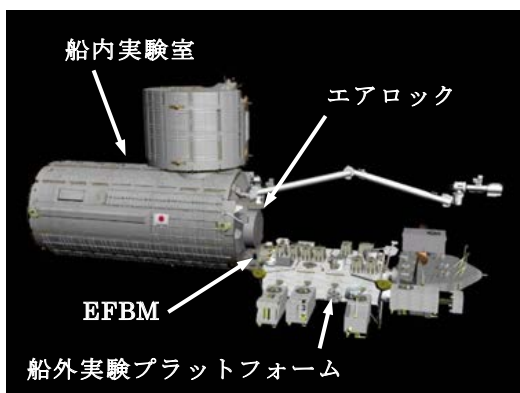


## 第 19 章 「きぼう」エアロック／曝露部結合機構の開発成果

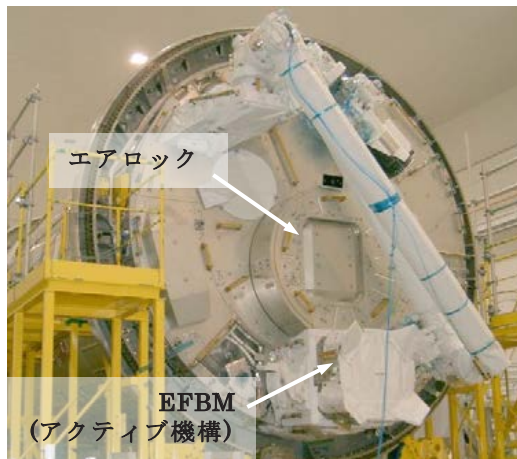
### 1. 序論

国際宇宙ステーション（ISS）の日本実験モジュール「きぼう」は、2 度に亘るスペースシャトルの打上げにより組立てられた船内保管室と船内実験室に続き、2009 年 7 月 19 日に船外実験プラットフォームの組立に成功し、完成を迎えた。また 2010 年 3 月には JEMRMS 子アームを船外に搬出し、「きぼう」の基本機能が確立された。

実験室と船外実験プラットフォームを結合するための機構であり、エアロックは船内実験室と船外実験プラットフォームの間で実験試料等の物資を出し入れするための機構である。第 1 図に「きぼう」と EFBM／エアロックの位置関係を、第 2 図に船内実験室に装備された EFBM（アクティブ機構）とエアロックの概要を示す。



第 1 図 「きぼう」と EFBM／  
エアロックの位置関係



第 2 図 EFBM（アクティブ機構）と  
エアロック

これらの主要なイベントにおいて重要な役割を果たしたのが、日本独自に開発した機構である「きぼう」エアロックおよび曝露部結合機構（EFBM）である。EFBM は船内

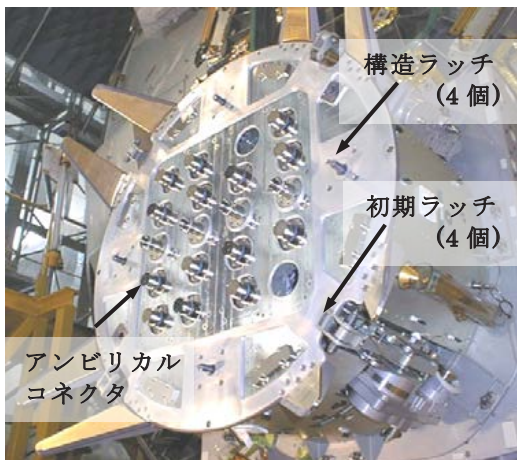
本章ではこれら EFBM とエアロックの開発成果について述べるとともに最新の運用状況についても示す。

## 2. EFBM

### 2.1 EFBM の概要

EFBM は、船内実験室と船外実験プラットフォームとを構造的、リソース的に結合する機構である。ISS ではモジュール間の結合は CBM (Common Berthing Mechanism) を使用しているが、EFBM は「きぼう」独自の結合機構であり、比較的コンパクトなエンベロープ内に構造的結合と各種リソース結合のための機構を配置している。船内実験室側にはアクティブ機構を、船外実験プラットフォーム側にはパッシブ機構をそれぞれ装備している。

EFBM の主要な構成品は初期ラッチ、構造ラッチ、アンビリカル機構及び監視駆動装置 (BEP) である。第 3 図に EFBM (アクティブ機構) の概要を示す。



第 3 図 EFBM (アクティブ機構)

EFBM の結合方法は、ロボットアームにより把持した対象物を結合機構に接近させた後に結合するバーシング方式であり CBM の結合方式と同じである。ISS のロボットア

ームである SSRMS により把持された船外実験プラットフォームを船内実験室に接近させ、捕獲可能位置となったところで SSRMS をリンプモード (関節をフリーにする) とし、アクティブ機構に設けられた初期ラッチ (4 本) を作動させ、パッシブ機構を捕獲し引き寄せる。その後、構造ラッチ機構 (4 本のラッチボルト) によりアクティブ機構とパッシブ機構を構造的に結合させ、最後にアンビリカル機構を作動し、電気/光コネクタ、流体 QD などのリソースラインを結合する。EFBM は DIU を介したコマンド/テレメトリを持たないため、これらの操作及び作動結果のモニタは全て船内実験室内から操作表示盤 (BCDU) を介して行われる。なお電氣的な故障等の緊急時に対応できるよう、各機構とも EVA (宇宙飛行士による船外活動) のマニュアル操作による結合/分離が可能な設計としている。

### 2.2 EFBM の開発成果

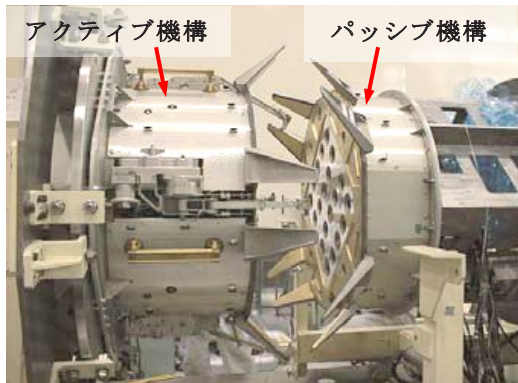
宇宙ステーションのような大型の宇宙構造物同士を結合する結合機構の開発は、日本では EFBM が初めてであり、各種の開発要素に対して、下記の通り試験や解析を行い開発を進め、また運用前の課題に対処した。

#### 2.2.1 開発試験

初期ラッチ、構造ラッチ、アンビリカルなどの機構や、電気コンポーネントの監視駆動装置、アンビリカルコネクタなどの重要部品については、要素レベルで試作・試験を重ね、設計を確認し、最適化した。また組立状態で機能確認や強度・剛性試験、振動試験、熱真空・熱バランス試験を実施し、打上げから軌道上までの各種環境下で正常に動作することを確認した。第 4 図に機能試験の状況を示す。

特に機構の潤滑要素 (歯車、軸受など) については、真空中での作動となるため潤滑材

選定試験を実施し、最適な固体潤滑材として無機バインダを添加した二硫化モリブデン焼成膜を適用し、部品レベルにて潤滑特性の取得や耐久試験を実施した後、各機構に適用した状態での動作確認を行った。



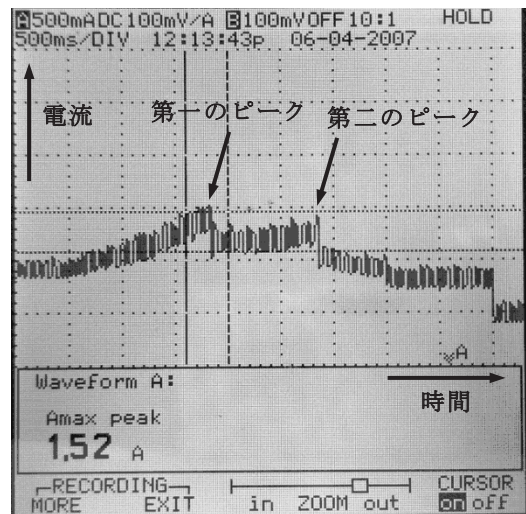
第4図 EFBM 機能試験

### 2.2.2 構造ラッチ機構の締結確認

構造ラッチの4本のボルトは、ボルトを駆動するモータ電流(=駆動トルク)を監視駆動装置が検知し、所定の値で停止制御することで、構造結合に必要な締結力(プリロード)を確保する設計としている。ラッチボルトのプリロードは構造結合する上で重要なポイントであり、これが所定の範囲を外れた場合、船外実験プラットフォームの喪失に繋がりがかねない。

ところが、監視駆動装置内の電流の検知回路が故障した場合には、プリロードの値が保証できないことが後に判明したため、この電流の値を軌道上でモニタする方法を追加した。これにより所定の電流値が出ていること、即ち必要なプリロードが掛かっていることを確認する方法を確立した。なお電流計測のための予備のコネクタ等は設置していない

ため、クランプ式の電流プローブにより電源ラインをクランプすることで電流を計測する方式とした。この方法が有効であることは、射場であるケネディ宇宙センター(KSC)において、フライト品を用いた試験により確認した。第5図に電流モニタの例を示す(構造ラッチは同時に2本ずつ作動し、停止時間が若干ずれるため、電流のピークが2つ現れることとなる)。



第5図 構造ラッチの電流波形

### 2.2.3 EFBM 結合後の構造健全性確認

EFBM 結合時には、構造ラッチボルトのプリロード(内力)が掛かった状態で、外力として軌道上荷重(シャトルドッキング時/EVA 作業時等に発生する荷重)が負荷される。これらの荷重に対して、以下のISSの構造要求条件を満足する必要がある。

- ① 内力及び外力に対する構造強度を満足すること
- ② 運用期間中の安全寿命(4倍)を有すること

③ Joint Separation（口開き）を引き起こさないこと

④ 結合面間で滑りが発生しないこと

ISS 全体の構造数学モデルにより NASA が算出した荷重が、上記の要求を満足していることを確認した。さらには、万が一 4 本のうち 1 本が故障し、3 本のラッチボルトでの結合となった場合に備え、構造ラッチの部分構造モデルにより試験を実施し、この結果より 3 本結合状態においても上記の要求を満足することを確認済みである。

#### 2.2.4 フォースファイティング対応

EFBM のバーシングには、NASA/CSA が開発した SSRMS を使用するが、EFBM の開発が終わった後に I/F 条件が変更となった。開発時に前提としていた RMS のリンプ反力が実際には更に大きくなったこと、及びバーシング運用中に SSRMS の関節にブレーキが掛かる事象が発生する可能性を考慮する必要が出てきたこと等である。特に EFBM の初期ラッチ作動中に SSRMS の関節にブレーキが掛かると互いに引っ張り合うフォースファイティングと呼ばれる事象が発生し、安全上クリティカルとなる怖れがあった。

これら SSRMS との I/F 検証のため、EFBM 初期ラッチの引込時の動特性を模擬したモデルと SSRMS の動特性を模擬したモデルを組み合わせて、初期ラッチの引き込みが正常に行われることを解析により日本側及び NASA/CSA で確認した。EFBM のモデルは開発試験データを反映してチューニングしたものである。最終的に、SSRMS の把持装置の使い方を工夫し、また初期ラッチの動作前に船外実験プラットフォームを可能な限り船内実験室に接近させること等の対策により、結合時に安全上の問題がないことが確認できた。

#### 2.2.5 GCA マーキング

SSRMS により把持した船外プラットフォームを船内保管室に接近させ、EFBM の初期ラッチにより捕獲・把持する際には、船外プラットフォームにある EFBM のパッシブ側が初期ラッチの捕獲範囲にあることを確認する手段：RTL（Ready To Latch）を設ける必要があり、NASA と長期間の調整を行っていたが、最終的に EFBM の構体及びガイドベーンに GCA（Ground Controlled Approach）マーキングを設置し、SSRMS のカメラ画像により EFBM アクティブ側／パッシブ側間の相対距離、角度誤差等を測定できるようにした。

本 GCA マーキングの有効性は、ISS を 3 次元モデル化した訓練設備により事前に検証され、十分な精度で船外プラットフォームを接近させることができることが確認された。

### 2.3 EFBM の運用結果

軌道上での EFBM 運用に先立ち、船内実験室の組立終了後の 2008 年 11 月に EFBM のアクティブ機構について、軌道上にて初期ラッチ、構造ラッチ、アンビリカル機構単体の作動確認をそれぞれ実施し、何れも正常に作動することを確認した。また軌道上での温度環境について、実測温度は予測温度よりもマイルドであり、許容温度範囲に制御されていることを確認した。

実際の運用は 2009 年 7 月 19 日（日本時間）に実施された。若田宇宙飛行士が操作する SSRMS と EFBM との協調作業により、船内実験室と船外実験プラットフォームが結合し、「きぼう」が完成した。初期ラッチ、構造ラッチ、アンビリカルの各機構が何れも想定どおりに作動し、また直後に行われた船外実験プラットフォームの起動にも成功し



たことで、EFBM はその役目を完全に果たしたといえる。

第 6 図に軌道上で撮影した結合完了時の EFBM の写真を示す。



第 6 図 結合に成功した EFBM

## 2.4 定常運用

結合が完了した後の EFBM は、船内実験室と船外プラットフォーム間で電力／通信／流体等のリソース結合を維持している状況であり、機構としての運用は既に完了している。

構造的な結合に関しては、HTV や ATV、プログレスなどのモジュールが結合する等のイベントにおいて、開発時に検証済みの荷重条件を逸脱するような荷重が負荷されることが予測される場合、2.2.3 項で示した構造の健全性確認の詳細評価を必要に応じ実施している状況である。

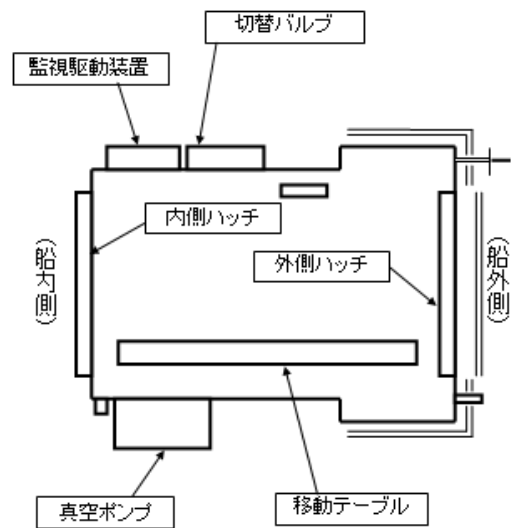
## 3. エアロック

### 3.1 エアロックの概要

第 7 図にエアロックの構成を示す。エアロックは、船内実験室と船外実験プラットフォーム間で、物資のやり取りを行うための機構

である。物資の例としては、システム品である JEMRMS 子アームや船外実験プラットフォームの R-ORU 等、及び各種実験ペイロードなどがある。

エアロックの構体は直径約 1.5m、長さ約 1.9m の円筒形状で、船内実験室の左舷側に 108 本のボルトにより構造結合されており、溶接シールにより船内実験室の気密を保っている。円筒の両端部分には内側ハッチと外側ハッチがあり、エアロック内を真空ポンプにより減圧、及び加圧することで、船内の気圧を保ったまま、物資を船内と船外とでやり取りできる。



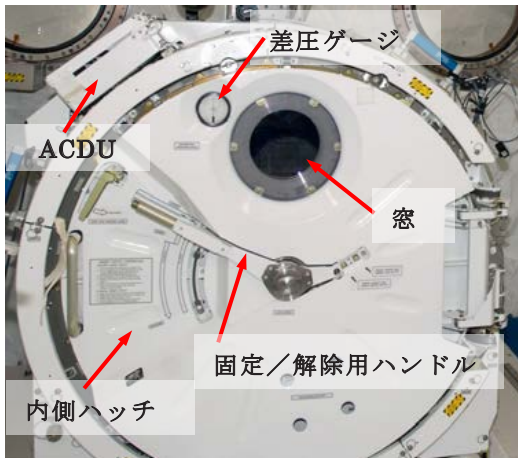
第 7 図 エアロックの構成

物資は船内側、船外側の両方に伸展する移動テーブル上に設置され、船内では IVA クルーにより、船外では JEMRMS により、物資をハンドリングすることができる。物資を移動テーブル上に固定する際には、着脱機構によりペイロードの両端を挟み込むことで固定するが、ペイロードのタイプにより、ア

ダブタを介して移動テーブルに取付けることも可能である。

なお ISS 本体にあるエアロックとは異なり、クルーが出入りすることはできない。内側ハッチは手動のみで操作し、外側ハッチ、移動テーブル及び着脱機構は SLT（システムラップトップターミナル）または ACDU（操作表示盤）から操作する。これらが電氣的に故障した場合等には、船内からのマニュアルバックアップ操作により、外側ハッチと移動テーブルの操作が可能であり、万が一の場合にも安全確保できる設計としている。

第 8 図に船内側から見たエアロックの概要を示す。



第 8 図 エアロック（船内側）

### 3.2 エアロックの開発成果

「きぼう」エアロックは、80 年代に欧州宇宙機関（ESA）が開発し、宇宙ステーションの先駆けとなった SPACELAB の構成要素“Scientific Airlock”の機能構成等を設計の参考としたが、短期間の実験室である SPACELAB と異なり「きぼう」エアロックは運用が長期間に亘ること、また日本では経

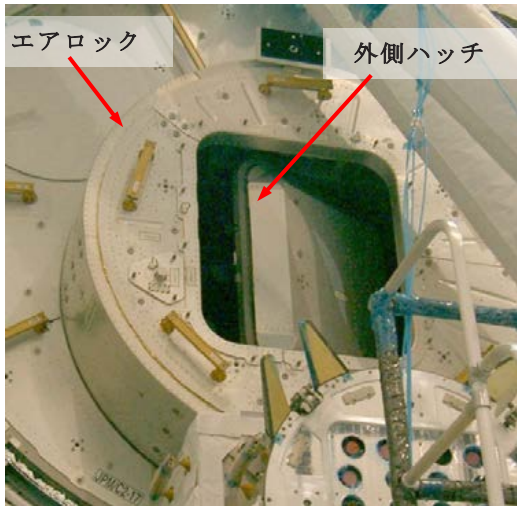
験のない初めてのシステムであることから、各種の開発要素／課題に対して下記に示す設計・試験を行い、開発を進めた。

#### 3.2.1 開発試験

内側ハッチ、外側ハッチ、移動テーブルなどの機構や、真空ポンプ、監視駆動装置（AMDU）、及び圧力容器となるため安全上クリティカルなエアロック構体等については、各開発要素に対して、要素レベルで試作を重ね、設計を確認し、最適化した。また組立状態で機能確認やブルーフ圧力試験、振動試験、熱真空・熱バランス試験を実施し、打上げから軌道上運用までの各種環境下で正常に動作することを確認した。エアロック内部はその機能上、大気圧環境と真空環境に同時に繰り返し曝されるため、軌道上での状態が模擬できるよう、専用の真空チャンバを準備して試験を行った。

機構の潤滑要素については、エアロックの場合は大気中と真空中両方での作動となるため、潤滑部位により固体潤滑と真空グリス潤滑を使い分けている。いずれも試験により所定の性能を示すこと、運用寿命に対して十分な余裕があることを確認した。

第 9 図に外側ハッチの KSC 射場での作動確認試験状況を示す。



第 9 図 外側ハッチ作動確認

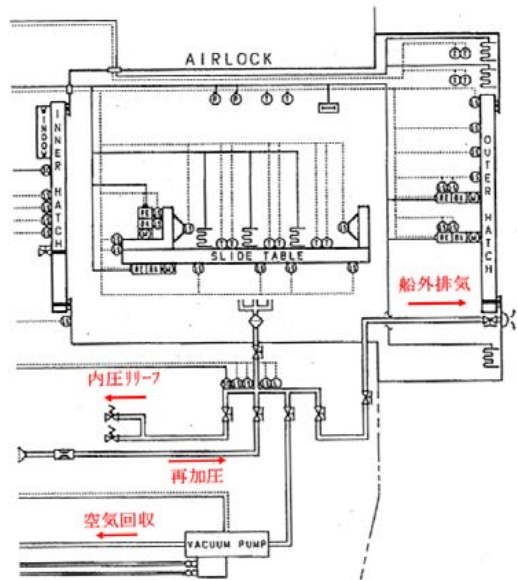
### 3.2.2 安全設計

エアロック構体は 1 気圧と 0 気圧の間で繰り返し荷重が掛かる圧力容器となるため、フラクチャ・クリティカル品として特別な管理がなされる。またリーク・ビフォー・ラプチャ要求が掛かる（亀裂が進展した際、構造破壊の前に亀裂が板厚を貫通してリークする設計）。これら要求に対して、プルーフ圧力試験での耐性確認、及び非破壊検査により亀裂がないこと、亀裂伸展解析により破壊に至らないことを確認済みである。また 1 気圧 / 0 気圧の繰り返し負荷の回数管理を行っている。

空気リークのハザードに対しては、内側ハッチ、外側ハッチなどの主要な開口部は 2 重シールによる冗長設計を基本とし、この他①リークチェック機能による運用時の確認、②運用時はシールカバーによるシール面及びシール当たり面の保護、③リーク発生時は EVA により外側ハッチのさらに外側にメンテナンスハッチ（保全用のハッチ：打上げ未定）を取付ける、といった設計及び運用上の対策を取っている。第 10 図に空気の配管系

統図を示す。

機構の作動に関しては、機器の損傷やクルーへの危害を防ぐよう、インタロック／インヒビットにより誤作動を防止する設計とした。移動テーブルはハッチが開いた方向にしか作動できない、移動テーブルが船外側へ伸展中に外側ハッチを閉じられない、などのインタロック設計とした（但しマニュアルバックアップ操作時にはインタロックは効かない）。またエアロック内の圧力状態を制御するバルブボックスでは、機械的なインタロックを設け、内側ハッチが開いた状態では船外排気用のバルブが開けられないといった、間違っただバルブ操作ができないような設計とした。また JEMRMS によりペイロードを把持していない状態で着脱機構を解放するようなハザードなコマンドを打つことの無いよう、システム側でインヒビットを掛けている。

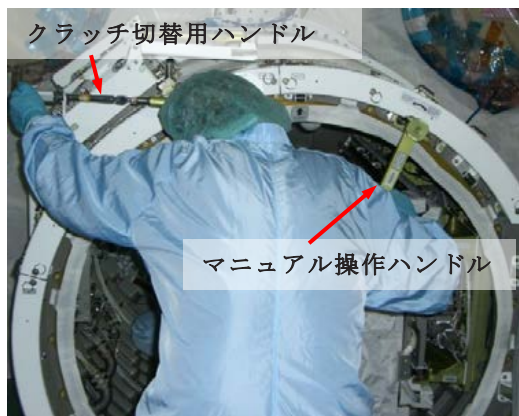


第 10 図 エアロック空気配管系統

### 3.2.3 KSC 射場での検証

エアロックは船内実験室とともに 2003 年より KSC に輸送され、打上前の機能確認、打上げ形態への変更等の射場作業を行った。同年に起きたコロンビア号の事故の影響等により打上げが度々延長された結果、KSC での射場作業は 5 年間に亘った。この間、約 1 年毎に機構の作動チェック、クルーによるシャープエッジの確認やラベル類の確認、各種機能品の動作確認などを実施した。特にマニュアルバックアップ機構の確認においては、トルクチューブの接続不良や、ハンドルの干渉などの問題が発見され、改修などの対策を行うことで、軌道上でのトラブルを未然に防ぐことができた。

第 11 図に移動テーブルのマニュアルバックアップ操作状況を示す。



第 11 図 移動テーブルのマニュアルバックアップ操作

### 3.3 エアロックの運用状況

エアロックは 2008 年 6 月に船内実験室と共に打上げられたが、真空ポンプなど一部の構成品については、打上げ時の振動環境や重量制約の関係で別打上げとなった。エアロッ

クの全構成品が揃ったのは、真空ポンプ等が打上げられた 2010 年 2 月である。この間、2009 年 4 月には移動テーブルなどのローンチロック取外し作業を完了した。またエアロックからの空気リークが許容値に比べ十分小さいことを、内側ハッチに設置した差圧ゲージの読み値により確認した。また AMDU については、電源を投入しエアロックを起動した結果、各種モニタや制御ハードウェアが正常に機能していることを確認した。

エアロックの初運用は、2010 年 3 月に実施された JEMRMS 子アームの船外への搬出となった。子アームはエアロックを通過する物資として想定される最大のペイロードであり、移動テーブルに取付ける際には、専用のアダプタとして SAM (Small Fine Arm Air Lock Attach Mechanism) が必要となる。子アームの船外搬出の前に、真空ポンプの組立／取付を行い、真空ポンプによるエアロック内の減圧チェックを実施し、事前に問題のないことを確認した。子アームの搬出において、内側ハッチの開閉、移動テーブルの伸展／収納、着脱機構の把持／解放、外側ハッチの開閉、真空ポンプによる減圧と切替バルブによる加圧／減圧の制御など、エアロックの全ての主要機能が正常に動作し、子アームの搬出は成功した。これにより今後の実験ペイロードの搬出／搬入が実施可能であることが実証できた。

第 12 図にエアロックから搬出される子アームの写真を示す。





第 12 図 エアロックから  
搬出される子アーム

2012 年 9 月から 10 月にかけては、実運用を行うペイロードとして初運用となる小型衛星放出機構の搬出／搬入作業が実施され、トラブルもなく計画どおり運用は成功した。子アーム搬出運用時も含め、エアロックの各機器の性能は、以下に示すとおり、地上での試験実施時と同様の性能を示していることが確認できた。

- 真空ポンプによる減圧、及び排気、加圧性能（減圧／加圧時間、到達圧力）
- 移動テーブル、外側ハッチの作動時間、消費電流（地上でテレメトリにより確認できる値は、更新周期や数値の分解能の制約により、多少ラフな評価となる）
- 移動テーブルのヒータ制御の健全性

### 3.4 今後のエアロック利用予定

エアロックは ISS で唯一ロボティクスにより物資を船内／船外で移動できる設備であり、その有効性が軌道上運用の成功により内外にアピールできたためか、このところエアロックの利用を希望するユーザが急増している。以下に一例を挙げる。

- 衛星放出機構（JAXA）

- ExHAM（JAXA）
- JOTI（NASA）
- SSIKLOPS（NASA）
- NPREP（NASA）

これらのペイロードは、子アームではなく親アームを使用するもの、独自のパッシブ側機構を取付けてエアロックの着脱機構を使用するものなど、エアロック開発当初には想定していなかった使用方法が前提となっているものがある。エアロックはある程度拡張性に対応できる設計となっていることもあり、上記のような多様なユーザの要望に応えられるよう、エアロックの性能や RMS との I/F を再確認する作業を進めているところである。

## 4. まとめ

当初の予定からはかなり遅れたものの、開発開始より約 20 年の長きを経て、このたびようやく「きぼう」が完成を迎えた。これにより日本の宇宙環境利用の本格運用が始まった。EFBM の結合により「きぼう」の完成に貢献できたこと、またエアロックが正常に作動して JEMRMS 子アームの搬出ができ、「きぼう」の基本機能の確立に貢献できたことは、担当者として大きな喜びである。

また ISS のみならず、EFBM のバーシング結合技術は宇宙空間での大型構造物組立の要であること、及びエアロックの技術は居住空間と宇宙空間とを繋ぎ月面基地にも発展し得ることなど、今後の宇宙開発・利用に向けて、重要な技術を日本独自に獲得することができたといえる。「きぼう」の運用はまだ始まったばかりであり、今後長期に亘り運用が行われることとなる。運用中に得られる各種の技術データを蓄積して今後の有人宇宙システム・機器の設計に反映したい。