

次世代電源系要素技術実証機の熱真空評価

久木田 明夫, 高橋 真人, 島崎 一紀, 小林 裕希, 奥村 哲平, 豊田 裕之, 高橋 優(JAXA)

1. はじめに

次世代電源系要素技術実証機 (NESSIE : Next-generation Small Satellite Instrument for EPS) は, 従来の電池にはない優れた特性を持つ新しい蓄電デバイスであるリチウムイオンキャパシタ(LIC)と, その特性を活かした定電力充電方式, さらに高効率多接合薄膜太陽電池アレイシート (SSS : Space Solar Sheet) を機能構造膜化した薄膜セル応用機能構造膜パネル (KKM-PNL) の宇宙実証を目的とし, 軌道上経年変化データを取得することにより, 宇宙複合環境下での動作実証による実力確認や地上試験性能予測モデルと軌道上トレンドデータによる相対評価が可能となる. 電源系機器は, それ自体が衛星の生死を左右するクリティカル機器であるため, 実際の衛星バスを利用して新規要素を実証することは容易でない. 故に上記技術の宇宙実証機会は非常に貴重であり, 将来の実用化に向けて軌道上実証データを蓄積することは非常に重要である^[1].

本稿では, 大型スペースサイエンスチェンバにて実施した NESSIE 内部機器の室温, 及び高温熱真空評価について報告する.

2. NESSIE概要

NESSIEは, 2013年に打上げ予定の小型科学衛星SPRINT-Aに搭載される予定である. 図1にSPRINT-Aの外観図を示す.

SPRINT-Aは, 金星, 火星, 木星を極端紫外光観測することで, 地球型惑星の太陽風との相互作用による大気流出機構や未来性のイオトーラ

スのエネルギー収支機構を解明することを目的とする. 表1にSPRINT-Aの主要仕様を示す.

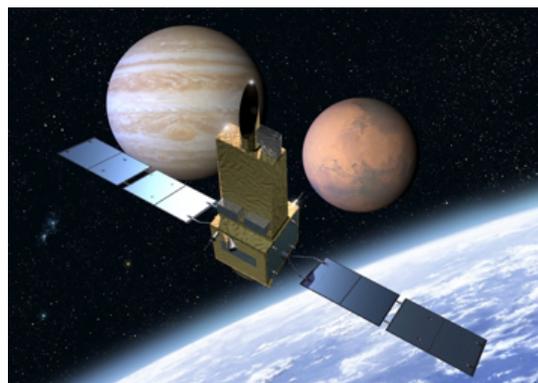


図1 SPRINT-A 外観図

表1 SPRINT-A主要仕様

質量	約 330 kg
寸法	1m×1m×4m
軌道高度	950 km×1, 150 km
軌道傾斜角	31 deg.
軌道種類	楕円軌道
軌道周期	約 106 分
ミッション期間	1年以上

次にNESSIEの概略仕様を表2に示す. またNESSIEの主要機器構成を表3に, NESSIE外観を図2に, 内部構成を図3に示す. 図2上面のパネルがKKM-PNLである. 中段に機器搭載用のハニカムパネルを置き周囲4面をハニカムパネルで囲んだボックス構造である.

表2 NESSIE 概略仕様

質量	10.03 kg
サイズ	550 mm(W)×463 mm(L)×205mm(H)
電源方式	5 V 完全安定バス
発生電力	10 W 以上 (EOL, 太陽光垂直入射時)
LIC 容量	1, 171 mAh

表 3 NESSIE 主要機器構成

コンポーネント	略称
薄膜セル応用機能構造膜パネル (太陽電池アレイ)	KKM-PNL
制御ユニット	PCU
インタフェース用リレーBOX	RelayBOX
DC-DC コンバータ	DC/DC
リチウムイオンキャパシタ	LIC

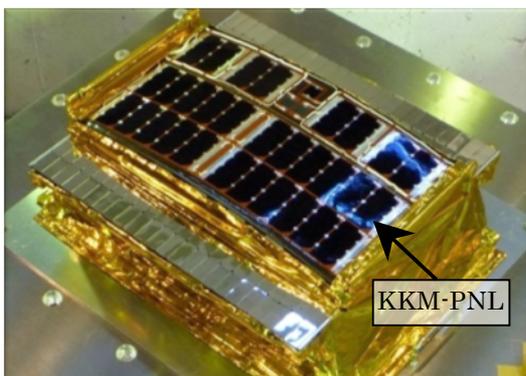


図 2 NESSIE 外観

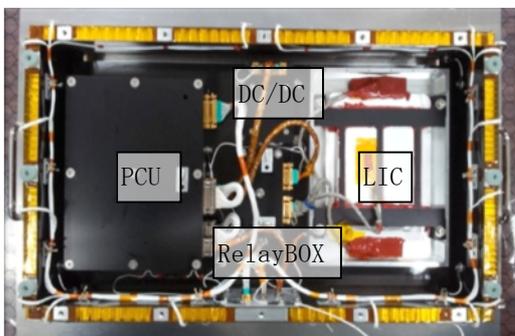


図 3 NESSIE 内部構成

NESSIEは、日照中、KKM-PNLのメインアレイで発生された電力をDC/DCコンバータで5 Vに降圧安定させ、PCU等の内部機器に供給すると共に、PCU 内部に搭載される Charge/Discharge Regulator部でLICの充電制御を行う。KKM-PNLは、動作に必要な電力を供給するための太陽電池メインアレイに加え、計測専用太陽電池セルを具備する。データ収集時には、両者の開放電圧、短絡電流、温度を計測する。

3. 熱真空試験

NESSIEは、これまで機器として熱真空試験を実施し問題無きことを確認していたが、内部機器の部品交換に伴い、内部機器を対象として室温、及び高温熱真空試験を実施した。本試験により、PCU及びLICの温度トレンドの取得、高温真空条件において、充放電動作に問題が無いことの確認、及びテレメトリデータの健全性を確認する事を目的とする。図4に試験配置を示す。また、表4に試験条件を示す。



図 4 試験機器配置

表 4 試験条件

試験温度	熱解析での PCU の最大温度 33℃+10℃、及び室温
温度規定点	PCU 上部の熱電対
真空度	1.33×10 ⁻³ hPa より高真空
温度平衡	±0.5 °C / hour

4. 試験結果

高温充電時の各部の温度及び、LICの充電電圧、電流のトレンドを図5に示す。また高温時の内部機器各部の温度と温度規定点との温度差を表5に示す。また、室温での各部の温度及び、LICの充電電圧、電流のトレンドを図6に、室温時の内部機器各部の温度と温度規定点との温度差を表6に、それぞれ示す。PCU温度は充放電用MOSFET

近傍で計測している為、スイッチング動作による発熱で温度規定点よりも10℃程度高温になるが、高温試験、室温試験ともに同様の温度上昇となっており問題は無い。

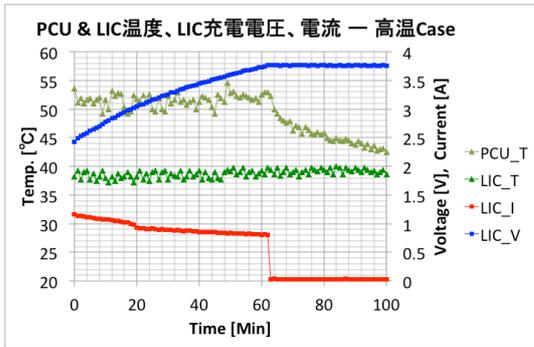


図5 各部の温度，LIC 電流及び電圧(高温)

表5 各部の温度(高温ケース)

	温度	Δ 規定点-平均温度
規定点	43 °C	-
PCU	51.5 °C	8.5 °C
LIC	38.5 °C	4.5 °C

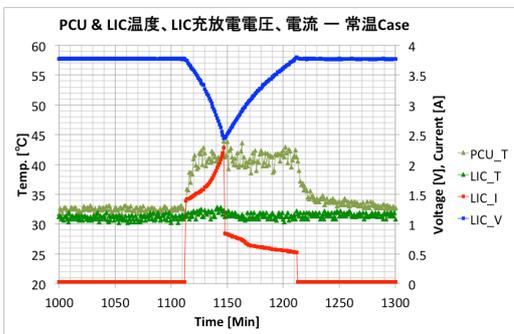


図6 各部の温度，LIC 電流及び電圧(室温)

表6 各部の温度(室温ケース)

	温度	Δ 規定点-平均温度
規定点	43 °C	-
PCU	51.5 °C	8.5 °C
LIC	38.5 °C	4.5 °C

次に、テレメトリデータの健全性も確認した。KKM-PNLに搭載されている評価用太陽電池セルの電圧，及び電流計測回路に，SAS電源を用いて

レメトリデータに問題が発生していないかを確認した。図7に電圧データ，図8に電流データを示す。図7,8に示す通り，真空室温高温前(○)，高温(□)，真空室温高温後(△)の取得データは，試験前の計測データ(直線)上にあり，この計測回路が健全であることを示している。

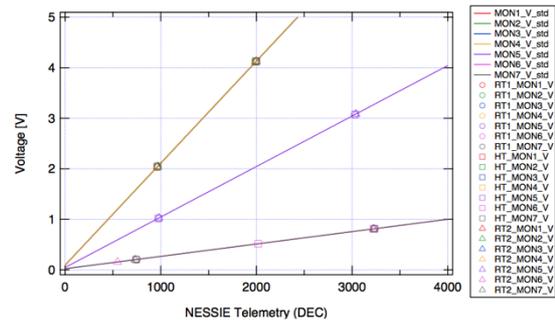


図7 評価セル電圧テレメトリデータ

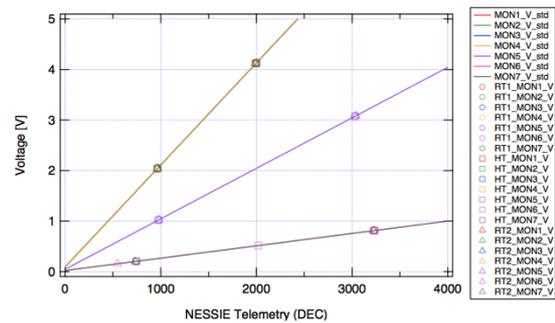


図8 評価セル電流テレメトリデータ

次にLICの電圧，電流，及び温度のテレメトリデータの健全性確認を実施した。図9にLIC電圧，電流データを，図10に温度データを示す。太陽電池の評価セルと同様に，真空室温時，真空高温時，高温試験後の真空室温時で全てデータが試験前の計測データ上にある事が確認された。これら結果から，全てのテレメトリデータの健全性が確認された。

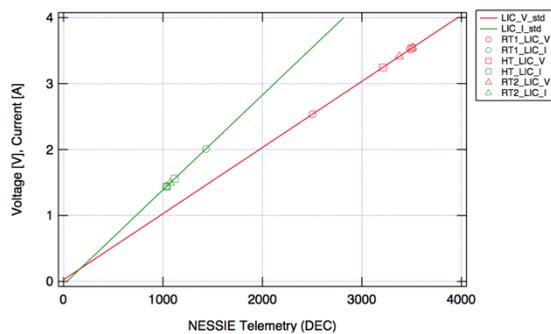


図 9 LIC 電圧・電流テレメトリデータ

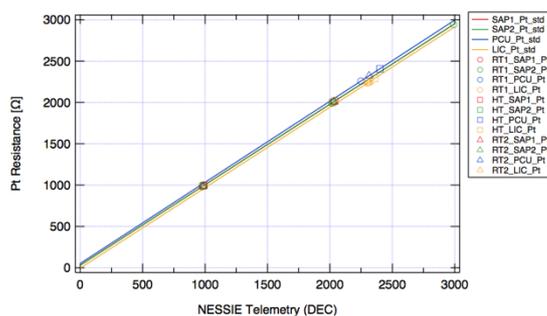


図 10 温度テレメトリデータ

参考文献

- [1] 1) A. Kukita et al. : On-orbit Demonstration of Thin-Film Multi-Junction Solar Cells and Lithium-Ion Capacitors as Bus Components, 9th European Space Power Conf. , B8, 2011

5. まとめ

リチウムイオンキャパシタや高効率多接合薄膜太陽電池アレイシートと機能構造膜パネルの宇宙実証計画であるNESSIEの概要について報告した。

大型スペースサイエンスチェンバにてNESSIEの内部機器の高温熱真空試験を実施し、問題が無いことが確認された。

現在、2013年夏期の打上げに向け、SPRINT-Aの総合試験に参加中である。

また、薄膜太陽電池アレイシートは既にDESTINY計画^[2]やSLIM計画で採用検討を進めており、NESSIEによる電源系要素技術の実証は、このような今後の計画の為に非常に重要である。