

# A study of lightweight electrical power system for SLIM

Akio Kukita<sup>(1)</sup>, Yu Miyazawa<sup>(1)</sup>, Hiroyuki Toyota<sup>(1)</sup>, Taishi Sumita<sup>(2)</sup>,  
Hiroaki Kusawake<sup>(2)</sup>, and SLIM WG<sup>(1)</sup>

<sup>(1)</sup>ISAS/JAXA, 3-1-1 Yoshinodai, Sagami-hara, Kanagawa, 252-8510 Japan

<sup>(2)</sup>ARD/AXA, 2-1-1 Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-8505, Japan

## *Abstract:*

SLIM (Smart Lander for Investigating Moon) is an unmanned lunar landing plan which is a technology demonstrator of lunar pinpoint landing by a small explorer launched by the Epsilon rocket. To ensure the technical feasibility of SLIM which is the unmanned lunar landing plan, it is very important to lightweight the satellite. As the dry mass has to be below about 130 kg, significant weight reduction of the electrical power subsystem is essential.

By we adopt the SUS laminated pouch lithium-ion batteries, the space solar sheets (SSS) that utilize thin-film triple-junction solar cells, and the integrated power control unit that we have been developing, achieve the weight reduction of EPS.

In this paper, the detail and development status of EPS of SLIM are described.

# SLIM 軽量化電源の検討

JAXA 久木田明夫、宮澤 優、豊田裕之、村島未生

住田泰史、艸分 弘昌、SLIM/WG

## 1 はじめに

小型月着陸実験構想である SLIM (Smart Lander for Investigating Moon)において、探査機本体の軽量化は、技術的成立性を担保する上で非常に重要である。ドライ重量を約 130 kg 以下にする必要があり、従来の衛星とは一線を画し、サブシステムの垣根を越えた軽量化施策が必要となる。電源系としては、「ひさき」のオプション実験として実施した「NESSIE」により 実証中である薄膜太陽電池や SUS ラミネート型リチウムイオン二次電池、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、軽量化を進めている。これらの軽量化施策は、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。

本稿では、SLIM におけるこれら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 は、「降りたいところに降りる」着陸技術（ピンポイント着陸）を工学的に実証することで、将来の科学探査の可能性を拡げようとする構想であり、イプシロンロケットで打上げ可能な、低リソースの小型探査機により、月面に着陸することで実証する事を目指している。

SLIM の主な目的は、第一に、小型の探査機にて月への高精度着陸技術の実証を目指す事であり、第二に、従来と比較し、低リソースで月惑星探査を行う技術を実現することで、月惑星探査の高頻度化に貢献する事である。

SLIM 構想を実現することで、重力天体への高精度着陸探査技術を習得する事が出来るだけでなく、火星着陸探査への応用も期待される。また、イプシロンロケットで月惑星探査を実現するのに必要な諸技術を習得する事が出来る。更に、小型探査機を実現する技術は、将来、月面から帰還するシステムを考える上でも重要であると考えている。

Fig.1 に現時点で検討されている SLIM の外観を示す。ドライ質量は約 130 kg であり、推進系の従量割合が高く、ロケット的要素が強い探査機である。

Table.1 に従来の科学衛星・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。低リソースで月惑星探査を行う技術を実現する為、各バス機器の大幅な軽量化は必須である。特に、SLIM のドライ重量は、前述の通り約 130 kg であり、従来衛星とは一線を画し、サブシステムの垣根を越えた軽量化施策が必要である。

JAXA では、SUS ラミネート型リチウムイオン二次電池(BAT)や高効率多接合薄膜太陽電池の研究がこれまで進められてきている。SLIM では、SUS ラミネート型 BAT を推進タンクに並べて貼り付けることにより熱結合させ、構造的にもタンクと一体となった搭載方法を検討している。また、高効率多接合薄膜太陽電池のフィルムラミネート型アレイシートを MLI の最外層に設置する事で、MLI と一体化させる。電源制御は、熱制御系を一体化させた統合型電力制御装置の適用を検討している。これらの施策により、大幅な軽量化の実現を目指す。

SLIM で検討を進めている軽量化施策は、イプシロンロケットによる月惑星探査に必要なキー技術となると考えている。

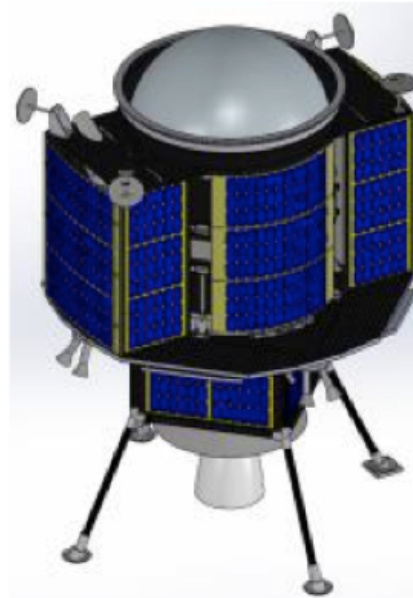


Fig.1 An Image of SLIM

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

	SLIM (見積り値) [kg]		ひさき[kg]	あかつき[kg]	れいめい[kg]
通信系	3.6	通信系	8.2	26.6	2.4
統合化制御系	14.6	データ処理系	9.4	6.5	4.1
		姿勢制御系	58.7	37.6	8.4
電源・熱制御系	9.6	電源系	70.3	51.9	16.5
		熱制御系	6.5	16.2	
構造系	28.7	構造系	50.5	41.8	12.0
計装系	16.0	計装系	33.0	29.9	13.8
		バランスウェイト		17.4	4.2
推進系 (ドライ)	48.8	推進系		59.3	

### 3. SLIM 電源系

SLIM の電源系諸元を Table.2 に、各フェーズの消費電力見積もりを Table.3 にそれぞれ示す。Table.2 に示す通り、28V 完全非安定バスを採用予定である。月周回時は、日照71分、日陰46.5分の日照日陰サイクルで動作する。また、月着陸降下中はバッテリーで必要な電力を賄う。

電源系としての軽量化施策は、前述した通り、①タンク構造と一体化することで構造重量・熱艤装をも軽量化した SUS ラミネート型リチウムイオン電池、②MLI と一体化した高効率多接合薄膜太陽電池アレイシート③ヒータ制御機能、バルブ駆動等の機能を統合し、動作モードや設定の変更を容易にした統合化電力制御装置の検討・開発を進めている。以下に、それぞれの開発状況を示す。

#### 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 (LiB) の外観を、Fig.3 に LiB 搭載方法のイメージをそれぞれ示す。また、Table.4 に SUS ラミネート型 LiB の仕様を示す。Fig.2, 3 に示す通り、推進系タンクの表面に、セルを並べ、構造的に一体化させ、且つ熱的にも一体化させる事で、BAT 専用のヒータを削減し、軽量化を図っている。この取付方法にて、1セルに対し機械環境試験を実施した。Table.5 に試験条件を示す。現段階において、SLIM 搭載機器に対する機械環境条件が無いため、あかつきの搭載機器環境条件を用いて、試験を実施した。この結果、セルに問題が無い事を確認した。



Fig.2 An Image of the SUS Laminate Pouch Cell

Table 2. The Specifications of SLIM EPS

SAP 発生電力	700 W 以上(スピン衛星故、必要電力は、約 220W)
電源方式	完全非安定(バッテリーバス)
バス電圧範囲	26~34 V(ノミナル 28)
日照/日陰サイクル	日照 71 分/日陰 46.5 分 (月周回時)
BAT	容量：10 Ah 直列数：8
PCU	入力電圧：0~100 V 主要機能：バス電圧制御、充放電制御、電力分配、バルブ駆動、温度・ヒータ制御

Table 3. The Power Estimation in Each Phase [W]

	常時電源	通信	航法センサ	ヒータバルブ	合計
打上準備	60	30	0	0	90
月遷移軌道	76	30	0	20	126
月周回軌道	76	19	0	45	140
着陸降下中	76	30	37	40	183

Table 4. Cell Specifications

容量/定格電圧	10 Ah / 3.7 V
寸法	184×154×8.4 mm
質量	330 g 以下
セルタイプ	SUS ラミネート
保持ブラケット質量	約 78 g/セル

Table 5. The Vibration Test Conditions

供試体	SUS ラミネートセル+ブラケット
セル数	1
試験条件	あかつき搭載機器条件(QT) 加振中は 3A で放電
試験	各軸(X,Y,Z) 正弦波、及びランダム振動試験
正弦波条件	5-100Hz, 25G
ランダム条件	O.A 17Grms

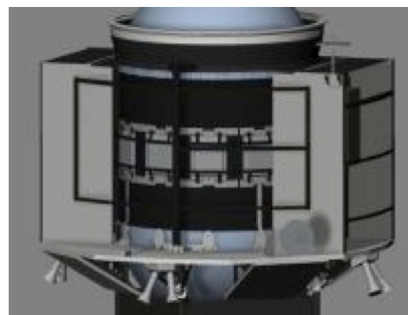


Fig.3 An Image of Mounting Method of LiB

### 3.2 薄膜太陽電池

Table.2 に SAP の仕様を、Fig.4 に薄膜太陽電池アレイシート(SSS:Space Solar Sheet)の外観を、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で実装することにより、SAP の軽量化を実現する。

現時点において、Fig.4 に示すアレイシートに対し機械環境試験、5×1 セルアレイシートの熱衝撃試験、及びアレイシートフィルムとベルクロの引き剥がし強度試験を実施した。

機械環境試験については、SUS ラミネート型 LiB と同様の Table.5 の条件で試験を実施した。試験前後における EL(Electroluminescence)発光試験の結果に差異は無く、その健全性を確認した。

Table.7 に熱衝撃試験条件を示す。試験前後に EL 発光試験を実施し、その健全性を確認した。

引き剥がし強度試験は、ベルクロを縫製した供試体と接着した供試体の 2 種類を用い、Table.7 の試験条件で熱衝撃試験を実施した供試体と未実施の供試体とで実施した。その結果を Table.8 に示す。Table.8 に示す通り、結果にばらつきが多いものの、質量から考えれば、縫製でも接着でも十分な強度を持つことを確認したが、SLIM では、縫製によるベルクロ実装をベースラインとする事とした。

### 3.3 統合化電力制御装置

Fig.5 に統合化電力制御装置(IPCU)の機能ブロック図を示す。Fig.5 に示す通り、IPCU はバス電圧制御機能(降圧コンバータ)、バス分配機能、BAT インタフェース、推進系バルブ制御、ヒータ制御機能、及び通信機能を具備する。また、車載用マイコンを用いてデジタル制御を行うことを前提としており、現時点において、BBM 基板を製作し、機能確認を実施している段階である。

Fig.6 に IPCU の BBM 基板外観を示す。また、Fig.7 に、降圧コンバータ部の変換効率を示す。Fig.7 に示す通り、同期整流方式を採用することにより、高い変換効率を実現している。また、RS-422 を用いた通信機能や、テレメトリ・コマンドインターフェース機能等の基本的な機能

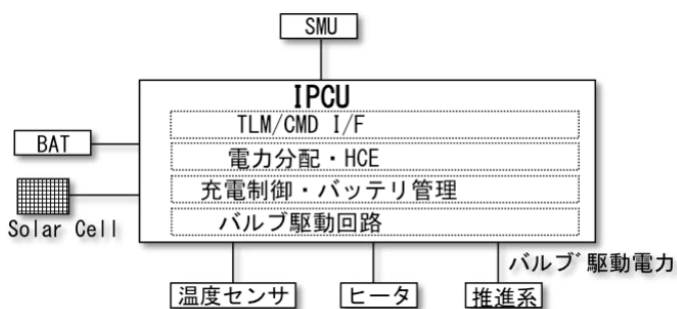


Fig.5 The Function Diagram of IPCU

Table 6. SAP Specifications

発生電力	700 W 以上 (スピン衛星故、必要電力:220 W 以上)
質量	約 2 kg(含支持構造、ベルクロ)
アレイシート	フィルムラミネート型
使用セル	IMM3 接合型薄膜太陽電池(SHARP)
アレイシート構成	3×6(18セル)、44枚 ※Total 745~880 W@25°C
直列数	24セル
搭載方法	ベルクロ縫製、MLI 最外層に実装

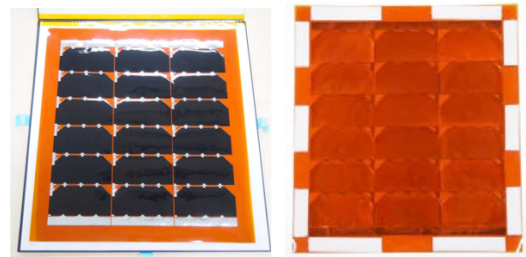


Fig.4 The Appearance of Space Solar Sheet

Table 7. Thermal Shock Test Condition

供試体	フィルムラミネート型アレイシート
供試体構成	IMM3Jセル、5直列、1並列
試験温度	-170°C~120°C
サイクル数	1,112

Table 8. The Result of Peel Strength Test

供試体	フィルムラミネート片
数量	縫製×6(熱衝撃試験実施3, 未実施3) 接着×6(熱衝撃試験実施3, 未実施3)
試験結果	縫製(熱衝撃試験未実施): 18.0~28.1 [N] 縫製(熱衝撃試験実施): 15.4~22.2 [N] 接着(熱衝撃試験未実施): 0.7~5.1 [N] 接着(熱衝撃試験実施): 2.1~4.8 [N]

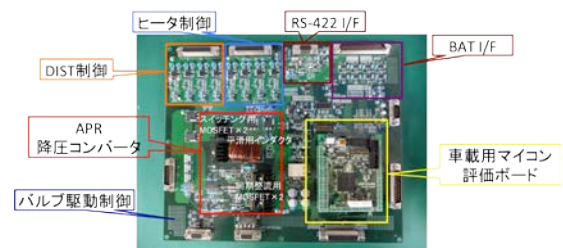


Fig.6 The Appearance of IPCU BBM Board

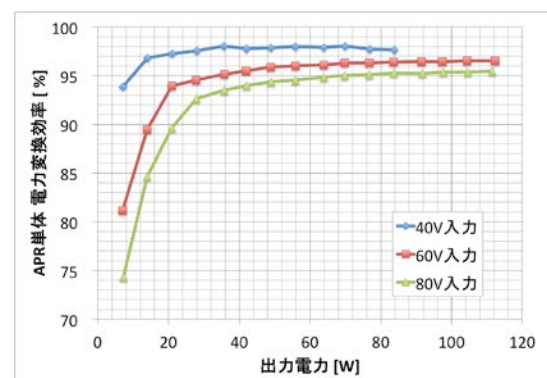


Fig.7 The Efficiency of IPCU BBM Board

や、省電力を目的とした PWM 制御方式を用いたバルブ駆動制御動作も確認済みである。今後は、放射線耐性等を確認していく予定である。

#### 4. まとめ

本稿では、小型月着陸実証ミッション SLIM について紹介し、且つ電源系軽量化施策である、タンク構造と一体化させる SUS ラミネートバッテリー、MLI と一体化する薄膜太陽電池アレイシート、及びヒータ制御やバルブ駆動機能を一体化する統合化電力制御装置の検討・開発状況について報告した。

今後も、SLIM の実現に向け開発を進めていく。