

Study of electrical power subsystem for SLIM

Yu Miyazawa⁽¹⁾, Akio Kukita⁽¹⁾, Hiroyuki Toyota⁽²⁾, Taishi Sumita⁽³⁾,
Kenichi Kushiki⁽²⁾, Shujiro Sawai⁽²⁾, Seisuke Fukuda⁽²⁾, Shin-ichiro Sakai⁽²⁾
⁽¹⁾ARD/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa, 252-8510 Japan
⁽²⁾ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara, Kanagawa, 252-8510 Japan
⁽³⁾ARD/AXA, 2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-8505, Japan

Abstract:

JAXA is planning to launch small experimental spacecraft “SLIM” (Smart Lander for Investigating Moon) mission to demonstrate precise “pinpoint” landing technology on a celestial body with gravity. Because one of the purpose of SLIM mission is to achieve this mission with low resources, the dry mass has to be below about 130 kg. Therefore, the electrical power subsystem (EPS), which is one of the heaviest subsystems of the spacecraft, has to loose its weight significantly.

To achieve the weight saving of EPS, we are planning to adopt the stainless steel laminate Li-ion pouch battery cells, the space solar sheets (SSS) and the integrated power control unit. Furthermore, EPS plays a part of other subsystems by integrating their functions for weight saving as SLIM all system.

This paper introduces the detail and development status of EPS for SLIM.

SLIM 電源サブシステムの検討

JAXA 宮澤優、久木田明夫、豊田裕之、住田泰史

榎木賢一、澤井秀次郎、福田盛介、坂井真一郎

1 はじめに

JAXA は、小型月着陸探査機である SLIM (Smart Lander for Investigating Moon)をイプシロンロケットで打ち上げることを検討中である。SLIM の目的の一つに探査機の低リソース化があり、ドライ重量は 130 kg 以下に抑える設計になっている。これは、近年の小型科学衛星や探査機と比べても非常に軽い重量である。軽量化を達成するためには、各コンポーネントの軽量化に加えて、従来のサブシステムの枠を越えた思い切った軽量化施策が必要不可欠である。一番重いサブシステムの一つであった電源サブシステムは、SUS ラミネート型リチウムイオン二次電池、薄膜太陽電池アレイシート、従来の PCU の機能にヒータ制御機能やバルブ駆動機能を統合したデジタル型の統合化電源装置を採用することにより、大幅な軽量化を実現することを目指している。これらの軽量化施策は、SLIM への適用に留まらず、イプシロンロケットを用いた将来の探査ミッションにとって、キー技術となるであろうと考えている。

本稿では、SLIM における電源系の軽量化施策、及びその検討状況について報告する。

2 SLIM 概要

SLIM とは、有重力天体への高精度着陸技術実証のために、小型の探査機を用いて月面着陸を行うミッションである。SLIM には目的が大きく二つあり、一つ目が、月面上の特定の地点を前提として科学観測や探査ができるように、100m オーダーで「降りたいところに降りる」ピンポイント着陸技術を工学的に実証することである。二つ目は、近い将来、高頻度な惑星探査を実現するために、個々の探査機の低リソース化が必要とされていることを考え、低リソースで SLIM を実現することである。これら二つの目標を達成することで、将来の月惑星探査に貢献することを目指している[1]。

Fig.1 に現在検討中の SLIM 探査機の外観図を示す。月遷移軌道投入や月周回軌道投入、着陸降下などに必要な推葉の量が多いため、全体質量の中で推葉が占める割合が非常に高くなっており、全体構成としても、推進タンクを中心として、タンク周りに機器ボックスや着陸脚などが取り付けられた探査機形状が検討されている。探査機重量 590kg 弱に対してドライ質量は約 130 kg である。また、Y 軸スピンのため、薄膜太陽電池アレイシートは、主に+Y 面に設置する設計である。

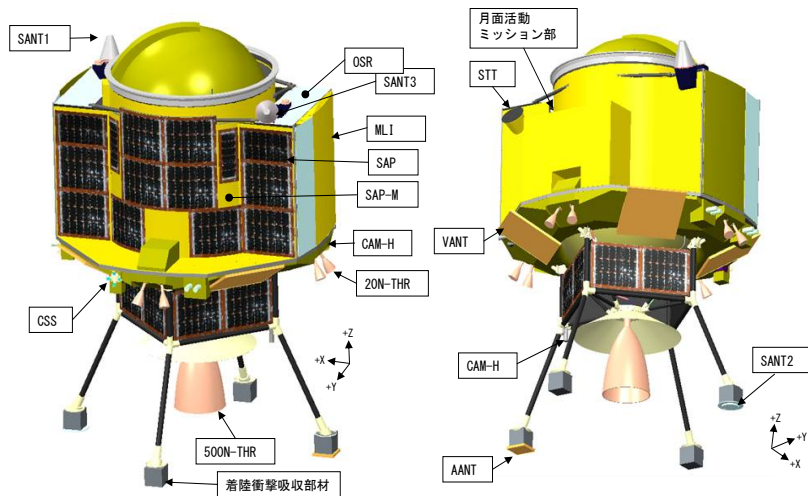


Fig.1 Overview of SLIM

Table 1. The Weight Comparison of SLIM and Scientific Satellites of JAXA

	SLIM [kg] (現時点)		ひさき [kg]	ERG [kg]	あかつき [kg]
通信系	4.2	通信系	8.2	8.9	26.6
統合化制御系	15.9	データ処理系	9.4	8.3	6.5
		姿勢制御系	58.7	15.6	37.6
電源・熱制御系	7.8	電源系	70.3	76.1	51.9
		熱制御系	6.5	10.2	16.2
構造系	31.0	構造系	50.5	55.7	41.8
計装系	14.2	計装系	33.0	25.7	29.9
		バランスウェイト		10.0	17.4
推進系 (ドライ)	48.0	推進系		14.0	59.3

Table.1 に近年の小型科学衛星と探査機における各バス部の質量と SLIM の質量見積もり比較を示す。低リソースでの実現を目指しているため、SLIM では従来のサブシステムの枠を超えて、他サブシステムの機能を一部統合している。また、SLIM の各サブシステムの重量が、他の小型科学衛星・探査機の重量に比べて大幅に小さいことがわかる。熱制御系を統合した電源サブシステムも同様である。次の項で電源サブシステムの詳細について述べる。

3. SLIM 電源サブシステム

JAXA では、SUS ラミネート型リチウムイオン二次電池(SUS ラミ電池)[2]や薄膜太陽電池アレイシート(SSS)[3]の研究をこれまで進めてきた。SLIM では、これらの軽量化を可能にする先端技術を採用することとして検討を進めている[4]。また、先端技術の採用による各コンポーネントの軽量化だけでなく、更なる軽量化のためにサブシステムの枠を超えた開発を行っている。SUS ラミ電池は、機器搭載ボックスのパネル裏面(タンク側)に搭載してタンクと熱結合させることで電池用ヒータ電力の削減、等価的な必要電池容量の削減につなげる。また、SSS は MLI の最外層に設置して MLI と一体化させることで取り付け質量の軽量化を図る。電力制御器としては、従来の電力制御器と熱制御系のヒータ制御装置(HCE)、バルブ駆動装置を一体化させた統合型電力制御装置(iPCU)の適用を検討している。

電源サブシステムの主要諸元を Table.2 に示す。完全非安定バス方式を採用するため、バス電圧は常にバッテリー電圧に応じて変化する。充放電制御器が不要であるため、最も軽量のバス方式である。月周回フェーズ以降の各フェーズの消費電力の見積もりを Table.3 に示す。動力降下以降の月着陸フェーズでは、最悪条件として太陽電池の発電がゼロと仮定して電力設計をしており、このフェーズがバッテリーの容量決定の要因となっている。全フェーズにおいてバッテリーの充放電収支が成立していることを確認している。

iPCU は前述の通り、電力制御器に加えてヒータ制御装置、バルブ駆動装置の役割も果たす。ヒータ、バルブ等をデジタル回路で制御することにより、パラメータ設定、動作モード設定の変更を容易にし、高機能化を実現する。SUS ラミ電池、SSS、iPCU の概要と開発状況を次に示す。

Table 2. The Main Specifications of EPS

バス方式	完全非安定バス方式
バス電圧	28 V 系 26.0~34.4 V(iPCU 出力端)
発生電力	208 W 以上@130°C 246 W 以上@25°C
SAP ストリング数	36 直列×10 並列
BAT 構成	10 Ah セル×8 直列
スラスタ制御	遮断弁 4ch, 推薬弁 18ch
電力分配数	5 系統
ヒータ ch 数	32ch
温度モニタ数	64ch

Table 3. The Power Consumption in Each Phase

	通信系 [W]	統合化制御系 [W]	電源系 [W]	ヒータ [W]	合計 [W]
月周回日照	60	56.15	30	4.4	155
月周回日陰	35	56.15	30	77	204
動力降下	60	58.15	30	4.4	157
垂直降下	35	97.75	30	4.4	172

3.1 SUS ラミネート型リチウムイオン二次電池

Fig.2 に、SUS ラミネート型リチウムイオン二次電池(SUS ラミ電池)の取り付けブラケット装着時の外観、Table.4 に SUS ラミ電池の仕様を示す。SUS ラミ電池は電槽にステンレス箔ラミネートフィルムを用いており、軽量でありながら宇宙環境耐性を確保したリチウムイオン電池である[2]。昨年までの検討では、SUS ラミ電池を SLIM 中心にあるタンク表面の周囲の設置する予定であった[4]。その後、スピン軸が Z 軸から Y 軸に変更になったため、熱設計成立性を考慮して搭載位置の変更を検討している。現在の最有力搭載位置は、機器搭載ボックスの裏面(タンク側)であり、以前と同様にタンクと熱結合させることでバッテリー用ヒータ電力の削減が可能である。ブラケットの形状も合わせて変更になるが、以前と同様に CFRP を用いて軽量化を図る予定である。取り付け方法の詳細検討が終わり次第、再度振動試験を実施予定である。尚、現在は SLIM の軌道上での運用を模擬した真空化サイクル試験の準備を進めている。

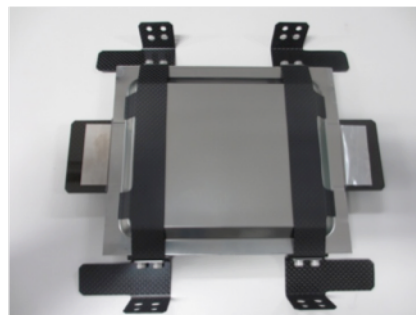


Fig.2 The Stainless Steel Laminate Li-ion Pouch Battery Cell with a Mounting Bracket

Table 4. The Specifications of The Stainless Steel Laminate Li-ion Pouch Battery Cell

定格容量	10 Ah
公称電圧	3.6 V
寸法	227.5×163×7.2 mm
質量	350 g 以下
保持ブラケット質量	約 55 g/セル

3.2 薄膜太陽電池

Fig.3 に薄膜太陽電池アレイシート(SSS: Space Solar Sheet)の外観、Table.5 に SSS の仕様をそれぞれ示す。前述した通り、この SSS を MLI の最外層にベルクロと結束糸で実装することにより、太陽電池の軽量化を実現する。

図 1 に示す通り、Y 軸スピンで+Y 面が常時太陽方向を向くように姿勢制御するため、+Y 面を中心に SSS を設置している。SSS は基本構成より小さい構成に変更することが可能であり、SLIM では、6×3 の標準タイプを 14 枚、6×2 を 2 枚、6×1 を 2 枚搭載する予定である。直列数は 36 直列である。

昨年度までに、SSS の振動試験(あかつき QT 相当)と熱衝撃試験を実施し、問題ないことを確認している[4]。今後は、実装方法の詳細化検討、クーポン試験を実施していく予定である。

Table 5. The Specifications of SSS

基本構成	3×6 (18 セル)
質量	約 35g
寸法	271×297 mm
アレイシートタイプ	フィルムラミネート型
セル	IMM3 接合型薄膜太陽電池
発電効率	32 %
出力密度	0.6 W/g

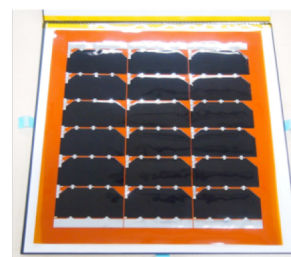


Fig.3 The Space Solar Sheet

3.3 統合化電力制御装置

Fig.4 に統合化電力制御装置(iPCU)の機能ブロック図を示す。Fig.4 に示す通り、iPCU はレギュレータ (バス電圧制御機能)、電力分配機能、BAT 充電制御・管理機能、ヒータ制御機能、バ

バルブ駆動機能、テレコマ IF 機能を具備する。昨年度までは、メイン CPU として車載用マイコンを搭載予定であったが、放射線耐性を考慮して現在は FPGA を採用する予定である。従来の衛星ではアナログ制御で行っていた BAT 充電制御・管理機能、ヒータ制御機能、バルブ駆動機能をデジタル制御で行うことで、パラメータ設定、動作モード設定の変更が容易になり高機能化、バルブ制御を PWM 制御で行うことにより低消費電力化を実現する。昨年度 BBM 基板を製作し、機能確認を実施済みである[4]。メイン CPU が変更になったため、BBM を改修し、再度機能確認を行う準備を進めている。

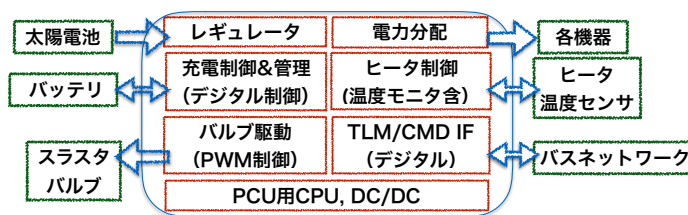


Fig.4 The Function diagram of iPCU

4. まとめ

本稿では、SLIM 電源サブシステムの検討状況について報告した。SUS ラミネート型リチウムイオン二次電池、薄膜太陽電池シート、統合化電力制御装置の採用とサブシステムの枠を超えた開発により、SLIM ドライ質量 130kg ほどに対し、電源サブシステムで 7.8kg と十分な軽量化を実現した設計となっている。今後も、SLIM の実現に向けて、設計の詳細化、EM モデルの製造・試験を進めていく。

参考文献

- 1) 坂井真一郎, et al: 小型・高精度月着陸実証ミッション「SLIM」の概要, 第 59 回宇宙科学技術連合講演会,2015.
- 2) 高橋優, et al: 宇宙用ステンレス箔ラミネートリチウムイオン電池の開発, 第 56 回宇宙科学技術連合講演会講演集, JSASS-2012-4013, 2012 年
- 3) T. Sumita, et al: Development of Inverted Metamorphic Triple-Junction Solar Cell at JAXA for Space Use, The 6th World Conference on Photovoltaic Energy Conversion, Nov. 2014.
- 4) 久木田明夫, et al: SLIM 軽量化電源の検討, 第 34 回宇宙エネルギーシンポジウム, 2015.