

IIII 特集：小型惑星・実験装置 その1 IIII
(解説)

JEM 小型衛星放出機構の技術実証ミッション概要

高田 正治¹・吉江 勇貴²・中島 正博²
松村 祐介³・土井 忍³・鈴木 和哉³

Summary of Demonstration Mission for JEM Small Satellite Orbital Deployer

Masaharu TAKATA¹, Yuuki YOSHIE², Masahiro NAKAJIMA²,
Yuusuke MATSUMURA³, Shinobu DOI³ and Kazuya SUZUKI³

Abstract

JEM Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD) is the small satellite launcher, which is capability of deploying CubeSats, 30-50cm class satellites, into the space from the International Space Station (ISS).

This paper shows the explanation of the system and specifications for the J-SSOD, and results of the demonstration mission for the J-SSOD.

Keyword(s): JEM Small Satellite Orbital Deployer (J-SSOD), Japan Experiment Module(JEM), Cubesat

1. はじめに

株式会社 IHI エアロスペースは、航空宇宙研究開発機構 (JAXA : Japan Aerospace Exploration Agency) の下で JEM 小型衛星放出機構 (J-SSOD : JEM Small Satellite Orbital Deployer) の開発を 2011 年 1 月～2012 年 3 月の期間において実施した。

JEM 小型衛星放出機構ミッションは、小型衛星を「このとり」、「ATV」、「ソユーズ」等の宇宙輸送機を用いて国際宇宙ステーション (ISS) へ輸送し、その後、ISS で小型衛星のチェックアウトを実施した後、日本実験棟 (JEM) のエアロックを通じて船外に搬出し、JEM ロボットアーム(JEMRMS)を用いて軌道上に放出するというユニークなミッションである。(Fig.1 参照)

JEM 小型衛星放出機構のフライト品は 2012 年 7 月 21 日、5 機の小型衛星と共に、このとり 3 号機 (HTV3) にて打ち上げられ、軌道上チェックアウトを実施した後、2012 年 10 月 4 日～5 日にかけて、5 機の小型衛星を放出した。これにより JEM 小型衛星放出機構の技術実証ミッションは、無事、成功をおさめた。

本書は、JEM 小型衛星開発放出機構の装置および運用について解説するとともに、技術実証ミッションの概要についても解説するものである。



Fig.1 Image of the Satellite Deployment Operation

- 1 株式会社 IHI エアロスペース 宇宙技術部 宇宙機システム室 〒370-2398 群馬県富岡市藤木 900 番地
Space Vehicle Office, Space System Department, IHI Aerospace Co., Ltd. 900, Fujiki, Tomioka, Gunma 370-2398, Japan
- 2 株式会社 IHI エアロスペース 宇宙技術部 宇宙利用技術室 〒370-2398 群馬県富岡市藤木 900 番地
Space Utilization Office, Space System Department, IHI Aerospace Co., Ltd. 900, Fujiki, Tomioka, Gunma 370-2398, Japan
- 3 宇宙航空研究開発機構 有人宇宙ミッション本部 有人宇宙技術センター 〒305-8505 茨城県つくば市千現 2-1-1 JEM Mission
Operations and Integration Center, Human Spaceflight Mission Directorate, JAXA 2-1-1, Sengen, Tsukuba, Ibaraki 305-8505, Japan
(E-mail: masaharu-takata@iac.ihico.jp)

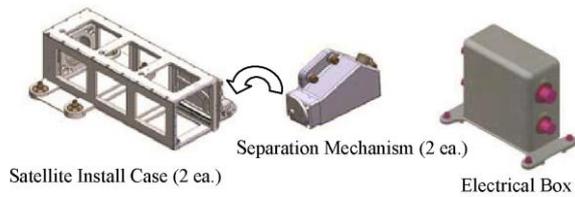


Fig.2 Components of the J-SSOD

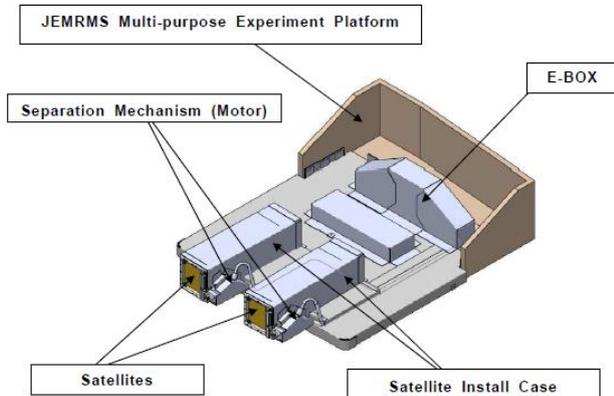


Fig.3 Layout of the J-SSOD on MPEP

2. JEM 小型衛星放出機構の装置概要

2.1 全般

JEM 小型衛星放出機構は、小型衛星を収納する衛星搭載ケース、衛星放出の際に衛星搭載ケースのドアを解放させるための分離機構、そして分離機構を駆動させる電気ボックスの3つから構成されている。(Fig.2 参照)

これらの構成部品は、親アーム先端取付型実験アダプタ (MPEP : JEMRMS Multi-purpose Experiment Platform) の搭載され (Fig.3 参照)、これらは JEM ロボットアームによりハンドリングされる。

以下に JEM 小型衛星放出機構の各コンポーネントの詳細について解説する。

2.2 衛星搭載ケース

衛星搭載ケース (標準タイプ) は、10cm 級 CubeSat (1U) を 3 式搭載可能であり、その他にも 1U×1 式+2U×1 式、3U×1 式のパターンでも搭載可能である。(Fig.4 参照)

なお、世界標準である 10cm 級 CubeSat 規格 (CubeSat Design Specification (California Polytechnic State University)) に適合した CubeSat を搭載することができる仕様となっている。(Fig.5 参照)

但し、スプリングプランジャ、デプロイメントスイッチ等については、独自の仕様を要求している。

スプリングプランジャは、放出後の衛星間の相対速度

をつけるために各衛星の後方対角 2 箇所に装着されているものである。一方、デプロイメントスイッチは、衛星がケース内に装填されている状態で衛星が起動しないためのスイッチである。Fig.6 にデプロイメントスイッチ要求を示す。

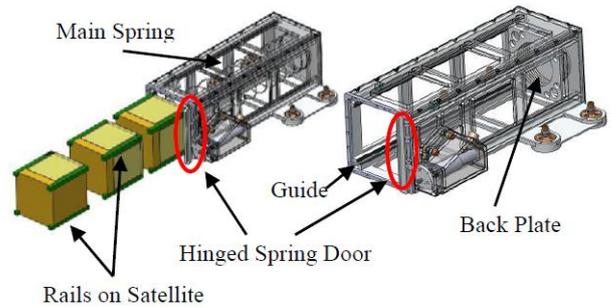


Fig.4 Satellite Install Case

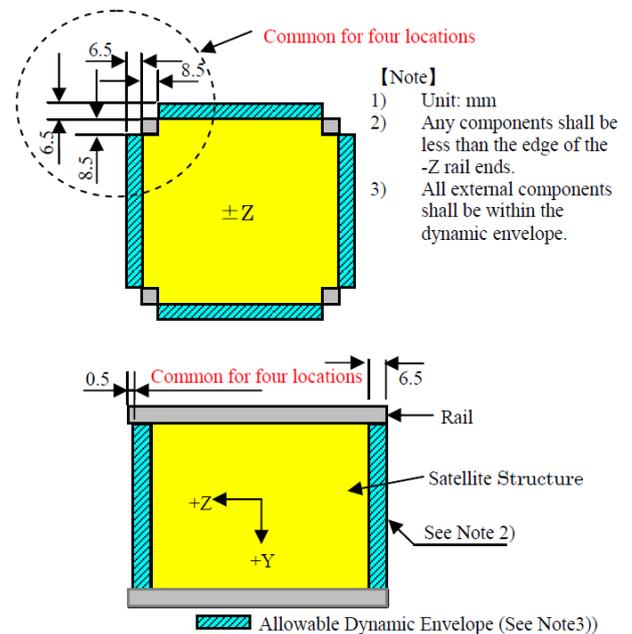


Fig.5 Dimensional Requirements for Satellite

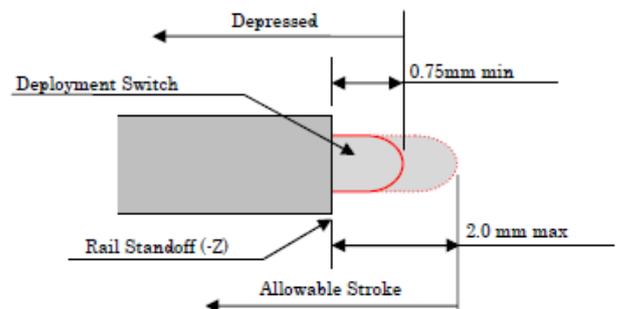


Fig.6 Stroke Requirements for Deployment Switches



Fig.7 Separation Mechanism on the Case



Fig.8 Separation Mechanism

2.3 分離機構

衛星搭載ケースのドアは、分離機構のカム（回転体）により保持されており、カムが約 45° 回転した時にドアが解放されて衛星が放出される設計となっている。

新たな、衛星搭載ケースが ISS に運び込まれた場合は、船内のクルーが分離機構をこのケースにボルト固定することにより、再利用が可能な設計となっている。また、このカムは初期状態から 360° 回転するとタイマにより停止するため、初期位置戻しのオペレーションは不要な設計となっている。（Fig.7 および Fig.8 参照）

2.4 電気ボックス

電気ボックスは JEM ロボットアームから電力および分離機構駆動のためのトリガー信号を受領し、2 つの分

離機構内に搭載されているモータをそれぞれ駆動させる。このため、電気ボックスについては、2 つのモータドライバが搭載されている。

JEM ロボットアームおよびその上流と電気ボックスから下流側への電力・通信系系統図を Fig.9 に示す。

主な構成は、RMS コンソール（MDP/RIP, RMS PDB）、JEMRMS 親アーム、小型衛星放出機構（電気ボックス、分離機構）となっている。

分離機構の駆動系統には、3 つの独立なスイッチが搭載されており、これにより不意の故障に対して分離機構が動作し衛星が放出されないよう、2 故障許容設計となっている。

また、衛星放出ミッションを実施する前に船内で事前に各駆動系統の異常が無いかをチェックアウト確認できるようになっている。チェックアウト時は船内のラックからジャンパーラインを結合することにより、動作確認を行う。その時の接続系統図を Fig.10 に示す。

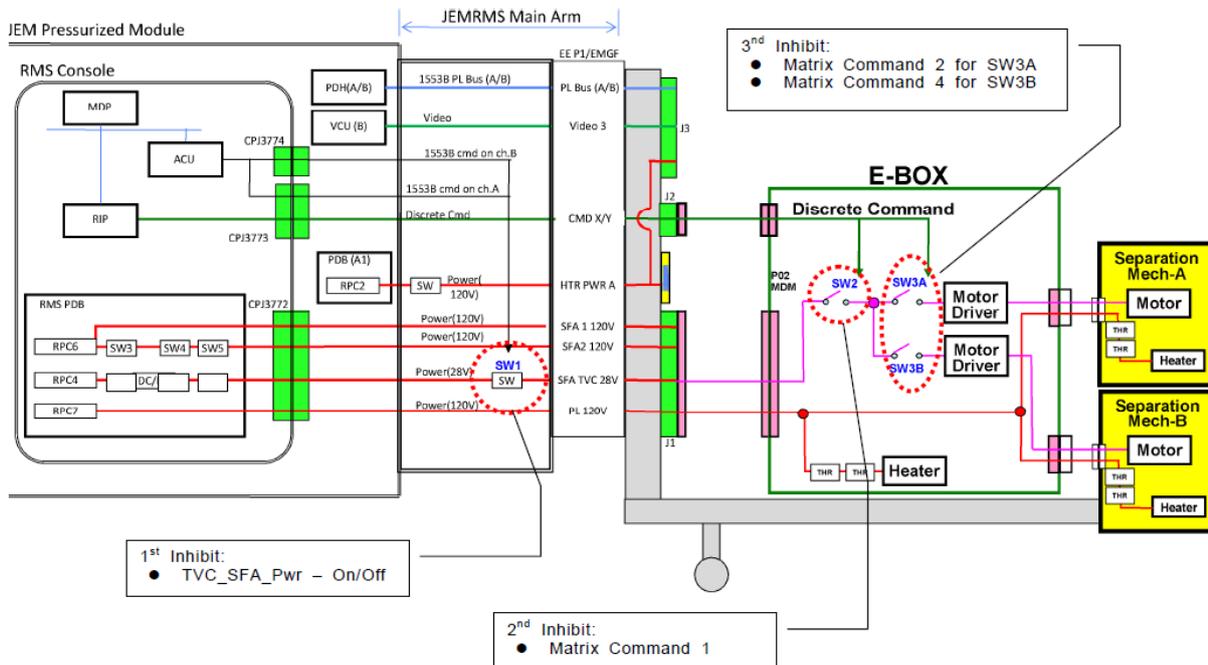


Fig.9 Electrical Power and Command Schematics of J-SSOD (for deployment operation)

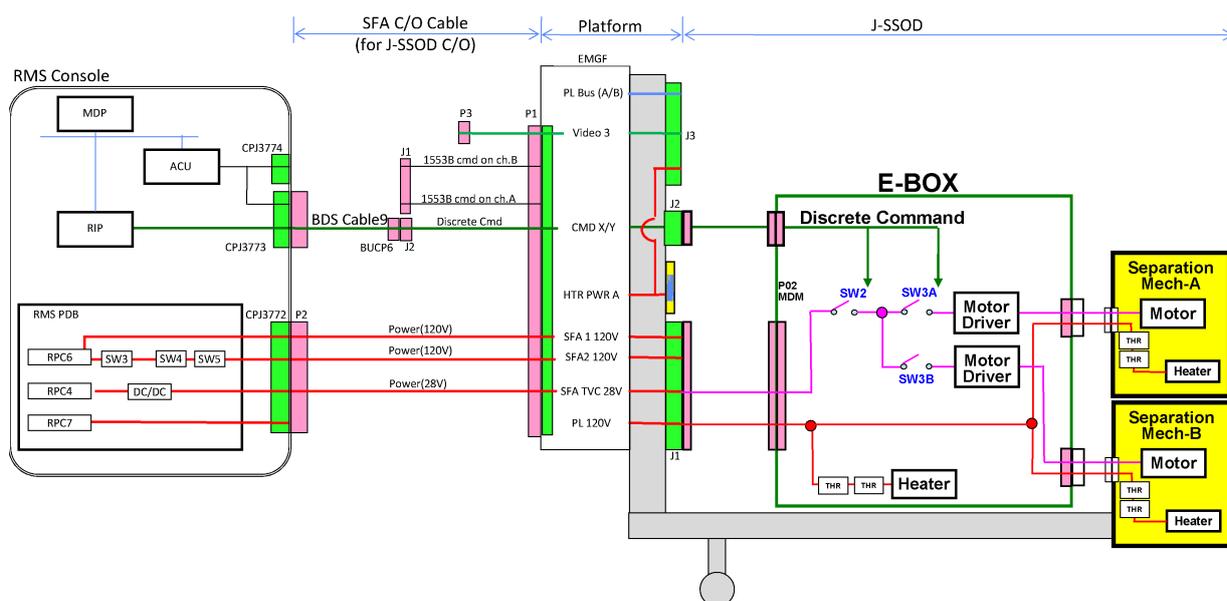


Fig.10 Electrical Power and Command Schematics of J-SSOD (for checkout)

3. 軌道上運用

3.1 全般

本章では 2012 年に実施した技術実証ミッションの軌道上運用を例に JEM 小型衛星放出機構の軌道上運用について解説する。

3.2 軌道上組立

このとおり 3 号機 (HTV3) にて ISS まで運ばれてきた JEM 小型衛星放出機構 (小型衛星を含む) を梱包材 (CTB : Fig.11 参照) から取り外し, エアロックテーブル上の親アーム先端取付型実験アダプタ (MPEP : JEMRMS Multi-purpose Experiment Platform) に搭載した。Fig.12 に星出宇宙飛行士による JEM 小型衛星放出機構の組立風景を示す。また, Fig.13 に組立完成後の写真を示す。



Fig.12 J-SSOD Installation by Astronaut Hoshide



Fig.11 CTB for Satellite Install Case w/CubeSat



Fig.13 Completion of J-SSOD Installation

3.3 軌道上チェックアウト

軌道上チェックアウトとして、JEM システムと J-SSOD をジャンパーケーブルで接続し、2 式の分離機構が正常に動作・停止することを確認した。

また、分離機構はタイマにより、初期位置からほぼ 360° 回転した位置で正常停止した。

これにより、JEM 上位システムと J-SSOD とのインタフェースに問題なく、かつ J-SSOD が正常に駆動することを確認できた。

3.4 衛星放出位置への移設

JEM 船内からエアロックを通じて、船外に搬出し、JEM ロボットアームにより、衛星放出位置までの移設を行った。(Fig.14 および Fig.15 参照)

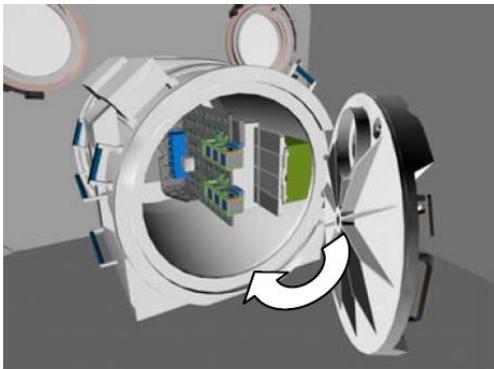


Fig.14 Extension of Airlock Table to Outer Space

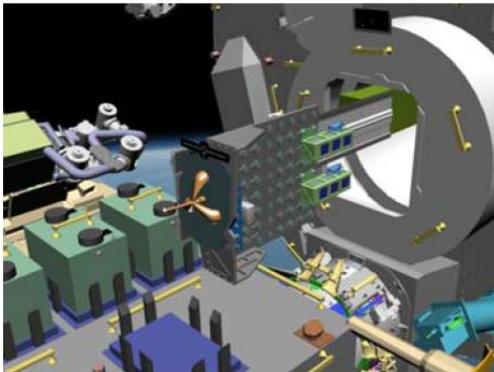
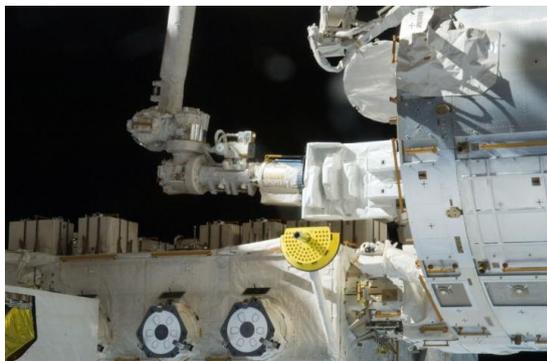


Fig.15 Handling for the MPEP by JEMRMS



3.5 衛星放出

衛星の放出方向は ISS 後方の下側（地球側）45° をノミナルとする 18° のコーン内となるように設計されている。(Fig.16 参照)

技術実証ミッションでは、初回の衛星放出は、軌道上の星出宇宙飛行士がコマンドを送信し、放出した。2 回目の衛星放出は、地上（筑波宇宙センター）からのコマンド送信により行った。どちらの衛星放出も正常に実行された。どちらの放出速度も約 1.5m/s であり、設計範囲内であった。(Fig.17~19 参照)

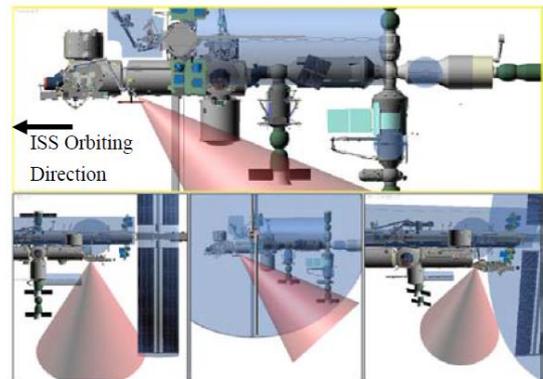


Fig.16 Deployment Cone



Fig.17 First Satellites Deployment



Fig.18 Astronaut Hoshide after Deployment Ops



Fig.19 Second Satellites Deployment

4. まとめ

国際宇宙ステーションからの小型衛星放出という新たなミッションは、無事成功することができた。これにより、小型衛星放出のための基本的なインフラが整備できたとともに、それらの操作手順等も確立できた。

これにより、今後 2020 年まで定期的に小型衛星ユーザに衛星放出の機会を与えられるとともに、小型衛星を

用いた教育、ビジネス等、今後の更なる小型衛星ワールドの発展が見込まれる。これらは宇宙ステーション「きぼう」の利用拡大につながるものである。

謝辞

2011 年 1 月から約 1 年の開発期間を経て、JEM 小型衛星放出機構の開発は無事完了し、その後約半年で打ち上げ、放出ミッション完了と驚異的な短期開発を成し遂げられたのも関係各位の多大な努力によるものであり、ここにあらためて感謝申し上げます。

参考文献

- 1) K. Suzuki, Y. Matsumura and S. Doi: Introduction of the Small Satellite Deployment Opportunity from JEM, 3rd Nano-Satellite Symposium, Dec. 2011, p.6.
- 2) S. Doi: Demonstration Mission for the Small Satellite Deployment from International Space Station “Kibo”.(in Japanese), 3rd UNISEC Space Takumi Conference, Dec. 2012.

(2013 年 5 月 27 日受理, 2013 年 6 月 28 日採録)