散状態の観察が挙げられる。これらは簡便な手法で実施できるため、電極の物性評価としてよく利用される。

一方、電極を作製するためのスラリーは、活物質や導電助剤、接着剤、溶媒からなる液状の混合物であるため、直接的な評価の障害となっている。スラリー評価手法の一例としては、スラリーをプレート間に配置し、せん断力を加えることで構造物性を測定する粘弾性測定が挙げられる³⁾。しかしながら、本手法で取得したデータから各材料の寄与を正しく分離し、解釈することは困難である。

2022年より、日置電機株式会社から LIB 用電極スラリーの混ざり具合を推定できる解析ソフトウェアのサブスクリプションサービスが提供されている⁴⁾。スラリーに対して電気化学インピーダンス測定 (Electrochemical Impedance

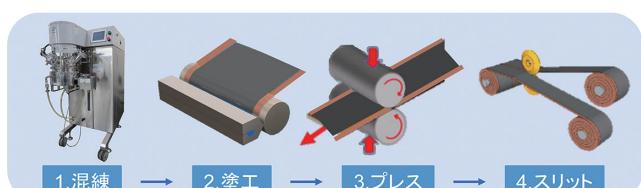


図1 LIB の電極の製造工程

Fig.1 Manufacturing process of LIB electrodes

* 技術本部 LB セル開発部

Spectroscopy : EIS)を行い、専用の解析ソフトウェアを使用することで、スラリー中の導電助剤による導電ネットワークを推定するという方法である。しかし、EISにおいても実測されたパラメータが示すスラリーの状態は不明な部分が多く、工業的利用には評価技術の確立が必要である。

本報では、スラリーの物性評価を簡易的に行う方法として、EISによる評価技術を開発した。まず、測定に適したセルの選定を行い、EISにより得られたパラメータが指し示す状態を考察した。次に、分散性が異なるスラリーを用意し、実測されたパラメータの変化を比較した。また、そのスラリーを用いて作製した電極の電極物性やセル性能と、EISによるパラメータとの関係性を整理し、スラリー状態を考察した。

2. 実験 1：測定に適したセルの選定

2.1. 実験方法

2.1.1. 正極スラリーの作製

正極活物質には一般的な層状岩塩型構造を有する材料としてコバルト酸リチウム (Lithium Cobalt Oxide : LCO)、導電助剤にアセチレンブラック (AB)、結着剤にポリフッ化ビニリデン (PVdF) を使用し、N-メチル-2-ピロリドン (NMP) を溶媒とした非水溶媒系正極スラリーを作製した。スラリーの作製には、自転・公転方式ミキサーを使用した。

2.1.2. スラリーのEIS

簡易的に評価するのに適したセルとして、CR2032 型コインセルを使用した。スラリーをコインセル内に過剰量注入し封止することで、コインセル内にスラリーが隙間なく充填されるようにした。また、スラリー解析システムを利用する際に用いられる電極セル SA9001(日置電機株式会社)を比較用セルとして使用した。EIS の周波数範囲は 7 MHz ~ 1 Hz とした。

2.2. 結果

図2(a)にコインセル、(b)に SA9001 を使用した場合のスラリーの Nyquist プロット (左) 及び Bode プロット (右) を示す。コインセル間のばらつきはなく、抵抗値に若干の差は見られたものの、商用されている SA9001 と同様の Nyquist プロット及び Bode プロットが得られた。この結果から、以降の評価はより簡易に評価ができるコインセルを

使用した。

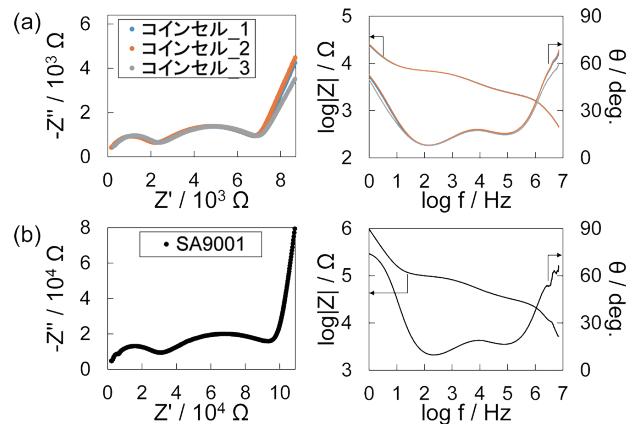


図2 (a) コインセル、(b) SA9001 を使用した場合のスラリーの Nyquist プロット (左) と Bode プロット (右)

Fig.2 Nyquist plots (left) and Bode plots (right) of slurry using (a) coin cell and (b) SA9001

図2の Nyquist プロットから少なくとも 2 つの円弧から構成されることが確認された。これらがどのような状態を表しているかを考察する。活物質、導電助剤、結着剤、溶媒から構成されるスラリーに交流電圧を加えると、スラリー内では分極が発生する。図3に誘電体の分極の種類を示す⁵⁾。分極は、電子分極、イオン分極、双極子分極、界面分極の 4 種類に分けられる。本実験の測定周波数範囲は $10^6 \sim 10^0$ Hz 程度であるため、界面分極の緩和による周波数応答が円弧として観測されると考えられる。

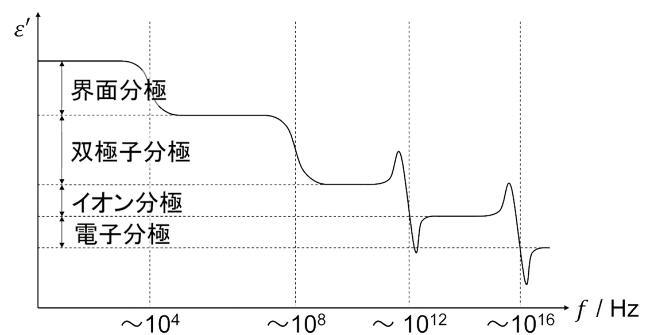


図3 誘電体の分極

Fig.3 Polarization of dielectrics

界面分極は、外部電場が加わることで異種物質間の境界に正負の電荷が蓄積されて発生する。つまり、スラリーを構成する材料間で作用し発生する分極であると言える。特に、電子は抵抗の低いところを優先的に移動するため、抵抗の低い導電助剤同士、または導電助剤と他の要素（活

電気化学インピーダンス測定を用いたリチウムイオン二次電池用スラリーの評価技術開発

物質、接着剤)の相互作用による分極による影響が確認できる。一般的に接着剤は活物質重量に対し数%と添加量が少ない。そのため、導電助剤と接着剤間の分極は十分に小さく、確認される界面分極は導電助剤と導電助剤間、導電助剤と活物質間が支配的になると考えられる。そして、導電助剤は活物質よりも電子伝導性が高い、つまり電圧変化に対する応答性が早いことを考えると、前者は高周波数側に、後者は低周波数側に出現すると考えられる。

図4(a)にスラリー中の活物質粒子と導電助剤の模式図、(b)に想定される等価回路を示す。抵抗成分Rと疑似容量成分(Constant Phase Element: CPE)の並列回路が2個直列に連結した等価回路で考えられ、高周波数側は導電助剤と導電助剤間、低周波数側は導電助剤と活物質間の相互作用によるものであると考えることができる。

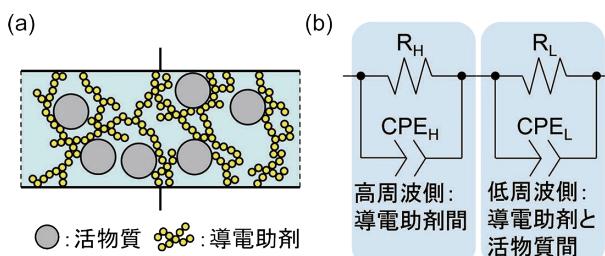


図4 (a) スラリー中の活物質粒子と導電助剤の模式図
(b) 想定される等価回路

Fig.4 (a) Schematic of active material particles and conductive additive in slurry,
(b) estimated equivalent circuit

ここで、各成分のインピーダンス基本式は、式(1)、(2)のように表される⁶⁾。式中、 R [Ω]: 抵抗、 T [Fs^{P-1}], P [-]: 静電容量情報を含むパラメータ、 $j = \sqrt{-1}$ 、 ω [rad/s]: 角周波数である。

$$Z_R = R \quad (1)$$

$$Z_{CPE} = \frac{1}{T \cdot (j \cdot \omega)^P} \quad (2)$$

式(1)より抵抗は R の1成分からなる。そして、 R は接触部分での抵抗を意味し、Nyquistプロットでは円弧の直径で示される。また、式(2)より疑似容量は T と P の2成分からなる。特に $P(0 \leq P \leq 1)$ は状態の均一性、つまり静電容量の均一性を意味しており、Nyquistプロットでは円弧の真円度で示される。

電気工学では、抵抗 R [Ω]や静電容量 C [F]は式(3)、(4)で表される⁷⁾。式中、 ρ [Ω m]: 抵抗率、 l [m]: 導体長さ、 S_1 [m²]: 導体断面積、 ϵ [F/m]: 誘電率、 S_2 [m²]: 電極面積、 d [m]: 極間距離である。

$$R = \rho \frac{l}{S_1} \quad (3)$$

$$C = \epsilon \frac{S_2}{d} \quad (4)$$

これらを踏まえて、各周波数成分における R や P がスラリー中のどのような状態を示すのかを考える。

高周波数側の成分 R_H , P_H は導電助剤同士の接触によるものである。 R_H について、式(3)のうち変化する要素は l (=導電パス長さ)、 S_1 (=導電パス断面積(太さ))である。つまり、 R_H は導電助剤が形成する導電パスの長さに比例し太さに反比例するパラメータである(図5(a))。 P_H について、図5(b)のように同数の導電助剤粒子が存在する場合を考えると、凝集の有無により導電助剤の接点数や形態が異なる。凝集が存在する場合、等価回路で記述すると複雑化

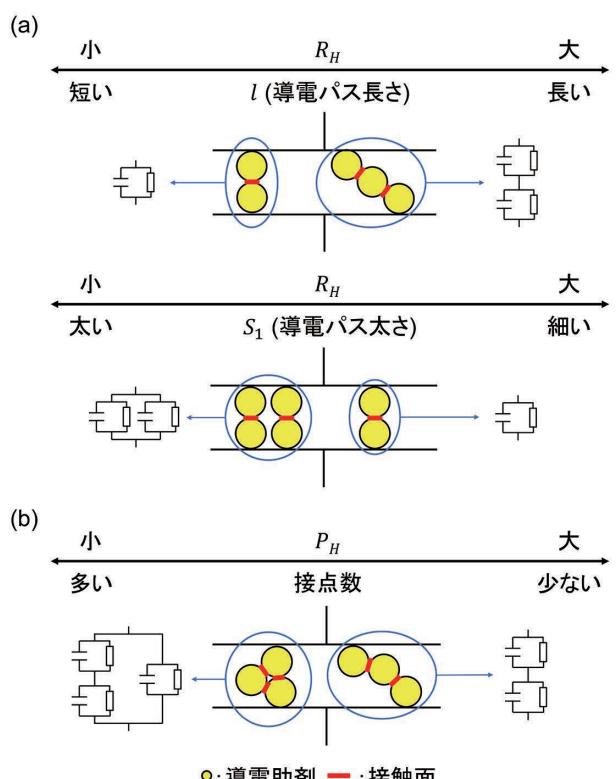


図5 各パラメータが示す意味 (a) R_H 、(b) P_H
Fig.5 Meanings of (a) R_H , (b) P_H

するため、静電容量 C にばらつきが生じる。つまり、 P_H は導電助剤同士の接点数の少なさを表している。

低周波数側の成分 R_L 、 P_L は導電助剤と活物質間の接触によるものである。 R_L について、式(3)のうち変化する要素は S_1 (= 接触面積)である。つまり、 R_L は導電助剤と活物質の接触面積に反比例するパラメータである(図6(a))。 P_L について、式(4)から考えると、容量がばらつく原因となる要素は S_2 (= 接触面積)である。つまり、 P_L はスラリー全体で導電助剤の活物質への付着を見たときの、接触面積の均一性を表している(図6(b))。

このように各パラメータが示す意味を考えることで、スラリーの状態を推定することができると考えられる。

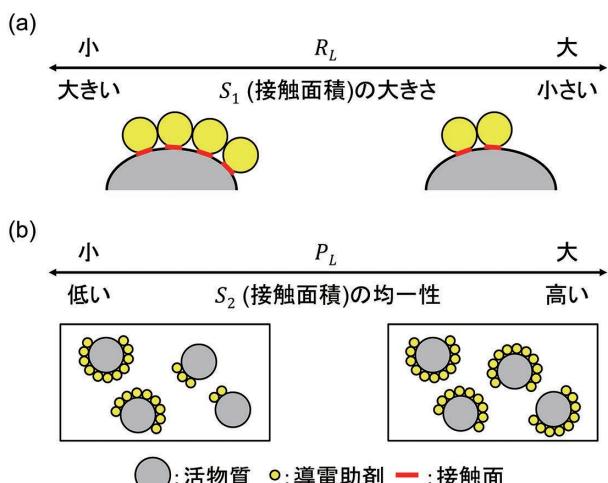


図6 各パラメータが示す意味 (a) R_L 、(b) P_L
Fig.6 Meanings of (a) R_L , (b) P_L

3.1.3. 電極の作製・物性評価

得られたスラリーをフィルムアプライケーターで塗工後、100°Cで乾燥し、所定密度になるようプレスすることで試験用電極を得た。電極の物性評価として、SEMによるプレス前電極の表面観察、及び電極抵抗測定システムを使用したプレス後電極合材の体積抵抗率の測定を行った。

3.1.4. セル性能評価

CR2032型コインセルを用いて、作用極を試験用電極、対極を金属Liとし、一般的な電解液を使用したハーフセルを作製した。充放電試験装置にセルを設置し、25°C環境で活性化を行った後、放電レート性能を評価した。

3.2. 結果と考察

図7に各スラリーのNyquistプロット及びBodeプロットを示す。また、表1にフィッティングにより得られた各パラメータの分散時間増加に伴う変化を示す。図7のNyquistプロット

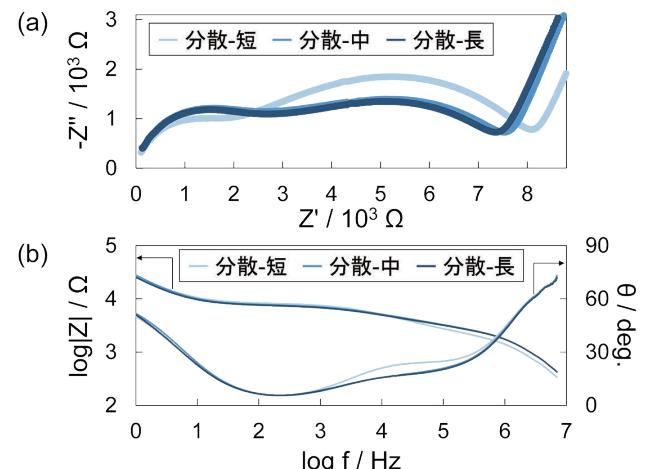


図7 分散時間が異なるスラリーの (a)Nyquist プロット、(b)Bode プロット
Fig.7 (a) Nyquist plots and (b) Bode plots of slurry with different dispersion time

表1 分散時間増加に伴う各パラメータの変化

Table.1 Changes in each parameter with increasing dispersion time

パラメータ	分散時間増加に伴う変化
R_H	増加
P_H	ほとんど変化なし
R_L	減少
P_L	減少

3. 実験2: 分散性が異なるスラリーの評価

3.1. 実験方法

3.1.1. スラリーの作製

正極活物質にLCO、導電助剤にAB、結着剤にPVdFを使用し、NMPを溶媒とした非水溶媒系正極スラリーを作製した。スラリーの作製には、プラネタリーミキサーを使用した。分散時間を変化させることにより分散性が異なるスラリーを3種類作製した。

3.1.2. スラリーのEIS

2.1.2. と同様の手法のため省略する。

電気化学インピーダンス測定を用いたリチウムイオン二次電池用スラリーの評価技術開発

トから、2.2. 結果と同様に、2つの円弧から構成されることを確認した。また、分散時間の増加により、2つの円弧の大きさの和は小さくなった。**表1**で示すように、導電バスの長さに比例し太さに反比例する R_H が増加する一方、導電助剤同士の接点数の少なさを示す P_H はほとんど変化せず、導電助剤の活性物質への接触面積に反比例する R_L 、接觸面積の均一性を示す P_L は減少した。

図8にこれらのパラメータの変化が示すスラリーの状態を模式的に表す。分散時間が短いスラリーは活性物質の凝集や導電助剤の二次凝集が進み、太く直線的な導電バスを形成すると予想される。その場合、活性物質と導電助剤はほとんど接しないため、接觸面積のばらつきも小さい。一方、分散時間が長くなるにつれ、活性物質の凝集が解消され、

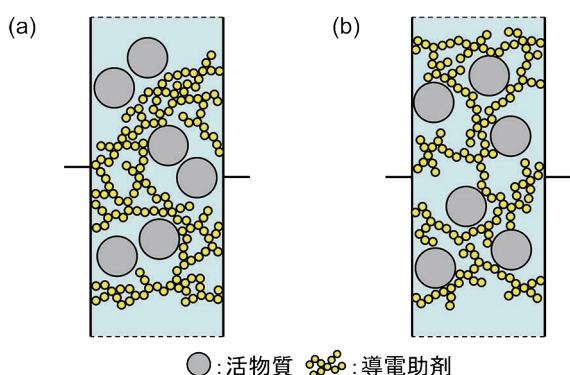


図 8 分散時間が異なるスラリーの状態を示す模式図
(a) 分散時間短、(b) 分散時間長

Fig.8 Schematics of slurry states with (a) short dispersion time, (b) long dispersion time

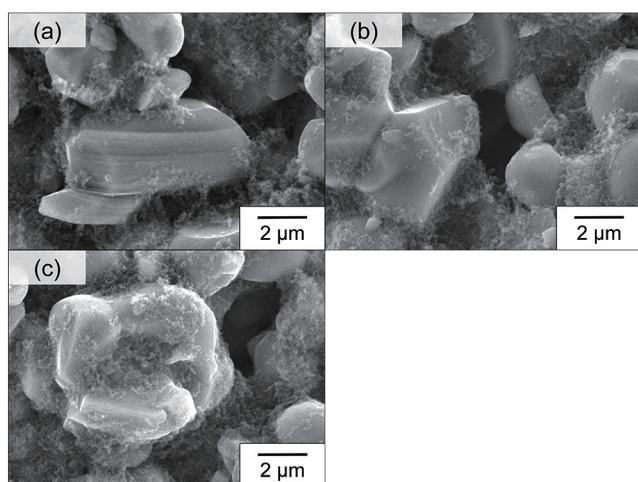


図 9 電極の表面 SEM 像
(a) 分散時間短、(b) 中、(c) 長

Fig.9 SEM images of electrodes (a) short, (b) middle, (c) long dispersion time

導電助剤は一次凝集体となり細く複雑な導電ネットワークに変化する(R_H の増加)。凝集が減ることで接点数は減るがスラリー全体に導電バスを形成するようになり接点数が増える(P_H の変化なし)。細く複雑な導電ネットワークがスラリー全体に広がることで活性物質をネットワーク中に取り込むようになり、活性物質と導電助剤の接觸が増える(R_L 、 P_L の減少)。

図9に電極の表面SEM像を示す。分散時間が短い場合、導電助剤が比較的大きな凝集体を形成しており、活性物質表面の付着が少ない。これに対し分散時間が長くなると、導電助剤の凝集は少なくなり、活性物質表面を覆うように付着した。**図8**のスラリーの状態が電極状態を反映していると考えられる。

図10に電極の体積抵抗率を示す。分散時間が長くなるにつれ、体積抵抗率が大きくなっている。分散により導電バスの微細化・複雑化が進み、導電バスが長く、細くなっていることによると考えられる。

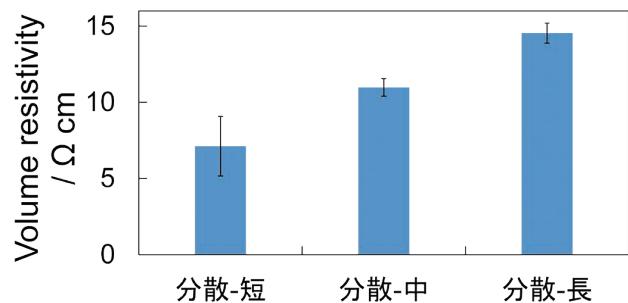


図 10 電極の体積抵抗率
Fig.10 Volume resistivity of electrodes

図11にハーフセルの放電レート性能試験における各C レートの0.2C放電容量に対する容量比率を示す。分散時間が長くなるにつれ、出力性能は低下した。導電バスの微細化・複雑化によって電子伝導性が低下したことが原因の1つとして挙げられる。また、高出力放電時のLIBの律速段階は Li^+ イオンの拡散となる。 Li^+ イオンは電解液で満たされた合材空隙中で拡散され、その空隙は導電助剤によって形成される空隙を含む。導電助剤の微細化により導電助剤による空隙が十分に提供されず、 Li^+ イオンの拡散経路が減少したことで、出力性能の低下につながったと考えられる。

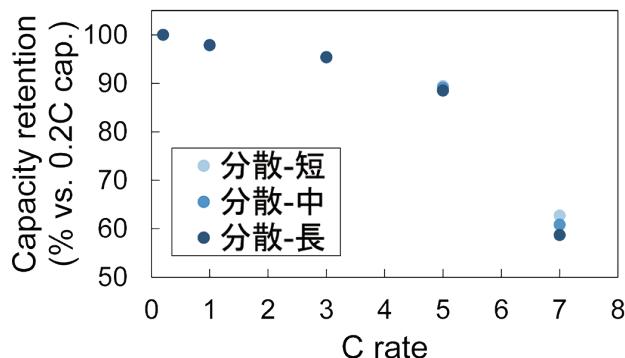


図 11 ハーフセルでの放電レート性能

Fig.11 Discharge rate performance of half-cells

参考文献

- 1) 岡田 重人, FB テクニカルニュース, No.77, 1 (2021).
- 2) J. Li, J. Fleetwood, W. B. Hawley and W. Kays, *Chem. Rev.*, **122**, 1, 903 (2022).
- 3) C. D. Reynolds, S. D. Hare, P. R. Slater, M. J. H. Simmons and E. Kendrick, *Energy Technol.*, **10**, 2200545 (2022).
- 4) 日置電機株式会社ホームページ
(<https://www.hioki.co.jp/jp/information/detail/?id=2623>)
- 5) R. Alias, "Structural and Dielectric Properties of Glass-Ceramic Substrate with Varied Sintering Temperatures," Burcu Ertug (ed.), *Sintering Applications*, IntechOpen, pp.89-108 (2013).
- 6) A. C. Lazanas and M. I. Prodromidis, *ACS Meas. Sci. Au*, **3**, 162 (2023).
- 7) 竹内 学, "電磁気学・静電気入門 (II)—電磁気学・電気物性定数—", 日本画像学会誌, **45**, 194 (2006).
- 8) I. Shitanda, K. Sugaya, C. Baba, N. Loew, Y. Yamagata, K. Miyamoto, S. Niinobe, K. Komatsuki, H. Watanabe and M. Itagaki, *ACS Appl. Electron. Mater.*, **5**, 8, 4394 (2023).

4. まとめ

本報では、スラリーの物性評価を簡易的に行う方法として、EISによる評価技術を開発した。また、分散性の異なるスラリーを用いた実験により、スラリーの状態と電極物性、セル性能の関係が結びつけられた。

この手法は定量的であるため、他のスラリーと比較する際には解析により各パラメータを取得することで瞬時に判断できる。しかし、実際のスラリーの状態は観察しておらず予想に留まるのに加え、塗工条件によってはその状態が変化する可能性も考えられる。そのため、スラリーの状態観察や、粘弾性測定などと組み合わせて使用することでより有効になると考えられる。実際に最近1～2年でEISと粘弾性測定を組み合わせたレオ・インピーダンス測定の研究開発が進んでおり⁸⁾、今後も、電池性能や生産性向上を志向した、スラリーの理想状態を追い求める活動は続いていると思われる。

スラリー作製という、電極製造工程の中でも上流の工程で最終的な性能を推定できる可能性があり、本開発の重要性は高い。

マグネシウム二次電池の開発： 電解液・負極・正極の改良による電池設計指針

Development of Rechargeable Magnesium Batteries:
Battery design guidelines based on improved electrolytes, negative
electrodes, and positive electrodes

張 永^{*1} 久保田 昌明^{*2} 阿部 英俊^{*3} 金村 聖志^{*4}
Zhang Yong Kubota Masaaki Abe Hidetosi Kanamura Kiyoshi

Rechargeable magnesium batteries are attractive for large-scale energy storage owing to Mg abundance, safety, and high volumetric capacity. However, sluggish Mg²⁺ transport within electrode materials and the unstable surface of the Mg metal negative electrode remains key challenges. In this study, we investigated electrolytes, negative electrode and positive electrode materials, building upon our research outcomes. It showed LiBH₄-added Mg(TFSI)₂ electrolytes enabled reversible Mg dissolution and precipitation to stabilize Solid Electrolyte Interphase (SEI) formation. LZ91 alloy negative electrode showed superior stability and efficiency compared to pure Mg and other alloys. MnO₂-coated V₂S₃ positive electrode provided better capacity retention, with 15 wt% coating giving optimal performance. These results demonstrate that material design is essential for advancing practical rechargeable magnesium batteries.

1. はじめに

世界的な脱炭素化の流れに伴い、再生可能エネルギーの導入が拡大している。しかし、再生可能エネルギーによる発電は、発電量が天候（降雨・風況など）や時間帯に依存する。そのため、発電効率や瞬時の出力だけでなく、総発電量や時間当たりの発電量が変動し、需給バランスが不安定になりやすい。こうした変動を平準化するために、大容量で高効率な蓄電技術が不可欠である^{[1],[2]}。

現在広く利用されているリチウムイオン二次電池は高いエネルギー密度を有するが、使用される金属（リチウム、コバルトやニッケルなど）の価格変動、資源量や偏在性が問題視されている。また、異常時の発火や爆発などの危険性が依然課題として残されており、安全性に関する懸念がある^{[3],[4]}。

このような背景のもと、マグネシウム二次電池が注目されている。マグネシウムは地殻中の元素存在比が高く、資源的に豊富であるため、低コストかつ供給安定性が高く、大規模エネルギー貯蔵に適している。しかしながら、マグネ

シウム二次電池 の実用化には依然として課題が多い。マグネシウム二次電池における主な課題は、電解液中でのMg²⁺拡散性、Mg 金属の不動態化、正極における二価イオン拡散の遅さやサイクル劣化である^{[5],[6]}。

本報は、マグネシウム二次電池の実用化に向けた電解液・電極（正極、負極）の総合的な材料設計指針の提案を目的とし、各材料に着目した性能改善を試みた。

2. 電解液の改良による効果

2.1 実験方法

電解質塩は Mg(TFSI)₂を用いた。Mg 塩の溶解性や安定性による影響を最小限にするため、各アニオンの界面反応挙動を比較するための添加剤には Li 塩 (LiBH₄、LiNO₃、LiPF₆あるいは LiBF₄) を用いた。溶媒にはジグライム (G2)、トリグライム (G3)、テトラグライム (G4) を用いた^[7]。

サイクリックボルタメトリー (CV) は三電極セルを用いて測定し、作動電極に Pt、対極および参照電極に純 Mg 板を用いた。電位範囲 -1.0 - 2.0 V、走査速度 0.1 mV s⁻¹ の条件で測定した。Mg 溶解析出試験は、Mg (LZ91 合金) と銅箔からなる CR2032 型コインセル（半電池）を用い、セパレーターは GA55（ガラス繊維-ADVANTEC）

1 技術本部 技術戦略企画統括部 リチウム技術戦略部

2 リチウム事業統括部

3 品質保証統括部 リチウム品質保証部

4 東京都立大学 都市環境学部

を使用し、電流密度は 0.8 mA cm^{-2} 、容量は 0.4 mAh cm^{-2} にて、室温で行った。試験後の Mg 電極を X 線光電子分光法 (XPS) により測定した。測定には $\text{Al K}\alpha$ 線を励起源とし、C1s の C-C 結合を基準とした。表面組成の深さ方向変化を確認するためにスパッタリング (0, 40 及び 180 秒) を併用した。また、走査型電子顕微鏡 (SEM) 観察により試験後の Mg 電極表面の状態を観察した。

2.2 評価結果と考察

2.2.1 電解液添加剤・溶媒による効果

異なる添加剤 (LiBH_4 , LiNO_3 , LiPF_6 および LiBF_4) を使用した電解液によるボルタモグラムを図 1 (A) に示す。 LiBH_4 を添加した系は Mg の溶解析出を示す酸化還元ピークを有し、他の添加剤に比べて大きな電流応答を示し、ピーク電位差 (ΔE) が小さく分極が抑制された^[7]。

異なる溶媒を使用した電解液によるボルタモグラムを図 1 (B) に示す。G2 系は G3 や G4 に比べてピーク電流が大きく、分極も小さいことから、 Mg^{2+} の溶解析出反応がスムーズに進んでいることが確認された。これは、G2 の分子量が小さく、酸素原子間距離も短いため、 Mg^{2+} の溶媒和構造が緩く、脱溶媒和が起こりやすいことに起因すると考えられる。G2 + LiBH_4 系は Mg の溶解析出が安定しており、今回の検討において有力な候補の一つであることが示された。

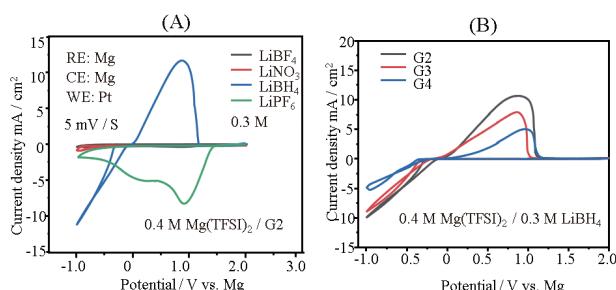


図 1 (A) 各種 Li 塩を添加した場合の影響
(B) G2, G3, G4 溶媒依存性

Fig.1 (A) Effect of adding various Li salts
(B) Solvent dependence in G2, G3, and G4

コインセル（半電池）における溶解析出試験の挙動を図 2 に示す。800 サイクルわたり安定した電位応答が得られた。図 2 の拡大図からも、各サイクルにおいて電位変動は一定であり、Mg 溶解析出の可逆性を維持していることがわかる。ただし、析出過程と溶解過程では電位挙動に差異が見られた。これは、析出時には新しい Mg 表面が形成されるのに対し、溶解時には表面の粗化や比表面積の増加が

起こり、局所的な電流分布や分極に影響するためと考えられる。リチウム金属電池に見られるデンドライト成長に伴う、角状の電位変化とは異なるが、電極表面の形態の変化が電位応答に反映されている点で類似していると言える^[7]。

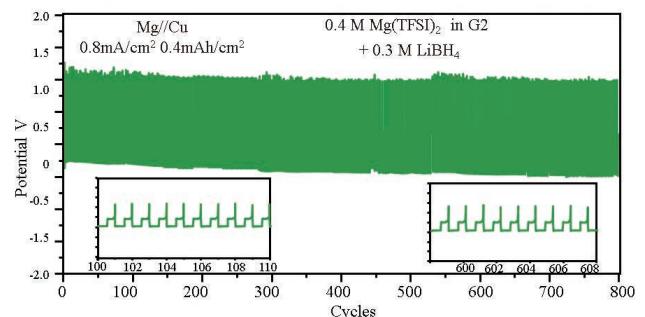


図 2 Mg//Cu 半電池における長期サイクル試験

Fig.2 Long-term cycling test of the Mg//Cu half-cell

図 3 (A)、(B) に溶解析出試験後の Mg 表面の SEM 像を示す。 LiBH_4 添加系における Mg 析出層は緻密かつ均一であり、粒径が微細に揃っていることが確認された。このような均一な微細粒子の成長は、局所的な電流集中や欠陥の発生を抑制し、Mg 金属 – 電解液界面における電荷移動抵抗の低減と安定したイオン輸送経路の確保につながると考えられる。

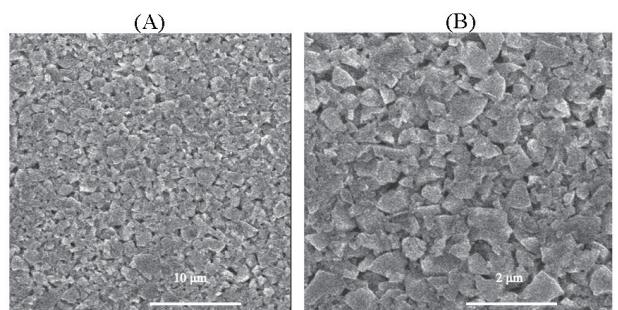


図 3 Mg 析出層の SEM 像 (A) $\times 2,000$ (B) $\times 10,000$
Fig.3 SEM images of the Mg deposition layer
(A) $\times 2,000$ (B) $\times 10,000$

2.2.2 電解液添加剤による溶解析出挙動の考察

XPS 測定による広域スペクトルを図 4 (A) に示す。C、F、O、S、B、Mg、Li など複数元素の存在が確認された。C および O は主にグライム溶媒の分解に由来し、これらの有機成分は Mg 表面上に有機系不動態膜を形成すると考えられる。一方、F および S は TFSI の分解生成物に由来し、Li および B は LiBH_4 添加剤の分解によって導入された成分である。

C1s 図 4 (B) は、表層に有機由来の C-C、C-O-C、

マグネシウム二次電池の開発：電解液・負極・正極の改良による電池設計指針

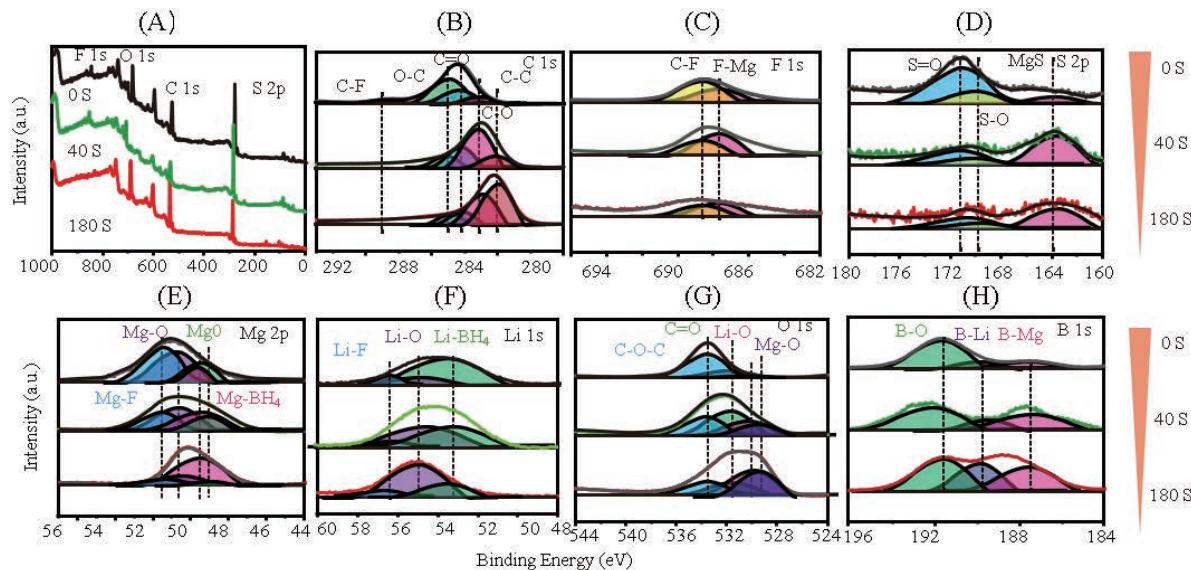


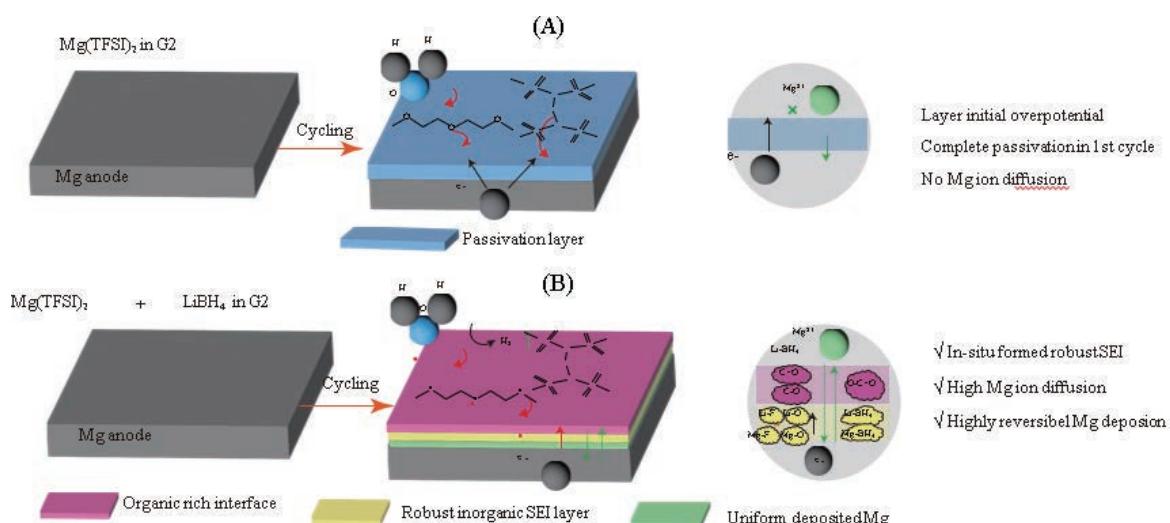
図4 (A) XPS測定と(B)–(H) Mg負極表面のSEI組成解析

Fig.4 (A) XPS measurements and (B)–(H) SEI composition analysis on the Mg negative electrode surface

C=Oが多く、深くなるとともに減少した。一方、F1s 図4 (C) は LiF 優位の成分を示し、S2p 図4 (D) では Mg–S および S–O 種が検出された。Mg2p 図4 (E) では Mg⁰ に加えて Mg–O、Mg–B が観測され、O1s、Li1s 図4 (F)、4 (G) は Li–O、Li–Mg–O を示した。さらに B1s 図4 (H) では B–O、B–Mg、B–Li が確認され、深さ方向で B–Li の寄与が相対的に高まった。これらを総合すると、外層は溶媒分解由来の有機成分が多く、内層は LiF や B–Mg–O、B–Li 等の無機成分が主体という層構造であると予想される。LiBH₄添加は無機成分の比率を高め、界面抵抗の低

下と電位の安定化に寄与していると考えられる。

Mg 負極界面反応の模式図を図5 に示す。添加剤無しの場合図5 (A)、Mg 表面に溶媒分解由来する有機成分を多く含む不動態層が形成される。この層は Mg²⁺ イオンの拡散を阻害し、過電圧を増大させることで可逆的な溶解析出が困難となる。一方、LiBH₄を添加した場合図5 (B)、電気化学的反応により B–O、Li–F、Li–Oなどを含む無機成分が主体の安定な SEI が形成される。この SEI は Mg²⁺ の輸送を妨げずに界面を通過させることで、界面抵抗の増加を抑え、均一な Mg 析出を可能とする。その結果、

図5 Mg(TFSI)₂-G2系におけるMg負極界面反応の模式図 (A) LiBH₄無添加、(B) LiBH₄添加Fig.5 Schematic illustration of interfacial reactions at the Mg negative electrode in the Mg(TFSI)₂-G2 system: (A) without LiBH₄ and (B) with LiBH₄

高い可逆性と長期安定性を併せ持つ Mg 電極挙動が実現されると考えられる。

3. 負極改良による効果

3.1 実験方法

負極材料として、AZ31 (Mg-Al-Zn 合金)、AM60 (Mg-Al-Mn 合金)、LZ91 (Mg-Li-Zn 合金) の 3 種類の Mg 合金を選定した。評価は 2.1 と同じ構成の 2032 型コインセル (半電池) を使用し、負極は Mg 合金ディスク電極、电解液は $Mg(TFSI)_2 + LiBH_4/G2$ を用いた。

CV は、電位範囲 0.1 – 2.0 V、掃引速度 0.1 mV s⁻¹ の条件で測定した。Mg 溶解析出試験は、電流密度は 0.8 mA cm⁻²、容量は 0.8 mAh cm⁻² にて、室温で行った。試験後の Mg 合金を集束イオンビームにより加工し、透過型電子顕微鏡 (TEM) にて観察及び電子線回折 (SAED) 測定を行った。

3.2 評価結果と考察

異なる Mg 合金を使用した負極によるボルタモグラムを図 6 (A) に示す。LZ91、AM60 の CV は矩形に近い電流応答を示し、可逆性および Mg 拡散特性に優れていることが確認された。これに対し、AZ31 は大きなヒステリシスと歪んだボルタモグラムであり、界面抵抗や拡散制限が支配的であることが示唆された。掃引速度によるボルタモグラムの変化を図 6 (B – D) に示す。LZ91、AM60 は高掃引速度でも安定した矩形応答を保持しており、Mg²⁺ の拡散が高速かつ溶解析出反応が可逆的であることが示唆され

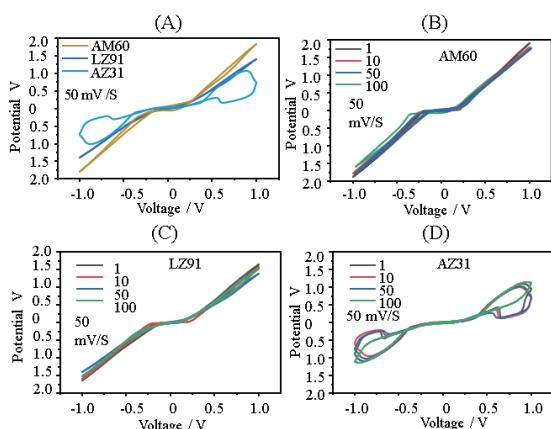


図 6 (A) Mg 合金負極の CV 測定結果と (B) – (D) 測定速度を変化させた結果

Fig.6 (A) CV results of Mg alloy negative electrodes and (B) – (D) results obtained at different scan rates

た。一方、AZ31 では速度依存性が顕著であり、拡散速度による影響を強く受けることが明らかとなった。

異なる Mg 金属を使用したサイクル特性とクーロン効率を図 7 (A)、(B) に示す。LZ91、AM60 は 250 時間以上にわたり安定して電位挙動を維持しており、過電圧の上昇や大きな電圧揺らぎは確認されなかった。また、LZ91 はサイクル全過程において最も高いクーロン効率を維持した。これは、LZ91 に含有される Li や Zn が Mg²⁺ の可逆的な溶解析出を促進する可能性があり、界面安定性の向上に寄与していると考えられる。

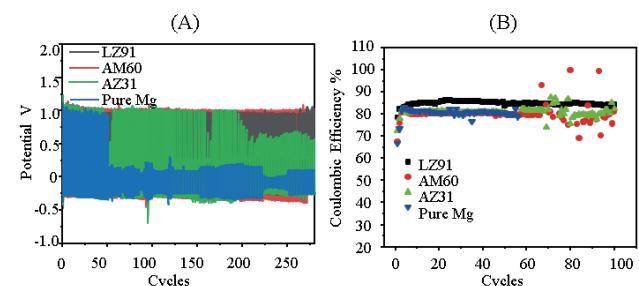


図 7 Mg/Cu 半電池における各種負極材料の (A) サイクル特性と (B) クーロン効率のサイクル依存性

Fig.7 (A) Cycling performance and (B) cycle-dependent Coulombic efficiency of various negative electrode materials in Mg//Cu half-cells

試験後の LZ91 負極の TEM 像を図 8 (A) に示す。LZ91 表面において数 nm スケールのナノ結晶構造が観察された。結晶粒は不均一ながらも緻密に分布しており、多数の粒界が存在していることが確認された。これらの粒界は Mg²⁺ の拡散経路として機能し、界面反応の促進に寄与すると考えられる。電子線回折 (SAED) パターンを図 8 (B) に示す。リング状の回折パターンが得られ、合金内部に多結晶性の微細構造が形成されていることが示された。

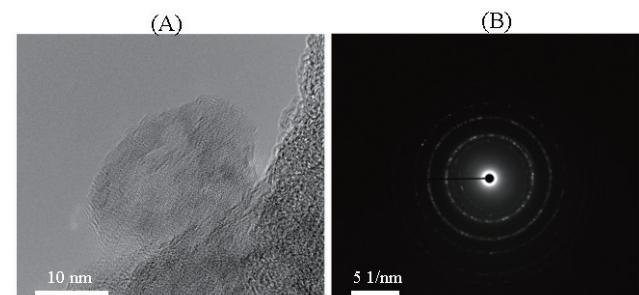


図 8 反応後の LZ91 合金負極の TEM 解析 (A) 高分解能 TEM 像と (B) 対応する SAED パターン

Fig.8 TEM analysis of the LZ91 alloy negative electrode after cycling: (A) high-resolution TEM image and (B) corresponding SAED pattern

マグネシウム二次電池の開発：電解液・負極・正極の改良による電池設計指針

このようなナノ結晶構造は、電極の反応活性を高め、長期サイクルにおける安定性向上に寄与していると推察される。

4. 正極改良による効果

4.1 実験方法

Mg 電池用正極の課題である拡散遅延と構造不安定性の改善を目的として、 V_2S_3 に MnO_2 を被覆した複合正極材料を合成した。合成した複合正極材料、導電剤 (AB)、バインダー (PTFE) を混合し、NMP を溶媒としてスラリーを調製した。これを集電体上に塗布・乾燥し、圧延して正極とした。

充放電実験はビーカー型の三電極セルを用い、作用電極に正極、参照電極に LZ91、対極に LZ91、電解液に 0.4 M $Mg(TFSI)_2 + 0.3 M LiBH_4$ 、電流密度 10 mA g^{-1} (複合材料重量に対して)、電圧範囲 $0.1 - 2.0 \text{ V}$ にて、室温で 10 サイクル実施した。

4.2 評価結果と考察

MnO_2 被覆 V_2S_3 複合材料の形態観察と元素分布解析を図9 に示す。図9 (A) の模式図で示したように、本報で設計した複合材料は V_2S_3 粒子の表面を MnO_2 で被覆した被覆層を有している。SEM 観察図9 (B) から、 V_2S_3 粒子は数 μm スケールの二次粒子として凝集しており、その表面が均一に MnO_2 で被覆されている様子が確認された。EDS (エネルギー分散型 X 線分光法) マッピング (図9 (C) – (F)) では、Mn と O が粒子全体に均一に分布しており、 MnO_2 層が連続的に形成されていることが示唆された。また、V と S はコーティング部に局在しており、 V_2S_3 本来の組成が保持されていることが確認された。

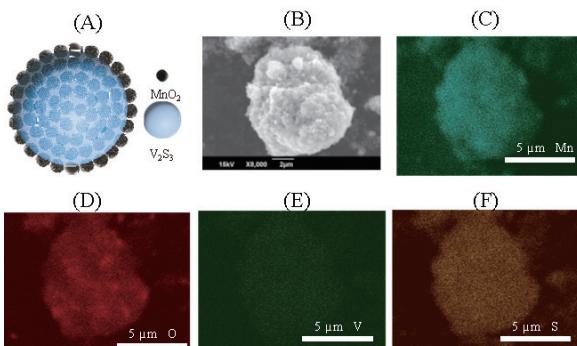


図9 MnO₂被覆 V_2S_3 複合正極の形態観察と元素分布解析
(A) 模式図 (B) SEM 像 (C – F) EDS マッピング結果：
Mn, O, V, S

Fig.9 Morphological observation and elemental distribution analysis of the MnO_2 -coated V_2S_3 composite positive electrode: (A) schematic illustration, (B) SEM image, and (C – F) EDS mapping results for Mn, O, V, and S

ビーカー型セルを用いたサイクル試験の結果を表1 に示す。 V_2S_3 に対する MnO_2 含量の増加に伴い、 MnO_2 による被覆層の厚さは 36.7 nm から 120.9 nm まで連続的に増大した。 MnO_2 を被覆していない V_2S_3 では、初期放電容量は 157.4 mAh g^{-1} と比較的低く、10 サイクル後には 61.2 mAh g^{-1} まで急激に減少し、容量保持率は 38.8% に留まった。これは、 V_2S_3 が多硫化物を溶出しやすく、構造崩壊に対して脆弱であることを示している。

MnO_2 を導入すると初期容量が改善され、特に 10 wt% では被覆なしの 1.57 倍となった。しかし、10 サイクル後の容量保持率は 42.7% に留まった。被覆層が薄い場合には、初期活性は高い一方で、界面安定化の寄与が相対的に小さいと考えられる。また、15 wt% の初期容量は 201.5 mAh g^{-1} と最大値ではないが、10 サイクル後にも 64.9% と最も高い容量保持率を示した。この結果から、活物質

表1 V_2S_3 に対する MnO_2 含有量の増加に伴う、性能の変化

Table.1 Changes in performance with increasing MnO_2 content relative to V_2S_3

材料	V_2S_3 に対する MnO_2 質量比率 (wt%)	MnO_2 厚さ (nm)	初期放電容量 (mAh/g)	10 サイクル後放電容量 (mAh/g)	10 サイクル後容量保持率 (%)
純 V_2S_3	0	0	157.4	61.2	38.8
V_2S_3 表面を MnO_2 でコーティング	5	36.7	181.3	52.4	28.9
	10	61.4	246.8	105.4	42.7
	15	87.5	201.5	130.8	64.9
	20	120.9	183.6	62.3	33.9
V_2S_3 と MnO_2 混合	15 (混合)	0	127.9	24.5	19.2

材料の被覆層の厚さがイオン輸送経路と界面安定化のバランスを取る上で重要であることが示唆された。

さらに 20 wt% では、被覆層の厚膜化により拡散抵抗が支配的となり、初期容量は 182.6 mAh g⁻¹ に留まり、保持率も 33.9%まで低下した。また、V₂S₃ に MnO₂を単に混合し、MnO₂の含量を 15 wt%とした試料では初期容量が 127.9 mAh g⁻¹ と低く、10 サイクル後の保持率も 19.2%と最も劣った。混合法では被覆層が均一に形成されておらず、界面安定化の効果が得られていないことが原因と考えられる。

以上の結果から、MnO₂被覆層は Mg²⁺ の挿入 / 脱離反応における速度論と活物質の安定性に影響を与え、適切な厚さの制御が不可欠であることが示された。特に本報においては、15 wt%の被覆によりイオン輸送性と界面安定性の両面で最も優れたバランスを示し、高性能 Mg 電池正極の設計指針の一つとなった。

5. まとめ

本報では、マグネシウム二次電池の性能向上に向けて、電解液の添加剤、溶媒（グライムの種類）、負極（合金の種類）、正極（複合材料）の各材料に着目した性能改善を試みた。LiBH₄添加電解液により無機成分から構成される安定な SEI が形成され、Mg 溶解析出の可逆性が改善された。負極では LZ91 を用いることで溶解析出が比較的安定化する傾向が見られて、高いクーロン効率が得られた。正極では活物質の被覆層の厚みを適切に調整することで高容量化と寿命特性が向上する可能性が示された。

以上より、電解液・電極材料を含む総合的な材料設計により、マグネシウム二次電池の更なる性能向上に期待できる。

参考文献

- 1) Yoo, H. D.; Shterenberg, I.; Gofer, Y.; Gershinsky, G.; Pour, N.; Aurbach, D. Mg rechargeable batteries: an on-going challenge. *Energy Environ. Sci.*, **6**, 2265–2279 (2013).
- 2) Canepa, P.; Sai Gautam, G.; Hannah, D. C.; Malik, R.; Liu, M.; Gallagher, K. G.; Persson, K. A.; Ceder, G. Magnesium-ion diffusion in oxide cathode materials. *Nat. Commun.*, **8**, 1759 (2017).
- 3) Muldoon, J.; Bucur, C. B.; Gregory, T. Quest for nonaqueous multivalent secondary batteries: magnesium and beyond. *Chem. Rev.*, **114**, 11683–11720 (2014).
- 4) Ikeda, K.; Okoshi, M.; Koyama, Y.; Nakayama, H.; Ichitsubo, T. Reversible magnesium deposition and dissolution using a simple glyme-based electrolyte. *J. Electrochem. Soc.*, **164**, A6026–A6032 (2017).
- 5) Liang, Y.; Dong, H.; Aurbach, D.; Yao, Y. Current status and future directions of multivalent metal-ion batteries. *Nat. Energy*, **5**, 646–656 (2020).
- 6) Maeda, K.; Furukawa, T.; Nakamura, K. Interface stabilization of Mg–Li–Zn alloy anodes for magnesium batteries. *Electrochim. Acta*, **435**, 141264 (2022).
- 7) Zhang, Y.; Kubota, M.; Shimbori, Y.; Abe, H.; Kanamura, K. Simultaneous enhancement of interface stability and ionic transport by Li⁺ and BH₄⁻ in magnesium-based energy storage. *ACS Appl. Mater. Interfaces*, **17**, 24, 36136–36147 (2025).

太陽光発電と鉛蓄電池を組み合わせた電力貯蔵システム(ESS) 株式会社ダイセキ MCR 平出工場様

The ESS using valve regulated lead-acid batteries with solar power at Daiseki MCR Co. Inc., Hiraide plant

1. はじめに

産業革命以降、化石燃料の燃焼による CO₂ などの温室効果ガスの排出量が増加し、地球温暖化が進行している。日本政府は 2030 年までに温室効果ガスの削減量 -46% (2013 年度比) を目標とし、再生可能エネルギーの導入促進など、カーボンニュートラルに向けた取り組みを強化している。再生可能エネルギーは CO₂ を実質排出しないエネルギー源であるが、天候によって発電量が変動し、電力需要と合わない等、電力の安定供給が難しいことが知られている。このアンバランスを回避するためには、余剰電力を蓄電池に充電し、電力需要が高い時に放電する、電力貯蔵システム (ESS) の導入が有効だと考えられている。

今回、ダイセキ MCR: 平出工場様の ESS を構築したので、その概要を説明する。本システムには、発火の心配が少なく、99% 以上の高いリサイクル率を示す、環境に優しい鉛蓄電池を採用した。

2. 本ESSの目的

本 ESS は、CO₂ 削減効果の検証を含め、以下を主な目的としている。

- ・鉛蓄電池への PV 余剰電力の電力貯蔵
- ・停電時の ESS からの電力供給による BCP^{※1} 検証

^{※1} Business Continuity Plan : 事業継続計画

3. 株式会社ダイセキMCR様について

ダイセキ MCR 様は、この廃鉛蓄電池等の回収から鉛地金を製造・販売する「鉛リサイクル事業」の企業である。環境負荷低減の一環として、2022 年にカーボンニュートラル LNG を採用し、鉛溶解炉から排出される CO₂ をオフセットするなどの取組みを幅広く継続されている。それらの功績が高く評価され、栃木県より「第 1 回とちぎゼロカーボン企業」に表彰されている。

4. 本ESSの概要

工場の未使用スペースを有効活用し、鉛蓄電池、パワーコンディショナー等から構成される ESS を導入した。ESS の主要構成機器を表1 に、太陽光発電と鉛蓄電池を組み合わせた ESS の外観写真を図1 に示す。

表1 ESS の主要構成機器

名称	仕様
鉛蓄電池	28.8 kWh
パワーコンディショナー	20 kW
PVパネル	10 kW
PV用パワーコンディショナー	10 kW



図1 ESS の外観写真

5. 本ESSの運用パターン

本 ESS は、PV 発電電力を事務所や電動フォークリフトなどの自家消費用途として供給する。余剰電力が発生した場合は鉛蓄電池へ充電し、電力需要の高い時間帯や PV 発電電力が小さくなる夕方に鉛蓄電池から放電する。また、停電時には鉛蓄電池から事務所の照明等に電力を供給することで、BCP 対策として活用する。

(ESS ソリューション統括部 ESS 事業推進部：手塚 渉)

水星磁気圏探査機「みお」！水星到着まであと1年！

The Mercury Magnetospheric Orbiter is scheduled to arrive at Mercury in about one year.

1. はじめに

水星磁気圏探査機「みお」は、2018年10月19日（現地時間）にフランス領ギアナのギアナ宇宙センターより打ち上げられました。現在、ヨーロッパ宇宙機関の探査機である水星表面探査機と共に推進モジュールに結合された状態で水星に向かって移動中です。「みお」は、惑星探査機としては史上最多となる、合計9回の惑星スイングバイ^{*}を経て少しずつ水星へ近づき、打ち上げから約8年後の2026年11月に水星へ到着する計画です。

「みお」は水星の磁場やプラズマ、大気、ダストなど、水星の周辺環境を観測し、惑星磁場が太陽風に対して果たす役割の解明や、水星内部構造の解明を目的としています。

この「みお」には、「はやぶさ2」や「あかつき」と同様、当社が開発した宇宙用リチウムイオン電池が搭載されています。

2. 電池の概要

「みお」に搭載されている電池は、金星探査機「あかつき」と同じスペックであり、23.5Ahの定格容量を有しています。「高気密性」および「振動耐性」を備え、「あかつき」では約14年間もの間、宇宙空間での運用を経験した、実績のある電池です。



図1 水星磁気圏探査機「みお」に搭載されている宇宙用リチウムイオン電池の外観

「みお」には、こちらの宇宙用リチウムイオン電池が12個、直列に接続した組電池の形で搭載されています。水星到着後の電池の用途は、探査機が水星の影に入る『日陰』と呼ばれる現象中に、太陽電池からの電力供給が少なくなった際、探査機の各種機器を動かすための電源として使用されます。その後、太陽電池からの電力供給が十分にある時に電池への充電が行われます。

水星到着までの期間は、「みお」用の電池は電源から切り離された状態で保持されます。その間、低温・低充電状態にて劣化を抑え、静かに使われる時を待っています。

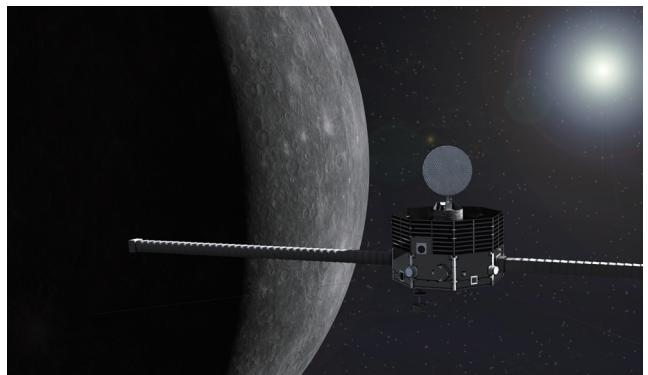


図2 水星磁気圏探査機「みお」 イメージ画像 (© JAXA)

3. 今後のスケジュール

「みお」は2026年11月に水星へ到着した後、推進モジュールから切り離され、水星の周回軌道上にて1年以上、水星の観測を行う計画です。

探査機「みお」がその役目を終えるまで、当社の電池がその成功を影で支えます。

*スイングバイ：惑星の重力によって探査機の進む方向を変えたり、加速・減速したりする航法

EN 規格 395LN4-ISS 型蓄電池 日野自動車株式会社様に採用

Adoption of 395LN4-ISS Lead Acid Battery for
HINO MOTOR CORPORATION

この度、2026年3月に日野自動車株式会社様が発売を予定しております、新型デュトロ / ダイナ（1.5t 小型トラック）AT車向けで、当社のLN4型蓄電池をご採用頂きました。

本車両は、日野自動車様とトヨタ自動車様の共同開発車両となっており、国内における小型トラック需要に応えることを目指した車両です。

当社のLN4型蓄電池がその一翼を担い、価値提供の一助になることを強く期待しております。本製品は欧州のEN(European Norm)規格及び、トヨタ自動車様、日野自動車様の要求値を満たしたEN型蓄電池です。

当社は、LN4以外にもサイズの異なるEN型蓄電池を開発・販売しており、これまで培った技術と実績を織り込んだ高品質及び安全性の高い電池となっています。

1. 要項表

電圧 (V)	20時間率容量 (Ah)	外形寸法 (mm)			液入質量 (約 kg)
		総高さ	幅	長さ	
12	75	190	175	314	22.2

2. 商品特長

- 補水も可能な液口栓（密封栓）
- 液面を確認できる液面線と白電槽
- 液面や充電状態を点検できるインジケーター付き
- 正極に耐久性重視のブックモールド製法と導電性に優れるシミュレーション格子を採用

3. 製品名及び外観



395LN4-ISS型蓄電池



<https://www.furukawadenchi.co.jp/>

本社・支店

本社	〒240-0006	神奈川県横浜市保土ヶ谷区星川二丁目 4 番 1 号 (星川 SF ビル)	TEL.045-336-5034
東京事務所	〒141-0021	東京都品川区上大崎 4-5-37 (本多電機ビル 3F)	TEL.03-3492-2971
東北支社	〒980-0803	宮城県仙台市青葉区国分町 3-6-1 (仙台パークビル 8F)	TEL.022-224-1231
東北支社 北海道支店	〒003-0021	北海道札幌市白石区栄通 14-1-20	TEL.011-855-3061
中部支社	〒450-6643	愛知県名古屋市中村区名駅 1-1-3 (JR ゲートタワー 43F)	TEL.052-414-4626
中部支社 北陸支店	〒921-8171	石川県金沢市富樫 2-2-12 (ST ビル 2F)	TEL.076-281-6651
関西支社	〒541-0048	大阪府大阪市中央区瓦町 4-2-14 (京阪神瓦町ビル 9F)	TEL.06-7634-7551
関西支社 四国支店	〒760-0023	香川県高松市寿町 1-1-12(パシフィックシティ高松 5F)	TEL.087-811-5980
九州支社	〒810-0004	福岡県福岡市中央区渡辺通 1-1-1 (サンセルコビル 7F)	TEL.092-762-8050
九州支社 中国支店	〒730-0051	広島県広島市中区大手町 2-11-2 (グランドビル大手町 8F)	TEL.082-240-8001

事業所・工場

今市事業所	〒321-2336	栃木県日光市荆沢字上原 597	TEL.0288-22-3111
いわき事業所	〒972-8312	福島県いわき市常磐下船尾町杭出作 23-6	TEL.0246-43-0080
エフビー工場	〒321-2331	栃木県日光市針貝字茅場 1066-22	TEL.0288-26-8061
富山工場	〒939-2376	富山県富山市八尾町福島 5-88	TEL.076-455-3411



<https://www.furukawadench.co.jp/>