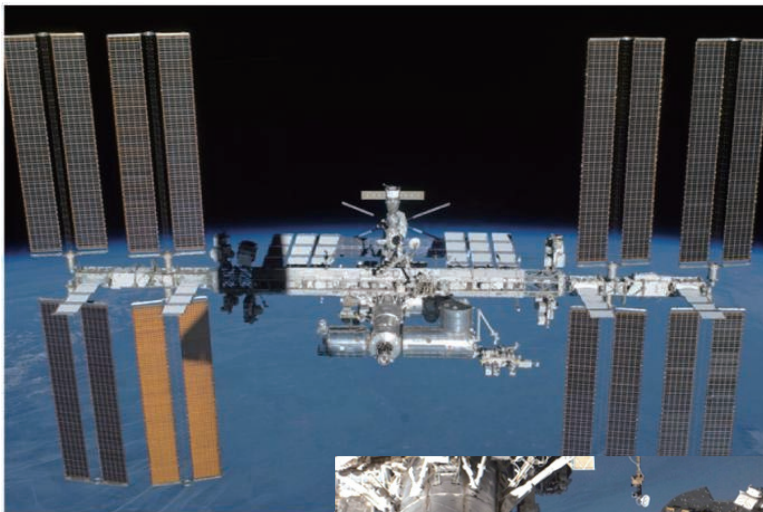


# 国際宇宙ステーション 日本実験モジュール 「きぼう」で獲得した有人宇宙技術



2013年 3月

宇宙航空研究開発機構

有人宇宙技術センター

# はじめに

## 1. 巻頭言

国際宇宙ステーション（International Space Station：ISS）（以下、ISS という）建設の遅延に伴い、ISS 計画への参加から 20 年以上の長期に亘る開発となった我が国初の本格的有人宇宙施設、「きぼう」日本実験棟（以下、「きぼう」と言う）は、2009 年 7 月に打上げられた船外実験プラットフォームの船内実験室への取付け、熱流体系の起動により完成した。

「きぼう」の開発、運用、利用には多額の国費が投じられており、我々は、日本国民からその額に見合う成果を厳しく問われている。船内環境での実験は既に 4 年を超えて継続され、船外環境での実験も 3 年を超えて継続されており、大きな成果を上げつつある。これら「きぼう」利用の成果については、別途、報告の機会が継続してもたれているが、我々には「きぼう」の開発や運用を通して得た成果についても国民に説明して理解を得る責務がある。「きぼう」の開発や運用を通して得た成果については、公開シンポジウムや各種学会等での報告、学会誌への投稿、メディアへの説明等を通してこれまでも情報発信を行って来たが、本書は、「きぼう」の開発やこれまでの運用を通して獲得して来た有人宇宙技術について改めて整理し、関係者の共通認識とすると共に、機会ある毎に世にその成果を情報発信することにより、国民の支持と理解を得て、今後の有人宇宙開発推

進の原動力とすることを期して編纂した。

本章「はじめに」では、ISS 及び「きぼう」の概要について紹介すると共に、「きぼう」で獲得して来た有人宇宙技術について総括を行う。また、今後の有人宇宙開発への応用、展開についても展望する。

## 2. ISS の概要

ISS 計画は、1984 年に始まり、当初、米国、欧州宇宙機関（ESA）、カナダ、日本の 4 機関が参加した。その後、何回かの計画見直しや体制の見直しが行われ、1994 年のロシアの参加等を経て、現在は 15 カ国（米国、日本、カナダ、ベルギー、デンマーク、フランス、ドイツ、イタリア、オランダ、ノルウェー、スペイン、スウェーデン、スイス、イギリス、ロシア）が参加する計画となっている。

ISS の建設は、1998 年に開始され、ISS の構成要素が 40 回以上に分けてスペースシャトル、プロトン、ソユーズロケット等により打上げられたが、2011 年に最後のスペースシャトルミッションにより完成を見た。

第 1 図に現在の ISS の外観を示す。これは、スペースシャトルの最後のミッションとなった ULF7（STS-135）において、ISS から分離した後のフライア라운드時にアトランティス号から撮影されたもので、ISS 側面から撮影された写真としては初めてのものである。



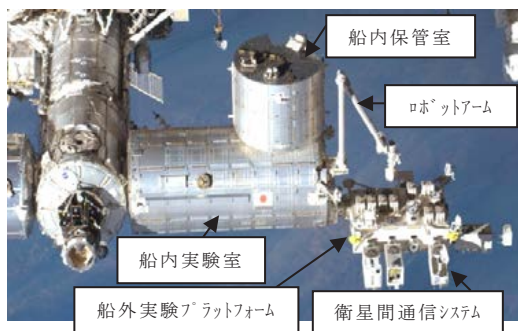
第 1 図 現在の ISS の外観

### 3. 「きぼう」の概要

「きぼう」は、主に「船内実験室」、「船外実験プラットフォーム」、「船内保管室」、「ロボットアーム」（以下、特に断らなければ、「きぼう」ロボットアームの意）、「衛星間通信システム」及び曝露ペイロードのキャリアである「船外パレット」の 6 要素から成り立っている。ただし、船外パレットは、「きぼう」完成後地上に持ち帰ったため、現在は「きぼう」に設置されていない。

「きぼう」の運用に必要な空気、電力、熱のリソースは、ISS 本体から供給され、「きぼう」内へ分配される。

完成した「きぼう」の外観を第 2 図に示す。



第 2 図 完成した「きぼう」の外観

船内実験室は、「きぼう」の中心となる実験スペースで、1 気圧、常温の空気で満たされており、宇宙飛行士が平服で実験を行うことが出来る。内部には、「きぼう」のシステムを管理、制御する装置や実験装置等、計 23 台のラックが設置されており、その内 10 台が実験ラックとなる。船内実験室の大きさは、長さが約 11.2m、輪切りにした時の外径が約 4.4m である。

船内保管室は、実験装置や試料、消耗品等を保管する倉庫の役割をもつスペースである。船内実験室と同じ 1 気圧、常温の空気で満たされており、宇宙飛行士が船内実験室と行き来出来る。ISS の実験モジュールの内、専用の保管室をもっているのは「きぼう」だけである。

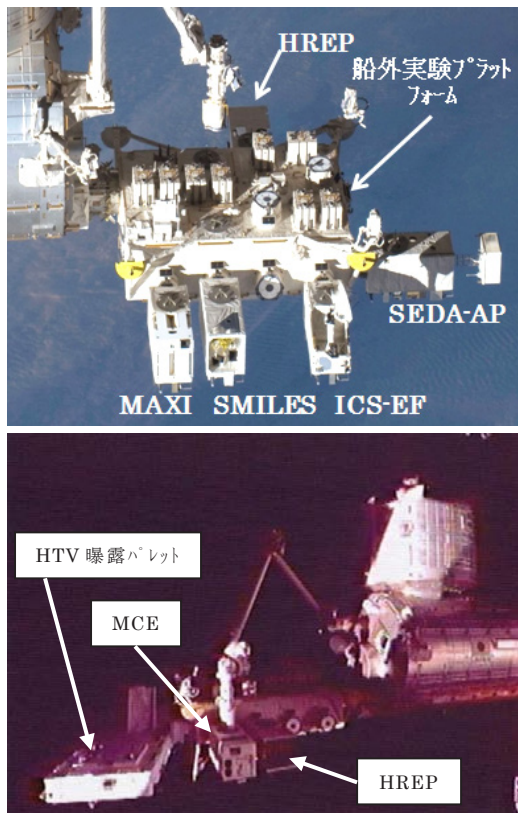
ISS に取り付けられた船内実験室とロボットアーム及び船内保管室の外観（船外実験プラットフォーム取付け前の状態）を第 3 図に示す。



第 3 図 船内実験室、船内保管室及び  
ロボットアームの外観

船外実験プラットフォームは、ISS 外部で、常に宇宙空間に曝された環境で実験を行

うスペースとなる。船外実験プラットフォーム上の船外実験装置等の交換は、主に船内実験室から宇宙飛行士がロボットアームを操作して行う。「きぼう」完成後の船外実験プラットフォームの外観を第4図に示す。



第4図 船外実験プラットフォームの外観  
(下) HTV3 ミッションでポート共有実験装置 (MCE) が新たに取り付けられた

ロボットアームは、船外実験プラットフォームで行う実験等において、宇宙飛行士に負担の大きい船外活動を行うことなく、実験装置の交換等の作業を行える「腕」となる部分である。6 個の関節をもち、宇宙飛行士が船内実験室のロボットアーム操作卓から操作

を行う。アームに取り付けられたテレビカメラにより、船内実験室内から作業の様子を確認することが出来る。

衛星間通信システム (ICS) は、日本独自で地上との双方向通信を行うシステムである。JAXA のデータ中継技術衛星「こだま」を介して「きぼう」の実験データや画像、音声等を地上に伝送し、また、地上からの指令 (コマンド) や音声データ等を受信する。ICS は、船内実験室に搭載され、ICS の管理、制御やデータ処理を行う与圧系サブシステムと、船外実験プラットフォームに取り付けられ、「こだま」と通信するアンテナ等から成る曝露系サブシステムから構成される。

船外パレットは、曝露ペイロード3 式を搭載することが出来、スペースシャトルで地球から ISS へ運搬し、また地球へ持ち帰る輸送を繰返し行う機能をもつ。軌道上では船外実験プラットフォームの先端に取り付けられ、ロボットアームを用いて曝露ペイロードの取付け、取外しを行う。なお、「きぼう」完成時に曝露ペイロード3 式を搭載して「きぼう」に輸送し、曝露ペイロードを船外実験プラットフォームに移設した後、空荷で地上に回収されたが、スペースシャトルの退役に伴い、以降の繰返し輸送に供される機会は失われた。

#### 4. 「きぼう」で獲得した技術

「きぼう」の開発を通して多くの成果を獲得した。第5図に我が国の有人宇宙技術の獲得状況を示す。

獲得した成果は、大規模有人宇宙システムの設計、製造、試験、運用に必要な技術として「エンジニアリング」と「テクノロジー」に大別される。ISS のような複雑で大規模なシ

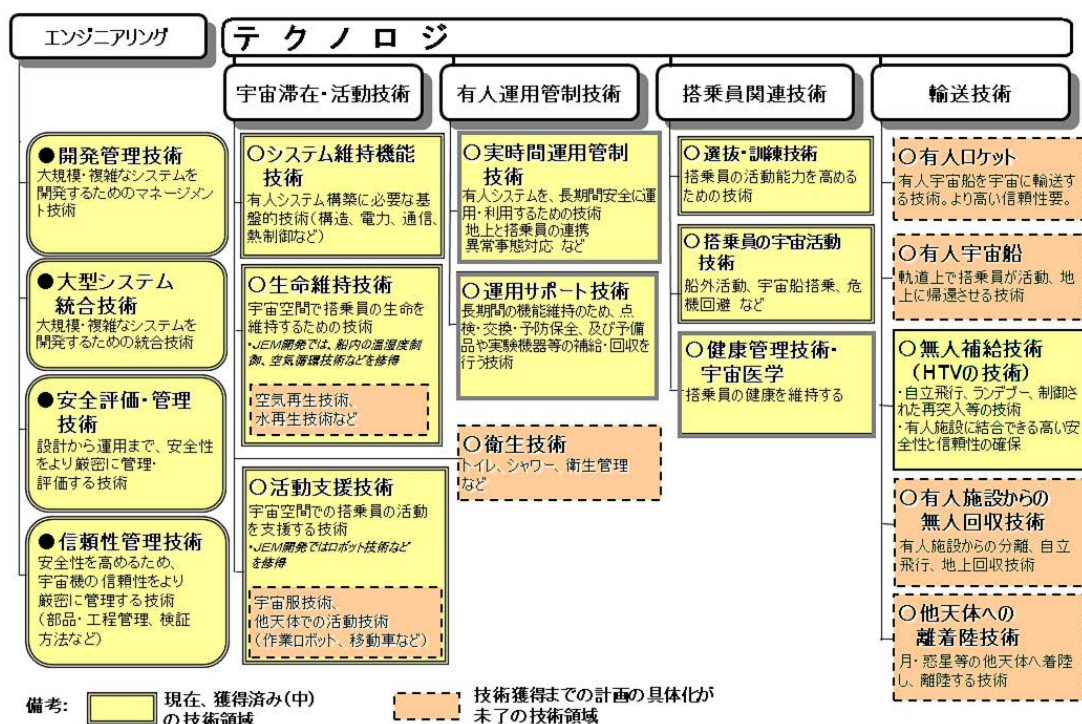


システムの設計、製造、試験、運用にとって「エンジニアリング」は重要な鍵であり、「きぼう」の開発及び初期運用を通して獲得して来た。「エンジニアリング」とは、複雑で大規模なシステムを確実に開発するための技術で、具体的には開発管理技術、システム統合技術、安全評価・管理技術、信頼性管理技術等で構成され、また、「テクノロジー」とは、人間が宇宙において安全、安心に長期滞在や活動維持が行える技術で、システム維持機能

技術、生命維持技術、活動支援技術等で構成される。

これらの有人宇宙技術の中で、エンジニアリング及びテクノロジーの一部の概略について次項以降で簡単に紹介するが、個々の技術については、各技術毎に第1章から第11章で詳細な説明を行う。

また、「きぼう」を構成する各サブシステム毎の開発成果については、第12章から第21章において順次解説する。



第5図 我が国の有人宇宙技術の獲得状況

## 4.1 エンジニアリング

### 4.1.1 開発管理技術

JAXA は、これまで NASA 等、米国が取り入れたプロジェクト管理手法を人工衛星やロケットの開発に採用して来た。しかし、

大きさがサッカー場程もあり(長さ約110m)、軌道上質量が約400トン、各国の宇宙飛行士が6人も長期滞在するような、人類初の巨大で複雑、かつ、開発期間が20年を超える長期に亘ったISSプロジェクトの

開発管理は、無人の人工衛星等と比べて遥かに複雑で困難であった。また、ISSを完成し運用するためには、米、露、欧、加、日の主要5機関が開発した、有人往還機（スペースシャトル（米）、ソユーズ宇宙船（露））、物資専用の輸送機（プログレス補給船（露）、ATV（欧）、HTV（日））、打上げ用ロケット（ソユーズロケット、プロトン（露）、アリアン5（欧）、H-IIB（日））、組立て用ロボットアーム（宇宙ステーションアーム、シャトルアーム（加）、「きぼう」ロボットアーム（日））、及び地上管制施設等が不可欠で、これらの機関（以下、国際パートナー）主要国との国際調整及び協働作業も非常に複雑で困難であった。

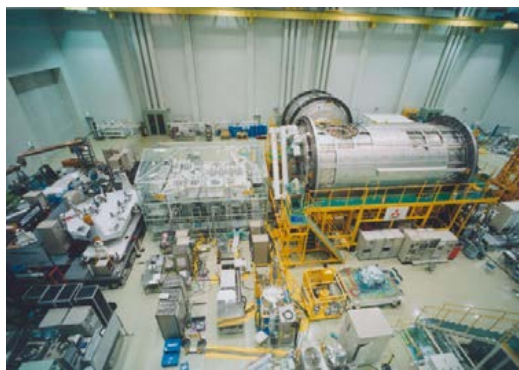
第1章では、日本がISS計画に参加して「きぼう」を開発し、国際パートナーと調整・協働する中で獲得した、大規模で複雑な有人宇宙システムのプロジェクトマネジメント手法について説明する。

#### 4.1.2 システム統合管理技術

「きぼう」は、2009年7月のスペースシャトルによる「きぼう」3便目の組立フライトによって完成した。全長約17m、質量約30トンの巨大システム「きぼう」は、スペースシャトルの打上げ能力の制約から、高度約400kmのISSに3回に分けて輸送され、シャトルやISSのロボットアームにてISSに組付けられた。また、「きぼう」に設置される実験ペイロードについても、「きぼう」と共に打上げられたものと、HTV等の後続フライトで打上げられ「きぼう」に設置されるものがある。従って、このように「きぼう」や実験ペイロードが軌道上に別々に打上げられる場合においても、「きぼう」の構成要素間、「きぼう」システムと実験ペイロード間、並びに、これら要素とスペースシャトル、ISS及びNASA、JAXAの地上管制シス

テムとを結ぶインターフェースにおいて、それぞれの機能が正常に動作するよう、各要素はもちろん、各インターフェースについても予め抜けなく検証しておく必要がある。このために行った、全体システム試験の様子を第6図に示す。

第2章では、「きぼう」の開発で獲得した大規模な有人宇宙システムのシステム統合技術について、インターフェース設計及び検証手法の観点から説明する。



第6図 全体システム試験の様子  
(電気・通信インターフェース)

#### 4.1.3 安全評価・管理技術

第3章で、「きぼう」の開発に当たって求められた、有人特有のNASA安全要求の概要と「きぼう」への安全評価解析の適用例、並びに、船内保管室の打上げ以降、実運用を通して得られた安全管理技術について説明する。

#### 4.1.4 信頼性管理技術

「きぼう」の開発に当たり、これまで衛星やロケットの開発において培って来た信頼度予測、ワーストケース解析、故障許容等の信頼性管理技術に加えて、保全性を考慮した保全単位（ORU）による平均故障間隔

(MTBF)の管理等、有人特有の管理手法が求められた。

「きぼう」は、ISSの他国のモジュールと比べて圧倒的に不具合の発生が少なく、順調に運用を続けている。

第4章では、これらの管理技術を紹介すると共に、こうした技術の実現結果について説明する。

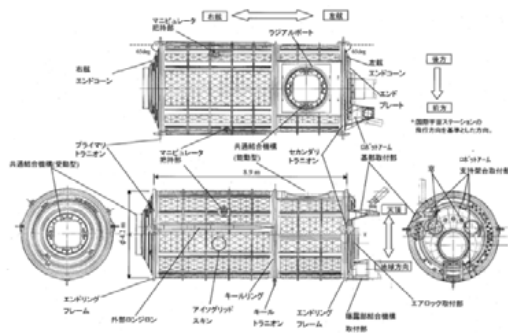
## 4.2 テクノロジー宇宙滞在・活動技術－

### 4.2.1 システム維持機能技術

#### 4.2.1.1 構造、機構技術

「きぼう」の各構造体は、軌道上運用時の各種荷重やスペースシャトルでの打上げ時の荷重に耐えるように設計されている。

第5章では、「きぼう」の耐打上げ荷重検証について、今後も続く耐軌道上荷重の検証結果と共にその概要を示す。また、「きぼう」に特有な機構系技術についてもその成果を概説する。第7図に船内実験室構造の概要を示す。



第7図 船内実験室構造の概要

#### 4.2.1.2 軌道上荷重に対するロボットアーム運用技術

軌道上運用時の「きぼう」には、ISSへのロシア宇宙船のドッキング衝撃荷重や宇宙

飛行士の船外活動による荷重等が掛かる。これらの荷重環境下においても、ロボットアームによるペイロード移送等の運用は、有人システムの安全を確保しながら遂行されなければならない。

第6章では、軌道上荷重に対するロボットアームの挙動予測と運用規定の設定への取り組みを示し、軌道上荷重に対するロボット運用技術について説明する。

#### 4.2.1.3 電気・通信系技術

「きぼう」は、長期間に亘って人が生活するために高い信頼性と安全性が求められることから、システムが大規模かつ複雑であり、一方、システムを維持するために使用可能な電力、通信回線、宇宙飛行士のリソース等が限られている。

このシステムを確実に効率的に運用していくためには、肌理細かな電力分配、通信設定が可能かつ容易な操作性と保全性の確保が重要となる。

第7章では、「きぼう」のアビオニクスと通信制御系の構成及び連携の仕組み、地上で実施した開発、検証の成果としての軌道上実運用の状況について示し、大型有人宇宙機の電気、通信設計と検証の実現方法について説明する。

#### 4.2.1.4 熱制御技術

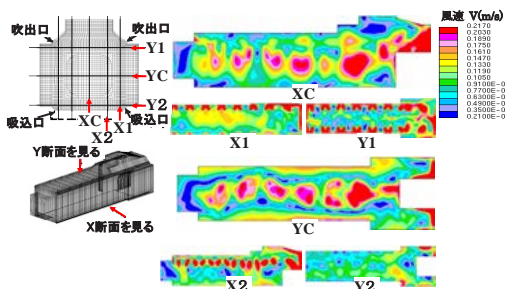
「きぼう」の熱的な環境は、これまでに類を見ない程複雑であり、かつ、有人であることから厳しい制御範囲が要求されたものとなっている。このため、受動熱制御系、能動熱制御系、環境制御系間での熱的連携作動の設計概念がとりわけ重要なものとなった。

第8章では、各システム間の連携動作がどのように設定されたか、そして、これを実現するためのインターフェースの制御、管理をどのようにして行ったかについて述べる。次に、ISS本体側と「きぼう」との間、そして

「きぼう」の各構成要素間での熱的な干渉をどのように設計に取込み、その検証を行ったかについて述べる。さらに、設計及び検証における種々の課題を紹介すると共に、大型有人宇宙構造物の設計、検証をどのようにして実現して来たかについて示す。

#### 4.2.2 生命維持技術

第9章では、「きぼう」の典型的な有人宇宙技術である生命維持技術について総括的説明を行う。まず、生命維持技術の全体像と「きぼう」が対応している範囲の関係を整理し、国際協力の中でどのように所掌範囲が決められたかについて示す。次に、温湿度制御、大気成分と圧力の管理、制御、微粒子、微生物管理、騒音管理、有害ガス管理等の設計手法に焦点を当て、仕様の設定根拠やその妥当性を示すと共に、システムとしてどのようにしてそれらを実現しているかについて説明を行う。また、空気循環に代表される開発段階での設計変更への対応、毒性ガス管理や騒音管理に代表される開発当初の設計破綻の解決等がどのようになされたかについて解説し、我が国における生命維持技術の蓄積について示す。生命維持技術の代表例として、第8図に船内実験室内空気循環解析結果を示す。



第8図 船内実験室内空気循環解析結果

#### 4.2.3 活動支援技術

##### 4.2.3.1 クルーインターフェース技術

クルー(宇宙飛行士)による軌道上運用は、有人宇宙システムの中でも最も特徴的な有人要素の一つである。

「きぼう」は、軌道上のクルーによって直接操作されるため、NASAが規定するクルーとのマン・マシン・インターフェース(以下「クルーインターフェース」と言う)の要求を満足するように開発しなければならなかった。

第10章では、「きぼう」の設計、製作及び地上検証(開発試験(FCIT: Flight Crew Interface Test, CEIT: Crew Equipment Interface Test)、訓練等)、並びに、実際の軌道上運用を通して獲得したクルーインターフェース技術に関し、その技術の内容、教訓及び将来展望等について、適用例を交えて解説する。第9図に、クルーインターフェース技術として、船外活動によってテレビカメラを船内実験室の外壁に取り付ける宇宙飛行士の様子を示す。



第9図 船外活動を行う宇宙飛行士

##### 4.2.3.2 ロボティクスによる「きぼう」組立てと保守

「きぼう」の組立・保守は、複数の船内・



船外のクルーに係る重要な有人宇宙活動の一つである。「きぼう」は、スペースシャトルによって船内保管室及び船内実験室がそれぞれ 2008 年 3 月と 6 月に打上げられ、宇宙ステーションアームとシャトルアームにより ISS へ結合された。また、3 便目の船外実験プラットフォーム、船外パレット及び曝露ペイロードも 2009 年 7 月に打上げられ、シャトルアーム、宇宙ステーションアーム及び「きぼう」ロボットアームを駆使して、「きぼう」に組付けられた。第 10 図に船内実験室を把持している宇宙ステーションアーム (SSRMS) を示す。



第 10 図 船内実験室を把持した SSRMS

第 11 章では、ロボティクスによる「きぼう」組立に係る、結合機構の結合時の挙動解析技術等を中心に述べる。また、「きぼう」の保守に使用されるエアロック及び子アームのチェックアウトや運用計画についても言及する。

## 5. 今後の有人宇宙開発

「きぼう」の完成と前後して、ISS では 2009 年から宇宙飛行士 6 名体制での常時滞

在が始まった。長期滞在のため、宇宙飛行士の食糧や衣類、各種実験装置等を補給する輸送業務は欠かせないが、2011 年の米国のスペースシャトル退役に伴い、2013 年 1 月現在、ロシアのソユーズ宇宙船やプログレス補給船、欧州宇宙機関 (ESA) の ATV、米国 SpaceX 社 (Space Exploration Technologies Corp.) の無人商業輸送機である「ドラゴン補給船」及び我が国の「こうのとり」 (HTV : H-II Transfer Vehicle) による ISS への物資補給が行われている。中でも「こうのとり」は、スペースシャトル退役後、大型与圧ペイロードや曝露ペイロードを ISS に運搬出来る唯一の手段として、その重要性は非常に高い。なお、「ドラゴン補給船」には曝露ペイロードの運搬機能が備わっているが、2013 年 1 月現在、未だ運搬実績はない。また、スペースシャトル代替を想定して設計された「こうのとり」とは異なり、「ドラゴン補給船」の運搬能力は小さなものである。

「こうのとり」は、H-IIB ロケットで打ち上げられる無人の物資補給機で、2009 年 9 月 11 日に技術実証機が成功裏に打ち上げられ、以降、2011 年と 2012 年に計 2 機の運用機が ISS への物資の運搬と廃棄を無事に実施している。

「こうのとり」は、食糧や衣類、各種実験装置等、最大 6 トンの補給物資を ISS に送り届け、補給を終えると使用済みの実験機器や衣類等の廃棄物資を積み込み、大気圏に再突入して燃やしてしまう。

一連の補給作業では、ISS とのランデブやドッキングも行われるため、高度な安全性が要求されるが、技術試験衛星 VII 型 (おりひめ、ひこぼし) で培った技術を基に、H-II や H-IIA ロケットの開発で得られた機体設計技術等も適用して 2 重 3 重の有人対応安全設計を行い、信頼性の高い輸送手段として



実用化した。「こうのとりの運用を通して、将来の有人宇宙技術の基盤となる自立飛行、ランデブ、ドッキング、制御された再突入等の技術を新しく獲得した。

「こうのとりの」は、全長約 10m、最大直径約 4.4m、質量約 10.5 トンの円筒形で、「補給キャリア与圧部」及び「補給キャリア非与圧部」の二つの貨物区画と、「電気モジュール」及び「推進モジュール」で構成される本体に分かれている（第 11 図参照）。



第 11 図 HTV の概要

補給キャリア与圧部の内部は、地上と同じ 1 気圧に保たれ、宇宙飛行士の生活物資や実験用の機材等が搭載される。一方、補給キャリア非与圧部は、宇宙の真空環境に曝される状態で「曝露パレット」に船外実験用の装置、ISS の維持に必要なバッテリーや姿勢制御機器等の交換資材を搭載する。電気モジュールにはコンピュータや電源、通信装置等が搭載され、推進モジュールにはエンジンや推進薬を搭載し、「こうのとりの」軌道変更や姿勢制御を行う。第 12 図に、ISS に接近中の「こうのとりの」を示す。



第 12 図 ISS に接近中の HTV

「こうのとりの」は、ISS に物資を運び、廃棄品を大気圏再突入により燃やすことを目的としているが、補給ミッションの他にも様々な可能性を持っている。

「こうのとりの」に機能を追加することにより、「こうのとりの」自身が宇宙空間で自由自在に物を運んだり、ISS や他の人工衛星との距離を利用した伝送実験、人がいない環境での無重力実験、低高度からの地球観測等を実施する宇宙機への発展が考えられる。また、「きぼう」や「こうのとりの」で培った有人宇宙技術を最大限に活用することにより、物資回収機開発を効率的に実施出来る可能性があり、我が国の今後の有人宇宙活動へ向けた大きな課題である。

さらに、月惑星探査機や有人宇宙船へと発展させることも可能である。有人宇宙船に必要な主な構成要素は、「推進制御」、「与圧空間」、「帰還システム」及び「緊急脱出装置」の四つであるが、その内、推進制御と与圧空間の二つは、「こうのとりの」の成功により獲得することが出来た。

帰還システムや緊急脱出装置には大きな開発要素があるため、「こうのとりの」をそのまま有人飛行に使えるということではなく、与圧空間における生命維持装置等の課題も

出て来る。しかし、「こうのとり」や H-IIB ロケットの信頼性や安全性を高めて、将来の有人宇宙技術の発展に繋げて行くことは可能である。

## 6. まとめ

「きぼう」の開発を通して、有人宇宙開発に必要な開発管理技術等の「エンジニアリング」及びシステム維持機能技術等の「テクノロジー」の多くを獲得することが出来た。

さらに、「きぼう」の開発で獲得した有人宇宙技術を礎として「こうのとり」の開発を行い、技術実証機及び 2 機の運用機の打上げから ISS へのランデブ、ドッキングを成功させることが出来た。

「きぼう」は、ISS の他国のモジュールと比較して圧倒的に不具合発生数が少なく、順調に運用を続けている。このように、「きぼう」の開発や運用を通して獲得した有人宇宙技術は国際的にも高度なものであり、国際パートナーからも「きぼう」の素晴らしさは絶賛されている。

本書を、これら「きぼう」の開発と運用を通して獲得した有人宇宙技術の素晴らしさを世に発信する一助としたい。

# 目 次

|  |           |
|--|-----------|
| <b>第 1 章 有人宇宙システムのプロジェクト管理技術 .....</b> | <b>1</b>  |
| 1. 序論 .....                            | 1         |
| 2. ISS 及び「きぼう」プロジェクト管理の難しさ .....       | 2         |
| 2.1 ISS 及び「きぼう」のミッション／システム .....       | 2         |
| 2.2 複雑な「きぼう」の組立と運用 .....               | 3         |
| 3. ISS 及び「きぼう」のプロジェクト管理手法 .....        | 3         |
| 3.1 多国籍有人宇宙プロジェクトの進め方 .....            | 4         |
| 3.2 安全・開発保証の管理 .....                   | 6         |
| 3.3 コミュニケーション管理 .....                  | 7         |
| 3.4 コスト管理 .....                        | 7         |
| 3.5 スケジュール管理 .....                     | 7         |
| 3.6 コンフィギュレーション管理 .....                | 8         |
| 3.7 リスク管理 .....                        | 8         |
| 4. まとめ .....                           | 8         |
| <b>第 2 章 大型有人宇宙システムの統合技術 .....</b>     | <b>10</b> |
| 1. 序論 .....                            | 10        |
| 2. 「きぼう」のシステム構成と運用インターフェース .....       | 10        |
| 2.1 「きぼう」のシステム構成 .....                 | 10        |
| 2.2 「きぼう」の打上げ・運用インターフェース .....         | 13        |
| 2.3 「きぼう」の打上げ・軌道上組み立て .....            | 14        |
| 3. システム統合技術と開発への適用例 .....              | 16        |
| 3.1 システム統合技術 .....                     | 16        |
| 3.2 具体的なシステム統合の例 .....                 | 16        |
| 4. まとめ .....                           | 21        |
| <b>第 3 章 有人安全評価・管理技術 .....</b>         | <b>22</b> |
| 1. 序論 .....                            | 22        |
| 2. 有人宇宙システム特有の NASA 安全要求 .....         | 22        |
| 2.1 火災 .....                           | 22        |
| 2.2 減圧 .....                           | 22        |
| 2.3 汚染 .....                           | 23        |
| 2.4 船外活動 .....                         | 23        |
| 2.5 構造 .....                           | 23        |
| 3. 「きぼう」への安全評価解析の適用例 .....             | 23        |
| 3.1 火災 .....                           | 24        |
| 3.2 減圧 .....                           | 24        |
| 3.3 汚染 .....                           | 25        |

|            |                                    |           |
|------------|------------------------------------|-----------|
| 3.4        | ヒューマンインターフェース .....                | 25        |
| 3.5        | 構造安全 .....                         | 26        |
| 3.6        | 放射線 .....                          | 26        |
| 3.7        | 感電 .....                           | 26        |
| 3.8        | ガラス飛散 .....                        | 27        |
| 3.9        | 騒音 .....                           | 27        |
| 3.10       | 電磁干渉による機器の誤動作 .....                | 27        |
| 4.         | 「きぼう」運用における安全管理 .....              | 27        |
| 4.1        | 「きぼう」との統合安全解析 .....                | 27        |
| 4.2        | システム／ペイロードの安全管理寿命 .....            | 29        |
| 4.3        | 廃棄物の安全管理 .....                     | 29        |
| 4.4        | 物品の地上への回収時の安全性 .....               | 30        |
| 4.5        | 「きぼう」実運用中の安全管理 .....               | 30        |
| 4.6        | 安全審査体制 .....                       | 31        |
| 4.7        | 日本人搭乗員安全確認 .....                   | 32        |
| 5.         | まとめ .....                          | 32        |
| <b>第4章</b> | <b>有人信頼性管理技術 .....</b>             | <b>33</b> |
| 1.         | 序論 .....                           | 33        |
| 2.         | 有人宇宙システム特有の信頼性管理技術 .....           | 33        |
| 3.         | 有人信頼性管理技術 .....                    | 33        |
| 3.1        | 2故障許容（2FT）要求 .....                 | 33        |
| 3.2        | 信頼度維持の設計 .....                     | 34        |
| 3.3        | 人為故障の除去 .....                      | 37        |
| 4.         | まとめ .....                          | 38        |
| <b>第5章</b> | <b>有人システム維持機能技術～構造・機構系技術 .....</b> | <b>39</b> |
| 1.         | 序論 .....                           | 39        |
| 2.         | ISSの概要 .....                       | 39        |
| 3.         | 「きぼう」の概要 .....                     | 39        |
| 4.         | 「きぼう」の構造系概要 .....                  | 40        |
| 4.1        | 船内実験室・船内保管室の構造 .....               | 40        |
| 4.2        | 船外実験プラットフォーム・船外パレットの構造 .....       | 42        |
| 5.         | 構造数学モデル検証要求と検証結果の例 .....           | 42        |
| 5.1        | 構造数学モデル検証要求 .....                  | 42        |
| 5.2        | 構造数学モデル検証結果の例 .....                | 43        |
| 6.         | 「きぼう」の機構系概要 .....                  | 44        |
| 7.         | まとめ .....                          | 47        |

## 第 6 章 有人システム維持機能技術

### ～ロボットアーム運用のための軌道上荷重検証技術 ..... 48

|                                |    |
|--------------------------------|----|
| 1. 序論 .....                    | 48 |
| 2 軌道上荷重に対する JEMRMS の挙動予測 ..... | 48 |
| 2.1 軌道上荷重 .....                | 48 |
| 2.2 挙動予測 .....                 | 51 |
| 2.3 予測値と軌道上実績値の比較 .....        | 52 |
| 3. 運用規定の設定 .....               | 55 |
| 4. まとめ .....                   | 57 |

## 第 7 章 有人システム維持機能技術～電気・通信系技術 ..... 58

|   |    |
|---|----|
| 1. 序論 .....   | 58 |
| 2. 電気・通信系の技術 .....  | 58 |
| 2.1 電力系 .....   | 58 |
| 2.2 低速データ伝送系 .....  | 59 |
| 2.3 中速データ伝送系 .....  | 60 |
| 2.4 高速データ伝送系 .....  | 61 |
| 2.5 ビデオ系 .....  | 62 |
| 2.6 音声系 .....   | 63 |
| 3. エンジニアリング .....   | 64 |
| 3.1 電力系インターフェース検証 .....                                     | 65 |
| 3.2 低速データ伝送系インターフェース検証 .....                                | 65 |
| 3.3 中速データ伝送系インターフェース検証 .....                                | 65 |
| 3.4 高速データ伝送系インターフェース検証 .....                                | 65 |
| 3.5 ビデオ系、音声系インターフェース検証 .....                                | 66 |
| 3.6 総合インターフェース試験 .....                                      | 66 |
| 4. サステイニングエンジニアリング .....                                    | 66 |
| 4.1 電力系シミュレータおよび電力系安定性解析モデル .....                           | 66 |
| 4.2 運用手順検証・訓練システム（低速データ通信系シミュレータ）および<br>1553B 特性解析モデル ..... | 67 |
| 4.3 中速データ伝送系検証器材 .....                                      | 68 |
| 5. 軌道上運用（電気・通信系） .....                                      | 68 |
| 5.1 過電流発生 .....   | 68 |
| 5.2 機器の更新 .....   | 69 |
| 5.3 外部カメラのライト故障 .....                                       | 69 |
| 5.4 軌道上宇宙飛行士の動きを読む .....                                    | 70 |
| 6. まとめ .....  | 70 |



|  |            |
|--|------------|
| <b>第 8 章 有人システム維持技術～熱制御系技</b>            | <b>72</b>  |
| 1. 序論                                    | 72         |
| 2. システム間連携動作とインターフェースの制御・管理              | 72         |
| 3. 熱的干渉の設計への取込みと検証方法                     | 75         |
| 4. 設計及び検証におけるいくつかの問題の紹介                  | 76         |
| 4.1 ELM-PS 熱平衡試験での温度低下問題                 | 76         |
| 4.2 EF 軌道上低温流体流入問題                       | 77         |
| 4.3 冷却水系の腐食・腐敗、析出問題                      | 78         |
| 4.4 地上試験での冷却水漏洩問題                        | 78         |
| 5. 軌道上運用状況                               | 79         |
| 5.1 温度制御状況                               | 79         |
| 5.2 MTL/LTL ジャンパ内のエア混入                   | 80         |
| 5.3 MTL 温調パラメータ最適化                       | 81         |
| 5.4 LTL 冷却水ポンプ故障                         | 82         |
| 6. まとめ                                   | 83         |
| <b>第 9 章 生命維持技術</b>                      | <b>84</b>  |
| 1. 序論                                    | 84         |
| 2. 生命維持技術と「きぼう」所掌範囲                      | 84         |
| 3. 生命維持系の技術仕様と設計根拠                       | 85         |
| 4. 重要課題とその解決                             | 86         |
| 4.1 船内実験室の空調能力問題                         | 86         |
| 4.2 騒音問題                                 | 88         |
| 4.3 循環風速問題                               | 90         |
| 4.4 有害ガス問題                               | 93         |
| 5. 軌道上運用                                 | 93         |
| 6. まとめ                                   | 94         |
| <b>第 10 章 クルーインターフェース技術</b>              | <b>96</b>  |
| 1. 序論                                    | 96         |
| 2. クルーインターフェースの定義                        | 96         |
| 3. 「きぼう」における設計・製造及び地上検証について              | 101        |
| 4. 「きぼう」開発における成果とレッスンズ・ラーンド              | 102        |
| 5. まとめ ～ 将来展望                            | 103        |
| <b>第 11 章 有人宇宙活動支援技術～ロボティクスによる軌道上組立～</b> | <b>104</b> |
| 1. 序論                                    | 104        |
| 2. 船内保管室 (ELM-PS)・船内実験室 (PM) の組立         | 105        |
| 3. 船外実験プラットフォーム (EF) の組立                 | 106        |
| 4. 船外パレット (ELM-ES) の取付・取外                | 110        |
| 5. JEMRMS による実験装置の取付                     | 112        |

|   |            |
|---|------------|
| 6. まとめ .....  | 116        |
| <b>第 12 章 「きぼう」 与圧系システムの開発成果</b>                    |            |
| ～船内実験室と船内保管室の構造系.....                               | 118        |
| 1. 序論 .....   | 118        |
| 2. 各部構造概要 .....                                     | 118        |
| 2.1 船内実験室（または与圧部） .....                             | 118        |
| 2.2 船内保管室（または補給部与圧区） .....                          | 121        |
| 3. 設計要求と設計検証概要 .....                                | 121        |
| 3.1 質量／質量中心 .....                                   | 121        |
| 3.2 荷重.....   | 122        |
| 3.3 剛性.....   | 123        |
| 3.4 隕石・デブリ防御／断熱.....                                | 123        |
| 3.5 寿命.....   | 124        |
| 3.6 エンベロープ .....                                    | 124        |
| 4. 主な苦勞した点.....                                     | 124        |
| 4.1 NASA とのインターフェース .....                           | 124        |
| 4.2 窓組立 .....                                       | 124        |
| 4.3 スタンドオフリンクの位置精度.....                             | 125        |
| 5. まとめ .....  | 126        |
| <b>第 13 章 「きぼう」 与圧系システムの開発成果～管制システム.....</b>        | <b>127</b> |
| 1. 序論 .....   | 127        |
| 2. 「きぼう」 管制システム概要.....                              | 127        |
| 2.1 管制システム構成.....                                   | 127        |
| 2.2 管制システム機能.....                                   | 128        |
| 3. 「きぼう」 管制システム検証.....                              | 131        |
| 4. 管制システムの軌道上運用における知見 .....                         | 132        |
| 4.1 管制制御装置(JCP)は a 系か b 系か .....                    | 132        |
| 4.2 JCP に発生した異常について .....                           | 132        |
| 4.3 自動実行プロシージャの追加 .....                             | 134        |
| 4.4 ラップトップの異常 .....                                 | 135        |
| 5. まとめ .....  | 135        |
| <b>第 14 章 「きぼう」 与圧系システムの開発成果～与圧システムの熱・流体系 .....</b> | <b>137</b> |
| 1. 序論 .....   | 137        |
| 2. 与圧系熱制御システムの構成.....                               | 137        |
| 2.1 ATCS.....                                       | 137        |
| 2.2 PTCS.....                                       | 141        |
| 3. 開発成果.....  | 144        |
| 3.1 ATCS 関連の開発成果.....                               | 144        |

|               |   |            |
|---------------|---|------------|
| 3.2           | PTCS 関連の開発成果.....                           | 147        |
| 4.            | 構成機器紹介 .....                                | 150        |
| 5.            | まとめ .....                                   | 152        |
| <b>第 15 章</b> | <b>「きぼう」曝露系システムの開発成果～船外実験プラットフォーム .....</b> | <b>153</b> |
| 1.            | 序論 .....                                    | 153        |
| 2.            | 船外実験プラットフォームの開発成果.....                      | 154        |
| 2.1           | 電力系 .....                                   | 154        |
| 2.2           | 通信制御系 .....                                 | 155        |
| 2.3           | 熱制御系 .....                                  | 156        |
| 2.4           | 装置交換機構系 .....                               | 157        |
| 2.5           | 微小重力環境 .....                                | 158        |
| 3.            | まとめ .....                                   | 159        |
| <b>第 16 章</b> | <b>「きぼう」曝露系システムの開発成果～船外パレット .....</b>       | <b>160</b> |
| 1.            | 序論 .....                                    | 160        |
| 2.            | 船外パレットの開発成果.....                            | 161        |
| 2.1           | 機構系 .....                                   | 161        |
| 2.2           | 制御電子装置（ECU：Electronic Control Unit） .....   | 162        |
| 2.3           | 電力分配制御装置（PCU：Power Control Unit） .....      | 162        |
| 2.4           | 装置交換機構（PIU：Payload Interface Unit） .....    | 162        |
| 3.            | 設計変更 .....                                  | 162        |
| 3.1           | ペイロードの見直し .....                             | 162        |
| 3.2           | DCLA・VLA 対応 .....                           | 162        |
| 3.3           | キールカメラターゲット追加 .....                         | 163        |
| 4.            | 運用 .....                                    | 164        |
| 5.            | まとめ .....                                   | 166        |
| <b>第 17 章</b> | <b>「きぼう」衛星間通信システムの開発成果 .....</b>            | <b>167</b> |
| 1.            | 序論 .....                                    | 167        |
| 2.            | 開発成果.....                                   | 169        |
| 2.1           | 有人システム初の日本独自通信回線の実現 .....                   | 169        |
| 2.2           | PFM 単一開発 .....                              | 170        |
| 2.3           | 有人対応技術 .....                                | 171        |
| 3.            | 軌道上運用状況 .....                               | 172        |
| 3.1           | 運用制約に係る国際調整 .....                           | 172        |
| 3.2           | 初期チェックアウトの実施結果 .....                        | 173        |
| 4.            | まとめ .....                                   | 177        |
| <b>第 18 章</b> | <b>「きぼう」ロボットアームの開発成果.....</b>               | <b>178</b> |
| 1.            | 序論 .....                                    | 178        |
| 2.            | 構成・諸元 .....                                 | 178        |

|   |            |
|---|------------|
| 3. 開発成果 .....                               | 179        |
| 3.1 宇宙ロボットに共通する開発成果 .....                   | 180        |
| 3.2 有人宇宙ロボット特有の開発成果 .....                   | 182        |
| 3.3 地上からの遠隔操作技術 .....                       | 183        |
| 3.4 ロボティクス運用地上システム .....                    | 185        |
| 4. まとめ .....                                | 187        |
| <b>第 19 章 「きぼう」エアロック／曝露部結合機構の開発成果 .....</b> | <b>188</b> |
| 1. 序論 .....                                 | 188        |
| 2. EFBM .....                               | 189        |
| 2.1 EFBM の概要 .....                          | 189        |
| 2.2 EFBM の開発成果 .....                        | 189        |
| 2.3 EFBM の運用結果 .....                        | 191        |
| 2.4 定常運用 .....                              | 194        |
| 3. エアロック .....                              | 192        |
| 3.1 エアロックの概要 .....                          | 192        |
| 3.2 エアロックの開発成果 .....                        | 193        |
| 3.3 エアロックの運用状況 .....                        | 195        |
| 3.4 今後のエアロック利用予定 .....                      | 196        |
| 4. まとめ .....                                | 196        |
| <b>第 20 章 「きぼう」電力系サブシステムの開発成果 .....</b>     | <b>197</b> |
| 1. 序論 .....                                 | 197        |
| 2. 開発経緯 .....                               | 197        |
| 2.1 予備設計フェーズ .....                          | 199        |
| 2.2 基本設計フェーズ .....                          | 199        |
| 2.3 詳細設計フェーズ .....                          | 199        |
| 2.4 維持設計フェーズ .....                          | 199        |
| 2.5 補用品製造 .....                             | 199        |
| 3. 「きぼう」の電力分配系統構成 .....                     | 199        |
| 4. 系統設計 .....                               | 200        |
| 4.1 負荷異常時の対応 .....                          | 200        |
| 4.2 負荷の接続／切離し .....                         | 202        |
| 4.3 遮断機能喪失時の対応 .....                        | 203        |
| 5. 電力運用管理 .....                             | 203        |
| 5.1 電力分配（ブラウンアウトの防止） .....                  | 203        |
| 5.2 安定性 .....                               | 204        |
| 6. 運用評価 .....                               | 205        |
| 6.1 故障分離 .....                              | 205        |
| 6.2 温度環境 .....                              | 206        |

|                                      |            |
|--------------------------------------|------------|
| 7. 運用解析 .....                        | 206        |
| 7.1 電力安定度解析 .....                    | 208        |
| 7.2 電力リソース解析 .....                   | 208        |
| 8. まとめ .....                         | 210        |
| <b>第 21 章 「きぼう」空気調和装置の開発成果 .....</b> | <b>211</b> |
| 1. 序論 .....                          | 211        |
| 2. 空気調和装置の開発 .....                   | 212        |
| 2.1 装置構成 .....                       | 212        |
| 2.2 装置機能 .....                       | 212        |
| 2.3 要素開発 .....                       | 213        |
| 3. 空気調和装置の射場作業 .....                 | 214        |
| 4. 空気調和装置の運用状況 .....                 | 214        |
| 4.1 キャビン熱交換器からの水滴検出 .....            | 215        |
| 4.2 微生物／微粒子除去器の交換 .....              | 216        |
| 4.3 水分離器過回転の発生 .....                 | 216        |
| 5. 空気調和装置開発における獲得技術 .....            | 216        |
| 6. まとめ .....                         | 216        |
| <b>参考文献 .....</b>                    | <b>217</b> |
| <b>略語集 .....</b>                     | <b>221</b> |

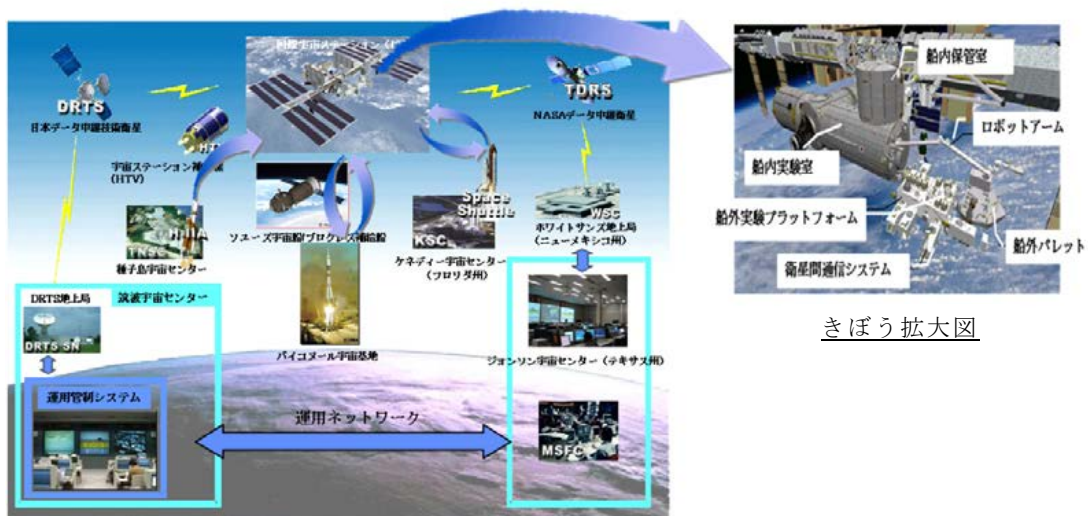


## 第 1 章 有人宇宙システムのプロジェクト管理技術

### 1. 序論

JAXA はこれまでに、NASA など米国が取り入れたプロジェクト管理手法を人工衛星やロケットの開発に採用してきた。しかし、大きさがサッカー場ほどもあり、“人類初”の巨大で複雑、かつ、完成までに 20 年を超える歳月を要し、以降も長期に亘り運用される有人宇宙基地、“国際宇宙ステーション (ISS) 計画”におけるプロジェクト管理は非常に複雑で困難である。また、ISS を完成して運用するためには第 1 図に示すような、

米国・ロシア・欧州 (11 ヶ国)・カナダ及び日本が開発した、有人往還機、打上げ用ロケット、組み立て用ロボットアーム、及び主要国の地上管制施設などが不可欠であり、これら主要国との国際調整及び協働作業も非常に複雑で困難である。本章では、日本が ISS 計画に参加して国際パートナーと調整及び協働しながら「きぼう」を開発し、運用する中で獲得している、大規模で複雑な有人宇宙システムのプロジェクト管理手法について報告する。



第 1 図 きぼうの組立・運用体系

## 2. ISS 及び「きぼう」プロジェクト管理の難しさ

### 2.1 ISS 及び「きぼう」のミッション／システム

無人の宇宙機と比べた場合、ISS や「きぼう」のプロジェクト管理（スケジュール、コスト、コンフィギュレーション、コミュニケーション、安全・信頼性・品質、リスク等）が複雑で困難な理由として大きく 3 つ挙げられる。1 つ目は、宇宙飛行士が長期滞在する有人宇宙機であること。2 つ目は、システムが巨大で複雑であること。3 つ目は、多国籍国際協働ミッションであること。以下にそれぞれの概要を示す。

#### (1) 有人宇宙機の特徴

無人宇宙機と有人宇宙機との最大の違いは、宇宙飛行士の存在の有無である。宇宙飛行士が宇宙機に搭乗することで、無人宇宙機とは全く異なる有人特有のシステム要求や有人安全要求が課せられる。有人宇宙機では宇宙飛行士の安全確保が最優先の要求となる。ISS には「きぼう」を含む多くの与圧（船内）実験室等が結合されている。宇宙の閉鎖空間で宇宙飛行士が長期間安全に生存し滞在することを保障しなければならない。具体的には、火災、急減圧、有毒ガス発生のような、“致命的な危険要因”が発生しないようにシステムを構築するとともに、警告・警報システムの設置や危害の封鎖が必要となる。これら以外にも、有人特有のシステムとして、照明、エアコン、トイレ、健康管理（CH<sub>2</sub>CS）、船外活動用スーツ（EMU）など多数ある。また、有人システムの大きな特徴の一つとして、機器の故障時には軌道上で修理が可能（事後保全）であること及び有限寿命品（水、食糧、酸素、エアコン用フィルタ等）を事前に交換可能（予防保全）であることが挙げら

れる。

#### (2) 巨大で複雑なシステム

ISS は“人類初”の巨大で複雑な有人宇宙基地である。ISS の建設は 1998 年に打上げられたロシアの基本モジュール（ザーリヤ：FGB）から始まったが、すべて建設するためには各国の宇宙往還機（スペースシャトル（米）、ソユーズ（露））と宇宙輸送機（プログレス、ATV（欧）、HTV（日））を 40 回以上も打上げる必要があった。

打上げた後は、軌道上でスペースシャトルのロボットアーム（加）や ISS のロボットアーム（加）を使って組み立てた。「きぼう」の船外実験装置を船外実験プラットフォームに取り付けるときには「きぼう」のロボットアームが使われた。

#### (3) 多国籍国際協働ミッション

ISS は、米国を中心としたロシア・欧州（11 ヶ国）・カナダ・日本の計 15 ヶ国が参加する多国籍で有人の国際協働ミッションである。後述するが、国際協定（IGA）の下で ISS を実際に推進する実行組織のトップ会議は宇宙ステーション管理会議（SSCB）であり、NASA（米）、FSA（露）、ESA（欧）、CSA（加）、JAXA（日）の各 ISS プログラムマネージャが出席し NASA が議長を務める。

この会議で議論される課題は、各国が分担する物品の打上げスケジュールや組立てスケジュールなど、各国が単純に合意できる内容のものばかりではなく、各国の事情や思惑を含んだ困難な課題が多く調整は非常に難しい。また、ISS 構成品の打上げから組立てと完成まで、どの国のどのシステムが問題を起こしても ISS の組み立てスケジュールに影響するため、各国の責任と協働作業が非常に重要となる。

## 2.2 複雑な「きぼう」の組立と運用

「きぼう」を ISS 軌道上で組み立てて運用するためには、「きぼう」構成要素間のインターフェースだけでなく、宇宙飛行士、ISS、スペースシャトル、ロボットアーム、HTV、ソユーズ／プログレス、ATV 及び地上管制施設等、多国間に亘る複雑な国内／国際調整が必要であり、「きぼう」のプロジェクト管理も柔軟な管理が求められる。以下に「きぼう」の組立と運用の複雑さの一端を示す。

### (1) 「きぼう」は 3 回の打上げで完成

「きぼう」は、スペースシャトルによる 3 回のフライトで ISS に輸送され、シャトルのロボットアーム (SRMS) 及び ISS のロボットアーム (SSRMS) を使用して組み立てられた。2008 年 3 月及び 6 月に、それぞれ船内保管室 (ELM-PS) と船内実験室 (PM) 及びロボットアーム (RMS) が打ち上げられ、2009 年 7 月に船外実験プラットフォーム (EF) 及び曝露ペイロード等が搭載された船外パレット (ELM-ES) が打ち上げられ、きぼうは完成した。

### (2) 船内保管室及び搭載ラックの移設

ロシアの途中参画に伴う ISS の軌道傾斜角の変更により、スペースシャトルの打上げ能力が制限 (約 15 トン) されたことから、船内実験室及びロボットアーム並びに搭載ラックを全て (約 19 トン) 同時に打ち上げることができなかった。このため、船内実験室には起動するのに必要最小限のシステムラックのみを搭載して打ち上げることとし、残りのシステムラック、実験ラック、保管ラック等 8 台のラック (約 4 トン) は船内保管室 (約 4 トン) に搭載して、リスク低減の観点からこれらを先行して 1 回目 (1J/A) として打ち上げ、ISS 第 2 結合部 (Node2 : ハーモニ) の天頂部に暫定的に取り付けた。

2 回目 (1J) の船内実験室が打ち上げられた後に、ISS 上の宇宙飛行士がシステムラック及び実験ラックを船内保管室から船内実験室に移設し、船内保管室を本来の設置位置である船内実験室の天頂部に移設した。3 回目 (2J/A) の打上げでは、船外実験プラットフォームを船内実験室に取り付けた後、曝露ペイロード等 3 台を搭載した船外パレットを船外実験プラットフォームに取り付けた。その後、船外パレット上の曝露ペイロード等 3 台を「きぼう」のロボットアームを使い船外実験プラットフォーム上の所定のポートに取り付けた。

### (3) 「きぼう」完成後の実験ペイロードやスベア品の輸送と交換

「きぼう」が完成した後の船内／曝露ペイロードやスベア品 (軌道上交換ユニット (ORU : Orbital Replaceable Unit)) 等の輸送及び廃棄は宇宙ステーション補給機 (HTV) 等によって実施される。船内実験ペイロード及びスベア品等は HTV の補給キャリア与圧部で輸送され、曝露ペイロードは補給キャリア非与圧部で輸送された後、それぞれ所定の運用位置に設置される。

## 3. ISS 及び「きぼう」のプロジェクト管理手法

大きく複雑な日本初の有人宇宙実験施設「きぼう」の開発を進めるだけでも大変な状況の中、1993 年のロシア参加及び大幅な ISS リデザインの実施、2003 年のスペースシャトル・コロンビア号の事故等により、今日に至るまで何度も参加国の業務分担やスケジュール等が大幅に変更され、ISS 及び「きぼう」のプロジェクトはその度に大幅な見直しを余儀なくされてきた。

以下に、日本が ISS 計画に参加して「き

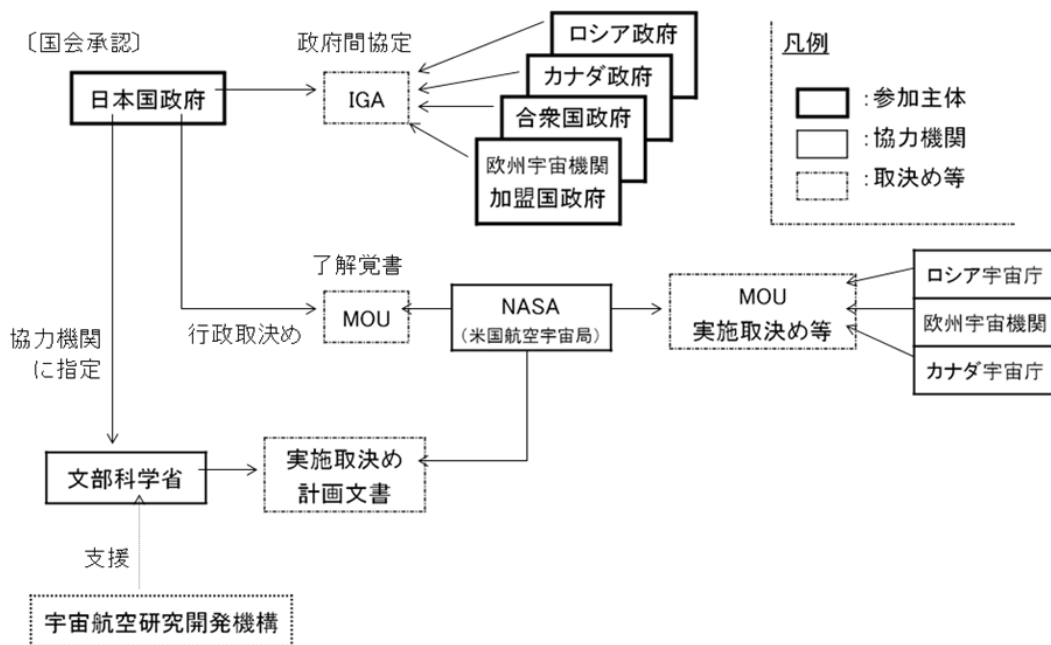
ぼう」を開発し、国際パートナーと調整及び協働する中で獲得した、大規模で複雑な有人宇宙システム特有のプロジェクト管理手法について示す。

### 3.1 多国籍有人宇宙プロジェクトの進め方

第2図に日本と他参加国とのISS計画の枠組みを示す。ISS計画への参加国は政府間

協定（IGA）及び米国との了解覚書（MOU）を締結し、これら国家レベルの取決めに従ってISS計画を推進している。

プロジェクト管理で最も重要な事項は意思決定プロセスであり、その決定事項を関係者全員に周知・徹底（コミュニケーション）することが重要である。



第2図 ISS計画の枠組み

第3図にISSプログラムの意思決定に係る枠組みを示す。実行レベルのトップ会議である宇宙ステーション管理会議（SSCB）は、参加国のISSプログラムマネージャをボードメンバーとして構成され、議長はNASAのISSプログラムマネージャが行う。SSCBの下には多くの管理会議が構成されており、参加国のマネージャや担当者が参加し専門分野ごとの進捗確認や意思決定を行う。ミッ

ションインテグレーション&運用管理会議（MIOCB）などは、下位に多くの管理会議を持っており、有人で複雑なシステム管理を階層的に行う体系となっている。なお、ISSの軌道上組立が完了し運用段階に移行した後は、本格利用の推進や業務合理化等、施策的観点から第3図におけるPCB、PICB、VCB、MIOCB等の業務所掌に一部見直しが行われ、会議名称が変更されたものもあるが、

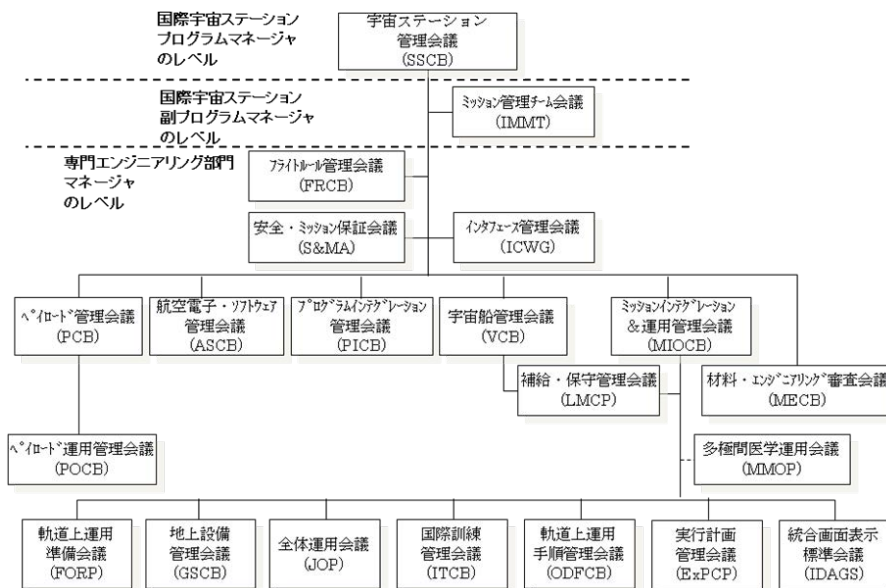
基本的な体系には変更は無い。

ISS ミッション管理チーム会議 (IMMT) は、NASA の ISS 副プログラスマネージャレベルが議長となり、毎週月曜日と木曜日に開催して、ISS の運用や課題処理等について進捗確認及び意思決定を行っている(スペースシャトルの現役当時、シャトルのフライト中は毎日開催した。ソユーズや HTV など、他の宇宙機のフライトの場合は連日の開催は無い)。

第 4 図にスペースシャトルの打上げ及びフライト中の意思決定の枠組みを示す。NASA はスペースシャトルの打上げから着陸までのスペースシャトルプログラムの意思決定会議として ISS とは独立した管理会議 (MMT) を持ち毎日開催した。IMMT と MMT には両者の代表者が参加し、情報の共有とそれぞれの意思決定を行った。JAXA は運用管理チーム、技術チーム、運用管制チーム、S&MA チーム等から構成される独自の管理会議(「きぼう」運用管理会議)を持ち、スペースシャトルのフライト中は毎日、それ

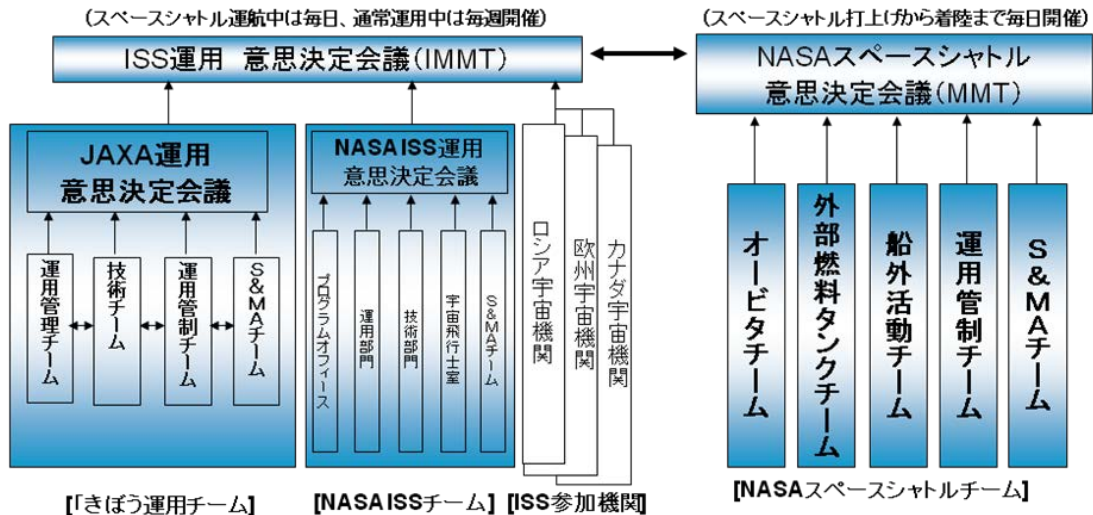
以外は毎週「きぼう」や ISS の情報共有及び意思決定を行った。「きぼう」が定常運用に移行した現在、「きぼう」運用管理会議の開催は隔週金曜となっている。

IMMT は、プログラムレベルでの調整や意思決定を要する準実時間運用上の課題を迅速的確に処理することにより、運用現場を担う運用管制チームをサポートすることを旨としており、従って IMMT の運営にはより周到的な事前調整と円滑な進行が求められる。NASA、とりわけジョンソン宇宙センターは、スペースシャトル・コロンビア号の事故の後、意思決定プロセスにおける反対意見や少数意見、プログラム要求に対するウェーバー処理等の取扱いについてより細心の注意を払うよう、組織を挙げた改革に取り組み、IMMT や MMT などの運営に反映している。JAXA でも、IMMT 前に内部で対処方針調整を行うと共に、必要に応じて NASA と二者間での事前調整テレコンを行い、円滑確実な課題処理に努めている。



第 3 図 ISS プログラムの意思決定の枠組み





第4図 シャトルの打上げ及びフライト中の意思決定の枠組み

### 3.2 安全・開発保証の管理

ISS及び「きぼう」の開発、運用、利用においては、安全性、信頼性、品質等の互いに関連が深い管理を統合的に管理してミッションを達成させる、安全・開発保証（S&MA：Safety and Mission Assurance）活動に従ってプロジェクトを推進している。それぞれの管理について、有人宇宙機特有の主な事項を以下に示す。

#### (1) 安全管理

前項でも述べた通り、有人宇宙機の最大の特徴が宇宙飛行士の有無であり、開発・運用上で最も重要な要求事項が宇宙飛行士の安全である。有人安全要求を適用することによって、有人宇宙機は無人宇宙機とは大きく異なる設計、製作及び試験・検証を要求される。有人の安全管理では、開発・運用・利用の全段階において危険要因（ハザード）を識別し、それらを排除又は制御するとともに、残存するリスクが許容可能かどうかを判断するデータ（ハザード・レポート）として纏める。纏めたハザード・レポートを基に各開発段階

毎（基本設計、詳細設計、維持設計）に安全審査会（Phase-I、II、III）を開催しその妥当性を評価する。「きぼう」の安全審査では、初めに国内の安全審査を行ってから NASA の安全審査を行っている。

#### (2) 信頼性管理

有人の信頼性管理で特徴的なのは、故障許容の設計、FDIR（Failure Detection, Isolation and Recovery）及び部品材料管理である。故障許容には、2故障許容、1故障許容及び0故障許容があるが、無人宇宙機の設計では殆どが1故障許容（冗長構成）と0故障（冗長系無し）の設計である。2故障許容は、2つの故障又は誤操作があっても安全を保てるように設計するもので、宇宙飛行士の致命傷やISS及びスペースシャトル全体の損失等、“致命的な危険要因”に対して要求される。FDIRは、故障の検出、隔離、復旧のプロセスを示す。無人宇宙機でも同様のプロセスはあるが、有人宇宙機の場合には機器の故障が宇宙飛行士の致命傷になる場合があるため、クリティカリティのレベルに応

じた処置が要求される。また、復旧の方法として、軌道上で宇宙飛行士が補用品と交換できることも有人宇宙機特有である。部品材料管理は無人宇宙機でも実施しているが、有人宇宙機では、火災、有毒ガス、構造破壊等が宇宙飛行士にとって致命的であるため、設計段階から部品・材料の選定、可燃性試験及びオフガス試験並びに構造部材評価試験の実施等、厳しく管理している。

### (3) 品質管理

品質管理は、ほぼ無人宇宙機と同様の管理を行っているが、有人宇宙機の品質次第で宇宙飛行士にとって致命的の不具合を生じ得るため、試験・検証の徹底や構造部材の品質管理（フラクチャー管理）等、徹底した品質管理を行っている。

上記 3 点については後章にて詳述する。

### 3.3 コミュニケーション管理

巨大で複雑、かつ、多国籍の協働ミッションにおいて、各国との情報共有や調整（コミュニケーション管理）は非常に重要なプロジェクト管理項目の一つである。ISS では、参加国との SSCB やその下位の多数の管理会議等を定期的に開催し、ISS 推進に関する情報共有と課題の調整を行っている。これらの定期的な管理会議以外にも、「きぼう」の開発及び打上げに関する NASA との各種インターフェース調整会議や各種審査会の開催等を通じ、NASA との情報共有及び課題調整を行った。日本国内に関しては、プロジェクトのマスタスケジュールに従った各種審査会、毎月開催される JAXA/各社のプロジェクト会合などを通じ、JAXA と開発企業との情報共有及び課題調整を行っている。JAXA 内では、プロジェクト内マネージャ会議の実施（毎週）、プロジェクト全体会議の実施（毎月）、プロジェクト管理会議の実施（毎週）、

プロジェクト内の各チーム会議（毎週）を開催し、各責任者と技術担当者間の情報共有と課題の調整等を行っている。

### 3.4 コスト管理

前述のとおり、計画に必要な資金は各参加国が負担し、その資金上の義務は自国の利用可能な予算に従うことになっていることに伴い、参加国の事情で計画の遅延が余儀なくされる。打上げ時期や組立て時期が遅延すればその分だけ開発企業の体制を維持しなければならず、単純計算では計画コストが大幅に増加してしまう。これらコスト増を低減するため、設計費や製作・試験費等の詳細なコスト評価を徹底して行い、年度毎に契約を執行することで全体のコスト管理を行った。また、要求仕様を若干変更してコスト低減が可能かどうかを詳細評価したり、設計の共通化を行って部品・材料のまとめ買いを行う等の対応を行った。

### 3.5 スケジュール管理

ISS は、1986 年に予備設計を完了した時点では 1995 年に完成する予定であったが、実態は 1998 年に最初の打上げがスタートし、2011 年に完成した。これは、ISS 計画が国家間の取決めであっても、計画に必要な資金は各参加国が負担し、その資金上の義務は自国の利用可能な予算に従うことになっているからで、各国の事情で計画の遅延が余儀なくされている。

ISS 組み立ての詳細スケジュール管理は SSCB で行われ、参加機関はこのスケジュールに従って自国の開発スケジュールを管理している。JAXA は統合マスタスケジュール（プログラム全体、JEM 開発プロジェクト、JEM 運用プロジェクト、HTV プロジェクト、実験ペイロードの各責任者が合意）を制定し、

これと整合する各プロジェクトマスタスケジュールを作成し維持管理した。クリティカルパスを明確にし、打上げ予定時期を厳守するために、実験ペイロード等の引渡し時期、射場への輸送時期、NASA への引渡し時期等を明記し維持管理した。

### 3.6 コンフィギュレーション管理

ISS 及び「きぼう」のコンフィギュレーション管理（CM）は、コンフィギュレーション管理会議（CCB）によって管理されている。CCB は各種コンフィギュレーション識別文書（全体システム、各機器の仕様、インターフェースを規定）の審査・修正・承認（制定）及びその後の維持管理を行っている。「きぼう」の開発中に NASA が規定する仕様要求に適合しない事象が発生した場合で、ISS 及び「きぼう」のシステム性能に影響しないと判断される場合には、NASA にウエーブ申請を行い承認を受ける。ISS 及び「きぼう」のような巨大な有人宇宙システムを開発するためには、膨大な各種開発仕様書、インターフェース仕様書、検証要求書等が必要となる上、それらを適切に変更管理する必要がある。変更管理を間違えればその記述はそのままハードウェアやソフトウェアの設計ミスに繋がってしまう。

因みに、日本以外他極は、ISS の計画発足から完成に至るまでの間に、財政等諸々の事情から、各構成要素の大幅な仕様変更を行ってきた。このような中で、日本はコスト管理の努力も続けながら、「きぼう」の当初からの仕様を大きく変えることなく堅守した。その事が現在、小型衛星放出ミッションのように、ロボットアーム、エアロックなど、「きぼう」の有する様々な能力を有機的に活用して宇宙利用の拡大に資する新規ミッションの創出にも繋がっている。

### 3.7 リスク管理

ISS 及び「きぼう」の開発過程では、スケジュール、コスト、システム性能の点で、当初の要求を満足させることが困難な課題に多く直面する。前項でも述べたように、ロシア参加や ISS の大幅設計変更、スペースシャトルの事故等は、プロジェクトへのインパクトが大きく、課題の解決にも相当な時間を要した。これらの発生する可能性のある課題又は発生した課題は、発生時の影響度と発生頻度を考慮し優先度を付けて管理し、参加国が出席する SSCB 等で情報共有し解決してきた。「きぼう」プロジェクト内のリスク管理としては、リスクとなる課題を全てリストアップし、優先度、担当者、対処方針、期限を明確にし毎週進捗を確認した。また、月 1 回の開発企業との会合でも課題情報を共有し、プロジェクトのマスタスケジュールに影響が出ないように管理した。

なお、軌道上組立が完了し運用段階に移行した「きぼう」のリスク管理は、宇宙飛行士の安全確保は言うまでもないが、宇宙実験の円滑かつ安定的な遂行と成果の創出に対して阻害要因となり得る、打上げ計画やリソース配分の変更、及びシステム機器や実験装置の不具合への迅速な対処などの比重が増しており、こういった実運用上のリスク管理活動は、JAXA の ISS プログラムマネージャが主宰する「きぼう」運用管理会議において、中短期的利用・運用計画の方針調整と合わせて、継続的にフォローされている。

#### 4. まとめ

「きぼう」を開発した当初は英語を話せる技術者も少なく、また、初めての有人宇宙用語も理解できずに大変苦労したと聞く。初心者は1年以上もISS略語集を片手に英語の勉強をしながら仕事をするようになった。しかし、今では巨大で複雑、厳しい有人安全要求を満たす有人宇宙機の設計、製造、試験・検証及び運用ができるようになった。

プロジェクト成果の一つとして、習得した技術を文書にして蓄積し新たなプロジェクトに活用することは非常に重要である。一方、その文書を行間まで理解し次期プロジェクトで最大限に活用するには、先行プロジェクトの経験者の活用が非常に効果的である。人類初の巨大な国際宇宙ステーション計画に、日本は初の有人宇宙実験施設「きぼう」を開発することで参加し、多くの有人宇宙システム開発技術と有人宇宙技術者を獲得した。また、「きぼう」の維持・運用と高機能化などの取組みを通じて、現在も有人宇宙技術の蓄積を継続している。これら獲得した有人宇宙技術は、人材も含め既に宇宙ステーション補給機（HTV）の開発に活用されており、更に将来の有人宇宙システムの開発にも活用されるものと期待する。

## 第2章 大型有人宇宙システムの統合技術

### 1. 序論

全長約 20m、質量約 30 トンの巨大システム「きぼう」は、スペースシャトルの打上げ能力の制約から、高度約 400km の国際宇宙ステーション (ISS) に 3 回に分けて輸送され、スペースシャトルや ISS のロボットアームにて ISS に結合された。また、「きぼう」に設置される実験ペイロードについても、「きぼう」と共に打ち上げられたものと、HTV (H-II Transfer Vehicle) などの後続フライトで打ち上げられ「きぼう」に設置されるものがある。

このように「きぼう」や実験ペイロードが軌道上に別々に打上げられる場合においても、「きぼう」のシステム要素間、「きぼう」と実験ペイロード間、およびこれら要素とス

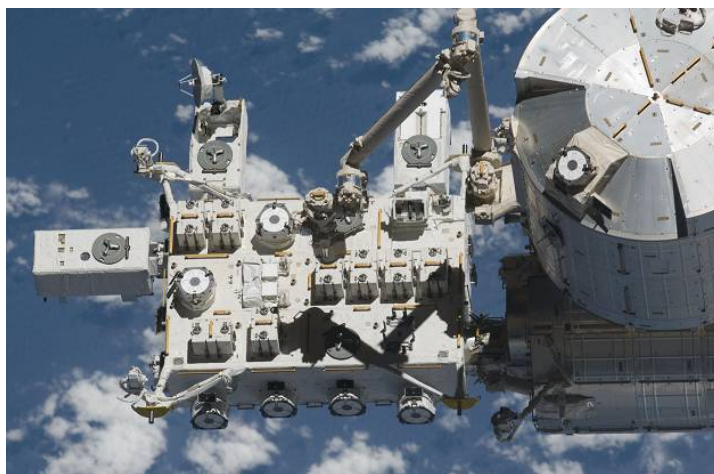
ペースシャトル、ISS および NASA や JAXA の地上管制システムとを結ぶ各部インターフェースにおいて、それぞれの機能が正常に動作するように、要素自身は勿論、各インターフェースについても、抜けなく検証しておく必要があった。

本章では、「きぼう」の開発で獲得した大規模な有人宇宙システムのシステム統合技術について、インターフェース設計及び検証手法の観点から述べる。

### 2. 「きぼう」のシステム構成と運用インターフェース

#### 2.1 「きぼう」のシステム構成

第 1 図に実験ペイロード取付け後の「きぼう」を示す。



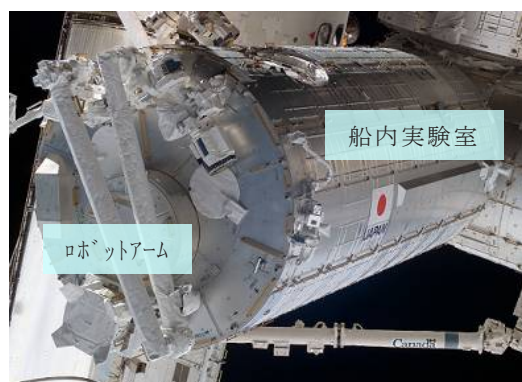
第 1 図 実験ペイロード取付け後の「きぼう」



「きぼう」を構成する 6 つの要素を以下に紹介する。

### (1) 船内実験室 (第 2 図、第 1 表)

微小重力かつ 1 気圧の環境を実験ペイロードに提供する。電力系、管制通信系、空気・温湿度調整等の管理機能を有する「きぼう」の中核要素であり、ISS 最大の与圧モジュールでもある。



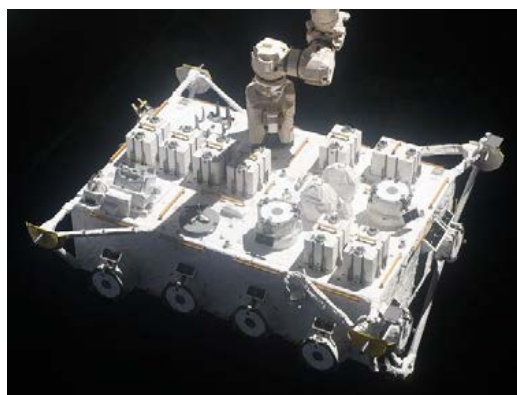
第 2 図 ISS に取り付けられた船内実験室

第 1 表 船内実験室の主要諸元

|       | 諸元                             |
|-------|--------------------------------|
| 寸法    | 直径 4.4 [m]×全長 11.2[m]          |
| 質量    | 14800 [kg] (打上げ時(4 ラック搭載))     |
| 搭載ラック | 23 ラック (内実験ラック 10 体)           |
| 供給電力  | 最大 25 [kW] (120 [Vdc])         |
| 室内環境  | 温度: 18.3-26.7[℃], 湿度: 25-70[%] |

### (2) 船外実験プラットフォーム (第 3 図、第 2 表)

ISS で唯一、実験ペイロードに対して電力、通信、排熱等のフルサービスを提供可能な宇宙曝露実験施設である。微小重力環境に加え天体・地球観測等の実験に使用される。



第 3 図 ISS ロボットアームに把持される船外実験プラットフォーム

第 2 表 船外実験プラットフォームの主要諸元

|          | 諸元                        |
|----------|---------------------------|
| 寸法       | 5.6 [m]×5.0 [m]×4.0 [m]   |
| 質量       | 3800 [kg] (打上げ時)          |
| 搭載ペイロード* | 最大 10 体<br>(衛星間通信システムを含む) |
| 供給電力     | 最大 11 [kW] (120 [Vdc])    |

### (3) ロボットアーム (JEMRMS) (第 4 図、第 3 表)

船内実験室左舷に艀装されるロボットアームは、軌道上では宇宙飛行士が船内実験室から操作し、船外実験プラットフォーム用ペイロードの着脱 (第 4 図) や、アーム先端に子アームを取り付けて船外実験プラットフォーム用システム機器の交換を行う。



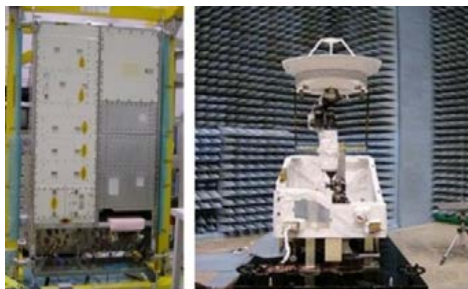
第4図 ロボットアームによる  
実験ペイロードの取り付け

第3表 ロボットアームの主要諸元

|        | 諸元             |
|--------|----------------|
| 寸法     | 全長 9.9 [m]     |
| 質量     | 800 [kg]       |
| 関節自由度  | 6 自由度          |
| 先端移動速度 | 最大 60 [mm/sec] |

#### (4) 衛星間通信システム (ICS) (第5図、第4表)

衛星間通信システムは、ISS 専用データ回線以外に、我が国独自のデータ伝送回線を確認するために用意した通信装置である。



第5図 ICS-PM (船内系、左) と  
ICS-EF (曝露系、右)

第4表 衛星間通信システムの主要諸元

|       | 諸元  |
|-------|---|
| 寸法    | ICS-PM : 2.0[m]×10[m]<br>ICS-EF : 2.2[m]×2.0[m] (アンテナ展開時) |
| データ伝達 | ICS から地上 : 50[Mbps]/26[GHz]<br>地上から ICS : 3[Mbps]/23[GHz] |

#### (5) 船内保管室 (第6図、第5表)

船内保管室は、船内実験室搭載の冗長側システム機器や実験ラック等を搭載して「きぼう」第1便として打上げられた。軌道上では保管庫として使用されている。



第6図 打上げ準備中の船内保管室

第5表 船内保管室の主要諸元

|       | 諸元                       |
|-------|--------------------------|
| 寸法    | 直径 4.4[m]×全長 3.9[m]      |
| 質量    | 8400[kg] (打上げ時 (8ラック搭載)) |
| 搭載ラック | 8 体                      |

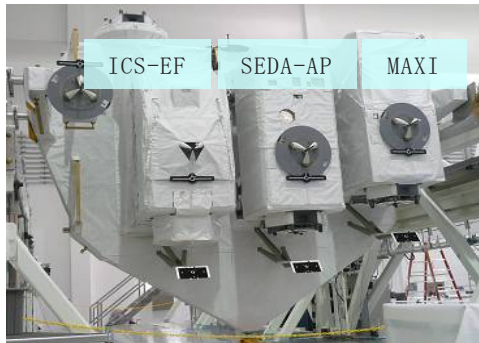
#### (6) 船外パレット (第7図、第6表)

船外パレットは、船外実験プラットフォーム用ペイロード (ICS-EF、SEDA-AP (宇宙

環境計測ミッション装置)、MAXI (全天 X 線監視装置)) を搭載して打ち上げられた。パイロードが船外実験プラットフォームへ移設された後、スペースシャトルにて地上に帰還した。

第 6 表 船外パレットの主要諸元

|         | 諸元                          |
|---------|-----------------------------|
| 寸法      | 4.9 [m] x 4.2 [m] x 2.2 [m] |
| 質量      | 2700 [kg] (実験ペイロード 3 体搭載)   |
| 搭載ペイロード | 3 体                         |

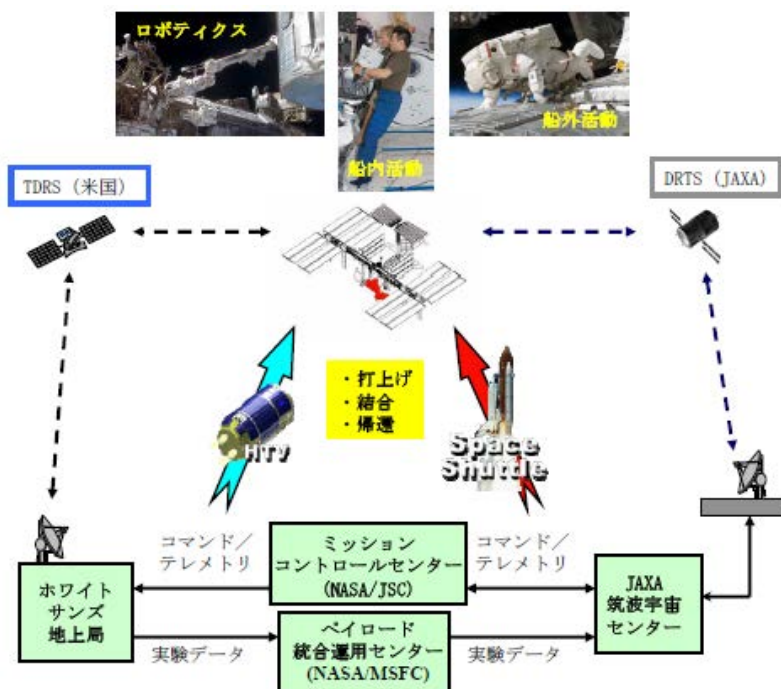


第 7 図 スペースシャトルへの搭載を待つ  
船外パレット

## 2.2 「きぼう」の打上げ・運用インターフェース

このように多くの要素で構成される「きぼう」であるが、「きぼう」自身もその打上げ、軌道上運用にあたり様々なシステム（要素）とインターフェースを有する。

第 8 図に打上げ・運用時の主要なインターフェースを示す。



第 8 図 「きぼう」打上げ・運用インターフェース



第 7 表に「きぼう」各サブシステムと他要素とのインターフェースをマトリクス形式で示す。「きぼう」は、その打上げ及び運用

において多岐に亘るインターフェースを有する複雑なシステムであることが分かる。

第 7 表 他要素とのインターフェース

| インターフェース<br>サブシステム | ペイロード | シャトル | ISS | HTV | 地上局<br>中継衛星 |
|--------------------|-------|------|-----|-----|-------------|
| 電力・通信              | ○     | 電力のみ | ○   | ○   | 通信のみ        |
| 熱                  | ○     | ○    | ○   | ○   | —           |
| 構造・機構              | ○     | ○    | ○   | ○   | —           |
| ロボティクス             | ○     | ○    | ○   | ○   | —           |
| クルーインターフェース        | ○     | ○    | ○   | —   | —           |

### 2.3 「きぼう」の打上げ・軌道上組み立て

具体的に「きぼう」の打上げ・軌道上組み立て・起動シーケンスを通じて、「きぼう」の有する複雑なインターフェースの一面を紹介する。

「きぼう」は、NASA スペースシャトルの打上げ能力（サイズ及び重量）の制約から、3 回のフライトに分けて打ち上げられた。当初は、必要な機器を第 1 便で船内実験室に搭載して打上げ、その他の要素を第 2 便で打ち上げる予定であったが、ロシアの ISS 計画への参加に伴い軌道傾斜角が  $51.6^{\circ}$  に増加し、打上げ能力が低下したため、冗長系機器等を事前に船内保管室で打ち上げるシナリオに変更した。

#### (1) フライト 1J/A (STS-123 : 現地 2008 年 3 月打上げ)

フライト 1J/A は船内保管室とカナダの特種目的ロボットアームを中心とするカーゴを打ち上げるフライトである。船内実験室（第 2 便）の打上げ前に冗長系システム機器（一部）等を打上げ、軌道上で待機する役目を負う。

打上げ以降の組立・起動シーケンスは以下；

- ① エンデバー号から保温用ヒータ電力を受電
- ② エンデバー号が ISS にドッキング
- ③ シャトルアーム (SRMS) で ISS に結合
- ④ システム起動
- ⑤ 船内保管室への乗員の入室

#### (2) フライト 1J (STS-124 : 現地 2008 年 5 月打上げ)

フライト 1J は船内実験室（ロボットアーム取付状態）のみがカーゴとなる占有フライトであった（第 9 図）が、前述の起動傾斜角の変更により、船内実験室搭載機器の一部や OBSS（軌道上でシャトル熱防御タイルの損傷を検査する機器）のオフロードを決断し、全体重量をディスカバリ号の打ち上げ能力の範囲に収めた経緯がある。



第 9 図 ISS にアプローチ中の  
ディスカバリ号

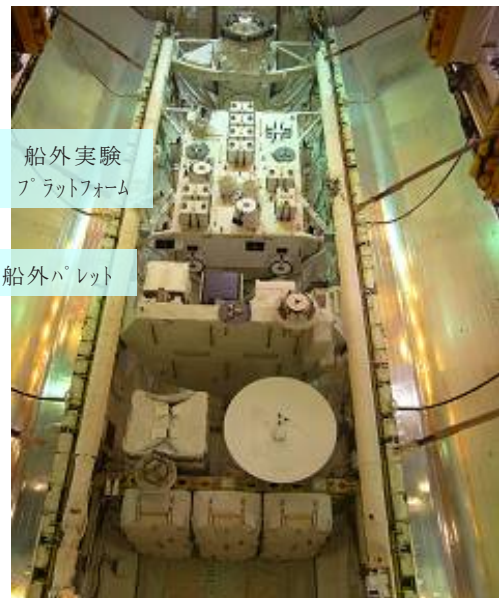
打上げ以降の組立・起動シーケンスは以下；

- ① ディスカバリ号から保温用ヒータ電力を受電
- ② ディスカバリ号が ISS にドッキング
- ③ ISS アーム（SSRMS）で船内実験室を ISS に結合
- ④ システム起動（主系）
- ⑤ 船内実験室へ乗員が入室
- ⑥ 船内保管室から冗長系システム機器等を移動
- ⑦ システム起動（冗長系）
- ⑧ SSRMS で船内保管室を船内実験室上に移設
- ⑨ JEMRMS を打上げ固定状態から開放し、初期展開

### (3) フライト 2J/A (STS-127：2009 年 7 月 打上げ)

フライト 2J/A は「きぼう」の実験ペイロードを含む曝露システム（船外実験プラットフォーム、船外パレット、ICS-EF）、及び ISS 物資を搭載する米国製キャリアからなるフライトである（第 10 図）。5 回におよぶ船外活動と、船外パレットからのペイロード移設に使用する「きぼう」ロボットアームを含む 3 体のロボットアームの操作が複雑に

組み合わさったミッションであり、打上げ直前まで、実フライトのタイムラインに従った詳細熱解析による打上げ対応断熱カバーの打上げ形態を検討し、船外活動クルーによるこれらの断熱カバーの取り外し作業の負荷低減を試みた。



第 10 図 フライト 2J/A のカーゴベイ

打上げ以降の組立・起動シーケンスは以下；

- ① エンデバー号から保温用ヒータ電力を受電
- ② エンデバー号が ISS にドッキング
- ③ SSRMS と SRMS の協調動作で船外実験プラットフォームを船内実験室に結合
- ④ 船外実験プラットフォーム起動
- ⑤ SRMS と SSRMS による船外パレットの結合
- ⑥ 実験ペイロードの移設準備（船外活動）

- ⑦ 「きぼう」ロボットアームによるペイロードの船外実験プラットフォームへの移設
- ⑧ 船外パレットのエンデバー号への再取付け
- ⑨ エンデバー号（船外パレット搭載）の地上帰還

以上の様に、「きぼう」はその打ち上げから起動までのフェーズだけでも多くの系とインターフェースを有する。このような大規模システムの場合、ほとんどのインターフェースが地上での物理的結合が不可能であり、更に「きぼう」完成後に HTV 等で打ち上げられる実験ペイロードは「きぼう」との電氣的結合による検証も不可能となる。

そこで「きぼう」の開発では、多様かつ自由なシステム構成に対応可能なよう設計を施し、インターフェース間の機能についても抜けのない様、検証を進めてきた。このような大規模システムの開発においては、システム間インターフェースにおいて全体システムの機能が維持されるよう、システムを確実に統合する技術が求められる。

次項では、「きぼう」の開発や NASA との技術調整の中で学んだシステム統合の技術について、具体例を交え紹介する。

### 3. システム統合技術と開発への適用例

#### 3.1 システム統合技術

「きぼう」の開発におけるシステム統合の基本的な進め方を以下に示す。

##### 【ステップ 1】システム開発

- ・ システム単体（機器間）の機能検証
- ・ 外部インターフェース規定の明確化と徹底した変更管理

##### 【ステップ 2】システム統合

- ・ 要素を組み合わせてのシステム試験検証
- ・ （試験検証が不可能な場合）精度保証した数学モデルやフライト品特性を有するシミュレータ、CAD 等による解析検証

##### 【ステップ 3】システム拡張（将来ペイロード対応）

- ・ 精度保証した数学モデルやフライト品特性を有するシミュレータ、CAD 等による解析検証

### 3.2 具体的なシステム統合の例

#### （1）電力・通信システムの統合

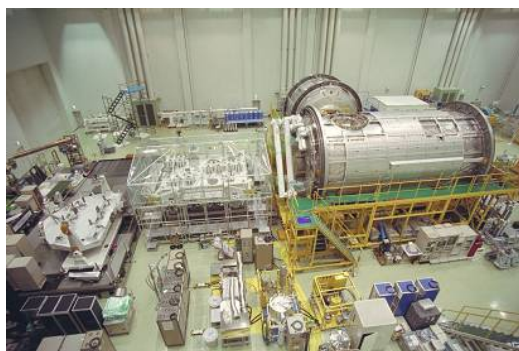
「きぼう」電力システムについては、その開発時には端末につながる機器の電力特性が不明なため、不特定な機器が接続されても系全体の電力供給安定性を維持できるように構成機器への設計要求を課した。

また「きぼう」の管制通信システムについては、多くのシステムを介して数千個のコマンド・テレメトリを処理する大規模システムであるため、部分的な検証を段階的に組み合わせ、全体の統合を図った。

「きぼう」電力・通信システムの他要素とのシステム統合のプロセスを第 8 表に示す。

第 8 表 電力・通信システムの統合プロセス

|        |   |
|--------|---|
| システム開発 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・電力供給安定性重視のインターフェース設計</li> <li>・電磁適合性インターフェースの明確化</li> <li>・インターフェース管理文書の明確化（「きぼう」と各要素間）</li> </ul>  |
| システム統合 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・JEM 全体システム試験（「きぼう」要素間検証）（第 11 図）</li> <li>・JEM 統合システム試験（対ペイロード，対 JAXA 地上局）</li> <li>・Multi Element Integration Test（MEIT）-Ⅲ（対 ISS，対クルー）（第 12 図）</li> <li>・KSC End-to-End 試験（対 NASA データ衛星・NASA 地上局）</li> </ul> |
| システム拡張 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・PVT（Procedure Verification and Training system）（対ペイロード，対クルー）</li> <li>・JEM 電力系シミュレータ（対ペイロード）</li> <li>・JEM 搭載ソフトウェアシミュレータ（対 ISS）</li> </ul>   |



第 11 図 JEM 全体システム試験  
（筑波宇宙センター）



第 12 図 MEIT-Ⅲ試験  
（ケネディ宇宙センター）

## （2）熱制御システムの統合

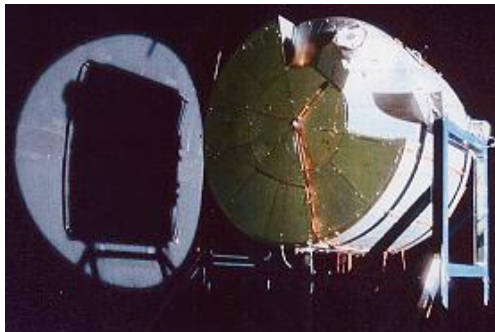
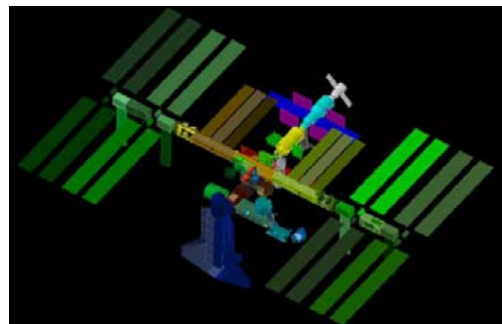
「きぼう」熱制御系は、太陽光入射角や ISS の姿勢、太陽電池パネルの状態等、解析パラメータの数が膨大なため、要素開発時の熱試験でのデータ取得内容や熱数学モデルを試験結果に合わせこむ（コリレーション）際の条件を統一させることが難しく、そのシステム統合は容易ではなかった。様々なケースの熱解析を通じて設計や熱試験との整合性を確認し、数学モデルの精度向上を図ってきた。

「きぼう」熱制御システムの他要素とのシステム統合のプロセスを示す。（第 9 表）

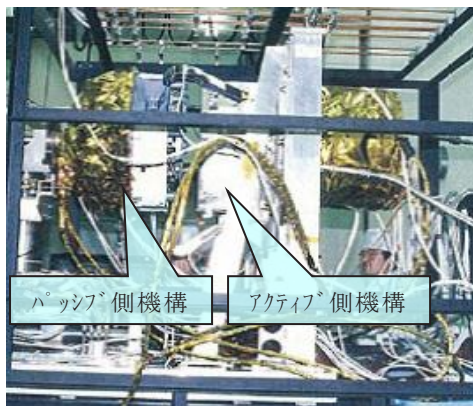


第 9 表 熱制御システムの統合プロセス

|        |  |
|--------|--|
| システム開発 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・熱平衡試験で輻射伝熱特性を確認（第 13 図）<br/>（船内実験室は船内保管室の試験結果から類似性で解析保証）</li> <li>・インターフェース部は、部分モデルでインターフェース部の伝熱特性を把握（第 14 図）</li> </ul> |
| システム統合 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・熱平衡試験結果を反映した熱数学モデルによる TRASYS/SINDA 熱解析</li> <li>・軌道上温度データによるモデルコリレーション</li> </ul>  |
| システム拡張 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・上記熱数学モデルによる検証（第 15 図）</li> </ul>   |

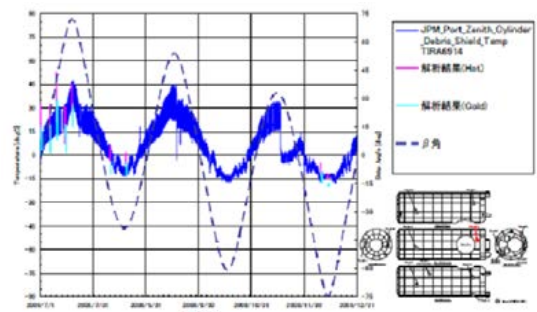
第 13 図 熱平衡試験中の船内保管室  
（筑波宇宙センター）

第 15 図 ISS 全体熱数学モデル

第 14 図 熱試験に供される  
曝露部装置交換機構

船内実験室の打上げ後の温度変化を予測値と共に第 16 図に示す。予測に概ね一致しており、熱解析のフィデリティが満足できるレベルであることを確認した。

フライト 1J での軌道上での温度変化は、事前解析結果と良く一致しており、熱数学モデルのフィデリティが満足できるものであることを裏付けている。（第 16 図）

第 16 図 船内実験室  
左舷上部（赤点）温度の予測値と実測値

### (3) 構造系の統合

構造系は乗員安全に直結する重要なサブシステムのため、NASA からの厳格な数学モデル要求を満足した構造強度解析を通じて保証される（第 17 図、第 11 表）。モデル上の要素間インターフェースはフライト状態を模擬した状態で保証されるため、モデル組み合わせによるシステム統合（スペースシャトル全体モデルや ISS 全体モデル）でも統合後のモデル精度は維持される。

打上げ時のスペースシャトルと「きぼう」とのクリアランスや、ロボットアームによる ISS への結合作業時のクリアランスについても、3 次元計測結果を反映した CAD モデ

ルによる静的クリアランスに、各種公差と動的解析（NASTRAN や ADAMS など）による変位量を組み合わせて保証した。これらのクリアランス評価の過程では、ハードウェア設計時に明確でなかった動変位等の条件が明らかになり、結果としてクリアランスが許容値以下、もしくは干渉する部位が存在することが判明した。これらの部位については、フライト品を設計改修し、クリアランスが正となる見込みを得て打上げに臨んだ。（第 19 図、第 20 図）

「きぼう」構造系の他要素とのシステム統合のプロセスを第 10 表に示す。

第 10 表 構造系の統合プロセスシステム

|        |  |
|--------|--|
| システム開発 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ モーダルサーベイ試験にて振動モードを把握し、NASTRAN 構造数学モデルに反映（コリレーション）（第 11 表）</li> <li>・ 試験時のインターフェース条件はフライト状態を模擬。（第 17 図）</li> </ul>   |
| システム統合 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ Craig-Bampton 形式にてモデル縮退及び統合された全体構造数学モデルによる柔結合解析（NASTRAN）</li> <li>・ 軌道上検証（加速度センサーによる解析モデルの精度向上）</li> <li>・ クリアランス／干渉評価については、実寸を反映した 3 次元 CAD 空間での要素の組立にて評価。（第 18 図、第 19 図）</li> </ul> |
| システム拡張 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 上記構造数学モデルによる打上げ検証</li> </ul>  |

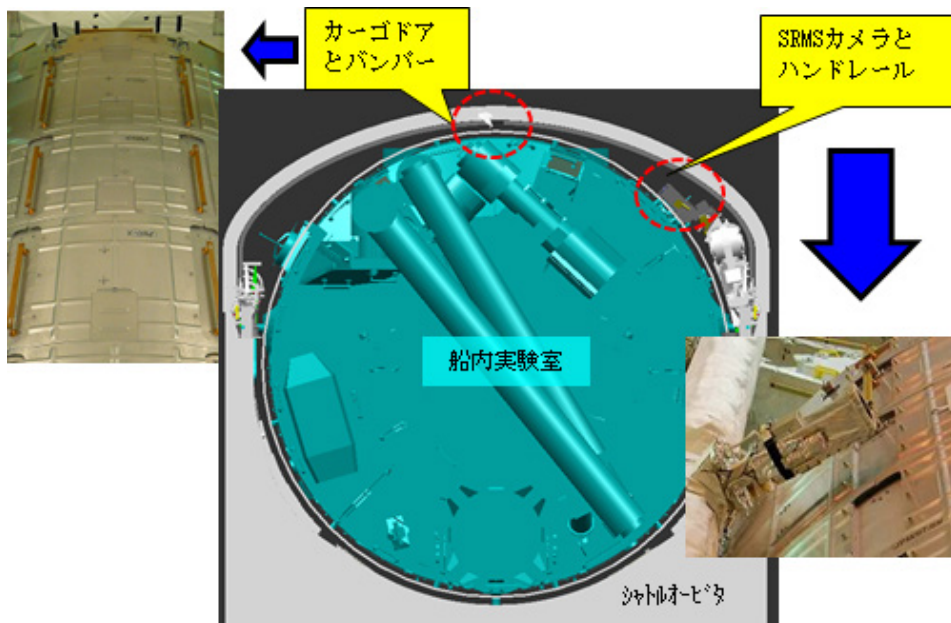


第 17 図 船内実験室のモーダルサーベイ試験

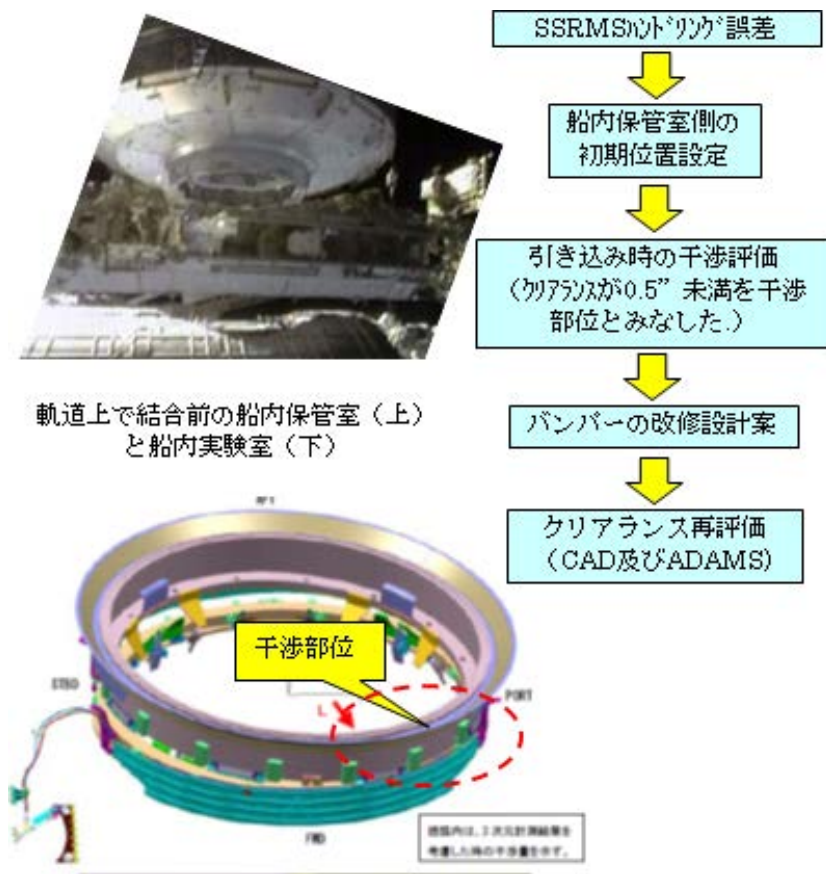
第 11 表 コリレーション要求と船内実験室の場合の結果

| 項目    | モデルコリレーション要求  |
|-------|---|
| 周波数誤差 | 試験と解析でのモード周波数の差異が、主要モードは 5%以下、副モードは 10%以下であること                            |
| モード形状 | 主要モードについて、試験と解析のモードベクトルの相互直交性行列が以下を満足すること。<br>対角項：0.9 以上      非対角項：0.1 以下 |

| Test Results Mode No.       |                         |                | Test mode 1 | Test mode 2 | Test mode 3 | Test mode 4 | Test mode 5 | Test mode 6 | Test mode 7 | Test mode 8 | Test mode 9 | Test mode 10 | Test mode 11 | Test mode 12 |
|-----------------------------|-------------------------|----------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|-------------|--------------|--------------|--------------|
| Completed Correlation Model | Test Results            | Case No.       | 1           | 3           | 2           | 2           | 1           | 1           | 3           | 2           | 1           | 1            | 2            | 2            |
|                             | Test Results            | Frequency (Hz) | 5.82        | 7.61        | 10.24       | 10.50       | 12.73       | 13.57       | 13.74       | 15.08       | 15.34       | 16.36        | 17.13        | 17.53        |
|                             | Mode No.                |                | *1          | *2          | *3          | *4          | 5           | *6          | *7          | 8           | *9          | *10          | *11          | *12          |
|                             | Frequency (Hz)          |                | 5.81        | 7.33        | 9.97        | 10.47       | 13.03       | 13.36       | 13.60       | 14.89       | 14.99       | 16.22        | 17.12        | 18.01        |
|                             | Best XOR                |                | 0.98        | 0.97        | 0.93        | 0.95        | 0.84        | 0.93        | 0.83        | 0.90        | 0.94        | 0.97         | 0.92         | 0.68         |
|                             | Frequency Difference(%) |                | 0.13        | 3.77        | 2.75        | 0.32        | -2.34       | 1.55        | 1.08        | 1.27        | 2.36        | 0.84         | 0.07         | -2.64        |



第 18 図 船内実験室と船内保管室の結合部干渉評価



第 19 図 船内実験室と船内保管室の結合部干渉評価

#### 4. まとめ

日本初の有人宇宙システム「きぼう」の開発を通じて得られた大型システムの統合技術について、具体例を交え紹介した。得られた統合技術は、NASA から学んだものもあれば、開発の中で自ら取得し、NASA の検討手法に反映されたものもある。

当初計画より打上げが遅れた「きぼう」であるが、製造後も様々な審査会や独立評価を経て、打上げ直前まで検証レベルの向上に注力した。運用開始から現時点まで、「きぼう」のシステムに大きな不具合が発生していな

いことは、地上での徹底した開発検証の成果の顕れと考えている。

本章で紹介した「きぼう」の統合開発手法は HTV (H-II Transfer Vehicle) の開発にも踏襲されている。今後の HTV 運用機、更には現在検討中の将来ミッションについても、大型有人システム統合技術の成果が期待されるところである。



## 第3章 有人安全評価・管理技術

### 1. 序論

「きぼう」の完成と同時に「きぼう」の本格的な利用が開始され、その成果の創出が期待されている。今後、「きぼう」の安全な利用と運用を着実に進めるにあたり、軌道上に打上げる装置等の設計時には、有人宇宙システム特有の安全要求の適用が課せられる。

「きぼう」の軌道上有人実験室機能を維持するためのシステムや実験ペイロードが安全に、かつ所定のミッションを達成させるために、すべてのシステム機器や、実験ペイロードは、使用される部品や使用材料のレベルで評価を行い、宇宙環境の中で、定めた寿命期間中、安全に作動することを打上げ前に評価している。これらの評価はアメリカ航空宇宙局（NASA : National Aeronautics and Space Administration）と連携して行っている。

本章では、有人宇宙システム特有の安全要求とその適用例として「きぼう」の安全設計技術の紹介、さらには、軌道上での運用を通して得られた、統合安全解析、ペイロードの寿命や廃棄品の管理技術等を紹介する。

### 2. 有人宇宙システム特有の NASA 安全要求

有人宇宙システムには、宇宙の閉鎖空間で搭乗員に対する長期間の安全を確保しながら、所定の機能を果たすための安全設計要求が課されている。国際宇宙ステーション

（ISS : International Space Station）に搭載する機器に適用が要求されている安全要求は、NASA がシャトル時代から積み上げてきた技術要求である。以下にその要求内容と、これを適用した結果について説明する。

#### 2.1 火災

ISS のような密閉空間では、火災の発生や、火災による有毒ガスの発生は搭乗員の生命を脅かす。このため、安全要求としては火災防止設計に重点が置かれている。火災は、可燃性材料、発火源及び支燃性ガスによって発生する。火災発生を防止するため、難燃性の材料・部品の選定、バッテリーや回転機器などの発火源の管理、を行うことが要求されている。発火に至る前の異常を検知する手段、異常検知時に機器を停止させる手段が要求されている。また、過去にロシアの宇宙ステーション「ミール」で火災が発生した事例もあるため、万が一の場合に備え発生後の消火手段や退避手段も準備されている。ISS を構成するモジュールには、すべて入り口から 90 cm 以内に消火器と酸素マスクの設置が義務付けられている。

#### 2.2 減圧

宇宙空間は真空であることから、船内からの空気の漏洩は搭乗員に重大な危険をもたらす。「きぼう」モジュールや HTV と NASA モジュールとの結合部からの空気の漏れや、隕石・デブリの衝突による与圧構造物の破損等が減圧の原因として想定されている。

モジュール間の結合部からの空気の漏れに対しては、シールを2重にする等の故障許容設計による対策を行うよう要求されている。また、一般的に大きな隕石・デブリに対してはISSが軌道を変更して避ける対策が取られるが、小さな隕石・デブリは避けきれないため、防護壁を設置する等で貫通する確率を小さくすることが要求されている。それでも衝突により空気の漏洩が発生した場合には緊急避難用の宇宙船により退避する等の手順を準備している。

### 2.3 汚染

ISSでは実験の結果、有毒ガスが発生することがある。有毒ガスは複数の封入手段によって、搭乗員が居住する与圧船内へ漏洩することがないように対策を取ることが要求されている。制御の基本は、毒性のレベルに応じて最大3重の封入対策（2故障許容設計）を講じなければならない。

また、ISSでは環境制御モジュールは一部に集約されており、各与圧モジュールから送りこまれる空気から二酸化炭素を除去し、清浄化した空気を各モジュールに供給している。この供給機能が故障すると、モジュール内に二酸化炭素が蓄積してしまう。このため機能の故障に対して3重の対策をとることとしている。

### 2.4 船外活動

船外活動に使われる宇宙服は、それ自体が、小さな宇宙船である。宇宙服の損傷は中に入っている飛行士の生命を脅かす。船外活動中に飛行士が触れる可能性のある突起物や、鋭利な個所、高温あるいは極低温になっている個所等はすべて重大なハザードとなる。そのため、これらの危険部位が存在しないよう、設計、製造で取り除くことが要求される。し

かし、センサの突起部位のように飛行・実験上どうしても取り除くことができない部位については、船外活動中に危険な箇所に近づいてはいけないエリアを設定する等の対応をとらなければならない。

### 2.5 構造

与圧居住部の構造破壊、防止に対しては、想定される負荷に対して十分な安全係数を確保し試験により検証することが要求されている。二次構造部に、ねじなど複数の締結部品を用いる場合は、1、2本の損傷があった場合でも構造全体に影響を与えないよう、故障許容の考え方を適用することが求められている。

ISSは現時点では、構造物の損傷の有無を点検することはできない。そのため、安全上重要な構造部に対しては、内在する欠陥が、運用中に致命的なまでに進展しないことを解析で確認し、さらに打上げ前の材料選定から製造工程を含めて損傷、欠陥が存在しないことを確認する破壊管理（フラクチャーコントロール）という概念を導入し材料の健全性を確認することが要求されている。

## 3. 「きぼう」への安全評価解析の適用例

20年を超える「きぼう」の開発を通じて有人宇宙システムとして考慮しなければならない安全設計要求やその実現技術及び評価技術に関する知見を積み上げてきた。

「きぼう」の設計段階では、26件のハザードが識別された（第1表）。今回はその中から搭乗員の死傷/ISSの損失につながる主要なハザードとこの発生を防止する対策について紹介する。

第1表「きぼう」におけるハザード一覧

| No. | ハザード内容                   |
|-----|--------------------------|
| 1   | 火災                       |
| 2   | 水の漏洩                     |
| 3   | 環境空気汚染                   |
| 4   | 環境空気悪化（温度、湿度、空気組成）       |
| 5   | 減圧                       |
| 6   | 正圧による構造破壊                |
| 7   | 圧力システム/コンポーネントの破裂        |
| 8   | 負圧による構造破壊                |
| 9   | 隕石/デブリとの衝突               |
| 10  | 打上げ/上昇/下降時の荷重による構造破壊     |
| 11  | 軌道上で浮遊した機器との衝突           |
| 12  | JEMマニピュレータとの衝突           |
| 13  | 回転機器への接触又は回転機器破損による破片の衝突 |
| 14  | ガラス破片の散乱                 |
| 15  | 感電                       |
| 16  | 接触面温度異常                  |
| 17  | 鋭利端部および突起物への接触           |
| 18  | 切断/挟み込み                  |
| 19  | 過度の電離放射線                 |
| 20  | 過度の騒音                    |
| 21  | 隔離/退避不能                  |
| 22  | 軌道上での荷重による構造破壊           |
| 23  | 電磁干渉による機器誤動作             |
| 24  | 不適切な船外活動移動支援具による船外活動帰還不能 |
| 25  | 船外排気による船外活動クルーへの傷害       |
| 26  | 地上局からの不適切なコマンドによる誤作動     |

### 3.1 火災

「きぼう」での可燃物の制御では、不燃性、難燃性が検証された材料を選定して使用する対策を取り、発火源の制御としては、スイッチ等の作動時に発生するスパークを外部空気にさらさないよう、密封性が確認されている部品を使用し、電気機器、モータ部等により発火を引き起こす温度に至る可能性のある部品に対しては、発火点に至らない使い方あるいは解析により、これに至らないことを検証して使用している。さらに上記のハザード制御に加えて、万が一の火災発生に備えて火災検知及び消火の手段が準備されている。

「きぼう」（ISS 全体）では、消火剤として二酸化炭素が用いられているが、その消火方法は主に区画化された領域に二酸化炭素を注入し、その区画内の酸素濃度を延焼不能なレベルまで低下させることにより火災を消火する対策を取っている。

空気が循環している領域では、煙検知器により火災の検知を行う。また空気循環が無く煙検知器の設置が困難な領域には、火災の前段階と考えられる温度異常などを検知する手段を講じている。また、実運用においては煙検知器に代わる手段として、クルーの目視による煙の確認や嗅覚による燃焼ガスの確認が行われる場合がある。

### 3.2 減圧

「きぼう」や HTV では、NASA モジュールとの結合部や、実験後に発生したガスを船外に排出するための真空排気ラインのコネクタやバルブ結合部は、高分子材料のシールに対しては 2 重のシール、メタルシールは 1 重シールを設け、打上げ前にリークチェックを実施し、組立プロセスの管理を徹底することでリスクの発生を最小限にする「リスク最小化設計のアプローチ」を実施している。また、ヒューマンエラーによって真空排気ラインのバルブを開としないように、複数のアクション後に開となるよう、インヒビットの確保により 2 重故障許容相当の制御を行っている。

また、隕石やスペースデブリの衝突については、そのサイズを 1cm 以下、1cm 以上 10cm 以下、10cm 以上の 3 種類に分類して対応方針が決められている。1cm 以下のデブリに対しては外壁の外側に貼り付けたアルミ製のバンパでデブリのエネルギーを弱める対策を施している。バンパは交換が可能である。ISS プログラムでは、モジュールの

取付位置や軌道を考慮してスペースデブリがモジュールに衝突する数学モデルを用意しており、モジュールごとにデブリがモジュール壁を貫通しない確率（非貫通確率（PNP：Probability of No Penetration）が規定されている（「きぼう」の場合 10 年間の運用期間中のスペースデブリ/隕石の非貫通確率値は 97%以上）。「きぼう」は、ISS プログラムから要求されるこのデブリの非貫通確率を満足する設計となっている。10cm 以上の大きさのデブリについては地上のレーダなどで予め軌道を予測し、ISS との衝突が予想される場合には、デブリの接近前に ISS の軌道を変更して衝突を避ける対策を取っている。1～10cm のデブリが当たった場合は、与圧壁に穴が開く可能性がある。仮に「きぼう」の壁に直径約 10cm の穴が開いたとしても、室内の気圧が 1 気圧から 0.7 気圧まで低下するのに約 200 秒かかると推定されており、搭乗員は ISS 内が危険なレベルの圧力に到達する前に退避行動を開始するよう計画されている。

### 3.3 汚染

二酸化炭素の濃度上昇や、窒素の大量漏洩、実験装置の排ガス、あるいは機器からの有害成分の揮発（オフガス）等による居住環境中の空気の汚染が懸念される。

ISS では発生するガスごとに許容量を規定し、搭乗員に危険をもたらす可能性のあるガスの総量管理を行っている。「きぼう」に搭載する機器等は、適切な材料選定を行うことにより個別にオフガス量を最小化する手段を講じている。

「きぼう」船内実験室内の環境制御系には二酸化炭素の除去機能はなく、NASA のモジュール側の正常な空気と換気を行うことでモジュール内の空気の組成、成分を制御して

いる。NASA モジュールに送気する機能の故障は「きぼう」の生命維持環境に対する重大なハザードとなるため、NASA モジュールへの送気機能は冗長構成とし、さらに冗長系ともに故障した場合に備えて、NASA モジュール側に退避する手段を含めて 2 重故障許容を確保した設計としている。

実験機器からの廃気は船内の配管を通じて船外に排出される。この際、配管部のシール等の損傷によって有害なガスが船内に漏洩した場合、重大なハザードを引き起こす可能性があるため、シールを 2 重にする等して、故障許容設計を確保している。

### 3.4 ヒューマンインターフェース

#### (1) 船内活動

船内においては機器への接触温度、鋭利な端部への接触、挟み込みによる負傷、電気コネクタ着脱による感電等は、搭乗員に怪我を負わせる危険がある。

搭乗員が接触し得る場所は、最悪時でも -18℃～49℃の温度範囲に入るように設計されている。機器の端部には丸みをつける等、搭乗員の負傷を予防している。電気コネクタを抜き差しする場合には、アクセスする際コネクタ上流の電源スイッチを切ること、給電コネクタのピンが直接触れないよう、電源上流側をソケット、下流側をピンとする設計対応を取っている。

#### (2) 船外活動

船外活動に使用する宇宙服及び手袋は、表面温度が -120℃～113℃の範囲の機器まで接触することが認められており、船外に置かれる機器はこれを超えないよう熱設計が考慮されている。

船外で電気コネクタにアクセスする場合、スパークによりピンの金属部が溶融し飛散して、宇宙服に飛び散る可能性についても考

慮している。熔融金属が宇宙服に接触して宇宙服に穴を開ける等のハザードを考慮して、この場合には上流の電源機器を確実に遮断する安全対策が取られている。

船外活動中に、機構部品が作動し、宇宙服や手袋を挟み込まれて搭乗員が拘束され、船内に帰還ができない可能性も考慮している。このようなハザードの防止対策として、搭乗員が船外活動を実施している場合には、機構部品を船外活動中の搭乗員の付近では動作させない等の運用制約によって、ハザード制御を行っている。

### 3.5 構造安全

#### (1) 構造

軌道上に打上げる機器は、打上げ時またはISSからの帰還時に輸送用ロケットから受ける振動等、あるいはISS設置後のISS軌道変更や搭乗員との接触等が、構造物に与える荷重条件となる。打上げ時あるいは帰還時、軌道上のコンフィギュレーションを考慮したうえで構造物にかかる最大負荷に対して十分な安全係数を見込んだ耐性を有するよう、材料の選定、設計を行っている。

構造部材は、材料の選定に始まり、安全寿命設計解析の実施と製造時の特殊工程管理、非破壊検査の実施、さらに試験までの一連の活動で管理を行っている。

#### (2) 圧力システム

「きぼう」モジュールには、システム機器や実験機器の排熱を行うために、ポンプによって一定の圧力を作り出して冷却水を循環させている。また、実験装置にガスを供給するガスタンクがあり、ガス供給ラインにも圧力が加わっている。その他、船内実験室/保管室も宇宙空間に置かれており、1気圧の空気圧が内部にかかった圧力システムに該当する。

「きぼう」の圧力システムは、ヒューマンエラーを含めた2故障の組み合わせの際に発生する最大圧力を求め、これに十分耐えられる配管を設計している。「きぼう」の船内実験室/保管室は、軌道上において外部と1気圧の差圧があるため、2故障相当の事象が発生しても最大設計圧を超えないように内圧を制御する機能が設けられている。

「きぼう」は軌道上の真空環境においては常に内圧が高い状態を維持することとなるが、スペースシャトルで軌道上に運ばれた際に、スペースシャトルの緊急帰還等により大気圏に帰還することも想定し、打上げ時の温度、大気圧、モジュール内圧と帰還時の条件の差異により、船内実験室/保管室の圧力が外部圧力よりも低くなる（負圧がかかる）可能性に対しては、外圧の上昇率を十分に吸収できる圧力リリーフ機能を設定した。

### 3.6 放射線

「きぼう」の船内実験室/船内保管室内で作業をする搭乗員に対しては、ISSでは造血器官（深さ5cmの線量相当）への被曝が年間400mSv（40rem）を超えないこととの要求を満足させた設計としている。「きぼう」の外壁にはアルミを使用し、外壁の外側にはアルミ製のデブリシールド、多層断熱材が設置されている。また、船内実験室内に搭載したラック、艙装品も、放射線の遮蔽に寄与している。

### 3.7 感電

船内で、搭乗員が機器を操作／メンテナンスする際に、感電しないための対策がとられている。例えば、電気機器は構造体に適切にボンディングすることで機器の故障だけではなく不適切な地絡電流等が搭乗員に直接流れることがないよう感電の防止対策を取



っている。また、使用するすべての電線についても ISS 共通の規格に適合するものを使用することで、感電を防止している。機器の交換等のために搭乗員がコネクタを外したり、取り付ける場合には、交換前に上流の電源を落とすことが手順書に盛り込まれており、コネクタは給電側にソケット、受電側にピンがくるよう設計されており、給電側に直接触らない対策が取られている。

船外活動中は、宇宙服を着用しているため感電することはないが、ショート等により金属ピンが溶融飛散し、宇宙服を損傷する恐れがあるため、船内での制御と同様の対策を施している。

### 3.8 ガラス飛散

微小重力空間ではガラスが破損し破片が発生した場合には、空間を浮遊してしまい、搭乗員が吸い込む、あるいは目に入る恐れが考えられる。これを防止するため、極力ガラスの使用を避けることとしている。しかし、どうしても使用が避けられない場合には、工具類の衝突等によっても破損しない十分な強度を有しているものとする、あるいは万が一破損した場合の破片の飛散を防止するため、ガラス表面にフィルム等のカバー／コーティング等を行うなど、居住空間に飛散しないよう、 $50\mu$  以下の金属メッシュか金属板による封入を行う等の対策を行っている。

### 3.9 騒音

船内実験室で劣悪な騒音環境にて長期間作業を行う、あるいは、瞬間的に過大な騒音に晒されると聴力に傷害を来す恐れがあるため、「きぼう」に搭載する機器は、発生する騒音の評価を行って打上げることとしている。また、機器の組み合わせによるモジュール内部の騒音レベルを予測し、必要であ

れば吸音材や遮音材を施工する、或いは同時に稼働させる機器の組合せに運用制約を設けること等により、騒音レベルをクルーの作業環境として適したレベルに維持する対策を行っている。これらの努力により、「きぼう」は ISS の中でも特に静穏なモジュールとしてクルーから高い評価を得ている。

### 3.10 電磁干渉による機器の誤動作

電磁干渉によって機器が故障、あるいは誤動作した場合、搭乗員の安全が維持できなくなる可能性がある。このため、電子機器類は電磁干渉を考慮した設計を行うようにし、最終的にはシステム全体を組み合わせた状態での電磁適合性試験により、相互に故障、誤作動が発生しないことを確認している。この際には、自然環境の要因として軌道上で想定される電磁場も考慮している他、通信アンテナなどの電磁放射レベルに対しても考慮した評価を実施している。

## 4. 「きぼう」運用における安全管理

「きぼう」の運用が開始され、その後、新たなシステム機器や実験機器が打ち上げられ「きぼう」への搭載が行われると、これらの組合せ、統合時の安全評価、が不可欠となり、NASA と連携した安全確保活動を行っている。

### 4.1 「きぼう」との統合安全解析

JAXA は、ISS 計画の一員として NASA の全体的責任のもとに、自ら開発し、軌道上に打ち上げるシステム機器及び実験機器の安全確保について責任を負っている。これまで ISS システムモジュールや個々の実験機器は、各々で打上げ前に安全解析・評価・審査を実施してきたが、新たに実験機器等を軌

道上に打ち上げる際には、軌道上の既存のシステム機器や実験機器と組み合わせた状態での安全を評価する必要がある。これを統合実験ハザード評価（IEHA：Integrated Experiment Hazard Assessment）と呼んでいる。

#### 4.1.1 統合実験ハザード評価の概要

軌道上に新たな実験装置等を打上げる場合には、既存の安全制御が使える状態にあること、安全を損なう新たな事象の発生がないこと等を評価する統合実験安全評価を行うことがISSプログラムでは決められている。「きぼう」に搭載する実験機器についても、新たに打上げられ「きぼう」に設置される場合には、既に「きぼう」内に設置されている

システム機器や実験機器との間に安全上の問題がないことを評価する、統合的な安全確認を行っている。

#### 4.1.2 統合実験ハザード評価の対象

統合実験ハザード評価の対象は、既に軌道上に持ち込まれているすべてのシステム機器及び実験機器と、新たに軌道상에持ち込まれる実験機器との組み合わせが対象となる。

#### 4.1.3 統合実験ハザード評価方法

統合実験ハザード評価方法は、ISS プログラムで共通化されているが、さらに「きぼう」独自の統合実験ハザード評価実施要領書を制定しており、これらに基づき安全評価を行っている。第2表に統合実験ハザード評価時に考慮したハザードを示す。

第2表 統合実験ハザード一覧

| No. | ハザード内容                                     |
|-----|--|
| 1   | ペイロードへの誤ったコマンドによるハザード                      |
| 2   | 可燃性及び腐食性材料の使用によるハザード                       |
| 3   | 統合状態でのペイロードの所要電力、排熱、CO2排出がISSの機能を劣化させるハザード |
| 4   | 統合状態での放射線によるハザード                           |
| 5   | 統合状態での非電離放射線によるハザード                        |
| 6   | 統合状態での電磁干渉/電磁許容性によるハザード                    |
| 7   | 統合状態でペイロードの荷重、加速度による構造破壊ハザード               |
| 8   | 曝露部でのペイロードの衝突/接触によるハザード                    |
| 9   | 曝露ペイロード実験でのEVAに関するハザード                     |
| 10  | 統合状態での過剰な熱の蓄積によるハザード                       |
| 11  | 統合状態で、通常運用の干渉により引き起こされるハザード                |
| 12  | 統合状態でのペイロードに対する構造破壊ハザード                    |
| 13  | 統合状態での安全上クリティカルな機能の作動／不作動によるハザード           |
| 14  | 統合状態でのIVA作業により引き起こされるハザード                  |
| 15  | 統合状態でのペイロードの展開等により緊急脱出が妨げられることで引き起こされるハザード |
| 16  | 統合状態での騒音により引き起こされるハザード                     |
| 17  | 統合状態での軌道上保管物により引き起こされるハザード                 |



## 4.2 システム／ペイロードの安全管理寿命

軌道上に打ち上げ「きぼう」内に搭載されたシステムや実験機器等を長期間にわたって運用を続けていくにあたっては、運用期間中、継続して安全状態が維持できていることを評価し、管理する必要がある。

### 4.2.1 寿命評価ガイドライン

今後、軌道上での安全状態の維持、寿命期限を各モジュールの責任機関が評価し、管理するにあたっては、NASA から安全認証（Safety Certification）とそれに必要な安全設計寿命（Safe Design Life）や安全運用寿命（Safe Operational Life）の評価方法や考え方が示された。JAXA でも、このガイドラインに基づき「きぼう」モジュールの寿命を算出し、管理を行うことが提案されている。

### 4.2.2 寿命の定義

安全設計寿命：あらかじめ定められたリソースと手順により保全作業を実施した上で機能を維持できる期間であり、軌道上の期間に加えて、地上での保管期間等を含めなければならない。

安全運用寿命：保全作業を実施せずに、特定の条件下で意図した機能を維持できる期間であり、軌道上の期間に加えて、地上での保管期間等を含めなければならない。

### 4.2.3 ISS モジュールの寿命評価の観点の例

#### （1）高分子材料（シール材）の取扱い

高分子材料でできたシール材の安全寿命は、保管する環境条件に大きく依存するため、製造メーカーから提示された取扱方法や寿命管理方法を遵守する。特に、温度や湿度、光や放射線、外力による変形、液体や半固形物質の接触、金属との接触等による影響を受けないよう保管方法に十分注意する。

#### （2）電気／電子部品

温度、圧力、湿度、流量等のモニタに使用されるセンサについては、有効寿命を管理す

る。特に、センサの出力データを機器のパラメータに使用している場合は、センサの検出性能が低下する前に交換する等の処置が必要となる。

また、実験機器のハザード制御に使用される、温度スイッチ、サーモスタット、リレー等は、安全設計寿命及び安全運用寿命が運用期間と比較し十分余裕があることを示さなければならない。電気／電子部品については、標準部品（MIL 品等）を使用している場合には、その部品のテストデータを評価に用いることができる。

### （3）ファスナ

軌道上で着脱を行なうボルト類や操作するラッチ類については、着脱回数の制限を考慮し安全運用寿命を定める。また、モータ等が近傍にある振動環境下で用いられるファスナ類は、振動荷重条件を十分考慮することとしている。

### （4）バッテリー

バッテリーの寿命は、構成する極や電解質の化学特性に依存するため、その特性に基づいて保存期間や寿命を定めることとなる。

ただし、二次電池については充放電のサイクル寿命試験を実施した結果、必要なバッテリーの性能を維持できると判断できる場合には、保存期間の延長が可能である。一方で、バッテリーの性能は使用環境の影響を受け易いため、必要に応じて対応をとることとしている。

## 4.3 廃棄物の安全管理

「きぼう」の運用、利用が開始に伴い発生する廃棄物も適切に管理しなければならない。ISS に蓄積される廃棄物は、廃棄処理プロセスに基づいてプログレスや ATV、HTV が大気中に再突入する機会を利用して処理している。

#### 4.3.1 廃棄物の定義

「きぼう」の廃棄管理計画は、NASA の廃棄管理計画に基づいており、廃棄物の定義もこれに準拠している。

##### (1) 搭乗員廃棄物

使用済みの搭乗員用品（通常 NASA の責任で打上、回収、廃棄されるため、原則「きぼう」の廃棄管理計画で規定する対象ではない。）

##### (2) ハードウェア廃棄物

故障、寿命切れ等で不要となったシステム又は実験機器、消耗品等

##### (3) ペイロード廃棄物

実験活動から発生する実験供試体、試料、消耗品等

##### (4) 打上用拘束具等の廃棄物

打上時に機器類を保護するために取り付けられていた拘束具（Flight Support Equipment）及び梱包材等

#### 4.3.2 安全に関わる廃棄物の分類とその取扱い

安全に関わる廃棄物の定義とそれに応じて安全に廃棄するために必要な処理、取り扱いを以下に説明する。

##### (1) バッテリー廃棄物

バッテリー廃棄物（Ni-Cad、Alkaline）の取扱いは、廃棄する前の外観点検を実施し、ダメージがある場合、または 9V 以上の出力があるバッテリーである場合は、電極をテープ等で保護する。

##### (2) 生物／医療廃棄物

生物／医学的な廃棄物で、人体や環境に対して安全上影響を有する可能性があるもの（血液、生理排泄物、生物実験等からの廃棄物他）が対象である。また、生物/医療廃棄物は、先ずジップロックバックを使って封入し、更にソフトバックに入れる。

##### (3) 鋭利なエッジを有する廃棄物

鋭利なエッジ、突起を有するガラス・プラスチック破片、注射器等の廃棄物、が対象である。鋭利なエッジを有する廃棄物は、破れない専用のコンテナに入れて廃棄することが要求されている。

##### (4) 化学廃棄物

特別な取り扱いを要する化学物質を含んだ廃棄物が対象である。化学物質の廃棄は個々の物質の性質毎に密閉できる廃棄コンテナに入れ安全化を行い、また必要に応じて多重の封入を行うことが要求されている。

##### (5) 放射性廃棄物

放射線を発生しうる廃棄物が対象である。放射性廃棄物は、NASA の要求に合致した適切な取り扱いのもとで処理することとしている。

#### 4.4 物品の地上への回収時の安全性

「きぼう」の運用・利用の開始に伴い、実験試料等の成果物を地上へ回収する場合が増えてきている。回収が計画されている機器等は、あらかじめ帰還時の安全性も評価している。

当初は回収が予定されていなかった機器（不具合の原因究明のために回収を要する機器）または、計画外の形態で回収する機器については、帰還時の安全性の評価を行っている。

#### 4.5 「きぼう」実運用中の安全管理

2008 年以降、「きぼう」の運用中の安全状況は、有人システム安全ミッション保証室及び協力会社の専門メンバーを中心に構成された運用安全担当により監視している。運用安全担当は、実際の軌道上作業に先立ち、個々の機器について打上げ前に評価された安全解析報告書で規定された安全確保のための制御方法が、手順書等に確実に反映され

ていることを確認する。軌道上の運用は、手順が確認・承認された後に、これを用いて実施される。

運用中に異常事象または安全審査で承認されたコンフィギュレーションからの変更等が生じた場合には、フライトコントローラを中心に、事前に承認された手順等に基づき搭乗員の安全確保及びハードウェアの保護を行う。異常事象については、発生事象、処置内容等を記録し、後日の評価、是正処置の検討等に資している。コンフィギュレーション変更については、変更が与える安全制御への影響を再評価する。

運用安全担当は、記録された異常事象等をすべて評価・確認し、処置内容、原因究明、再発防止策等の妥当性を確認し、必要により、記載内容について作成者へ助言を行っている。

異常事象に対する一次処置完了後、必要により不具合対策会議を開催し、関係者で発生事象の原因究明、処置策等について判断する。安全確保の観点からは、既存の安全解析報告書で規定されたハザード制御が引き続き維持されていることを確認し、必要に応じて安全解析の見直しを行う。また再度安全審査パネルの招集を要請し、安全審査を行うことにより必要な安全の確保を確認することもある。

さらに、「きぼう」以外の ISS の安全状況については、NASA の運用安全担当と直接連絡を取ることで、各モジュールの最新の状況を把握し、「きぼう」運用中に他のモジュール及びシステム機器、実験機器との安全上の干渉がないように、運用計画全般を監視している。例えば、2011 年にロシアのプログレス宇宙船の打上げ事故に伴い後続機の打上げが延期された際には、クルーの交代計画への影響懸念から、「きぼう」を含む ISS

全体を無人化されても運用継続可能な状態に設定する計画が検討された。「きぼう」の運用に関しても、システムの安全状態を確保すると同時に、地上からの遠隔操作のみにより実験装置の運用を継続する方法の検討が進められた。運用安全担当は、ISS が無人化した場合の実験中の火災発生時の対応、毒性物質の封入状況の確認の観点で緊急的な評価を行い、計画立案に貢献した。

「きぼう」で発生した不具合の発生件数（累計）は、H23 年度末時点（打上げ後 48 ヶ月）で 75 件で、同規模の米国実験棟（USOS）の打上げ後 48 ヶ月時点の 175 件の半分以上であり、信頼性が高く安定した運用を継続している。

#### 4.6 安全審査体制

「きぼう」モジュール及び搭載ペイロードに関する安全性を評価する安全審査については、「きぼう」開発当初から JAXA 有人システム安全ミッション保証室長を議長とした有人安全審査パネル及び NASA 安全審査パネルによる 2 段階の審査が行われてきた。これは前者が主に JAXA が提供する製造物の安全性を確認するために実施されることに對して、後者は NASA は ISS 全体としての統合的な安全性を確認することを目的としているためである。このうち、「きぼう」及び NASA モジュールに搭載する実験装置等に関する安全審査については、約 20 年の JAXA 有人安全審査パネルの実績が評価され、2010 年に NASA から、NASA のペイロード安全審査パネルが有する審査権限が JAXA の有人安全審査パネルに委譲された。このため、現在では船外活動、高毒性物質の取り扱い等の特別な場合を除き、JAXA の安全審査が終了した実験装置等は、軌道上に打ち上げることができるようになった。

#### 4.7 日本人搭乗員安全確認

有人システム安全ミッション保証室では、「きぼう」及び実験ペイロードの安全確認に加え、日本人搭乗員が ISS に長期滞在するにあたって、日本人搭乗員の打上げ時、軌道上 ISS 滞在時及び帰還時の安全性を確認する活動を行っている。打上げ及び帰還については、スペースシャトルに搭乗していた時代は、NASA が実施する打上げ／帰還前に実施する審査会に参加し、またソユーズ宇宙船に搭乗する場合にはロシア宇宙局が実施する打上げ/帰還前に実施する審査会に参加して、機体の準備状況、過去の不具合内容の処置状況、地上管制の準備状況、さらには日本人搭乗員を迎える ISS の安全状況等を確認している。さらに、打上げ及び帰還当日は、ジョンソン宇宙センターまたはロシアコロリョフ飛行管制センター（モスクワ郊外）において打上げから ISS までのドッキングを監視している。帰還時には ISS 離脱から着陸までの安全確保状況をモニタし、不具合の発生に備える体制としている。

軌道上滞在中については、酸素分圧及び二酸化炭素分圧等の変化を監視するとともに、これらを維持する酸素発生装置、二酸化炭素除去装置等の環境管理装置の運用状況を把握し、更に食料や水等の生活に必要な消耗品の備蓄状況を確認している。また、日本人搭乗員が船外活動を行う場合には、事前に作業内容及び関連する安全評価結果の確認、船外活動服の準備状況等が確認される審査会に出席して安全を確認するとともに、NASA 安全担当から必要な情報を入手して、JAXA 自らが安全を評価することにより、安全性を確認している。

#### 5. まとめ

2008 年の「きぼう」の運用開始以降、安全性に関わる問題は生じておらず、各機能は良好に維持されている。今後、「きぼう」を継続的に利用するにあたり、ハザードが生じた場合の対処法について、事前準備を充実させていく予定である。

## 第 4 章 有人信頼性管理技術

### 1. 序論

日本実験棟「きぼう」は、国際宇宙ステーション (ISS : International Space Station) 計画に参加してから 20 年以上かけて開発してきた我が国初の有人宇宙システムである。ISS では、宇宙飛行士の安全を確保するため、人工衛星やロケットより有人宇宙システム特有の高い信頼性が要求される。また、宇宙飛行士が故障機器を交換することによりシステムの信頼度を維持することが可能となり、人工衛星やロケットが行っている信頼度予測とは違った設計概念が「きぼう」では必要となる。本章では、これらの設計及び管理技術と共に、その開発結果について述べる。

### 2. 有人宇宙システム特有の信頼性管理技術

日本が ISS 参加を決定した当時、JAXA (当時、NASDA) には、安全要求に基づいた明確な 2 故障許容 (2FT : 2 Fault Tolerance) 要求はロケットの指令破壊受信機等、一部にしか適用されていなかった。その後、日本が ISS に参加したことに伴い、ISS の故障許容要求を JAXA の安全要求に取込むように内容の見直しが行われた。このため、現在は人工衛星やロケットに対して、射場作業やロケット飛翔中の 2 故障許容が要求されている。これに加えて、「きぼう」では宇宙飛行士を致命傷から守るために、軌道上でも 2FT を実現した高いシステム信頼性が要求されて

いる<sup>1)</sup>。しかも、この 2FT 設計は、単純に同じ機器を 3 重冗長にする設計ではなく、二つの故障、二つの操作ミス、もしくはそれぞれ一つずつの組合せによって、宇宙飛行士の死傷、宇宙機、装置や設備の喪失を引き起こす可能性のある要因 (ハザード) にならないことが要求されている。

また、「きぼう」は有人であるが故に、軌道上で機器を修理、交換することが可能である。このため、従来、人工衛星やロケットで行ってきた設計寿命時の残存確率を求める信頼度予測とは異なった概念が「きぼう」では必要となる。機器の故障率に基づき交換補用品数を設定することにより、信頼度を維持するという設計手法が適用されている。また、宇宙飛行士が軌道上で交換を行うことから、部品故障以外に人為故障による信頼度の低下が起り得る。このため、人為故障の可能性を除去するシステム及び機器の設計が必要となる。

### 3. 有人信頼性管理技術

#### 3.1 2 故障許容 (2FT) 要求

ISS では、宇宙飛行士に対する安全を確保するため、ハザードを度合いに応じて二つのカテゴリに分類している。宇宙飛行士の身体に障害を残す又は致命傷となるハザードはカタストロフィックハザードと識別され、2FT が要求される。また、宇宙飛行士の身体に障害を残すもしくは致命傷までには至らない場合などはクリティカルハザードと



識別されている。この場合、1FT が要求されている<sup>1)</sup>。

こうしたハザードの識別には、故障モード及び影響解析(FMEA)の手法が用いられた。

2FTを実現するためには、ISSの全体管理を行うコンピュータ、ソユーズの姿勢制御用コンピュータ、スペースシャトル等のように、単純に同じ機能の機器を3重冗長にする方法がある。

しかし、2FTが要求されるすべての機器を3重冗長にすると、システム規模が増大する。そこで、ISSでは、対象機器追加以外の方法、すなわち機能で代替することにより、2FTを実現している。

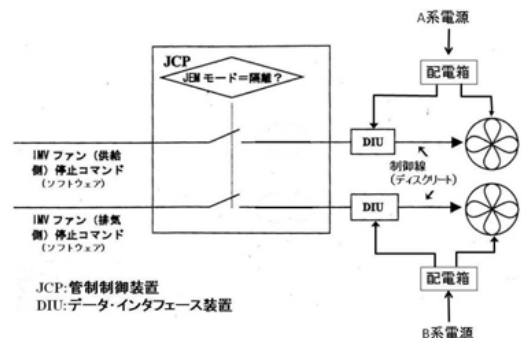
例えば、「きぼう」と米国の第2結合部(Node2)間の棟間通風換気(以下IMV)機能の停止は、二酸化炭素の蓄積による宇宙飛行士の二酸化炭素中毒につながるため、カタストロフィックハザードと識別されており、2FTが要求される。IMV機能は、「きぼう」への供給側と排出側の2系統のIMVファンにより実現している。ここでは、IMVファン自身の故障だけでなく、系統全体としての故障も考え、系統の独立性も確保されなければならない。第1図に示すように、供給側はA系電源、排出側はB系電源から給電する設計となっており、供給側と排出側のIMVファンは独立性を確保している。また、「きぼう」では、起動/停止の制御も同様に供給側はA系電源をもつデータ・インターフェース装置によって行い、排出側はB系電源を持つデータ・インターフェース装置によって行う設計となっている。この設計により、システムの片系停電が発生した場合でも、両系を失うことはない。

また、ハードウェアだけでなく、ソフトウェアコマンドについても、第1図に示す通り、送信系路の独立性を確保している。つまり、

一つの誤コマンドで両系のIMVファンを停止させてしまうことはなく、両系を遮断するためには、必ず二つのコマンドが必要となる。

さらに、「きぼう」の管制制御装置(JCP)は、「きぼう」が隔離状態にある時以外はIMVファン停止コマンドを受信してもリジェクトする設計となっている。

2系統のIMVファンに加えて必要な残り一つのハザードに対する制御機能は、「宇宙飛行士の退避」により与えている。ただし、これを制御と扱うには条件があり、二酸化炭素の濃度の上昇時間がIMVファンの停止の検出時間に対して非常に長いこと、各系統停止時に警報によって宇宙飛行士へ通報できる設計となっていること、「きぼう」から別の棟へ退避する通路が確保されていることが条件となっている。「きぼう」はこれらの条件を満足して2FTを確保していることが確認されている<sup>2)</sup>。



第1図 IMVファンの系統独立性

### 3.2 信頼度維持の設計

人工衛星では、信頼度解析を行い、要求される運用期間において所定の残存確率を確保できるようにシステムを設計するのに対して、「きぼう」では宇宙飛行士が機器の修

理・交換を行うことによって、信頼度を維持できることが大きく異なっている。

これにより、「きぼう」に要求される運用期間より平均故障間隔 (MTBF) の短い機器も搭載が可能となる。

「きぼう」では、事後保全により信頼度を維持するため、故障率からミッション期間中に必要な補用品の数を算出し、補用品の調達計画を策定した。本項では、その考え方について述べる。

### 3.2.1 故障事象の考え方

故障率の考え方は、一般的に第 1 表に示す 3 パターン<sup>3)</sup>がある。「きぼう」のシステム機器は、高信頼性部品を使用しているため、初期故障は取り除かれていると判断でき、また、その部品個々の寿命も長いことから、故障率は一定と判断した。これらの条件から、故障率は CFR 形を採用した。

第 1 表 故障事象のモデル

|                                    |                |
|------------------------------------|----------------|
| DFR 形<br>(Decreasing Failure Rate) | 故障率減衰形、初期故障形   |
| CFR 形<br>(Constant Failure Rate)   | 故障率一定形、ランダム故障形 |
| IFR 形<br>(Increasing Failure Rate) | 故障率増加形、集中故障形   |

CFR 形においては、故障はランダムに発生すると考えて、故障率 ( $\lambda$ ) は一定であることから、以下の通り、MTBF の逆数により表現できる。

$$\lambda = 1/\text{MTBF} \quad (1)$$

### 3.2.2 ランダム故障における故障率算出式

ランダム故障は、ポアソン分布となり、 $r$  個の故障率  $P(r)$  は、以下の式で表現でき

る<sup>3)</sup>。

$$P(r) = (\lambda T)^r e^{-\lambda T} / r! \quad (2)$$

$T$  : 運用期間

$r!$  :  $r$  階乗

$e$  : 指数

(2) 式から、運用時間 ( $T$ ) における信頼度  $Q$  を以下の通り求めることができる。

$$Q = 1 - \Sigma P(r) \quad (3)$$

信頼度  $Q$  を、例えば「70%以上にしたい」場合、

$$0.7 < Q = 1 - (P(0) + P(1) + P(2) + \dots + P(r))$$

の計算を行う。その収束結果が

$$0.7 < 1 - (P(0) + P(1) + P(2))$$

という関係を成立させた場合、「信頼度 70%以上を保持するためには 2 個の補用品が必要である」と判断する。

### 3.2.3 MTBF の扱い

一般的に、MTBF の期待値は単一構成なら 1 を、二重冗長構成なら 1.5 を、待機冗長構成なら 2 を機器単体の故障率 ( $\lambda$ ) に乗じた下記の式で算出することができる<sup>3)</sup>。

$$\left. \begin{array}{l} \text{単 一 : MTBF} = 1/\lambda \\ \text{二重冗長 : MTBF} = 3/2 \times 1/\lambda (= 1.5/\lambda) \\ \text{待機冗長 : MTBF} = 2 \times 1/\lambda (= 2/\lambda) \end{array} \right\} (4)$$

「きぼう」のシステム機器の評価においても、これらの算出方法に則した MTBF の期待値を用いた。また、MTBF の期待値の算出には、まず、部品点数法により、機器稼働状態及び機器休止状態での故障率 ( $\lambda$ ) を算出し、次にこの  $\lambda$  を (4) 式に代入して、機器稼働時の MTBF を MTBF (HOT)、機器休止状態での MTBF を MTBF (COLD) として求めた。



### 3.2.4 運用時間の扱い

運用時間 ( $t_{hot}$ ) は、 $n$  個の機器に対して、稼働率  $A$ 、運用年数を  $t_{op}$  とすると、

$$t_{hot} = n \times A \times t_{op} \quad (5)$$

で表わされる。

また、休止時間は

$$t_{cold} = n \times (1 - A) \times t_{op} \quad (6)$$

となる。

ここで、運用年数 ( $t_{op}$ ) は、「きぼう」のフライト時期（船内系システム：2008 年と船外実験プラットフォーム：2009 年）及び米国のステーション計画終了時期（2015 年）を考慮し、船内系システム搭載機器の運用年数を 8 年、船外実験プラットフォーム搭載機器の運用年数を 7 年とした。ただし、MTBF が運用年数に満たない等、稼働率を求められ

ない場合は、MTBF を設計の前提であった当初計画の運用年数（船内系システム搭載機器 10 年、船外実験プラットフォーム搭載機器 9 年）で除して稼働率とした。

稼働率 ( $A$ ) は、一般に故障時間と稼働時間から求めるが、「きぼう」では、故障までの時間を算出するため休止時間と稼働時間から算出している。また、連続運転が必要なシステムの稼働率は冗長構成および実運用状態を想定して単一構成及び 2 重冗長は 1、待機冗長構成は 0.5 とした。これらを第 2 表にまとめた。

第 2 表 稼働率の算出条件と結果

| 運 転  | 冗長構成     | 稼働率の予測 | 稼働率        |
|--|----------|--------|------------|
| 連 続  | 単一、2 重冗長 | 可能     | 1          |
| 連 続  | 待機冗長     | 可能     | 0.5        |
| 間 欠  |          | 可能     | 予測値        |
| 上記以外   |          | 不可能    | MTBF/運用年数* |
| *： 当初計画の運用年数使用（船内系システム搭載機器 10 年、船外系システム搭載機器 9 年） |          |        |            |

### 3.2.5 係数 $\lambda T$ （故障率×運用期間）の扱い

故障確率  $P(r)$  を算出する際、(2) 式の  $\lambda T$  は、以下の通りとなる。

$$\lambda T = \lambda \times t_{hot} + \lambda' \times t_{cold} \quad (7)$$

ただし、

$\lambda$ ': (4) 式で求めた MTBF (HOT) を

(1) 式に代入して求めた値

$\lambda''$ : (4) 式で求めた MTBF (COLD) を

(1) 式に代入して求めた値

$t_{hot}$ : (5) 式による。

$t_{cold}$ : (6) 式による。

### 3.2.6 必要な補用品の個数算出結果

「きぼう」の搭載機器について、故障している機器がない確率を 80%あるいは 90%に設定して必要な補用品の個数を算出することは可能であるが、高確率になればなるほど必要な補用品の個数が増加し調達費用が膨大となる。

そこで、「きぼう」のシステム機器としては、既に開発された人工衛星や宇宙機器の信

頼度の最低ラインの設定実績等を考慮し、故障している機器がない確率を 70%に設定した。

この方針に従い、(7) 式で求めた値を (2) 式に代入し、3.2.2 項の手順に従って、必要な補用品の個数を求めた。その結果の一部を

第 3 表に示す。

この結果に基づき、補用品の調達計画を立案し、この計画を実行中である。また、軌道上の故障状況によって、随時、補用品の調達計画に反映していく予定である。

第 3 表 補用品必要数の算出結果

| 機器名称               | MTBF<br>(HOT)<br>[年] | 使用<br>数 | 冗長        | 稼働率 | 補用品<br>必要数 |
|--------------------|----------------------|---------|-----------|-----|------------|
| データ・インターフェース装置 I 型 | 14.8                 | 6       | 無         | 1   | 4          |
| 配電箱 II 型           | 46.5                 | 7       | 無         | 1   | 2          |
| JEM 管制制御装置基幹部      | 5.6                  | 2       | 待機<br>冗長  | 0.5 | 1          |
| 空気調和装置制御部          | 10                   | 2       | 2 重<br>冗長 | 1   | 1          |

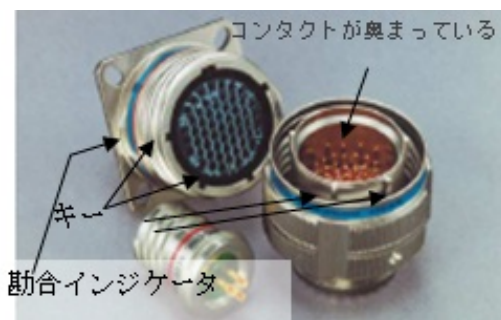
### 3.3 人為故障の除去

「きぼう」の安全・開発保証要求書<sup>4)</sup>に、部品のランダム故障以外の故障の原因の一つとして人為的な故障が挙げられている。

「きぼう」では、軌道上組立、機器交換時等のミスによって、システムに人為故障を起こし、信頼性を下げることがあってはならない。このため、軌道上での宇宙飛行士による機器の交換が、容易で、安全かつ確実に実施できるように、軌道上交換単位 (ORU : Orbital Replaceable Unit) に装置を分割すると共に、交換機器に対しては様々な設計上の工夫がなされている<sup>5)</sup>。

例えば、ORU 及びシステム側ハーネスのコネクタは、ORU に複数のコネクタがある場合、誤って接続されないように、それぞれのコネクタの形状やキーを変えている。また、コンタクトピンの曲りやインサートの破損

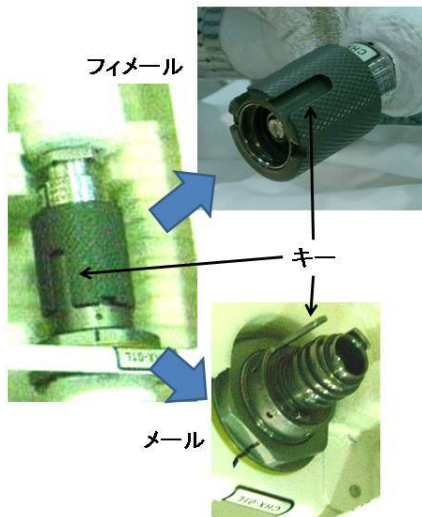
を防ぐためにコネクタシールの勘合後にコンタクトが勘合する Scoop Proof 型を使用すると共に、締付け不足による接触不良を無くすためにカラーバンドによるインジケータ付きを使用した (第 2 図参照)。



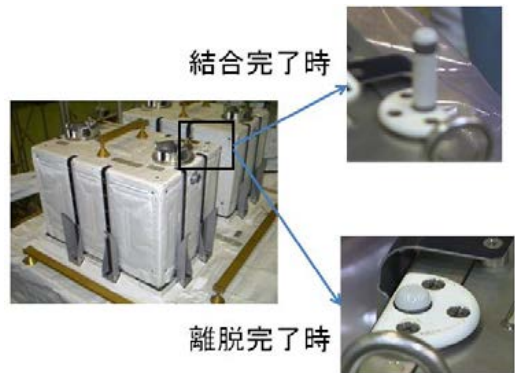
第 2 図 コネクタの特徴

また、流体用コネクタ（QD：Quick Disconnect）についても、搭乗員による操作が必要な場合には、誤接続されないように独自のキー溝がついた QD を使用すると共に、ORU の艤装設計として Blind Access を禁止している（第 3 図参照）。

また、船外実験プラットフォームのシステム機器のように、宇宙飛行士が船外活動で取付け／取外しを行う ORU は、第 4 図のような脱着のインジケータ機構をもっている。これにより、宇宙飛行士の誤認によるシステムの不適合を防ぎ、システムの信頼度低下を防ぐことができる。システムの二次構造への ORU 取付用ファスナへのツールアクセスには、視認性とツールのクリアランスを確保するように要求されており<sup>5)</sup>、締付け不足等の人為ミスによって、ISS の姿勢や軌道変更時に ORU が浮遊するカタストロフィックハザードにならないよう設計されている。



第 3 図 QD のキー



第 4 図 船外実験プラットフォーム用  
ORU の着脱インジケータ

#### 4. まとめ

「きぼう」では、有人宇宙システム特有の取組みとして、2FT 要求実現、信頼度維持設計及び人為故障除去等により、信頼性を向上させる技術の実現および管理を実施してきた。こうした技術は、宇宙ステーション補給機（HTV）などに応用されている。本技術の構築にあたり、ご尽力をいただいた関係各位に深謝する。

## 第5章 有人システム維持機能技術～構造・機構系技術

### 1. 序論

日本実験棟「きぼう」の各構成要素には構造強度上さまざまな要求があるが、その中でも、スペースシャトルによるフライト荷重及び軌道上運用時の各種荷重に対する構造強度耐性を、構造数学モデルを用いた振動応答解析により検証するプロセスが構造検証上重要だった。この構造数学モデルは、NASAの厳格なコリレーション要求に基づき、モデルサーベイ試験結果等で取得されるフライト品の構造特性を有する必要があった。

また「きぼう」の各要素（船内実験室、船内保管室、船外実験プラットフォーム、船外パレット及び実験ペイロード）は、互いを結合する結合機構を有しており、「きぼう」ロボットアームや国際宇宙ステーション（ISS）のロボットアームによって捕獲、引き込み、構造結合される。結合機構の他にも、船内実験室と船外の間での物資の移動を可能とするエアロックや、軌道上交換ユニットなど、「きぼう」独自の特徴的な機構系を有していると言える。

本章では、「きぼう」構造検証の要となる構造数学モデルに対するコリレーション要求とコリレーション結果例を報告するとともに、「きぼう」ユニークな機構系の開発成果について紹介したい。

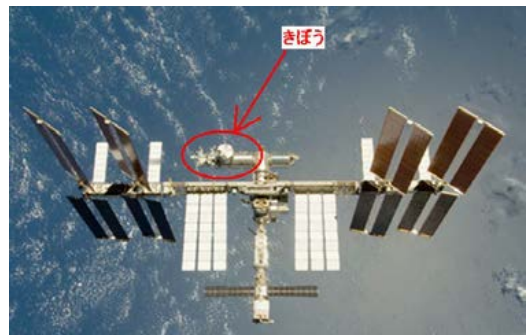
### 2. ISSの概要

ISS計画は1984年に始まり、当初、米国、

欧州宇宙機関、カナダ、日本の4機関が参加した。その後何回かの計画見直しや体制の見直しが行われ、1994年のロシアの参加などを経て、現在は15カ国（米国、日本、カナダ、ベルギー、デンマーク、フランス、ドイツ、イタリア、オランダ、ノルウェー、スペイン、スウェーデン、スイス、イギリス、ロシア）が参加する計画となっている。

ISSは1998年に建設が開始され、2011年に完成した。

第1図にISSの外観を示す。



第1図 ISSの外観

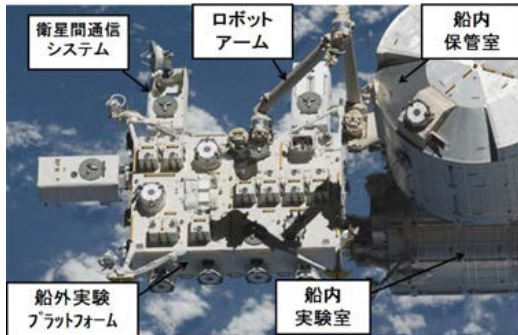
### 3. 「きぼう」の概要

「きぼう」は、主に「船内実験室」、「船外実験プラットフォーム」、「船内保管室」、「ロボットアーム」、「衛星間通信システム」および曝露ペイロードのキャリアである「船外パレット」の6要素から成り立っている。但し、「船外パレット」は「きぼう」完成後地上に

持ち帰ったため、現在は設置されていない。

「きぼう」の運用に必要な空気、電力、熱のリソースは ISS 本体から供給され、「きぼう」内へ分配される。

完成した「きぼう」の外観を第 2 図に示す。



第 2 図 完成した「きぼう」の外観

#### 4. 「きぼう」の構造系概要

第 1 表に「きぼう」各構成要素の構造仕様の概要を示す。

各構成要素は、打上げ・着陸時の荷重や、軌道上運用時の各種荷重 (ISS へのロシア宇宙船などのドッキング時の衝撃荷重や軌道上昇 (リブースト) 時の加速度、宇宙飛行士の船外活動による荷重など) に強度上耐えられるように設計されている。

##### 4.1 船内実験室・船内保管室の構造

船内実験室は内側にアイソグリッドを有する直径 4.4m のアルミ合金製シリンダ部とエンドコーン・プレート部を溶接した与圧構造 (1 気圧) である。第 3 図に示す様に打上げ時には 5 箇所のトランオンにて、7 自由度拘束でスペースシャトルに固定される (この拘束条件は全ての要素に共通である)。軌道上では、共通結合機構を介して ISS に結合される。

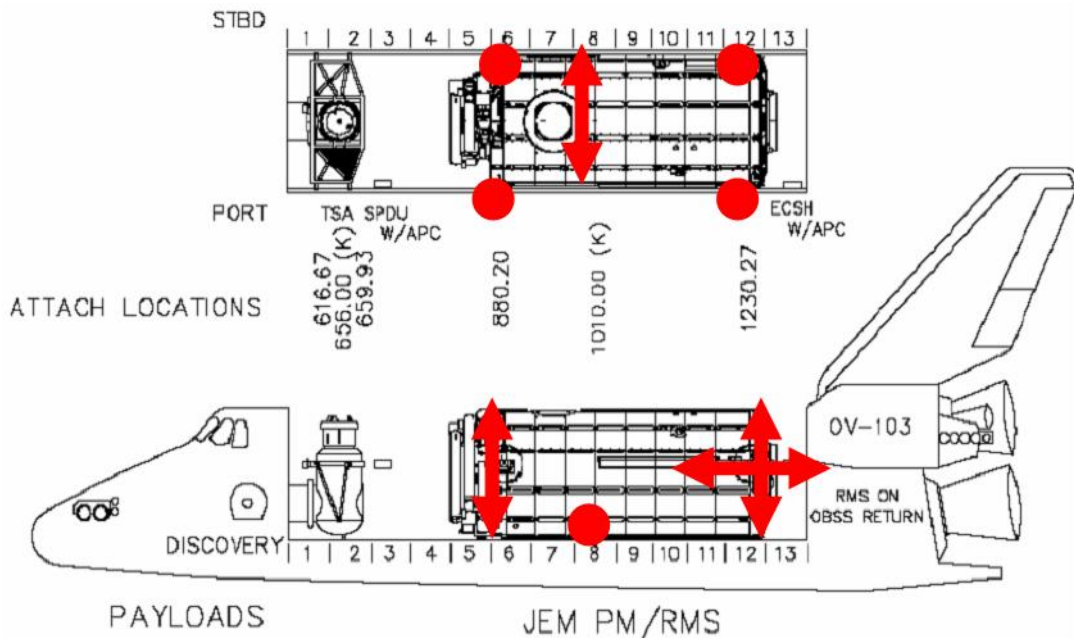
第 4 図に船内実験室の一次構造を示す。

船内保管室の構造も全長が異なるのみで、基本的には船内実験室と同形式である。

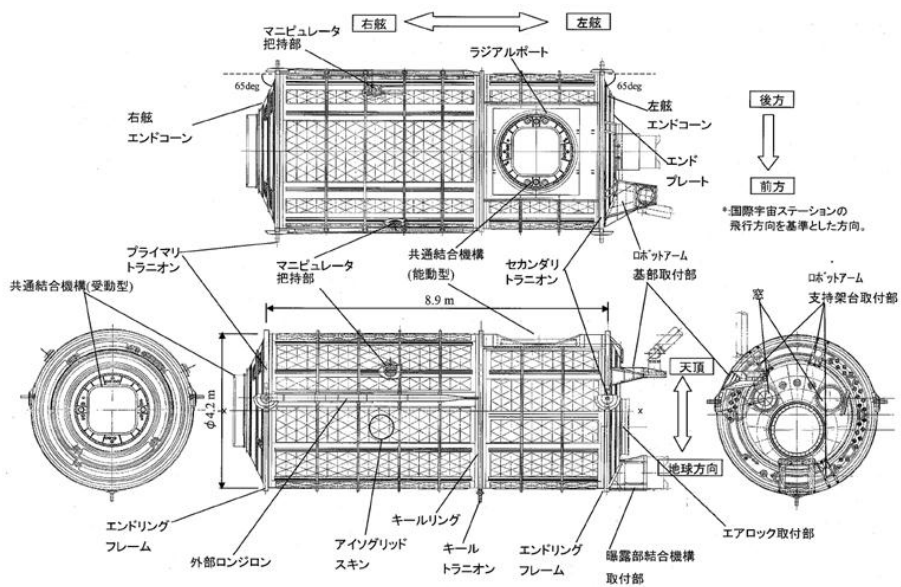
第 1 表 「きぼう」の構造仕様<sup>1)</sup>

|                     | 船内実験室                               | 船内保管室                      | 船外実験<br>プラットフォーム                      | 船外ハレット                                | ロボットアーム          |
|---------------------|-------------------------------------|----------------------------|---------------------------------------|---------------------------------------|------------------|
| 主構造様式               | ・アルミアイソグリッドパネル<br>・溶接円筒構造           |                            | アルミパネル/<br>フレームコック構造                  | アルミグリッド<br>パネル構造                      | 6 自由度関節付<br>アーム  |
| 主な構造材料<br>内、トランオンピン | ・シリンダ部：A12219<br>・その他部位：A17075      |                            | ・パネル/フレーム： A17075<br>・グリッドパネル： A17075 |                                       | CFRP チューブ構造      |
|                     | ニッケル基超合金（INCONEL-718）               |                            |                                       |                                       | -                |
| 寸法 [m]              | 外径 4.4<br>内径 4.2<br>長さ 11.2         | 外径 4.4<br>内径 4.2<br>長さ 4.2 | 幅 5.0<br>高さ 4.0<br>長さ 5.6             | 幅 4.9<br>高さ 2.2<br>長さ 4.2             | 長さ 9.9           |
| シャトル搭載時<br>結合方法     | 5 箇所のトランオンがシャトルラッチ機構に支持される（7 自由度支持） |                            |                                       |                                       | 船内実験室に 4<br>箇所支持 |
| 軌道上運用時<br>結合方法      | 共通結合機構<br>で ISS Node2<br>へ結合        | 共通結合機構<br>で船内実験室<br>へ結合    | 曝露部結合機構<br>で船内実験室へ<br>結合              | 曝露部装置交換<br>機構で船外実験<br>プラットフォームへ結<br>合 | 船内実験室に 1<br>箇所支持 |





第3図 シャトル搭載時の拘束

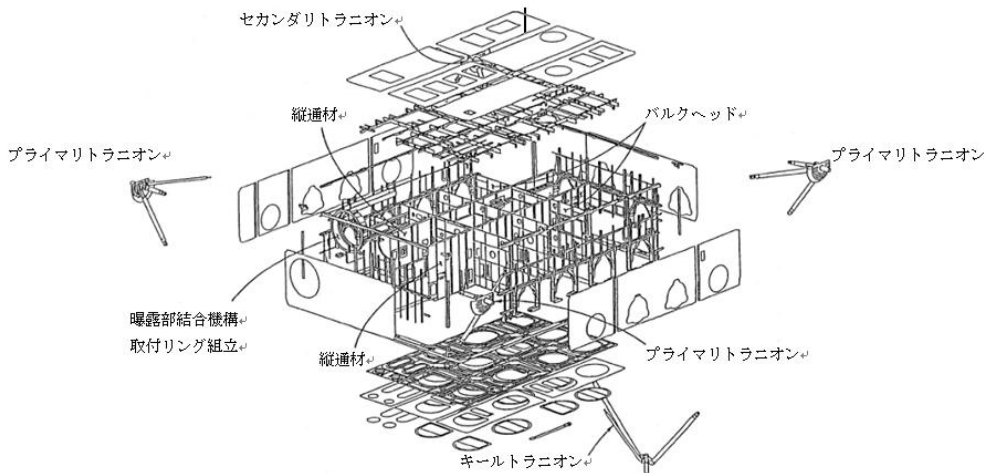
第4図 船内実験室 主構造概要<sup>1)</sup>



## 4.2 船外実験プラットフォーム・船外パレットの構造

第5図に、船外実験プラットフォームの主構造概要を示す。主構造はアルミ合金

Al7075 材を主に用いたパネル／フレーム構造である。軌道上では、曝露部結合機構の構造ラッチボルト（4本）によって船内実験室に構造結合される。



第5図 船外実験プラットフォーム 主構造概要

船外パレットの主構造は同様にアルミ合金 Al7075 材を用いたグリッドパネル構造である。フライト時はペイロード取付機構を介してペイロード3式を搭載可能である。軌道上では、装置交換機構を介してそのラッチアーム（3本）で船外実験プラットフォームに構造結合される。

## 5. 構造数学モデル検証要求と検証結果の例

### 5.1 構造数学モデル検証要求

#### (1) スペースシャトル搭載時

スペースシャトルに搭載される「きぼう」各構成要素に対して最も厳しいフライト荷重は、打上げ時のスペースシャトルメインエ

ンジン着火に続く固体ロケットの点火衝撃や音響、着陸時のランディングギヤの接地等による荷重である。

これらの荷重により「きぼう」各要素へ負荷される荷重は、スペースシャトルの構造数学モデルに「きぼう」各要素の構造数学モデルを結合し、シャトルの外力条件を入力とする振動応答解析（CLA：Coupled Loads Analysis）によって求められる。この振動応答解析に使用する構造数学モデルに対しては、スペースシャトルの振動モードや外力条件とのカップリングの可能性のある周波数範囲（50Hz 以下）において、モーダルサーベイ試験結果との厳格なコリレーション要求が NASA から課されている（第2表）。

第2表 構造数学モデルへのコリレーション要求<sup>2)</sup>

| 項目    | モデルコリレーション要求  |
|-------|---|
| 周波数誤差 | 試験と解析でのモード周波数の差異が、主要モードは 5% 以下、副モードは 10% 以下であること。 (*)   |
| モード形状 | 主要モードについて、試験と解析のモードベクトルの相互直交性行列が以下を満足すること。<br>・対角項 : 0.9 以上                      ・非対角項 : 0.1 以下 |

(\*) 主要モード、副モードの定義は以下のとおり。

- ・主要モード：有効質量比が 10% 以上のモード
- ・副モード：有効質量比が 5～10% のモード

## (2) 軌道上運用時

軌道上運用時の「きぼう」各構成要素には、ISS へのシャトルやロシア宇宙船等のドッキング荷重、リブースト時の加速度、宇宙飛行士の船内外活動による荷重等が負荷される。これらの荷重は、ISS 全体の構造数学モデルを用いた過渡振動応答解析によって算出される。

この振動応答解析に使用する「きぼう」各要素の構造数学モデルにも、フライト時と同様、軌道上運用時の拘束条件でのフライト品とのコリレーション要求に従い、モデル精度を保証する必要がある。

## 5.2 構造数学モデル検証結果の例

### (1) 打上げ形態検証（船外実験プラットフォーム）

船外実験プラットフォームの主構造に搭載機器のダミーマスあるいはエンジニアリングモデルを搭載し、スペースシャトルとのインターフェース部を支持した形態で、モデルサーベイ試験を実施した。試験形態を第6図に示す。

なお、試験に当たっては事前解析によりターゲットモードを決定し、それらのモード形状が取得できるよう、加速度センサを配置している。



第6図 船外実験プラットフォーム  
モデル試験

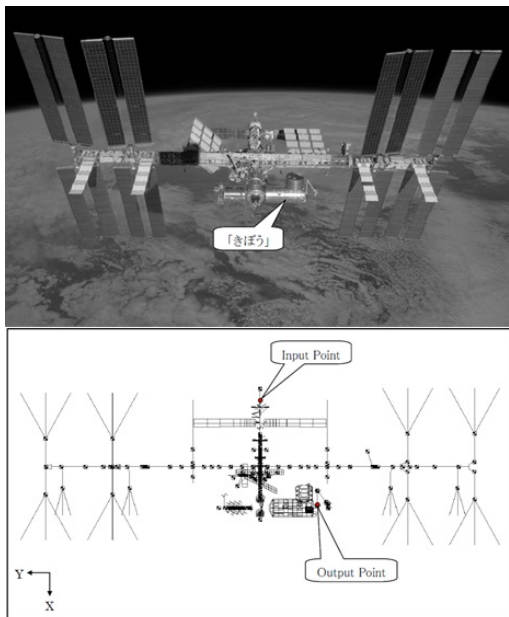
試験結果を基に構造数学モデルのコリレーションを実施し、要求を満足することを確認した。本結果に NASA スペースシャトルプログラムも合意し、シャトル搭載時の振動応答解析に供され、打上げに問題のないことを確認した上で 2009 年 7 月に無事打上げられた。

### (2) 軌道上形態検証

軌道上荷重解析に供される構造数学モデルには、NASA と合意したコリレーション要求を満足した「きぼう」の各要素モデルが「きぼう」の軌道上荷重解析用モデルとして統合され、NASA 側へ提示されている。そのモ

デルでは、運用時の搭載位置が変わりうる船内実験ラックや曝露実験ペイロードについては、解析時に構造数学モデルの搭載位置を変更できるよう配慮が施されている。同様に、軌道上で様々な姿勢を取り得るロボットアームについても、関節角度の設定により容易に構造数学モデルの姿勢を変更できるよう配慮されている。

軌道上運用時の「きぼう」には、前述した様々な荷重が負荷される。「きぼう」各構成要素間インターフェースに負荷される荷重は、ISSの詳細モデルを用いた軌道上荷重解析（NASA側で担当）により算出され、インターフェース荷重を基に、JAXAでISSの簡易モデル（第7図）を用いた軌道上荷重解析を実施し、「きぼう」各構成要素自身の強度評価を行っている。



第7図 ステージ15AのISS（上）と  
解析モデル（下）

各軌道上荷重は、フォーシングファンクションとして、軌道上計測結果を基に定式化さ

れたものや姿勢制御情報を基にモデル化されたものを使用し、可変パラメータの範囲内で、評価対象にとって厳しい荷重条件となる様、工夫している。同様に、軌道上運用時には、各軌道上荷重が同時に発生する場合も考えられるため、各軌道上荷重による応答を複合した評価も行っている。

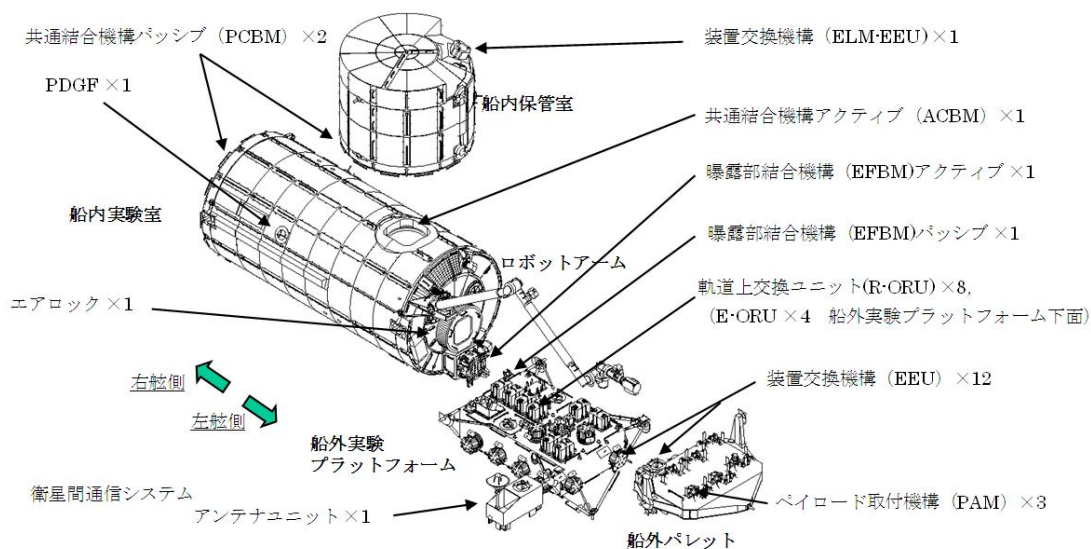
3回に分けて打ち上げられ、ISSに結合された「きぼう」の各モジュールは、軌道上荷重解析の結果、強度および剛性の要求を満足することを事前に確認済みであり、軌道上における運用を無事行っている。

## 6. 「きぼう」の機構系概要

「きぼう」機構系を第8図に、各機構の説明を第3表に示す。「きぼう」は結合機構として、ISS共通結合機構（CBM：Common Berthing Mechanism）、曝露部結合機構（EFBM：Exposed Facility Berthing Mechanism）、装置交換機構（EEU：Equipment Exchange Unit）、ペイロード取付機構（PAM：Payload Attach Mechanism）を有する。



これらの結合機構はアクティブ側とパッシブ側から構成され、捕獲／引き込み／結合の各動作を行なう。結合機構は、軌道上荷重が負荷されても材料降伏しない強度と結合面の分離に至らない剛性を要求されると共に、各々の要素間を結ぶリソースラインの結合機能も有する。

CBMはNASAが開発した機構で、ロシアを除くISS全ての与圧モジュールの結合に使用される。アクティブ機構（ACBM：Active CBM）とパッシブ機構（PCBM：Passive CBM）から構成され、ISS側（ACBM）と船内実験室右舷側（PCBM）間、および、船内実験室上部（ACBM）と船内保管室（PCBM）間の結合に使用されている。



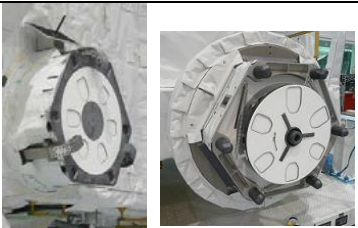
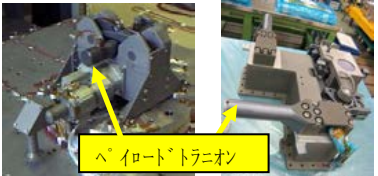

第 8 図 「きぼう」の機構サブシステム

第 3 表 (1/2) 「きぼう」の主要な機構

| 機構             | 機能   | 外観  |
|----------------|--|---|
| 共通結合機構 (CBM)   | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 与圧モジュール同士の結合に使用。</li> <li>・ 位置決めは中央窓からのカメラターゲット方式。</li> <li>・ 16 個のボルト/ナットによる締結。</li> <li>・ 3 重の O リング（結合面上）による船内空気の保持。</li> <li>・ 電力通信ケーブル、冷媒配管、空調ダクト等のリソースラインは結合後にクルーにて実施。</li> </ul> |  <p>船内実験室上部の ACBM</p> |
| 曝露部結合機構 (EFBM) | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ 船外実験プラットフォームの船内実験室への結合に使用。</li> <li>・ 位置決めは側面からのカメラターゲット方式。</li> <li>・ CBM に類似の設計（構造締結ボルトは 4 本）。</li> <li>・ 電力、通信、冷媒のリソースラインは自動結合。</li> </ul>   |                       |



第 3 表 (2/2) 「きぼう」の主要な機構

| 機構              | 機能  | 外観   |
|-----------------|---|--|
| 装置交換機構 (EEU)    | <ul style="list-style-type: none"> <li>船外パレットやペイロードの船外実験プラットフォームへの結合に使用。</li> <li>位置決めは上面からのカメラターゲット方式。</li> <li>3本のラッチアームで捕捉から引き込み、構造締結までの全機能を実施。</li> <li>電力、通信、冷媒のリソースラインは自動結合。ライン結合部を保護するシャッターも自動で開。</li> </ul> |  <p>左：EFU      右：PIU</p>     |
| ペイロード取付機構 (PAM) | <ul style="list-style-type: none"> <li>曝露実験ペイロードの船外パレットへの結合に使用。</li> <li>構造締結を担う4式のSLM (Structural Latch Mechanism) でペイロードを把持し打上。ロボットアーム引き抜き前にペイロードトラニオンを開放。</li> <li>電力、通信、冷媒のリソースラインは自動結合。</li> </ul>             |  <p>左：船外パレット側   右：ペイロード側</p> |
| エアロック           | <ul style="list-style-type: none"> <li>船内実験室と船外間での物資の移動に使用。</li> <li>「きぼう」小アームや船外実験プラットフォームの軌道上交換ユニットを伸展テーブルに固定可能。</li> </ul>   |                             |

EFBM は船外実験プラットフォームを船内実験室に結合する機構で、CBM 同様、構造締結とリソースラインの結合機能を有するが、CBM とは異なり、リソースラインは自動で結合される。

EEU は船外実験プラットフォームと船外パレットや曝露ペイロードを結合・分離する機構で、アクティブ機構 (EFU : Exposed Facility Unit) が船外プラットフォームに12基設置される。結合対象の船外パレットや、実験ペイロード側にはパッシブ機構 (PIU : Payload Interface Unit) が艤装される。

PAM はフライト時にペイロードを船外パレットに固定する機構である。ロボットアームによる取外しの前にペイロード把持部を

開放する機能を有する。

また、結合機構以外の「きぼう」の機構系としてエアロックと軌道上交換ユニットを紹介する。

エアロックは、船内実験室左舷端に取り付けられたシリンダ状構造物であり内部を船外環境まで減圧、もしくは船内環境まで加圧し、物資を船内外間で移送する機能を有する。船内外間を移送される物資はエアロックテーブルに固定され、船外でロボットアームやその先に取り付けられる子アーム (SFA : Small Fine Arm) で把持され、テーブルから取外される。

軌道上交換ユニットは船外実験プラットフォーム上のシステム機器で、「きぼう」の子アームにて分離・取付・ハンドリング可能

なロボティクス対応軌道上交換ユニット（R-ORU：Robotics-compatible Orbital Replacement Unit）と、宇宙飛行士の船外活動（EVA）により結合・分離する機構をもつ EVA 対応軌道上交換ユニット（E-ORU：EVA-compatible ORU）がある。

これら機構系は、真空中での摩擦特性等の材料特性やモータ・アクチュエータの動作特性の把握は勿論のこと、クルーやロボティクスとの協調動作、更には機構の故障許容と全体の安全性を保証することが求められる。これらの設計要素は有人宇宙安全に特有の考え方が適用されるため、日本にとって初めての開発となる「きぼう」の機構系開発では、ロボットアームの特性や、NASA 安全審査を通じての「きぼう」の安全設計の考え方がフィックスした後に、再度評価を行うケースが多々あった。

## 7. まとめ

すべての「きぼう」のモジュールは、静・動特性の検証された構造数学モデルを用いた統合解析により最終的な構造検証を完了した上で、無事、打上げを完了し、軌道上運用を開始している。これは、本報告で紹介した構造数学モデルの検証も含めた、構造検証の妥当性を示すものとする。

「きぼう」の機構系は、目的の違いにより各々がユニークな特性となっている一方、有人宇宙システム特有の安全性要求が設計に反映されており、ロボットアームやクルー船内外活動との協調動作が確実に安全に遂行できる様に配慮されている。これらの機構系は軌道上での動作確認が無事終了し、開発成果の妥当性が確認された。



## 第 6 章 有人システム維持機能技術

### ～ロボットアーム運用のための軌道上荷重検証技術

#### 1. 序論

日本実験棟「きぼう」は、2008 年 3 月に船内保管室、2008 年 6 月に船内実験室とロボットアーム（第 1 図）の親アームが打ち上げられ、軌道上での運用が始まっている。

軌道上運用時の「きぼう」には、国際宇宙ステーションへのロシア宇宙船のドッキング衝撃荷重や、軌道上昇（リブースト）時の加速度、宇宙飛行士の船外活動による荷重などが掛かる。これらの軌道上荷重環境下においても、「きぼう」ロボットアーム（JEMRMS : Japanese Experiment Module Remote Manipulator System）によるペイロード移設などのロボットアーム運用（第 2 図）は、有人システムの安全を確保しながら遂行されなければならない。

このため、国際宇宙ステーションのロボットアーム運用においては、軌道上での運用前に、各種の軌道上荷重に対するロボットアーム運用の規定を整理することになっており、実時間の運用では、それら運用規定に基づき、ロボットアーム運用が行われている。もちろん、JEMRMS の運用規定を整理するためには、軌道上荷重に対する JEMRMS の挙動を予測する必要がある。

本章では、軌道上荷重に対する JEMRMS の挙動予測と運用規定の設定への取り組みを示し、「きぼう」で獲得した有人システム維持機能技術として、ロボットアーム運用の

ための軌道上荷重検証技術を報告する。

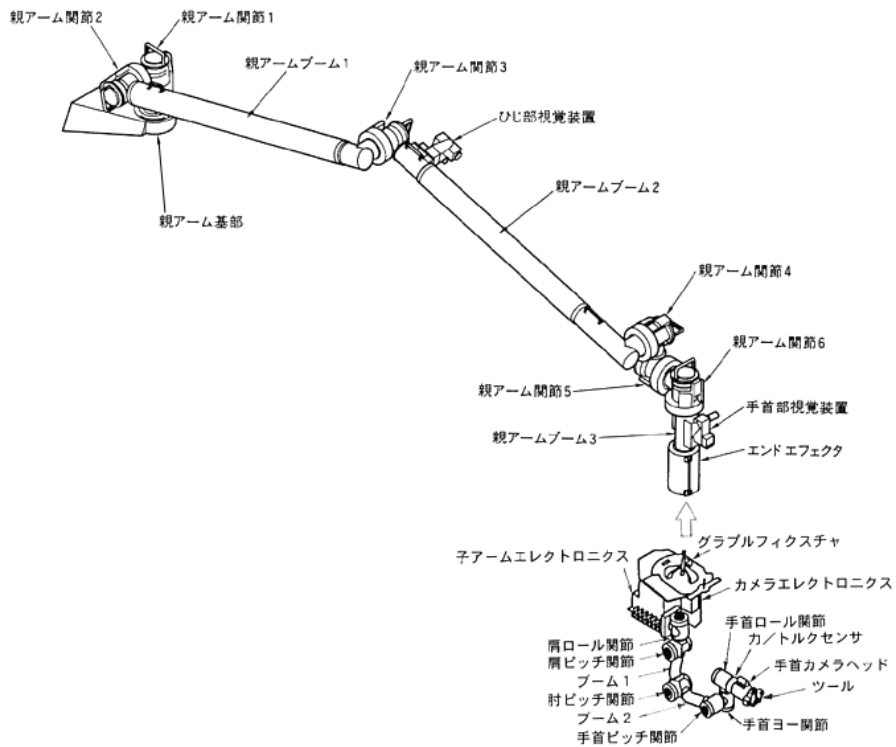
#### 2. 軌道上荷重に対する JEMRMS の挙動予測

##### 2.1 軌道上荷重

軌道上を周回する国際宇宙ステーションでは、通常の人工衛星と同様に、定期的な軌道上昇や姿勢制御が行われている。また、国際宇宙ステーションの建設は段階的に進み、かつ軌道上では機器メンテナンスが定期的に行われている。さらに、有人システムであるが故に、宇宙飛行士は国際宇宙ステーションの船内や船外で様々な活動を行っている。これらの日常的な活動の中でも、軌道上荷重が発生して JEMRMS に掛かってくるため、軌道上運用時の JEMRMS の挙動を予測するためには、様々な軌道上荷重を考慮する必要がある。軌道上荷重の一例を第 1 表に示す。

JEMRMS の挙動予測で考慮される軌道上荷重は、軌道上計測結果を基に定式化されたものや姿勢制御情報（スラスターの噴射間隔など）を基にモデル化されたものなどがあり、不確定性を含む定義になっている。不確定性が含まれる理由は、大きく二つに分けられる。一つ目は、JEMRMS の挙動を予測する時点では確定できない運用上の要素があるからである。二つ目は、軌道上荷重が適用される数学モデル（軌道上 H/W を模擬した有限要素モデル）と軌道上 H/W とのコリレーショ

ン誤差を、比較的変更が容易な軌道上荷重に、では、一つ目の理由について、例を挙げて紹介する。  
不確定性として含めているからである。ここ



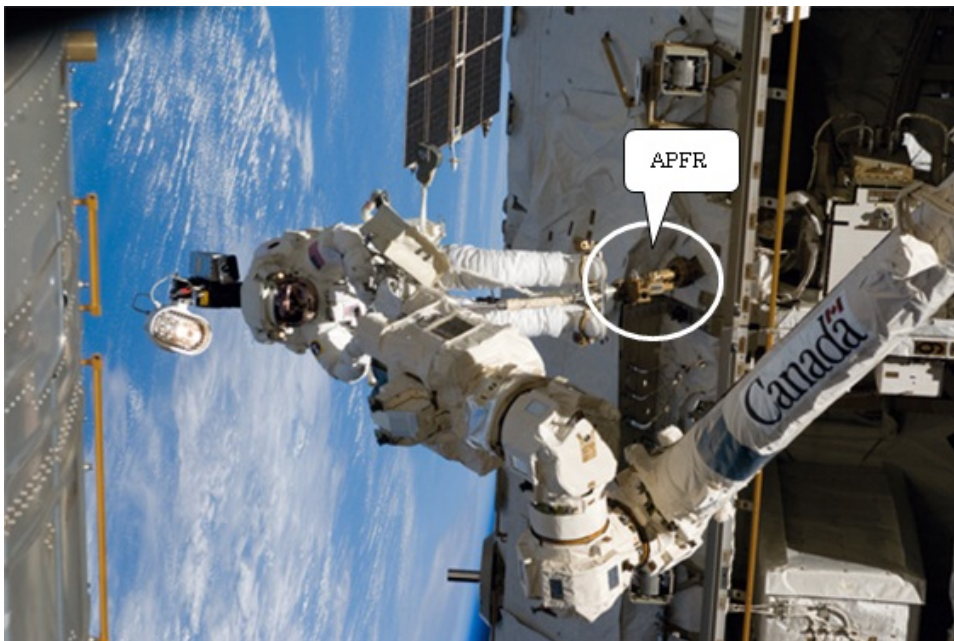
第1図 「きぼう」ロボットアーム



第2図 ペイロード移設中の JEMRMS

第 1 表 軌道上荷重の一例

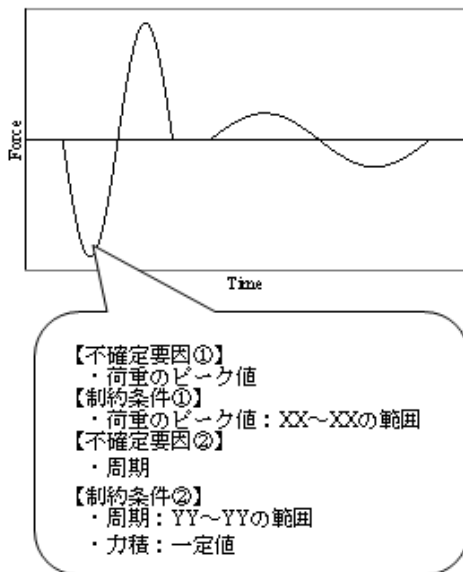
| カテゴリ  | 軌道上荷重   |
|---|---|
| Extravehicular Activity<br>(宇宙飛行士の船外活動)           | ORU Handling<br>APFR Layback<br>APFR Quick Grab<br>Kick-Off Tether<br>APFR Ingress / Egress<br>Free-Float / Cyclic Loading        |
| Intravehicular Activity<br>(宇宙飛行士の船内活動)           | Push-Off and Landing<br>SM Ergometer<br>Flywheel Exercise Device  |
| Attitude Control<br>(姿勢制御)                        | USTO Hold and Maneuver<br>RS MCS Hold and Maneuver<br>CMG Momentum Desaturation<br>Orbiter Reaction Control<br>System (VRCS/PRCS) |
| Docking<br>(ドッキング)                                | Russian Vehicle Docking<br>Orbiter Docking  |
| Undocking<br>(アンドッキング)                            | Russian Vehicle Undocking<br>Orbiter Undocking  |
| Reboost<br>(軌道上昇)                                 | Station Reboost<br>Orbiter Reboost  |
| SSRMS Operations<br>(宇宙ステーションロボットアーム (SSRMS) の運用) | SSRMS Emergency Braking<br>Payload Berthing   |



第 3 図 船外活動中の宇宙飛行士

宇宙飛行士の船外活動“APFR Layback”（船外活動時の足場（APFR：Articulating Portable Foot Restraint）（第3図）で宇宙飛行士が動くことに起因する軌道上荷重）について言うと、船外活動を行う宇宙飛行士は、それぞれ体重が異なり、また同一人物であっても毎回動作量は異なることが予想されるため、これらは軌道上荷重の不確定要因として考える必要がある。“APFR Layback”の軌道上荷重で考えられている不確定性のイメージを第4図に示す。

また、姿勢制御全般について言うと、実時間の運用時の制御量などに応じて適切に設定されるスラストの噴射間隔などは、不確定要因として考える必要がある。



不確定要因①の決定後、不確定要因②の決定

第4図 軌道上荷重の不確定性（イメージ）

なお、これら軌道上荷重は、同時に発生し得ることも忘れてはいけない。例えば、国際宇宙ステーションのスラストを使ったリブ

ースト運用中に、一人の宇宙飛行士が船内を移動し、別の宇宙飛行士が Ergometer を使ったエクササイズを行うことは、軌道上では日常的に起こり得ることである。この事象に対する JEMRMS の挙動を予測しようとした場合、“Station Reboost”と“Push-Off and Landing”と“SM Ergometer”の軌道上荷重を複合して、JEMRMS の挙動を予測する必要がある。

## 2.2 挙動予測

JEMRMS の挙動予測は、国際宇宙ステーションにおける軌道上荷重を考慮した解析（大規模ではあるが線形で考えられる解析）と JEMRMS の詳細な挙動を予測するための非線形性（関節のバックラッシュなど）を考慮した解析を弱連成した、二段階の解析（第5図）により行われている。

ここで、強連成解析を採用しなかった理由は、JEMRMS のローカルな非線形性のために、国際宇宙ステーション全体の大規模な非線形解析を行うのは、非効率だと考えたからである。また、国際宇宙ステーションと JEMRMS の質量比を考えると、国際宇宙ステーションレベルでの予測解析における JEMRMS 基部（国際宇宙ステーションとの境界位置）での応答は、JEMRMS が線形モデルか非線形モデルかではなく、国際宇宙ステーション側の要因に支配的であると考えられる。

国際宇宙ステーションレベルでの予測解析



JEMRMS単体での予測解析

第5図 挙動予測の概要

まず、国際宇宙ステーションレベルでの予測解析では、2.1 項で示した軌道上荷重と国際宇宙ステーション全体の有限要素モデルを用いた過渡応答解析を行い、軌道上荷重に対する JEMRMS 基部（親アーム基部）での荷重・加速度を予測する。

この際、安全側の予測になるよう、不確定性の範囲内で、JEMRMS にとって厳しい（JEMRMS 基部での荷重がワーストとなる）軌道上荷重を設定する必要がある、軌道上荷重が有する周波数特性と JEMRMS の固有振動数をできるだけ近づける（共振させる）ことがポイントとなる。

次に、JEMRMS 単体での予測解析では、上記で予測した JEMRMS 基部での加速度を入力として、JEMRMS ダイナミクスシミュレータを用いて、より詳細な JEMRMS 挙動を予測する解析を行い、関節角度や先端

（親アームのエンドエフェクタ）の位置・姿勢の変動量などを予測する。また、JEMRMS 搭載 S/W は軌道上で各種の異常検知処理を実施しているため、予測解析においても同等な処理を行い、異常検知の有無を予測しておく必要がある。

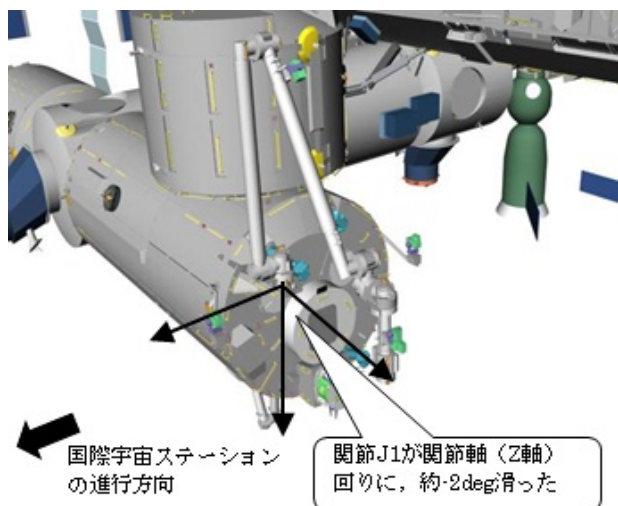
いずれの予測解析も、JEMRMS の運用と軌道上荷重の組合せで解析ケースが設定されるため、解析ケース数は膨大になる。

### 2.3 予測値と軌道上実績値の比較

2009 年の初めに、軌道上の JEMRMS において、ブレーキを掛けていた関節が滑る事象（第 2 表、第 6 図）が発生した。主な原因は、国際宇宙ステーションで行われたサービスモジュールによるリブーストであると考えられているが、軌道上での事象を再現するために、2.2 項に示した挙動予測を行った。

第 2 表 軌道上実績値 -出力軸の変動量-

| J1[deg] | J2[deg] | J3[deg] | J4[deg] | J5[deg] | J6[deg] |
|---------|---------|---------|---------|---------|---------|
| -1.97   | 0.32    | -0.11   | -0.03   | -0.01   | 0.00    |

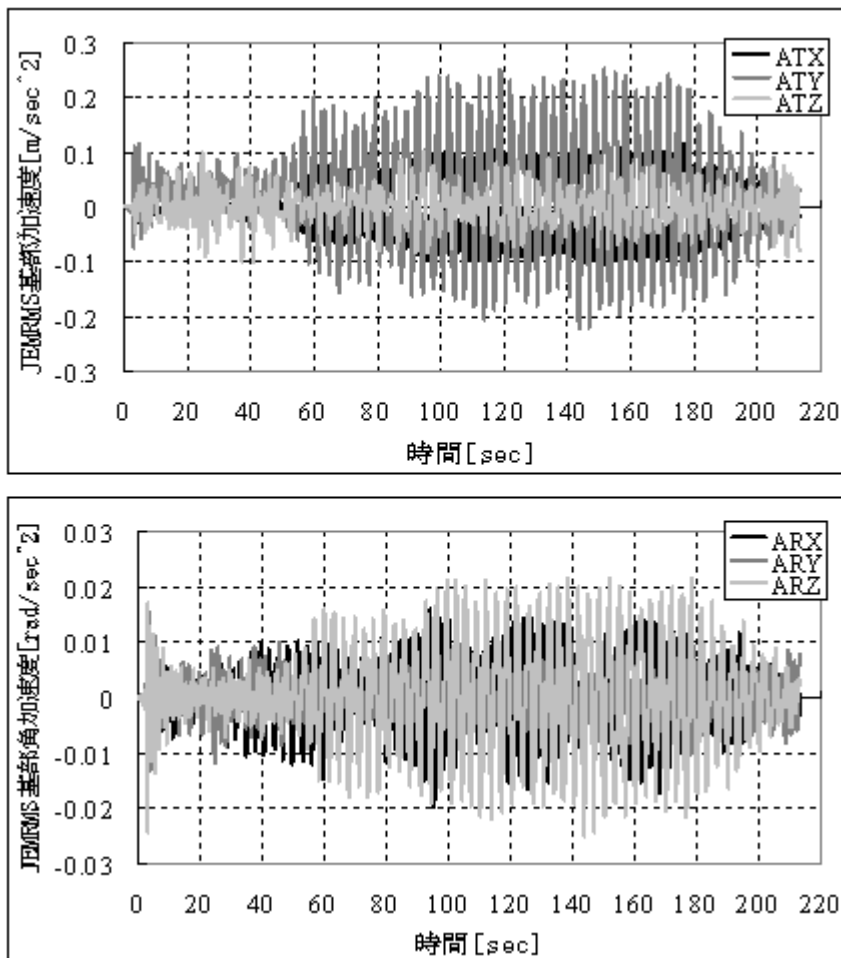


第 6 図 軌道上での事象（イメージ）

国際宇宙ステーションの各部には加速度センサが取り付けられており（なお、JEMRMS には取り付けられていない）、今回の事象が発生した時も加速度が計測されていた。

そこで、2.1 項で示した軌道上荷重の不確定性を考慮しながら、加速度センサ位置での

軌道上計測結果と予測値が合うように、リブースト荷重を同定した。そして、そのリブースト荷重を用いた国際宇宙ステーションレベルでの予測解析により、サービスモジュールによるリブーストが発生した時の JEMRMS 基部加速度(第 7 図)を予測した。



第 7 図 リブースト時の JEMRMS 基部加速度（予測値）



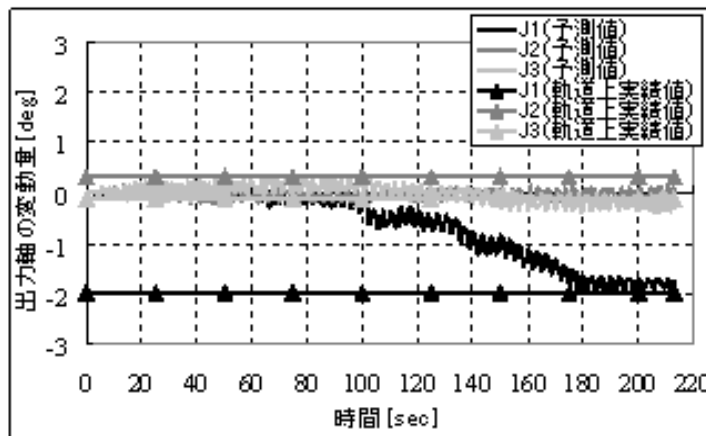
続いて、JEMRMS 基部加速度（予測値）を用いて、JEMRMS 単体での予測解析を行った。出力軸の変動量について、予測値と軌道上実績値を比較した結果（バックラッシュ角の範囲内で変動していた J4、J5、J6 については省略）を第 8 図、第 3 表に示す。同様に、先端位置の変動量についての比較を第 9 図、第 4 表に示す。なお、先端位置の変動量（軌道上実績値）は、軌道上で計測したのではなく、出力軸の角度（軌道上実績値）を基に算出したものである。

第 8 図、第 3 表より、出力軸の変動量が大きかった関節 J1 については、予測値と軌道上実績値は同等であることが分かる。また、その他関節における出力軸の変動量も含めて JEMRMS 全体の挙動を比較するために、

先端位置の変動量について予測値と軌道上実績値を比較する（第 9 図、第 4 表）と、予測値は軌道上実績値以上の変動を示していることが分かる。

これらより、予測解析は、軌道上での JEMRMS の挙動を予測（再現）しつつ、安全側の予測になっていることが分かり、本稿で紹介している挙動予測プロセスが妥当であることを確認した。

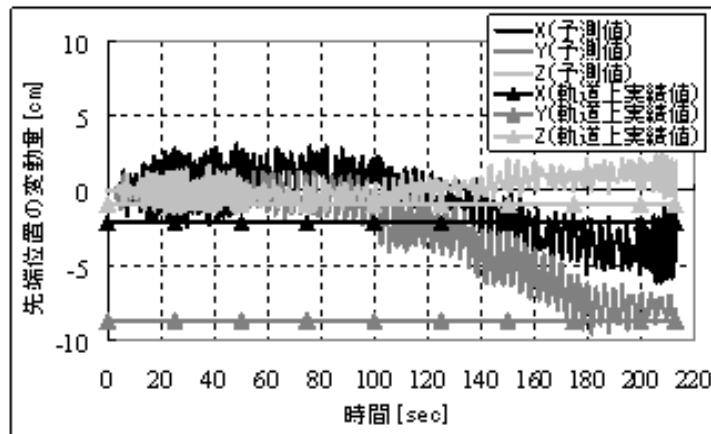
但し、予測値と軌道上実績値の比較は、今回紹介した 1 ケースしか実施できていない。今後は、リブースト以外の軌道上荷重のケースなどとの、より多くの比較を行い、挙動予測プロセスの妥当性をさらに確認していきたいと考える。



第 8 図 予測値と軌道上実績値の比較 -出力軸の変動量-

第 3 表 予測値と軌道上実績値の比較 -出力軸の変動量-

|          | J1[deg] | J2[deg] | J3[deg] |
|----------|---------|---------|---------|
| 予測値のワースト | -1.95   | -0.21   | -0.40   |
| 軌道上実績値   | -1.97   | 0.32    | -0.11   |



第 9 図 予測値と軌道上実績値の比較-先端位置の変動量-

第 4 表 予測値と軌道上実績値の比較-先端位置の変動量-

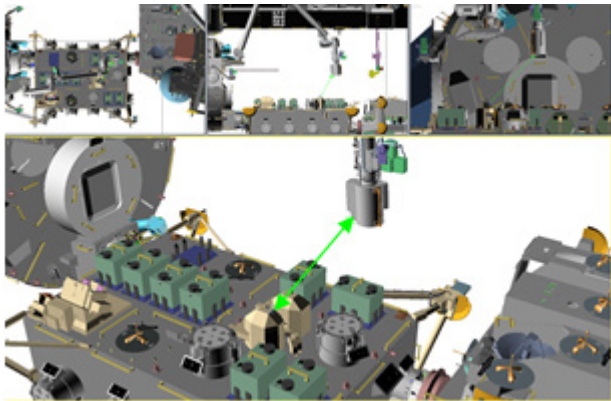
|          | X[cm] | Y[cm] | Z[cm] |
|----------|-------|-------|-------|
| 予測値のワースト | -6.12 | -9.52 | 2.52  |
| 軌道上実績値   | -2.20 | -8.66 | -0.90 |

### 3. 運用規定の設定

JEMRMS の運用規定を設定する際は、予測した JEMRMS 挙動毎に、二つの評価項目に照らし合わせて、軌道上荷重を許容できるか否かを決定する。

一つ目の評価項目は、軌道上荷重により不意に JEMRMS が動くことで、近接した H/W

に衝突することがないかである。JEMRMS と近接した H/W との衝突はあってはならない事であり、十分なクリアランスがあることを確認する必要がある。JEMRMS と近接した H/W とのクリアランスは、国際宇宙ステーション全体の 3 次元 CAD モデルを用いて確認することができる（第 10 図）。



第 10 図 クリアランス確認の一例

二つ目の評価項目は、JEMRMS 搭載 S/W が有する異常検知機能により、JEMRMS が緊急停止することがないかである。位置保持・動作制御中の JEMRMS に軌道上荷重が掛かった場合、制御偏差が拡大して関節およ

び先端の位置・速度のリミット値を超え、JEMRMS が緊急停止する可能性がある。緊急停止からの復旧には時間を要するため、JEMRMS 運用の遂行上は緊急停止しないことが好ましい。

第 5 表 JEMRMS 運用規定の一例

| ATTITUDE<br>CONTROL<br>& OPS<br><br>JEMRMS<br>ACTIVITIES | ISS ATTITUDE<br>CONTROL       |      | OPERATIONS |         |              |
|--|-------------------------------|------|------------|---------|--------------|
|  | MOM<br>MGMT<br>WITH<br>DESATS | USTO | EVA OPS    | REBOOST | SSRMS<br>OPS |
| STOWED   | OK                            | OK   | OK         | OK      | OK           |
| MNVR TO<br>JLE INSTALL<br>VIEWING                        | OK                            | OK   | OK         | NOT OK  |              |
| AT JLE<br>INSTALL<br>VIEWING                             | OK                            | OK   | OK         | OK      | OK           |

JEMRMS の運用と軌道上荷重の組合せで、許容できるか否かを決定した後は、第 5 表に示すようなマトリクス形式の表に、“OK”

(JEMRMS の運用において、軌道上荷重を許容できる場合)、“NOT OK” (JEMRMS の運用において、軌道上荷重を許容できない

場合)、斜線(何らかの理由により、許容できるか否かを評価していない場合)のいずれかを埋めることで、運用規定を設定する。

#### 4. まとめ

国際宇宙ステーションにおける JEMRMS の運用を通して、軌道上荷重に対するロボットアームの挙動を予測する手法を考案し、軌道上でのロボットアーム運用規定を設定する手法を実現した。また、考案する手法を用いて、軌道上で発生した実挙動を再現し、その妥当性を確認した。

今後の有人宇宙システムにおいても、ロボットとの協調運用は必要不可欠であると考えられ、「きぼう」で獲得したロボットアーム運用技術は、我が国における貴重な技術の蓄積であったと考える。

今回、国際宇宙ステーションレベルでの解析においては、NASA/Boeing から多大なる知見を頂けた事を、この場を借りて感謝致します。

## 第 7 章 有人システム維持機能技術～電気・通信系技術

### 1. 序論

我国初の有人宇宙システム「きぼう」は、従来衛星とは異なり、長期間、人が生活するために高い信頼性と安全性が求められることから、システムが複雑かつ大規模である。また、多種多様な実験装置が出入りして運用されるため、実験装置が要求する電力と通信回線を考慮した柔軟的運用が必要となる。これを実現するためには、多忙な宇宙飛行士の手を煩わせることなく、容易に電力分配と通信トラフィックの管理が行え、かつ信頼性の高いアビオニクス機器で構成することが重要である。

本章では、「きぼう」開発において獲得した電気・通信系技術、すなわちアビオニクスの設計技術、および、それらを統合してシステムとして成立させるために実施したエンジニアリングについて報告する。

### 2. 電気・通信系の技術

「きぼう」を構成する電気・通信系は、電力系、情報データ伝送系（伝送レートに応じた低速、中速、高速の 3 種）、ビデオ系および音声系からなる。

衛星との大きな相違は、「きぼう」は大型有人宇宙機であること、長期間にわたり様々な実験装置を入れ替えて運用していくこと、故障時は修理・交換、そして時代のニーズに合わせてアップグレードしていくことを前

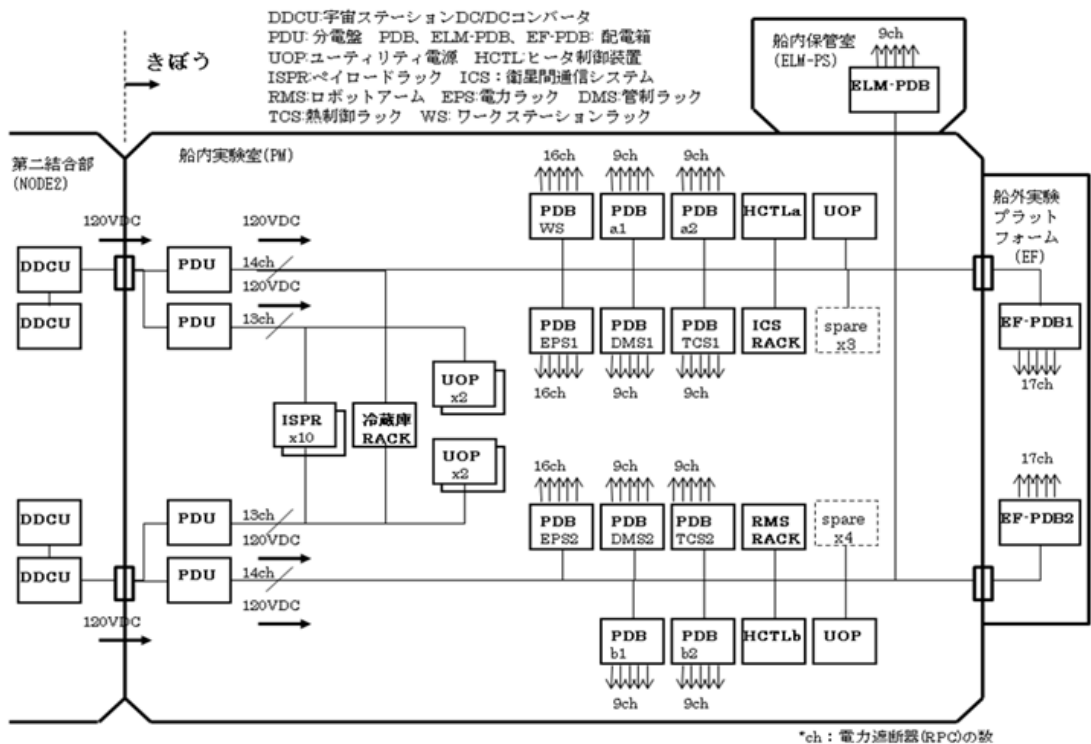
提とした宇宙機である点である。

「きぼう」の電気・通信系は、同時に多数の実験運用が可能な標準化されたインターフェース、冗長系統、安全化装置をもち、またアビオニクス機器は容易に交換が可能な設計としている。

#### 2.1 電力系

「きぼう」の電力系は、国際宇宙ステーション（ISS）第二結合部の DC/DC コンバータ（DDCU）から、独立した直流 120 V・最大 12.5 kW を 2 系統引き込んでおり、システム機器および実験装置に分配する（第 1 図）。

直流 120V の電力系は従来衛星でも採用の前例がなかったため、「きぼう」の電力系を構成する分電盤（PDU）と配電箱（PDB）はいずれも、リレーではなく半導体（パワー MOS FET）スイッチを採用した限流遮断機能付きの電力遮断器を組み込んでおり、電力遮断器数は合計で 200 個を超える。これを、ISS の電力事情に応じて筑波宇宙センターから制御することにより、きめ細かな電力配分管理と実験運用計画の立案を可能とした。



第1図 「きぼう」の電力系

## 2.2 低速データ伝送系

低速データ伝送系(別名、監視制御系)は、システム機器の監視制御、および実験装置の実験データ通信の監視制御を行う(第2図)。

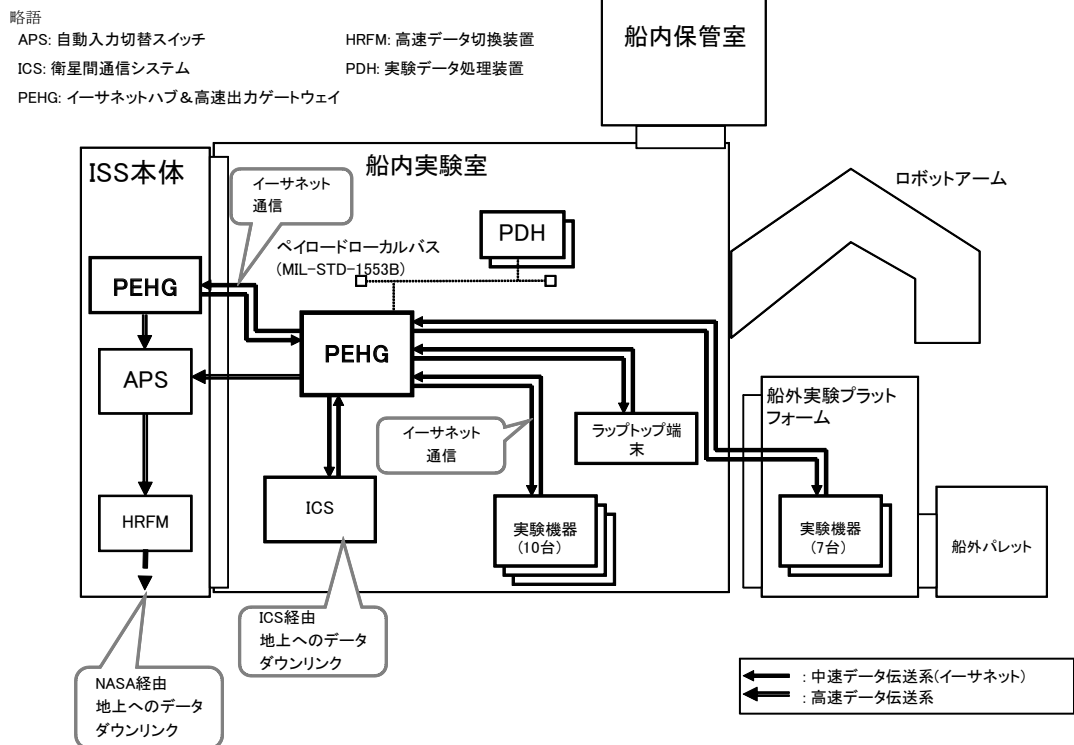
システム監視制御系は、「きぼう」の中央コンピュータ(JCP)の下に、米国規格の通信バスシステムである MIL-STD-1553B バス(以下、1553B バスという)を張り巡らしており、下流のコンピュータ、ラップトップ端末等と通信する。1553B バスは海外の航空機・人工衛星アビオニクスシステムとして実績があり、我が国で「きぼう」で初めて本格的に設計に取り入れ、その後、日本のロケット・衛星に応用された。各 1553B バスは二重冗長構成である。各コンピュータ下の

各サブシステムは地上とのコマンド/テレメトリ授受により制御される。

実験装置の監視制御は実験データ処理装置(PDH)が行っている。多様な実験装置の運用に対応するため、実験データ処理装置は、地上から書き換え可能な通信コンフィギュレーションテーブル(CCT)を基に実験装置からのデータ配列を編集する機能を有する。通信コンフィギュレーションテーブルは、地上設備である運用手順検証・訓練システムを用いて通信トラフィックに無駄のないきめ細かな設定と事前検証を行った上で、PDHに送られる。







第3図 「きぼう」の中速データ伝送系

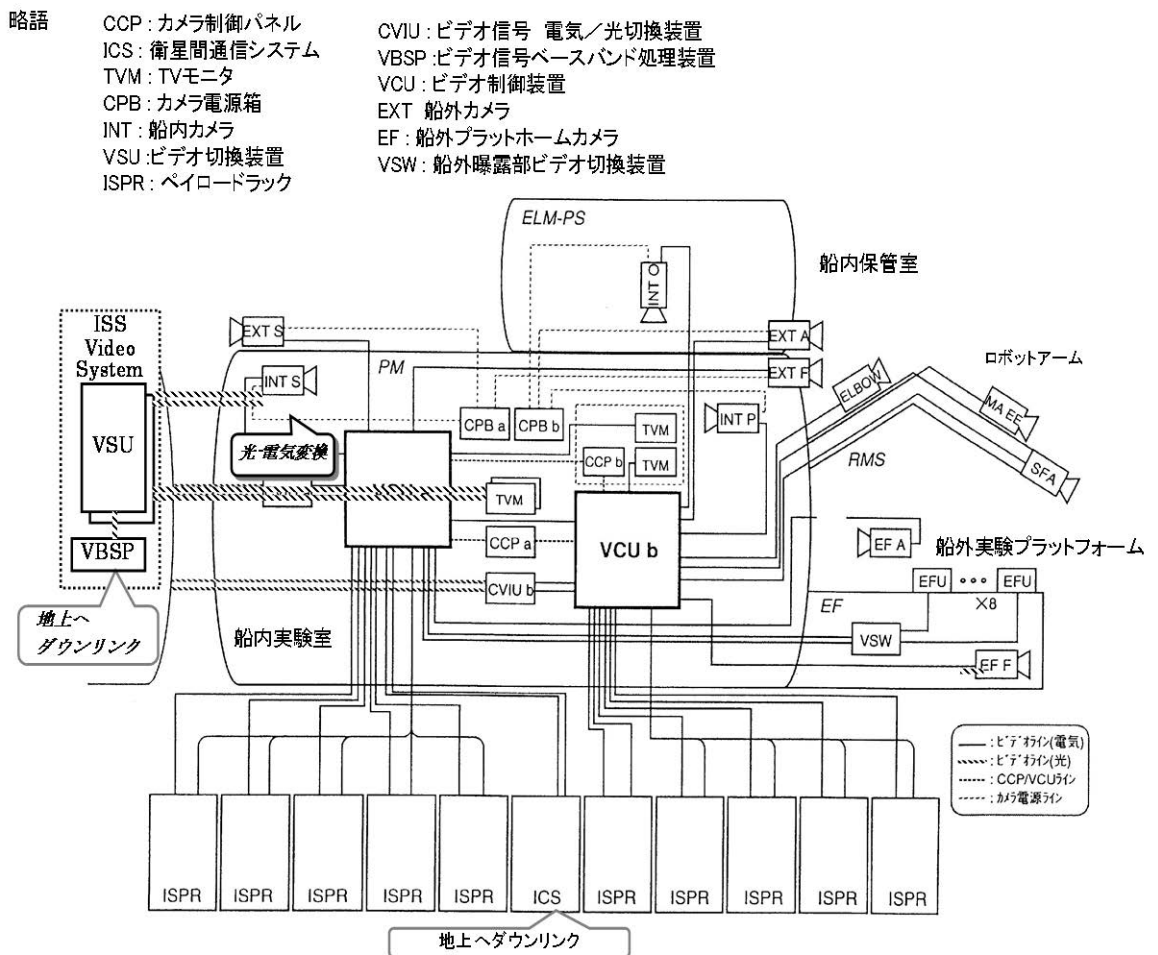
## 2.4 高速データ伝送系

高速データ伝送系は、光ファイバを用いた高速ネットワークであり、実験装置から大容量の実験データを地上に送ることができる(第4図)。「きぼう」の実験データは、高速データ多重切換装置(HRMS)により多重化または選択されて米国実験棟経由で地上にダウンリンクされる。高速データ多重切換装置でのチャンネル選択は宇宙飛行士がパッチ

パネルにて切替を行う。このため、コネクタの配置、光ファイバの取り回し等、視認性、操作性などの宇宙飛行士とのインターフェースを確保した設計とした。

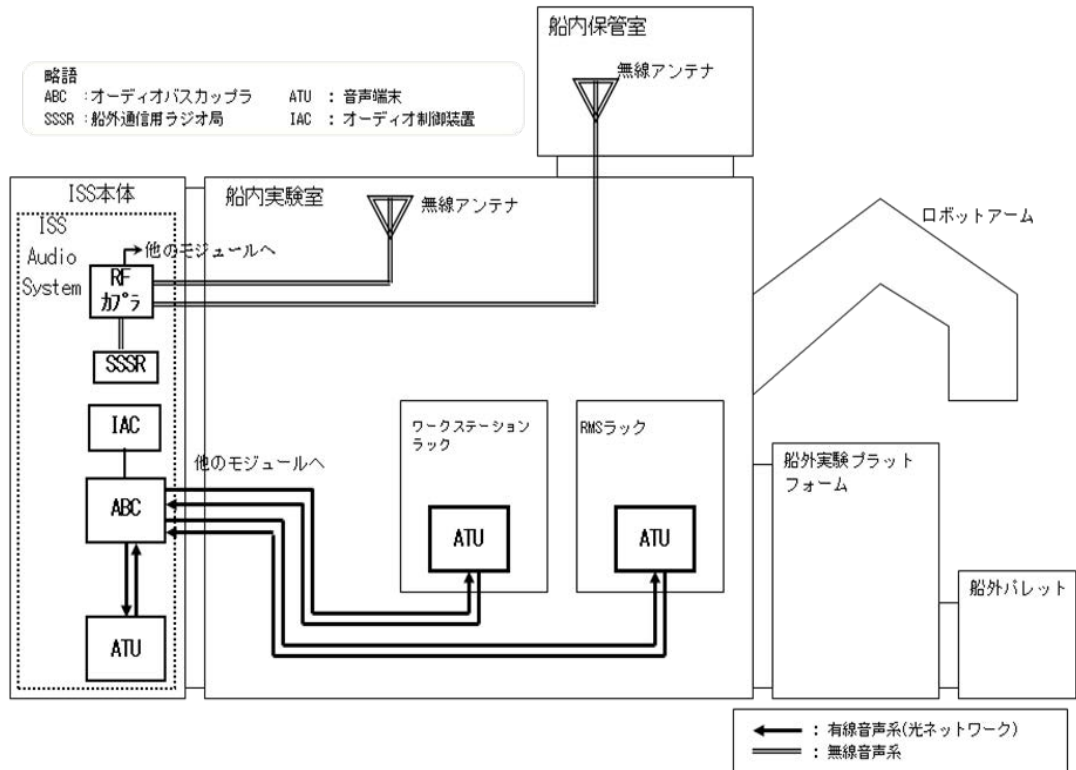
また「きぼう」は高速データ多重切換装置を介さない系統、衛星間通信システムに繋がる系統も有しており、冗長および同時実験運用への対応が可能となっている。





## 2.6 音声系

「きぼう」には ISS 各棟と同様に、オフィスのビジネスフォンに似た端末とアンテナ（船外活動中の宇宙飛行士との通信用）を複数機設置しており、船内外の宇宙飛行士、地上管制官間での同時通信や別々の会話が可能となっている（第6図）。



第 6 図 「きぼう」の音声系

### 3. エンジニアリング

「きぼう」は、これまで日本が経験したことのない大規模な有人宇宙機であり、開発メーカーも多様、かつ、多極各国機関の多様なシステムと結合して問題なく協調運用する必要がある。また「きぼう」に取り付けられる実験装置の開発メーカーは必ずしも宇宙機器の設計に詳しいメーカーとは限らない。

このため、「きぼう」の電気・通信系の構成成品は、システムとして組んだときに長期的に維持・安定して動作するよう、開発仕様書およびインターフェース管理仕様書 (ICD) にて仕様を厳密に定め、かつ段階的に検証するものとし、そのための開発フェーズと開発

モデルを設定した。開発フェーズとしては、大別して、基本設計・詳細設計・維持設計の3フェーズを基本とし、Plan-Do-Check-Action のサイクルを回している。

しかしながら、それでも「きぼう」全体の協調動作を担保することは難しい。なぜならば、ICD での定義自体に、解釈違いの可能性があるためである。よって、実際にフライト実機を組み合わせでのインターフェース検証、および、その検証結果を元にコリレーションをかけたシステム全体のモデリングとシミュレーションが重要となる。

そこで、電気・通信系のインターフェース検証として、①米国実験棟 (USLAB) エミュレータと第二結合部 (Node2) に「きぼう」

を接続してのインテグレーション試験 (MEIT : Multi-Element Integration Test)、②「きぼう」と TKSC 地上管制装置を結合した End-to-End 形態での総合インターフェース試験 (全体システム試験等) を行った。また、試験で取得した各種特性データを「きぼう」の数値解析モデルに反映している。

### 3.1 電力系インターフェース検証

電力系は、実験装置も含め不特定多数の機器が接続される中で安定して維持し続けることが求められる。同時運用される機器の数は 100 を超える。これらの機器は DC/DC コンバータを有しており、不安定共振の原因となりうる。また、最大で 3kW (25A) に達する機器のオンオフあるいはモード切替時のステップ的な負荷変動に対する安定性の確保も重要である。

このため、各開発メーカから提示された数値解析モデルを電子回路シミュレータである SABER に組み込んでの解析評価を実施し、かつ、フライト実機の組合せ試験を行った。これらの解析・試験の過程で、インピーダンス不整合がいくつか見つかったが、すべてシステムマージン範囲に十分収まっていることを確認している。

### 3.2 低速データ伝送系インターフェース検証

低速データ伝送系は、End-to-End でコマンド・テレメトリ確認、1553B 適合性確認 (1553B バス・スタブ電圧波形状評価) を実施している (第 7 図 : MEIT でのクルーデモンストラーション)。計測したデータは、後述する 1553B 特性解析モデルに反映した。



第 7 図 MEIT でのクルーデモンストラーション

### 3.3 中速データ伝送系インターフェース検証

中速データ伝送系は、米国モジュールとのインテグレーション試験で中速系の接続確認を、また全体システム試験で地上管制装置と End-to-End での接続確認をおこなった。

### 3.4 高速データ伝送系インターフェース検証

「きぼう」は 20m 程度の長さがあり、かつ中継コネクタが多い。このため、全体システム試験において、「きぼう」の End-to-End での光減衰特性を取得し、通信リンク規格に対してのマージン評価、および規定上の最低光出力レベルで送出した光信号がデータエラーなしに伝送されることのデモンストラーション確認を行った。また米国モジュールとのインテグレーション試験で米国実験棟と米国ラボを接続しての確認、さらに高速系ジョイント試験で高速データ多重切換装置および実験データ処理装置を米国に持ち込み、米国側機器とのインターフェース確認を行っている (第 8 図)。



高速データ多重切換装置

米国ラボでの試験模様



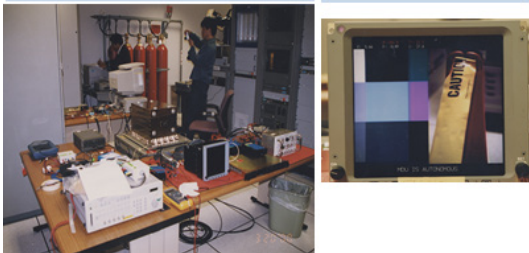
第8図 高速系ジョイント試験

### 3.5 ビデオ系，音声系インターフェース検証

ビデオ系ジョイント試験（第9図）、米国モジュールとのインテグレーション試験および全体システム試験において、ビデオ系については、ビデオコマンド・テレメトリの一通りの確認および、入出力チャンネル切替・画像出力確認、有線音声系については、通信確認と警告音発動の確認、無線音声系については、宇宙服のアンテナと「きぼう」内アンテナ間の通信特性と、電波の届く距離の確認を実施している。

米国側機器と「きぼう」ビデオ機器組合

画面分割表示試験の模様



第9図 ビデオ系ジョイント試験

### 3.6 総合インターフェース試験

筑波宇宙センターでは、「きぼう」のフラ

イト実機にて、全体システム試験、統合システム試験、曝露実験装置組合せ試験を行い、この中で電気・通信系については、大分類して32からなる、国際間検証を含むインターフェース確認及び運用性確認を実施した。本試験は地上管制装置を含む最終的なEnd-to-End試験である。

## 4. サステイニングエンジニアリング

情報通信テクノロジーが急速に進歩した結果、「きぼう」の情報処理性能は目新しいものではなく部品も製造中止となったものが多く、また情報処理性能に対するユーザーの要求も増大していることから、これらに応える新型の補用品を「きぼう」に投入すべく、整備作業を行っている。

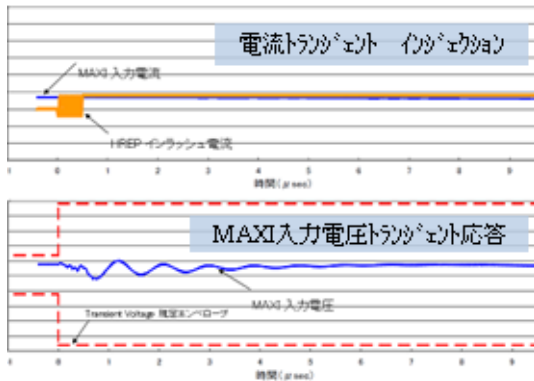
また、以下に示すハードウェア／ソフトウェアシミュレータの整備をおこない、実験装置が「きぼう」に搭載されても電力・通信系が問題なく稼働することを事前に確認する体制を構築している。

### 4.1 電力系シミュレータおよび電力系安定性解析モデル

供試体配電箱補用品



第10図 電力系シミュレータ



第 11 図 電力系安定性解析モデルの使用例

(大気圏／電離圏リモート探知システム実験装置 (HREP) 起動時インラッシュ電流が、運用中の全天 X 線監視装置 (MAXI) の電源ラインに及ぼす影響をシミュレータで確認している模様)

また、実験運用者が設計段階で容易に「きぼう」結合時の安定性を評価できるよう、回路シミュレータ (SPICE) を使用した「きぼう」電力系の卓上モデルを整備しており、静的・動的な応答解析、安定性解析が可能である (第 11 図)。

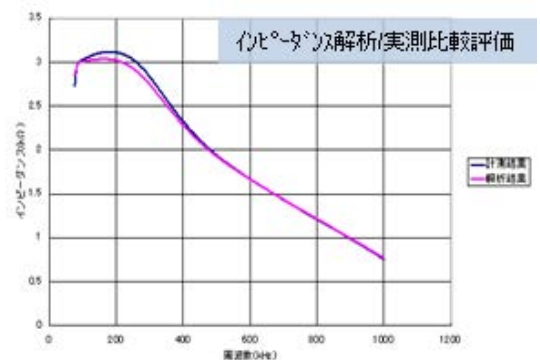
#### 4.2 運用手順検証・訓練システム (低速データ通信系シミュレータ) および 1553B 特性解析モデル

「きぼう」中央コンピュータ、実験データ処理装置、ラップトップ端末の機能等価モデルと既実験装置の模擬を組み込んだ低速データ通信系シミュレータを構築しており新規フライト品のインターフェース確認に使用する (第 12 図)。また本システムは、実験データ処理装置用の通信設定テーブル作成機能・検証機能を有し、通信トラフィックについて無駄のないきめ細かな設定と事前検証を行う。

1553B 通信の品質は、バス長、スタブ長、およびターミナルのインピーダンスに左右されるが、特にインピーダンスについては 1553B 基準値を下回るターミナルチップを搭載した実験装置が多いことから、それらの機器が「きぼう」に結合しても、1553B バスの成立性の評価が可能のように、SPICE を使用した 1553B バス数値解析モデルを整備し、卓上での解析を可能としている (第 13 図)。



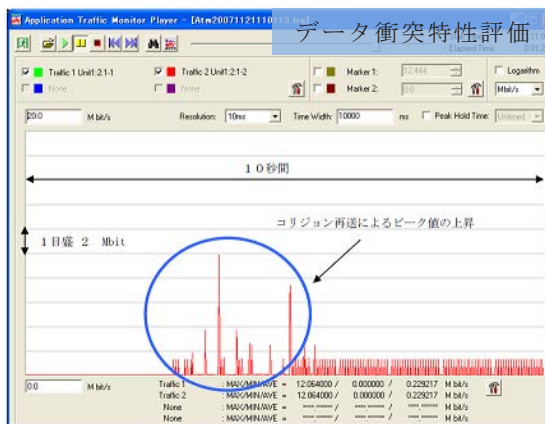
第 12 図 運用手順検証・訓練システムによるインターフェース確認試験



第 13 図 1553B 数値解析モデルによるシミュレーション

### 4.3 中速データ伝送系検証器材

有線ネットワーク中継器の補用品を中核とし、負荷印加用装置とアナライザを付加することにより、今後開発される実験装置を接続して、スループット、データ衝突評価、および有線ネットワーク中継器の高速ゲートウェイとのインターフェース整合確認が行える器材である（第 14 図）。ここで取得するデータをもとに、将来の実験運用を計画する。



第 14 図 中速データ伝送系評価器材による  
ネットワーク負荷試験

## 5. 軌道上運用（電気・通信系）

2008 年の打上げから「きぼう」の運用が始まり、これまで絶えることなく運用が続いている。ここでは電気・通信系について、経験した不具合、工夫していること、追加した機器などについて紹介する。

### 5.1 過電流発生

「きぼう」のシステム機器は分電盤（PDU）や配電箱（PDB）を経由して電力が供給されている。下流機器に何らかの原因により短絡が生じた場合、過電流が流れ、分電盤（PDU）や配電箱（PDB）に組み込まれた半導体（パワー MOS FET）スイッチで限流遮断機能（トリップと呼ぶ）が働く。この機能によりそれ以上の過電流を防ぐことができるが、短絡の原因となった下流機器は遮断されることになる。「きぼう」ではこれまで 2 回、過電流によりトリップした経験がある。

#### (1) きぼうの衛星間通信システム（ICS）

「きぼう」には独自の通信インフラとして、こだま（DRTS）を経由した衛星間通信システム（ICS）があるが、2011 年 8 月に ICS の与圧部側の電源系に過電流が発生した。これにより、上流側にある PDU のスイッチで設計通り限流遮断機能が働き、結果、ICS の与圧部側機器は遮断され、ICS による衛星間通信はできなくなってしまった。ICS にはアンテナなどの曝露部側の装置もあり、これは ICS の与圧部側機器を経由して制御しているため、衛星間通信だけでなく、ICS の曝露部側の制御・モニタもできなくなってしまった。そこで、最低限 ICS の曝露部側の制御・モニタを復活させるべく、宇宙飛行士による復旧作業を行った。まず、軌道上に別の目的で保管されていたケーブルに加工を施し、こ

のケーブルを利用して ICS の与圧部側にある制御装置 (DPU) に直結給電することを検討した。「きぼう」の高機能化の一環で、現在のコンフィギュレーションでは使用することを中止した右舷側与圧部外壁カメラ用の配線を汎用の電源として整備したものがあり、これを電源として使用した。これにより、DPU の起動に成功した。DPU が起動できたことで ICS の曝露部側の装置の制御・モニタも可能になった。残念ながら、このコンフィギュレーションでは衛星間通信はできないが、現在、故障した機器は地上で改修および新規に製作しており、これが完成し、軌道上に打ち上げ、取り付けられ、再び衛星間通信ができるその日まで、ICS 関連機器の制御・モニタを継続している。

## (2) 低温系冷却ポンプ

「きぼう」には低温系冷却ループと中温系冷却ループがあり、これらの 2 つのループはそれぞれ独立したポンプで循環させている。2012 年 3 月に低温系冷却ポンプユニットに過電流が発生し、上流で配電箱 (PDB) の半導体スイッチの限流遮断機能が働いた。結果、低温系冷却ループは循環を停止した。トラブルシュートの結果、ポンプ側に短絡が確認されたため、そのポンプによる復旧はあきらめ、低温系冷却ループと中温系冷却のループを 1 つのループとするコンフィギュレーションに変更し、中温系冷却ポンプだけで両冷却ループを維持することとなった。約 4 ヶ月後、軌道上宇宙飛行士によりポンプが交換され、現在は復旧している。

## 5.2 機器の更新

### (1) PEHG から LEHX へ

「きぼう」では中速系中継装置として、PEHG (Payload Ethernet Hub Gateway) を使用していたが、アップグレードのため、

2011 年 4 月に新たに LEHX (Layer 2 Ethernet Hub and Multiplexer) へ換装した。LEHX は民生品をベースに宇宙用に改良したもので、従来の CCSDS の中速データだけでなく、TCP/FTP/UDP といったプロトコルのサポートが可能であり、加えて高速系 3ch の入力ポートもあり、これらすべての多重化が可能となっている。LEHX への入力制限レートおよび LEHX からの総出力レートは変更が可能であり、これらはユーザからのリクエストを元に NASA 側と調整して計画し、ユーザの使用に合わせて都度、設定を変更している。LEHX の更なる特徴として、その構成単位に「きぼう」システム機器で初めて、ORU 以下の分割レベルが導入され、ORU 全体の交換でなくサブコンポーネントレベルでの保全が可能な点が挙げられる。

### (2) 船内カメラ

「きぼう」の船内にはポート側 (ハッチより入って奥側) に設置されたカメラと入り口側に設置されたカメラがあり、このうちポート側のカメラが 2010 年 8 月ごろから白黒画像になってしまった。トラブルシュートを実施したが復旧しなかったため、新カメラに換装した。新カメラは民生品をベースに宇宙用に改良したもので、従来のアナログ NTSC 出力だけでなく、High Definition による出力も可能になった。加えて、High Definition 仕様の 3D カメラも新たに追加された。これも民生品ベースのものである。

## 5.3 外部カメラのライト故障

ISS は約 90 分で地球を一周しており、約 45 分間隔という地球上に比べて頻繁に昼と夜がやってくる。これを考慮して、外部カメラにはライトが装備されている。ライトは 1 台のカメラに対し 2 つあり、On/Off するたびにこの 2 つのライトが交互に点灯するこ



とで長寿命な設計となっている。ところが 2 台ある曝露部カメラの内 1 台のライトがまったく点灯しなくなっていることが判明した。ライトの消費電流のテレメトリを頼りにデータを遡って確認すると数ヶ月前から点灯しなくなっており、もう 1 台のカメラも 2 つあるライトのうちの 1 つが点灯しなくなっていた。ただ、残念ながら運用者はこのことに誰も気付いていなかった。というのも異常を示すテレメトリがないこと、ISS では常に通信が確保できている訳ではなく、ダウンリンクされている画像の見えない期間があること、また他のカメラからのライトもあることなどから、明らかに点灯していないと言い切れる状況にならなかったためである。なお、故障したライトは交換するしかないが、外部にあるため、すぐに交換することはできない。

運用者側の対応として、以前はカメラ起動後、ライトの必要性の有無に関わらずすぐにライトも点灯させていたが、現在は、必要時のみ点灯させるように変更した(点灯／消灯回数が増えないよう注意している)。また、すぐに故障に気付けるようライト点灯中はライトの消費電流と温度テレメトリを重点的にモニタするようにしている。

#### 5.4 軌道上宇宙飛行士の動きを読む

「きぼう」の船内カメラで「きぼう」船内のモニタが可能であるが、軌道上宇宙飛行士のプライバシー保護の観点から起床中のみ映像をダウンリンクすることが許されている。とはいえ、起床中だからといって常時「きぼう」船内をモニタすることは通常していない。ましてや就寝中は一切「きぼう」内をモニタすることはできない。しかし、このようにカメラで船内をモニタしていない状況下でも宇宙飛行士が「きぼう」内にいるかいな

いかといったレベルであれば、経験上、把握することが可能である。その方法は、船内の蛍光灯とラップトップの消費電流の動きを見ることである。たとえば、「きぼう」船内の蛍光灯の On/Off テレメトリはないが、消費電流を連続したグラフで見れば、付け消しが分かる。同様にラップトップも消費電流の動きから今そのラップトップを操作しているかどうか分かる。就寝中も「きぼう」の蛍光灯を切らない宇宙飛行士がいることなども分かり、宇宙飛行士の好みも分かる。宇宙飛行士が「きぼう」内にいる場合、何らかのコールダウンがくる可能性があるため、たとえ船内が見えなくても心の準備ができるのである。

#### 6. まとめ

「きぼう」の電気・通信系はフライト品製造から約 10 年、軌道上運用から 4 年を経た現在において順調に稼働している。これは、アビオニクスの高信頼性設計、および緻密かつ着実に推し進めたインターフェース確認の成果であるのは間違いない。

JAXA は、現在、サステイニングエンジニアリングの段階に入っており、代替補用品の整備時期に合わせて、民生品の技術も適用し、長期運用に向けた技術的更新を行っていくとともに、整備した各種のハードウェア／ソフトウェアシミュレータを用いて、今後「きぼう」に搭載される補用品、実験装置の組合せ検証を行い、確かなものを打上げに供する。

我が国初の有人宇宙施設であり ISS 中、最大級の実験棟となった「きぼう」の電気・通信系が堅調に稼働しているという事実は、米露が先行していた有人宇宙開発の領域において、我が国に対する各国の評価を大きく改善し、世界の一流に肩を並べることとなっ

た。これを達成できたのは、関係各位、すなわちシステムインテグレータから小部品メーカー・素材メーカーに至るまでの開発メーカー、各研究機関、加えて、メーカー間を取り持った商社、運輸業者等による「確かな技術・物づくり・サービスを提供する心」が協調・連携することにより開発事業を進めることができたことによる。

我が国の誇りである関係各位、および開発にあたり多大なる助言と協力を頂いたNASA（アメリカ航空宇宙局）と宇宙飛行士に深く感謝申し上げるとともに、今後も、国民の期待と信頼に応えるべく、更なる研鑽と飛躍を行うことを表明して、本章のまとめの言葉とさせて頂く。



## 第 8 章 有人システム維持技術～熱制御系技術

### 1. 序論

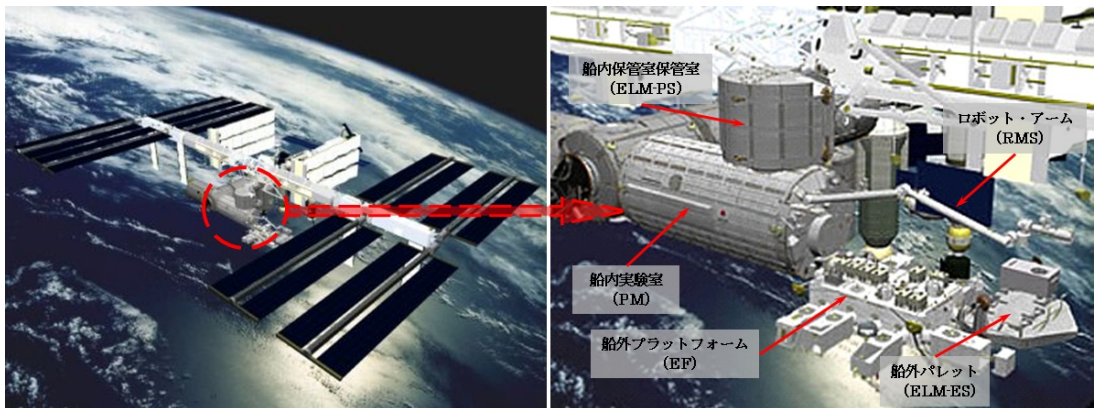
我が国初の有人宇宙長期滞在対応モジュールである「きぼう」は、かつて類を見ぬ複雑な熱的相互干渉環境にあり、適切な熱制御を行うに際して各システム間の緊密な熱的連携が必要となる。「きぼう」の達成すべき船内熱環境は、有人であることから厳しい制御範囲を要求されたものとなっている。そのため、受動熱制御系（PTCS：Passive Thermal Control System）、能動熱制御系（ATCS：Active Thermal Control System）、環境制御系（ECLSS：Environmental Control and Life Support System）間での熱的連携作動を考慮した設計概念がとりわ

け重要なものとなる。

本章ではまず、各システム間の連携作動がどのように設定されたか、そして、これを実現するためのインターフェースの制御／管理をどのように行ったかについて述べる。

次に、国際宇宙ステーション（ISS：International Space Station）本体（第 1 図左）側と「きぼう」（第 1 図右）との間、そして「きぼう」の各構成要素間での熱的干渉の設計への取込み方と、その検証方法について述べる。

最後に、設計及び検証における種々の問題を紹介し、大型有人宇宙構造物の設計・検証をどのようにして実現したかを示すと共に、軌道上運用についても示す。



第 1 図 国際宇宙ステーション（左図）と「きぼう」（右図）

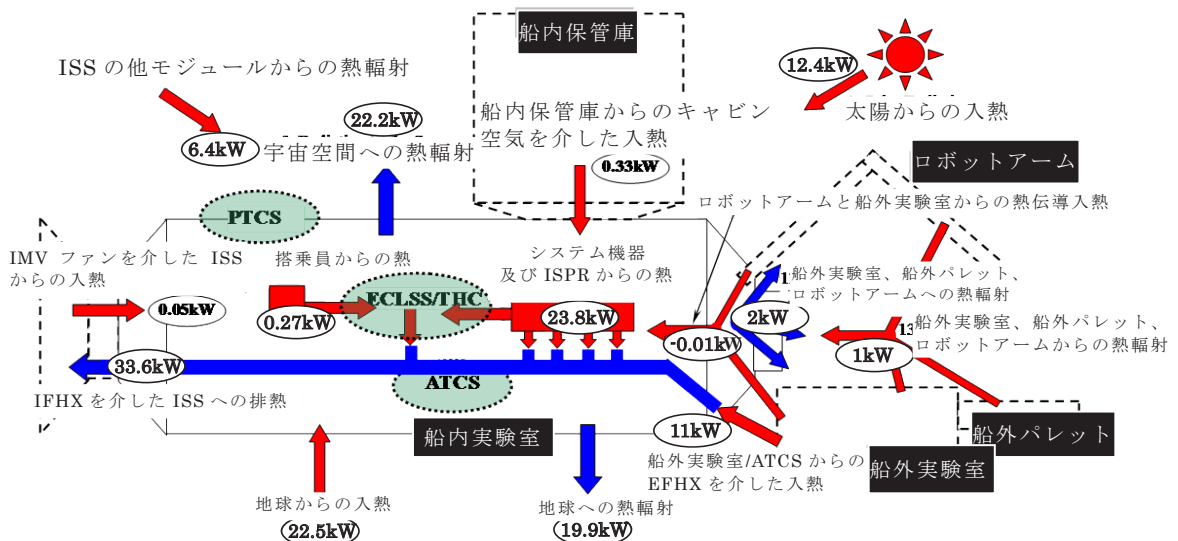
### 2. システム間連携作動とインターフェースの制御・管理

搭乗員が宇宙服無しで活動する船内空間では、キャビン空気温度は快適性の観点から

18.3℃～26.7℃、船内活動により搭乗員が接触する可能性のある壁面や機器表面の温度は結露防止と搭乗員の安全確保の観点から15.6℃～45℃という、非常に狭い温度範囲での制御が要求されている。加えて、搭乗員の船外活動での時間制約の無い接触部には-42℃～62.8℃、各種曝露機器ではその許容温度範囲内に各部温度を制御せねばならない。

更に、軌道上での電力リソースの観点から、使用するヒータの電力を最小限に抑えることも必要である。

そのため、次の(1)～(5)に示すような制御概念と各システムの有機的な連携動作を熱制御の根幹に置き、効率的な熱制御分担を実現している(第2図)。



第2図 「きぼう」の熱連携の一例

#### (1) 均一温度の魔法瓶

キャビン空気の暖房は PTCS による保温効果で対応する。即ち、多層断熱材 (MLI)、炭素繊維強化プラスチック (CFRP)、ガラス繊維強化プラスチック (GFRP)、チタン合金等の断熱材の適切配置により魔法瓶効果を与えると共に、内壁面表面からの熱輻射やキャビン空気の強制対流熱伝達からの入熱、並びに、搭乗員からの発熱により、キャビン空気温度を 26.7℃程度になるようにする。魔法瓶となる構体はステンレスより熱伝導率が 1 桁大きいアルミ合金とすることで、各軸方向の構体温度分布の均一化を図る。

#### (2) 構体内壁面温度保持

外部環境状態(太陽光入熱量、地球赤外輻射、地球太陽光反射、ステーション本体との熱干渉)の変化によって、放熱量に比し入熱量が不足する場合には、PTCS のヒータで加温し、構体内壁面温度を維持する。

#### (3) 冷房機能のみの ECLSS

キャビン空気温度を下げる場合には ECLSS で冷房を行う。空気の昇温は冷房力を落して対応する。

#### (4) 能動的最終排熱は ATCS

ECLSS の最終排熱や船内機器の主排熱は ATCS が担う。

## (5) ATCS の最終排熱は ATCS

曝露系 ATCS の最終排熱は、与圧部 ATCS による冷却という形態を採用する。尚、与圧部 ATCS の最終排熱は、ステーション本体側の ATCS による排熱という形態を採っている。

システム間のインターフェース(以降 I/F)規定の概念説明を行う。各システムに対して想定した適切な連携作動が実現されるには、前提となる作動環境の保証が必須となる。そのために設定・管理されるものが I/F 規定である。その一例と保証すべき機能について第 1 表に示す。I/F 規定は一般に、規定を交わす双方に機能・性能上の保証を与えるものとなっており、これを逸脱することは互いの損失につながることを意味する。例としてラッ

ク機器の温度制御に注目する。まず、ラック表面温度が I/F 値を逸脱した高い値になる(表中矢印①の不成立)とキャビン空気への熱負荷が増大(矢印②の不成立)する。これにより、ECLSS によるキャビン空気温度制御に支障をきたす(矢印③の不成立)とともに、ECLSS から ATCS への排熱量が増大(矢印④の不成立)し、ATCS 冷却水の温度が上昇(矢印⑤の不成立)するため、ATCS から機器への冷却水供給温度が上昇(矢印⑥の不成立)することにより、ラック機器やラック表面温度の上昇(矢印⑦、⑧の不成立)という悪循環を引き起こす。このように、I/F 規定逸脱は多方面へのインパクトを発生させる可能性があるため、遵守すべきものであることが容易に分かる。

第 1 表 熱関連の代表的 I/F 規定と保証される機能背景

| 系統    | I/F 箇所      | I/F 規定   | システム側に保証される事項  | システムの相手側に保証される事項                                    |
|-------|-------------|--|--|---|
| PTCS  | 「きぼう」各要素間   | 表面温度<br>赤外放射率<br>形状とサイズ                                | <ul style="list-style-type: none"> <li>・他要素から自要素への熱流入の定量的把握</li> <li>・自要素から他要素への熱流出の定量的把握</li> </ul> ⇒自要素温度解析の前提条件を保証する。 |   |
| ATCS  | システム～ラック&機器 | 冷却水流入温度<br>冷却水流出温度<br>冷却水供給流量                          | ・機器からの入熱量保証<br>⇒前提条件保証の下、システムによる冷却水温度制御の実現。  | ・機器設計(排熱量)の前提条件を保証。<br>⇒適切な機器温度制御の実現。               |
| ECLSS | システム～ラック&機器 | ラック表面の赤外放射率<br>ラック表面とキャビン空気間の熱伝達係数<br>キャビン空気温度<br>露点規定 | ・キャビン空気への熱負荷条件の保証<br>⇒前提条件保証の下、システムによるキャビン空気温度制御の実現。   | ・ラック機器作動環境の前提条件を保証。<br>⇒適切な機器温度制御の実現。<br>・正常作動環境の保証 |

次に、I/F 条件の管理について述べる。第 2 表のように大別して 3 つに分類される。一つめは、各種審査会等で、設定された I/F 規

定が設計に取り込まれていることの確認、二つめは、熱解析結果が整合していることの確認、そして三つめは試験検証結果が整合して

いることの確認作業である。これらの管理活動により、I/F 条件の適切な反映、並びに、全体として矛盾なく成立していることの確認を行っている。

尚、設計時や試験時に I/F 規定を逸脱する

懸念がある場合には、運用を考慮したシステムレベル成立性検討を行い、問題ない場合には関連する全ての管理文書の改訂・周知を行い、成立しない場合は設計変更を行うことになる。

第 2 表 I/F 条件の管理

| 管理方法                          | 内 容                                 |
|-------------------------------|-------------------------------------|
| ① I/F条件遵守の確認                  | ・各種審査会等での設計仕様書内容の評価と確認。             |
| ② I/F条件での全体熱解析と個別熱解析の結果の整合性確認 | ・各種審査会等で、システム側解析結果と機器側解析結果との整合性を確認。 |
| ③ I/F条件での全体熱試験と個別熱試験の結果の整合性確認 | ・各種審査会等で、システム側試験結果と機器側試験結果との整合性を確認。 |

### 3. 熱的干渉の設計への取込みと検証方法

「きぼう」は、第 1 図にあるように、複雑な構造を有する ISS 本体と「きぼう」との間の陰の影響を含めた熱輻射の授受、加えて軌道上での日陰・日照と太陽光入射角の変化の影響を考慮せねばならない。

更に、開発上の実務的問題として、ISS 本体と「きぼう」各構成要素の開発担当社と開発時期の差異による熱解析及び検証の困難さの克服と、船内実験室内部での PTCS、ECLSS、ATCS というシステム間での協調的熱制御設計の実現化が挙げられる。ここでは、とりわけ代表的な PTCS を主に説明する。

第 3 図に「きぼう」で採用した、PTCS の設計と検証のコンセプトを示す。同図上部に、従来、日本の宇宙開発で用いてきた典型的な開発プロセスを示している。両者の違いは以下の背景によるものである。

a) ISS（全長 108m×74m）は巨大構造物であり、かつ、軌道上長期運用フェーズによってその形態が変わるため、最終形態での地上試験は不可能である。

b) ISS 最大の「きぼう」は、第 1 図右の 5 主要要素を結合した地上熱試験は JAXA 所有の我国最大の φ13m スペースチャンバでも行えず、また、軌道上で実験機器搭載形態が運用によって変わる。

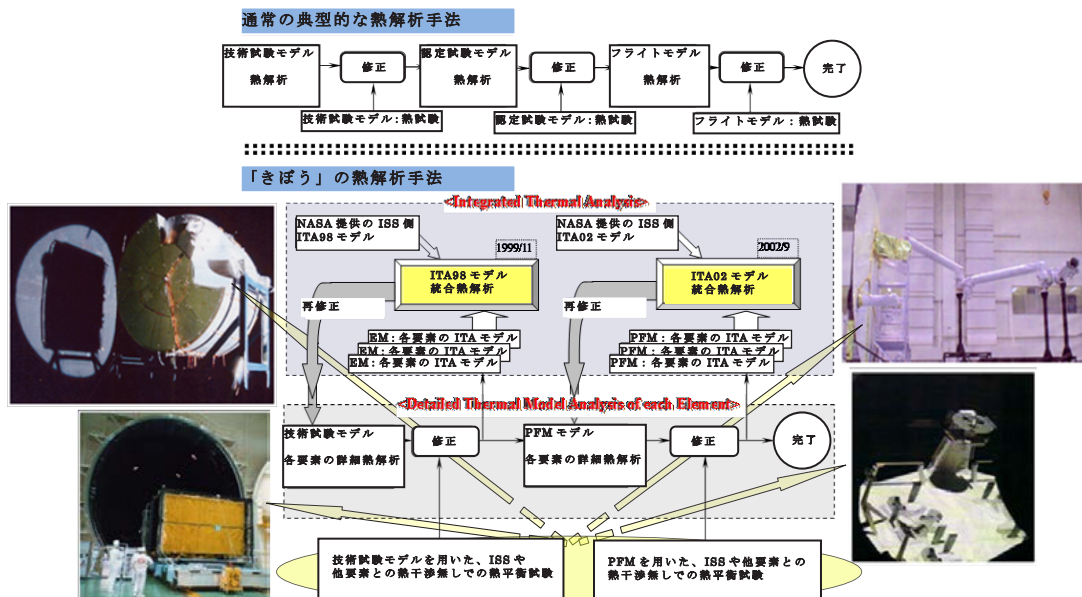
上述 a) 及び b) を踏まえ、熱干渉問題に関しては第 3 図が示す下記 1) ～3) のような設計への取込みと検証方法を構築し、これを実行している。即ち、1) は軌道上の各種形態への対応を、2) は解析精度の向上を、3) は解析精度の確保と実機製造の確認を行うものである。

1) ISS 全体と「きぼう」の全体熱検証は解析検証を採用する。

2) 全体熱検証は、ISS 側構築の簡易全体熱解析モデル（ITA モデル：Integrated Thermal Analysis）と各国開発の自国モジュール詳細熱解析モデル（DTA モデル：Detailed Thermal Analysis）の 2 種併用熱解析を、技術試験モデル（EM）フェーズとフライトモデル（FM）フェーズで実施する。

3) 「きぼう」各要素はスペースチャンバ（φ13m）を用いての熱平衡試験を実施（PM 除く）する。





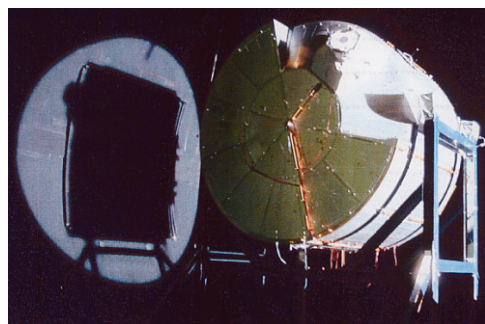
#### 4. 設計及び検証におけるいくつかの問題の紹介

本項では、前項で述べた長期滞在型有人大型宇宙構造物に特有の問題である、「統合試験の限界に対する検証コンセプトの確立」に代表される設計上の問題の他に生じた種々の問題の中から特徴的なもの 4 つを選び紹介する。

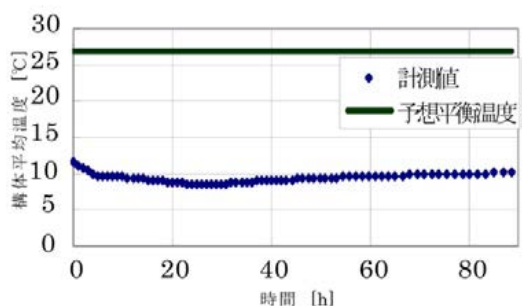
##### 4.1 ELM-PS 熱平衡試験での温度低下問題

ELM-PS の熱平衡試験（第 4 図）において構体温度が予測値より大きく下回るとい問題が発生した（第 5 図）。

原因は、デブリ衝突から構体を守るため PM や ELM-PS の構体外側に設置されているバンパーと呼ばれる有人特有の防御構造からの想定外の熱漏洩であった（第 6 図）。

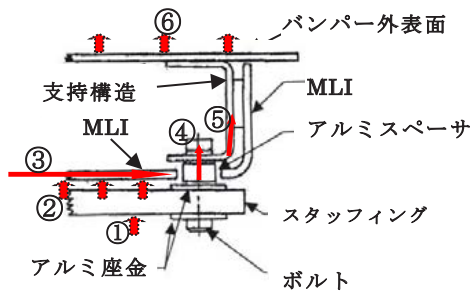


第 4 図 ELM-PS 熱平衡試験

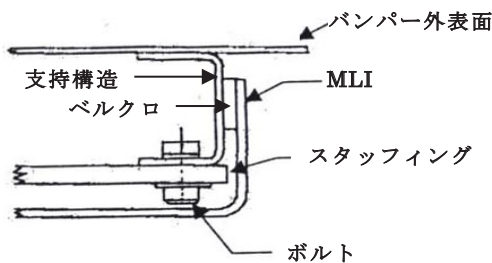


第 5 図 熱平衡試験結果の一例

MLI を貫通するスタッフィング取付ボルトからの熱漏洩量は、MLI（平均厚約  $10\mu\text{m}$  の薄層 38 層）とボルトの断面積が小さいことから試験前解析では無視できるという評価結果であった。問題発生後、面積の大きい MLI（ $1\text{m}\times 1\text{m}$ ）が集熱板の働き（図中の矢印②）をし、熱エネルギーが MLI 薄層面内を移動する（矢印③）ことでボルトから漏洩する（矢印④）という熱漏洩パス（矢印①～⑥）を考慮した解析を行ったところ、3 次元的熱漏洩解析では当該量は無視できないという知見を得た。処置としては、第 7 図のような断熱化改善の設計変更を行い、バンパー熱試験において断熱性能の改善を確認した。



第 6 図 バンパー構造（改善前）

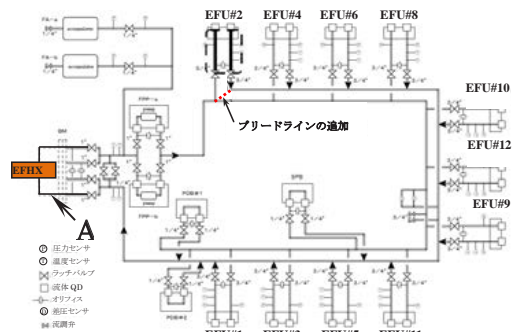


第 7 図 バンパー構造（改善後）

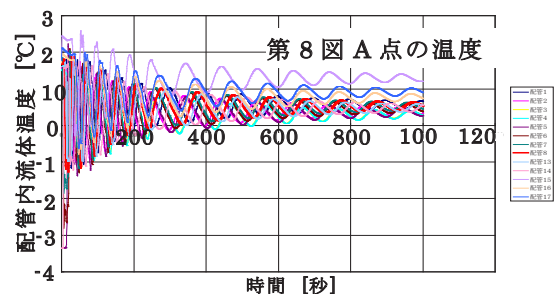
## 4.2 EF 軌道上低温流体流入問題

「きぼう」は軌道上で長期にわたり各種実験を行うため、実験形態も各運用フェーズで異なる。船外実験プラットフォーム（EF）には 11 か所の実験ペイロード（P/L）用設置場所（第 8 図の EFU）があり、実験装置搭載状態では当該部に流体が流れているが、未搭載状態ではバルブで遮断される。

そのため、止水域となった冷媒の温度が低下し、新たに打上げられた P/L が搭載されると、低温化した流体が流れ始め、これが EF と PM との間にある曝露部熱交換器（EFHX）に流入すると、熱応力による EFHX の破壊の危険性があること、並びに、他の P/L への冷媒供給温度が長時間に亘り変動する（低温流体が「トコロテン」状のまま流れ続ける：第 9 図の各配管内流体温度）ことが、運用検討解析の過程で判明した。



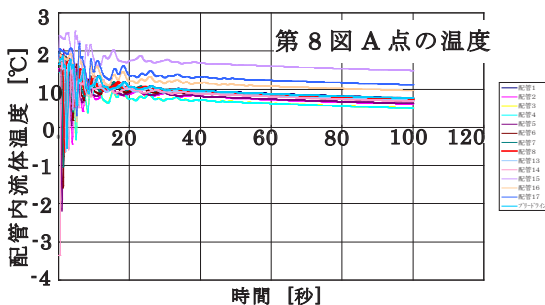
第 8 図 EF/ATCS 系統概念図と EFHX



第 9 図 EF 製造当初の流体温度予測



この解析結果を受け、第 8 図に示す位置（EFU#2 の基部）に外径約 3mm の微小径配管（ブリードライン）を追加した解析を実施し、第 10 図のように改善されることが分かったため、ブリードラインを追加する機体改修を行った。



第 10 図 ブリードライン追加後の  
流体温度予測

#### 4.3 冷却水系の腐食・腐敗、析出問題

EF の ATCS では凍結防止と安全性の観点からフロリナート（FC72）を使用しているが、PM では搭乗員への安全性を更に考慮し、耐腐食・耐腐敗性を付与した調質冷却水が、ISS 共通船内用冷媒として用いられている。「きぼう」打上前の 2000 年、既に運用が開始されていた軌道上の ISS において、以下の不具合が生じた。

- (a) 混入気泡除去装置やフィルタに緑色の付着物が生じ、圧損が想定以上に増大した。
- (b) 調質冷却水の腐敗が激しい。

原因をそれぞれ以下に記す。

- (a) 軌道上 ISS のキャビン空気中の二酸化炭素は地上の約 40 倍の濃度（許容値内）であり、ATCS のテフロンホース表面や混入気泡除去装置の気液分離膜から、ATCS 配管内の調質冷却水へ二酸化炭素が透過し、pH 値 9.0～10.0 に調質された冷却水の pH 値を約

8.4 まで低下させた。pH 値低下で熱交換器ロウ材からニッケルが溶出（腐食）し、冷却水添加物であるリン酸イオンと結合、難溶性リン酸ニッケルとなって浮遊・移動し目詰まりを生じさせた。

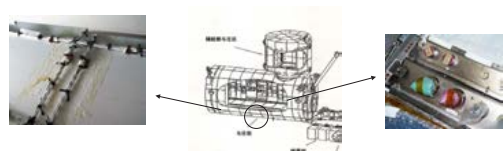
- (b) 調質冷却水の ATCS 充填の際、殺菌用添加剤（イオン化傾向小の銀イオン）が析出、殺菌能力が消失した。

これに対し、以下のような対応を取り問題を解決した。

- a) 腐敗に関しては銀イオンの代わりに、析出しない O-フタルアルデヒドを殺菌剤として使用する。
- b) 腐食に関しては、pH 値低下の原因である二酸化炭素の透過を防止するため、炭酸塩及び重炭酸塩を新たに添加剤として使用し、また、析出するニッケル塩を生じさせないため、従来のリン酸塩は除外する。

#### 4.4 地上試験での冷却水漏洩問題

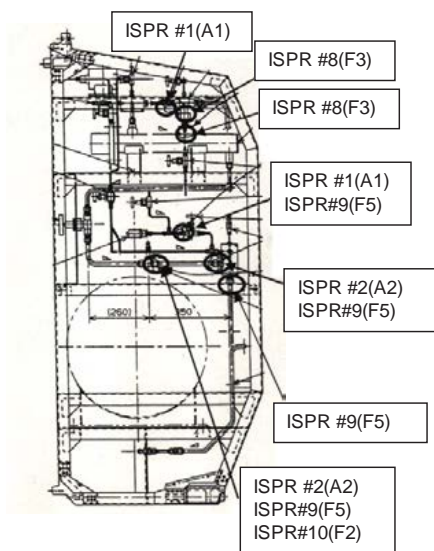
船内実験室の地上試験において、ATCS で使用している調質冷却水が船内に漏洩するという不具合が発生した（第 11 図）。



第 11 図 船内実験室 ATCS の  
調質冷却水漏洩

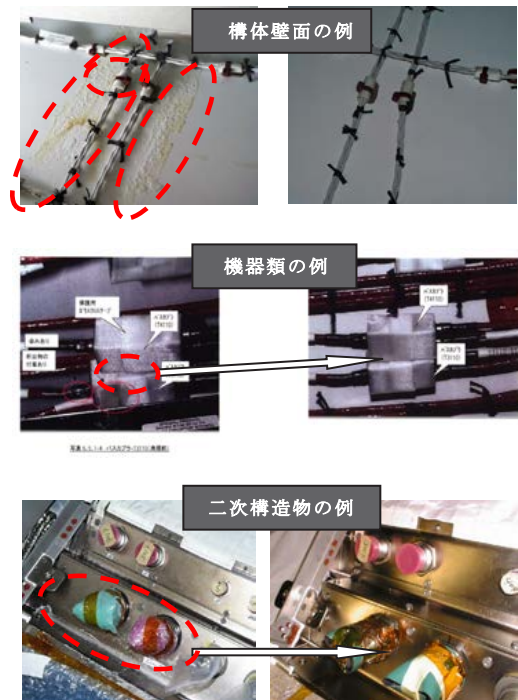
漏洩箇所は、船内実験室 ATCS の流体循環試験で使用した 3 台のダミーラック（実験ラックの圧損等を模擬したもの）の内部配管接合部であった（第 12 図）。微小重力である軌道上では、搭乗員がラックを船内実験室に搭載する際、ラックには荷重変形がかからないよう設計されており、かつ、フライト品

のラックは変形に強い構造となっている。しかし、ダミーラックは地上試験用治具（模擬品）であるため、構造簡略化の観点から配管接合部を単純な構造（フィッティング）としており、重力を受ける地上で船内実験室にこれを搭載する際、ダミーラック設計時に想定していなかった荷重変形が生じたことから、フィッティング部に内部隙間が生じたことが漏洩の原因であった。



第 12 図 ダミーラック漏洩箇所

処置としては、漏洩に曝された箇所の温水洗浄による調質冷却水残渣物の除去や部品等の交換を行う（第 13 図）と共に、交換できないものは、研究室レベルの腐食加速度試験により問題を生じないことを確認するなどし、対策の確実化を行った。



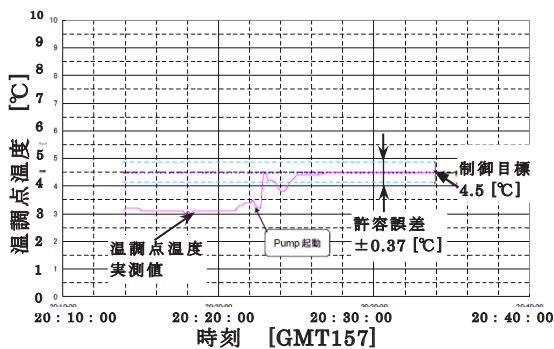
第 13 図 漏洩箇所への対応  
(左：漏洩時、右：処置後)

## 5. 軌道上運用状況

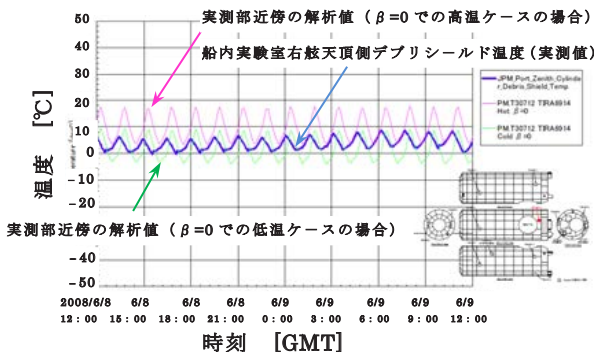
### 5.1 温度制御状況

2008 年 5 月の船内実験室の打上げに際し実施された軌道上チェックアウトにおいて、能動熱制御系では、流量配分特性、温調性能特性、冷媒リーク特性、フィルタ特性、能動熱制御系起動後の各機器の温度について、正常であることを確認した。その一例として、第 14 図に LTL 温調点温度制御の状況を示す。また、受動熱制御系としては、ヒータ消費電力、モジュール温度（第 15 図）、機器温度に関する評価を実施し、これらが正常であることを確認した。尚、一部の水冷機器温度に関し、機器温度は正常であるものの、予測値が低温側になっていることが判明したため、これを修正することにした。特に、第 15 図

が示すように、4.1 項で述べた熱平衡試験での温度低下問題に対するバンパー処置が適切であり、軌道上でも有効に機能していることが分かる。更に、同図には解析との比較も示されているが、ISS 本体や地球との複雑な熱干渉を受けていること、更には、船内実験室が非常に複雑な熱的構造を有しているにも拘わらず、解析予測温度が誤差範囲内で船外温度を推定できていることが分かる。



第 14 図 LTL 温調点温度 (2WCL 遷移時)



第 15 図 船外温度の一例

## 5.2 MTL/LTL ジャンパ内のエア混入

2008 年 6 月、「きぼう」取り付けミッションとして重要な 1J ミッション中に発生した

事象として、ジャンパ内にエアが混入する例があったので紹介する。

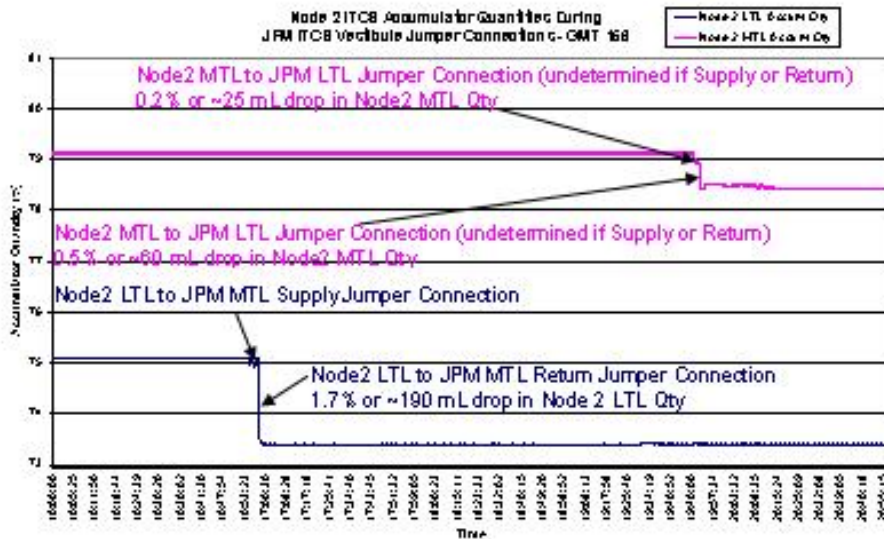
ノード 2-「きぼう」間の各ケーブル・ジャンパ接続を実施するクルータスクが初期起動時に行われたが、クルーがノード 2 バルクヘッド QD (IFHX (アンモニアループ熱交換器) 側と MTL (中温冷却水ループ) リターンジャンパ QD の接続を行った際、ノード 2 LTL アキュムレータ体積が 190ml 低下したことが確認された (第 16 図)。

MTL リターンジャンパの容積は約 295ml (後に約 400ml と訂正された) であり、ジャンパへの気泡混入、或いはジャンパが Dry (冷却水が適切に充填されていない状態) であった可能性が指摘され、最大で 400ml@1atm の気泡がきぼう与圧能動系熱制御 (ATCS) ループに混入したことが疑われた。

なお、LTL ジャンパの接続時にも、同様の Node 2 MTL アキュムレータ体積の低下が確認された。体積低下量は、約 25ml 及び約 60ml (ただしサプライとリターンの区別はつかない) であった。

きぼう B 系起動遅延時の 1J ミッション全体へのインパクトを考慮し、MTL 起動の対応を検討・実施した。MTL リターンジャンパからの気泡は、ノード 2 熱交換器～きぼうシステム MTL 配管を経て分岐しながら、1WCL 時には MTL ガストラップ、ポンプに到達すると考えられるため、ガストラップに一度に流入する気泡量を低減できると推定できることから、ガストラップで気泡は除去できると判断した。さらにポンプ回転数を増加することにより、ポンプ流体軸受での気泡滞留時間を短くすることにより、ポンプタッチダウンのリスクは十分に軽減できると判断された。この判断に基づき、JPM B 系起動を継続し、MTL 起動を行ったところ、期

待されるアキュムレータ体積低下が確認されたことから、気泡はガストラップにより除去されたことが確認された。



第 16 図 ジャンパ接続時のアキュムレータ体積変動

### 5.3 MTL 温調パラメータ最適化

運用開始より確認されていた特性として、きぼう与圧部 ATCS MTL 温調温度の持続変動(\*)に関し、制御性改善のための MTL 温調パラメータの変更を実施した。

(\*) 変動周期: 160~240[sec.]、変動幅:  $\pm 0.2 \sim \pm 0.3^{\circ}\text{C}$  程度。変動幅は設計許容範囲内 ( $17.2^{\circ}\text{C} \pm 0.37^{\circ}\text{C}$ )。

本事象は、ノード2側熱交換器での交換特性が、地上試験装置と軌道上実機では若干異なるため、地上試験では発現せず、軌道上特性として確認されたものと推測される。

上記持続変動解消により、温調弁動作寿命へのリスク低減(常に微小動作を繰り返すことがバルブ作動寿命に対しマイナス要因と考えられ、定常時動作を極力抑えることが望ましい)及び、MTL供給温度の安定化に

よるペイロードへのサービス品質向上が期待されたため、試験データ取得を2010年5月に実施した。温調パラメータはMTL/LTL共に各々12種類あるが、今回の改善対象は以下の2件を候補とした。

1) TPB (温度偏差比例領域)

⇒現状より大きな値とする (=比例ゲインを下げる)

2) KD (微分ゲイン)

⇒現状より大きな値とする (=微分ゲインを上げる)

データ取得は以下のシーケンスにて実施した。(時刻は全てGMT表示)

i) 2010/5/14 02:11:29 TPB  $16.0^{\circ}\text{C} \Rightarrow 24.0^{\circ}\text{C}$

ii) 2010/5/14 04:36:37 TPB  $24.0^{\circ}\text{C} \Rightarrow 32.0^{\circ}\text{C}$

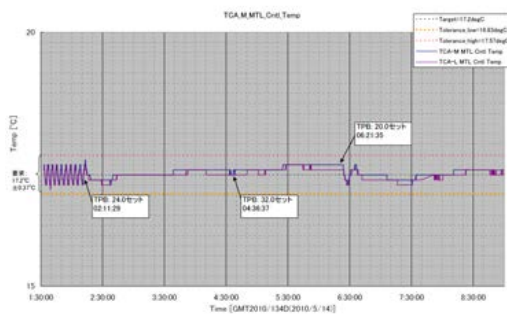


iii) 2010/5/14 06:21:35 TPB

24.0℃⇒20.0℃

上記変更は、いずれも制御における比例ゲインのみを下げるものである。i) の実施直後から、従来から見られたMTL温調温度振動(\*)は見られなくなり、温調温度は $17.2^{\circ}\text{C} \pm 0.1^{\circ}\text{C}$ の幅でほぼ安定した。さらにii)を実施したところ、温調温度が目標温度 $=17.2^{\circ}\text{C}$ に対しやや中心値が上側にずれた $17.4^{\circ}\text{C}$ で安定する傾向が認められたため、比例ゲインを下げ過ぎたと判断された。そこで再び若干ゲインを上げるためiii)にて応答を確認した。その結果、iii)つまりTPB=20.0degCにて良好な結果が確認されたことから、その後のパラメータ調整(TPBのこれ以上の調整、及び比例ゲインKD 変更)は実施せず、データ取得は終了した(第17図)。

2010/6/21にTCA-M/Lのそれぞれに対しTPB=20.0degCに設定し、それ以降MTL温調温度は安定動作を継続している。



第 17 図 MTL 温調パラメータ最適化に向けたデータ取得

#### 5.4 LTL 冷却水ポンプ故障

軌道上運用における熱制御系の大きな不具合として、過電流検知による船内実験室低温冷却水系のポンプ停止故障が挙げられる。2012 年 3 月 26 日、LTL ポンプ上流電源が

過電流検知によりトリップし、LTL 内冷媒循環が停止する事象が発生した。この事象は、1 回目のポンプ停止が起こった後、検討・評価を実施し、JAXA 側は結露等を原因と考えたが、NASA 側は宇宙線由来のシングルイベントが原因であると考えた。協議の結果、ポンプの再立上を実施したが、一旦は起動したものの、再度、過電流トリップによりポンプが停止したことから、シングルイベントによるものでないとの結論が下された。その後、追加のトラブルシュート(抵抗計測)の結果、トリップ原因は、ポンプインバータ内の絶縁不良と特定された。補用品のポンプが HTV3 で 2012/7/21 に打ち上げられ、ISS に運ばれた。この間、ATCS は B1WCL モードで MTL ポンプのみで冷却継続しており、更なる異常により MTL ポンプが停止すると船内実験室は無冷却運転となるため、最低限のシステム維持を行いつつ、HTV3 到着を受け入れられるミニマム・コンフィギュレーション設定の検討・準備が進められた。HTV 到着後、星出宇宙飛行士により 2012/8/3 に LTL ポンプ交換が実施された。その際、故障原因の可能性としてコネクタ周辺の結露による影響が考えられたため、その防止対策としてシートでコネクタ全体を覆い、内部にデシカントを挿入し、さらに ECLSS/TCS1 ラック Closeout Panel 裏側にもデシカントを貼付した。ポンプ交換後 LTL ポンプを起動し、2WCL モードへ遷移して以降はトリップの再発もなく、正常動作を継続している。故障したポンプは補用品との交換後、SpaceX 社の Dragon 1 号機で回収し、現在、故障原因を地上で調査中である。

## 6. まとめ

日本初の有人宇宙長期滞在対応モジュール「きぼう」の開発着手以来、有人宇宙技術特有の種々の問題に取り組み、熱制御の分野において以下の成果を得た。

(1) 地上試験が困難な、複雑で大型の宇宙構造物に対する熱的検証手法を開発し、これを実現した。

(2) 軌道上での複雑な熱干渉のもと、人間が宇宙服無しで活動するために必要かつ快適な温度環境を与えるための統合的熱制御技術及び管理手法を確立した。

(3) 有人対応宇宙構造物の 3 次元熱解析に関する知見を得ると共に、断熱性の高いデブリシールドを開発した。

(4) 運用形態変更を伴う長期ミッションに関する流体システムへの対応手法を確立した。

(5) 有人特有の調質冷却水を用いる場合の、耐腐食・耐腐敗制御技術に関する知見を得た。



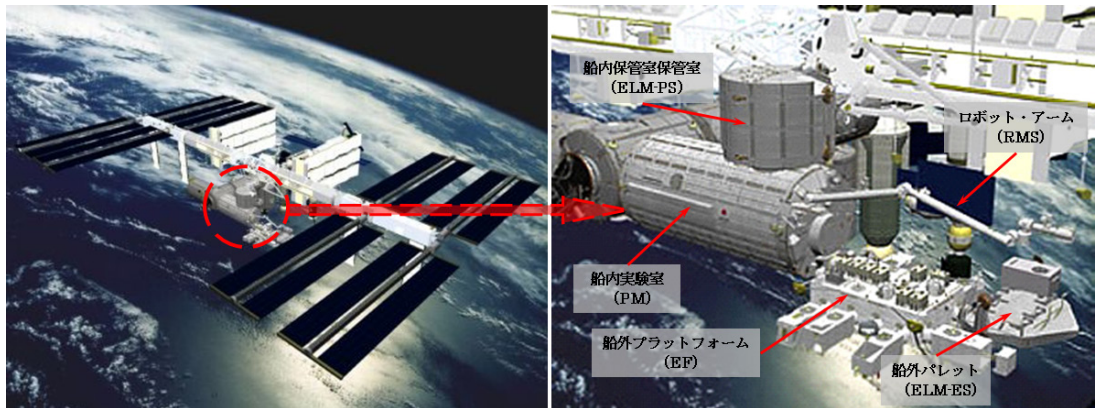
## 第9章 生命維持技術

### 1. 序論

我が国初の有人宇宙長期滞在対応モジュールである「きぼう」の、典型的な有人宇宙技術である生命維持技術について総括的説明を行う(第1図の船内実験室と船内保管室が生命維持環境を有する)。まず、生命維持技術の全体像と「きぼう」が対応している範囲の関係を整理し、国際協力の中でどのように所掌範囲が決められたかについて述べる。

次に、温湿度制御、大気成分と圧力の管理

／制御、微粒子・微生物管理、騒音管理、有害ガス管理等の設計手法に焦点を当て、仕様の設定根拠に関する説明を与えると共に、システムとしてそれらをどのようにして実現しているかについて述べる。また、キャビン内空気循環に代表されるような開発段階における設計変更への対応の仕方、有害ガス管理や騒音管理に代表される開発当初は設計上破綻をきたしていた問題をどのように解決していったかについて解説し、我が国における生命維持技術の蓄積状況について示す。



第1図 ISS (左図) と「きぼう」(右図)

### 2. 生命維持技術と「きぼう」所掌範囲

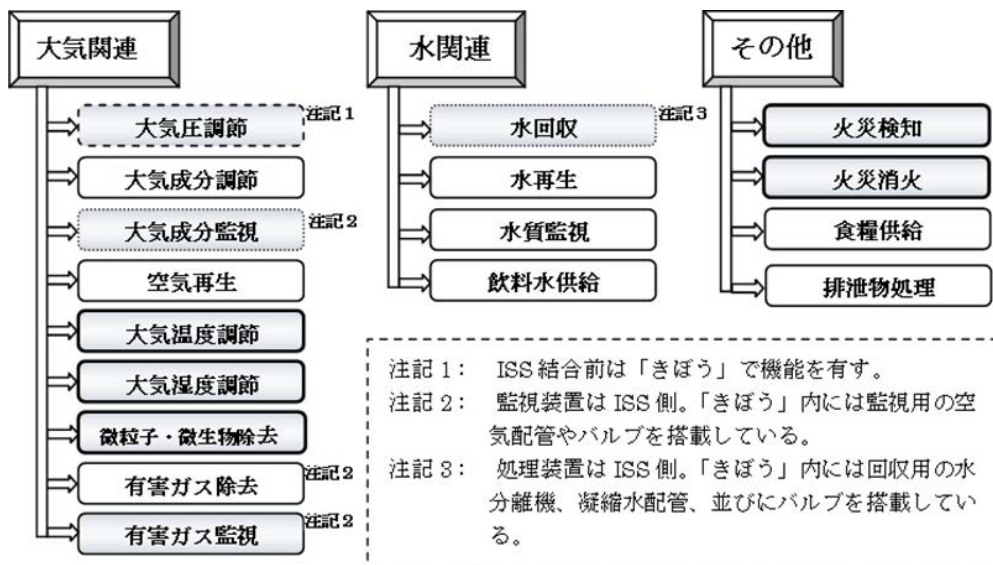
第2図に、生命維持技術の全体像と「きぼう」が対応している機能範囲の関係を示す。図中、太実線の四角は「きぼう」が有している生命維持機能、細実線の四角は「きぼう」

が有していない機能、そして、破線四角の機能については、軌道上で国際宇宙ステーション (ISS) に結合されるまでは「きぼう」側で機能を持ち、その後は同機能を停止するものを表している。

当初、「きぼう」には全ての生命維持機能

を付与することが検討されていたが、ISS 本体側による集中制御・管理が好ましく、「きぼう」の機能は実験モジュールとしてのものに集中すべきであるという観点から、国際調

整の過程で現在の機能範囲に限定することになった。上記の破線四角の機能付与と停止はその調整過程で生じたものである。



第2図 生命維持技術機能範囲

### 3. 生命維持系の技術仕様と設計根拠

「きぼう」の生命維持系に対する代表的な仕様とその設定根拠を第1表に示す。長期滞在型であることから、基本的に地上と同等の環境を与えるものとなっており、従来の軌道上設備(米国のスカイラブ、ロシアのミール)に比し、軌道上で格段に快適な活動環境を搭乗員に与える。特徴的なものとして、我が国の宇宙開発では初めての、有害ガス濃度、低速空気循環、騒音に関する規定が挙げられ、長期宇宙滞在に必要な仕様値が明確化されている。

これらの要求へのシステム対応を以下に説明する。

#### (1) キャビン空気温度制御

過酷な宇宙での外部温度環境に対し、キャビン空気温度の効率的かつ安定な制御を実現するため、受動熱制御系による保温効果、並びに、能動熱制御系による最終排熱という熱的連携作動を採った。

#### (2) キャビン空気湿度制御

湿度制御は受動的制御とし、所与のキャビン空気温度に対する除湿能力が過度にならぬよう、熱交換器の冷却水温度を設定した。また、微小重力下での凝縮水回収は水分離機による吸引方式で実現した。

#### (3) 有害ガス濃度制御

有害ガス管理がされた材料を使用する。機器とサブシステムレベルに有害ガス規定を

課し、要すれば脱ガス処理を行う。最終的には打上前にシステムレベルで有害ガスを測定、規定を満たすことを確認した。

#### (4) 大気圧制御

機器レベルだけでなく、モジュールレベルで最終検査としての圧力調整試験を実施して作動確認をした。

#### (5) 船内空気循環風速制御

機器や部分モジュールの各種基礎試験に加え、フライトモジュールで最終確認としての風速計測を実施。

#### (6) 騒音制御

防振・防音材等による機器及びサブシステムでの減音化や、システム消音器等による最終騒音対策を採った。

第1表 「きぼう」生命維持系の主要仕様

| 生命維持対象 | 内 容   | 設定根拠  |
|--------|---|---|
| 大 気 圧力 | 全圧97.9kPa～102.7kPa<br>(気圧換算:0.97気圧～1.01気圧)        | 地上と同レベル   |
|        | 酸素分圧19.5～23.1kPa<br>(濃度換算:19%～24%)                | 地上と同レベル   |
| 温度     | 18.3℃～26.7℃の範囲で、任意の温度に精度±1.1℃で設定可能。               | 人種等の違いを考慮した快適温度範囲を設定。                             |
| 湿度     | 25%～70% (露点は15.6℃以下)                              | 快適性と機器故障防止の考慮。                                    |
| 風速     | 平均7.6cm/s～20.8cm/s<br>(キャビン空間の67%以上で)             | 下限値は二酸化炭素等の有害気体の淀み防止、上限値は快適性(乾燥肌)を考慮。             |
|        | 最低3.5cm/s、最高102cm/s                               |   |
| 有害ガス濃度 | 二酸化炭素分圧0.7kPa未満<br>その他はSMAC <sup>注記1</sup> 基準に従う。 | 軌道上長期滞在を考慮した厳しい許容濃度要求。                            |
| 清浄度    | 微生物1000CFU <sup>注記2</sup> 未満                      | 地上病院の一般清潔区域(一般病室、診察室)の500 CFU/m <sup>3</sup> に準ず。 |
|        | 微粒子3.53×10 <sup>6</sup> 個/m <sup>3</sup> 未満(平均)   | 高清浄度が要求される一般の宇宙製品用クリーンルーム規定と同等。                   |
| 騒 音    | NC-50 以下  | 一般的な事務所の静けさ                                       |

注記1: Spacecraft Maximum Allowable Concentration の略。

一般に日本の産業衛生法より厳しい。

注記2: Colony Forming Unit の略、微生物の多さの単位。

## 4. 重要課題とその解決

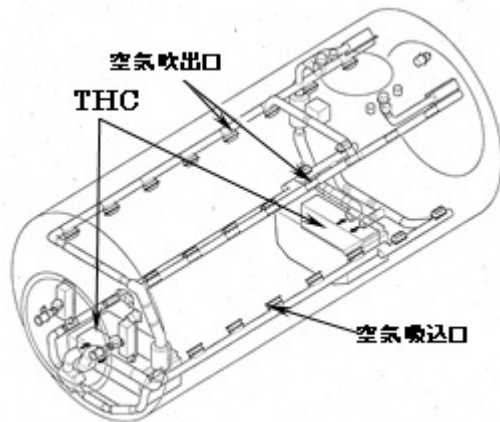
「きぼう」は、我が国初の有人宇宙施設であり、当初から種々の開発上の困難を伴う重要課題が識別された。かつ、国際的に決められた当初の打上げ期日に間に合わせることに必須であったことにより、早い段階から各種の基礎試験を行い、その成果を設計に取り込みつつ開発を行っていた。しかしながら、

ISS 本体側の開発が長期化すると共に、各種設計変更が行われ、「きぼう」はその影響を強く受けることになった。本項では、ISS 側設計変更への対応を含めた重要課題に関し、有人宇宙技術特有の代表的な幾つかの事項について述べる。

### 4.1 船内実験室の空調能力問題

船内実験室キャビン空気の温調試験(第3

図)において、設定したキャビン空気温度に到達するまでの時間が予期した時間より遥かに長いという問題が生じた(第4図)。



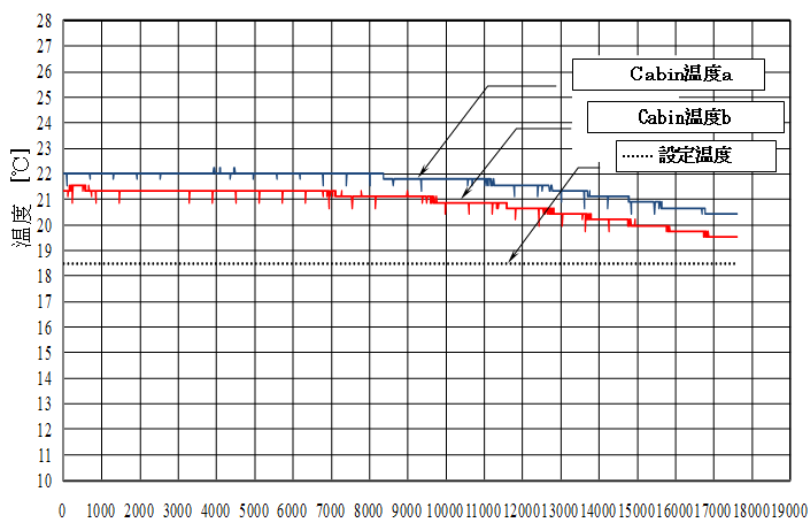
第3図 温調試験の空気循環系と空調装置

直接の原因は、①空気調和装置（THC）の温度制御（PID制御）ロジックに、温度差分量の「切り落とし」による風量調整弁角度設定の不適切性があり、これがTHCの温調

能力を低下させる、②重量軽減のため、空調装置（THC）の冷却能力には、キャビン空気熱容量に比し大きな余裕が与えられていないことから、空調時のキャビン空気温度の時間変化が極端に小さくなる、の二点が複合したものであった。

また、問題の背景要因として、a) THCの開発当時には、宇宙用部品として認定されたCPUは8ビットのものしかなく、制御パラメータ値の選定の仕方によっては、温度制御ロジックの差分化における有効数字を十分にとることが難しかった。b) システムの温調試験に先立ち最大排熱能力の確認を行うTHC単体試験では、オープンループの供給空気に対するTHC出口での返送空気温度の変化のみに注目したものであったため、冷却すべき船内実験室内キャビン空気の熱容量の影響が反映されず、THC単体試験では問題が顕在化しなかった、の二点が挙げられる。

最終的には、原因を踏まえての制御パラメータの吟味・変更を行うことで問題を解決した。

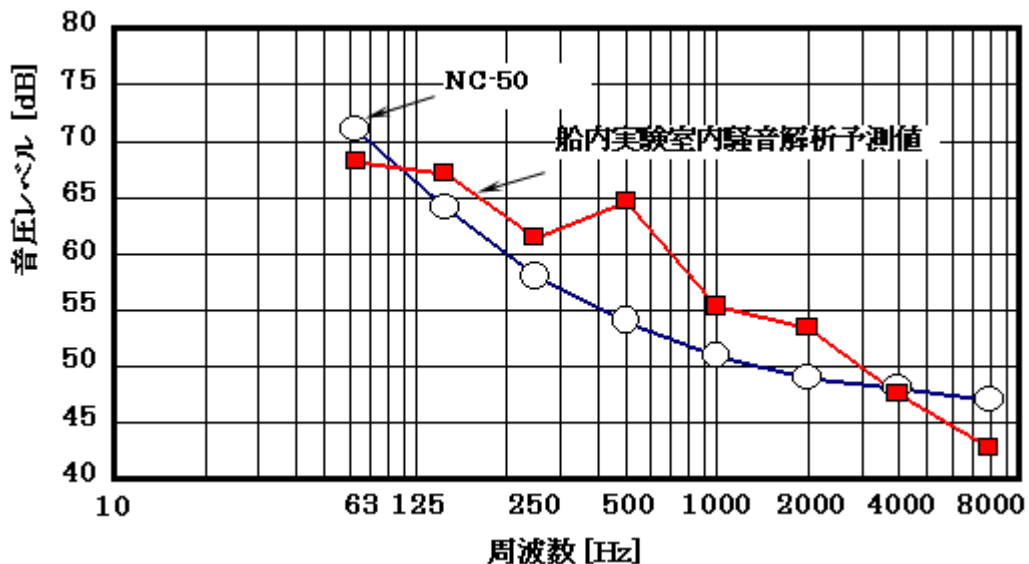


第4図 キャビン空気温調試験結果の一例

## 4.2 騒音問題

船内実験室と船内保管室には NC-50 という厳しい騒音要求が課されているが、開発初期における騒音予測では、例えば 500Hz 付近で 10dB 以上の逸脱を示しており、実際に要求されるエネルギーの約 8 倍（騒音エネルギーは 3dB 毎に倍加）を示し破綻していた（第 5 図）。船内実験室には騒音源となる数多くの

機器（第 6 図）が搭載されているが、循環量を増やす（即ち、騒音が増大）ことにつながる性能や機器の小型化（質量とサイズ）に関する相反した要求の中で、全ての要求を満たすための設計及び管理が必要となり、以下の対策を講じた（概して列挙の順に効果大）。その結果、第 7 図のように騒音要求を達成した。



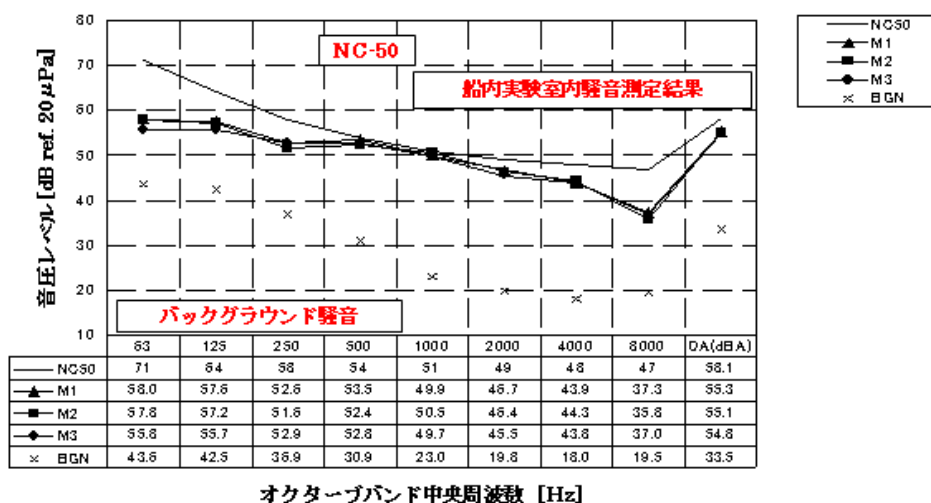
第 5 図 船内実験室内騒音予測解析

- (1) システムレベルの詳細熱解析を実施し余剰冷却用機器を減らす（騒音源の低減：第 6 図の①）
- (2) システムエアダクトへの膨張型サイレンサ設置（音を反射音で消す）
- (3) 減音パネルの追加（2 種類の空気の振動系を持つ通気孔を設け、逆位相により音波を打消す：②等）
- (4) 防音パネルの追加（ダンパ構造による音響エネルギーの低減：空調・熱ラック）
- (5) ダンパの追加（騒音発生源からの音響エネルギーの遮断：③のマウント部）
- (6) 断熱材兼防音材のコーティングの使用（音の閉じ込め：④）





第 6 図 船内実験室搭載機器の一例



通常運用時のシステム連続騒音：  
TCA(M)+THC(B)+TCA(L)+THC(A)+IMVファン2台+WSラック

第 7 図 船内実験室の最終騒音状況



### 4.3 循環風速問題

「きぼう」のキャビン空間には、時速0.5km程の非常にゆっくりとした循環空気流れが求められている（第1表）。開発当初識別された主要課題（以下の（1）～（4））に対し、下記開発手法を採ることにより、風速規定を完全に満たす快適で安全な有人環境を達成した（第12図～第13図）。

- （1） 船内実験室と船内保管室を結合した軌道上形態での地上試験実施は構体の強度面から困難である。

⇒信頼性の高い解析手法を確立し、これを用いた解析検証を採用する。

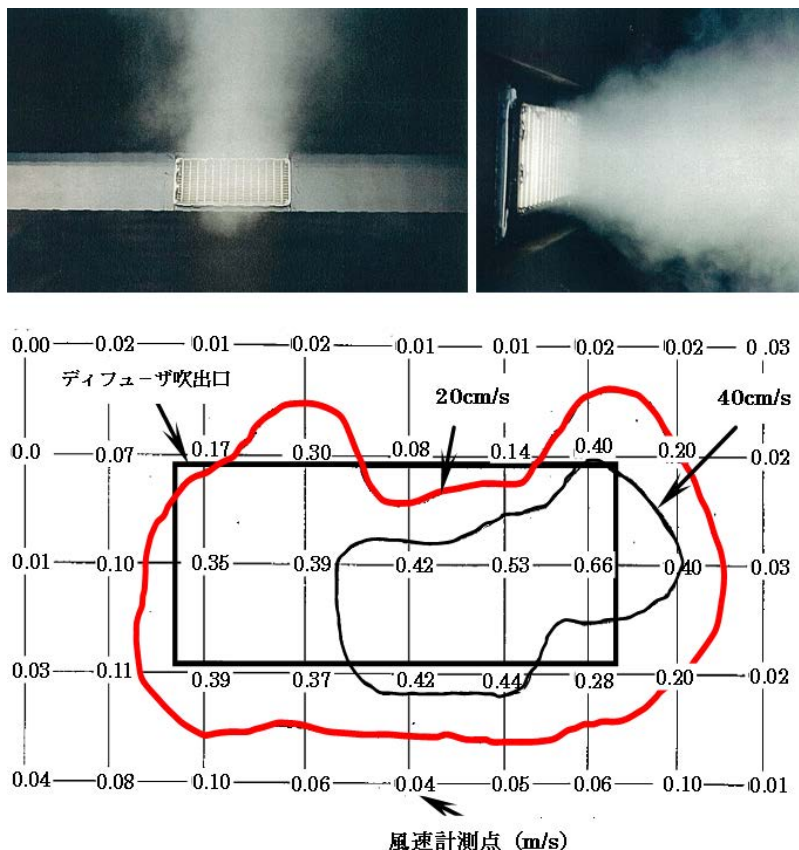
- （2） 軌道上各種運用状態での空気循環に

対する試験検証を全て実施するとコスト及び時間が膨大になる。

⇒（1）に準じる。

- （3） 微小重力下で船内の凹凸空間に対し、限なく低速流れを実現する手法の確立が必要である。

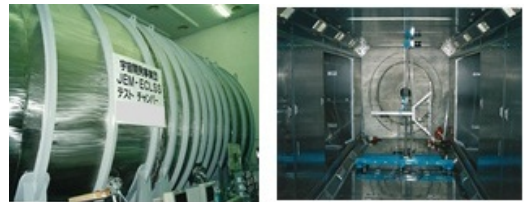
⇒吹出口（ディフューザ）の性能評価基礎試験（第8図）、ECLSSチャンバ（船内実験室自然対流抑制構造を有する部分モデル）でのキャビン風速分布評価基礎試験（第9図、第10図）、実機船内実験室の風速分布最終確認試験を段階的に実施し、解析と試験手法を併行して確立する。



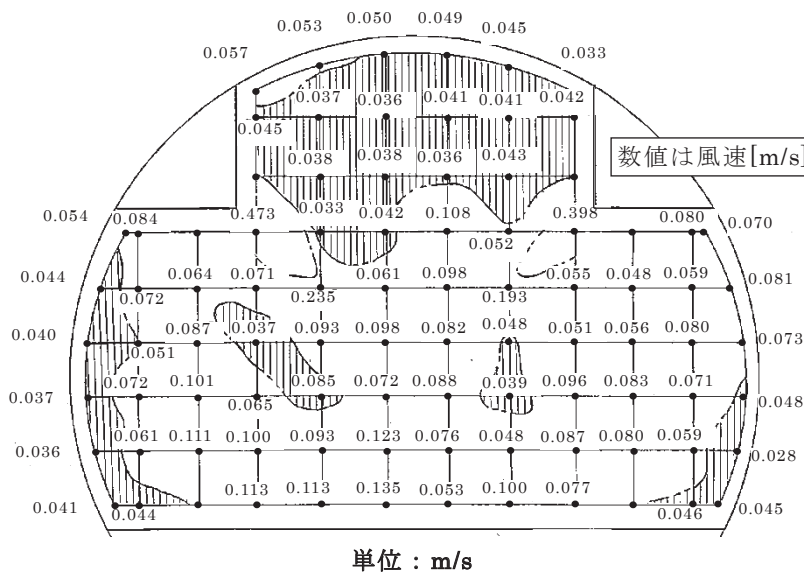
第8図 ディフューザ性能評価基礎試験

- (4) 自然対流の影響を除去した地上循環風速試験の実現が困難である。

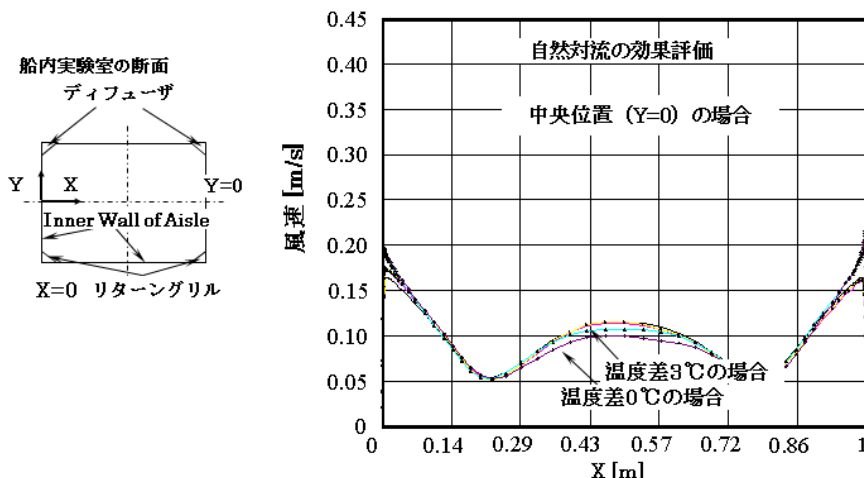
⇒事前詳細解析で自然対流を排除する試験条件と手法（稼働機器の種類と運用状態を含む試験形態の吟味と内壁への断熱材設置等）を検討し、これを試験に反映（第11図）。



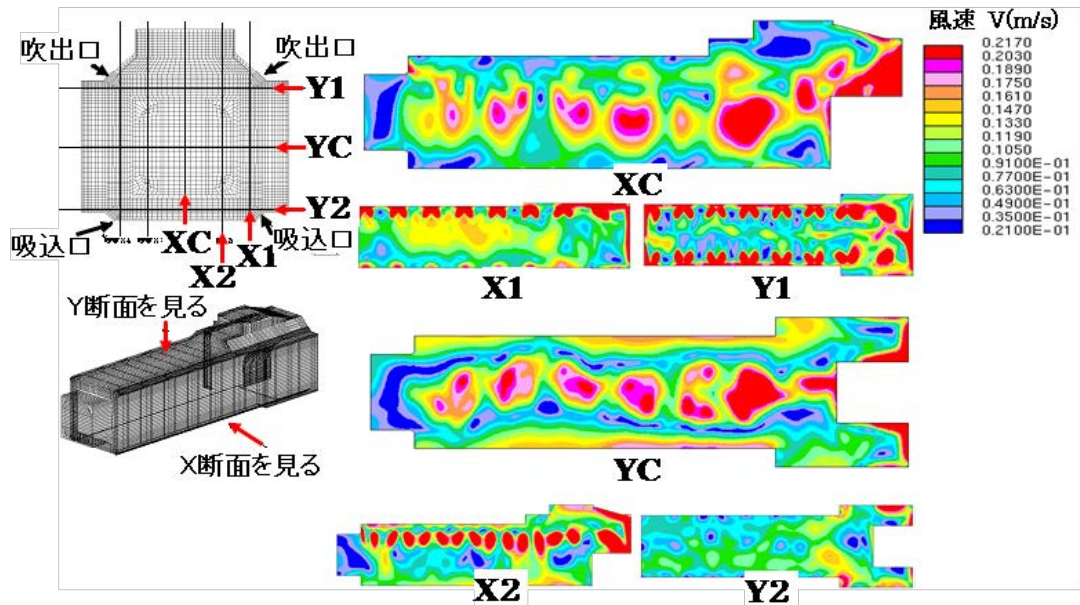
第9図 キャビン風速分布評価基礎試験  
(ECLSS チャンパ)



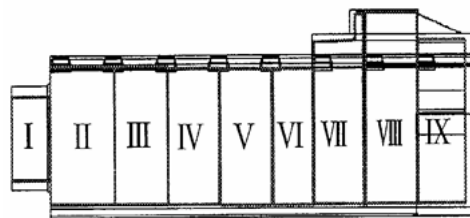
第10図 キャビン風速分布評価基礎試験



第11図 フライト品試験における自然対流の影響解析結果



第 12 図 実機軌道上風速分布解析結果の一例



船内実験室の縦断面図

| 風速 [cm/s] | $v \leq 3.5$ | $3.5 < v \leq 7.6$ | $7.6 < v \leq 20.3$ | $20.3 < v \leq 102$ | $102 < v$ |
|-----------|--------------|--------------------|---------------------|---------------------|-----------|
| I         | 12.50%       | 87.50%             | 0.00%               | 0.00%               | 0.00%     |
| II        | 0.00%        | 23.15%             | 71.30%              | 5.56%               | 0.00%     |
| III       | 0.00%        | 18.52%             | 75.00%              | 6.48%               | 0.00%     |
| IV        | 0.00%        | 20.37%             | 74.07%              | 5.56%               | 0.00%     |
| V         | 0.00%        | 9.26%              | 83.33%              | 7.41%               | 0.00%     |
| VI        | 0.00%        | 7.41%              | 82.41%              | 10.19%              | 0.00%     |
| VII       | 0.00%        | 9.66%              | 78.14%              | 12.20%              | 0.00%     |
| VIII      | 0.58%        | 22.02%             | 69.80%              | 7.60%               | 0.00%     |
| IX        | 0.00%        | 21.63%             | 61.76%              | 16.61%              | 0.00%     |
| 平均        | 0.49%        | 19.23%             | 71.87%              | 8.40%               | 0.00%     |

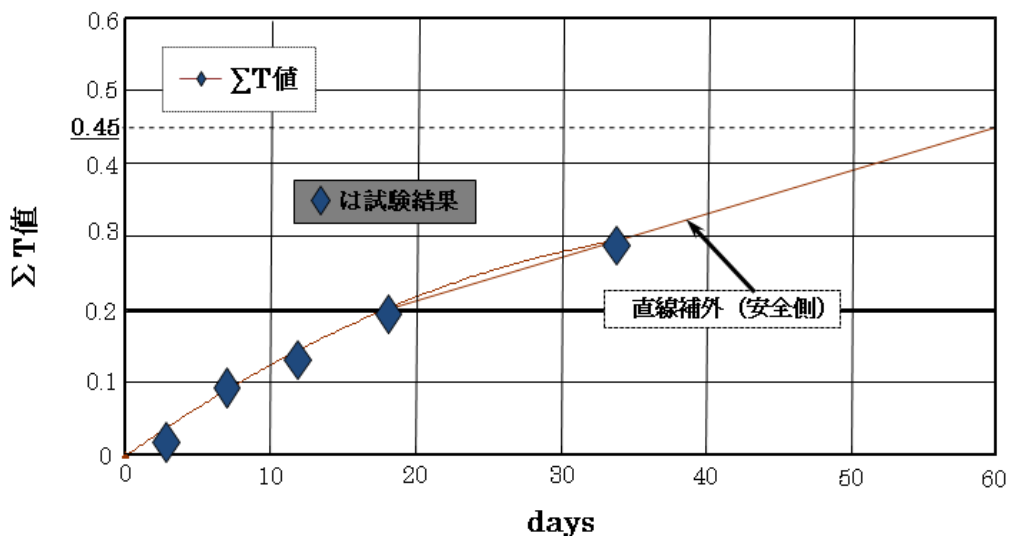
第 13 図 実機軌道上風速分布予測結果

#### 4.4 有害ガス問題

キャビン空間の有害ガスを抑制することは有人宇宙特有の開発事項である。対象となる有害ガスは SMAC (Spacecraft Maximum Allowable Concentration) で種類と許容濃度が定義されており、その数は 200 種を超える、総相対濃度規定値  $\Sigma T$  は次式で定義されている。

$$\Sigma T = \sum_i (\text{ガス種}i\text{の濃度} / \text{ガス種}i\text{の許容濃度})$$

軌道上で「きぼう」のハッチを最初に関く時(地上で最後にハッチを閉め 60 日以内)の  $\Sigma T < 3$  が要求であるが、 $\Sigma T$  の開発当初の解析予測値は 100 を超え、大きな問題となった。そのため、以下の開発方針を採った。その結果、有害ガスの影響が船内実験室より大きい船内保管室(容積が小さいため)を例にとると、第 14 図のように打上げに問題のないレベルまで  $\Sigma T$  値を低減できた ( $\Sigma T \approx 0.45$ )。



第 14 図 船内実験室の有害ガス濃度予測曲線

- (1) 不明気体種の明確化による  $T$  値低減 (不明気体に対する許容濃度は小さいため、明確化による結果として許容濃度が増加)
- (2) 有害ガス発生試験条件と実機温度環境との整合化 (高温に曝されない場合、発生量の少ない室温での測定実施)
- (3) ベーキング (高温曝露による脱ガス処理) の実施
- (4) 有害ガス発生量の経年変化把握試験

を実施し、打上げ時の「有害ガス発生が枯れた」状態を解析予測する。

- (5) 実機の打上げコンフィギュレーションでの有害ガス試験を実施し、上記 (1) ~ (4) の仕上げとしての確認を行う。

#### 5. 軌道上運用

2008 年 5 月の船内実験室の打上げに際し実施された軌道上チェックアウトにおいて、

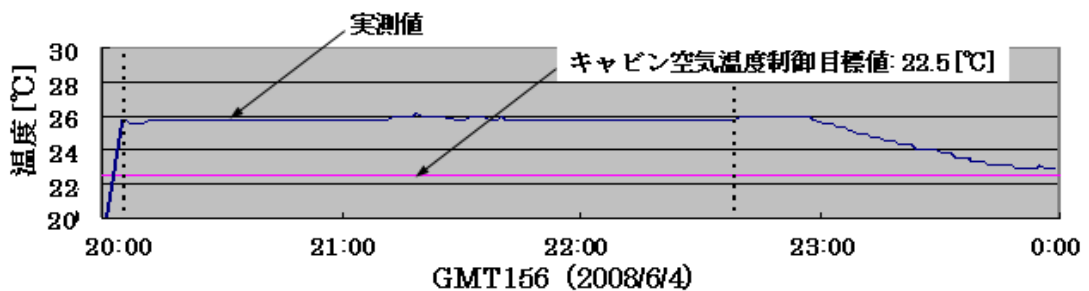
環境制御系として、IMV ファン、AAA ファン、煙センサの動作が地上解析・試験結果と一致し、正常であることを確認した。更に、空気調和装置（THC）に関しては、キャビン空気設定温度に対する THC 温調機能（第 15 図）、キャビンファン回転数、フィルタ差圧が正常であることも確認されている。特に、第 15 図が示すように、4.1 項で述べた温調問題に対する処置が、軌道上でも有効に機能していることが分かる。

尚、環境制御系としての不具合事象として、CHX 空気出口側水分センサー及び水分離機（WS）での水飛散検出による THC 自動停止が発生している。

対応としては、頻繁に水飛散検知を行う CHX 側水分センサーは、水滴量が微小であることからインヒビットをかけて運用し、WS 側水分センサーはそのままの状態で運用を続行している。そのため、WS 側水分センサーの水飛散検知による THC の遮断は今も発生している。同事象が起こる詳細な原因は現時点で不明であるが、

- (1) 軌道上の ISS のキャビン空気は、低熱負荷状態が続いている。
  - (2) そのため、THC 内では空気からの排熱を抑制するように、CHX 側への風量配分を小さく（即ち、バイパス側への風量が大きく）した状態とするよう、風量調整弁（TCV）開度の制御が自動的に行われる。
  - (3) この時、CHX 側への風量は小さいものの、長時間経つと多くの水滴が CHX 内に発生する。
  - (4) 従って、この状態から、CHX 側風量が大きくなると水飛散が生じる。
- という状況が把握されている。

一方、THC 単体の地上試験においても、水飛散現象が生じたため、TCV の開閉速度を落とすソフトウェアの処理により、地上での問題は解決された経緯がある。これらのことから、微少重力場の影響が地上で想定した以上に大きいことが原因である可能性が高いと考えられる。



第 15 図 軌道上におけるキャビン空気の温調

## 6. まとめ

我が国初の長期滞在型有人宇宙構造物である「きぼう」の開発において、種々の生命

維持技術を獲得した。その主なものを以下に纏める。

- 1) 生命維持技術の全体像を把握するとともに、実験モジュールとして必要な所

掌範囲を把握・決定した。

- 2) 生命維持に必要な技術仕様内容とその背景を確認・獲得した。
- 3) 有害ガス濃度を制御するための設計・管理手法を構築・確立した。
- 4) 微小風速循環に関する設計と試験手法を確立した。
- 5) 騒音抑制に関する設計と管理手法を確立した。
- 6) 設計及び地上試験では、重力の影響を従来の想定以上に精度よく取り込んだ解析・評価を実施するとともに、適切な影響評価試験を実施することが重要であることが分かった。



## 第 10 章 クルーインターフェース技術

### 1. 序論

「きぼう」は、日本初の有人宇宙実験施設であるが、特に宇宙飛行士（以下「クルー」という）による軌道上運用は有人宇宙システムの中でも最も特徴的な有人要素の一つである。

「きぼう」は軌道上のクルーによって直接操作されるため、NASA が規定するクルーとのマン・マシン・インターフェース（以下「クルーインターフェース」という）の要求を満足するように開発されなければならない。

本章では「きぼう」の設計、製作及び地上検証（開発試験、FCIT、CEIT、訓練等）並びに実際の軌道上運用を通じて獲得したクルーインターフェース技術を用いて開発した「きぼう」について、これまでのレッスンズ・ラーンドと成果及び将来展望等について適用例を交え解説する。

### 2. クルーインターフェースの定義

国際宇宙ステーション（以下「ISS」という）は ISS に滞在しているクルー及び地上の管制要員により運用されているが、ISS（「きぼう」含む）内外で行う作業（以下「タスク」という）は、あらかじめ地上において安全に作業が遂行可能か、タスクの実現性が確認される。これは ISS で使用される機器や装置が実際に軌道上でも稼働するか試行すると共に、それらを ISS で操作するエンドユーザー（クルー）にとって、安全且つ、

作業に適した扱い易い設計、製作・艤装がなされているかを確認する必要があるためである。ISS/NASA が定義している ISS で作業するクルーの身長は男性 169.7cm ～ 190.1cm（女性 148.9cm ～ 165.1cm）の範囲となっており、身長だけでなく、座高、腕の長さ、頭部、手のひらの大きさ、四肢関節の動き等、軌道上で作業を行う全てのクルーの身体的、機能的情報や能力に基づき、人と機械を人間工学的な知見から組み合わせ、全てのサイズのクルーが作業しやすい環境を実現させていくことを ISS におけるクルーインターフェースという。また、この技術は単に機器のようなハードウェア面だけでなく、使用されるソフトウェア、手順、技術情報等、全てに適用していかなくてはならない。

「きぼう」を通じて獲得したクルーインターフェース技術の代表例を第 2 表に示す。

第 2(1/2)表 「きぼう」を通じて獲得した代表的なクルーインターフェース技術

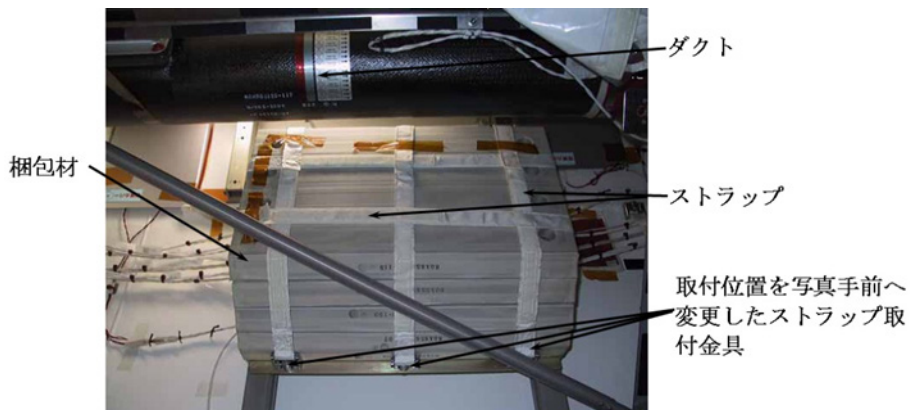
| 項 目                        |                             | 概 要  |
|----------------------------|-----------------------------|--|
| 宇宙服を着用したクルーによる宇宙船外活動 (EVA) | 移動ルート                       | EV クルー (EVA を行っているクルー) の移動時は周辺に邪魔になるような構造物や突起物がないように機器を設計する必要がある。(クルーを中心に直径 1.1m の移動空間確保) 設計上、止むを得ない場合は識別管理を行い、手順や機器に対して、警告表示する等クルーへのリスクは最大限になくすこと。また、緊急時の対処として、ISS の様々な場所で活動している EV クルーが安全に且つ 30 分以内に ISS のエアロックへ帰還できるように設計を行わなくてはならない。   |
|                            | 作業支援及び ISS 帰還用のラベル・マーキングの貼付 | EV クルーの作業を容易にさせるため及び緊急時でも安全に、速やかに ISS 内へ帰還できるようにクルーの移動ルート上に、上下左右どの位置でも識別可能な活字の大きさとわかりやすいラベルやマーキングを貼付する必要がある。なお、このラベルに用いる機器等の名称は全て ISS で統一されている。  |
|                            | 接触温度                        | 偶発的な接触 (許容範囲: $-82^{\circ}\text{C} \sim 113^{\circ}\text{C}$ ) と連続的な接触 (許容範囲: $-7.2^{\circ}\text{C} \sim 62.7^{\circ}\text{C}$ ) のケースとそれぞれ温度規定が定めてある。これは EVA で使用しているグローブの耐熱温度の規定に基づき算定されている。   |
| 宇宙船内活動 (IVA)               | 機器、クルー接触部位への接触温度            | <p>【高温】</p> <p>素手による 30 秒以下の偶発的な接触 (許容範囲: <math>45^{\circ}\text{C} \sim 50^{\circ}\text{C}</math>) の可能性がある機器や部位等は警告ラベルを貼付すること。但し、<math>50^{\circ}\text{C}</math> 以上はクルー接触防止のための防護または断熱を行う。また、連続的な接触 (<math>45^{\circ}\text{C}</math> 以上) の可能性のある機器や部位には、クルー接触の防止をするための防護または断熱を行うこと。</p> <p>【低温】</p> <p>素手による <math>3.8^{\circ}\text{C}</math> 以下の機器や部位への接触については、偶発的短時間、連続的共に当該機器や部位には、クルー接触防止のための防護及び警告ラベルを貼付すること。</p> |
|                            | 照明照度                        | 通路や保管庫など船内でクルーが活動する用途に応じて、必要な照度が決められている (尚、実運用上は、軌道上クルーが好みによって必要照度を判断しており、照明のメンテナンスはこれに左右されることがある)。  |

第 2(2/2)表 「きぼう」を通じて獲得した代表的なクルーインターフェース技術

|                             |                    |  |
|-----------------------------|--------------------|--|
| 宇宙船内活動<br>(IVA)             | シャープエッジ、バリの除去または保護 | 機器の製作、加工過程で機器の表面等に鋭いエッジやコーナーが出来る可能性があり、このエッジやバリで ISS クルーが負傷しないように十分に配慮するとともに、事前にエッジやバリの除去若しくは保護を行うこと。ISS/NASA で要求が定義されている。   |
| 構造及び艙装<br>(EVA / IVA<br>共通) | ピンチポイントの軽減         | クルーの移動ルートや作業場所にある機器若しくは稼動部はクルーの身体や装着物が容易に挟み込まれたりして、負傷しないように設計しなくてはならない。また、必要に応じて接触防止の保護やクルーが立ち入らないように手順や警告ラベル・マーキング等で注意喚起しなくてはならない。                                      |
|                             | 操作レバーや機器の操作性要求     | ラッチ、ロック、ハンドルやノブ等の操作レバー類もクルーの手や指の大きさを考慮して、ISS で統一化され、全てのパーツがハンドリングしやすく設計されている。ハッチやドア等開閉操作する場合に必要な力は 22N 以下で設計・製作しなくてはならない。また、ボタン一つとっても押す力（抵抗値 3～24N 以下）が決められている。          |
|                             | 不燃・無毒物材料の使用        | 船内で火災や悪臭（毒ガス等）が発生しないよう ISS 内で使用する材料には特に注意を要する。地上試験等で事前に確認を行う。  |
|                             | キックロード             | 船内外で活動するクルーはその作業中に誤ってモジュール表面や機器等を蹴飛ばしてしまう可能性がある。その荷重（以下「キックロード」という）にモジュールや機器が耐えられるように、破損しないように構造設計を施す必要がある。キックロード対策は IVA や EVA で作業される（クルーが触れる若しくは可能性のある機器等）全ての構造物が対象となる。 |
|                             | コネクタや流体配管類         | 原則片手で作業でき、簡単に着脱（クイック・ディスコネク）できるように設計しなくてはならない。また、他のコネクタや機器を外さなくても済むようにコネクタ単体が独立した設計であること。  |
|                             | ファスナ、ボルト類          | 安全上重要な役割を果たすファスナ類は予期せず緩みを生じる可能性があるが、緩みにくいボルトを使用すること。また、ボルト等を外しても空間に浮遊して、紛失しないような設計を行っている。（ボルトヘッドにテザーポイントを設ける等。第 5 図参照）   |

第3表 クルーインターフェース技術を用いて改善を行った代表例

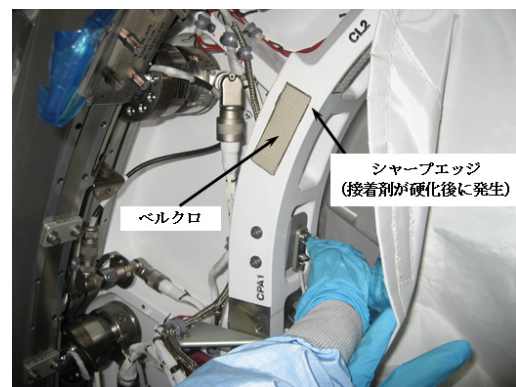
| 事 例   | 事 象   | 対策（改修実例）   |
|---|---|--|
| クルーのアクセス性、作業性及び視認性不良（搭載品を固定するストラップの取付け/取外し不良） | 機器単体での確認では問題が発見できなかったが、他の機器が当該部位周辺に艤装され、クルーに実機確認を受けた際に、当該機器へのアクセス（手指が入らない等）不良、ツールの使用が困難、作業するにあたり視認性が悪いため等作業は困難であるとの指摘を受けた。  | ストラップを留める金具の取付け位置をクルーの作業し易い位置に変更した。各機器担当も異なり、軌道上で活動するクルー作業の全体をイメージしきれなかったことが原因である。また、地上では容易に作業できれば、軌道上でも容易であるとは限らない（第1図参照）。                          |
| クルーが作業する部位にシャープエッジ（鋭利な部分）が存在する。               | ファスナー受け側のリテイナナットやワイヤーやケーブルを固縛するタイラップの切り口等、さらには、ベルクロを抗体に接着させるために使用する接着剤が硬化して、エッジが立つことがある。  | 該当する全てのシャープエッジを除去若しくは保護カバーの追加等を行った（第2図、第3図参照）。製造過程で発生してしまうことが多いが、軽微なものが多い。ため気が付かないことが多い。また、シャープエッジに対しての認識が甘かった。宇宙船外活動（EVA）では、エッジによって、宇宙服が損傷し、命取りとなる。 |
| 誤操作防止用ラベルの追加                                  | 大きな保護カバーはハンドリングを容易にするため、大抵分割されているが、再装着する場合は右舷用、左舷用のカバーなのか一目で把握できるようにする必要があった。   | 右舷用、左舷用の保護カバーが容易に識別できるようにクルー視野を考慮して、カバー中心部にラベルを追加した。誤装着の防止（第4図参照）。   |
| テザーポイントの追加                                    | 無重量/微小重力下では取り外した機器やカバーは浮遊してしまう。浮遊しないように全ての ORU（交換部品）やクルー操作を要する機器にはテザー（固定）するためのポイント（ループ）を設ける必要があるが、このポイントの設計していないケースが多々あった。なお、テザーポイント（ループ）の外径等の寸法も要求の通りに製作しなくてはならない。 | 以下写真にあるように、該当する全ての箇所にテザーポイントを追加し、クルーにより確認が行われた（第5図参照）。 <div data-bbox="814 1441 1210 1704" data-label="Image"> </div>                                |



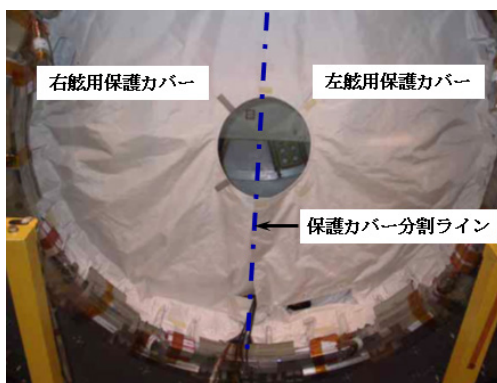
第1図 梱包材の搭載（打上時の振動等から機器を保護するための梱包材）  
ダクトが邪魔で反対側の（梱包材を固定するための）ストラップ留め具まで  
アクセスできなかった為、留め具の位置を手前側に変更した



第2図 シャープエッジ例



第3図 機器のシャープエッジ例



第4図 JLP PCBM Thermal Blanket  
右舷用左舷用は類似品のため識別しにくい



第5図 GPS アンテナ取付位置の  
保護カバーとデザーポイント



### 3. 「きぼう」における設計・製造及び地上検証について

第 2 表で示したクルーインターフェース技術を用いて「きぼう」は開発に着手したが、当初は軌道上作業をイメージしきれず、FCIT<sup>注記 1</sup> や巨大な水槽（水の浮力）を利用して軌道上を模擬して実施する EVA 設計検証、EVA 手順開発試験、クルー訓練<sup>注記 2</sup> 等の場で、複数のクルーや NASA 技術チームから多種多様な指摘や設計変更要求があった。これらを受けて機器の改善を行った代表例を第 3 表に示す。

このように「きぼう」は多くの設計変更や製造要求仕様等の見直しや有人宇宙機としての安全性、操作性、整備性、快適性等を確保しつつ、ベストな状態になるまで機器の製作及び確認試験を繰り返したため、開発スケジュールの遅延を繰り返したが、システムとして完成度を著しく向上させることで関係各国の信用・信頼を確保した。その結果、ケネディ宇宙センター（以下「KSC」という）において、フライトクルー（ミッションに参加する飛行士）による CEIT<sup>注記 3</sup> を受けることができるまでに開発は進み、同試験においても、大きな変更要求もなく「きぼう」におけるクルーインターフェースの精度として、非常に高い評価を得ることができた。

その後も様々な機能試験や訓練を経て、2008 年 3 月に船内保管室が、同年 6 月に船内実験室そして、2009 年 7 月に船外実験プラットフォームが KSC から無事に打上げられ、ISS における「きぼう」の組立は完了し、現在も安全且つ順調に飛行を続けている。

**注記 1：** FCIT（Flight Crew Interface Test）とは、軌道上でクルーが操作・接触する箇所の安全性や操作性についてクルーをはじめ

NASA 地上支援要員で確認を行い、不備のある箇所は設計・製作変更や改修を行う活動である。FCIT 作業状況を第 6 図、第 7 図に示す。



第 6 図 IVA 作業（操作する箇所に対し、容易に、障害なくアクセスできるかを確認する）

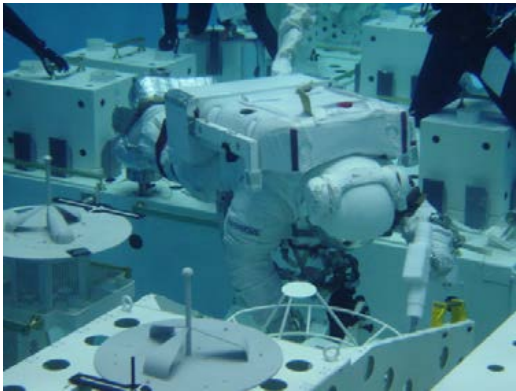


第 7 図 IVA 作業（使用する工具について、適切な工具が選択されているか、周囲と干渉することなく使用できるかなどを確認する）

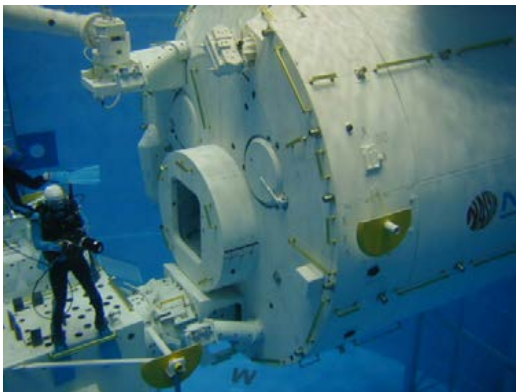
**注記 2：** EVA 設計検証・EVA 手順開発試験及び EVA 訓練とは、NASA（NBL）及び JAXA 筑波宇宙センター（WETS）にある巨大な水槽と実機大の「きぼう」水中モックアップを



利用して、「きぼう」の EVA 設計や EVA 作業手順の妥当性を評価・確認する試験である。水の浮力を利用して、宇宙空間を模擬。また、ここでは EV クルー（EVA を実際に行うクルー）に対して、軌道上で行われる「きぼう」の EVA 作業全ての訓練を行った。作業状況を第 8 図、第 9 図に示す。



第 8 図 ICS-EF へのアクセス確認  
(アンテナの展開)



第 9 図 JPM と JEF の結合状況

注記 3：CEIT（Crew Equipment Interface Test）とは、FCIT と同様な確認がなされる

が、大きな違いは、そのミッションに参画するクルー自身が機器の安全性や操作性、運用性等を確認する最終活動の場である。「きぼう」についてはこれまでの努力が報われ、設計変更を伴う大きな改修要請もなく、試験は無事に終了した。

#### 4. 「きぼう」開発における成果とレッスンズ・ラーンド

「きぼう」は我が国において、前例のない初の有人宇宙施設である。開発当初はすべてが手探りで始まったが、JAXA を中心に、メーカ各社や運用支援会社の怯まぬ努力と技術課題を一つひとつ克服したことにより、全ての仕様要求を満たした国産の有人宇宙機が誕生したと言える。また、実際にその有人宇宙機の軌道上運用を通じて、新たな知見も得られてきている。以下に「きぼう」で獲得したクルーインターフェース技術における主な成果・知見を述べる。

- ① 運用を見据えた開発の必要性：有人宇宙機の開発は、それを扱うクルーや地上要員（フライトコントローラーや技術チーム）等、実運用を見据えた設計、製造、システム構築、要員支援体制の充実を図る必要がある。開発担当、運用担当という壁を作ることなく、計画・設計段階から実運用へ即時反映可能な一環したシステムを構築することにより、運用に根ざした開発を心がけ、より迅速に、正確に開発を進めることが可能となる。
- ② 安全最優先：有人ゆえの安全を第一に考慮した船内外クルー支援手法の確立。（緊急時対応及び冗長設備の構

築等)

- ③ 企業間の国内連携の重要性：「きぼう」の開発は、我が国の国家プロジェクトであり、「きぼう」は複数社にまたがり、各モジュール毎の開発を行った。そのため、全体をインテグレーションするための高度な能力・手法が求められ、この経験は今後の有人宇宙開発に十分に生かせる成果である。
- ④ クルー活動時間の制約：軌道上のクルー活動は1分、1秒、全て時間で管理され、1日の活動には制限がある（無駄な時間はない）。
- ⑤ ヒューマンファクターの理解：人間はミスをするものであり、クルーとして例外ではない。一例として、クルーが「きぼう」船内実験室内のエクस्प्रेसラック#5 下部のドロワの操作を行った際に、付近に取り付けられていた水サンプリングアダプタと接触しバルブを開けてしまい、「きぼう」の低温熱制御系ループの冷却水が約 110cc ほどリークしたことがある。クルーはバルブ開に気付かず、テレモニターによって地上管制要員がリークに気付いた。再発防止のため、当該アダプタはバルブ閉状態で固縛することとしたが、開発時には想定し辛かったケースである。クルーに限らず、運用上ミスオペが生じた場合はヒューマンファクター分析を行い、対策を手順や訓練に反映している。有人技術として有用な知見が多く蓄積されてきており、今後の新規開発への応用が重要である。
- ⑥ 国際間協力の重要性：世界における今後の宇宙開発の動向は月や火星等

他の惑星を目指していくと言われて  
いる。これには莫大な費用が掛かる  
ため、他国が優れている点や自国が  
勝っている点を包括し、一つの技術  
として、各国が協力して活動を続け  
ていく必要がある。また、ISS・「き  
ぼう」を通じて得た国際間協力の手  
法を今後の有人宇宙開発に繋げてい  
く。

## 5. まとめ ～ 将来展望

クルーインターフェース技術以外に「きぼう」の開発を通じて、構造系、機構系、熱制御系や軌道上での異常時対処技術等、種々様々な有人宇宙技術特有の基幹技術を獲得できたと考える。これら技術を用いて、漸く始まった無重量環境下での過酷な「きぼう」の運用を今後10年以上にわたり確実に続けていくと共に、これまで得た経験と技術を糧にして、有人往来機や月面基地をはじめ他の惑星開発でも絶やさず生かし続け、さらに発展させていくことが最も重要だと考える。また、我々がこれまでに得た技術は、余すことなく将来宇宙機や民間機関へスピンオフしていくことが我々の責務である。

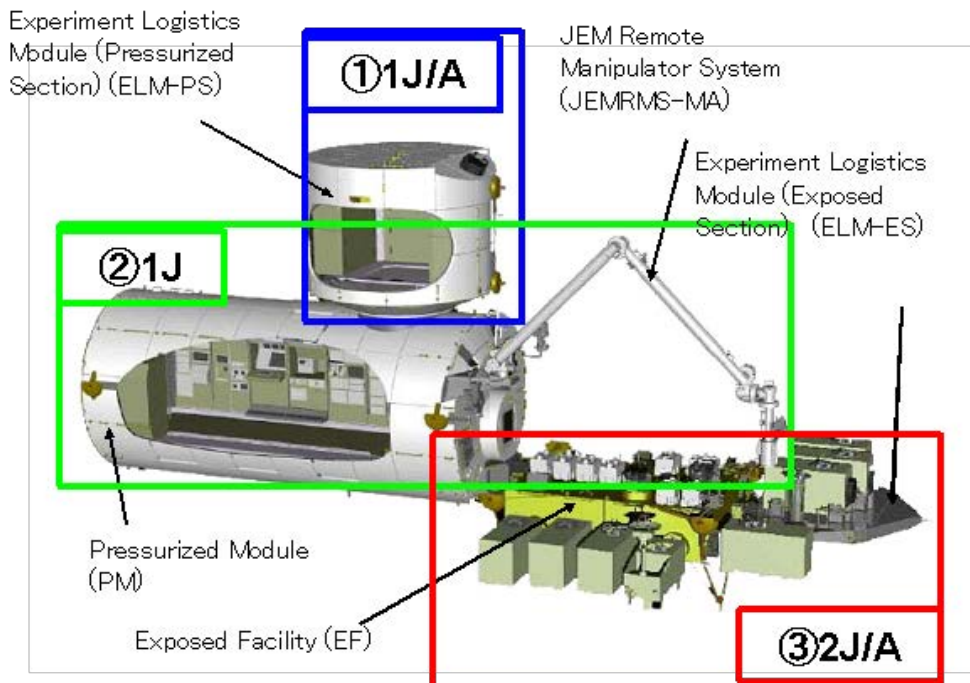
## 第 11 章 有人宇宙活動支援技術

### ～ロボティクスによる軌道上組立～

#### 1. 序論

有人宇宙活動の中でも、国際宇宙ステーション（以下 ISS）の組立は、複数の船内・船外のクルーが係る重要な活動の一つである。3 度に分割して打ち上げる日本実験モジュール「きぼう」（第 1 図参照）においても、スペースシャトルの「フライト 1J/A」と「フライト 1J」にて打ち上げられた船内保管室

（ELM-PS：Experiment Logistics Module Pressurized Section）と船内実験室（PM：Pressurized Module）は、クルーの主要な活動として、シャトルアーム（SRMS：Shuttle Remote Manipulator System）および宇宙ステーションアーム（SSRMS：Space Station Remote Manipulator System）により ISS へ連結された。



第 1 図 日本実験モジュール「きぼう」と打ち上げ

PMに搭載され、折り畳まれて「フライト 1J」にて打ち上げられた「きぼう」ロボットアーム（JEMRMS：JEM Remote Manipulator System）もPMをISS連結直後に、クレー操作により展開され、その後の軌道上クレー運用にて、段階的にチェックアウトを完了した。

3 便目となる「フライト 2J/A」にて打ち上げられた、船外実験プラットフォーム（EF：Exposed Facility）・船外パレット（ELM-ES：Experiment Logistics Module Pressurized Section）および3体の実験装置は、SRMS、SSRMS、JEMRMSの3体のロボットアームを駆使して、クレー操作によりPMあるいはEFに組み付けられた。その後、宇宙ステーション補給機（HTV：H-II Transfer Vehicle）に搭載されISSに運搬された、曝露パレット（EP：Exposed Pallet）および2体の実験装置は、SSRMSとJEMRMSの2体のロボットアームのクレー操作により、EFに組み付けられた。

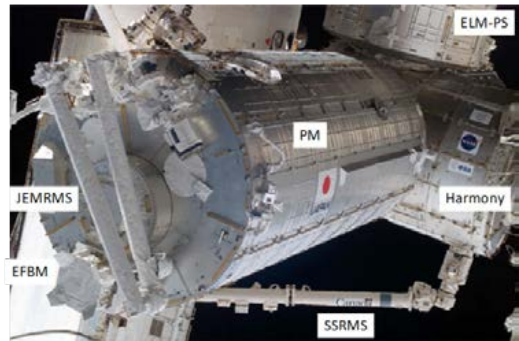
本報告では、「きぼう」で獲得した有人宇宙活動支援技術の一つとして、ロボットアームによる軌道上組立技術について、技術課題とその対策、実運用結果について述べる。

## 2. 船内保管室（ELM-PS）・船内実験室（PM）の組立

ELM-PSは「きぼう」第1便（フライト 1J/A）としてスペースシャトルにて2008年3月に打ち上げられた。土井宇宙飛行士が操作するSRMSにてシャトルのカーゴベイから取り出された後、ISSのハーモニーの天頂部に一時的に組み付けられた。

PMは第2便（フライト 1J）として3ヶ月後に打ち上げられ、星出宇宙飛行士が操作するSSRMSにてシャトルのカーゴベイか

ら取り出された後、ISSのハーモニーの左舷部へ組み付けられた（第2図参照）。その後、ELM-PSは再度SSRMSにてISSより取り外され、PMの天頂部に最終的な組み付けを行った。



第2図 ISSに取付された船内実験室と船内保管室

ELM-PS、PMおよびISSとの結合機構は、与圧モジュール間を結合するISSの共通結合機構（CBM：Common Berthing Mechanism）を使用したため、ELM-PSのISS上への仮置きが可能となった。また、軌道上での結合には、過去の運用実績によりNASAが確立していた以下の手法が採用された。

- 結合面に設けたボアサイトカメラにより、相手側結合面のターゲットマーカを視準し、相対位置補正および位置決めをロボットアームの操作クレーが実施する。
- CBMの機構に設けられている捕獲可能領域の有無を示すリミットスイッチにより、捕獲操作の開始判定（RTL：Ready to Latch）を船内クレーにより実施する。

従って、船外活動（EVA）に頼らずに、船内活動（IVA）だけで、ロボットアームおよび結合機構の操作、RTL 判定、結合作業が完了できた。

### 3. 船外実験プラットフォーム（EF）の組立

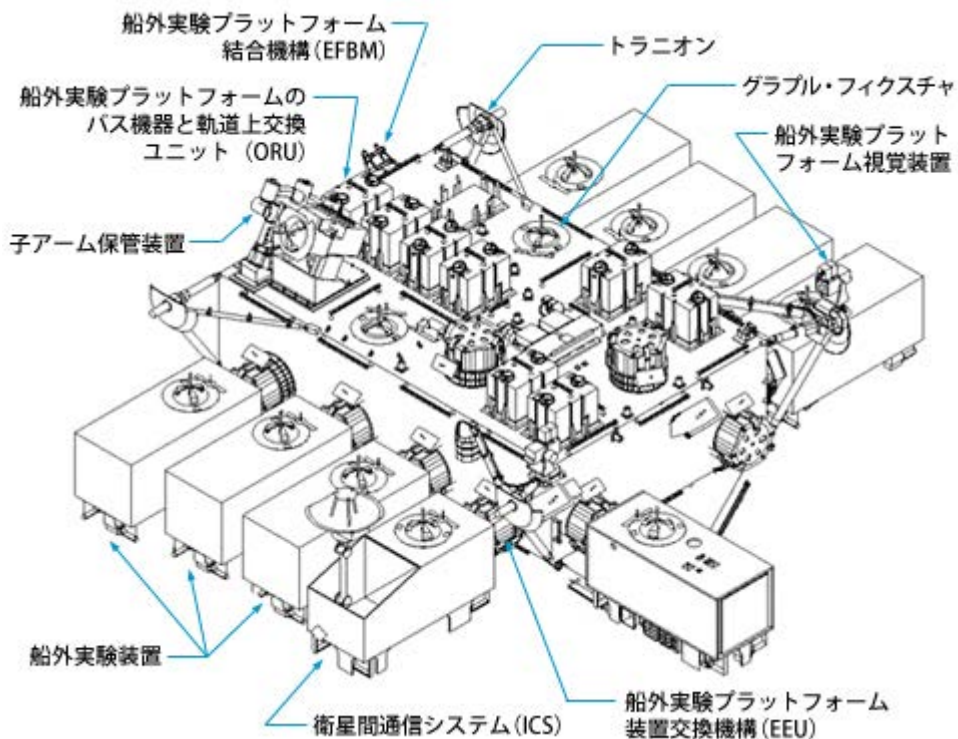
EF は微小重力、高真空等の宇宙曝露環境を利用して、科学・地球観測、通信・理工学・材料実験等を実施可能な多目的設備である（第 3 図参照）。「きぼう」第 3 便（フライ

ト 2J/A）にて 2009 年 7 月に打ち上げられ、その形状は長さ・幅約 5m の箱型で、重量は約 4t である。

EF の組立では、ELM-PS および PM の組立と以下の点が主に異なる。

A) 最終組み付け位置がスペースシャトルから遠方にあるため、取り外しから組み付けまでの作業範囲を 1 台のロボットアーム単独でカバーすることができない。

B) 結合機構が「きぼう」独自の機構であるため、CBM で確立した結合手法が利用できず、新たに結合手法を開発する必要がある。



第 3 図 船外実験プラットフォーム

#### (1) EF の組立シーケンス

A) に対応するため、EF の軌道上での組み立ては以下のシーケンスにより実施され

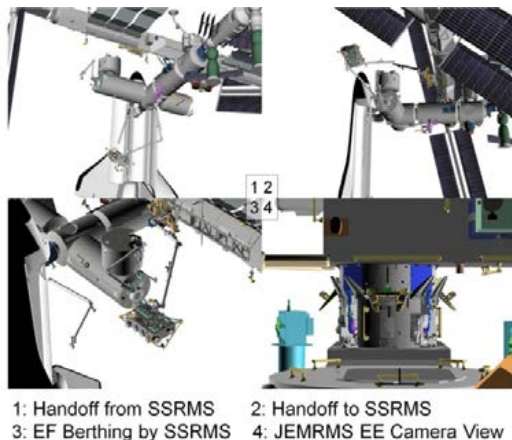
ることになった。

- ① SSRMS は EF をシャトルのカーゴベイから取り出し、SRMS へ一時引き



渡す（第4図の左上）。

- ② SSRMS が基部を入れ替える Walk-off を行い、自身の基部をシャトル近傍のハーモニーから ISS トラス上へと移す。
- ③ SRMS が EF を引き渡し易い位置へ姿勢変更し、SSRMS は EF を受取る（第4図の右上）。
- ④ SSRMS は EF を PM の取り付け位置へ位置決めする（第4図の左下）。



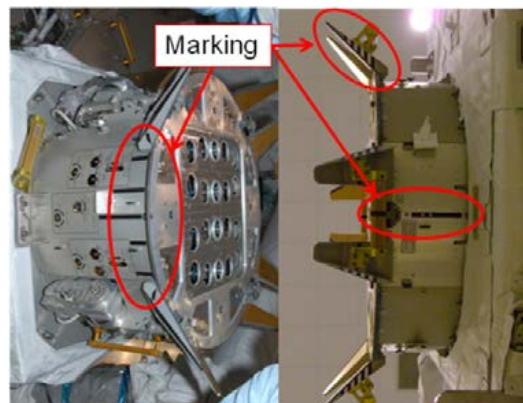
第4図 船外実験プラットフォームの  
組立順序

SRMS への一時引き渡しは、SSRMS の基部を替えて、EF の取り付け位置を SSRMS の作業領域に含めるように実施する。開発当初は SSRMS が EF を把持して、トラス上のレール移動により基部位置を変更する予定であったが、時間短縮および、トラス移動中の電力遮断のリスク回避のため、上記方式が採用されることとなった。

## (2) 船外実験プラットフォーム結合機構 (EFBM)

EF の結合には船外実験プラットフォーム

結合機構（EFBM：Exposed Facility Berthing Mechanism）が使われる（第5図参照）。EFBM は、Active 側が PM に Passive 側が EF に装備される。Active 側には捕獲範囲にある Passive 側を引き込み結合面を一致させる初期ラッチ、構造的にボルト締結する構造ラッチ、電気流体 QD を接合するアンビリカルラッチおよび、各ラッチの操作・制御装置から構成される。操作は IVA により行われ、電氣的異常に備えて、EVA にて駆動できるバックアップ機構を有する。



第5図 船外実験プラットフォーム結合機構写真  
(左：Active、右：Passive)

## (3) EVA-GCA のマーキング

B) に対応するため、NASA/CSA と協力しながら、安全・確実に組み立てできる方式を検討・開発してきた。開発当初には、ISS の組立手法として、計測用マーカを複数配置する SVS（Space Vision System）にて位置決め・RTL する手法が提案・実行されていた。

しかし、NASA の方針変更により、SVS は ISS の組立に段階的に使われないことになった。一方、SVS に替わって EVA-GCA



(EVA Ground Control Approach) 方式が提案・採用され、EF の組立の際にも、SVS から EVA-GCA へと方針転換された。

EVA-GCA は、結合面付近に EVA を配置して、EVA の指示により、接近制御を行う方式であり、EVA 実施中のみ取りうる方式である。後述する Force Fighting 対策として、EVA が相対位置を接近させて判定できるようなマーキングを設置した(第 5 図参照)。シミュレータを用いたクルーによる評価の結果、本マーキングを用いれば、並進残留偏差 1cm、角度残留誤差 0.6deg の範囲まで接近可能であることが確認できた。その後、打ち上げ前の運用準備の検討段階で、EF の取付には、A) で示したように、移設作業に時間を要し、EVA での実施時間が十分確保できない事態になることが判明した。そのため、「きぼう」やロボットアーム、ISS のカメラを駆使して、EVA に頼らずに IVA だけで、接近・RTL 判定を実施する方式に変更した。2008 年 11 月に、EFBM 周辺のマーキングおよび接触挙動を模擬した地上ダイナミクスシミュレータを用いて、若田宇宙飛行士等の実際に軌道上で操作するクルーにより、カメラ故障ケースを含めた評価を実施し、IVA だけで EF 結合の接近・位置決め・RTL が実施できる目処を得た。

#### (4) Force Fighting 対策

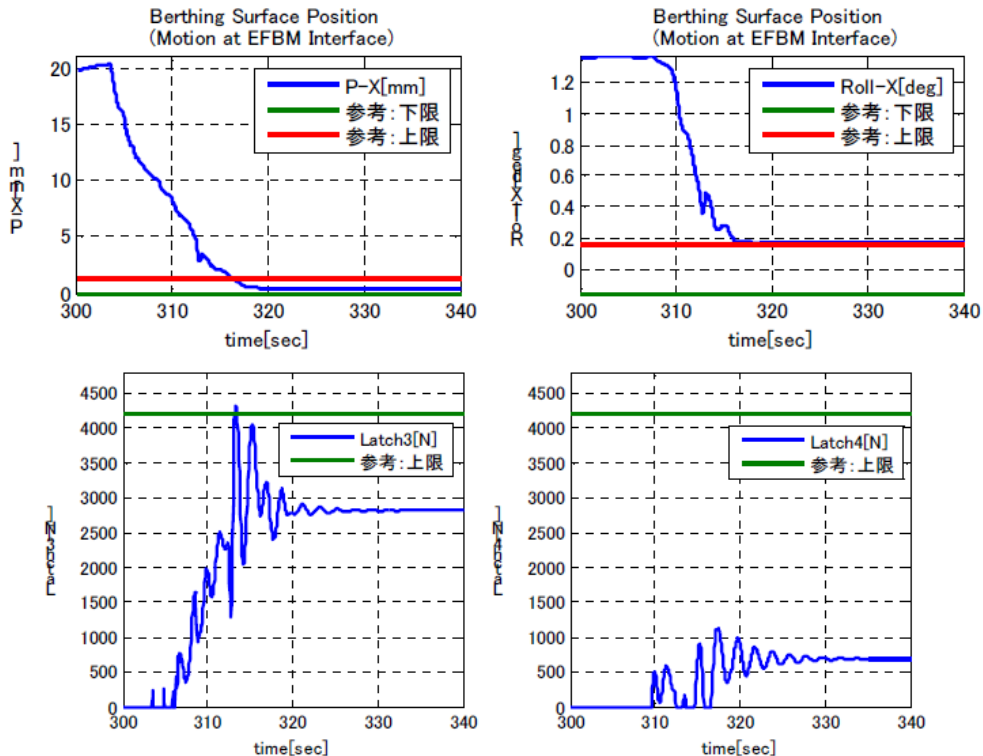
SSRMS と EFBM との協調運用は、4 本の初期ラッチ機構が EFBM の Passive 側を引き込むことから開始され、結合面を一致させることで完了する。EFBM の動作中には、SSRMS は EFBM の引き込みに従動するリンパ状態にする。しかしながら、初期ラッチ機構の操作開始後に、ISS あるいは SSRMS の異常により安全化してブレーキ状態にな

ると、ラッチ機構の引き込み力と SSRMS のブレーキ力とが拮抗して、EF が引き合う Force Fighting 事象が発生する。Force Fighting の最悪の事態は、SSRMS が把持する EF 上のグラップルフィクスチャや EFBM の初期ラッチアームが許容荷重を逸脱することである。

許容荷重の逸脱の有無を確認するため、(1) 解析環境の構築、(2) 解析条件の設定、(3) 解析の実施を行った。解析環境の構築では、EFBM のコンタクトモデルの構築を行い、NASA/CSA 側に提供した。コンタクトモデルは接触を模擬したソフトウェアモデルであり、Active 側と Passive 側の相対位置関係により接触力を発生する。また、機構の引き込みの動作および動作時の発生力を模擬している。本コンタクトモデルと SSRMS の動的モデルとを統合して NASA/CSA 側にて解析を実施した。

解析条件の設定では、ノミナル条件だけでなく、故障も模擬した解析条件の設定を行った。具体的には、4 本の初期ラッチアームのうち、任意の 1 本ないし、対角の 2 本のラッチアームが動作しない条件、および、SSRMS が安全化する条件につき、解析を実施した。

解析ケースは捕獲領域内の様々な初期ミスマライメントをランダムに 500 ケース選定し、すべての解析条件について解析を実施し、各種部位が許容荷重を満足するかを評価した。解析結果の例を第 6 図に示す。SSRMS が結合の最終段階(304 秒)で安全化すると、ロール軸補正(右上図)と同時期にラッチ#3 のアーム先端荷重が急激に増大(左下図)し、荷重逸脱となったケースである。



第 6 図 結合解析のシミュレーション結果の例

最終引き込み時の荷重逸脱は比較的短時間（10 秒以内）に発生するため、クルーが操作を停止する方策は採用できない。このような荷重逸脱に対応するため、様々な対処策を検討した結果、グラップルフィクスチャを把持するエンドエフェクタにて対策を実施することにした。本対策は、エンドエフェクタがグラップルフィクスチャを把持した後に、内部のスネヤワイヤーの張力を部分的に緩める処置である。

これらの対策により、機器の故障が結合操作の最中に発生したとしても、各部の許容荷重を逸脱することはなく、EF の組立が安全・確実に実施できることが確認できた。

### (5) 船外実験プラットフォーム (EF) の結合

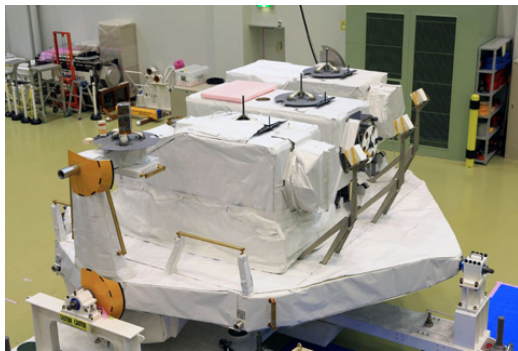
2009 年 7 月 19 日、若田宇宙飛行士による SSRMS の操作により、EF が接近し、RTL が確認された（第 7 図参照）。その後の EFBM との協調運用により、初期ラッチ機構等が正常に作動し、EFBM による EF の引込動作が完了し、EF の結合作業が完了した。



第 7 図「きぼう」カメラによる RTL の判定

#### 4. 船外パレット (ELM-ES) の取付・取外

ELM-ES は、船外実験装置や EF システム機器等を搭載し、EF への補給・回収、実験装置の移送を行うために開発された。「フライト 2J/A」では 3 体の船外実験装置を搭載して打ち上げられ (第 8 図参照)、EF に取り付けた状態で船外実験装置が EF に移設された後に、EF より取り外されて、シャトルに格納され、クルーとともに帰還する。ELM-ES は船外実験装置の搭載状態で 2.7t、搭載なしの状態で 1.2t である。

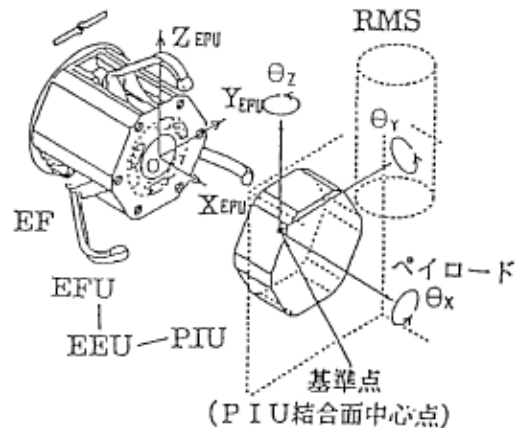


第 8 図 船外パレット

ELM-ES の取付の際には、ISS 左舷側の EF の最遠部に取り付ける必要がある。SRMS がシャトルカーゴベイから引き抜いた後、SSRMS への受け渡しを行い、SSRMS にて EF の結合ポートへの組み付けを行う。

ELM-ES の結合には装置交換機構 (EEU : Experiment Exchange Unit) が使われる。EEU は、EF 側に実装される EFU (Exposed Facility Unit) と ELM-ES や実験装置側に実装される PIU (Payload

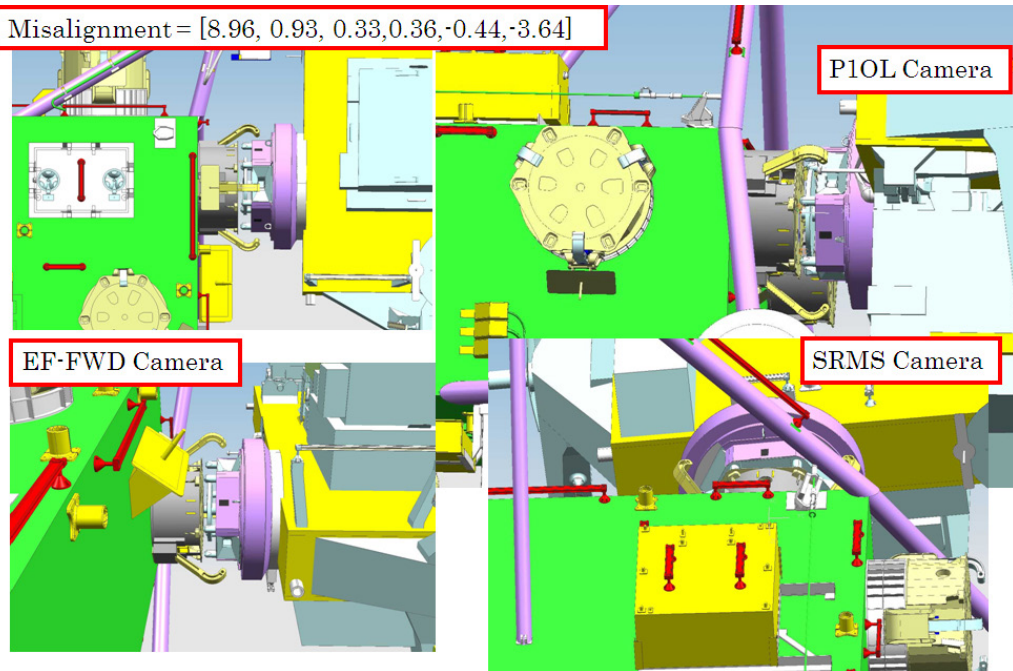
Interface Unit) とから構成される (第 9 図参照)。



第 9 図 装置交換機構の外観図

SSRMS により ELM-ES の PIU を EF の EFU に対して位置決め後、クルーにより RTL 判定を実施する。EVA 時間の短縮のため、EF の組み立て時と同様に、EVA-GCA による RTL 判定から、ISS のカメラを駆使して RTL を実施する方式に変更された。グラフィクスシミュレータを用いたクルーの評価により、RTL 判定可能であることを確認した (第 10 図参照)。

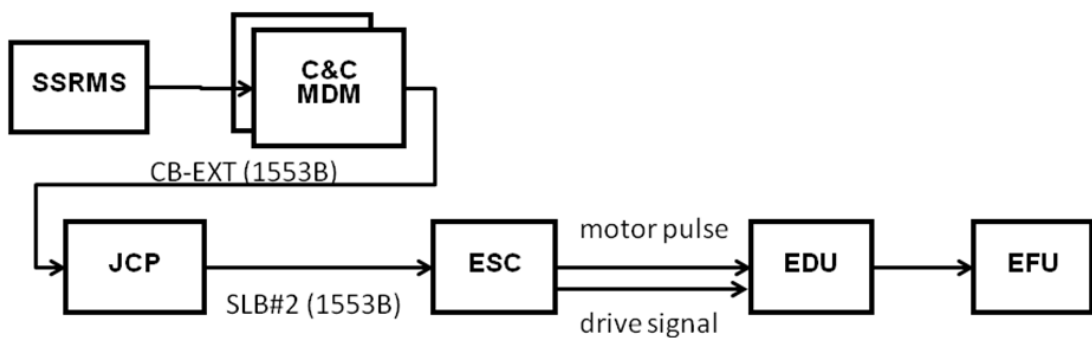
RTL 判定後の EEU の操作は IVA クルーにより実施される。EFU は捕獲範囲内にある PIU を引き込みながら機械的なミスアライメントを調芯するとともに、結合の最終段階において、電氣的・流体的結合も同時に実施する。EEU 動作の最中は、SSRMS は EEU の動きに従動するリンプにする。しかし、SSRMS が安全化のためにブレーキモードになると、EEU に従動できず、Force Fighting が発生する。



第 10 図 船外パレットの結合時のカメラ視野

ELM-ES の結合の際には、Force Fighting 事象が発生した場合、荷重逸脱に至る時間的余裕があったため、SSRMS の安全化を C&C-MDM (ISS の計算機) が検知すると EFU の緊急停止コマンドを発行するソフトウェアを実装する処置とした(第 11 図参照)。

さらに、2 故障を想定し、C&C-MDM が故障 (SSRMS は安全化) した場合でも、JCP (「きぼう」の計算機) が C&C-MDM の異常を検知して EFU を自動停止するプロシージャを実装した。



第 11 図 EFU の停止コマンド処理のブロック図

実際の運用は、SSRMS のクルー操作により、EF 取付の 3 日後に、ELM-ES を EF に取り付け、その 5 日後には EF から取り外した。ELM-ES を EF に接近させた際には、RTLを確認した後、EEU との協調運用により、ELM-ES を結合させた。また、Force Fighting 事象が発生しなかった。

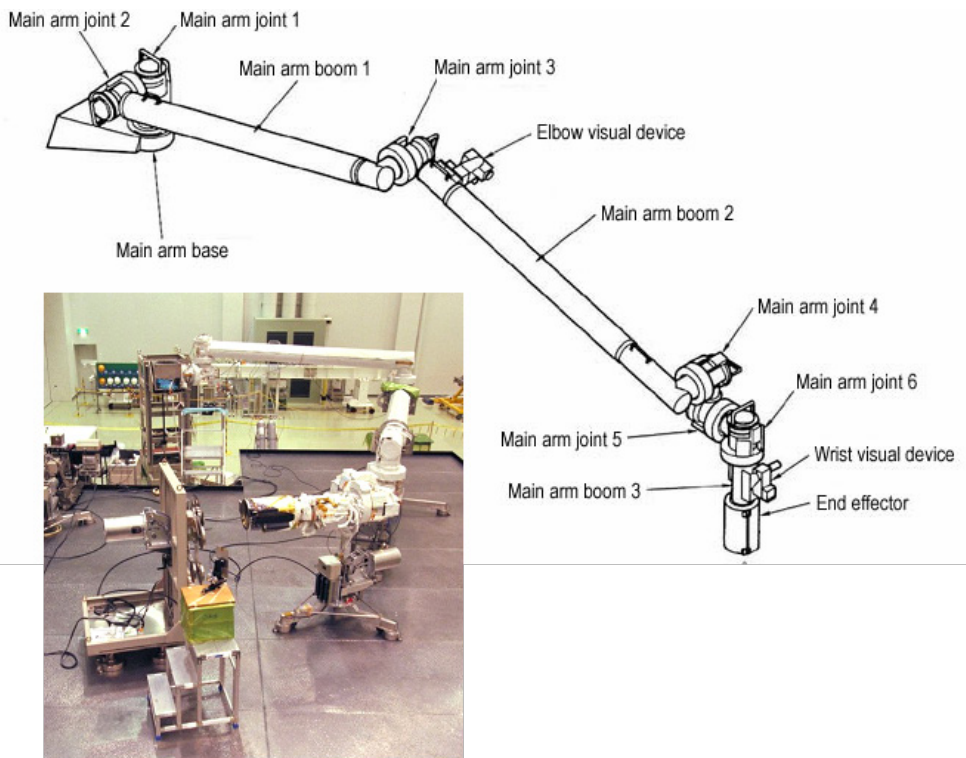
## 5. JEMRMS による実験装置の取付

### (1) ロボットアーム (JEMRMS) の概要

JEMRMS は船内クルーにより船外実験の支援作業を遂行するマニピュレータである。船外の実験装置を把持し空間上の任意の位置へハンドリング可能な 6 自由度を有する全長 10m・質量 780kg の親アーム (Main

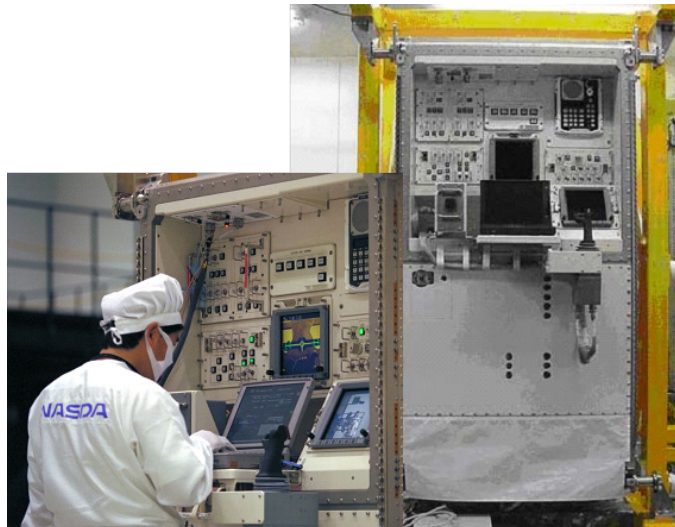
Arm、MA、第 12 図参照) と、並進・回転操作用の 2 種の操縦桿およびテレビモニタ・アーム制御装置等を組み込んだ操作卓 (第 13 図参照) とから構成される。

JEMRMS は PM に組み込まれて、2008 年 6 月に「フライト 1J」にて打ち上げ後、折り畳まれた JEMRMS を軌道上にて展開し、運用が開始できる運用待機姿勢へと移行した。さらに、2009 年 1 月までに JEMRMS のチェックアウト運用を段階的に完了させ、EVA 支援に活用する等本格的な運用の準備を整えた。2009 年 7 月には、「フライト 2J/A」に搭載された実験装置を移設する実運用、同年 9 月には、HTV に搭載された EP の取付・取外とその実験装置を移設する実運用を実施した。



第 12 図 きぼうロボットアーム (JEMRMS)





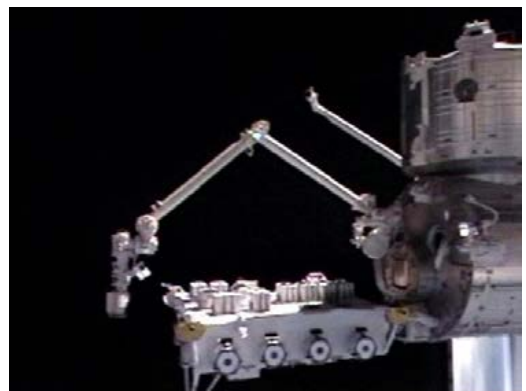
第 13 図 JEMRMS 操作卓の写真

## (2) JEMRMS による RTL

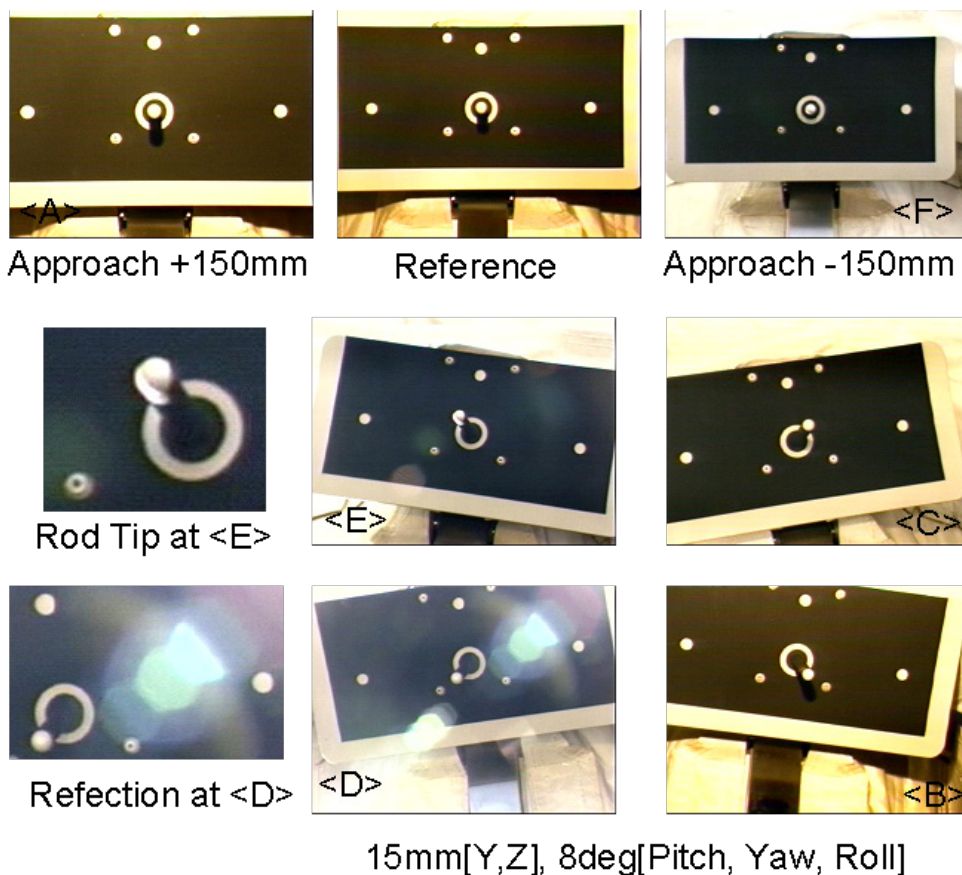
EF に取り付けられた ELM-ES および EP に搭載された実験装置は JEMRMS によって移設される。実験装置を移設の際に、最もクリティカルな運用は実験装置の取り付け操作である。JEMRMS による実験装置の取付では、結合機構の操作を開始するための RTL 判定が課題であった。RTL 判定を安全に行うため、画像計測および関節角度検出器の複数センサによる同時判定方式を採用した。また、判定時に確実に運用継続ができるように、実験装置の移設に先立って、EFU 近傍に設けたターゲットマーカ（以下マーカ）を視覚装置にて撮像し、撮像画像を地上にて画像計測して結合位置を事前に推定することとした。

実験装置を取り付ける数日前に、実験装置の結合位置の事前推定を実施した（第 14 図参照）。また、マーカを用いて EFU 位置を推定するためには、視覚装置のキャリブレーションが必要になる。視覚装置は打ち上げ前の地上試験にて、外界センサを用いてその内

部・外部パラメータを取得済みである。そのため、軌道上でのチェックアウトの際、マーカの画像を 7 方向の位置・姿勢から撮像（第 15 図参照）し、画像および画像を取得した時の JEMRMS の関節角度より、マーカの位置および視覚装置のパラメータを推定し、打ち上げ環境等によるパラメータ変動がないことを確認した。



第 14 図 EFU の位置推定実施中の写真



第 15 図 キャリブレーションに用いたターゲットマーカ画像

最初の実験装置（第 16 図参照）における RTL 位置では、画像系の通信回線がたまたま確保できない時間帯と重なったため、急遽、軌道上クルーにより画像マーカの特徴 4 点を指示してもらい、その特徴点より地上側での画像計測を実施する手順にて RTL 判定を行う等、通常とは異なる方式にて RTL 判定を実施したが、予定通り 1 日間（約 8 時間）で、3 体の実験装置の移設を完了できた（第 17 図参照）。また、HTV フライトの際には、2 体の実験装置の移設を予定通り実施した他、SSRMS と JEMRMS との間で EP の受取・受渡を実施し、JEMRMS により EF への EP の取付・取外を実施した。



第 16 図 JEMRMS による  
最初の実験装置の取り付け



第 17 図 実験装置 3 体取付後の  
船外実験プラットフォーム

合計 5 体の実験装置を移設後、EFU の結合位置を設計値と比較した結果、偏差が大きく、JEMRMS 基部と EF 取付部との間にオフセット偏差が生じていることがわかった。EFU の実結合位置をもとに、オフセット偏差を予測し、設計値と比較したのが第 1 表である。設計時に想定した上下限値を逸脱する箇所もあるが、予測誤差も考慮すれば、設計値の上下限付近に実結合位置あり、PM の与圧変形が主要因であることが推定される。

第 1 表 オフセット量の推定結果

|                  | EF Coordinates@RMS Coordinates |       |       |        |        |        |
|------------------|--------------------------------|-------|-------|--------|--------|--------|
|                  | X[mm]                          | Y[mm] | Z[mm] | R[deg] | P[deg] | Y[deg] |
| Design           | -20.3                          | -9.6  | 22.3  | -0.02  | -0.71  | -0.37  |
| Estimated Error  | 2.5                            | 1.6   | 3.9   | 0.00   | 0.08   | 0.06   |
| Max in Design    | -22.8                          | -11.1 | 18.5  | -0.02  | -0.79  | -0.43  |
| Min in Design    | -17.7                          | -8.0  | 26.2  | -0.02  | -0.63  | -0.31  |
| Estimated Offset | -28.1                          | -6.3  | 16.8  | 0.15   | -0.75  | -0.53  |
| Difference       | 5.3                            | 1.8   | 1.6   | 0.17   | ○      | 0.10   |

マーカを用いて EFU の結合位置推定を事前に取得しておかなければ、実験装置を把持した状態で本事象を知ることになり、補正量が予想以上に大きい(最大 10cm)ことから、視覚装置の故障の可能性も否定できず、実験装置の移設に予想以上に時間を要することになったと想定される。実験装置の位置を事前に推定しておくことは JEMRMS の運用面でも効果的であったと考えられる。

### (3) JEMRMS による Force Fighting

実験装置の取り付けに当たってのもう一つの課題は、Force Fighting である。JEMRMS における実験装置の結合動作においても、JEMRMS の異常によりリンプモードからブレーキモードに移行する際、Force

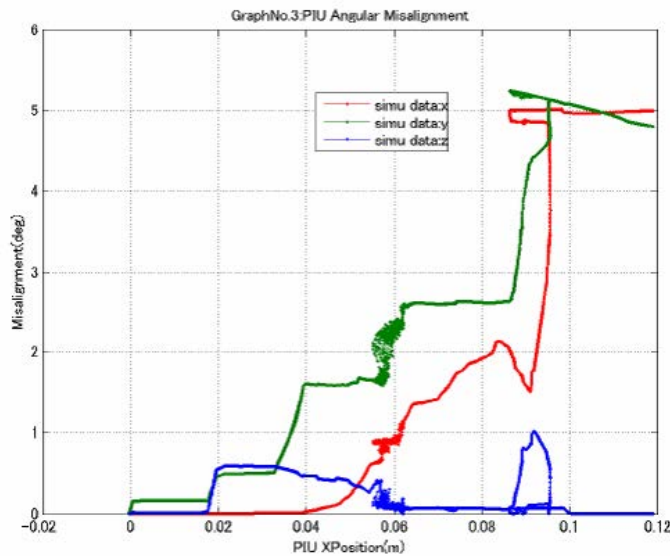
Fighting による荷重逸脱の有無をシミュレーション解析により確認した。EEU のコンタクトモデルと、JEMRMS のダイナミクスシミュレータとを連結・動作させる環境を整備した後、結合解析を実施した。

解析後の評価において、ブレーキが滑りながら、EFU が引き込みを継続する機構の挙動を確認した。特殊なケースを除き、JEMRMS がたとえブレーキ状態であっても、RTL 状態の標準的な実験装置を最初から最後まで引き込み、把持点荷重および JEMRMS の許容荷重を逸脱することはないことが確認できた。特殊なケースとは、EF 取付位置と反対側の遠方に取り付ける実験装置を結合する場合、コネクタ嵌合が開始さ

れる X 方向（横軸）40mm において、角度ミスマライメント（縦軸）が最大 1.7deg 残留し、コネクタ嵌合ができないケースがあった。しかしながら、JCP には JEMRMS のブレーキ移行により EFU の動作を自動停止するソフトウェアが実装されているため、実際

にこのような事象が発生することはない。

軌道上で得られた実データと同一条件にて解析したデータとを比較した結果、実データと解析データは一致し、解析手法の妥当性、実データの健全性を確認できた（第 18 図参照）。



第 18 図 結合解析結果の例（結合中の角度誤差の補正履歴）

## 6. まとめ

有人宇宙活動の中でも、国際宇宙ステーションの組立は、複数の船内・船外のクルーに係る重要な活動の一つである。本章では、「きぼう」の結合機構、ロボットアームに係る軌道上組立について、技術課題とその対策、実運用結果を報告した。船外プラットフォームおよび船外パレットの組立には日本で独自に開発した結合機構が使われる。宇宙ステーションアームとの協調運用においては、アームと結合機構とが互いに引き合う Force Fighting が課題であった。NASA/CSA と協

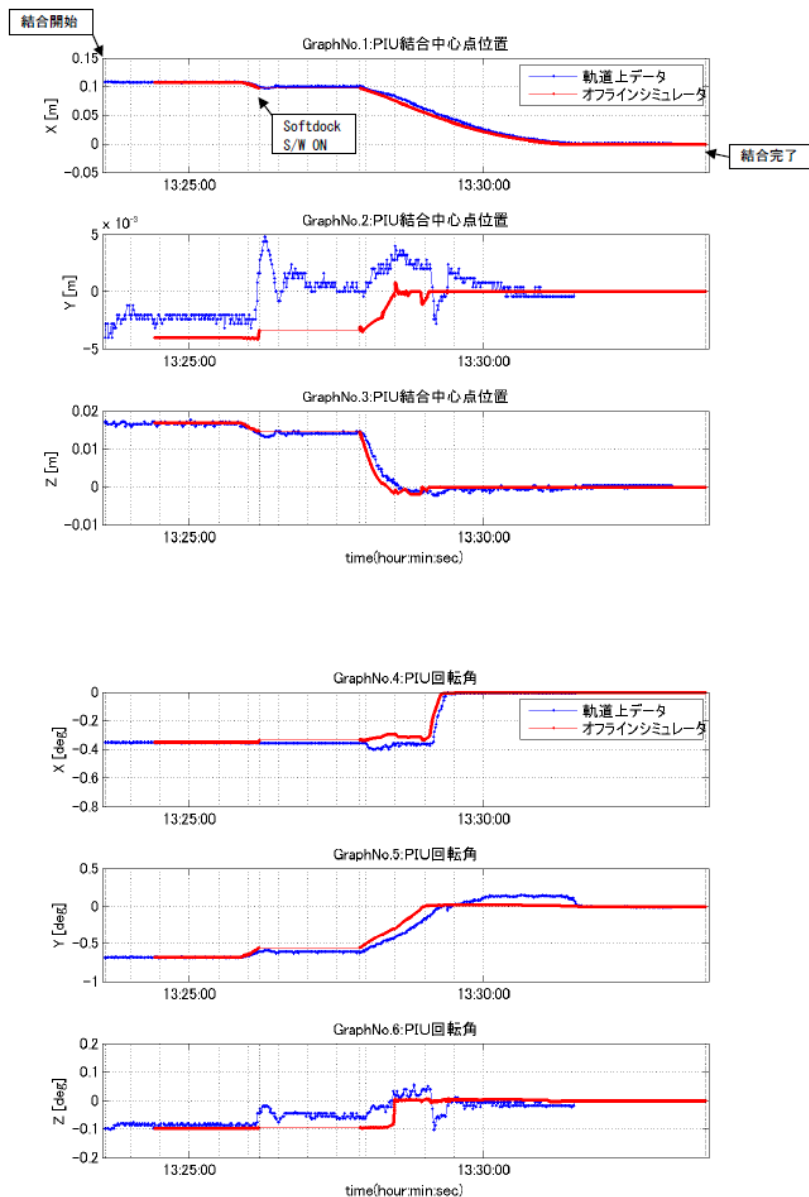
力し、結合機構へのマーキング追加、制御ソフトの変更、クルーによる接近操作評価、結合荷重解析評価等を繰り返し、安全・確実に組み立てできる方式を開発し、結合の実運用を完了した。

「きぼう」ロボットアームによる実験装置の取付では、結合機構の操作を開始するための RTL (Ready to Latch) 判定が課題であった。RTL 判定を安全に行うため、画像計測および関節角度検出器の複数センサによる同時判定を採用した。また、確実に RTL 判定を得るため、事前にキャリブレーションする方式を開発し、軌道上チェックアウトの



際に本方式の妥当性を軌道上にて確認した。これらの方式を用いて、これまでに船外実験プラットフォームへ5体の実験装置、および

曝露パレットの取り付け運用を完了した。第19図に曝露パレット結合時の時系列応答の実データの例を参考に示す。



第 19 図 曝露パレット結合時の時系列応答



## 第 12 章 「きぼう」 与圧系システムの開発成果

### ～船内実験室と船内保管室の構造系

#### 1. 序論

本章では、与圧系システムの船内実験室と船内保管室の構造系について説明する。

日本実験モジュール「きぼう」(JEM : Japanese Experiment Module) の構造体は軌道上運用時の各種荷重やスペースシャトルでの打上げ時の荷重に耐えるように設計している。また有人施設として軌道上では与

圧空間や隕石・デブリ防御の機能も必要である。要求に対して JEM の構造、特に、船内実験室(与圧部)がどのように設計・検証されているかについて、実例を含めて概説する。

#### 2. 各部構造概要

第 1 表に JEM 各構成要素の構造仕様の概要を示す。

第 1 表 JEM (船内実験室／船内保管庫) 主な構造仕様

|        | 船内実験室   | 船内保管室                            |
|--------|---|----------------------------------|
| 主構造様式  | <ul style="list-style-type: none"> <li>・アルミ・アイソグリッドパネル</li> <li>・溶接円筒構造</li> </ul>  |                                  |
| 主な構造材料 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・シリンダ部 : Al 2219</li> <li>・その他の部位 : Al 7075</li> <li>・トラニオンピン : ニッケル基合金 (INCONEL-718)</li> </ul> |                                  |
| 寸法 (m) | 外径 : 4.4<br>内径 : 4.2<br>長さ : 11.2   | 外径 : 4.4<br>内径 : 4.2<br>長さ : 4.2 |

#### 2.1 船内実験室 (または与圧部)

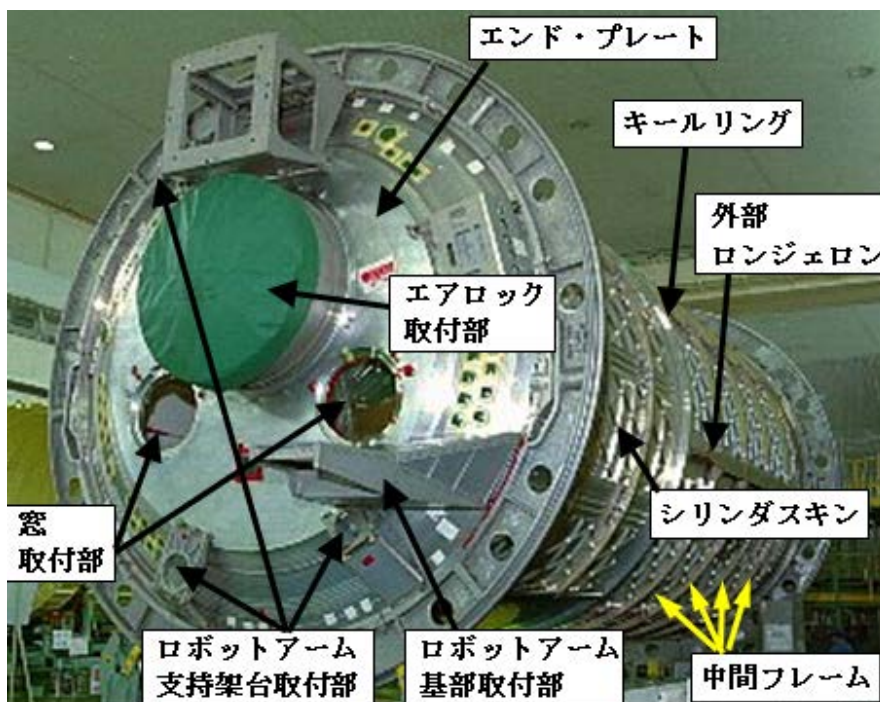
##### 2.1.1 1 次構造

第 1 図に船内実験室の主構造外観写真を、第 2 図に主構造概要を示す。船内実験室は、内径 4.2m でアルミ合金製のアイソグリッドパネル構造シリンダ部及び内部の搭載機器の荷重を支えるためのフレームから構成される。また、船内実験室支持荷重を適切に分散するために、シリンダ部左右舷に外部ロン

ジェロン (断面積の大きい縦通材) を取り付けている。シリンダ端部のエンドコーンは、国際宇宙ステーション (ISS: International Space Station) 側と結合される右舷エンドコーンとロボットアームやエアロックなどが取付けられる左舷エンドコーンがある。右舷エンドコーンは、モジュール共通結合機構の取付インターフェースから形状が定まる円錐形状となっており、左舷エンドコーンは、

機構系（エアロック、ロボットアーム、窓など）の構造取付の観点から、円錐とエンドプレートを組み合わせた形状を採用している（第2図）。左右舷の両シリンダ端部には、船内実験室の内圧及びスペースシャトル搭載時の荷重支持に十分な強度・剛性を有するエンドリングフレームが取り付けられている。また中間部のキールトラニオンが位置する部分にキールリングが取り付けられている。これら主構造は圧力容器を構成しており、気密性

の要求から溶接による一体構造となっている（シリンダ与圧壁厚さ 4.8mm）。このため、使用材料は軽量・高強度で、且つ溶接性にすぐれたアルミ合金 2219 材が採用されている。またスペースシャトルに搭載されて打ち上げ時の荷重を受ける構造には、より比強度の高いアルミ合金 7075 材が使用されている。シャトル結合部のトラニオンピンは、シャトル搭載の要求 1) により、ニッケル基超合金（インコネル）を用いている（第1表）。



第1図 船内実験室の主構造概観<sup>8)</sup>

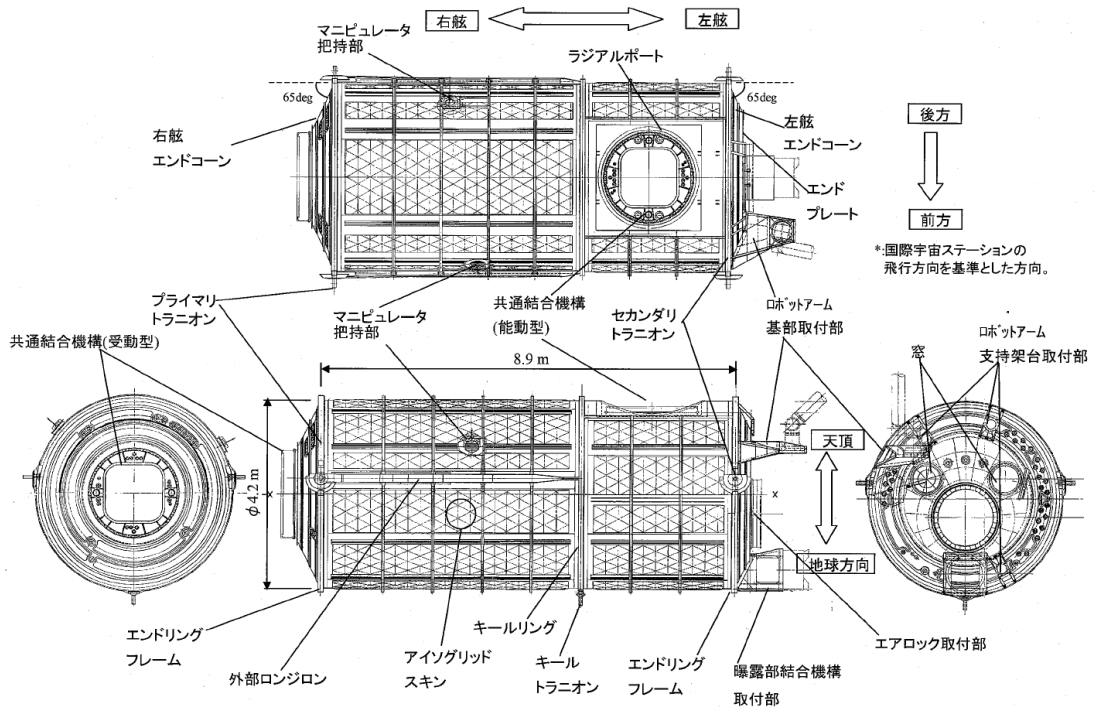
（注記）上下逆に支持された状態である。

## 2.1.2 2次構造

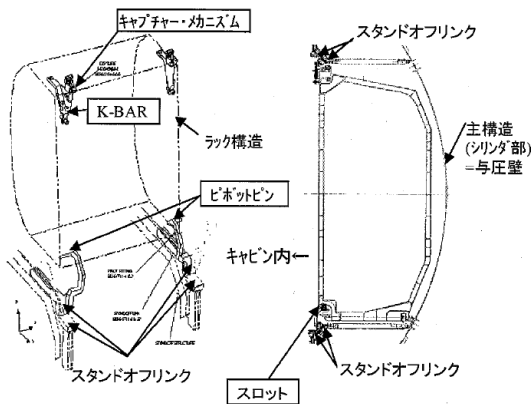
### 2.1.2.1 隕石・デブリ防御構造（バンパ）

主構体の周囲はバンパと呼ばれる厚さ 1.27mm のアルミ板からなる隕石・デブリ防御構造で覆われている。ISS の進行方向には

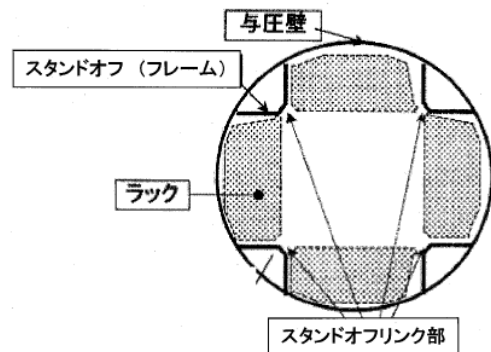
ケブラーなどで構成されたスタッフィングと呼ばれる繊維材をバンパ裏面側に、2 段目バンパとして追加して防御性能を向上させている（3.4 項参照）。



第2図 船内実験室主構造構成(2次構造である隕石・デブリ防御構造を取り外した図)<sup>8)</sup>



第3図 軌道上でのラック取付概要<sup>8)</sup>



第4図 ラック取付概要(モジュール断面)

### 2.1.2.2 ラック取付構造

ラック取付構造とは、電力機器、熱・環境制御機器、通信制御機器、軌道上実験装置(実験ラック)、ワークステーション、ロボット・

コンソール及び保管ラックというシステム機器をラック単位で組み込んで船内実験室壁に取り付ける構造である。船内実験室には総数23個のラックが取付可能である。

軌道上でのラック構造取付の概要を第 3 図、第 4 図に示す。打ち上げ時には、打ち上げ荷重に耐えるために、ラック前面上部と後面下部の四隅に 2 本づつ設けられた固定ピンが船内実験室内の受け金具と結合される。軌道上では、クルーによるラック交換作業を容易にするために、打ち上げ用拘束を解除し、新たにラック前面上部に取り付ける 2 本のピン（K-BAR）とキャビン内受け金具（キャプチャー・メカニズム）を結合し、ラック前面下部のスロットに 2 本のピボットピンを差し込むことで結合・固定される。

このように取付状態を打ち上げ時と軌道上で換装することにより、軌道上の船内実験室内のクルーは上部結合を手動で解除し、下部のピボットピンを中心にラックを動かすことで、保全作業のためにラックを容易にキャビン側に倒すことができる。但し、ラック下部の接続ケーブル類の長さに注意が必要であり、軌道上実装と異なる古い図面によってラックチルト解析を行い、その結果に基づきケーブルを接続状態のままでラックチルトした結果、ケーブルに大きなテンションを掛けてしまい破損したケースがある。

ラックのモジュールへの取付インターフェースは国際標準実験ラック（ISPR：International Standard Payload Rack）の規格要求により標準化されている。

### 2.1.2.3 機構系などの取付構造

右舷エンドコーンとラジアルポートには国際宇宙ステーションのモジュール共通結合機構とハッチを有する。左舷側のシリンダ端には、2 つの窓組立、ロボットアームの取付部船外実験プラットフォームとの結合部である曝露部結合機構、及び船外実験プラットフォームへ実験装置や試料の出し入れを行うエアロックがある。船内実験室はロボットアームを取り付けた状態でスペースシャ

トルで打ち上げられた。

## 2.2 船内保管室（または補給部与圧区）

船内保管室は、船内実験室と同じく内径 4.2m のアルミ合金製アイソグリッドパネルの溶接構造により構成される（第 1 表）。軌道上では船内実験室上部にモジュール共通結合機構により結合される。船内実験室と同様に隕石・デブリ防御のためのバンパ構造を持つ。また、船内保管室にも、8 個のラックが取り付け可能である。シャトル打上重量制約より、船内実験室では一度に運べないラック 8 個を船内保管室に搭載して、「きぼう」の第 1 便としてスペースシャトルで打上げられた。

## 3. 設計要求と設計検証概要

JEM 構造には、スペースシャトルに搭載されるペイロードとしての要求 2) と有人施設としての要求がある。主な設計要求 1)、3) としては、質量／質量中心、荷重、剛性、強度、隕石・デブリ防御／断熱性能、寿命、及びエンベロープ（シャトルカーゴベイとのクリアランス）がある。以下ではこれらの内いくつかの設計要求を JEM 構造開発、主に船内実験室においてどのように設計に反映し、検証されているかについて概説する。

### 3.1 質量／質量中心

スペースシャトルの打ち上げ性能から、ペイロードには上限質量が割り当てられている、さらに、打ち上げ時や緊急帰還時におけるシャトルの姿勢制御性や空力安定性確保のために質量中心位置も制限されている。

JEM にはスペースシャトルによる 3 回のフライトに対して質量が配分されている。JEM 構造設計においては、2 項で説明した

ように主として軽量で且つ高い強度を有するアルミ合金を使用し、軽量化を図っている。

各モジュールの質量／質量中心は製造時や出荷時に計測されており、これらのデータに基づき、実験装置や各種機器を搭載した打ち上げ形態での質量／質量中心位置を解析し、検証している。射場であるケネディ宇宙センター（KSC：Kennedy Space Center）でもスペースシャトルカーゴベイ搭載前に、最終的な質量／質量中心計測を実施し、要求範囲内であることを確認した。

### 3.2 荷重

JEM 構造は自重を支えるとともに搭載している実験装置や機器からの荷重に耐える必要がある。これらの荷重には大きく分けて、a) スペースシャトルによる打ち上げ飛行時に負荷されるもの、b) 軌道上で負荷されるものの 2 つがある。以下の項では、この両者について説明する。

#### 3.2.1 スペースシャトルによる打ち上げ飛行荷重

##### 3.2.1.1 打ち上げ時／着陸時の過渡振動

シャトル打上時／非常着陸時の荷重は、スペースシャトルの構造数学モデルに打上モジュールの構造数学モデルを結合し、シャトルの外力条件を入力とする過渡振動応答解析（柔結合解析：CLA=Coupled Load Analysis）を行い算出している。算出された設計荷重に対して、静荷重強度試験による確認を実施している。

また柔結合解析に使用する構造数学モデルの検証のためにモード試験を実施し、構造数学モデルを試験結果に対して合わせ込むこと（コリレーション）が求められている。このため JEM の各構成要素についてモード試験を実施した。

##### 3.2.1.2 準静的加速度及びカーゴベイの熱・圧力変形

スペースシャトルの上昇／下降時には、機軸方向の加速度と共に、ウインドシア（風速の高度変化）によりピッチ／ヨー方向の加速度が負荷される。また同時にスペースシャトル・カーゴベイの熱変形およびシャトル上昇に伴うカーゴベイ内与圧変形により結合部であるトラニオンを通してシャトル搭載ペイロードに荷重が負荷される。打ち上げ時／着陸時と同様に、スペースシャトル構造数学モデルに JEM 構造数学モデルを結合し、トラニオン部などで、これらの荷重を評価している。

##### 3.2.1.3 カーゴベイ内音響

スペースシャトル打ち上げ時にはメインエンジンや固体ロケットからの噴流による音響がカーゴベイ内のペイロードに負荷される。主構体に対しては問題にならないが、音響の影響を受けやすい搭載機器やその取付構造に対しては、上記カーゴベイ内音響により励起されるランダム振動荷重を考慮して設計を行っている。また JEM 構造の開発においては、音響試験を実施し、機器に負荷されるランダム振動環境の測定を行っている。

#### 3.2.2 軌道上荷重

##### 3.2.2.1 振動／衝撃荷重

軌道上振動／衝撃荷重としては、国際宇宙ステーションへ、プログレス無人貨物船がドッキングする際に生じる衝撃荷重、宇宙ステーション運用時に軌道高度を上げるために増速（Re-boost）する際の加速度荷重及び宇宙飛行士の船外活動（EVA：Extravehicular Activity）によるキック荷重などが存在する。JEM 構造においてはモジュール共通結合機構、曝露部結合機構及び装置交換機構などに



加わるこれらの結合部荷重やエンドコーン構造に対してこれらを考慮した設計を行い、強度試験を行っている。

### 3.2.2.2 圧力荷重

軌道上では船内実験室および船内保管室内は1気圧に保たれており、船外との間に差圧が生じる。

船内実験室の開発においては、強度試験用の供試体を用いて降伏圧力で有害な変形を生じないこと及び破壊圧力で破壊しないことを確認している。またフライトモデルに対してプルーフ圧力を負荷し強度が確保されていることを確認している。

## 3.3 剛性

JEM 構造には様々なインターフェース規定からの剛性要求が存在する。

スペースシャトルの飛行制御の観点から、スペースシャトル搭載形態での最低次の固有振動数が規定されている。JEM 構造は打ち上げ形態でトラニオンが支持された状態で上記要求を満足できるように設計されている。また JEM は軌道上でスペースシャトルあるいは宇宙ステーションのマニピュレータにより組み立てられる。このためマニピュレータとの結合部である把持部（GF：Grapple Fixture）と呼ばれる部位を支持した状態での最低次固有振動数も規定されている。これらの部位についてはチタンなどの高剛性材料を使用するなど、剛性を配慮した設計を行っている。

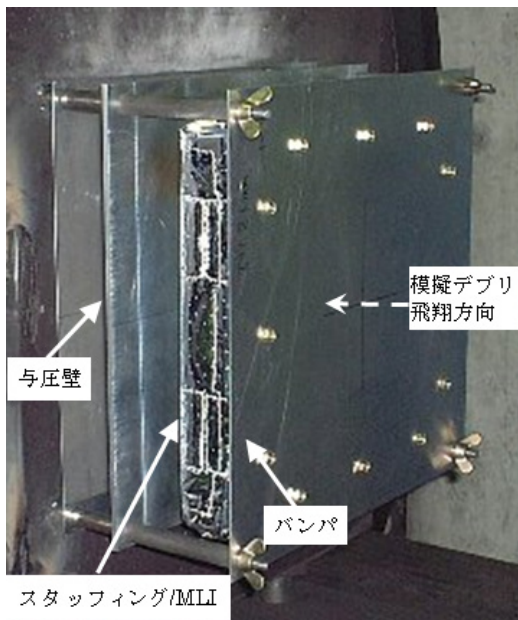
このほか機器搭載構造に対しては最低次固有振動数が 35Hz 以上になるように設計を行っている。スペースシャトル搭載時の最低次固有振動数はモード試験の結果をもとに解析で確認を行っている。

## 3.4 隕石・デブリ防御／断熱

JEM は有人宇宙施設であり、隕石・デブリの衝突／貫通による構造破壊や急減圧から搭乗員を保護する必要がある。このため船内実験室および船内保管庫に対しては隕石・デブリ防御の要求が非貫通確率（PNP：Probability of No- Penetration）という形で与えられている。これは10年間宇宙ステーションを運用した場合に隕石・デブリにより与圧壁に貫通穴が生じない確率を規定したものである。宇宙ステーション全体の安全性を考慮し、船内実験室および船内保管室を合わせた非貫通確率要求は0.9738以上と規定されている。

隕石・デブリ防御のために船内実験室および船内保管室は2項で述べたように隕石・デブリ防御構造が実装されている。バンパ構造には Whipple Bumper と呼ばれるバンパ／与圧壁と、 Stuffed Whipple Bumper と呼ばれる Whipple Bumper にケブラー（アラミド繊維）と Nextel（セラミック繊維）からなるスタッフィング部材を追加し防御性能を向上させたものがある。両タイプのバンパの内側には、モジュールの断熱性能向上の為に、バンパ／与圧壁間に多層断熱材（MLI：Multi Layer Insulator）が設置されている。これらバンパの設計は、秒速3～7kmの模擬デブリをバンパ／与圧壁供試体に衝突させる試験も実施しその性能を評価している<sup>4)～6)</sup>。

第5図に Stuffed Whipple Bumper 供試体を示す。



第 5 図 バンパ／与圧壁供試体<sup>8)</sup>

### 3.5 寿命

ステーションの運用は 10 年が計画されているが、構造に対しては 15 年の寿命が求められている。寿命を評価するには打ち上げ荷重および軌道上荷重だけではなく、地上での輸送時、ブルーフ試験時の荷重を考慮することが必要である。NASA 提供の亀裂進展解析コード FLAGRO<sup>7)</sup> を用いて寿命を解析評価し、要求を満足することを確認している。

### 3.6 エンベロープ

JEM 構造に対するエンベロープ要求としては、

- スペースシャトルカーゴベイに対するもの
- ロボットアームに対するもの
- 船内実験室内壁と実験ラック間などが挙げられる。いずれも干渉を避けるためのものであり、JEM 構造設計時にはこれらを考慮して設計を行ってきた。JEM では

早期に外部エンベロープ要求を製造図面に盛り込むとともに、3 次元 CAD モデルを作成し NASA に提示して、前述 CLA により変位を算出し、干渉解析を行ってきた。特にスペースシャトルカーゴベイとペイロードの厳しい規定クリアランスを確認するために、船内実験室および船内保管室については実機ハードウェアの 3 次元寸法計測を実施し、詳細クリアランス評価に供した。

## 4. 主な苦労した点

船内実験室の開発にて苦労した主な点につき、最近の事例を以下に示す。尚、船内実験室の構造開発時に解決したその他の主要課題は、参考文献<sup>8)</sup>に示されている。

### 4.1 NASA とのインターフェース

3.2.1.2 項に示したように、JEM 構造数学モデルの必要情報を NASA に提出し、NASA でスペースシャトル構造数学モデルに JEM 構造数学モデルを結合し、トラニオン部などでの荷重が算出されそれを、日本側でも評価するという流れであるが、NASA 側スケジュール都合で、こちらの望む時期になかなか結果が出てこない時もあり、MHI から JAXA を通じて適宜、強力にフォローした結果、丁度良い時期にアウトプットが出てくることが再三あり、国際プロジェクトの難しさを知らされた。この事象は、スペースシャトルとのインターフェースに限らず全般的に該当することであった。

### 4.2 窓組立

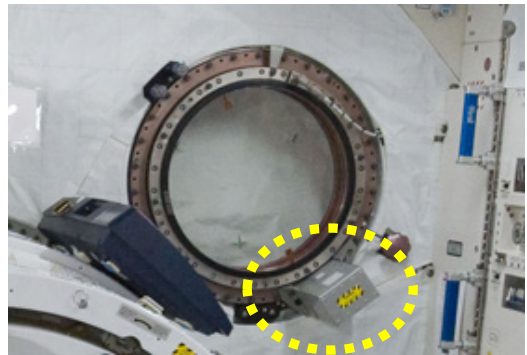
船内実験室の左舷エンドコーン部には 2 つの窓組立が取り付けられている (2.1.2.3 項)。この窓組立は、国際宇宙ステーション (ISS) に先に結合されている米国実験モジ

ジュール(US-LAB: United States Laboratory Module) の窓組立と基本的に同じ ISS 共通品で、米国製造メーカからの購入品である。源泉の図面や取扱要求・手順文書は英文であるため、微妙なニュアンスが分かりにくいところについては、米国製造メーカに何度も確認し、最終的には射場であるケネディ宇宙センター(KSC)で直接説明も受けて理解に齟齬の無いことを確実に確認した上で、船内実験室に取付けた。

尚、参考までに、第7図の写真中に見える窓組立の脇に取り付いている四角の箱状構造物は、「窓フレキ配管保護ボックス」と呼ぶ後付けしたものである。これは、既存のUS-LABの窓組立で構成部品であるフレキ配管をクルーが誤ってハンドレールのように掴んだことで漏洩が発生する可能性があったため、掴むことのないように箱でカバーしたものである。US-LABでは部品を軌道上に打上げて軌道上でクルーにより組み立てて取付けたが、船内実験室では、US-LABからの展開情報があったために、事前に新たに設計製作し、打上前に、ケネディ宇宙センター(KSC)にて取付けた。



第6図 船内実験室の窓からの眺め



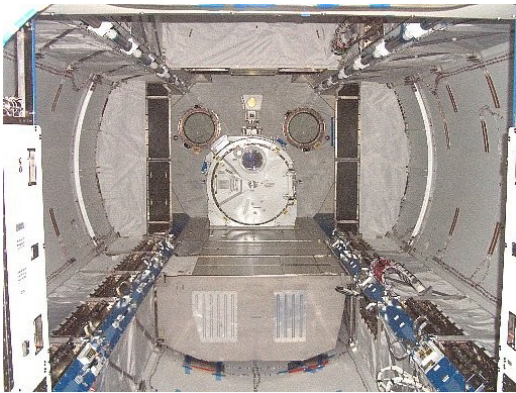
第7図 窓フレキ配管保護ボックス

#### 4.3 スタンドオフリンクの位置精度

船内実験室、船内保管室ともにラックを搭載し打上げて、軌道上でのクルー作業のためにラック取付状態を換装する(2.1.2.2及び第3図参照)。モジュール内におけるラック取付インターフェースについては、NASAの要求文書により、隣接ラックインターフェース間距離や平面度などの位置精度が要求されている。位置精度は隣接ラック間の相対関係で規定されるため、連鎖的に全てのラック箇所でも要求を満足しなければならず、その位置調整には苦労を要した。大型溶接構造物では、溶接による微小な熱歪(変形)が存在し、また軌道上での圧力・熱変形も考慮しなければならない。それらを整理評価した上で、各ラック箇所のスタンドオフリンク(第3図、第4図参照)はその場所毎に個別にシムとともに最適な位置調整を実施し取付けた。しかし、位置精度を調整し取付けた後、その後の作業干渉回避のために、取付けたスタンドオフリンクとシムはセットで取り外しておく必要があった。従って、その後の日本からKSCへの輸送や機体内作業の影響などを受けていないことを確認するために、地上では打上直前に最終取付けを実施する前段階に再度スタンドオフリンクとシムをそれぞ

れの場所に取り付けて位置精度確認を実施し、問題無いことを確認した。

そして、船内保管室に搭載されて先の便で打ち上げられた8個のラックが、クルー作業により、問題なく船内保管室から取り外され運ばれて船内実験室に取り付けられた（第8図、第9図）。この際、TKSCの管制室からのラック起動によって「きぼう」ロボットアームの温度データ確認を行うため、ロボットアーム・コンソール（操作卓）が最初に移設された。



第8図 船内実験室の地上での最終状態



第9図 船内実験室の軌道上でのラック取付後状態

2012年12月現時点において、船内実験室には、細胞実験ラック、流体実験ラック、勾配炉ラック、多目的実験ラックの4台が搭載され、運用中である。

## 5. まとめ

開発開始から二十数年かかったJEM、「きぼう」の与圧モジュールである船内保管室と船内実験室であるが、現在、軌道上で順調に運用されている。

スペースシャトル搭載時の荷重としては最も厳しいメインエンジン点火、固体ロケット着火などのタイミングを問題なく終え、また、軌道上で国際宇宙ステーション（ISS）に結合後、船内保管室から船内実験室へのラックの移設もクルーにより難なく完了できたことは、入念な検証の成果である。また機体製造時には多くの苦労があった窓組立については、その窓組立からの地球の眺めがJAXA/NASAのホームページで公開されて、多くの人々に美しい地球の姿を伝えている。

また、「きぼう」で獲得した与圧構造技術も生かして開発したHTV（H-II Transfer Vehicle）も、H-IIBロケットによる2009年9月11日の初打ち上げ以降、2012年7月のミッションに至るまで連続して成功裏に終わっている。今後は、「きぼう」やHTVで培った技術を絶やすことなく技術蓄積・継承して、将来の有人宇宙活動の発展に尽力していく。

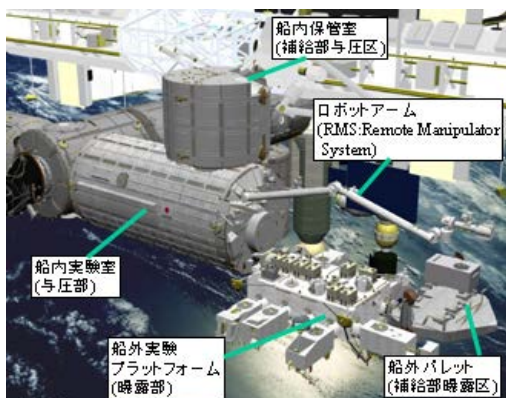


## 第 13 章 「きぼう」 与圧系システムの開発成果

### ～管制システム

#### 1. 序論

日本実験モジュール「きぼう」(JEM : Japanese Experiment Module) は、2008 年 2 月に船内保管室が、2008 年 6 月に船内実験室が、それぞれ打上げられ、軌道上にて国際宇宙ステーションに取り付けられ、宇宙服無しで活動できる空間(与圧空間)を提供している。与圧系システムとは、これら船内実験室と船内保管室のシステムを指し、電力系、熱制御系、環境制御系などのサブシステムを提供している。管制システムはそのサブシステムの一つとして、地上運用管制システム、宇宙ステーション(ISS)全体の管制ソフトウェア、クルーからの指示に基づき、「きぼう」システム、サブシステム、機器、ペイロードの監視／制御を行う。



第 1 図 「きぼう」構成(与圧システムは  
船内実験室・船内保管室から構成)

本章では、与圧系システムとして開発した、管制システムの主要機器である管制制御装置のソフトウェアとシステム・ラップトップ・ターミナルのソフトウェアを中心に、管制システム機能および、検証として実施した試験について説明し、開発の成果を報告する。

#### 2. 「きぼう」管制システム概要

##### 2.1 管制システム構成

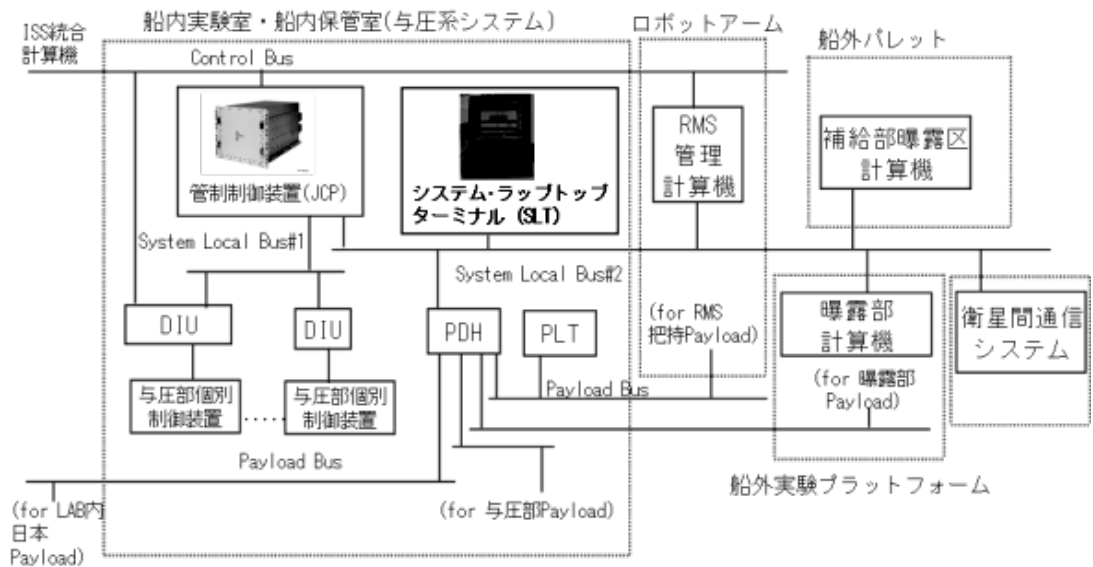
「きぼう」の管制システムは、以下の計算機とそのソフトウェア(含むファームウェア)、およびそれらを接続するバスによって構成される。

- (1) 管制システムの中核となる管制制御装置(JCP)
- (2) クルーとのインターフェースを司るシステム・ラップトップ・ターミナル(SLT)
- (3) 船外実験プラットフォーム、船外パレット、衛星間通信装置、ロボットアーム等の各部計算機／各サブシステムの制御を司る制御装置
- (4) ペイロード運用をサポートする実験データ処理装置(PDH)、ペイロード・ラップトップターミナル(PLT)
- (5) 計算機間の通信を司るデータ・インターフェース・ユニット(DIU)

管制システムは、これら多様な計算機・ソフトウェア間及びISS統合計算機・ISS管制ソフトウェアとインターフェースを取りながら機能を分担し、各々固有な特性を持つ「きぼう」の末端ハードウェア機器すべてをモニタ・制御して、「きぼう」全体として整



合の取れた、統合監視制御を行うシステムである。



第 2 図 「きぼう」 管制システム構成

## 2.2 管制システム機能

ここでは与圧系システムの構成品であり、管制システムの中核機器である管制制御装置ソフトウェアが実行する処理と、クルーとインターフェースを行うシステム・ラップトップ・ターミナル・ソフトウェアの処理を中心に、管制システムの主要な機能を示す。

### (1) モード管理・制御

管制制御装置ソフトウェアでは「きぼう」全体でのモード(JEM モード)を管理する。JEM モードは第 1 表に示す 4 つのモードからなる。

管制制御装置ソフトウェアは JEM モードが宇宙ステーション全体のモード(ISS モード)に整合する様に、ISS モードに合わせて JEM モードを遷移させ、JEM モード遷移のコマンドに対しては遷移先のモードが ISS モードで許可される場合のみコマンドを受け付ける。ISS モードと JEM モードの対応を第 2 表に示す。

第 1 表 JEM モード定義

| JEM モード <sup>*</sup> | モード <sup>*</sup> 定義  |
|----------------------|--|
| スタンダート <sup>*</sup>  | ロボティクスを除く実験支援が可能なモード <sup>*</sup>                                      |
| ロボティクス運用             | ロボティクスを含む実験支援が可能なモード <sup>*</sup>                                      |
| スタンバイ                | 実験支援を禁止して、最小限のシステムで運用するモード <sup>*</sup>                                |
| 隔離                   | 実験支援を禁止し、「きぼう」の与圧環境が保証されないモード <sup>*</sup><br>ISS と「きぼう」の間のハッチは閉じられている |

第2表 ISSモードとJEMモードの対応

| ISSモード \ JEMモード | STANDARD | REBOOST | MICROGRAVITY | SURVIVAL | PROXIMITY | ASSURED | EXTERNAL OPS |
|-----------------|----------|---------|--------------|----------|-----------|---------|--------------|
| スタンダード          | A        | A       | A            | NA       | A         | A       | A            |
| ロボットイクス運用       | NA       | NA      | NA           | NA       | NA        | NA      | A            |
| スタンバイ           | A        | A       | A            | A        | A         | A       | A            |
| 隔離              | A        | A       | A            | A        | A         | A       | A            |

(凡例) ISSモードに対し、JEMモードが

A: 許容される NA: 許容されない

また、JEMモードの下にTHC系（環境制御系）動作モード、FDS（火災検出消火）動作モード、TCS系（熱制御系）動作モード等を持ち、各モードで実行できるコンフィギュレーションを制約している。JEMモードと各系統の動作モードの対応を第3表に示す。

第3表 JEMモードと各系統の動作モード

| JEMモード    |         | スタンダード | ロボットイクス運用 | スタンバイ | 隔離 |
|-----------|---------|--------|-----------|-------|----|
| 各系統動作モード  |         |        |           |       |    |
| THC系動作モード | ノーマル    | A      | A         | A     | NA |
|           | マニュアル   | NA     | NA        | A     | A  |
| FDS系動作モード | 火災検知    | A      | A         | A     | NA |
|           | 自動隔離    | A      | A         | A     | NA |
|           | マニュアル   | A      | A         | A     | A  |
| TCS系動作モード | 2WCL    | A      | A         | A     | A  |
|           | A系1WCL  | A      | A         | A     | A  |
|           | B系1WCL  | A      | A         | A     | A  |
| ELM・PSモード | スタンダード  | A      | A         | A     | NA |
|           | スタンバイ   | A      | A         | A     | A  |
|           | 隔離      | A      | A         | A     | A  |
| 曝露部動作モード  | ノーマル    | A      | A         | NA    | NA |
|           | ミッション停止 | A      | A         | A     | A  |
|           | マニュアル   | A      | A         | A     | A  |
| RMS部動作モード | ノーマル    | NA     | A         | NA    | NA |
|           | スタンバイ   | A      | A         | A     | A  |

(凡例) A: 許容される NA: 許容されない

## (2) シーケンス実行機能

管制制御装置ソフトウェアでは予め自動シーケンスをファイルに定義して、コマンドによって実行することができる。シーケンスの中には時間待ちや判断分岐制御を組み入れることができる。

自動シーケンスは、コマンドによって起動される他、後述の異常検出・自動処置で示す様にデータ値の変化に伴って起動することもできる。

## (3) コマンド処理

管制制御装置ソフトウェアは、地上運用管制システム／ISS管制ソフトウェア／クルー及び上記シーケンス実行機能からのコマンドを受けて、「きぼう」内の機器への操作指示を行う。

受けたコマンドに対して、前述の「きぼう」内モードや現状の「きぼう」コンフィギュレーションにおける実行可否の判定や、コマンド・パラメタの検査などを実施する。

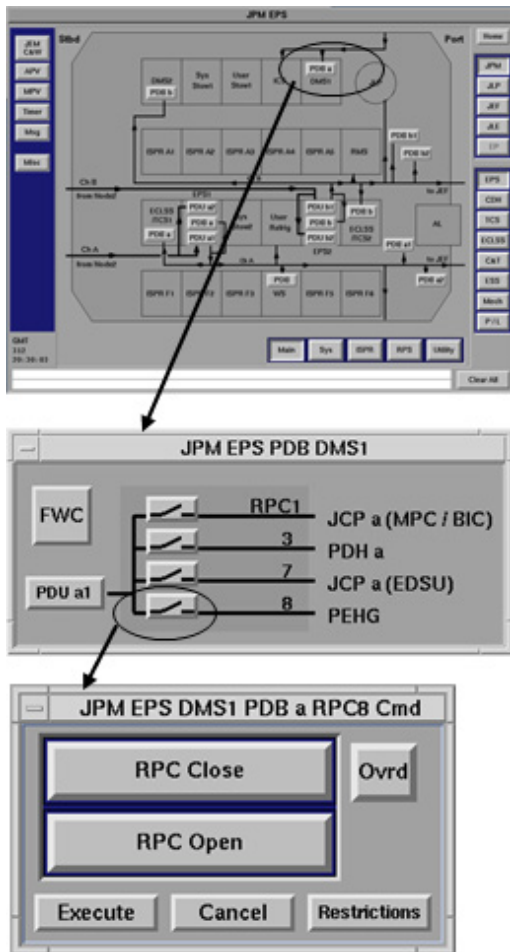
すべての検査で問題が無ければ、機器への操作指示を実施する。この時、1コマンドに対して、複数の機器への指示を出すこともある。例えば、機器の電源を落とす場合には、その機器の通信上位の機器に通信停止指示を行い、その後電力供給元に電力供給停止を指示する。これによって、煩雑なコマンド発行を抑え、地上管制員やクルー操作の負担を低減している。

システム・ラップトップ・ターミナルではクルーに対してロボットアーム操作を除く「きぼう」内機器の操作画面を提供している。基本的には操作対象を画面から選び、アイコンやボタンを押下してコマンドの発行を行う。

第3図のコマンド発行画面例では、最後のExecuteボタン押下でコマンドが発行される。モードやコンフィギュレーションで制約を受けるコマンドは、管制制御装置ソフトウェアの判定により実行されないが、クルー等の判断であえてその判定をスキップして強制実行させる（Ovrdボタン選択）ことも可能である。

管制制御装置ソフトウェアで処理するコ

マンドとして約 2,000 点のコマンドを定義している。



第 3 図 コマンド発行画面例

#### (4) データ収集・表示

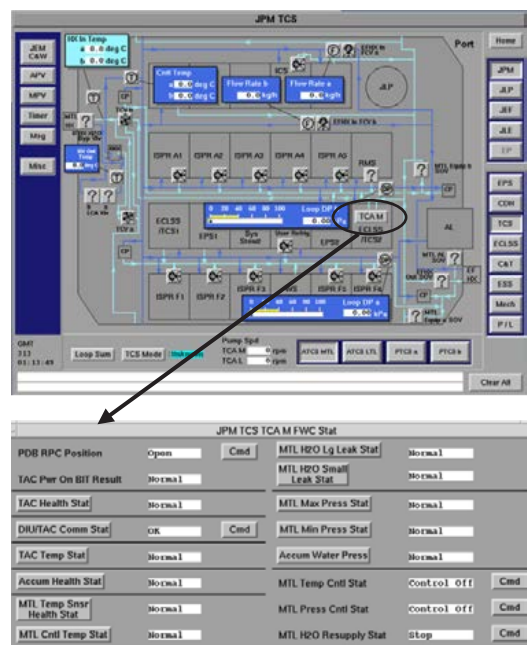
管制制御装置ソフトウェアは、各部の計算機やデータ・インターフェース・ユニット経由で各サブシステム制御装置から、周期的にデータを収集する。

収集したデータを編集して、ISS 管制ソフトウェアへ送信する。ISS で更に編集を行い、地上運用管制システムへダウンリンクする。また、ICS（衛星間通信システム）経由でもデータをダウンリンクできる。

管制制御装置ソフトウェアで収集・処理して地上運用管制システムへ送信するデータは約 10,000 点である。

また、収集したデータを管制制御装置からシステム・ラップトップ・ターミナルにも送信して、クルーへ表示する。

表示はクルーがシステムの状態を視覚的に把握し易い様に系統図上にデータ値を表示している。モニター対象のアイコン・ボタンの押下により詳細な情報を表示する。例として熱制御系のデータ表示を第 4 図に示す。



第 4 図 データ表示例

#### (5) リソース管理

管制制御装置ソフトウェアでは ISS 管制ソフトウェアからの電力削減要求を受けて、「きぼう」内機器の電源オフを指示する。

#### (6) 異常検出・自動処置

管制制御装置ソフトウェアでは収集したデータ値の検査を行い、異常を検出する。緊急または重大な異常を検出した際は、ISS 管

制ソフトウェアに対して通知を行うと共に、その異常事象が 24 時間以内にシステムに対し影響を及ぼす場合は自動処置を行う。自動処置の実行に際しては上述のシーケンス実行機能を使用する。

管制制御装置ソフトウェアは「きぼう」内データの約 500 データの検査値、及び約 100 の異常対応自動処置を有している。

### 3. 「きぼう」管制システム検証

管制システムの機能検証は、「きぼう」システムとしての機能／性能確認はもとより、軌道上でインターフェースを持つ ISS 管制ソフトウェアとの相互機能確認も非常に重要である。

管制システムの検証は、以下の 3 つの試験に大別される。

- (1) ソフトウェア試験
- (2) システム試験
- (3) ソフトウェア・インターフェース確認試験

#### (1) ソフトウェア試験

管制制御装置ソフトウェア、システム・ラップトップ・ターミナルのソフトウェアは、単独でのソフトウェア試験を実施した後、両者を組合せた状態でソフトウェア試験を実施した。

その後、与圧部システムに組み込み、システム試験に供した。

#### (2) システム試験

システム試験は、実機を用いたシステム・レベルの試験であり、その試験の中で確認対象のサブシステムの一つとして、管制システムの機能確認を実施した。

試験は積み上げ方式で、小さな単位で試験をそれぞれ行った後、それらを統合してより大きな単位で試験を実施した。但し、射場であるケネディ宇宙センター (KSC) への輸送時期は各モジュールで異なる為に、KSC での試験は与圧系システムと「きぼう」以外のシステムの組合せ試験となっている。

第 4 表に各システム試験での試験内容を

示す。

第 4 表 システム試験

| 試験名                                   | 試験内容   |
|---------------------------------------|--|
| 与圧部システム試験                             | 船内実験室（与圧部システム）を対象とした機能確認試験   |
| JEM 全体システム試験                          | 船内実験室、船内保管室、船外実験プラットフォーム、船外パレット、ロボットアームを組み合わせた機能確認試験   |
| JEM 統合システム試験                          | JEM 全体システム、地上運用管制システム、衛星間通信システム、ペイロードの組合せでの機能確認試験  |
| MEIT (Multi-Element Integration Test) | KSC にて実施した与圧システムと ISS 側システム (エミュレータ) との組合せでの機能確認試験   |
| JEM End-to-End 試験                     | KSC の船内実験室、ISS 側システム (エミュレータ)、MCC-H (Mission Control Center - Houston)、筑波の運用管制システムの組合せでの機能確認試験 |

#### (3) ソフトウェア・インターフェース確認試験

実機を用いたシステム試験前などにリスク軽減のためにソフトウェア・インターフェースを確認する場合や、異常処置等、実機システムを使用出来ないインターフェースを確認する場合に、管制制御装置ソフトウェアが動作する模擬設備を用いて、「きぼう」外のソフトウェア／システムとのインターフェース確認試験を実施した。

第 5 表に各ソフトウェア・インターフェース確認試験の試験内容を示す。

第 5 表 ソフトウェア・インターフェース確認試験

| 試験名                            | 試験内容                                      |
|--------------------------------|---|
| SS/JEM C&DH I/F 試験             | ISS 管制ソフトウェアと管制制御装置ソフトウェアとのインターフェース確認試験   |
| 運用管制システム／管制制御装置ソフトウェア試験        | 地上運用管制システムと管制制御装置ソフトウェアのインターフェース確認試験      |
| HTV 曝露パレット／JEM C&DH インターフェース試験 | HTV 曝露パレットの制御装置と管制制御装置ソフトウェアのインターフェース確認試験 |

上記の他に、実際の運用手順に沿って操作できることを、KSC で実機の与圧系システムを用いて確認する試験(与圧部運用手順確認試験)を実施した。これにより、管制システムと運用手順との整合を打上げ前に確認した。

#### 4. 管制システムの軌道上運用における知見

ここでは管制システムについて、これまでの運用を通じて経験した不具合、獲得した知見、運用上の工夫、追加した機能などについて紹介する。

##### 4.1 管制制御装置(JCP)は a 系か b 系か

きぼうには管制制御装置(JCP)が JCP a と JCP b の 2 台装備され、常にどちらか 1 台を運用の主系として稼働している。2 台あることで片方に異常が生じてても他系に切り替えて運用を継続することが可能である。また、この 2 台は A 系と B 系という別々の電力系統から電力供給されており、片方の電力系統に異常が生じてても同様に他系で運用することが可能である。

##### (1) 初期起動 (2008 年 6 月)

- ・フライト 1J での船内実験室打上げ時の軌道上起動の初期コンフィギュレーションが B 系電力システムであったため JCP b を起動し、主系 JCP として運用

- ・その後、電力 A 系統システム機器(事前にフライト 1J/A にて船内保管室で打ち上げられていた)を搬入したうえで、JCP a を起動 (ただし、Hot Standby モードまで)

- ・フライト 1J 後、チェックアウト含めて JCP b→JCP a へ主系の切り替えを実施し、JCP a を定常コンフィギュレーションとした。

主系 JCP を a 系にすることで、B 系電力

が全遮断し機器冷却用ポンプが止まっても JCP は遮断されないため、自動処置により遅延なく冷却機能を回復させることが可能である。JCP b の場合、B 系電力遮断により機器冷却用ポンプとともに JCP b も遮断されるため、一旦、JCP b→JCP a への自動切り替えが行われるため、その分だけ冷却機能の回復が遅れる。

##### (2) JCP a EDSU(External Data Storage Unit)異常 (2009 年 6 月)

JCP の外部記憶装置(EDSU)には Disk タイプと Solid State タイプの 2 種類がある。

初期コンフィギュレーションは以下の通り。

- ・ JCP a : EDSU (Disk タイプ)
- ・ JCP b : SSEDUS (Solid State タイプ)
- ・ 軌道上予備品 : SSEDUS (Solid State タイプ)

EDSU (Disk タイプ) は、当初、NASA 側の軌道上管制システムで使用していたものだが、異常により Solid State タイプに換装されたため、きぼう管制システムも追随した。(ただし、JCP a には開発試験で実績のある Disk タイプを搭載)

JCP a の EDSU (Disk タイプ) は、フライト 2J/A 前に EDSU へのアクセス不具合が発生。固定故障と判断し、若田飛行士により予備品の SSEDUS (Solid State タイプ) へ交換された。現状のコンフィギュレーションは、JCP a、JCP b とも SSEDUS である。

##### (3) その後から現在

JCP a のコンフィギュレーション継続する中で、JCP a に当初予想していなかった異常がたびたび発生した。(詳しくは後述)

再起動することで復帰したので、固定異常ではなく、一時的な異常である。地上試験では数週間・数か月といった長期の運用はしていないため、軌道上で発生したこれらの異常



の経験はなく、根本原因は分かっていない。原因切り分けのため、JCP b を主系として長期に運用し、JCP a と同じ異常が発生するかどうかを試したところ、発生頻度は少ないものの、JCP b でも同じ異常が発生した。したがって、本異常は JCP a 特有の症状ではなく、JCP 固有の症状である。

#### (4) JCP a 固有事象

上記により長期間 JCP b を主系、JCP a を Cold Standby モードで維持していたが、JCP a を Cold Standby モード→Hot Standby モードへ遷移させても、途中で止まってしまう、Hot Standby モードへ遷移できない不具合が発生した。（経験上、遮断している期間が 3 日程度であれば問題なく遷移可能）

この症状が出た場合は一度遮断し、再度起動することで復帰可能である。JCP b では一度も起きていないため、JCP a 特有の症状である。このため、JCP b に異常が発生した場合に備え（JCP a に切り替えられるよう）、JCP a は Hot Standby モードを維持している。

## 4.2 JCP に発生した異常について

これまで JCP に発生した 2 種類の異常について紹介する。

### (1) フレームカウンタ異常

<症状>

- ・ JCP が通常 1 秒ごとに更新されるカウンタが 3 秒おきに更新（更新の遅延）

- ・ その後すぐ JCP の外部記憶装置 (SSEDSU) に異常が発生

- ・ 結果、JCP 異常の Caution メッセージが発令

この JCP 異常には周期性があり、一度異常が発生すると、16 分間の異常→11 分間の正常→16 分間の異常→・・・が繰り返され

る。

<発生頻度>

- ・ JCP a : 1~2 カ月に 1 回程度

- ・ JCP b : 半年に 1 回程度

<原因>

- ・ 不明（継続調査中）

<対処>

- ・ 11 分間の正常な期間のうちに異常を起こした JCP の電源を遮断し、待機系 JCP へ切り替え

当初の手順では、JCP 切替コマンドであったが、経験上、JCP の切り替え途中で止まってしまうため、異常を起こした側の JCP の電源を遮断する手段に変更した。

### (2) 約 50 日周期の異常

<症状>

- ・ JCP の外部記憶装置 (SSEDSU) に異常が発生

- ・ その数秒後に自動で正常に復帰

自動で復帰するため、インパクトはない。

<発生頻度>

- ・ 50 日 6 時間（発生履歴から判明）

<原因>

- ・ SSEDSU にて採用されている市販のリアルタイム OS ベースのシステムソフトウェア内のクロックが 50 日でロールオーバー（カウンタが 0 に戻る）

- ・ そのクロックを利用している処理の中に動作不良を起こすものがあるため

<対処>

- ・ 事象が一時的であり、自動で復帰することから予めカウンタのロールオーバー前の対策は不要

- ・ 但し、ロールオーバー後、SSEDSU のデータ更新が行われない可能性があるため、50 日毎に関連するテレメトリを調べ、通常と違う挙動が見られる場合は再起動

### 4.3 自動実行プロシージャの追加

管制制御装置(JCP)にはあらかじめ定められた手順に従い JEM のコンフィギュレーションを変更する目的で自動実行プロシージャが搭載されている。その多くは、異常時の対応処理(FDIR)となっている。一方、地上からのコマンド制御による運用を経験していく中で、地上から一つずつコマンドで制御するよりも、予め判明している手順を自動実行プロシージャとして準備しておき、この手順を地上からのコマンドで自動実行させた方が効率的かつ有効であることがわかってきたため、自動実行プロシージャの追加を行った。地上-ISS 間は常時通信できるわけではないため、自動実行プロシージャであれば、一度走らせれば、地上-ISS 間の通信状態によらず、実行されるのも利点である。新規の自動実行プロシージャの追加に当たっては運用者の意見がより多く取り入れられた。新たに追加したプロシージャの例を以下に示す。

#### (1) 緊急時対応

宇宙ステーション(ISS)が急減圧という緊急事態になった場合、まず対応する自動処置が実行され、軌道上宇宙飛行士の安全確保が実施されるこれと並行してきぼう内の減圧下での動作が許容されていない機器についても安全化処置、すなわち遮断が必要となる。きぼう内の各機器の運用限界気圧はそれぞれ違うため、船内気圧に応じて機器の遮断をしていくが、これまでは運用者が船内気圧のテレメトリを確認しながら、対応する機器を 1 つずつコマンドで遮断する手順になっていた。緊急時になると、運用者は軌道上宇宙飛行士からのコールダウンを把握し、同時に NASA 側運用者からの情報を把握することが重要になるため、コマンドを送信する余裕があまりないのが実情である。よって、コマ

ンド送信という負荷を低減させるべく船内気圧に応じて機器を遮断する自動実行プロシージャを作成し、JCP へ搭載した。これにより、急減圧という事態になった場合、このプロシージャを走らせるだけであとは船内気圧に応じて機器を遮断することができるようになった(注:実際に軌道上で急減圧は発生したことはないため、実機で使用したことはない)。

他にも ISS の姿勢制御機能が失われ、結果、ソーラアレイによる発電量が落ちてしまうような緊急時では、きぼうを含め ISS 全体で消費電力を削減する必要が生じる。これまでは機器を 1 つずつコマンドで遮断する手順となっていたが、速やかに遮断できるよう、自動で順次機器を遮断する自動実行プロシージャを作成し、JCP へ搭載した(注:実際に軌道上で姿勢制御機能が失われたことはない)。

#### (2) 外部カメラ制御

処理手順の自動化という本来のプロシージャ利用の想定とは外れるが、プロシージャを利用した自動処理の応用として、外部カメラ制御がある。外部カメラは、「きぼう」の曝露エリア(船内実験室外部、船外プラットフォーム、ロボットアームひじ関節、手首関節)に搭載されるカメラを指し、焦点距離、ズーム倍率の調整だけでなく、雲台を持ちパン、チルトの画角の設定機能も有している。外部カメラは、ロボットアーム運用などの船外タスクの視野支援として活用される。当初 JEM 搭載の外部カメラの制御(パン/チルト/ズーム/フォーカスの設定)は、クルーが軌道上でモニタ画面の映像を見ながら行うことを前提に設計されており、カメラの制御は動作の開始と停止をコマンドで与えるものとなっている。そのため、制御信号の遅延を伴う地上からの操作では、細かなカメラの制

御は想定されていなかった。一方、クルー時間の効率化の観点から、クルー操作をできるだけ地上で代行する試みがなされ、テレメトリとして入手できるパン/チルト角度、焦点距離、ズーム倍率に基づき、低速動作モードで動作させ、現在のカメラ状態から目標の状態まで停止するまでの時間を計算し、地上からカメラを停止させる方法で試行していた。自動実行プロシーダを利用した制御では、これらのカメラ情報をプロシーダから参照することにより、地上で行っていたロジックを軌道上で実現することによって、宇宙機/地上設備間及び地上設備内部の遅延要素を排除することが可能となった。また、地上運用では、目標位置をオーバーシュートすることを恐れて、使用する事ができなかった、高速動作モードによるカメラ制御を可能とし、従来の地上からの制御時よりも遥かに短時間で制御することが可能となった。このプロシーダの実現には、目標とするカメラ状態の把握が必要であるが、これにはロボティクス運用を円滑に行うために取り入れられた、コンピュータグラフィクスによるカメラ取得映像のシミュレート技術も大きく寄与している。このコンピュータグラフィクスを用いて、カメラの向き、焦点、ズーム倍率を算出し、その結果をコマンドとして軌道上に指示することで、シミュレートしたものと同一実画像を地上で入手することができるようになった。

#### 4.4 ラップトップの異常

きぼうを含め、ISS ではラップトップを多く使用している。ラップトップの躯体自体は宇宙用に開発したものではなく、民生品である。軌道上のラップトップは、たびたび通信異常やロックアップが発生している。きぼう管制システム構成機器のシステム・ラップト

ップ・ターミナル(SLT)も ISS 共通の民生品ラップトップを用いており、同様に通信異常やロックアップが発生している。

<頻度>

- ・経験上、2,3 カ月に 1 度程度

< (推定) 原因 >

- ・放射線
- ・ハードディスクが微小重力にあまり適していない
- ・一般的な家庭用 PC と同様、長期に渡って起動し続けている

<対処>

- ・定期リブートの実施 (月に 1 回)

経験上、これである程度、異常の発生回数を減らせることができている。ただし、この方法だと軌道上宇宙飛行士の時間を使ってしまうため、地上からリブートする方法や、使うときだけ起動するオプションを検討中。

## 5. まとめ

Flight 1J(シャトル・フライト STS-124)で「きぼう」船内実験室が国際宇宙ステーションに結合されて、管制制御装置に電源が入り、ソフトウェアが起動した時から、「きぼう」管制システムは本格稼動を開始した。その後の与圧系システム起動・軌道上機能確認を経て、実験運用が継続されている。

幾つか小さな既知事象は発生しているものの、何れも運用上対処可能なものであり、管制システム全体としては、実装した機能によって、「きぼう」に以下を安定して提供することができている。

- ・システム状態の常時モニタ
- ・与圧環境の維持
- ・地上運用管制システムからの遠隔操作
- ・クルーへのシステム情報表示とシステム操作
- ・異常発生の通報
- ・異常事象に対する自動処置

大規模で複雑な「きぼう」の管制システムが正常に動作して、設計通りの機能を実現できているのは、綿密な計画に基づく着実な検証試験を含む開発の成果である。

「きぼう」の運用が本格化し、軌道上有人施設の運用に不可欠な管制システムの役割は、ますます重要となっている。

また、システムが大規模かつ複雑になるほど、管制システムの重要度は増す。「きぼう」管制システムの開発作業で得た多くの知識、特に効率の良いソフトウェア開発／検証の方法、適切な検証レベルの設定は、今後の宇宙機開発に活かしていかなければならない。

## 第 14 章 「きぼう」 与圧系システムの開発成果

### ～与圧システムの熱・流体系

#### 1. 序論

有人宇宙開発における熱制御技術、とりわけ長期間にわたる滞在・実験運用を目的とした宇宙ステーションの開発においては、宇宙環境下での温度維持は勿論のこと、長期に渡り安全かつ安定した運用状態を維持するためのシステム／機器設計、運用コンフィギュレーションの変化への対応性など、求められる要求は非常に高度かつ複雑なものであり、重要なキー技術のひとつである。

本稿では、我が国初、国際宇宙ステーション（ISS：International Space Station）最大の有人宇宙長期滞在对応モジュールである「きぼう」与圧系熱制御システムの構成及び開発成果・運用実績を述べるとともに、日本独自の設計思想、構成機器について紹介する。

#### 2. 与圧系熱制御システムの構成

「きぼう」与圧系は、船内実験室（直径 4.4m、長さ 11m）及び船内保管室（同 4.4m、4m）から成り、ISS の船内キャビン空間（クルーの船内活動エリア）の一部を構成する。熱制御システムに求められる機能は、船内クルー活動のためのキャビン空気温度維持（18.3℃～26.7℃）、結露防止・クルー接触温度からの与圧隔壁（構造殻）面を含む船内機器表面温度コントロール（15.6℃～45℃）、

さらには内部発熱する電子機器の排熱・機器温度維持である。これら機能を実現するため、「きぼう」熱制御システムは冷却水循環系統、ヒータ、多層断熱材（MLI：Multi-Layer Insulation）から構成されている。

熱制御システムは、冷却水の強制循環による熱制御を行う系統と、MLI、ヒータによる断熱・給熱を行う系統に大別され、前者を能動熱制御系（ATCS：Active Thermal Control System）、後者を受動熱制御系（PTCS：Passive Thermal Control System）と称する。以下にそれぞれの系統について紹介する。

##### 2.1 ATCS

ATCS は、「きぼう」船内実験室及び船外実験プラットフォームに適用されており、搭載電子機器及びキャビンエア熱負荷の冷却のため、冷媒を循環させることで熱収集・移送を行うシステムである。船内保管室は ATCS を有しない。（キャビンエアを介した間接的な排熱方式を採っている。）

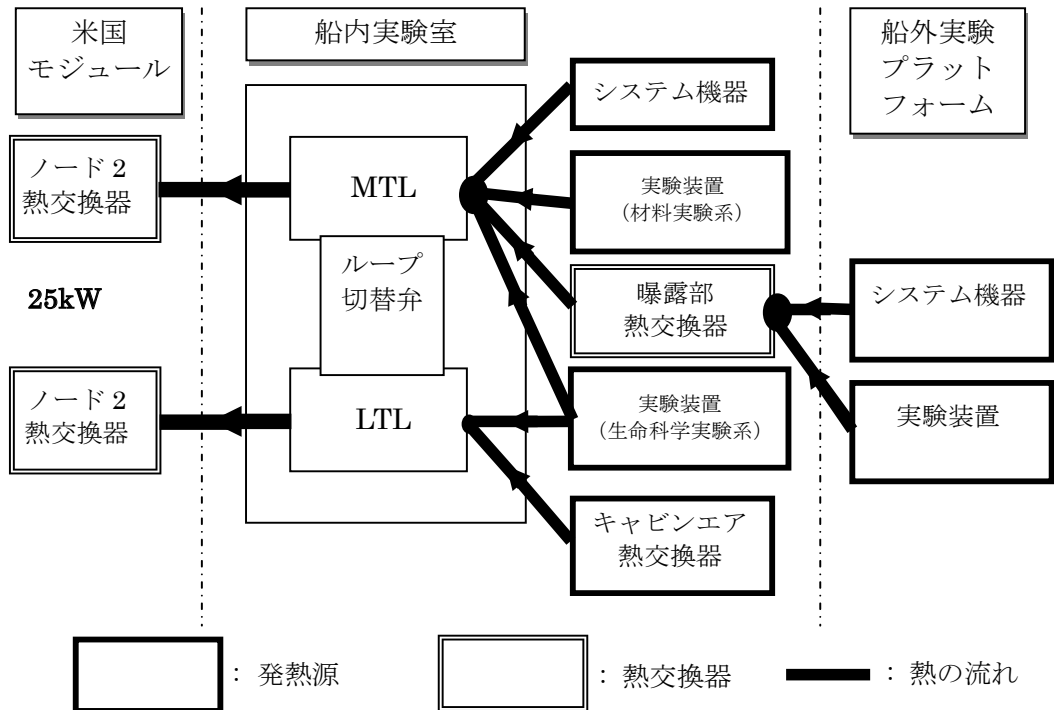
冷媒により収集した熱負荷は、「きぼう」に隣接する米国モジュール（ノード 2）における熱交換器で最終排熱され、ここでは最大で 25kW の排熱が許容されている（第 1 図参照）。

なお、ISS からの最終排熱は ISS 側に設置されたラジエータ（深宇宙への放射）により行われる。船内実験室、船外実験プラットフォームは独立した冷媒循環ループを有し、



冷媒はそれぞれ調質水、フロリナート(FC72)である。船外実験プラットフォームの熱負荷は、曝露部熱交換器(EFHX: Exposed

Facility Heat Exchanger)を介して搭乗員が活動する船内実験室に移送される。本稿では、船内実験室のATCSを中心に紹介する。



第1図 ATCSによる排熱の流れ

以下に船内実験室 ATCS の主要機能を示す。

#### (1) 熱交換機能

冷却対象(システム機器、実験装置、キャビンエア、曝露部熱交換器他)に対し冷却水を配分し、収集した発生熱をノード2における熱交換器に移送・排熱する機能を有する。

#### (2) 冷却水温度制御機能

システム機器、実験装置等の被冷却機器を許容温度範囲に保つため、ATCSはこれらの機器への冷却水供給温度と流量を一定に制御する機能を有する。冷却水温度は熱制御系

装置(TCA: Thermal Control Assembly)によりフィードバック制御され、実験装置等の排熱量の変動に対する供給温度の安定化を実現している。

#### (3) 冷却水系統圧力制御機能

TCA内のアキュムレータにより、冷却水系の系統圧力を100psia(690kPa)以下に維持する機能を有する。

#### (4) 冷媒管理機能

冷媒管理機能として、冷媒補給機能、ガス除去機能、微粒子除去機能を有する。

#### (5) ループ切換機能

「きぼう」管制システムの指示に基づき、冷却水ループの切換を行い、故障時または保全時に、片系電力の供給のみでシステムを維持する機能を有する。

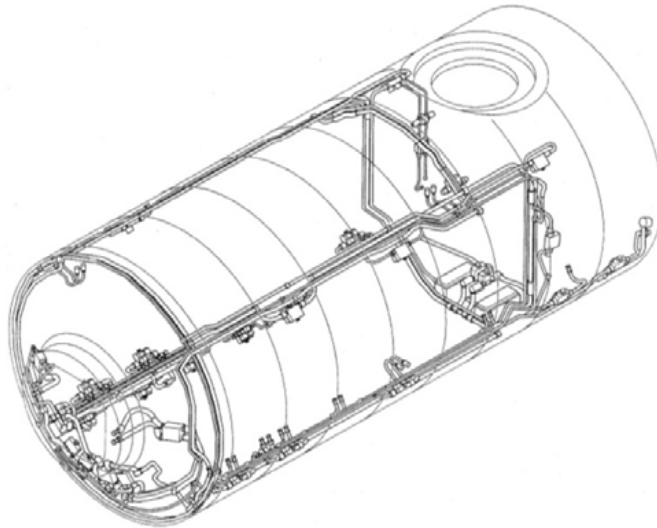
ATCS を構成する主要機器は第 1 表の通りであり、システム構成は第 2 図及び第 3 図に示す通りである。

ATCS は、被冷却対象の必要とする温度要求範囲に合わせ、中温冷却水系統（MTL：Moderate Temperature Loop）と低温冷却水系統（LTL：Low Temperature Loop）の

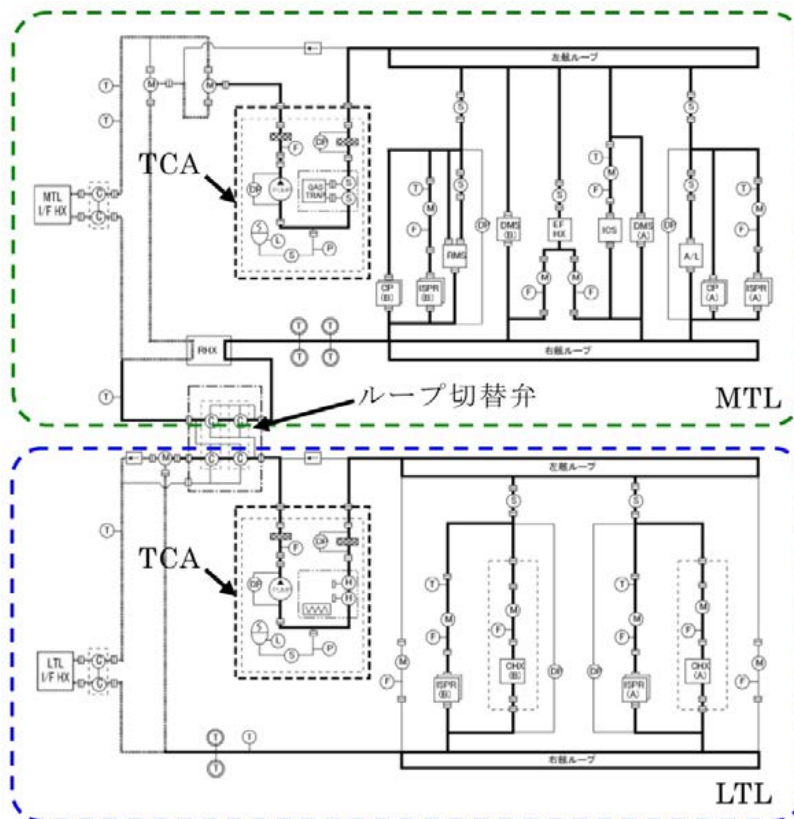
二つの循環ループから構成される。MTL/LTL の供給冷却水温度制御範囲は、MTL：16.1℃～23℃、LTL：3.3℃～10℃である。MTL 及び LTL はそれぞれが冷媒の循環機能（ポンプ）を有し、片系故障時には MTL/LTL の 2 ループ構成（2WCL：2 Water Cooling Loop）から、一方の系統のみで全体の冷却水循環を行う 1 ループ構成（1WCL：1 Water Cooling Loop）への切り替えが可能な冗長システムとなっている。

第 1 表 ATCS 構成品

| 名 称               | 概 要   | 搭載台数                      |
|-------------------|---|---------------------------|
| 熱制御系装置<br>(TCA)   | 冷却水循環ポンプ、アキュムレータ、フィルタ、ガストラップ及び各種センサから構成され、ATCS の主要機能を集約した装置である。             | 2 台                       |
| 流量調節弁／<br>流量センサ   | ボール弁を有し、流体抵抗を変更することで実験装置／その他分岐ラインへの冷却水供給流量を調節する。また、冷却水流量／温度計測機能を有する。        | 23 台                      |
| ループ切替弁            | 8 ポート弁 2 台が組み合わされ、2WCL／1WCL の切替を行う機能を有する。                                   | 1 台（内部冗長あり）               |
| 系統遮断弁             | ボール弁開閉により冷却水流路の遮断を行う機能を有する。   | 7 台                       |
| 系統差圧センサ<br>／温度センサ | 系統差圧センサ：中温冷却水系統／低温冷却水系統の差圧をモニタし、冷却水流量の配分状態を監視する。<br>温度センサ：系統各部の冷却水温度をモニタする。 | 系統差圧センサ：4 台<br>温度センサ：11 台 |



第2図 船内実験室 ATCS 配管構成



第3図 船内実験室 ATCS 系統

## 2.2 PTCS

船内実験室／船内保管室の PTCS は、搭乗員等からの内部発熱と断熱材による温度維持、並びに発熱不足時はヒータ加熱による温度維持を行うシステムである。以下に PTCS の主要機能を示す。

### (1) 凍結・結露防止機能

断熱（不足時はヒータ加熱）により、構造殻内温度をキャビンエアの露点以上に保ち結露を防止する。また、モジュール内の水（ATCS 系の冷却水、実験ラック内の水など）の凍結を防止する。

### (2) 機器許容温度維持機能

断熱（不足時はヒータ加熱）により、船外（与圧隔壁外）機器の温度低下を防止し、許容温度以内に維持する。

### (3) クルー接触許容温度維持機能

船体の構体外表面温度を船外活動（EVA : Extravehicular Activity）におけるクルーの接触許容温度要求内に維持する。また、構造殻内部温度を船内活動（IVA : Intravehicular Activity）における接触許容温度要求内に維持する。

PTCS を構成する主要機器を第 2 表に示す。また、船内実験室／船内保管室のシステム構成をそれぞれ第 4 図、第 5 図に示す

第 2 表 PTCS 構成品

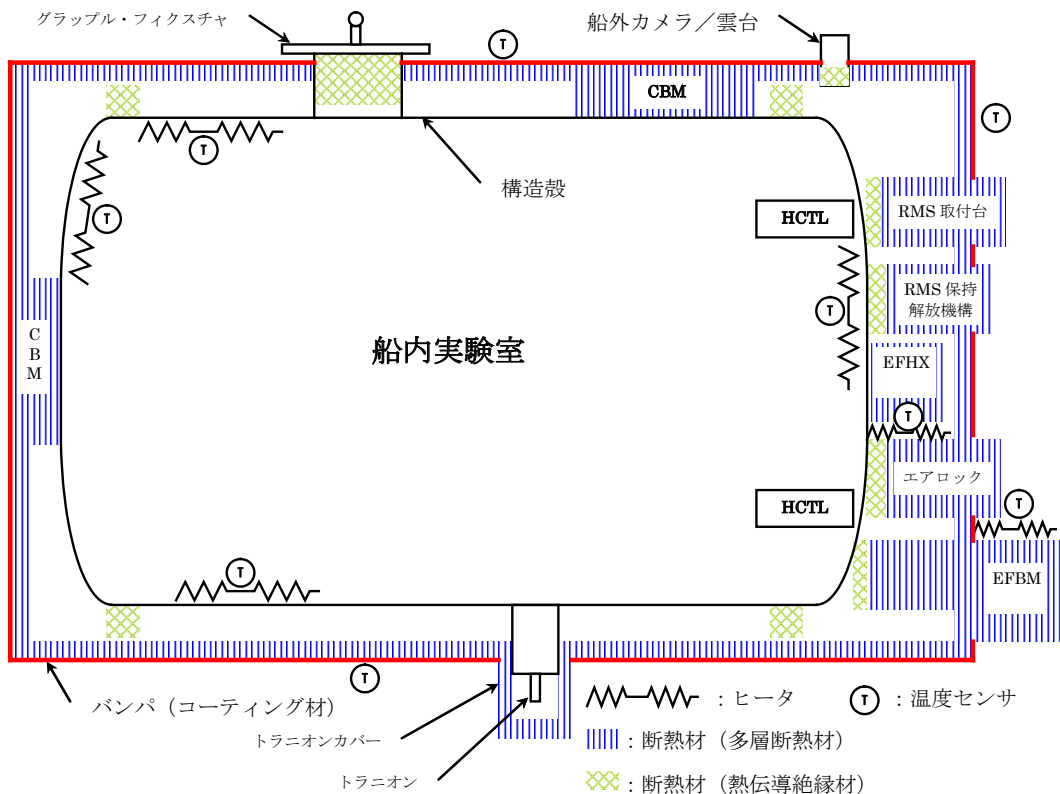
| 名 称                 | 概 要  | 備 考                        |
|---------------------|--|----------------------------|
| HCTL<br>(ヒータコントローラ) | 温度センサの信号を受けてヒータへの電力をコントロールする。  | 船内実験室：2 台<br>船内保管室：1 台     |
| ヒータ                 | 保温必要箇所を温める。HCTL より給電される系統と、PIB（電力供給の ON/OFF 制御装置）から直接給電されるものとの 2 種類ある。   | 船内実験室：346 枚<br>船内保管室：113 枚 |
| 温度センサ               | HCTL に接続されるものと、DIU（データ送受信装置）に接続されるものがあり、HCTL 接続のものは、ヒータ制御用（構造殻及び機器温度モニタ）と構造殻温度のモニタ用の 2 種類ある。DIU 接続のものはモニタ用のみである。 | —                          |
| MLI<br>(多層断熱材)      | バンパと構造の間に位置し、モジュールの放射断熱材として使用される。  | モジュール構造のほぼ全面を覆う形で艤装        |
| 表面コーティング            | バンパ表面を適切な表面光学特性である表面処理（化学被膜処理等）とすることにより、宇宙熱環境からのモジュールへの熱の授受を抑制する。  | —                          |

船内実験室の外部構造は、厚さ約 5mm のアルミ製グリッド構造殻 (Structure Shell) 及びその外側に、デブリ防御のための厚さ約 1mm のアルミの外壁 (バンパ) を有する。

構造全体・外部露出機器の温度レベルを適切な範囲とするために、バンパ・機器表面には特殊コーティングを施し適切な表面光学特性を持たせることで、バンパ及び機器温度の制御や、放射断熱性能を向上させている。

特殊な取付構造を採用した MLI は、モジュール外殻全体を覆う形でバンパと構造殻との間に艗装され、外部環境とモジュール構造殻を熱的に遮断し、構造殻を適切な温度範囲に維持する機能を有する。

ヒータは、構造殻及び機器 (特に船外露出機器) の低温側温度を許容温度以上に保温するためのものである。ヒータコントローラ (HCTL : Heater Controller) より給電される系統と、電力供給の ON/OFF 制御装置 (PIB : Power Interface Box) から直接給電されるものとの 2 種類がある。HCTL ヒータは構造殻全面と機器に設置され、冗長設計として 2 系統の電力供給により運用される。HCTL は、15 ゾーン (15ch.) に分割された構造殻の温度を個別に制御している。分散ヒータは、HCTL ヒータの補助として、構造殻にのみ設置され、ON/OFF コマンドにより制御する。



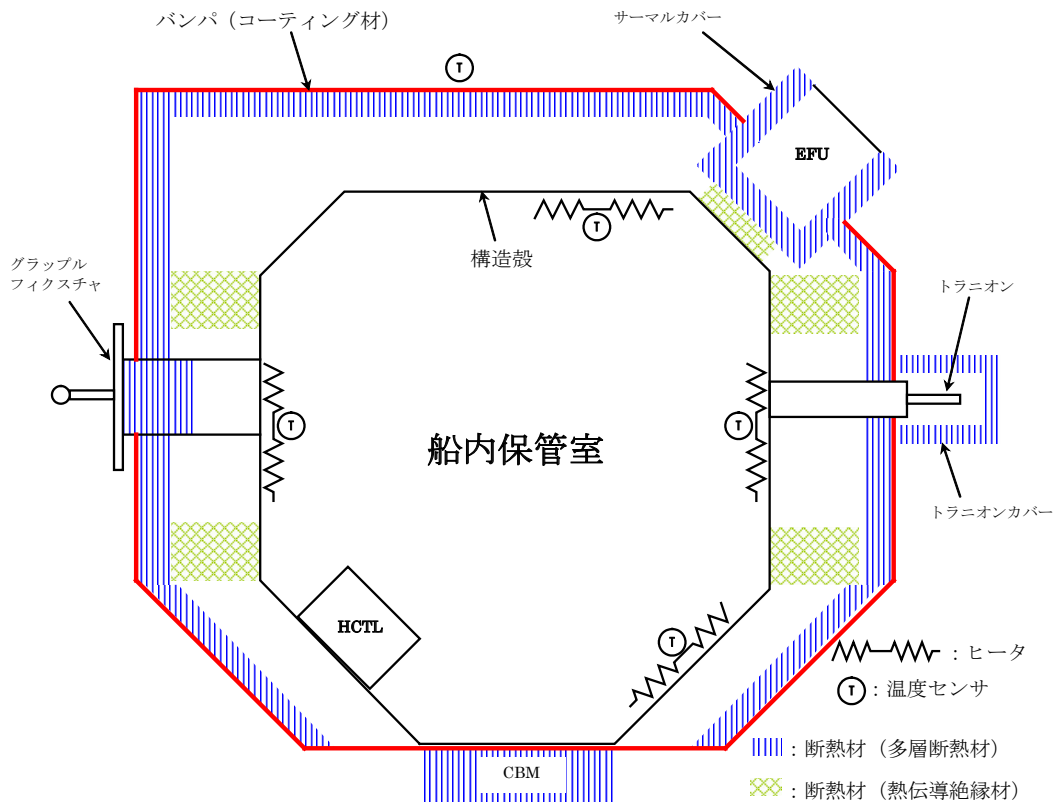
第 4 図 船内実験室 PTCS 構成



船内保管室は、外部構造へのコーティング、MLI の艀装は、船内実験室と同様である。ヒータの機能も船内実験室と同様であるが、船内保管室ヒータは HCTL に接続されるものの 1 種類のみである。

HCTL ヒータは構造殻全面と機器に設置

され、電力は一系統のみで運用されるが、故障により電力供給が不可能となった場合でも、電源ラインの切替により他系統からの電力供給をうけることが可能である。HCTL は、10 ゾーン（10ch.）に分割された構造殻の温度を個別に制御している。



第 5 図 船内保管室 PTCS 構成

### 3. 開発成果

「きぼう」熱制御系に関し、開発段階及び軌道上運用を通じて得られた知見・技術について、いくつかの事例を紹介する。

#### 3.1 ATCS 関連の開発成果

##### (1) 冷却水管理

##### (a) 開発段階

「きぼう」冷却水システムは、配管総延長 220m、総容積は 200liter にもなり、このような複雑な流路構成を持つ大型冷却水システムの管理は国内初の経験であった。

「きぼう」打上前、すでに軌道上運用中であった他国の ISS モジュールでは、水質の劣化が原因の不適合(析出物によるフィルタの目詰まり、pH 低下による腐食の進行、微生物殺菌能力の低下)が生じていた。そのため、「きぼう」では 1999 年のモジュールへの水充填以降、打上までの約 9 年間に渡り、定期的な(約 6 ヶ月毎)水の入替え、水質検査を繰り返しその水質を維持してきた。

また、冷却水ループへのエア混入防止も重要な課題である。系統中に存在する気泡は、熱交換器における滞留による熱交換性能の低下、冷却水循環ポンプへの気泡噛み込みによるポンプ損傷を招くリスクがある。

軌道上初期運用時、とりわけ打上後の初期起動時においては重要な問題であり、いかに地上での打上準備期間においてエアを取り除き、混入させないかが開発上の課題となった。ポンプへの許容エア混入量はわずかに 50cc/台であり、配管総容積の 0.05%以下(水充填率 99.95%以上)に残留エア量を低減することを目標とした。

「きぼう」は、その大きさから、一旦エアが混入すると(特に地上では重力の影響もあり)循環によってもエア除去は容易ではない。

モジュール全体を常に大気圧に対し正圧となるよう加圧し、エアの混入を防止するとともに、打上直前の準備作業では地上支援装置(GSE: Ground Support Equipment)としてエア除去装置(Vacuum Pump による溶存気体の除去装置)を機体に接続しエア除去を行った。

第 6 図に船内実験室の打上準備作業(NASA 射場作業)でのエア混入量の推移を示す。長期に渡るエア混入管理/エア除去作業の結果、最終的には、系統内のエア混入量を 100cc 以下まで低減することができた。

(100cc は 2 台のポンプの合計許容量。第 6 図中の 2007 年 8 月の最終データ 370ml がエア混入量 100cc 以下に対応する。)

これら 9 年に及んだ地上での水質・エア混入管理作業により、船内実験室の初期起動及びその後の軌道上運用において、水質/エア混入に起因する不適合は発生していない。

##### (b) 軌道上運用

運用開始以降、水質管理のため、冷却水の一部を定期サンプリングすることによる冷却水水質のトレンドモニタや、実機テレメトリによる冷却水量のトレンドモニタを行っている。

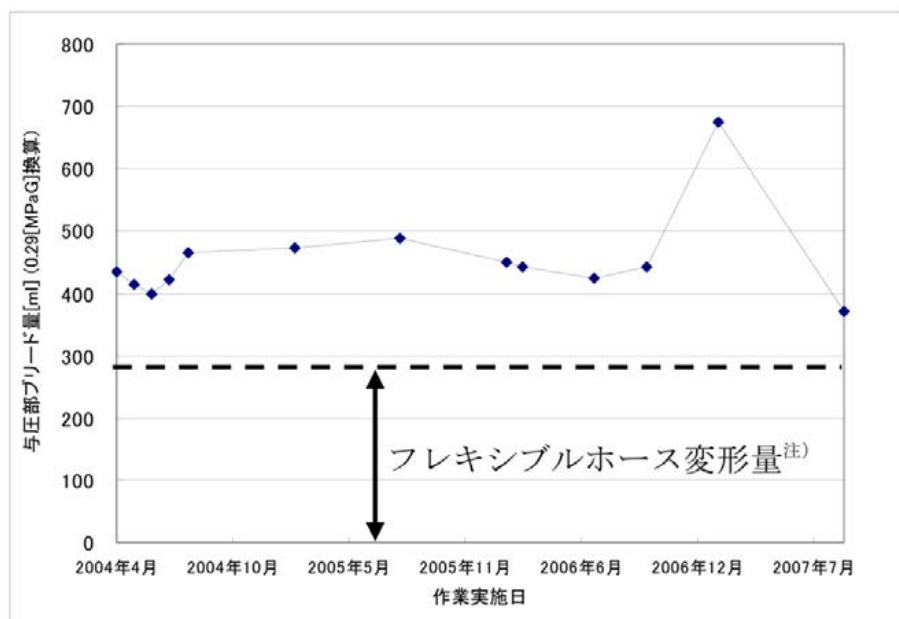
これらの結果、長期間の運用における水質の変化傾向や、系統からの冷却水の定常的な減少レートに関し、いくつかの知見が得られている。

第 7 図及び第 8 図に、軌道上冷却水のサンプル分析結果に基づく水質トレンドを示す。特徴的な傾向として、長期間の運用による冷却水の腐敗を防止する目的で添加されている防腐剤(オルトフタル酸アルデヒド)の濃度が、時間の経過とともに減少し、徐々にその効果が下がってくることが判った。このため、2~3 年に 1 回程度の定期的な防腐剤の軌道上での追加を実施する必要性が生じ

ている。また、船内の二酸化炭素の影響と考えられているが、pH 値が徐々に下がる傾向があることが判っている。pH 値の低下は、金属配管・熱交換器フィンなどの腐食を進行させる環境因子となるため、従来より低下抑制対策（pH 緩衝材の添加）が取られて来たが、なお低下を完全に抑えることはできていない。

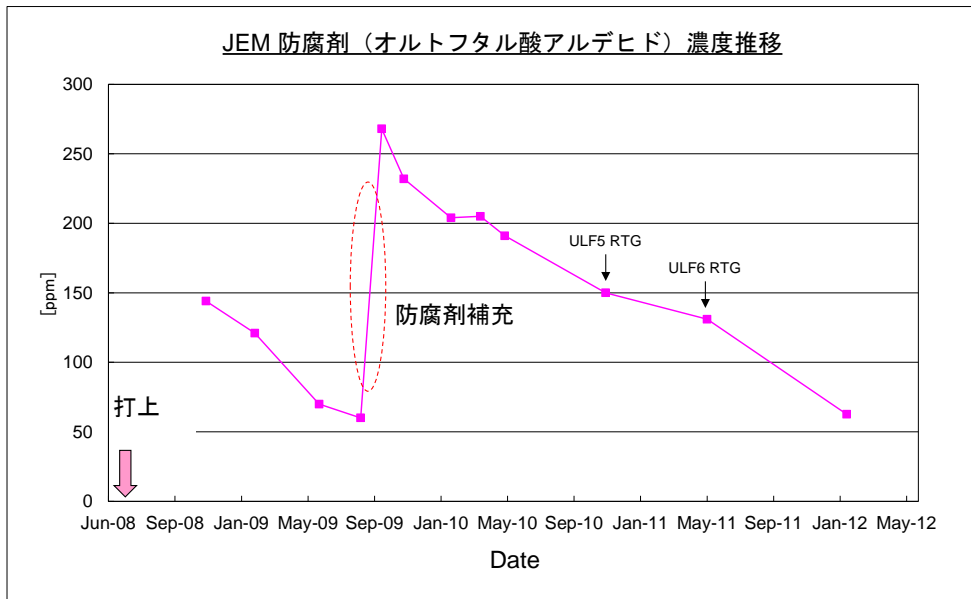
また、冷却水の量は、第 9 図に示す様に、

特に冷却水の抜き取りや、リークなどの異常がなくとも、定常運用状態で一定の割合の減少がある。これらは、系統中の配管継手部や、テフロンチューブなどからのごく緩やかなリークによるものと考えられるが、仕様値・解析値のみではなく、実運用による実力値が得られたことは、今後の宇宙機のシステム設計にとって大変有意義である。

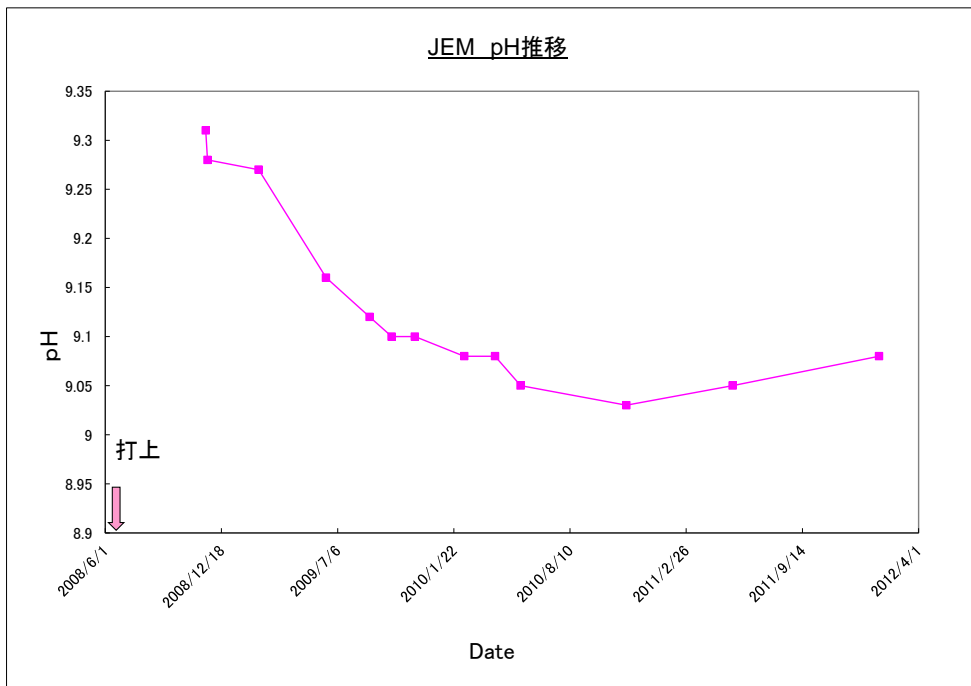


第 6 図 船内実験室エア混入量推移

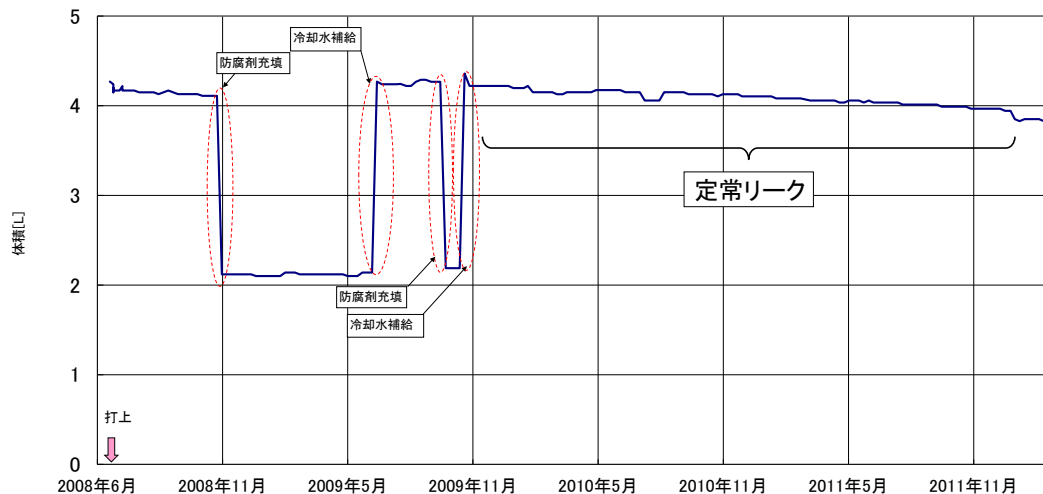
注) 系統内のエア量は直接計測できないため、系統を一定圧力で加圧し、圧力を降圧した際に排出される水の量（ブリード量）で評価している。なお、ブリード量には系統配管（フレキシブルホース）の圧力変形量も含まれており、上記図で約290mlがフレキシブルホースの変形量である。



第 7 図 軌道上冷却水水質トレンド（防腐剤濃度）



第 8 図 軌道上冷却水水質トレンド（pH）



第 9 図 冷却水量トレンド (LTL の例)

## 3.2 PTCS 関連の開発成果

### (1) ヒータの共通化

PTCS は、スペースシャトルによる打上ミッションから宇宙ステーション本体への組立て、その後の軌道上運用の全てのフェーズにおいてモジュールの温度環境を維持する必要がある。この時、温度維持のために使用するヒータの電源供給条件は、それぞれ以下の通りである。

打上時：シャトル電源

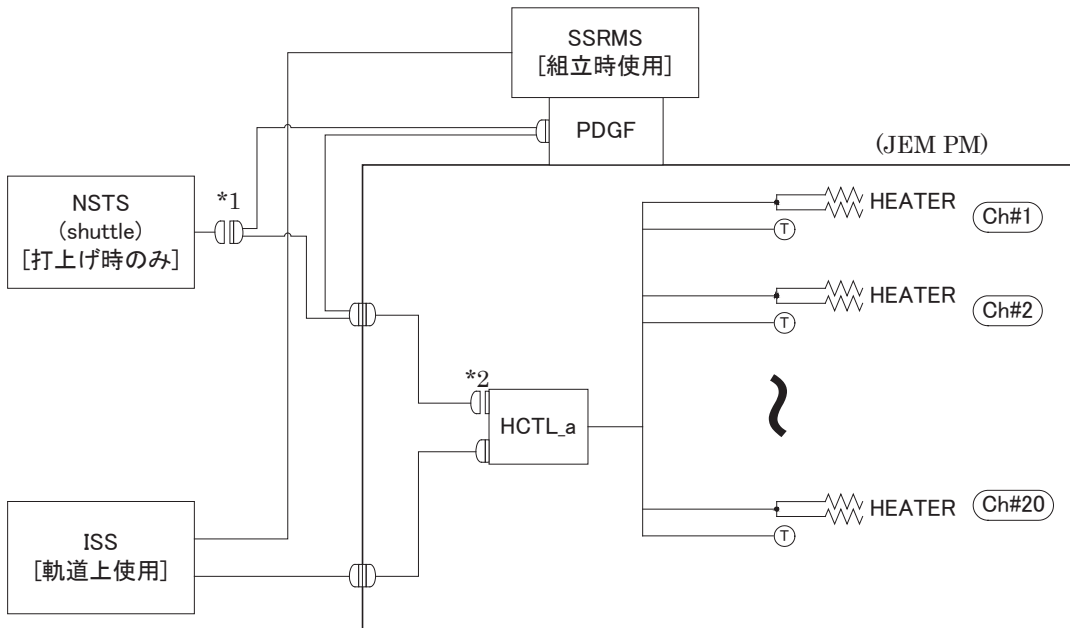
ISS への組付け時：ステーションロボットアーム（SSRMS：Space Station Remote Manipulator System）

定常運用時：ノード 2（米国側モジュール）

このうち、打上時及び ISS への組付け時用の電源インターフェースは船外に設置する必要があるため、他国のモジュールは、ヒータ及び ON/OFF 制御機器をこれらのフェーズ専用に船外に艀装し、定常運用時用のヒータを船内に有している。

これに対し、「きぼう」のヒータシステムは、第 10 図に示すように船内への貫通コネクタを設置することで、打上時／定常運用時に使用するヒータ及び制御機器を共通化した設計となっている。これにより、ヒータの搭載枚数及び制御機器搭載台数の削減が可能となり、重量リソース削減、システムの簡素化による信頼性向上、開発コスト低減などのメリットが得られた。





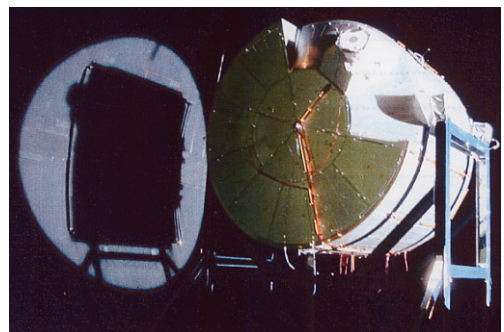
- \*1): シャトルからの電力供給完了後, EVAにより切り離す  
 \*2): SSRMSからの電力供給完了後, IVAにより切り離す  
 \*3): A系のみ示す

第 10 図 ヒータ電力系統図

## (2) 部分熱試験による検証

PTCS の性能検証は、実機が曝される実環境模擬の困難さ、対象構造物の複雑さ、コンフィギュレーションの多様さから熱数学モデルによる解析によっているが、この熱数学モデルの精度（確からしさ）の検証には実機での熱平衡試験が不可欠であり、他国モジュールも含め開発における基本コンセプトである。しかしながら、「きぼう」船内実験室は、ISS 最大のモジュールであり国内最大のスペースチャンバでも実機での熱平衡試験の実施が困難であった。そこで、熱設計がほぼ類似の船内保管室での熱平衡試験（第 11 図）の結果に基づき、普遍的なコリレーションを行うことで熱数学モデルを標準化／共通化し、船内実験室での試験を省略した。具体的には、結果にモデルを合わせる係数調整

ではなく実機と整合する詳細化／修正などを実施し、試験ケース以外でも適用が可能であるものとした。

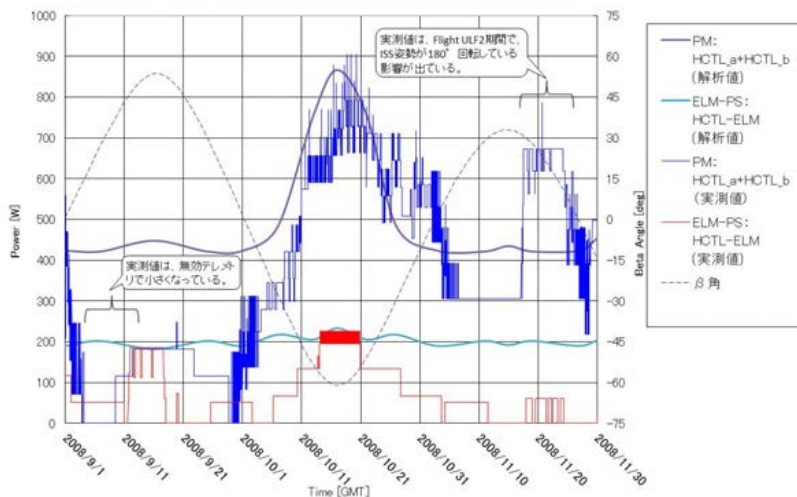


第 11 図 船内保管室 熱平衡試験

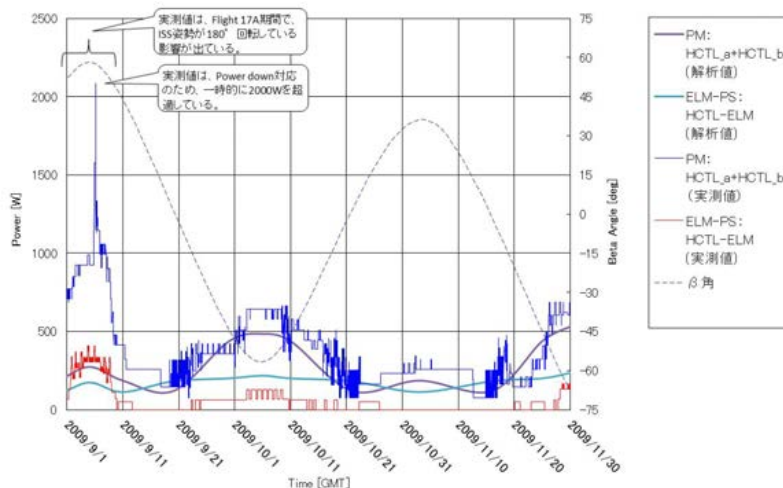
2008 年の船内保管室及び船内実験室の打上時及び打上後の軌道上運用データは、事前の熱解析結果と良く一致している(第 12 図、第 13 図参照)。

これらのデータは、PTCS 設計・解析モデ

ルが妥当であったことを示しており、部分熱試験により大型構造物の熱性能を予測・検証することが可能であることを示す実績として大きな成果である。



第 12 図 Stage1J (2008/9/01-2008/11/30) におけるヒータ消費電力



第 13 図 Stage2J/A (2009/9/01-2009/11/30) におけるヒータ消費電力

#### 4. 構成機器紹介

「きぼう」熱制御系における構成機器は、軌道上での互換性またコスト低減の観点から、ISSを構成する他モジュールとの共通品（あるいはモディファイ品）を多く採用しているが、一部の機器については日本で独自で開発している。本項では、熱制御システムを構成する主要機器の中から、特に日本独自で開発した機器について、その概略仕様を紹介する。

##### (1) ヒータコントローラ (HCTL)

本装置は、120VDC、1系統（入力インターフェースは2系統）の電力を受電し、内部構成品の半導体スイッチをON/OFFすることにより、下流に接続された最大20ch.のヒータへ120VDC電力を分配供給するものである（第14図参照）。



|         |   |
|---------|---|
| 電力特性    | 入力電圧：103.5～127.5Vdc<br>最大入力容量：1.2kW×1系統<br>出力系統：定格0.5A（最大1.0A×20系統）<br>ヒータ制御精度：±2.0℃<br>ヒータ制御周期：100msec |
| 外形寸法・重量 | 610×300×300 (mm)<br>30.23kg 以下  |
| 消費電力    | 最大 22.2W  |

第14図 HCTL

ヒータのON/OFF制御は、HCTLに接続された温度センサの入力に基づき、予め各ch.に設定されたヒータON/OFF設定温度に基づき自身の持つソフトウェア処置により実行される。なお、シャトル打上から初期起動までは、外部からのコマンド指示・テレメトリモニタなしに自律的にヒータのON/OFF制御を行う機能を有している。

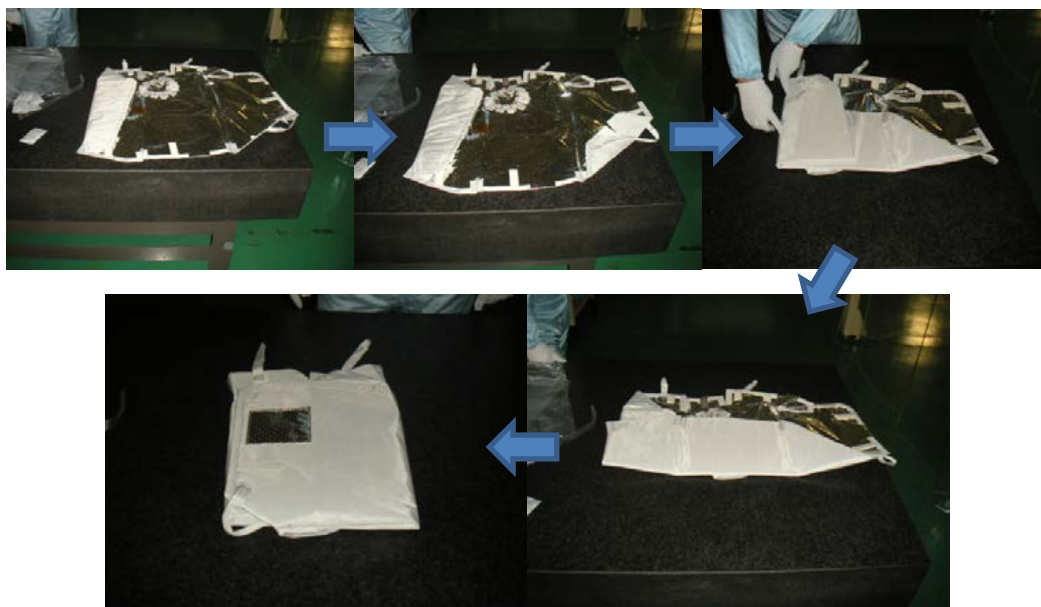
HCTLは船内実験室に2台、船内保管室に1台搭載されており、排熱は機器取付面から与圧構造への伝導及び機器表面からの放射による。

##### (2) MLI

MLIは、20層のアルミ蒸着したカプトンシートを積層した放射断熱材である。構造殻外部全体を包み込むように艀装し、外部環境の熱的变化の影響を最小化するものである。一部船外活動で取り付けるものを除き、軌道上での取付・取外しは実施されない。

MLIはバンパ側に取り付けられており、故障時の交換はバンパアセンブリとして一体で交換される。なお、このような特殊な取り付け方法を採用しているのは、MLIの取り付け方でその断熱性能が大きく変わるためである。

MLIの部品点数は船内実験室／船内保管室で合計約1,100点である。クルーの船外活動により軌道上取外し・取付を行うMLIのうち、一部についてはクルー要望により軌道上での運搬性を重視した設計（折りたたみを考慮した設計）となっている（第15図参照）。

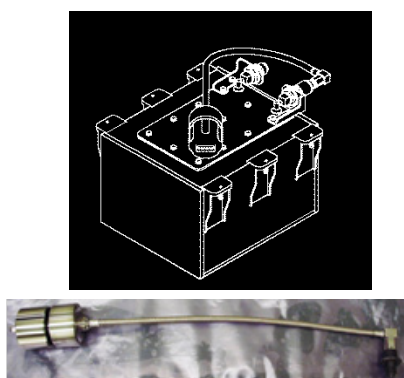


第 15 図 MLI

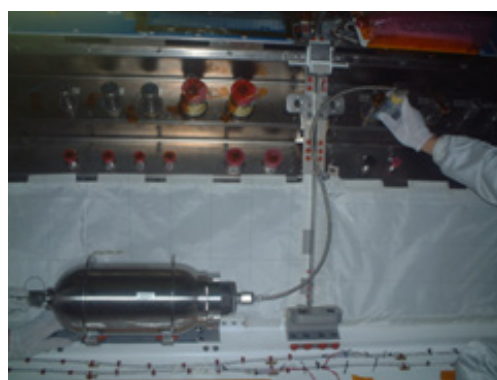
### (3) 小型アキュムレータ

本装置は、「きぼう」ユニークな ATCS コンポーネントであり、打上時／軌道上保全時にのみ使用される。打上中は冷却水の温調／循環が行われなため、本装置により環境温度変化による冷却水の体積変化を吸収し系統内圧力を設計上の許容範囲(キャビンエア

圧力～689kPaA) に維持する。また、打上時の加速度変化による圧力変動を吸収し、負圧が生じることによる冷却水系統内へのエアの吸込みや、系統の低圧力化による空隙の発生・消滅に伴う水撃の発生を防ぐ重要な役割を果たしている(第 16 図参照)。



機器打上用／保全時用



船内実験室打上用

第 16 図 小型アキュムレータ

## 5. まとめ

本稿で紹介した事例に限らず、「きぼう」開発／軌道上運用を経て、様々な知見や経験を獲得することができた。

大型有人滞在モジュールの熱制御系技術は、冒頭でも述べたとおり重要なキー技術のひとつである。「きぼう」与圧系熱制御システムの開発を通じて得られた成果は、ISSにとどまらず、月面基地、有人推進モジュールなど、将来の有人宇宙活動に活かされるものと期待する。



## 第 15 章 「きぼう」曝露系システムの開発成果

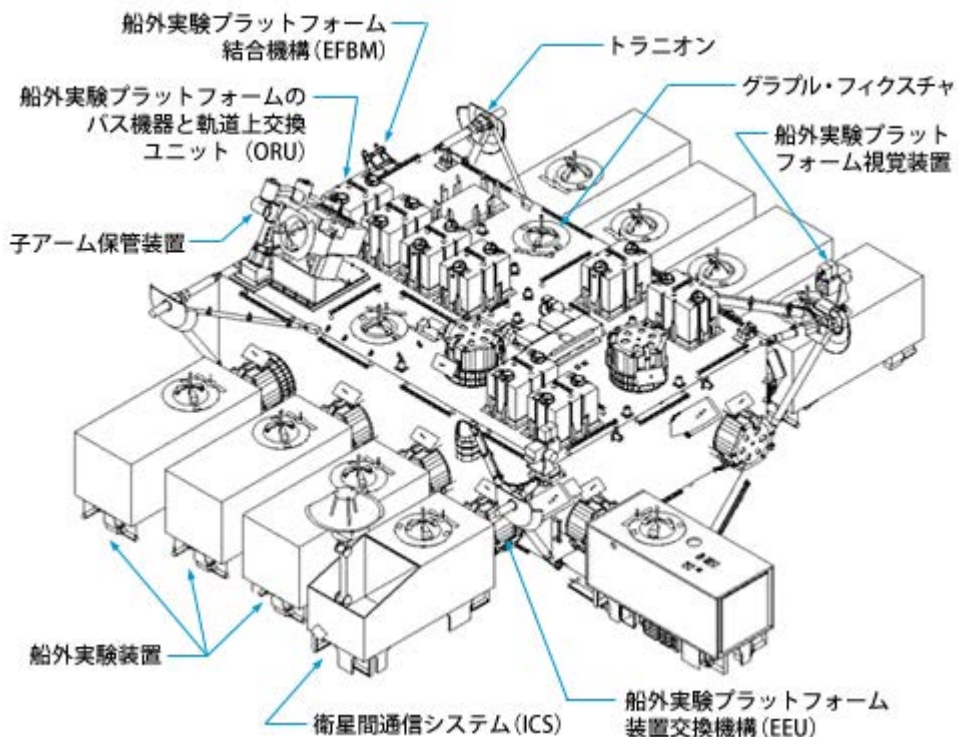
### ～船外実験プラットフォーム

#### 1. 序論

現在「きぼう」内では、多種多様な軌道上実験が順次行われており、多くの実験成果を出しつつある状況である。

船外実験プラットフォームは、第 1 図のような、大きさ約 6m×5m×4m の曝露環境実

験スペースで、最大 10 個の実験ペイロードをその周囲に取り付けて実験を行うことができる、国際宇宙ステーションの中でも最大の船外実験環境を提供できる施設である。船外実験プラットフォームからは、実験ペイロードに対し、電気・通信・排熱などのリソースを供給することができる。



第 1 図 船外実験プラットフォーム

船外実験プラットフォームは、1980 年代の概念設計から始まり、1992 年に基本設計

を完了、1998 年に詳細設計を完了し、フライト品の製作・試験、そして、ケネディ宇宙

センターへの輸送（2008年）、最終射場点検／整備が行われ、2009年7月、スペースシャトル STS-127 にて打上げられた。

現在は、打上げから3年以上が経過し、電力系、熱制御系、その他数多くの軌道上テレメトリデータを取得することができ、今も継続的にデータを取得・評価中である。

本章では、国際宇宙ステーションにおける日本初の船外システムである船外実験プラットフォームの開発成果として、その機能・性能が設計要求を満足しているかという観点で述べる。

## 2. 船外実験プラットフォームの開発成果

船外実験プラットフォームは、船内実験室に取り付けられ、電力、通信、排熱等のサービスを実験ペイロードへ提供するシステムである。その構成は、構造系、電力系、通信系、熱制御系、装置交換機構系に分かれる。

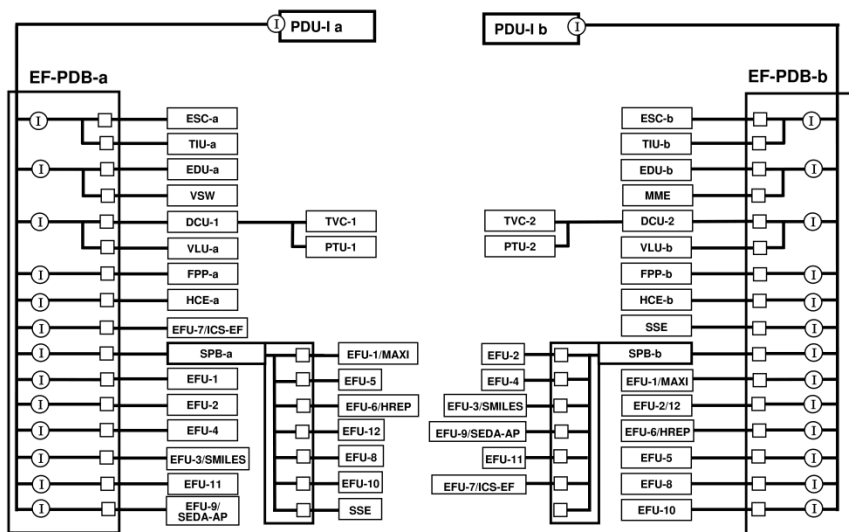
いくつかのサブシステムに対し、船外実験プラットフォームが設計通りの機能・性能を満足することができたかという観点で、軌道上テレメトリから評価し解説する。

### 2.1 電力系

船外実験プラットフォームでは、2系統（A系、B系）の主電力供給システムがあり、EF-PDBにて電力分配が行われている。また、実験ペイロードの保温用電源としてのサバイバル電力に対しては、SPBにて電力分配が行われている。（第2図参照）

2009年7月の船外実験プラットフォームの起動以降、順調に電力分配が行われ、その機能を十分に果たしている。

また、2009年8月に行われた船外実験プラットフォームのチェックアウトにおいては、すべてのシステム機器に対する電力分配が正常に行われ、すべてのシステム機器が正常に起動することを確認した（第1表参照）。



第2図 電力系システム図

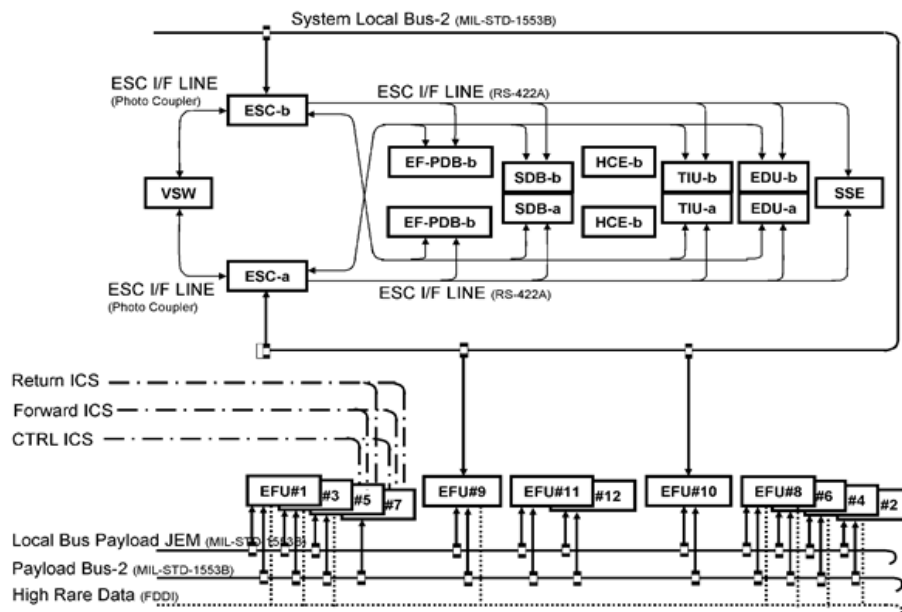
第 1 表 電力分配実績

| EF-PDB-a 系統       |       | EF-PDB-b 系統       |       |
|-------------------|-------|-------------------|-------|
| ESC-a             | 0.1A  | ESC-b             | 0.1A  |
| TIU-a             | 0.2A  | TIU-b             | 0.17A |
| EDU-a             | 10A   | EDU-b             | 10A   |
| VSW               | 0.1A  | MME               | 1.17A |
| DCU-a/TVC-a/PTU-a | 0.57A | DCU-b/TVC-a/PTU-a | 0.6A  |
| VLU-a             | 0.51A | VLU-b             | 0.49A |
| FPP-a             | 0.6A  | FPP-b             | 0.72A |
| HCE-a             | 0.26A | HCE-b             | 0.24A |
| SPB-a             | 0.11A | SPB-b             | 0.77A |
| -                 | -     | SSE               | 0.8A  |

## 2.2 通信制御系

船外実験プラットフォームでは、2 系統(A 系、B 系) の通信制御系統があり、ESC-a

および ESC-b にて、その機能を果たしている (第 3 図参照)。



第 3 図 通信制御系系統図

2009 年 8 月に行われた船外実験プラットフォームのチェックアウトにおいては、ESC-a および ESC-b とともに正常に起動することを確認した。また、船外実験プラットフォーム・システムを正常に監視・制御できることも確認した。

これにより、万が一、ESC が故障し船外実験プラットフォームのシステム制御・監視に異常が発生した場合でも、バックアップ系統の ESC により、健全に船外実験プラットフォームを運用できることとなる。

### 2.3 熱制御系

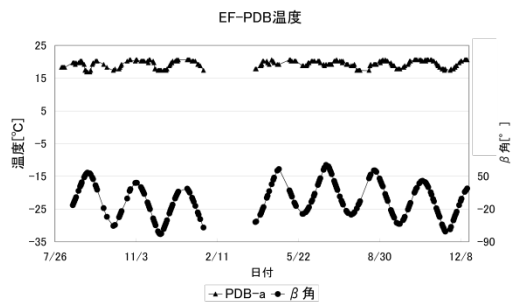
船外実験プラットフォームは、受動的熱制御系（PTCS）と能動的熱制御系（ATCS）の 2 種類の熱制御系を持ち、これにより、システムおよび実験ペイロードの熱制御を行うシステムとなっている。

PTCS は、熱制御材、ヒータとサーミスタにより、熱制御を行っている。一方、ATCS は、フロリナート（FC-72）という冷媒をポンプで循環し、機器の熱源をコールドプレートを通じて、熱交換するシステムとなっている。船外実験プラットフォームと船内実験室とは、熱交換器により、熱交換するシステムとなっている。

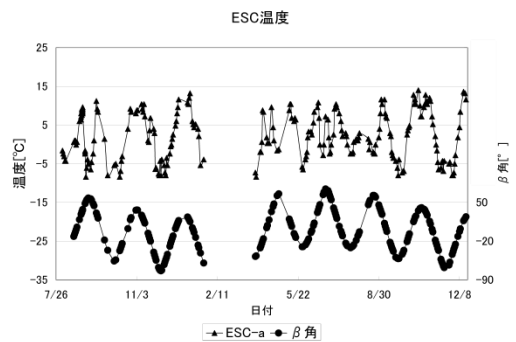
2009 年 7 月の船外実験プラットフォーム起動以降、熱制御系は PTCS、ATCS とともに健全に機能しており、システム機器の温度制御、および実験ペイロードの温度制御を行っている。

軌道上における主要システム機器の温度テレメトリデータとして、EF-PDB-a および ESC-a について、第 4-1 図および第 4-2 図に示す。EF-PDB は PTCS および ATCS により温度制御されているため、比較的溫度制御範囲が狭い領域で制御されていることが分かる。一方、ESC は PTCS のみの温度制御

であり、積極的に輻射による熱制御を行っているため、外部熱環境（ $\beta$  角）の影響を大きく受けていることが分かる。EF-PDB-a、ESC-a のどちらも、機器の許容温度範囲内にて温度制御されており、熱設計が妥当であったことが確認された。

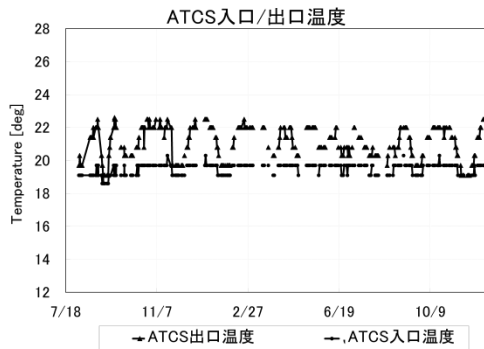


第 4-1 図 軌道上運用における機器温度  
(EF-PDB)

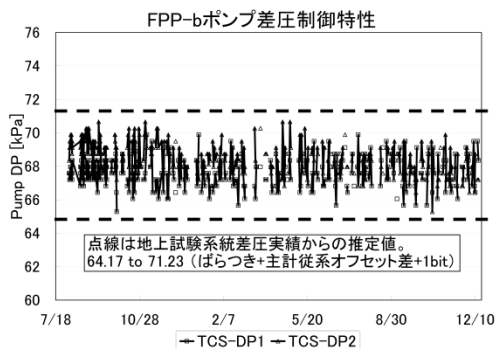


第 4-2 図 軌道上運用における機器温度  
(ESC)

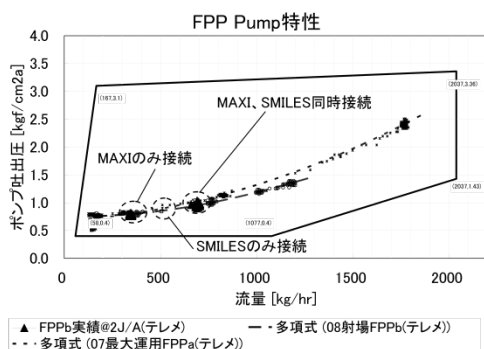
また、ATCS 入口／出口温度、ポンプ差圧制御特性およびポンプの運転状況について、第 5～7 図に示す。



第 5 図 軌道上運用における  
ATCS 温度制御状況



第 6 図 軌道上運用における  
ポンプ差圧制御特性



第 7 図 軌道上運用におけるポンプ運転状況

上記の図から、ポンプは規定範囲内の制御で運転されており、設計どおりに駆動していることが確認できた。

なお、ATCS 冷媒の定常リーク量が設計の想定値（解析値：0.335 [L/年]）に対して若干大きい（0.45 [L/年]：工学値変換パラメータ誤差修正後の値）。実績値は誤差等（体積センサ誤差：±1.2 Liter、冷媒温度の影響等）を含んでおり、ばらつきもみられるため、問題はないと考えるが、トレンドモニタを継続することとしている。

## 2.4 装置交換機構系

装置交換機構系は、実験ペイロードの結合・分離およびリソース供給するためのサブシステムで、以下で構成されている。

- EFU：EF 側結合ユニット（第 8 図参照）
- PIU：ペイロード側結合ユニット（第 9 図参照）
- EDU：EEU ドライバユニット



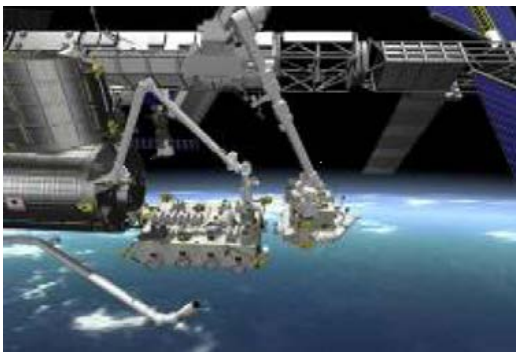
第 8 図 EFU





第 9 図 PIU

2009 年 7 月のスペースシャトル STS-127 による組立作業においては、船外実験パレット、実験ペイロード 3 式 (MAXI、ICS-EF、SEDA-AP) をこの結合機構を用いて船外実験プラットフォームへ結合し、それぞれの EFU を介して健全にリソース供給ができることを確認した。(第 10 図、第 11 図参照)



第 10 図 船外パレット移設



第 11 図 実験ペイロード移設

また、2009 年 9 月に打ち上げられた HTV 初号機においては、曝露パレットおよび実験ペイロード 2 式 (SMILES、HREP) が船外実験プラットフォームへ結合し、それぞれの EFU を介して健全にリソース供給ができることを確認した。

これらの結合・分離作業は、ロボットアームと結合機構との協調動作において行われた。SSRMS (NASA) および JEMRMS (日本) という 2 種類のロボットアームとの協調動作において、EFU/PIU が健全に所定の調芯性能を果たすことが立証された。

## 2.5 微小重力環境

船外実験プラットフォームには、微小重力計測装置 (MME : Micro-gravity Measurement Equipment) という重力加速度レベルを計測する装置が搭載されており、これにより船外実験プラットフォームにおける  $\mu G$  レベルを計測することができる。2009 年 11 月の MME チェックアウトにおける  $\mu G$  レベルの計測結果を第 12 図に示す。

開発要求では、第 12 図の点線に示す要求レベル (JEM Payload Accommodation Handbook Vol.3) を満足するように設計されており、チェックアウトにおいて計測した

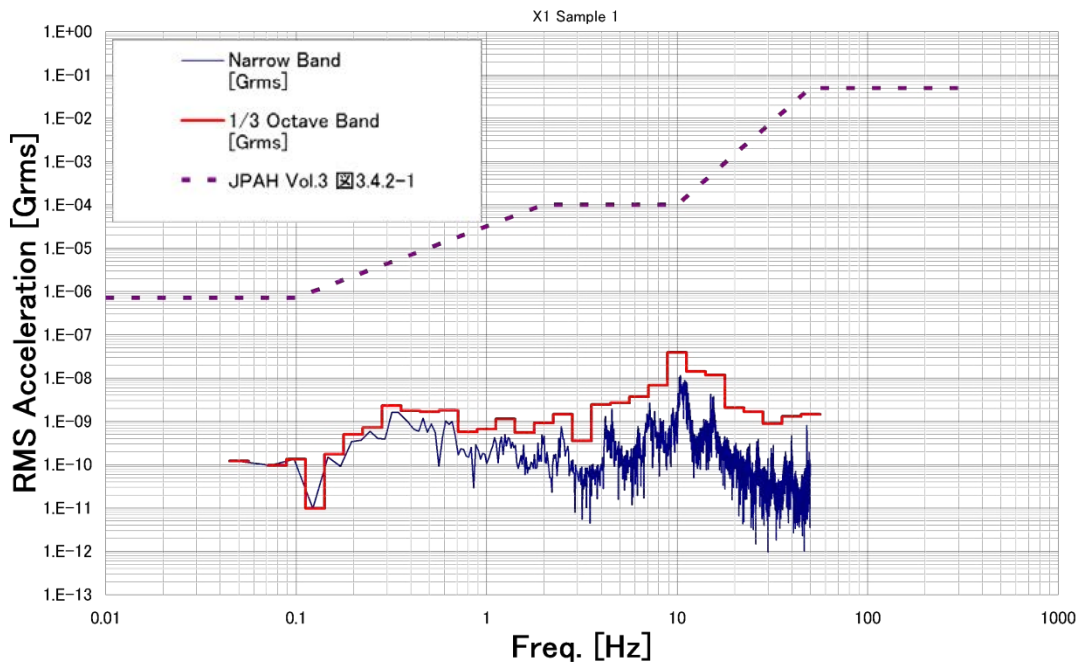
$\mu$  G 計測結果（第 12 図の赤線）から、この要求を満足することが確認できた。

### 3. まとめ

本章 2 項. で解説した通り、船外実験プラットフォームが設計通りの機能・性能を満足

することが軌道上テレメトリデータより確認できた。

船外実験プラットフォームは 25 年近い開発期間を経て、無事、完成することができた。この長期間に開発に携ってこられた多くの人々に感謝申し上げます。



注) JPAH Vol.3 : NASDA-ESPC-2563A

JEM PayloadAccommodationHandbook

Vol.3 曝露部/ペイロード標準インターフェース管理仕様書

第 12 図  $\mu$  G 環境

## 第 16 章 「きぼう」曝露系システムの開発成果

### ～船外パレット

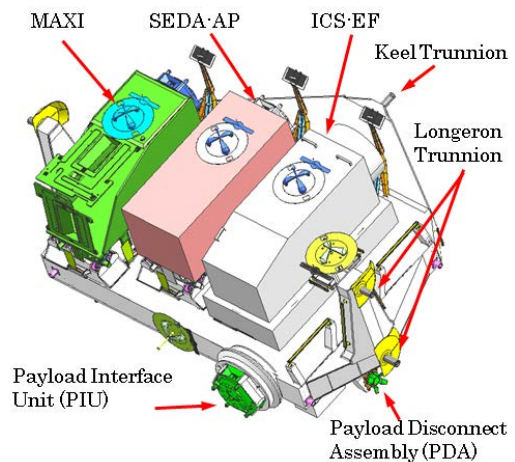
#### 1. 序論

「きぼう」の曝露系システムの 1 つである船外パレット（ELM-ES：Experiment Logistics Module-Exposed Section）は、2009 年 7 月にスペースシャトル STS-127 にて船外実験プラットフォーム（EF：Exposed Facility）と共に打ち上げられ、輸送した船外実験装置（ペイロード）の移設も無事完了し、STS-127 で帰還した。

船外パレットは第 1 図に示す形態で、大きさ約 4.9×2.2×4.1m（ペイロード含む）、質量約 2500 kg（ペイロード含む）であり、船外実験プラットフォームへ取り付け運用される曝露ペイロード 3 個（衛星間通信システム曝露系サブシステム（ICS-EF：Inter-orbit Communication System - Exposed Facility）、全天 X 線監視装置（MAXI：Monitor of All-sky X-ray Image）、宇宙環境計測ミッション装置（SEDA-AP：Space Environment Data Acquisition equipment - Attached Payload））を搭載した。船外パレットは、シャトルの打上げ・飛行中は、ペイロード分離組立（PDA：Payload Disconnect Assembly）を介してシャトルから受電し、アンビリカル接続機構（UCM：Umbilical Connector Mechanism）を通じてペイロードへ保温用電力を供給した。

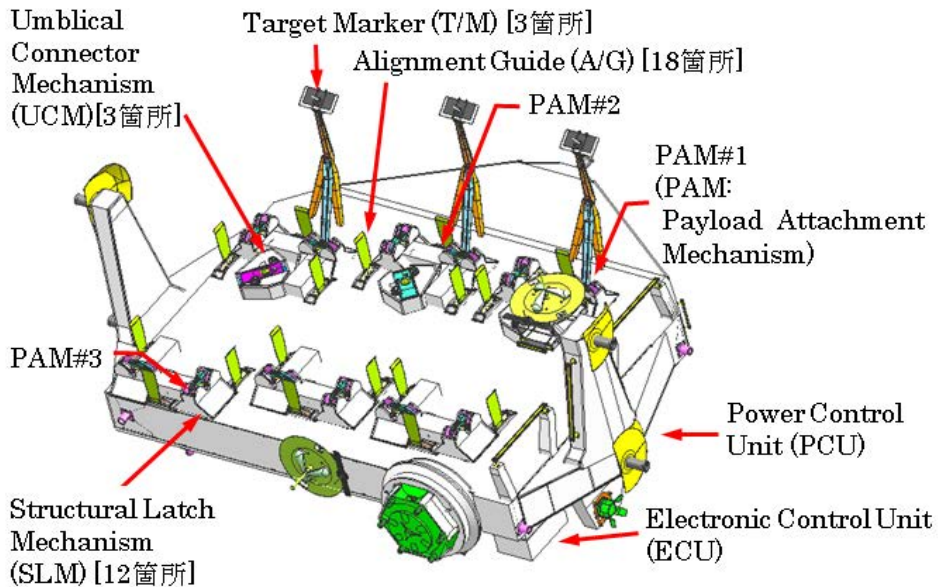
船外パレットは、1980 年代の概念設計によって開発が始まり、基本設計、詳細設計を

経て、フライト品の製作・試験、2008 年のケネディ宇宙センターへの輸送、最終射場点検へと至り、スペースシャトル STS-127 による打上げ、軌道上での曝露ペイロードの移設を完了し、地上へ回収されて、全てのミッションを達成した。



第 1 図 (1/2) 船外パレット  
(ペイロード搭載状態)

本章では、日本初の国際宇宙ステーションへの船外実験装置打上げキャリアである船外パレットの開発成果について、その実際の運用結果も踏まえ、機能・性能が設計要求を満足したかとの観点で整理を行った。



第 1 図 (2/2) 船外パレット (ペイロード非搭載状態)

## 2. 船外パレットの開発成果

船外パレットは、ペイロード 3 個を搭載してスペースシャトルにより打上げられ、スペースシャトルおよび ISS のロボットアームによって船外実験プラットフォームに輸送・係留された後、ペイロードの「きぼう」ロボットアームによる船外プラットフォームへの移送を支援するシステムである。具体的な支援としては、ペイロードの着脱機能に加え、ペイロードと通信を行い、電力を供給し、温度を所定温度範囲に維持する機能を有している。

代表的な機能と運用結果を以下の通り整理した。

### 2.1 機構系

ペイロード取付け機構 (PAM : Payload Attachment Mechanism) は、構造ラッチ機構 (SLM : Structural Latch Mechanism)

を介してペイロードを固定するとともに、軌道上できぼうロボットアームを使ってペイロードを移動させるときにペイロードの取付け・取外しを行う機構である。UCMを通じてペイロードへ保温用の電力を供給する機能も有する。

実際の運用においては、打上げ時／軌道上での環境 (振動や熱) に対して問題なくペイロードを維持すると共に、ロボットアームとの協調運用によりペイロードの取外しを完了することができた。

なお、ペイロードの一つである SEDA-AP を取外す際、ラッチ機構のソフトドック停止状態において、SLM#2-1、SLM#2-2 のモータが回転する事象が発生した。解析の結果、UCM のバネにより生じた反力によって SLM のペイロード把持部 (クロー) が持ち上げられ、モータが回転したことが分かった。

## 2.2 制御電子装置 (ECU : Electronic Control Unit)

ECU は、電力供給制御機能 (PCU からの一次電源 120VDC から二次電源を供給)、データ管理／通信制御、PAM 制御機能、保温制御機能を有している。

打上げ時と軌道上運用において、全ての機能を問題なく制御することができた。

## 2.3 電力分配制御装置 (PCU : Power Control Unit)

外部 (スペースシャトルや船外実験プラットフォーム) からの電力供給 (120VDC) を受け、この電力を各機器 (ECU、PAM ドライバ、PAM ヒータ、ペイロードヒータ) へ分配する機能を有している。打上げ時と軌道上運用において、ヒータに電力を供給し、所定の温度範囲に制御すると共に、ECU や PAM へ所定の電力を供給することができた。

## 2.4 装置交換機構 (PIU : Payload Interface Unit)

PIU は、軌道上で船外パレットを船外実験プラットフォームに結合するための機構であり、結合後は船外実験プラットフォームからの電力供給や両者の双方向通信を可能とする。

軌道上運用においては、所定の機能を満足することができた。

## 3. 設計変更

以下の各項では、運用計画の変更等に伴い実施した設計変更を紹介する。

### 3.1 ペイロードの見直し

船外パレットは船外実験プラットフォームに取付けるペイロードを 3 個搭載する機

能を有している。当初、搭載が予定されていたペイロードは、PAM#1 に衛星間通信システム曝露系サブシステム (以下、ICS-EF)、PAM#2 に宇宙環境計測ミッション装置 (以下、SEDA-AP)、PAM#3 に子アーム打上装置 (以下、STC) であったが、これを見直し、STC を全天 X 線監視装置 (以下、MAXI) へ変更した。これに伴い、PAM の機能の見直しを実施した。

### 3.2 DCLA・VLA 対応

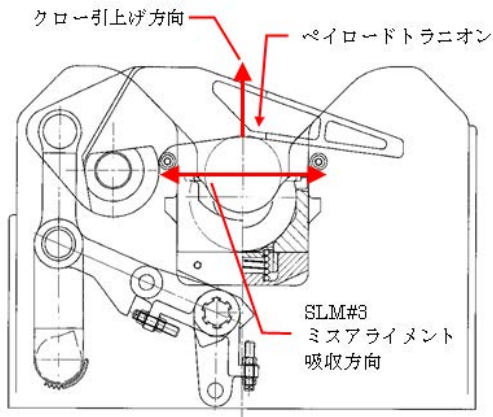
スペースシャトルによる打上げ・着陸時の振動環境を模擬した柔結合解析 (DCLA : Design Coupled Loads Analysis) において、ペイロード (SEDA-AP、MAXI) と SLM とのインターフェース荷重が当初想定していた荷重を上回ることが判明した。その場合、次の理由により非線形な挙動を示すこととなり、線形挙動を前提とした柔結合解析の有効性が言えなくなるため、これに対応し、SLM ペイロード把持時の結合予圧を増し、摺動抵抗を増加する様にペイロードトラニオンの径を変更することとした。これにより非線形になる可能性を極力抑えることとした。

クローを引上げる方向のインターフェース荷重が結合予圧を越えた場合、剛性値が低下し、非線形となる。

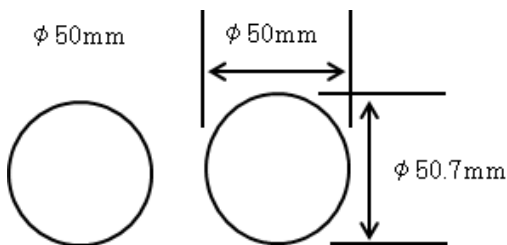
ペイロードを把持する SLM4 式のうち 1 式 (SLM#3) は、ペイロードを PAM へ搭載する際のアライメントを吸収するため、他の SLM より自由度が多い機構となっている。クローが締結された状態では、クローの締付け力に伴う摺動抵抗により、この自由度方向には動かない設計としているが、打上げ／着陸振動に伴うインターフェース荷重が摺動抵抗を越えた場合、SLM の機構が滑り、かた当たりすることにより非線形となる。



SLM のペイロードトラニオン把持状態を第 2 図に、トラニオン径の変更を第 3 図に示す。



第 2 図 SLM ペイロードトラニオン  
把持状態



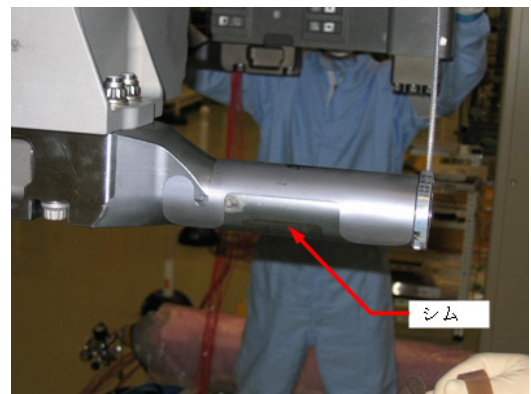
第 3 図 トラニオン径  
(クロー締結方向の径) 増加

その後、NASA が実施した打上げ前の最終検証解析（VLA：Verification Loads Analysis）の結果において、ICS-EF と SLM のインターフェース荷重が当初想定していた荷重を上回ることが判明した。この場合、SEDA-AP、MAXI と同様に非線形挙動となる恐れがあるため、結合与圧を上げる為の手段として、シムの追加を実施した。これによ

り、結合予圧・摺動抵抗がインターフェース荷重を上回ることが可能となった。シムの追加を第 4 図、第 5 図に示す。



第 4 図 ペイロードトラニオン(シム追加前)



第 5 図 ペイロードトラニオン(シム追加後)

### 3.3 キールカメラターゲット追加

船外パレットはスペースシャトルによる地上への回収が可能な設計としていたが、具体的な回収計画は開発期間を通じて明らかとなっていなかった。しかし、船外パレットが軌道上に留まると国際宇宙ステーションのロボティクス運用への制約となるため、船外パレットを打上げたスペースシャトルで回収することが決定された。

その際、船外パレットをスペースシャトルへ再搭載する際にクルーがカメラでスペースシャトルとの相対位置を確認するため、スペースシャトルのキール部に搭載されたカメラで視認可能なターゲット（キールカメラターゲット）を設けるよう NASA より要求があり、これを追加した。

キールカメラターゲット取付け状態を第 6 図と第 7 図に示す。



第 6 図 キールカメラターゲット取付

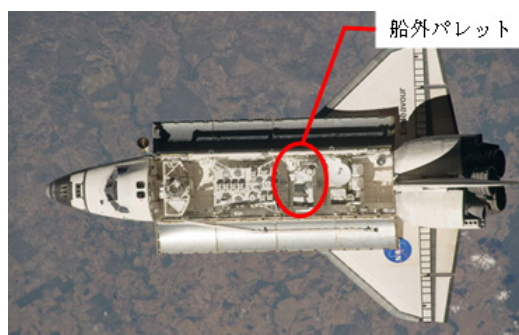


第 7 図 キールカメラターゲット取付(全景)

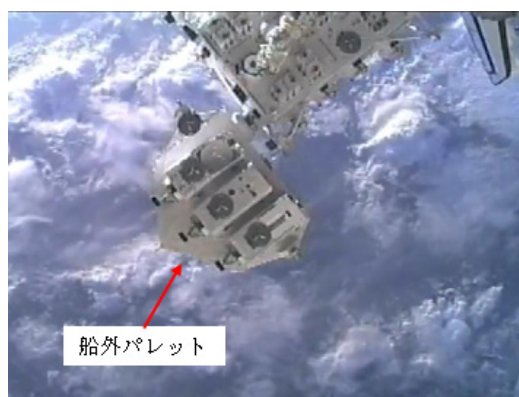
#### 4. 運用

船外パレットは「きぼう」の船外実験プラットフォームと共にスペースシャトル「エンデバー号」(STS-127) によって打上げられた。スペースシャトル打上げ時の搭載状態を第 8 図に示す。

船外パレットが、船外実験プラットフォームに結合された状況を第 9 図に示す。



第 8 図 スペースシャトル打上げ状態



第 9 図 軌道上の船外パレット  
(ペイロード移設前)

船外パレットは、軌道上でペイロードの移設を無事完了し、スペースシャトルに搭載されてケネディ宇宙センターに帰還した。

その後、船外パレットは筑波宇宙センター

に移送され、帰還後の点検により機能／性能上問題なく作動することが確認された。帰還後点検の内容と結果は下表の通りである。

第1表 ICS チェックアウト項目実施結果

| # | 点検内容                | 結果   | 評価   |
|---|---------------------|--|--|
| 1 | 外観点検 (*1)           | <ul style="list-style-type: none"> <li>・デブリの衝突痕はなし</li> <li>・SLM の摺動痕あり</li> <li>・ベルクロ剥れ (5箇所) あり</li> <li>・SLM 外観の染み (3箇所) あり</li> </ul>                    | ・ベルクロ剥れは接着剤の劣化によると考えられる。   |
| 2 | ELM-ES 起 動 確認       | ・電源投入後の 1553B データフレームにより正常に起動したことを確認   | ・フライトによる影響無し   |
| 3 | ペイロード電源供給確認         | ・On 時ペイロード側受電電流値 0.98～100A   | ・フライトによる影響無し   |
| 4 | PAM 保温機能確認          | ・ヒータ On 時電流上昇値 0.55A   | ・フライトによる影響無し   |
| 5 | SLM#1-1 ～ #1-4 機能確認 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・動作時間：<br/>ソフトドック時 16.7～18.9s<br/>オープン時 38.2～410s</li> <li>・消費電流値：フライト前とほぼ同等</li> <li>・リンク隙間確認：フライト前とほぼ同等</li> </ul>  | <ul style="list-style-type: none"> <li>・フライトによる影響無し</li> <li>・但しフライト中の不具合 (*2) は再発せず。</li> </ul> |
| 6 | SLM#2-1 ～ #2-4 機能確認 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・動作時間：<br/>ソフトドック時 18.0～18.9s<br/>オープン時 38.2～39.3s</li> <li>・消費電流値：フライト前とほぼ同等</li> <li>・リンク隙間確認：フライト前とほぼ同等</li> </ul> | ・フライトによる影響無し   |
| 7 | SLM#3-1 ～ #3-4 機能確認 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・動作時間：<br/>ソフトドック時 17.3～19.3s<br/>オープン時 38.0～39.3s</li> <li>・消費電流値：フライト前とほぼ同等</li> <li>・リンク隙間確認：フライト前とほぼ同等</li> </ul> | ・フライトによる影響無し   |

(\*1)：2月に別途実施した M&P TIM において、PAM ターゲットマーカ及び FRGF ベースプレー ト背面の銀メッキナットに原子状酸素または帰還後の環境の影響によるものと考えられる変色が認められたが、現在は曝露環境で使用する機器には銀メッキの使用を禁止している。

(\*2)：軌道上での ICS-EF 移設時に、OPEN 状態を示すべきマイクロスイッチが作動しなかった不具合。軌道上で発生した原因は重力の影響、摩擦係数の差などによるものと考えられる。

## 5. まとめ

船外パレットは、25 年近い開発期間を経て、STS-127 による打上げ、軌道上運用、回収を通じて設計通りの機能・性能を発揮し、日本初の国際宇宙ステーションへの船外実験装置打上げキャリアとしてのミッションを、成功裡に完了した。ELM-ES はシャトルによる複数回の打上げ、回収が可能なシステムとして開発されたが、コロンビア号の事故を踏まえたスペースシャトルの退役により、残念ながら、その再飛行が実現することはなくなった。その任務は HTV の曝露パレット（EP）によって引き継がれることとなったが、ELM-ES の開発及び運用を通じて培われた技術は、EP の開発・運用に活かされている。ELM-ES のフライト品は、一部の構成品（FRGF、PIU、ハンドレールとハンドホールド）が他プロジェクトでの利活用検討のために取り外された状態で、現在、宇宙ステーション試験棟にて保管されている。

## 第 17 章 「きぼう」衛星間通信システムの開発成果

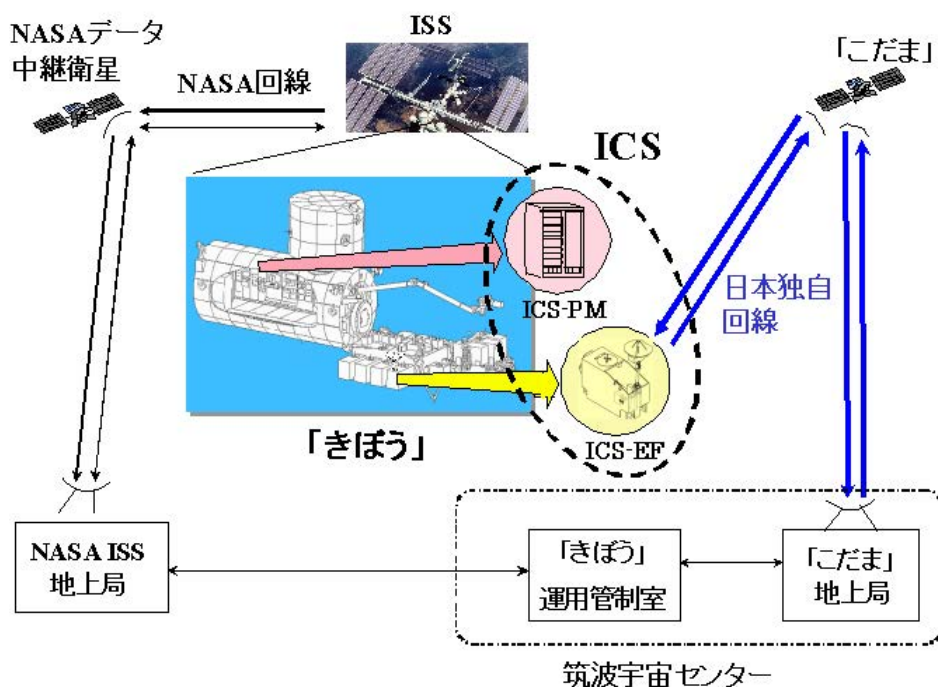
### 1. 序論

「きぼう」衛星間通信システム（ICS：Inter-Orbit Communication System）は、「きぼう」と「筑波宇宙センター（TKSC）」との間の、NASA のシステムを介さない直接通信を実現するために「きぼう」側に搭載されているシステムである。

第 1 図に国際宇宙ステーション（ISS）／地上間通信アーキテクチャを示す。ISS の主回線は NASA データ中継衛星システムが受持つ一方で、ICS システムは「こだま」経由

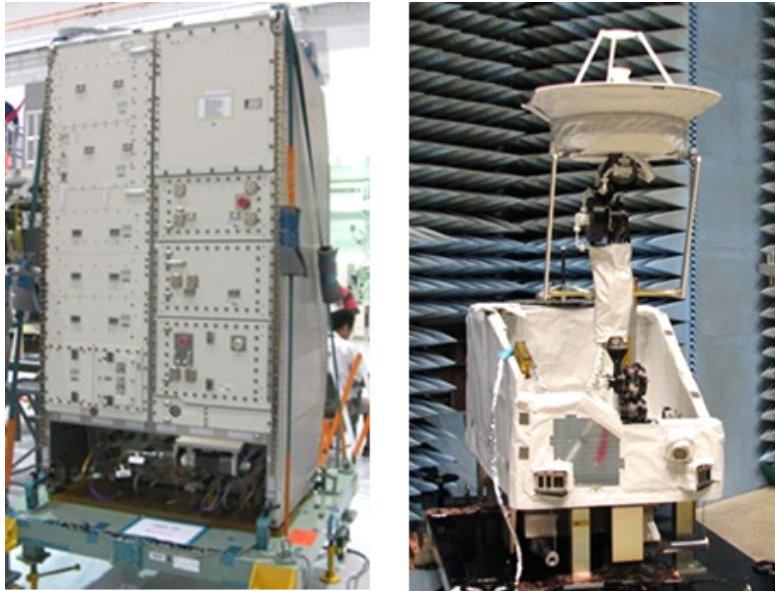
での日本独自の回線確立に供される。

ICS は与圧系サブシステム（ICS-PM）（第 2 図左）と、曝露系サブシステム（ICS-EF）（第 2 図右）とから構成される。ICS-PM は ICS 全体の管理を行うと共に、システム機器や実験機器の送受信データの多重化や変復調などの処理を行う。ICS-EF は、送受信用アンテナ及びその駆動装置、周波数変換器、高出力電力増幅器、各種センサ（地球センサ、太陽センサ、慣性基準装置）などから構成され、RF 信号処理を行う。ICS の構成を第 3 図に、主要緒元を第 1 表に示す。

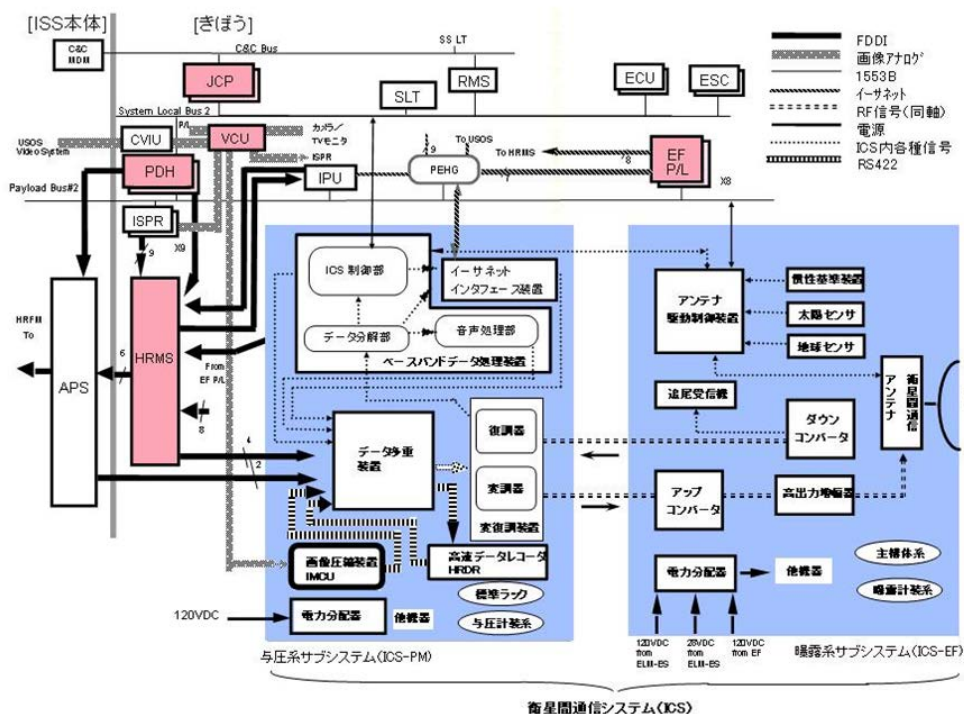


第 1 図 国際宇宙ステーション（ISS）／地上間通信アーキテクチャ





第2図 与圧系サブシステム (ICS-PM) (左) 及び曝露系サブシステム (ICS-EF) (右)



第3図 衛星間通信システム (ICS) の構成

第 1 表 衛星間通信システム主要緒元

| Item                     | Characteristics   |
|--------------------------|---|
| Return Link I/F          | Ka: 26.35GHz<br>QPSK (50Mbps) (I:Q=1:1), LHCP<br>EIRP: 52.4 dBW   |
| FWD Link I/F             | Ka: 23.385GHz, BPSK (3Mbps), LHCP<br>Rx Sensitivity: -95dBm (Min.)  |
| FWD Beacon               | Ka: 23.54GHz, LHCP  |
| Baseband I/F             | CCSDS 701.0-B-2, Advanced Orbiting Systems (AOS)  |
| Baseband Data Processing | Multiplexing : 11ch<br>De-multiplexing : 4ch<br>Recording Capacity: 20Gbits   |
| Downlink Data            | Total 50Mbps<br>- JEM System/RMS/ICS H&S data<br>- File transfer data<br>- High Rate data<br>- Ethernet data(downlink)<br>- Video data<br>- ICS audio data<br>- Playback data of above data |
| Uplink Data              | Total 3Mbps<br>- JEM System/RMS/ICS command<br>- File transfer data<br>- Ethernet data(uplink)<br>- Payload command<br>- ICS audio data<br>- Forward bitstream data                         |
| Weight                   | ICS-PM: 360 kg (except HTV PROX)<br>ICS-EF: 330 kg  |
| Power                    | ICS-PM: 210W (except HTV PROX)<br>ICS-EF: 230 W (except Heater Power)   |
| Size                     | ICS-PM: 2m(H)*1m(W)*0.86m(D)<br>ICS-EF: 2m(H)*0.8m(W)*1.8m(D)   |

## 2. 開発成果

衛星間通信システムの開発成果の第一は、「有人システム上に構築した我が国初めての日本独自通信回線の実現」である。

次に、着手時に与えられた開発期間が短かったことから「PFM 単一開発」にチャレン

ジし、それに成功したことである。

また、ISS 自体が有人システムであることから有人対応技術の面でも様々な成果を得ることができた。

### 2.1 有人システム初の日本独自通信回線の実現

ISS 計画の初め、ISS の管理は NASA が全て実施する、従って通信回線も ISS と NASA 地上局とを結ぶ通信回線 (NASA データ中継衛星経由)のみとすることを NASA は主張していた。

これに対して JAXA 側は「きぼう」のコントロールや実験データダウンリンク伝送の自由度を増すために独自の通信回線を保有することを交渉し続け、ロシアの参加を契機に、各参加機関が独自に通信回線を保有できることが合意された。

通信技術自体は従来の人工衛星の延長線上であるが、有人宇宙システムにおいて独自の通信回線を得ることの意義は非常に大きい。この回線を通じて、日本初の有人宇宙システムである「きぼう」に対する独自管制技術を習得する機会が与えられたからである。衛星間通信システムとしても、以下に示すような成果を得ることができた。

#### (1) 柔軟構造物に設置された状態での高精度捕捉追尾系の構築

時刻・位置・速度は ISS 本体の情報から得られるが、姿勢については ISS が柔軟構造物であることから自身で検知する必要がある、人工衛星搭載と同じく姿勢センサ 3 種 (慣性基準装置、地球センサ、太陽センサ) を有して高精度姿勢決定する。併せて「こだま」位置を内部計算機で軌道伝播により求める。ISS から配布の時刻・位置・速度には伝送遅延に伴い誤差が大きく、また柔軟構造物であることから姿勢擾乱も大きい中で、上記

情報を処理・必要な捕捉追尾精度を得るアルゴリズムを構築した。

### **(2) CCSDS AOS (\*) 勧告完全準拠双方向通信&マルチメディアデータの多重/分解処理**

リターン／フォワードリンクの双方向について、宇宙機通信用に標準化が行われた CCSDS AOS 勧告に完全準拠した通信を実現した。これにより、今後の宇宙機開発を含めた標準化及び国際的なインタオペラビリティ確保を高めることができた。またこの勧告準拠の通信リンクのもと、MIL-STD-1553B データ、FDDI (\*) 光ファイバ、NTSC/MPEG ビデオ、音声、イーサネットといったマルチメディアのデータ通信を宇宙において実現した。

(\*) CCSDS AOS: Consultative Committee  
for Space Data Systems Advanced  
Orbiting Systems  
FDDI: Fiber-Distributed Data  
Interface

### **(3) 国際貢献**

日本独自の通信回線ではあるが、NASA TDRS と Ka 帯において回線が成立する設計となっている。また開発当初は ESA ARTEMIS とも通信することを計画していた。このため、日本国内での使用のみならず、NASA/ESA 衛星との相互データ通信という国際貢献に寄与できるシステムとなっている。

## **2.2 PFM 単一開発**

周知の通り、宇宙機開発は、3段階開発(開発モデル・EM: エンジニアリングモデル・FM: フライトモデル)、または2段階開発(EM・FM)で行うことが多い。これは開発モデルまたは EM を製作することで設計や製造技術上の問題を洗い出し、それを FM に

反映し、確実な開発を行うためである。ところが、衛星間通信システムは2.1節に述べた事情により開発着手が「きぼう」の他システムから数年遅れたため、打上げまでに残された時間が少なく、従って「プロトフライトモデル(PFM)」のみの開発で行うこととなった。これを実現するために取った方策は以下の通りである。

### **(1) 人工衛星技術の活用**

従来の人工衛星用の設計、機器を可能な限り活用した(UPC/DNC/HPA/TRKRX (\*) 等の RF 機器や、姿勢センサは衛星用機器を活用)。これにより設計要素は小さくなり開発スケジュールは抑えられたが、反面 NASA 有人システムの部品・材料要求への適合証明のための解析・試験・書類作成作業は膨大になった。

(\*) UPC: Upconverter

DNC: Downconverter

HPA: Hi Power Amplifier

TRKRX: Tracking Receiver

### **(2) 部分開発モデルの製作**

開発要素が高い機能要素に限定して部分開発モデルを製作した(CCSDS AOS 勧告完全準拠の多重化/分解機能、イーサネット/CCSDS 変換処理機能)。これによりこの機能要素のフライト品開発をスムーズに行うことができた。

### **(3) 民生ボードの活用**

一般に専用 IC で処理を行っている MPEG 圧縮、イーサネットプロトコル、ITU-T 音声変換について宇宙搭載化された IC が無く、これらを開発している時間は無かった。そのため民生品の処理ボードを評価し、宇宙搭載化した。部品一点毎の評価データは揃えられないが、ボードレベルあるいは装置レベルで安全性を評価する、また内部冗長構成を採用することで信頼性の不足を補

った。これにより要求のスケジュールを満足するとともに、民生品ボードをバス機器の一部として宇宙搭載化する技術を獲得することができた。

#### (4) モックアップの製作

ICS-PM の ORU (\*) 交換（故障時の宇宙飛行士による装置交換）に対応したクローアクセス性向上の実装確認のため、モックアップ（紙、アクリル使用）を製作して 3 次元的なアクセス性設計を確認することでフライト品に反映した。

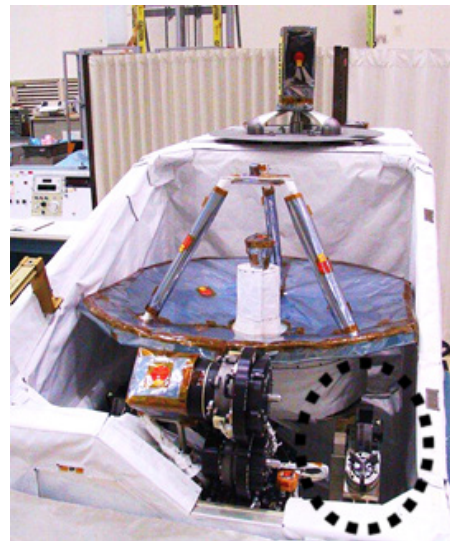
### 2.3 有人対応技術

ISS は宇宙飛行士によるロボットアーム操作、船外活動（EVA）による組立・保守作業、船内での実験装置操作等、宇宙飛行士なくしては成り立たないシステムであり、従って操作性の確保は勿論、宇宙飛行士に対する安全性の確保が最重要課題になる。

ここでは特に苦労した安全性確保に関する 2 アイテムについて報告する。

#### (1) アンテナ保持機構

通信運用中は第 2 図右の様にアンテナを立てた形態であるが、打上げ及び回収時はシャトルオービタ搭載のため構体内に収納する。このとき、振動により誤って飛び出すとオービタ破壊、ひいては人命損失につながるため、高い安全性が求められる。開発当初の NASA 要求は 1 故障許容であり、それに基づき設計・製作を完了したが、その後 NASA 要求が 2 故障許容に変更されたため、大変更を余儀なくされた。フェーズ的に電氣的 I/F は変更不可であるため EVA 作業だけで固定及び解除が行え、かつ 2 故障許容を満足するアンテナ保持機構（第 4 図）に変更した。



第 4 図 アンテナ保持機構

#### (2) RF 放射制御

衛星間通信システムは通信が目的のため RF 放射は必要な行為であるが、一方ではこれが当たることによって機器誤動作、EVA 装置の誤動作（人命損失）、目の損傷等の被害をもたらす。この対策として以下の手法を採用した。

- a) 固定構造物の大部分に対して機械的にアンテナレフを向かせない機構を採用。
- b) 他部分に対しては、計画立案時にその部分を考慮してこだまとの通信時間帯を決定し、RF 放射開始・停止時刻を含む自動コマンドにより運用する。
- c) 上記 b) による自動運用と並行して、アンテナ向きと放射有無を自身でモニタし、放射禁止方向で放射検知したら自動停止する機能を有する。
- d) EVA クルーに対しては、アンテナとの距離がある範囲内で作業する場合は、2 故障許容に基づく放射停止処置を行う。



上記 b)、c) は、計算機のソフトウェア処理により実現するものであるため、それが NASA 安全要求を満足することの証明は、計算機・ソフトウェアの構成、コマンド体系、処理アルゴリズム等に基づき論理的に組み立てた証明とする必要があった。NASA はこれらを体系的に整理した CBCS (Computer Based Control System) 理論を有しており、これに合致するように論理を組立て、解析・試験を実施して証明を完了した。

このように組立てた RF 放射制御機能も、衛星間通信システムの大きな開発成果のひとつである。

### 3. 軌道上運用状況

ICS-PM は STS-123/1J/A にて、ICS-EF は STS-127/2J/A にて、各々打ち上げられた。ICS の軌道上初期チェックアウトは、2009 年 9 月から 2010 年 1 月中旬にかけて、要求書 (JCS-1354 JEM 軌道上初期チェックアウト要求書 ICS 編) に基づき実施された。その結果を踏まえて、1 月末の「きぼう」運用管理会議において、ICS が実運用に使用できる状態にあることが確認され、2 月 1 日より定常運用に移行した。

#### 3.1 運用制約に係る国際調整

チェックアウトの実施に当たっては、NASA 並びに他の IP との間で、ハザード制御も含めた運用制約に係る技術調整と合意の文書化を精力的に実施して準備を整えた。

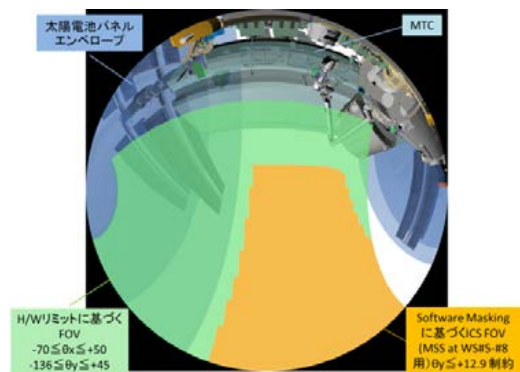
以下に、運用制約の具体例を挙げる。

(1) シャトルが ISS に係留している期間中は ICS の運用を不可とする。これは、当該期間中はシャトルの耐熱タイル保護の観点から ISS の飛行姿勢が・XVV にされることから、ICS の姿勢推定が正常に機能しないこと

と、シャトルの窓及び SRMS に対する ICS の RF 放射ハザードを抑制する目的による。

(2) ソユーズやプログレス等のドッキング等に伴う軌道上荷重イベントや ISS の姿勢変動イベント時は ICS の運用を不可とする。これは、荷重制約から、ICS の慣性基準装置 (IRU) を Hi モードにする (感度を下げる) か、もしくは遮断する必要があることと、センサの運用範囲を超えるため、地球センサ (ESA) / 太陽センサ (FSS) を遮断する必要があり、これらにより姿勢推定を継続できなくなることによる。

(3) SSRMS が左舷側トラスに係留されている場合には、SSRMS への RF 放射を抑制するため、ソフトウェアによる RF 放射マスキングの領域を大きくすることとした (第 5 図参照)。これにより、リンク時間が最大 25% 程度削減されることとなった。



第 5 図 ソフトウェアによる  
マスキングを施した ICS 視野例

これらの運用制約は、チェックアウト実施中は Chit と呼ばれる電子的な準リアルタイム計画調整ツールを用いて国際間合意の形成と文書化が行われ、定常運用移行時にはこれらの合意内容が改めてフライトルールと



して制定された。

### 3.2 初期チェックアウトの実施結果

軌道上初期チェックアウトでは、捕捉・追尾系やデータ伝送・記録系などの機能・性能、回線特性、熱制御機能に係る 18 項目のチェックアウトを実施した（第 2 表参照）。この中で、ICS 開発の最重要ポイントである高精

度捕捉追尾系の精度測定は 2 種の追尾モードで実施し、以下の測定結果を得た（第 3 表参照）。これにより、要求仕様を十分満足する精度で「こだま」の捕捉追尾が可能であることが確認できた。その他の項目についても機能・性能に問題なく、ICS が実運用に供える状態にあることが検証できた。

第 2 表 (1/4) ICS チェックアウト項目実施結果

| # | 項目  | 概要   | 実施結果  |
|---|---|--|---|
| 1 | 時刻管理機能確認                                  | ICS (PM/EF) 内部時刻の健全性を確認する。                                   | ICS の各種時刻テレメトリデータを 1 週間毎にピックアップし、トレンド評価した。各時刻は同期しており、ICS の各種時刻が正常に動作していることを確認した。  |
| 2 | アンテナ駆動確認                                  | アンテナ駆動範囲内でアンテナが正常に駆動することを確認する。                               | アンテナ駆動範囲内(ソフトウェアリミット内) で正常に駆動することを確認した。   |
| 3 | 姿勢センサ校正                                   | 以下の APE-C DB ファイルの校正を実施する。<br>・姿勢センサ校正 (LL) ファイル             | ・ LL ファイルの姿勢センサアライメント校正係数を更新し、捕捉追尾が問題なく実施できる精度に姿勢センサが校正されていることを確認した。  |
| 4 | 運用スケジュール+プロ追機能確認（短期/長期）                   | 運用スケジュールによるプログラム追尾機能を確認する。                                   | ・運用スケジュール通りに動作する事、プログラム追尾機能が正常であることを確認した。<br>・誤差角のテレメトリが評価値（ $\pm 0.367\text{deg}$ ）の範囲内に入っていることを確認した   |
| 5 | 運用スケジュール+RF プロ追機能+RF 特性 (BCN 系) 確認（短期/長期） | ・運用スケジュールによる RF プログラム追尾機能を確認する。<br>・ ICS BCN 回線の RF 特性を確認する。 | ・運用スケジュール通りに動作する事、RF プログラム追尾機能が正常であることを確認した。<br>・収束後は誤差角のテレメトリが評価値（ $\pm 0.21\text{deg}$ ）の範囲内に入っていることを確認した。<br>・DRTS からのビーコン信号の受信レベルが正常であることを確認した。 |

第2表 (2/4) ICS チェックアウト項目実施結果

| # | 項目                   | 概要  | 実施結果   |
|---|----------------------|---|--|
| 6 | 運用スケジュール+スキャンサーチ機能確認 | スキャンサーチ（コニカルスキャン）機能による捕捉が出来ることを確認する。  | 運用スケジュール通りに動作すること、スキャンサーチが想定した通りに開始し、スキャン動作によりビーコン信号を捕捉出来ることを確認した。   |
| 7 | ICS リンク 確立確認         | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ICS/DRTS 間のビーコン回線/リターン回線/フォワード回線を確認する。</li> <li>・システムテレメトリ、圧縮画像の地上伝送を確認する。</li> </ul>   | <ul style="list-style-type: none"> <li>・ICS リンク確立（BCN 回線、RTN 回線、FWD 回線の確立）を実施し、正常に確立できることを確認した。</li> <li>・MOD ON 判定機能、ブロッキング運用が正常にできており運用手順が妥当であることを確認した。</li> <li>・RTN 回線で伝送した圧縮画像（主系 5Mbps）に付いては、正常に地上で画像表示できることを確認した。</li> </ul>  |
| 8 | バイアス補正（短期/長期）        | <p>以下の APE-C DB ファイルの校正を実施する。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・アンテナ校正（DD）ファイル</li> <li>・トラッキングレシーバ温度補正（JJ）ファイル</li> <li>・トラッキングレシーバアライメント補正（OO）ファイル</li> <li>・追尾判定レベル（GG）</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>・<math>\beta</math> 角=-68.3～+21deg においてデータ取得・評価を行い、短期バイアス補正を行った。</li> <li>① RF プログラム追尾時の基準となる TRKRX 誤差電圧（角度）に対する（通信）ビーム中心は一致しており、バイアス値（DD ファイル）の設定は不要であった。</li> <li>② APM 座標と TRKRX 座標とのずれを評価し、JJ ファイルにより補正を実施した。この補正により、RF プログラム追尾の目標地点に向けて、直線的（即ち、より短時間に）に引込むことを確認した。</li> <li>・更にその後数ヶ月間、上記で未取得の高 <math>\beta</math> 角を含めてデータを評価し、<math>\beta</math> 角に対するビーム中心の変動は無いことを確認した（長期バイアス補正）。</li> </ul> |
| 9 | パドルブロッキング運用確認        | ISS 太陽電池パドルを横切るパスの際に、パドルへの RF 直接放射を避けるため、ICS リンクの回線停止/再開が実施できることを確認する。  | パドルブロッキング開始前の回線停止、パドルブロッキング終了後の回線再捕捉が計画通りに実施できることを確認した。  |

第2表 (3/4) ICS チェックアウト項目実施結果

| #  | 項目                     | 概要   | 実施結果   |
|----|------------------------|--|--|
| 10 | IRU 冗長機能確認             | 3式の IRU が機能・性能を満足していることを確認する。                              | TDG1 と TDG2 については健全である事、TDG3 については地上での確認時と同様の变化傾向（但し、変化率は減少傾向）が継続していることが確認された。   |
| 11 | RF 特性（RTN 回線）確認（短期/長期） | ICS RTN 回線の RF 特性として送信周波数特性、送信 EIRP（送信出力特性）、スペクトラム特性を確認する。 | SN 局ループストレス、DRTS 受信電力、SN 局スペクトラム特性データより、RTN 回線特性として問題のないことを確認した。   |
| 12 | RF 特性（FWD 回線）確認（短期/長期） | ICS FWD 回線の RF 特性として、受信周波数特性（搬送波捕捉範囲）、受信レベルを確認する。          | ICS DEM のループストレス、受信レベルデータより、FWD 回線特性として問題のないことを確認した。   |
| 13 | RTN データ確認              | システムデータ、圧縮画像データ、高速系データ、中速系データが地上に伝送できることを確認する。             | 各データが多重化されて地上に伝送されることを確認した。  |
| 14 | FWD/RTN 双方向データ確認       | テストコマンドの実行、中速系 PING を確認する。                                 | JCP へのテストコマンド及び中速系での MAXI への PING 送信が正常に行われることを確認した。これにより、ICS リンクによるコマンド及び中速系の双方向通信が正常に実施できることを確認した。   |
| 15 | ファイル転送確認               | 地上/JCP 間のファイル転送機能の健全性を確認する。                                | 軌道上へのファイルアップリンク及びファイルダウリンクが正常に実施され、ファイル照合の結果も問題ないことを確認した。  |
| 16 | HRDR 機能確認              | HRDR 主系/冗長系の記録・再生が正常に実施できることを確認する。                         | 主系及び冗長系ともに、データの記録・再生を行い、記録・再生中の ICS のテレメトリデータ及び再生データの確認を実施した（全記憶領域への記録再生も実施）。テレメトリデータ及び再生データ（システムデータ/PDH データ）は正常であり、HRDR の機能が正常に動作していることを確認した。 |

第2表 (4/4) ICS チェックアウト項目実施結果

| #  | 項目                | 概要  | 実施結果   |
|----|-------------------|---|--|
| 17 | 音声機能・画像<br>圧縮機能確認 | <ul style="list-style-type: none"> <li>・APC（主系/冗長系）による音声機能が正常であることを確認する。</li> <li>・IMCU 主系/冗長系による圧縮画像伝送が正常に実施されることを確認する。</li> </ul> | <ul style="list-style-type: none"> <li>・DPU 前面パネルのスピーカーから音声確認、ボリュームの制御が出来ることを確認した。</li> <li>・軌道上からの音声が発信が SSIPC にて明瞭に聞こえ、相互会話が問題なく実施出来ることを確認した。</li> <li>・IMCU 両系による圧縮画像伝送が正常に実施されることを確認した。</li> </ul>   |
| 18 | ICS-EF 系熱制御機能確認   | ICS-EF 系の熱制御機能を確認する。  | <p>NASA リンク経由によりフライト 2J/A 以降継続的に <math>\beta</math> 角 = <math>-75\text{deg}</math> ~ <math>+75\text{deg}</math> のデータ取得を行い、評価を実施した。これにより以下を確認した。</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>・ヒータ動作及び温度テレメトリが正常であること。</li> <li>・熱数学モデルが妥当であること（<math>\beta</math> 角 = <math>+65</math> ~ <math>+75\text{deg}</math> において一部外部機器の実測温度が予測温度よりも若干高い傾向を示しているが、全体的にはよく一致している）</li> </ul> |

第3表 ICS の軌道上捕捉追尾精度達成実績

| 追尾モード             | モードの説明  | 規格                       | 測定結果        |
|-------------------|---|--------------------------|-------------|
| プログラム<br>追尾モード    | 自身の姿勢推定値と、「こだま」軌道伝播計算結果に基づき、アンテナ指向方向を計算して追尾するモード      | $\pm 0.367\text{deg}$ 以内 | 0.34deg 以内  |
| RF プログラム<br>追尾モード | 自身の姿勢推定値と、「こだま」軌道伝播計算結果に加え、「こだま」からのビーコン信号を捕捉して追尾するモード | $\pm 0.21\text{deg}$ 以内  | 0.084deg 以内 |

ICS は、初期チェックアウトを終了し、定常運用へ移行した後、MAXI のコマンドファイルのアップリンク等に使われていたが、2011 年 8 月に ICS-PM の機器（多重化装置（MUX）の電源部並びに電力分配装置（IP-PCDU））に不具合を生じ、2012 年 12 月現在、運用を中断している。HTV4 による交換部品の打上げを計画しており、2013 年度中の機能回復、運用再開を予定している。

#### 4. まとめ

1996 年に開発がスタートした ICS は、打上げ、軌道上組立、初期チェックアウトの完了を経て、実運用に使われるに至り、有人システム特有の安全要求にも対応した新たな通信システムを開発し自立的に運用する技術を実証した。今後は引き続き将来の深宇宙探査ミッションにおける通信ネットワーク技術の基盤確立に資するテストベッドとしての利用などの検討も進めていく予定である。



## 第 18 章 「きぼう」ロボットアームの開発成果

### 1. 序論

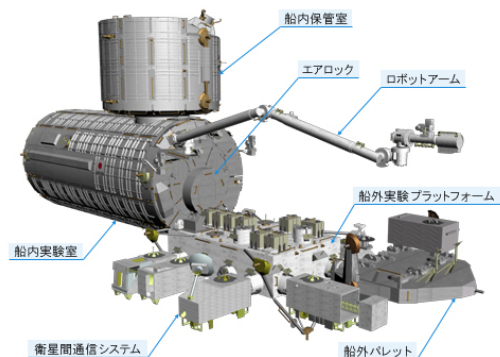
国際宇宙ステーションに取付けられた「きぼう」ロボットアームは主な作業としてペイロードの船外実験プラットフォームへの取付け・交換を実施する。1990 年に基本設計を開始したロボットアームは、2008 年にスペースシャトルのフライト STS-123 と STS-124 で親アームとロボットアーム操作卓が打上げられ、打上げ時の親アームの荷重を支えていた保持解放機構から軌道上で解放され、無事展開した。その後軌道上初期チェックアウトを実施しアーム各部の機能の確認を行った。2009 年 7 月にスペースシャトルのフライト STS-127 で ICS-EF (Inter-orbit Communication System Exposed Facility)、SEDA-AP (Space Environment Data Acquisition Attached Payload) と MAXI (Monitor of All-sky X-ray Image) の 3 ペイロードが打上げられ、親アームで船外実験プラットフォームに成功裏に取付けられた。

およそ 20 年に亘るロボットアーム開発の中で制御、構造・機構、熱、ソフトウェア、地上試験、操作性、安全性、保全性等の分野で成果が得られた。それらの成果について、軌道上での運用状況も含め報告する。

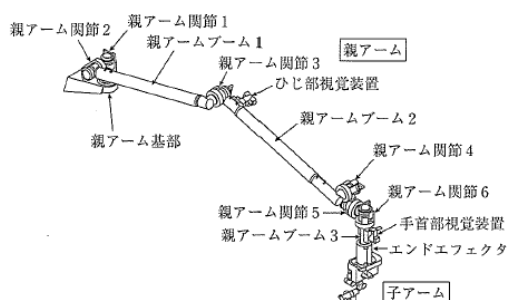
### 2. 構成・諸元

「きぼう」(全体構成を第 1 図に示す) のロボットアームは第 2 図に示すように、ペイ

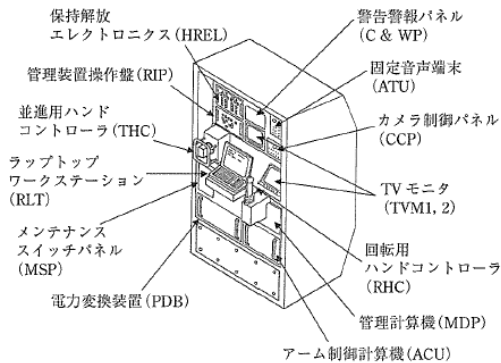
ロードと「きぼう」の要素のハンドリングを行う親アームと船外実験プラットフォームの ORU (Orbital Replacement Unit) 交換等の精密作業を行う子アームから構成される。宇宙飛行士は船内実験室に設置された第 3 図に示すロボットアーム操作卓からアームの操作を行う。



第 1 図 「きぼう」全体構成



第 2 図 親アームと子アーム



第 3 図 ロボットアーム操作卓構成

親アームは 6 自由度のマニピュレータであり、伸展状態の長さは約 10m、質量は約 780kg である。アーム先端の最大速度は質量 600kg 以下のペイロード把持時、並進 60mm/s、回転 2.5deg/s である。

子アームも 6 自由度のマニピュレータであり、伸展状態の長さは約 2m、質量は約 180kg で、第 4 図に示すように運用時には親アームの先端に把持される。アーム先端の最大速度は、質量 80kg 以下のペイロード把持時、並進 50mm/s、回転 7.5deg/s であり、手先に取り付けた力トルクセンサのフィードバックによる力覚制御機能が特徴である。また、安全上の要求から、ロボットアーム操作卓のコンポーネントが故障した場合にでも、そのバックアップとして親アームのオペレーションが行なえるように、第 5 図に示すような BDS (Backup Drive System) がロボットアームの構成品として搭載されている。軌道上での操作卓周りの様子を第 6 図に示す。

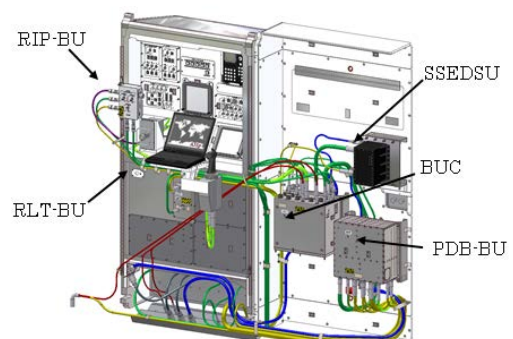
### 3. 開発成果

有人宇宙ロボットとして「きぼう」のロボットアームの開発成果を宇宙ロボットに共

通するものと、有人宇宙ロボット特有のものの観点から以下に紹介する。



第 4 図 親アームに把持される子アーム



第 5 図 BDS



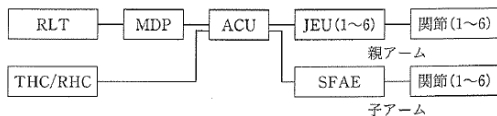
第 6 図 軌道上でのロボットアーム操作卓

### 3.1 宇宙ロボットに共通する開発成果

#### (1) 柔軟なマニピュレータの制御設計の実証

親アームの関節は、DC ブラシレスモータ、不思議遊星歯車を用いた減速機、モータ軸角度計測用レゾルバ（制御用センサ）と、冗長系を有する減速機出力軸角度計測用光学式エンコーダ（モニタ用センサ）から構成される。主として関節の減速機に起因するねじり剛性と大きな慣性モーメントのため、柔軟なマニピュレータとしての設計上の考慮が必要となる。

各関節の角度と角速度は、各関節に搭載されている関節制御エレクトロニクス（JEU：Joint Electronics Unit）により制御される。管理計算機（MDP：Management Data Processor）からの指令に従いアーム制御計算機（ACU：Arm Control Unit）は、アーム先端軌道と逆キネマティクスを計算し、各関節の指令値を JEU に送信する。制御系統図を第 7 図に示す。



第 7 図 制御系統図

JEU 角度制御系の設計フェーズの解析では、関節のねじり剛性を含む 2 自由度線形モデルで実施し、安定性と制御バンド幅及びゲイン余有と位相余有が目標値を満足していることを確認した。その後、JEU と ACU の制御系を含む多自由度非線形モデルで、関節の非線形性、ブームの柔軟性と各関節の統合を考慮した詳細な動解析を実施し、制御系の成立性を確認した。

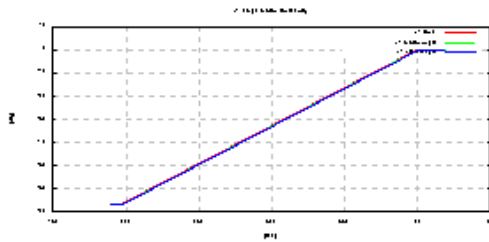
地上において、親アームを軌道上コンフィギュレーションで動作させるのは、重力の影響により困難である。その為、第 8 図に示すように、地上試験では親アームを重力の影響を補償する空気ベアリングで浮上させた治具で支持し、定盤上で二次元動作をさせ機能性能試験を実施した。その結果を用いて、親アームの数学モデルの評価を実施した。地上試験で確認できない軌道上での三次元動作は、試験結果を反映させた数学モデルを用いた解析で検証した。



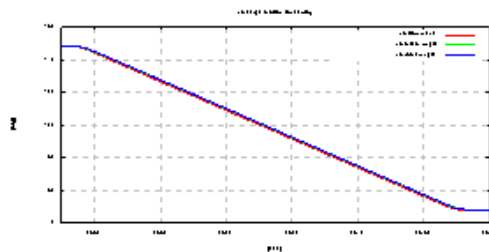
第 8 図 定盤上での  
試験コンフィギュレーション

軌道上での初期展開運用とその後の軌道上チェックアウトで親アームは正常に動作したことから、柔軟マニピュレータの制御設計について、開発における検証も含めて確立したことを実証することができた。

なお、第 9 図、第 10 図に初期展開時の関節の駆動結果を示す。



第 9 図 初期展開時の関節駆動（肩 Yaw）



第 10 図 初期展開時の関節駆動（肘関節）

### （2）宇宙ロボット用関節の実証

親アームの関節は軽量・高剛性でガタの小さい機構・構造となっていて、真空環境で動作させるため機構部には二硫化モリブデン焼成被膜による固体潤滑が施されている。

寿命試験により関節は要求値の 2 倍の寿命を有することが確認されている。関節は単体の機器レベルと親アームに組み込んだシステムレベルの地上試験で検証された。軌道上での初期展開運用とその後の軌道上チェックアウトで親アームは正常に動作しており、宇宙ロボット用関節の軌道上での実証がなされている。なお、寿命については、今後の軌道上運用で評価される。

### （3）CFRP ブームの実証

伸展時の長さ約 10m で位置決め性能要求が厳しい親アームの構造設計では、軽量・高剛性で軌道上での熱変形を小さくするため 3 本のブームのうち、長い 2 本に炭素繊維強

化複合材（CFRP：Carbon Fiber Reinforced Plastics）のチューブを採用した。CFRP ブームは単体と親アームに組み込んだシステムレベルの地上試験で検証された。

無事に打上げの荷重に耐え、親アームの軌道上での動作は正常であり、CFRP ブームを用いた構造設計の妥当性が軌道上で実証された。

軌道上で展開した親アームの様子を第 11 図に示す。



第 11 図 軌道上での親アーム

### （4）熱制御の実証

厳しい軌道上の熱環境に耐えるために、親アームの放熱面には銀蒸着テフロンが、断熱面には MLI（Multi-Layer Insulation）が装着されている。また、保温のために冗長系のヒータが実装されている。

熱設計は、熱平衡試験で評価した熱数学モデルを用いた熱解析で検証されている。親アームも軌道上に設置され 3 年以上が経過しているが、熱制御設計の妥当性は既の実証されており、親アーム各部の温度は各機器の許容温度範囲に保たれている。

### 3.2 有人宇宙ロボット特有の開発成果

#### (1) 操作性設計の実証

宇宙飛行士が操作・モニタするコンソールの機器の配置は、宇宙ステーションの標準に従い設計し、モックアップを製作して操作性の評価を実施した。宇宙飛行士の訓練を効率化するために、シャトルのロボットアーム（SRMS：Shuttle Remote Manipulator System）と宇宙ステーションのロボットアーム（SSRMS：Space Station Remote Manipulator System）との操作の共通化が要望された。機器レベルの共通化として、エンドエフェクタは SRMS エンドエフェクタをベースに宇宙ステーション用に変更した機器を、並進用／回転用ハンドコントローラ、ラップトップワークステーション(RLT)、警告警報パネルと固定音声端末は宇宙ステーションの共通品を使用している。操作の共通化の為、RLT に表示する画面の内容・形式、アームの制御モード、操作上使用する座標系の定義等、NASA 側と設計の調整を実施した。

地上試験での操作性評価の総仕上げとして第 12 図と第 13 図に示すように、HIL（Human-in-the-Loop）試験を実施し、操作性の評価を実施した。HIL 試験は宇宙飛行士がロボットアームのフライトハードウェアを定盤上で二次元動作させることにより実施した。

軌道上でのロボットアームの操作性設計の妥当性は、今までの軌道上運用で実証されている。



第 12 図 HIL（Human-in-the-Loop）  
試験#1の様子



第 13 図 HIL（Human-in-the-Loop）  
試験#2の様子

#### (2) 保全性

親アームの関節機構部、JEU、エンドエフェクタと視覚装置は ORU 化されており、宇宙飛行士の船外活動（EVA：Extravehicular Activity）により交換することで保全可能な設計となっている。コンソールの各機器も ORU 化されており、宇宙飛行士の船内活動（IVA：Intravehicular Activity）により交換することで、保全可能な設計となっている。

保全性設計は 1G 試験、水中試験等の地上試験で評価されている。幸い、軌道上での保全作業はまだ実施されてはいない。



### (3) 安全性設計

ロボットアームは、宇宙ステーションとスペースシャトルの安全要求に従い設計/開発が行なわれた。従って、ロボットアームは、宇宙飛行士の生命を脅かす危険と宇宙ステーションの損失に至る危険に対しては、二重の故障が発生してもそれらを回避できるように設計されている。宇宙ロボット特有の危険としては、アームの衝突と把持ペイロードの不意の放出を考慮した。

安全設計は国内の審査のみでなく NASA の安全審査でも審査が行われ、合格した。

地上試験では、安全性の制御方法を検証するためのデータを取得し、軌道上でも同等のデータを取得することで安全機能の実証を行った。また、今までの軌道上運用で安全性に係る問題は発生していない。

## 3.3 地上からの遠隔操作技術

### (1) 概要

「きぼう」ロボットアームは、元々、地上からの支援なしに軌道上クルーにより自律的に運用できることという要求仕様の元、開発された。

2010 年 3 月に子アームのエアロックから船外への搬出を期に、船外活動なしにエアロックから装置を船外に搬出できる「きぼう」特有の機能が完成し、小型衛星放出ミッションなど、簡易曝露実験のプラットフォームとして「きぼう」ロボットアームを活用するフェーズへ移行している。

「きぼう」ロボットアームを利用するためには、クルータイムの節減が必要不可欠であり、2011 年度から地上からの遠隔操作の技術実証を実施している。

### (2) 地上からの遠隔操作技術の特徴

地上からロボットアームを遠隔操作する場合、安全上特に課題となるのが、アーム

駆動に係るコマンド入力の実証性と、駆動中のアーム動作の監視である。

### アーム駆動に係るコマンド入力の実証性確保

地上からアーム駆動コマンドを入力する場合、OCAS (Operator Commanded Auto Sequence) モードと呼ばれるアーム目標位置姿勢の値及び最大速度などのパラメータを軌道パス毎に随時送信して実行するモードを使用する。

不意のアーム動作や誤ったアーム目標位置姿勢の設定、地上から送信したパラメータの伝送パス上での意図せぬパラメータ化け等のハザードを回避するため、駆動開始には、Ready-Arm-Fire 方式と呼ばれる 3 つの独立したアクションで駆動を許可する方式を採用した。

地上からのコマンドは、以下の 3 つである。

- (1) Target Set
- (2) Confirm
- (3) Proceed

まず、“Ready”に相当する Target Set コマンドでは、目標位置姿勢などのパラメータを含むコマンドを軌道上の管理計算機に送信する。管理計算機は、受領したパラメータをバッファに格納した後、それをテレメトリとして地上に返送する。

地上は、返送されたパラメータが送信したものと同一であることを 2 人以上の地上管制要員でダブルチェックした後、“Arm”に相当する Confirm コマンドを送信する。管理計算機側は、この Confirm コマンドが入力されない限り、次の Proceed コマンドの実行を許可しない。

地上は、この Confirm コマンドの正常実行を確認した後、“fire”に相当する Proceed コマンドを送信する。管理計算機は、この

Proceed コマンドの入力により、バッファに格納したパラメータを重畳し、パラメータ付きコマンドとして、アーム制御計算機にアーム駆動のコマンドを送信、アームが駆動を開始する。

#### アーム動作監視による安全性確保

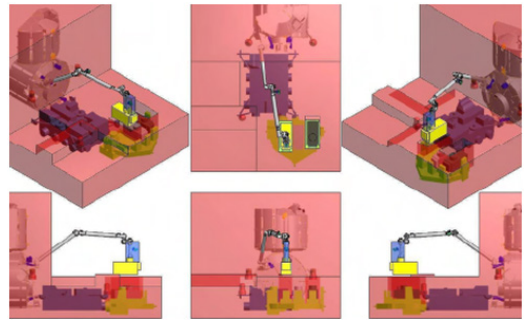
アームが近接運用と呼ばれる構造体に接近した運用をする場合には、衝突許容設計というアプローチを採用している。これは、2fail を想定した暴走時のエネルギーに対して衝突対象ペアが構造上破断に至らないことを証明するアプローチである。従って、接近運用などで暴走した場合にもクルーによる緊急停止などの反応時間が確保できないことから、構造上衝突を許容するものである。

アームを遠方運用と呼ばれる構造体から離れた位置で運用する場合には、衝突対象ペアを特定できないため、2fail を想定した暴走距離に対して十分なクリアランスを確保した軌道設計を行うアプローチを採用している。従って、遠方運用時でも安全機能としてクルーには依存しない設計としている。一方で、2FT を想定した安全設計にはクルーは介在しないものの、クルーによる監視はステーション全体の安全確保のため必要不可欠であり、ハザードレポート上も、アーム動作中は、常に訓練されたクルーが隣接構造等とのクリアランスを監視することを要求している。

地上からアームを操作する場合には、地上管制要員が軌道上クルーが行う監視と同等の監視を行うものの、テレメトリやダウンリンクビデオの時間遅れを考慮すると、クルーと等価なリアルタイム性を確保できない。

このため、第 14 図に示すように、近傍構体及びロボットアームと把持ペイロードをバーチャルな領域で包絡したエンベロープ

をソフトウェアで設定し、お互いのエンベロープの侵入を軌道上の計算機がリアルタイムで監視するという領域チェック機能によりクルー監視を代替している。

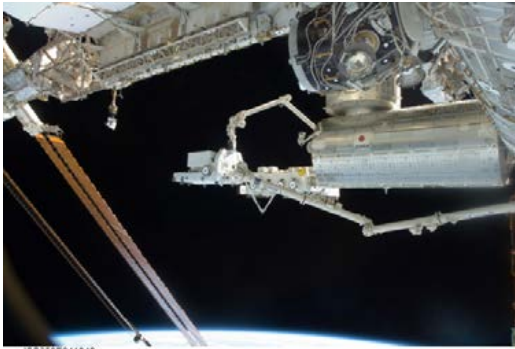


第 14 図 領域チェック機能

この領域チェック機能は、管理計算機とアーム制御計算機が冗長で実施している。また、監視のために使用するアームの関節角度情報も、異なるエンコーダセンサを用いることにより、監視の独立性を確保している。

#### **(3) 地上からの遠隔操作技術の実証**

地上からの遠隔操作技術を実証するため、まず 2011 年から 2012 年に 4 回に亘り、親アームの遠隔操作デモンストレーションを実施した。4 回のデモンストレーションでは、単関節動作から、無把持遠方での直線動作、船外実験プロットフォーム上のグラブプフィルクチャ把持と段階的に実施し、最終的に、HTV3 ミッションにおいて、曝露キャリアの宇宙ステーションロボットアームへの返送を地上からの遠隔操作で実施することにより成功裏に完了した（第 15 図参照）。



第 15 図 曝露キャリアの SSRMS への返送  
(写真は HTV1 のもの)

子アームについても、2012 年度に 2 回に分けて軌道上での実証を行う予定であり、地上からの遠隔操作により、ロボットアーム操作に係るクルータイムを一運用あたり、親アームで約 10 時間、子アームで 17 時間、削減可能となる。

### 3.4 ロボティクス運用地上システム

#### (1) 概要

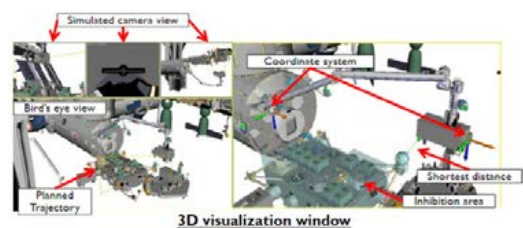
地上からの「きぼう」の運用管制は、筑波宇宙センターにある「きぼう」運用管制システム (JEMOCS) を用いて実施される。JEMOCS のテレメトリ表示は文字データ、トレンドグラフおよびビデオカメラ映像を基本としている。ロボットアームの運用管制には、上記に加えて、ロボットアームの動作姿勢や把持対象となる実験装置と周辺構造とのクリアランス等、ロボットアームの状況把握のための 3 次元グラフィックス表示が有効である。そこで、「きぼう」ロボットアームの運用支援に特化した運用管制システムとして、「きぼう」ロボティクス運用地上監視システム (ROGO: JEM Robotics Operation Ground Observatory) を開発した。ROGO は、ロボットアームを軌道上ク

ルーが運用する際の地上監視に特化され、テレメトリデータ・映像データを受信し、その 3 次元グラフィックス表示と画像処理・計測等を担う。

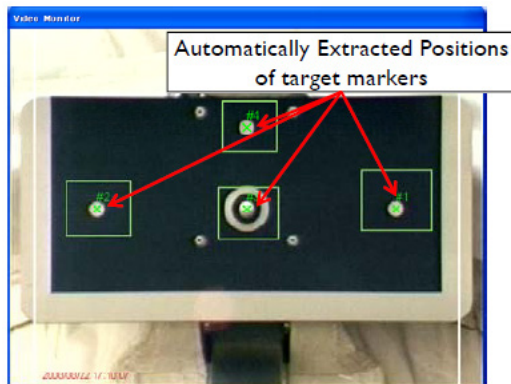
#### (2) 特徴

ROGO は次の特徴を有する。

- テレメトリに連動した全ロボットアーム (ISS やシャトルアームを含む) とその把持対象、周辺 ISS 形状を仮想視点あるいは ISS に搭載した任意のカメラ視点から 3 次元グラフィックスで表示 (第 16 図参照)
- ダウンリンクされるカメラ映像を用いた視覚ターゲットマーカの画像処理による測距 (第 17 図参照)
- ロボットアームに関するテレメトリとその健全性表示、および、特異点近傍等のアーム運用制約の可視化、アーム振動の有無等の運動状態の推定 (第 18 図参照)
- テレメトリ・ビデオ映像の受信・記録・再生
- 運用管制員と技術支援員の両者が利用

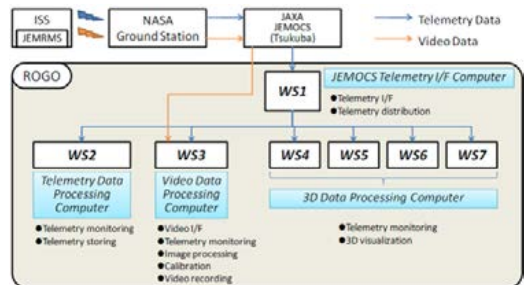


第 16 図 3 次元グラフィックス表示画面

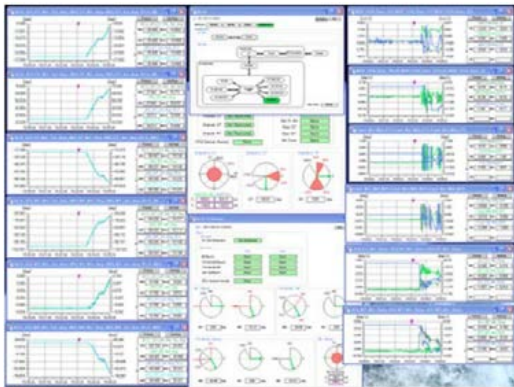


第 17 図 マーカ画像処理計測表示画面

となったどの計算機でも 1 台の待機計算機にて置き換えを可能にした。



第 19 図 ROGO の構成



第 18 図 テレメトリ表示画面

### (3) 構成

ROGO は第 19 図に示すように、全 7 台の計算機から構成され、テレメトリの I/F 計算機を除く、すべての計算機で、基本機能としてテレメトリを表示するための機能を有する。アプリケーションソフトウェアには、市販ソフトウェアを採用 (3D Studio MAX (グラフィックス表示系)、LS-GMS (テレメトリ表示系)、Halcon (画像処理系)) し、構想から開発まで 2 年間の短期開発を実現した。また、計算機仕様を統一し、ソフトウェアをパッケージ化することにより、運用中に不調

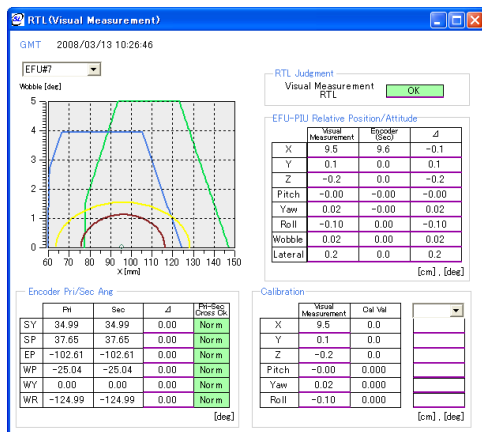
### (4) 運用での ROGO 利用成果

実験装置を船外実験プラットフォームに取り付ける際には、ロボットアームによりハンドリングされた実験装置を曝露部結合機構 (EFU) の把持可能領域内に位置決め完了すると、ターゲットマーカを撮像するリストカメラのビデオ映像を利用して、結合領域内にあるかを RTL (Ready To Latch) 判定するための距離計測を行う。第 20 図に示すように、ROGO では姿勢と位置との干渉を考慮した判定基準を採用・可視化し、運用性の向上に寄与した。

また、軌道上での取付誤差等の影響を軌道上カメラでキャリブレーションした結果を ROGO のグラフィックスモデルに反映させ (第 21 図参照)、軌道上画像とダウンリンク映像を一致させ、運用者の負担を軽減した。

### (5) まとめ

ROGO はロボットアーム運用や訓練で日常的に利用され、ロボットアームの地上遠隔操作等の新規の運用にも逐次対応し、運用管制員や技術支援員から要望等を取り入れながら、運用性の改善を継続している。

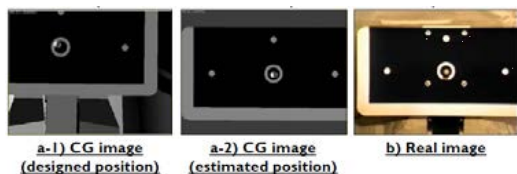


第 20 図 RTL (Ready To Latch) 判定画面

子アームは HTV#1 で 4 分割されて打上げられ、宇宙飛行士により軌道上で組立てられた。2010 年 3 月にエアロックから船外に出て、親アームで把持され、初期チェックアウトを経て、船外実験プラットフォーム上に設置されている子アーム保管装置に取付けられた。

「きぼう」ロボットアームは、日本初の実用宇宙ロボットとして、軌道上で実証された。

また、地上からの遠隔操作を実証することにより、「きぼう」ロボットアームを実験利用のプラットフォームとして活用することが期待されている。



第 21 図 軌道上キャリブレーション結果

#### 4. まとめ

「きぼう」ロボットアームの開発成果を紹介した。今後 2J/A フライト期間中に 3 つのペイロードの船外実験プラットフォームへの取付け作業を行った。この運用の実現により「きぼう」ロボットアームの 2J/A でのミッションが達成された。

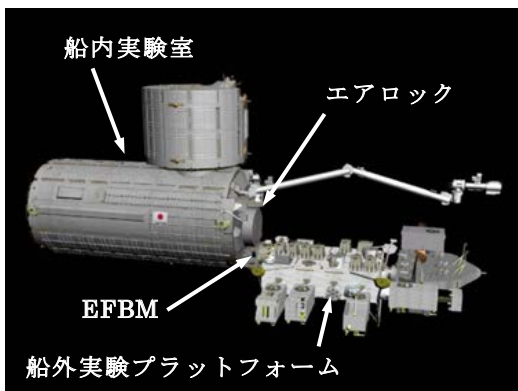
その後、親アームは、2009 年 9 月の HTV (H-II Transfer Vehicle) #1 では、SSRMS から曝露パレットを受取り、船外実験プラットフォームに取付けた。その後、曝露パレットに搭載された 2 つのペイロードを船外実験プラットフォームに取付けた。更に廃棄するため、曝露パレットを船外実験プラットフォームから取外し、SSRMS に受け渡した。



## 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

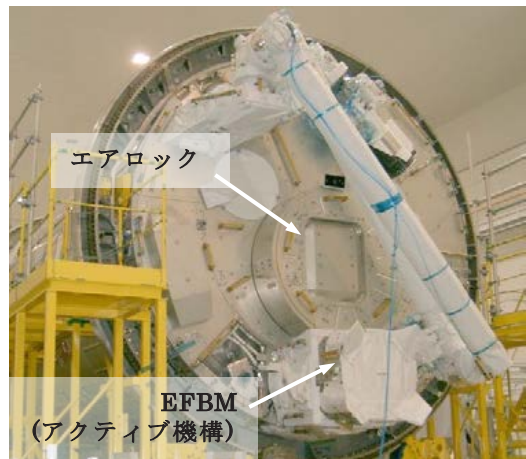
国際宇宙ステーション（ISS）の日本実験モジュール「きぼう」は、2 度に亘るスペースシャトルの打上げにより組立てられた船内保管室と船内実験室に続き、2009 年 7 月 19 日に船外実験プラットフォームの組立に成功し、完成を迎えた。また 2010 年 3 月には JEMRMS 子アームを船外に搬出し、「きぼう」の基本機能が確立された。



第 1 図 「きぼう」と EFBM／  
エアロックの位置関係

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

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 2 図 EFBM（アクティブ機構）と  
エアロック

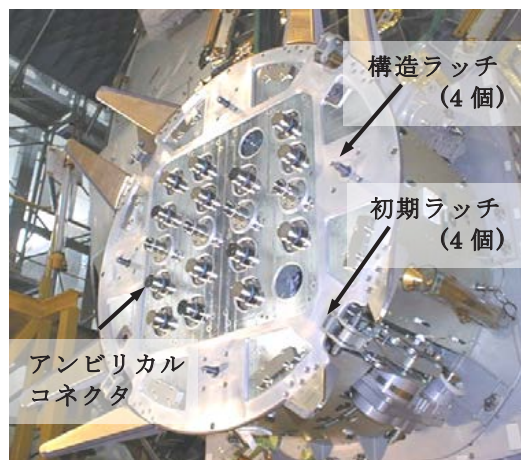
本章ではこれら EFBM とエアロックの開発成果について述べるとともに最新の運用状況についても示す。

## 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

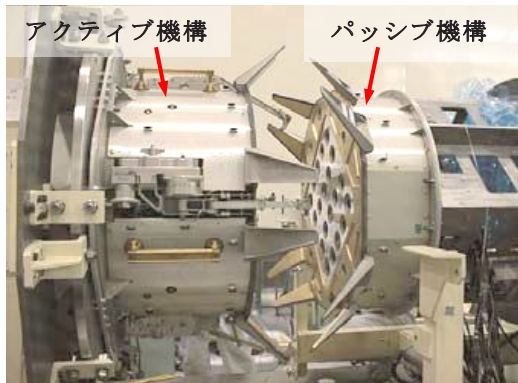
宇宙ステーションのような大型の宇宙構造物同士を結合する結合機構の開発は、日本では EFBM が初めてであり、各種の開発要素に対して、下記の通り試験や解析を行い開発を進め、また運用前の課題に対処した。

#### 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。



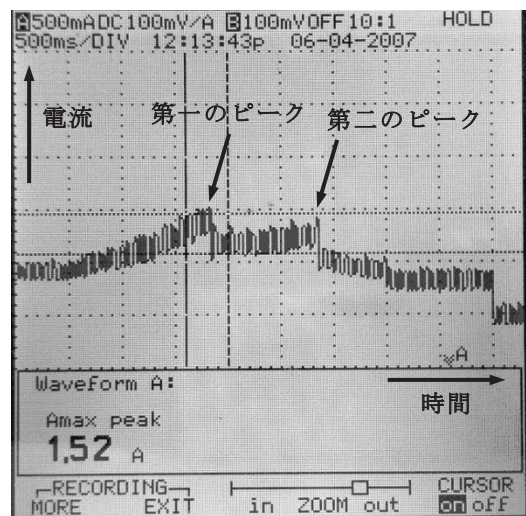
第 4 図 EFBM 機能試験

### 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性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、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。

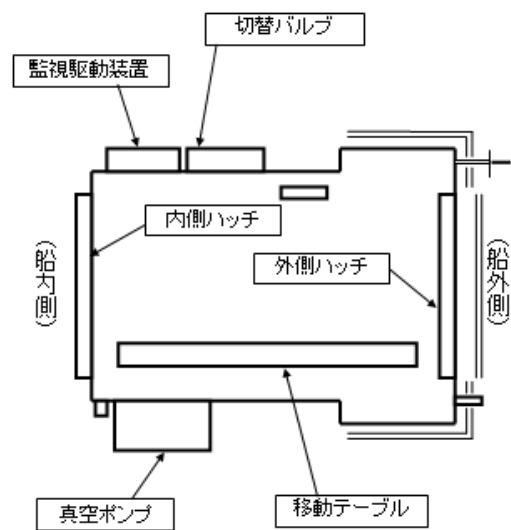
## 3. エアロック

### 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

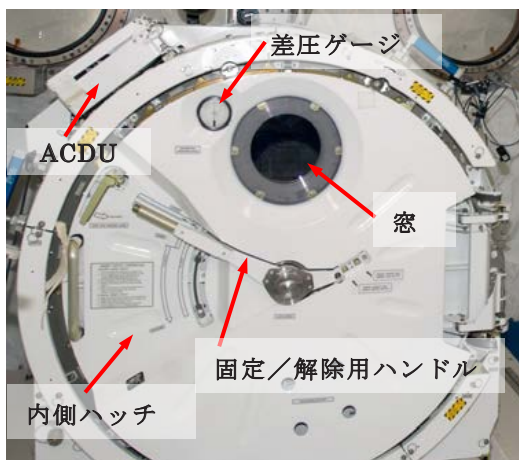
物資は船内側、船外側の両方に伸展する移動テーブル上に設置され、船内では IVA クルーにより、船外では JEMRMS により、物資をハンドリングすることができる。物資を移動テーブル上に固定する際には、着脱機構によりペイロードの両端を挟み込むことで固定するが、ペイロードのタイプにより、ア



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）

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

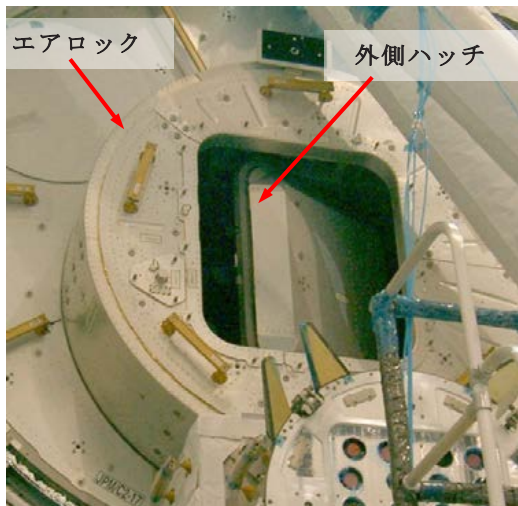
内側ハッチ、外側ハッチ、移動テーブルなどの機構や、真空ポンプ、監視駆動装置（AMDU）、及び圧力容器となるため安全上クリティカルなエアロック構体等については、各開発要素に対して、要素レベルで試作を重ね、設計を確認し、最適化した。また組立状態で機能確認やブルーフ圧力試験、振動試験、熱真空・熱バランス試験を実施し、打上げから軌道上運用までの各種環境下で正常に動作することを確認した。エアロック内部はその機能上、大気圧環境と真空環境に同時に繰返し曝されるため、軌道上での状態が模擬できるよう、専用の真空チャンバを準備して試験を行った。

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。

## 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



第 9 図 外側ハッチ作動確認

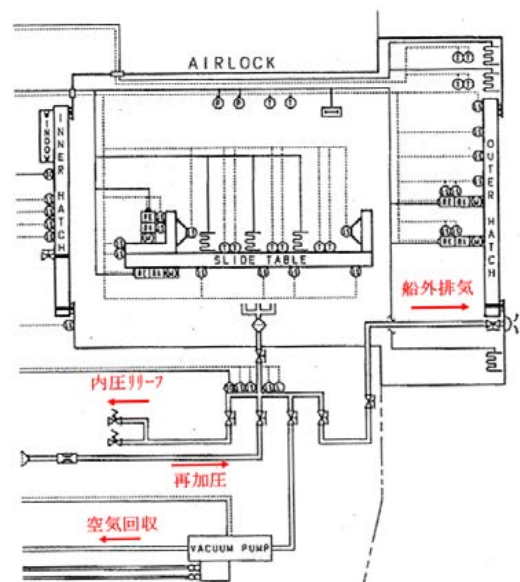
### 3.2.2 安全設計

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。

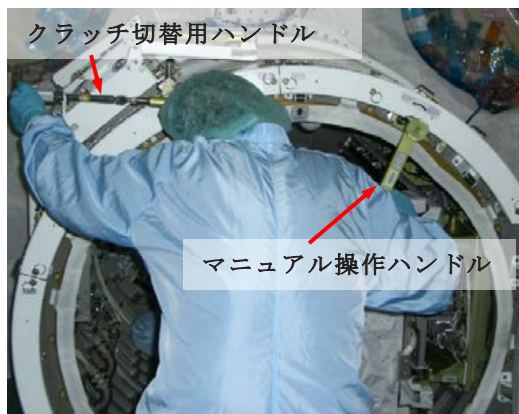


第 10 図 エアロック空気配管系統

### 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

ク的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。

### 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



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。



## 第 20 章 「きぼう」電力系サブシステムの開発成果

### 1. 序論

「きぼう」日本実験棟は、STS-124/1J フライトで 2008 年 6 月に打上げられ運用を開始した。

「きぼう」の電力分配系統機器開発は 1985 年から開始され、各種設計フェーズを経て 1996 年に開発を完了しており、以降フライト品製造、「きぼう」本体への組込みを経て 2003 年に「きぼう」本体がケネディ宇宙センターに搬入され、各種射場作業を経て打上げ、軌道上運用に至っている。<sup>2)</sup> この電力分配系統機器の開発成果については開発過程に

おいて既に多くの論文で詳細に報告されている。<sup>3) ~ 10)</sup>

「きぼう」の電力分配系統は、有人宇宙システムを維持するために必要な電力を高い信頼性の下にシステム機器に対して分配し、かつ不特定多数の実験機器の接続に対応した電力品質を維持し、適切な故障分離機能を備えた直流半導体遮断器からなる保護協調系統を構築している。

本章では「きぼう」の電力系サブシステムを構築する電力分配系統の開発成果(系統設計及び電力運用管理)とこれまでの軌道上実運用で得られた知見について紹介する。



第 1 図 PDU (Type-II) の外観

### 2. 開発経緯

第 1 表に「きぼう」の電力分配系統機器開発の経緯を年表形式で示す。



第1表 開発経緯

| 年代   | 開発フェーズ   | イベント                           | 開発の経緯  |  |
|------|--|--------------------------------|--|--|
| 1985 | 予備設計   | △<br>チャレンジャー事故<br>安全設計大幅見直し    | 開発の経緯  |  |
| 1986 |  |                                | 適切なバス電圧検討 (AC20kHz or DC高電圧) ⇒ DC120Vに決定                                       |  |
| 1987 |  |                                | 遮断方式検討 (リレー, 半導体遮断機) ⇒ 半導体遮断機を選定 (呼び名: RPCとした)                                 |  |
| 1988 |  |                                | 大電力半導体遮断器を試作、遮断動作の挙動等、課題抽出 ⇒ 大幅なリソース削減が課題<br>最適な系統構成の検討 (電力系統モデルによる保護協調系統特性検証) |  |
| 1989 | 基本設計   | リソース削減活動                       | 電力系統モデル  |  |
| 1990 |  |                                | 大電力半導体遮断器試作  |  |
| 1991 |  |                                | 回路設計評価用RPC BEM試作、限流駆動回路方式を確立⇒RPC駆動用HICに反映。                                     |  |
| 1992 |  |                                | 部品開発開始 (FET (RPCに適用), 高電圧セラミックキャパシタ, RPC駆動用HIC)                                |  |
| 1993 | 詳細設計   | △<br>ミールとシャトル<br>トラックシステム      | 特性評価モデル製造 (RPC, DC/DC, PDU)  |  |
| 1994 |  |                                | RPC BEM  |  |
| 1995 |  |                                | RPC用FET  |  |
| 1996 |  |                                | PC駆動用HIC   |  |
| 1997 | 維持設計   | △<br>U.S. ノード<br>打上げ           | RPC特性評価モデル   |  |
| 1998 |  |                                | PDU特性評価モデル (旧構造モデル)  |  |
| 1999 |  |                                | 国際間検証 (STEP-1) にて電力系統のJAXA/NASA共同検証を実施。  |  |
| 2000 |  |                                | JEM全体システム試験: EM機器によるSTEP-1.5及びフライト機器によるSTEP-2検証。                               |  |
| 2001 | 補用品製造  | △<br>JEM KSC射場作業<br>宇宙飛行士の滞在開始 | 与圧部用フライト品製造: PDU-I, II (FM), PDB-I, II (FM), ELM-PDB(FM), HCTL(PFM)            |  |
| 2002 |  |                                | 曝露部用フライト品製造: EF-PDB(PFM),  |  |
| 2003 |  |                                | 補用品設計: JEM用開発部品の枯渇問題等があり、代替部品による設計変更に伴い補用品設計を実施。                               |  |
| 2004 |  |                                | 与圧部用補用品製造: PDU-II 構成ORU (RPCM1, RPCM2, CTL), HCTL, ELM-PDB, PDB1               |  |
| 2005 | 補用品追加製造  | △<br>JEM打上げ                    | 曝露部用補用品製造: EF-PDB, SPB, HCE  |  |
| 2006 |  |                                | KSC射場作業開始  |  |
| 2007 |  |                                | RPCの高機能化検討: 将来型JEMに向けたRPCの小型高機能化検討を実施。   |  |
| 2008 |  |                                | RPCのISO規格化: RPC開発の経験に基き ISO/TC20/SC1 WG1 にて日本がコンベナーとなりRPCの国際規格制定を推進。           |  |
| 2009 | 補用品追加製造: 2010年以降、シャトルがリタイヤする事に伴う補用品計画変更による。多くの部品枯渇問題対応が課題。 |                                |  |  |
|      |  |                                | JEM供給部/与圧部打上げ、運用開始。  |  |
|      |  |                                | JEM曝露部打上げ、運用開始。  |  |
|      |  |                                | 略号   |  |
|      |  |                                | RPC: Remote Power Controller   |  |
|      |  |                                | PDU: Power Distribution Unit   |  |
|      |  |                                | PDB: Power Distribution Box  |  |
|      |  |                                | RPCM: RPC Module   |  |
|      |  |                                | HCTL: Heater Controller  |  |
|      |  |                                | JEM: Japanese Experiment Module「きぼう」   |  |
|      |  |                                | SPB: Survival Power Box  |  |
|      |  |                                | HCE: Heater Control Equipment  |  |
|      |  |                                | EM: Engineering Model  |  |
|      |  |                                | PFM: Proto-Flight Model  |  |
|      |  |                                | FM: Flight Model   |  |

## 2.1 予備設計フェーズ

1985年より検討を開始、適切なバス電圧検討からスタートして保護協調システムを構築するための試作実験検証を経て、バス電圧をDC120Vに決定、直流半導体遮断器（呼び名：RPCとした）から成る電力分配系統の構想を固めた。

## 2.2 基本設計フェーズ

1989年～1991年。RPCの設計、試作評価及び「きぼう」の品質要求に適合するFET、高電圧セラミックキャパシタ、RPC駆動用HIC、トランスコイル等の主要部品開発を開始。また、電力分配系統機器全般に渡ってリソース削減活動を開始した。

## 2.3 詳細設計フェーズ

1992年～1996年。RPCの限界試験、DC/DC「きぼう」認定、リソース削減設計の中でORU化構造見直しを行った。また部品開発を完了し、PDU及びPDBのエンジニアリングモデル（EM）の製造／試験を実施した。

## 2.4 維持設計フェーズ

1997年～1999年。国際間検証（STEP-1）にて電力系統のJAXA/NASA共同検証を実施。またEM機器による「きぼう」全体システム試験（STEP-1.5）及びフライト機器による「きぼう」全体システム試験（STEP-2）を行った。並行して各種電力分配系統機器のフライトモデルの製造を行った。

## 2.5 補用品製造

2000年～現在に至る。KSC射場作業が開始され「きぼう」の打上、運用開始に至る。並行して補用品の製造を進めている。補用品製造においては開発の長期化により「きぼう」用に開発した部品の枯渇問題等が生じてお

り、代替部品による設計変更を伴っている。また将来型「きぼう」に向けたRPCの小型高機能化検討を実施、更にRPC開発の経験に基づき日本がコンベナーとなってISO/TC20/SC1WGにてRPCの国際規格制定を推進した。

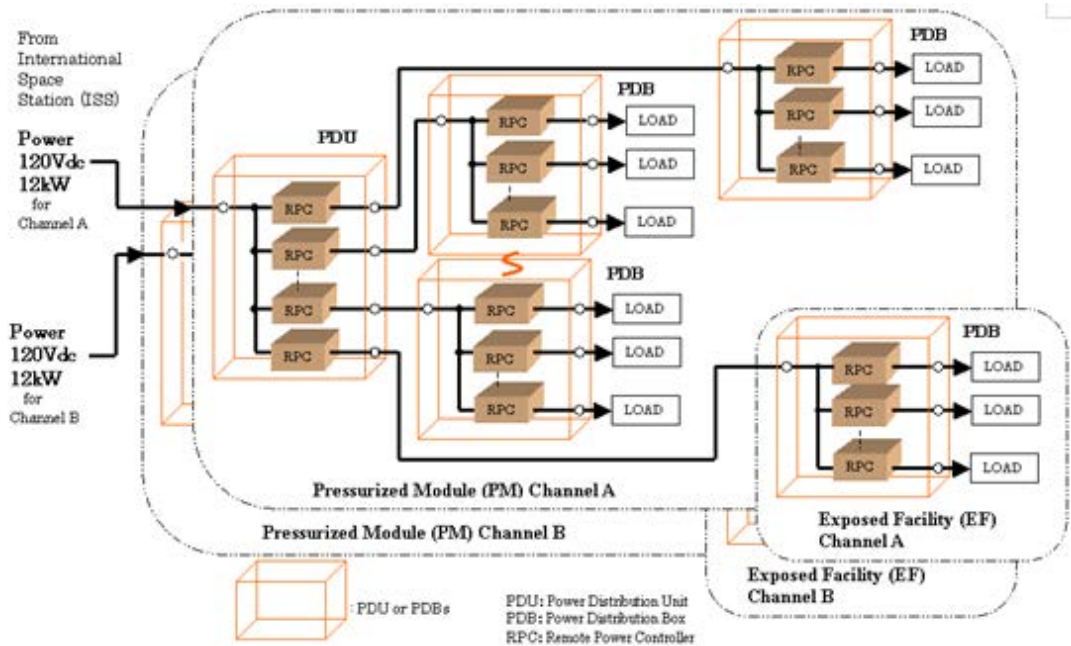
## 3. 「きぼう」の電力分配系統構成

「きぼう」の電力分配系統は、第2図に示すように、A系／B系の2系統からなり夫々の系統は国際宇宙ステーション（ISS）からバス電圧DC120V（12kW）を受電し、直流半導体遮断器（以下RPC）を経由してシステム機器および各種実験機器に電力を分配する。<sup>5)、7)、9)</sup>

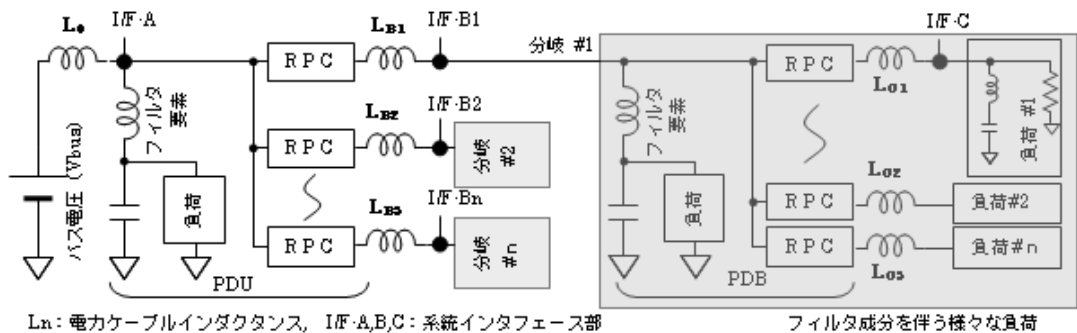
RPCは分電盤（以下PDU）及び配電箱（以下PDB）と呼ばれる複数のRPCの集合体として実装され、このPDU及びPDBは、船内実験室及び船外実験プラットフォームから成る巨大なシステムの中で広範囲な場所に多数配置されている。第1図にPDU（Type-II）の外観を示す。

この様な巨大なシステムの中に構築され、PDU及びPDBによる多くの電力分岐点を伴う電力分配系統においては、電力ケーブルは長く複雑に引回され大きなインダクタンス成分を伴い、各所に接続される機器（系統負荷）のインダクタンス及びキャパシタンスから成るフィルタ要素（主にDC/DCコンバータの入力フィルタ）が加わって複雑な回路網が形成されている。

第3図にこの回路網を等価回路で示す。この回路網に起因する共振現象およびバス電圧トランジェントの発生が様々な電力品質の低下を招く原因となるため、系統設計及び電力運用管理の中で対策が成されている。<sup>1)、3)～6)、8)</sup>



第2図 「きぼう」の電力分配系統



第3図 電力分配系統の回路網等価回路

#### 4. システム設計

「きぼう」の電力分配系統の運用中に遭遇する事象に対応した電力品質維持に係る設計の特徴を以下に紹介する。

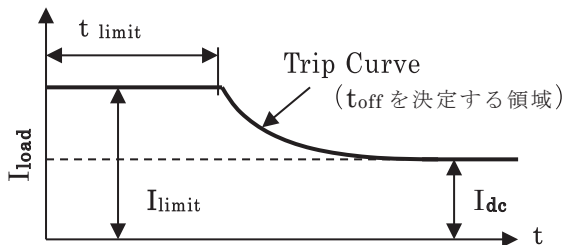
##### 4.1 負荷異常時の対応

###### a. 過負荷異常

例えば第3図に示す電力分配系統の回路網等価回路において、系統インターフェース部 (I/F-C) に接続された実験機器が定格電流を超えて動作する状態 (過負荷) が継続する場合、過負荷電流による電力ケーブルの焼

損または絶縁被覆の劣化を防止するため、この実験機器の上流にある RPC が遮断動作する。

第 4 図に RPC の遮断特性を示す。



第 4 図 RPC の遮断特性

この遮断特性において、負荷電流 ( $I_{load}$ ) が直流遮断レベル ( $I_{dc}$ ) を超えた状態 (過負荷状態) が継続する場合、その電流と継続時間が図中の Trip Curve に至ったところで RPC は遮断動作する (故障分離)。

この過負荷状態から故障分離に至るまでの時間 ( $t_{off}$ ) は式 (1) で表される。

$$t_{off} = I_t / [(I_{load} - I_{dc}) \times A] \quad (1)$$

式 (1) において、 $I_t$  と  $A$  は設計定数であり負荷電流レベルに応じて過負荷状態を一定時間許容する事で過渡的な過電流で RPC が遮断する事 (Nuisance Trip) を防止している。

#### b. 負荷短絡

第 3 図に示す電力分配システムの回路網等価回路において、I/F-B1 で短絡故障が起きた場合、短絡故障部位の上流にある RPC は図 4 に示す RPC の遮断特性により、短絡電流を  $I_{limit}$  に制限 (限流) する。

その結果、過大な負荷短絡電流により I/F-A のバス電圧が低下する事が防止されるため、故障した分岐 (分岐#1) 以外の隣接

系統 (分岐 #2~#n) には正常なバス電圧が継続して供給され通常動作環境が維持される (隣接負荷の保護)。

また RPC は限流遮断時間 ( $t_{limit}$ ) の経過を待って遮断動作に至り、短絡故障部位は切離される。なお、過電流状態が過渡的なものであり、設計値として定めた  $t_{limit} = 15 \pm 5ms$  を経過する前に定格電流状態に復帰した場合は、RPC は遮断動作する事無くオン状態を継続する事で、Nuisance Trip が防止される。第 5 図に限流と故障分離動作及び隣接負荷が保護される様子を、「きぼう」の電力分配システムの検証試験において確認された波形データを用いて示す。

データにおいて、I/F-B1 の短絡故障箇所に流れる故障電流は、上流 RPC の限流電流値 ( $I_{limit} = 100A$ ) に制限され、凡そ  $t_{limit} = 14ms$  で限流遮断されており、故障負荷の上流にあたる I/F-A のバス電圧は変動幅をわずか 1V 程度に留め DC123V のバス電圧が維持され、隣接負荷 (I/F-B2~n) には安定したバス電圧が供給されている事が確認される (第 5 図・(a)、(c))。

また、負荷短絡発生から RPC が限流動作を開始するまでの間は、急激な短絡負荷電流の上昇によりバス電圧の過渡的な低下が発生するが、RPC の高速限流応答特性により、凡そ  $30 \mu s$  でバス電圧は定常レベルに復帰している (第 5 図・(b))。

同様に、I/F-C に接続されている実験機器が短絡故障を起こした場合においても、この場合は I/F-B1 のバス電圧が保護される事で、その下流の隣接負荷 (分岐#1 内の負荷#2~n) が保護される。





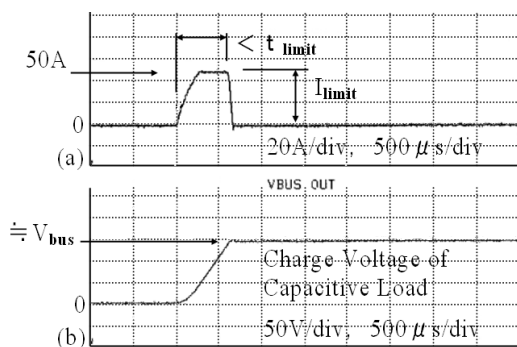


の対応に見られる Nuisance Trip 防止措置として設けられている限流遮断時間 ( $t_{limit}$ ) 及び限流電流値 ( $I_{limit}$ ) と、負荷の容量 ( $C_{load}$ ) を式 (3) に示す範囲で設定する事で対策している。

$$C_{load} < (I_{limit} \times t_{limit}) / V_{bus} \quad (3)$$

第 7 図に容量性負荷を接続したときの負荷入力端における波形データを示す。

図において、容量性負荷が限流動作を行う RPC により充電され、その充電電圧がバス電圧 (DC120V) に達したところで限流動作が停止、RPC はオン状態となり容量性負荷の接続が完了する。もしも充電電圧がバス電圧に達するまでの時間が  $t_{limit}$  を超える場合 RPC は遮断動作に至る。



第 7 図 容量性負荷の接続

#### 4.3 遮断機能喪失時の対応

RPC が遮断機能を喪失 (短絡故障) した状態で、かつその下流に接続されている負荷 (例えば図 3 に示す電力分配システムの回路網等価回路における、I/F-C に接続されている負荷) が短絡故障を起こした場合、I/F-B1 の上流にある RPC が遮断動作する様、上下流の RPC 間で  $I_{dc}$  及び  $I_{limit}$  の設定値がコーディネートされている (上流 RPC の設定値 > 下流 RPC の設定値)。その結果分岐 #1 が切離され、分岐 #2 ~ n の継続動作が可

能になる (保護協調)。

このような保護協調システムにおいて重要なバス機器においては冗長に配置する事で、高い信頼性を維持する事を可能にしている。

## 5. 電力運用管理

「きぼう」の電力分配システムを運用する上で電力品質維持に係る管理手法について特徴的なものを以下に紹介する。

### 5.1 電力分配 (ブラウンアウトの防止)

「きぼう」の電力分配システムの受電電力は 12kW (電流 = 100Amax) であるが、分配系統数は船内実験室の A 系だけでも凡そ 89 系統あり、各系統出力の定格電流合計値は入力電流許容値をはるかに超える値となっている。これは身近な例においては一般家庭の屋内配線に見られる AC コンセントの配置と同様に汎用性を考慮した設計によるものである。

従って電力運用管理においては系統内上下流 RPC の遮断特性を考慮して計画的な電力分配管理を行う必要があり、特に負荷の過渡的な過電流発生時又は短絡故障時に想定されるブラウンアウト (バス電圧が不安定に低下する現象・・・トランジェントに比べて長時間継続) の発生を防止するために、式 (4) に示す条件を満足する運用管理が行われる。

$$I_{limit}(Up) > I_{limit}(Dw) + \sum I_{load}(\#1 \sim n) \quad (4)$$

式 (4) において、

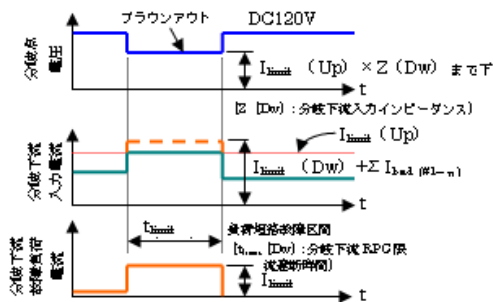
$I_{limit}(Up)$ : 分岐上流 RPC の限流レベル

$I_{limit}(Dw)$ : 分岐下流 RPC 限流レベル (max 値)

$\sum I_{load}(\#1 \sim n)$ : 分岐下流負荷定常電流の合計値

第 8 図にブラウンアウトの発生原理を示す。

図において、例えば図 3 に示す電力分配システムの回路網等価回路において I/F・C に接続されている負荷が短絡故障を起こして、その上流の RPC が限流動作を行い、分岐#1 の入力電流が上流 RPC の  $I_{\text{limit}} (U_p)$  を越える条件になった場合、I/F・B1 の上流 RPC は限流動作に至り、I/F・B1 の電圧は  $I_{\text{limit}} (U_p)$  と分岐#1 の入力インピーダンス ( $Z (D_w)$ 、印加電圧に依存) の積で決定されるレベルまで低下してブラウンアウトに至る。一般的には DC/DC コンバータの様な入力 I/F 部において定電力負荷となる機器は、バス電圧の低下に伴って入力電流が上昇し、見かけ上の抵抗値 ( $Z (D_w)$ ) が低下 (負性抵抗特性)、ブラウンアウト発生時は急激な電圧低下が生じる。その後バス電圧の低下によって DC/DC コンバータの動作範囲を外れ、 $Z (D_w)$  は定電力負荷から定抵抗負荷に移行してブラウンアウトの進行が抑制される。



第 8 図 ブラウンアウトの発生原理

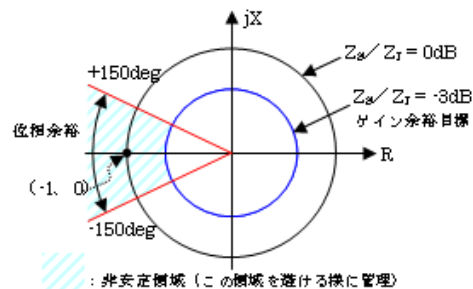
## 5.2 安定性

第 3 図に示す電力分配システムの回路網等価回路に見られる様に、電力分配システムは負荷の抵抗成分 ( $R$ ) に加えてインダクタンス成分 ( $L$ ) とキャパシタンス成分 ( $C$ ) から成る回路網で構成されているため、それらの定数の組合せによって LC 共振現象を起こし、バ

ス電圧に不安定な継続振動が重畳して機器の誤動作を引き起こす可能性がある。また、DC/DC コンバータの様な定電力制御負荷における負性抵抗特性によってバス電圧を不安定にする要因も伴う。

この様な現象の発生を予防するために様々な解析及び管理手法が報告されている。<sup>1)、4)、6)</sup>

「きぼう」の電力分配システムにおいてはシステムインターフェース部又は負荷接続ポイントから見た上流システムのインピーダンス ( $Z_s$ ) と下流インピーダンス ( $Z_L$ ) 相互のゲイン及び位相関係が、第 9 図に示す非安定領域を外れる様にする事をひとつの目安として管理している。しかしながら、電力分配システムの回路網におけるインピーダンスは、電力ケーブルの直列インダクタンス要素に加えて各負荷に含まれる入力フィルタ (主に DC/DC コンバータ) 等による周波数毎に変化する直列及び並列共振現象及び負荷の電力制御動作に伴う負性抵抗要素が加わり、複雑なゲイン/位相特性を示す。そのため安定性評価が困難な場合があり、特にクリティカルな特性を示すインターフェースポイントにおいてはバス電圧に矩形パルス電圧を重畳して過渡応答を観測し、共振による電圧の振動が安定に収束する事を確認する直接的な評価方法が併用される。



第 9 図 ゲイン・位相余裕(ナイキスト平面)

## 6. 運用評価

「きぼう」の2012年までの運用中に取得されたデータより、電力系サブシステムの主要機能である故障分離動作および開発段階での設計条件として定めた温度環境に係る評価を行った結果を以下に述べる。

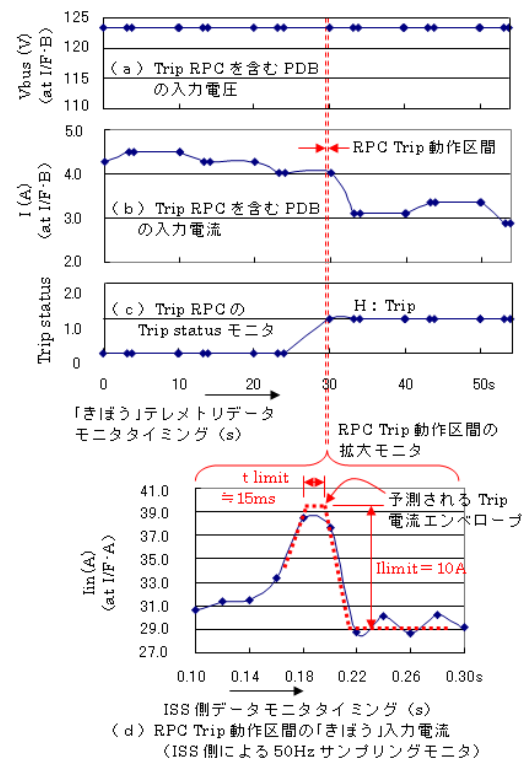
### 6.1 故障分離

「きぼう」の運用を開始して現時点までに2度の故障分離動作が確認されている。1度目は2011年7月にI/F-Bにおいて発生した負荷の短絡故障に対してPDU内のRPCによって、2度目は2012年3月にI/F-Cにおいて発生した負荷の短絡故障に対してPDB内のRPCによって故障分離動作が行われた(PDU、PDBの配置およびI/F-A、B、Cについては第2～3図を参照)。これらの動作はPDUに備えられたI/F-B1～nの系統電流テレメトリ機能およびPDUとPDBに備えられたI/F-A、I/F-B1～nのバス電圧テレメトリ機能、更にISS側が提供する「きぼう」入力電流の高速(50Hz)サンプリングデータから3.1項に示す負荷短絡時の対応動作が行われた事が確認される。

第10図に、2012年3月にI/F-Cにおいて発生した故障分離動作を、各テレメトリデータを用いた分析結果として示す。

図において、データ(b)はPDUに備えられたI/F-B1～nの系統電流テレメトリから得られた下流に故障系統を伴うPDBの入力電流、データ(c)は故障分離動作を行ったRPC(Trip RPC)の遮断状態モニタ(Trip status、Trip時：H)である。これ等のデータにおいて、Trip statusがLからHに替わった区間で故障分離動作が行なわれ、PDBの入力電流は故障系統の遮断による電流の低下が確認できる。しかしデータのサンプリ

ング間隔が荒いため遮断時の限流電流( $I_{limit}$ )までは確認できない。また、データ(d)はISS側でモニタされているI/F-Aにおける「きぼう」の入力電流であり、これは50Hz(20ms間隔)の高速サンプリング周期でモニタされているため、「きぼう」の全負荷電流に重畳して凡そ15msの限流時間( $t_{limit}$ )と10Aの限流電流( $I_{limit}$ )から成る遮断動作時の電流がほぼ確認できる。データ(a)は故障系統の上流バス分岐点にあたる同PDBの入力電圧を示しており、データのサンプリング間隔が荒いため詳細な評価は困難であるが、故障分離動作に伴うバス電圧変動は殆ど生じる事無く、隣接系統への影響が抑制されている事が推測できる。



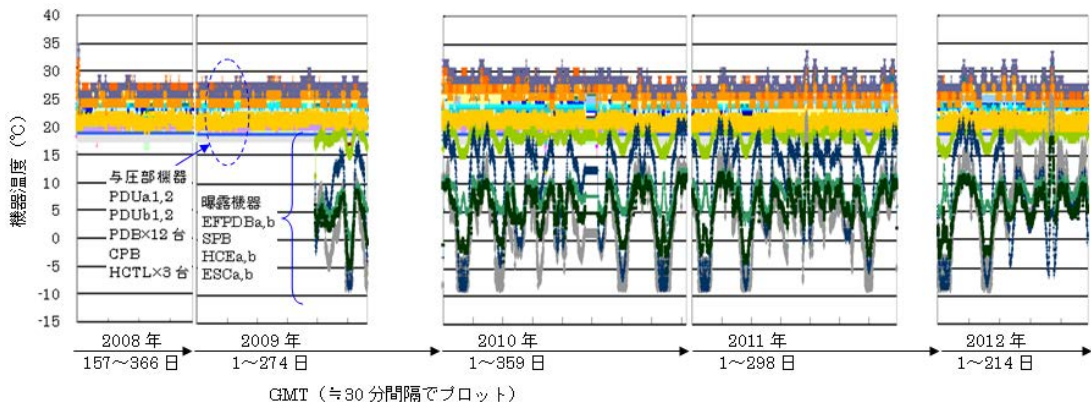
第10図 運用中に発生した  
故障分離動作分析結果

## 6.2 温度環境

電力系サブシステム各部に配置された PDU 及び PDB の機器温度データから、運用中の機器の温度環境を確認した。データは「きぼう」の運用を開始して現時点までを 30 分置きに計測したものであり、機器の動作温

度範囲及び温度サイクル周期が確認でき、機器設計条件範囲内で運用されている事が確認できる。

第 11 図に、代表的な機器温度記録を示す。



第 11 図 「きぼう」電力分配システム機器の温度記録

図およびデータより与圧部機器は凡そ $+15^{\circ}\text{C} \sim +35^{\circ}\text{C}$ の範囲で、機器毎にほぼ一定の温度が保たれている。運用中の機器毎の温度変動幅は、温度テレメトリ解像度による誤差範囲に収まる程度であり、温度サイクルは殆ど無く、設計条件としての AT 温度範囲 ( $-15^{\circ}\text{C} \sim +49^{\circ}\text{C}$ ) 及び QT 温度範囲 ( $-26^{\circ}\text{C} \sim +60^{\circ}\text{C}$ ) に対して十分なマージンを有し、温度によるストレス印加の要因が無い環境で運用されている事が確認できる。

曝露機器は、図およびデータより凡そ $-8^{\circ}\text{C} \sim +23^{\circ}\text{C}$ の範囲で動作している事が確認できる。機器毎に動作温度範囲が異なり、EF-PDB 及び SPB は ATCS (Active Thermal Control System : 能動熱制御系) 11) 12) で温度制御されているため、 $+15^{\circ}\text{C} \sim +23^{\circ}\text{C}$ の範囲に保たれているが、HCE は PTCSP

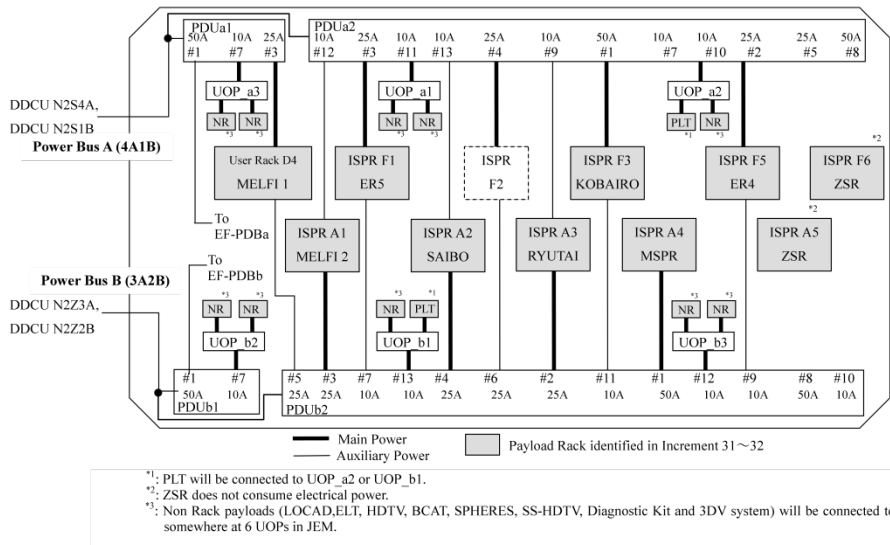
(Passive Thermal Control System : 受動熱制御系) 11) 12) の制御により外部熱環境 ( $\beta$  角) の影響を受けて凡そ 2 ヶ月の周期で  $-8^{\circ}\text{C} \sim +23^{\circ}\text{C}$  の温度サイクル環境で動作している。設計条件としての AT 温度範囲 ( $-9^{\circ}\text{C} \sim +39^{\circ}\text{C}$ ) 及び QT 温度範囲 ( $-20^{\circ}\text{C} \sim +50^{\circ}\text{C}$ ) に対して十分なマージンを有し、温度サイクル周期は非常に緩やかである事より温度によるストレス印加の要因が殆ど無い環境で運用されている事が確認できる。

## 7. 運用解析

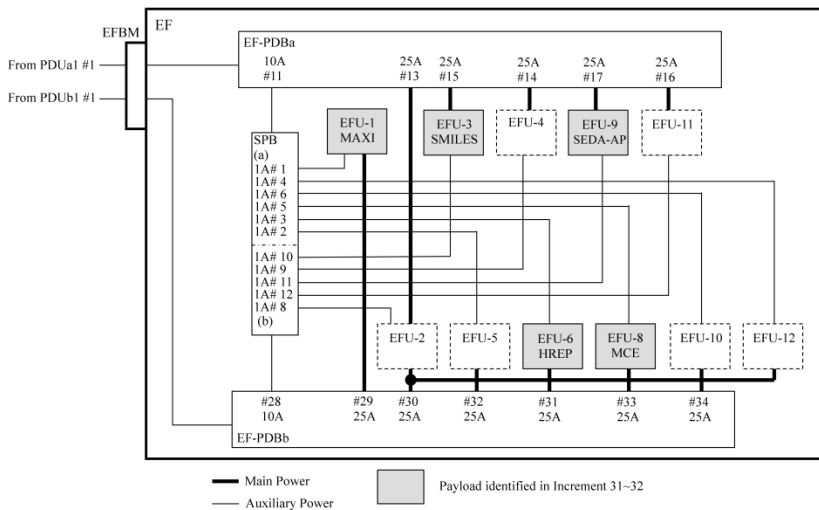
「きぼう」の運用を行う上で必要となる電力系サブシステムに関わる運用解析について以下に紹介する。解析は各インクリメントにおいて搭載される実験ペイロードのコン

フィギュレーションに応じ、「きぼう」エレメント（「きぼう」システム+実験ペイロードを合わせた呼称）レベルの統合解析として

実施されている。「きぼう」電力系統における実験ペイロードの接続コンフィギュレーションの一例を第 12 図に示す。



第 12 図 (1/2) 実験ペイロード接続コンフィギュレーション例 (与圧内)



第 12 図 (2/2) 実験ペイロード接続コンフィギュレーション例 (曝露)



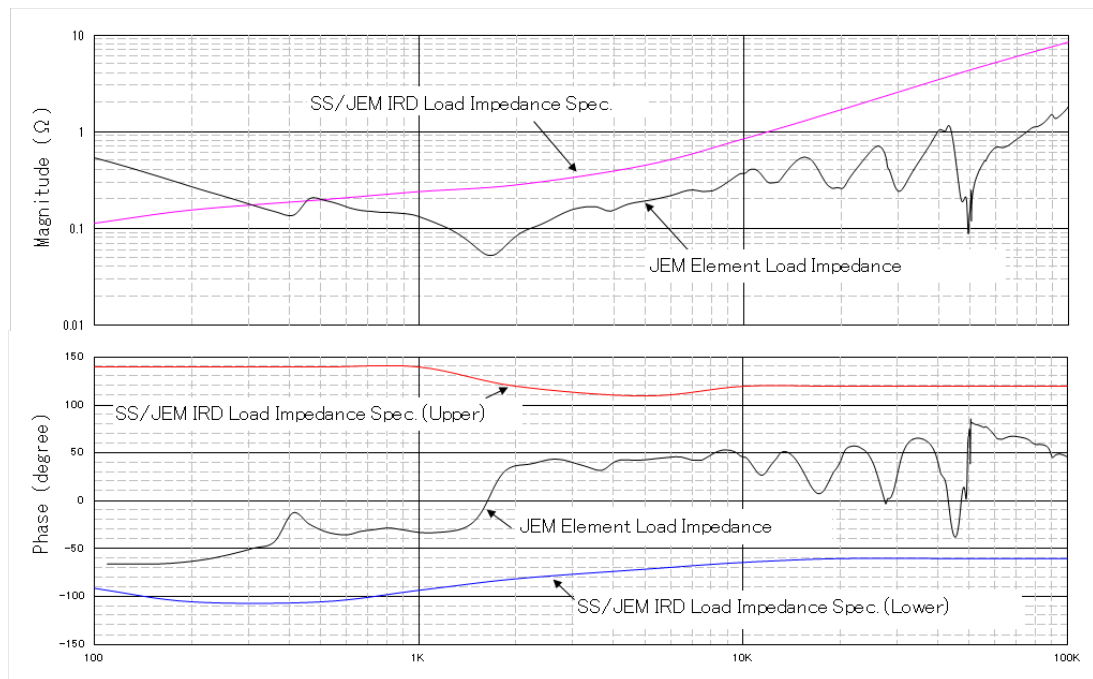
## 7.1 電力安定度解析

I/F Aにおける上流系統（USOS 側）のインピーダンス（ZS）と下流（「きぼう」側）インピーダンス（ZL）相互間のゲイン及び位相関係が非安定領域とならないことを確認する。

評価は「きぼう」エレメントレベルでのZLがSS/JEM間インターフェース要求定義書（IRD：Interface Requirement Document）が規定する規格内であることの確認をもって行う。（ZL規格はZSとZLの関係として第9図の非安定領域とならないよう、ゲイン余裕が3dB以上あること、あ

るいは、位相余裕が $\pm 150^\circ$ を超えないこと、として定められている。）統合解析は、「きぼう」システムの各種検証結果、及び、最終的には電力系国際間検証（Step-2）取得データをベースに作成された「きぼう」システムのR、L、Cから成る等価回路モデルに、個々に検証された実験ペイロードの等価回路モデルを追加したものを用いて行う。また、ツールとしてはMicroCapを用いている。

解析結果の一例を第13図に示す。同図において、300Hz以上にてゲインは規格を下回るが、その周波数帯の位相は規格内であるため安定度は保たれる。



第13図 電力安定度解析結果例

## 7.2 電力リソース解析

各実験ペイロードの運用計画立案のため、「きぼう」システムの消費電力と実験ペイロードの消費電力が、「きぼう」エレメントに

おける使用可能な電力を超えることが無いかなかの確認をする。「きぼう」エレメントレベルの消費電力解析は、原則として次のステップで実施する。

## (ステップ 1)

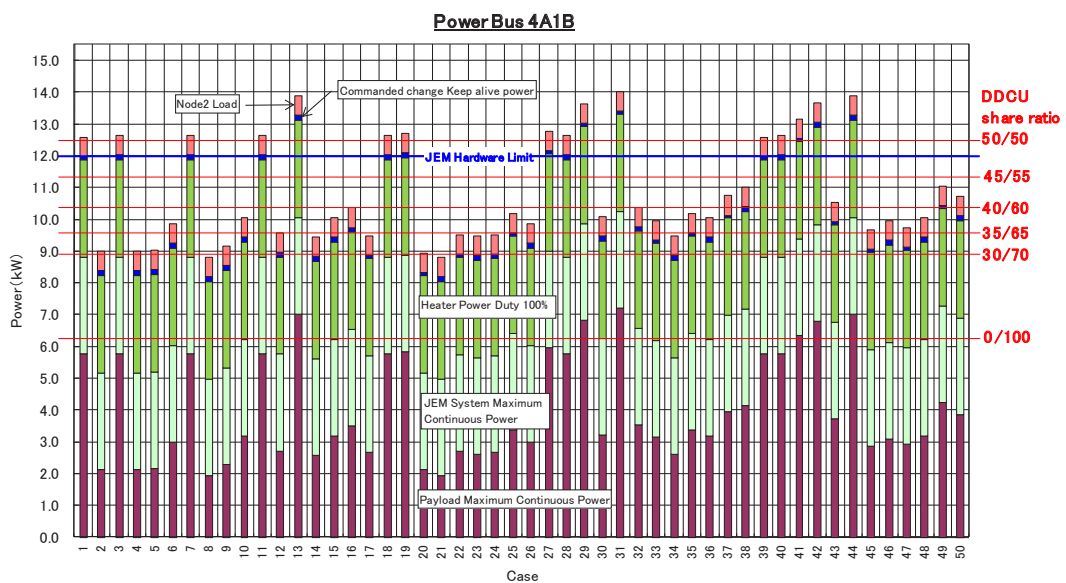
軌道上で同時運用が想定される実験ペイロードの組合せケース毎に、実験ペイロード群の消費電力合計を算出する。

## (ステップ 2)

ステップ 1 で求められた組合せケース毎の実験ペイロード群の消費電力に「きぼう」システムの消費電力を加算した値と、「きぼう」のハードウェアリミット（各バス最大 12kW）とを比較する。又、加算された電力値にさらに Node2 で消費する電力（「きぼう」と I/F A にてパラレル接続された Node2 側負荷あり）を加算した値と、「きぼう」上流の DDCU の供給可能電力とを比較する。（DDCU の供給可能電力はその時々 DDCU の運用モードにより変化するため、実運用における目安として、この DDCU 各運用モードの供給可能電力に対する評価を

行っている。）

結果の一例を第 14 図に示す。安全側の評価として、第 14 図においてヒータデューティは 100%、「きぼう」システム機器及び実験ペイロードの消費電力は共に定常的な最大値を用いている。よって、評価結果として、消費電力が各上限値を超えないケースについては運用計画として問題なしと判断できるが、超えるケースについても安全側の評価であるためすぐさま運用計画として禁止、とはできない。このため、各上限値を超えるケースに対し、『ヒータ電力及び各機器の稼動状態を踏まえ、「きぼう」エレメントないしは Node2 負荷を含めた消費電力が各上限値を越えないよう考慮が必要』、ということを用運用上のガイドラインとし、運用計画として配慮している。



第 14 図 電力リソース解析結果例

## 8. まとめ

1985 年、「きぼう」の電力分配系統機器開発立上げ段階において、DC120V（12kW）バス電力を分配、故障分離する手段としてメカニカル遮断器の適用検討からスタートした。

当時は、衛星電源系のバス電圧は 28～50V 程度であり、リレーによるバスの開閉、ヒューズによる故障分離を行っていた。同様な感覚で検討を立上げたところ直流高電圧、大電流ラインを高速に応答して遮断する事の難しさや諸問題を痛感した。次のステップとして半導体遮断器の適用を決定、RPC の開発に着手した。RPC の開発においては最適な遮断特性について模索する事から始まり、ユーザフレンドリ、Nuisance Trip の防止、RPC 自身のデバイス保護と高速応答特性の実現等の要素を伴い、ソフトオン／オフ、限流遮断特性を有する RPC として搭載品の完成に至っている。この RPC の定格決定においては下流に NASA の実験ラックが接続される事に伴い、NASA 側の RPC との協調も考慮した遮断特性を定めシリーズ化を行った。

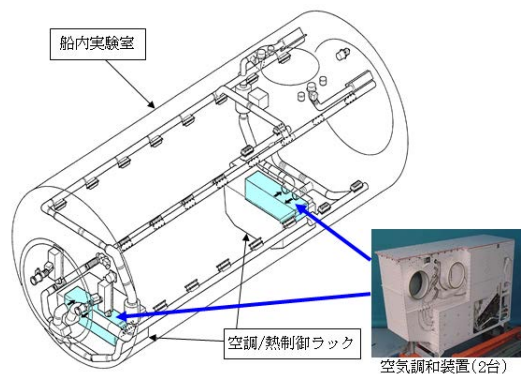
またこの RPC による保護協調系統を成す「きぼう」の電力サブシステムの開発においてはバストランジェント、ブラウンアウト、系の安定性評価等の概念を習得しつつ、リソース削減を伴う最適な構成として最終的に図 1 に示す「きぼう」の電力分配系統に至っている。

この開発成果を新たな開発目標（2030 年頃に実現を目指す月面基地建设、続いて火星有人基地等に向けた電力系統）に向けて継承発展させたい。

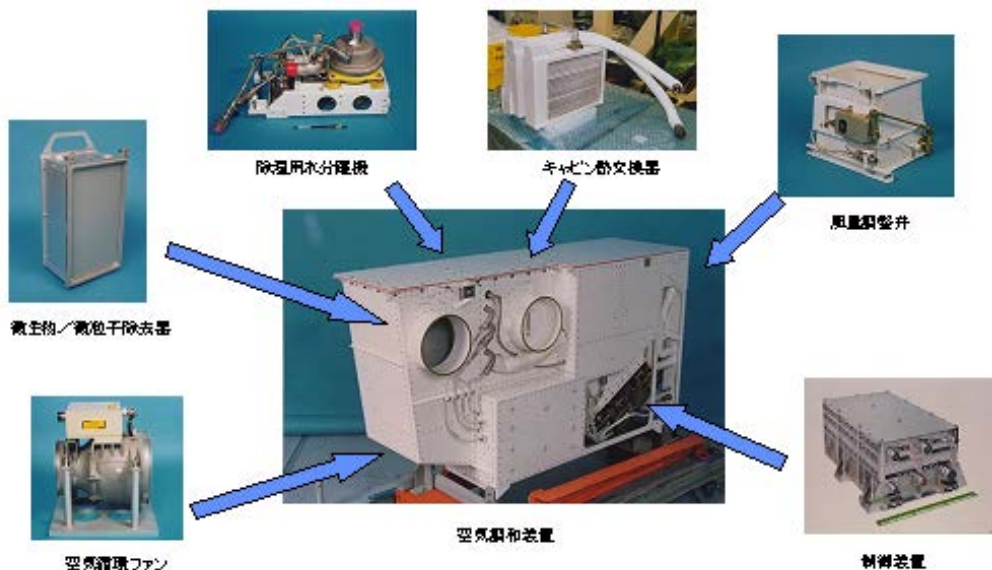
## 第 21 章 「きぼう」空気調和装置の開発成果

### 1. 序論

船内実験室には、搭乗員の安全性、快適性を維持するための環境制御系の主要構成機器として、空気調和装置（第 1 図、第 2 図参照）が搭載されている。本章では、空気調和装置に関して、開発から射場における維持作業、さらには軌道上の最新運用状況を報告するとともに、これらを通して獲得したまたは獲得しようとしている技術、知識、経験等について示す。



第 1 図 空気調和装置と船内実験室



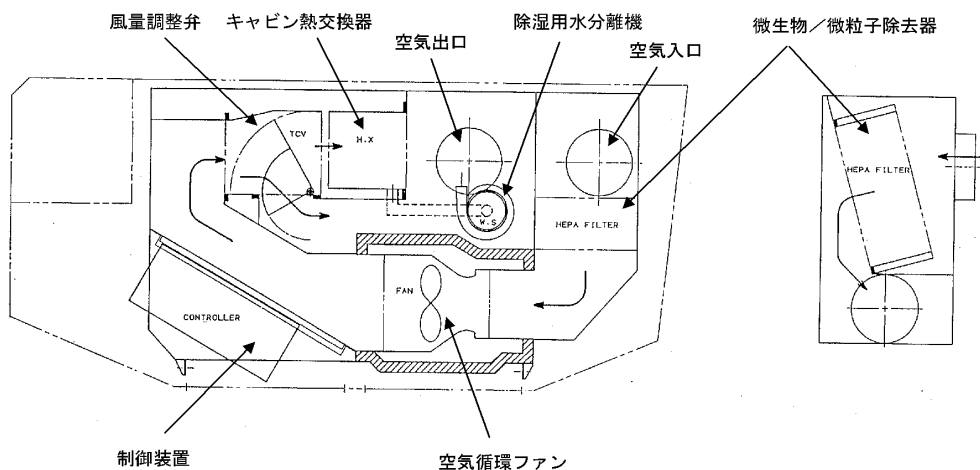
第 2 図 空気調和装置の構成

## 2. 空気調和装置の開発

### 2.1 装置構成

船内実験室には、空気調和機能の 1 故障許容対応のため、2 台の空気調和装置が設置され、通常は 2 台が稼動状態にある。空気調和装置は、その主な構成品が軌道上交換ユニット（ORU：Orbital Replacement Unit）として組み上げられ、軌道上交換による保全が可能な構成としている。基本設計時点では、

フレームに各コンポーネントを配置し、コンポーネント間をダクトで接続するマウントフレーム方式を採用していたが、詳細設計段階で、重量、剛性、保全性に優位な方式である構造ダクト方式に変更した。この方式では、ダクトに強度を持たせ、その中に各コンポーネントを配置している。空気調和装置内のキャビン空気の流れ（第 3 図参照）に沿って、各 ORU の機能を次項に示す。



第 3 図 空気調和装置内のキャビン空気流れ

### 2.2 装置機能

船内実験室キャビン内のリターングリルから吸い込まれ、ダクトを介して空気調和装置に入ったキャビン空気は、最初に微生物／微粒子除去器を通り、ここで空気中の微生物、微粒子が捕捉される。微生物／微粒子除去器は、船内実験室の 16 台のリターングリルに分散して設置する案もあったが、故障検知と保全性に優位な空気調和装置内に集中させて設置する方式を採用した。空気循環ファンは、船内実験室内の空気循環に必要な風量

を与えると同時に、空気調和装置で処理するキャビン空気を吸引、送風する。また、環境制御系の運用に応じて、ファンの回転数を変更することにより、3 段階の風量を設定することが可能である。空気循環ファンにより吸引されたキャビン空気は、風量調整弁により、キャビン熱交換器へ供給する空気とバイパスする空気に分流される。キャビン熱交換器へ供給された空気は、船内実験室内の能動制御系に属する水ループとの間で熱交換を行うことにより冷却される。キャビン熱交換器

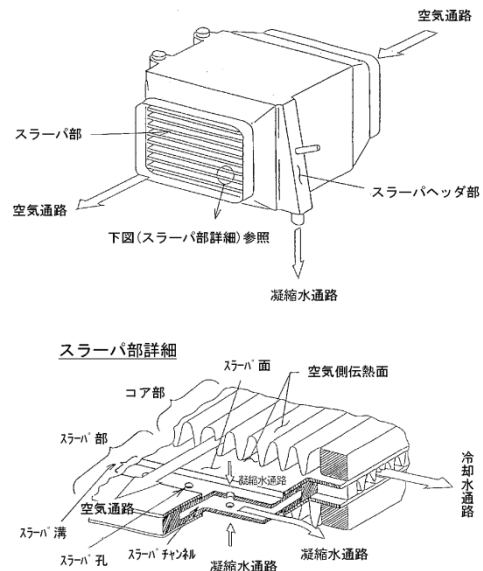


の低温面に曝されて冷却・除湿されたキャビン空気は、風量調整弁によりバイパスされた空気と混合した後、船内実験室のダクト、ディフューザを介してキャビンへと送風される。キャビン熱交換器上で凝縮した水は、遠心式の除湿用水分離機により吸引及び空気から分離・回収され、船内実験室の凝縮水ラインを通して、宇宙ステーション本体の凝縮水タンクに返送される。制御装置は、上位機器との間の RS422 規格による通信や、空気調和装置のコンポーネントへの電力供給、制御、状態監視とともに、キャビン温度の制御を行う。キャビン温度の制御は、搭乗員または地上から設定される温度と、キャビンダクト内温度の実測データとの差分に基づき、制御装置がフィードバック制御を行い、キャビン熱交換器へ通過する風量を風量調整弁により調節することにより、実現している。なお、キャビン湿度は、直接的に相対湿度や露点を制御することはできないが、能動熱制御系側の冷却水温度の制御（規定範囲内に入るよう）によって、従属的に制御される。

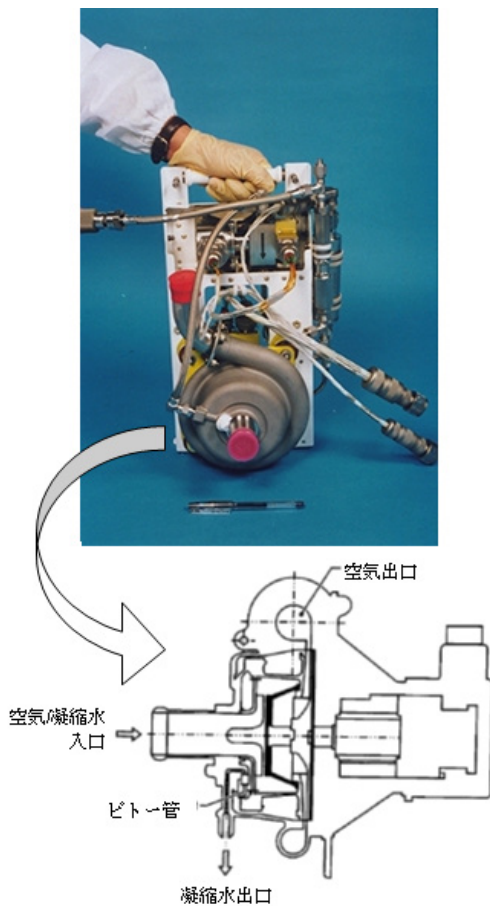
### 2.3 要素開発

空気調和装置の開発に当たっては、キャビン熱交換器、及び除湿用水分離機の要素開発に重点を置き、予備設計段階から縮尺モデル、部分モデル、実物大モデルの試作、試験、熱交換器－水分離機組合せ試験等、段階的に開発を進めた。キャビン熱交換器の主要開発要素は凝縮した水を回収するためのスラーパと微小重力下での凝縮水飛散を防ぐための空気側フィンへの親水性処理皮膜であった。キャビン熱交換器の構造を第 4 図に示す。また、除湿用水分離機（第 5 図参照）の主要開発要素は遠心式的水分離ファンと凝縮水回収移送のためのピトー管であった。特にキャビン熱交換器の親水性処理については、耐

久試験の結果、当初選定していたコーティングの経時劣化が大きいことが判明し、要素開発試験の段階でコーティングを変更した。



第 4 図 キャビン熱交換器構造概要



第 5 図 除湿用水分離機

### 3. 空気調和装置の射場作業

船内実験室の打ち上げ準備のため、空気調和装置に関する射場作業として、主に凝縮水系統洗浄作業、及び微生物／微粒子除去器交換作業を実施した。

空気調和装置を搭載した空調／熱制御ラックの地上試験において、空気調和装置から排出／回収された凝縮水に、規定を超える汚れが含まれていることが確認され、評価試験を実施した結果、キャビン熱交換器の親水性処理皮膜に付着した、空気中の揮発性有機成分に起因するものであることが判明した<sup>2)</sup>。

これは、親水性処理皮膜が活性炭のように非常に広い吸着面積を持つため、クリーンルームに存在し得る微量の揮発性有機溶剤成分を吸着するためであり、回避することができない現象である。規定を超える汚れを含んだ凝縮水が空気調和装置から排出された場合、下流側の凝縮水ラインに装備されているバルブ等の作動不良を招く恐れがあるため、キャビン熱交換器や、その下流側の凝縮水ライン等について、主に射場において、洗浄作業を実施した。

また、空気調和装置の製造後、打ち上げまでにはシャトルの事故等により約 10 年が経過し、微生物／微粒子除去器について、初期搭載品は寿命に達したため、補用品として製造した新品の微生物／微粒子除去器への交換作業を射場において実施し、打ち上げ、軌道上運用に備えた。

### 4. 空気調和装置の運用状況

2008 年 6 月の打ち上げで、船内実験室が国際宇宙ステーションに取り付けられた後、船内実験室の起動とともに、空気調和装置も起動された。空気調和装置は、常時運用される装置であり、現在も運用を継続中である。空気調和装置の特徴的な運用として、1 週間に 1 回、ドライアウトと称する運転が実施されている。ドライアウトは、キャビン熱交換器への通水を止めて、凝縮水が発生しないようにした状態で、キャビン熱交換器へ通過する風量を風量調整弁により増加させることにより、キャビン熱交換器の空気側フィンを乾燥させて、かび等の発生を防ぐための運転である。

空気調和装置は常時運用される装置であるため、その機能を維持するために、微生物／微粒子除去器、除湿用水分離機、キャビン

熱交換器等は、ORU として、軌道上交換により保全が実施される予定である。

以下の項では、空気調和装置の軌道上運用において分かった事例を紹介する。

#### 4.1 キャビン熱交換器からの水滴検出

空気調和装置を長期間運用する中で、設計や地上試験では十分に予想できていなかった事象が幾つか発生している。例としてキャビン熱交換器からの水滴検出が挙げられ、これまで複数回発生している事象である。

空気調和装置 2 台の内、1 台の空気調和装置が初めて起動した翌日、キャビン熱交換器からの水滴を検出して、空気調和装置が自動停止した。キャビン熱交換器上で凝縮した水は、除湿用水分離機により回収される設計であるが、凝縮水が飛散した場合に備えて、空気流れの下流側に水分センサを設置しており、この水分センサが水滴を検出したために、制御装置の所定の機能が働いて自動停止したものである。このときは、宇宙飛行士 10 人全員が船内実験室に入室した後だったため、一時的に船内の湿度が上昇して、凝縮水が多く発生したこと等が原因と考えられた。

前述のドライアウト運転では、キャビン熱交換器の表面を効率良く乾燥させる目的で、熱交換器へ通過する風量を風量調整弁により増加させるが、この風量を増加する際にも、熱交換器を通過した空気とともに水滴が飛散する場合があることが確認された。

軌道上から地上へダウンリンクされた空気調和装置のテレメトリデータを確認すると、ドライアウト前の通常運転時に、キャビン空気への熱負荷が小さかったため、温度制御による風量調整弁の開度調節の結果、パイパス側への風量が多く、キャビン熱交換器側には空気が殆ど流れない状態であったことが判明した。キャビン熱交換器で発生した凝

縮水は、2 項で述べたように、スラーパから除湿用水分離機の吸引によって回収されるが、凝縮水が熱交換器後端のスラーパまで到達するのは、空気通路を流れるキャビン空気が、熱交換器表面の凝縮水を押し流すためである。キャビン熱交換器に流れる空気の量が少ない場合、凝縮水は徐々にではあるが継続して熱交換器表面に発生するのに対し、風量が少ないと、発生した凝縮水がスラーパまで押し流され難いため、除湿用水分離機に十分に回収されず、熱交換器表面上に滞留してしまう。そのような状態で、ドライアウト開始によりキャビン熱交換器側への風量が増加すると、滞留していた凝縮水が一気にスラーパへと流れ出し、熱交換器後端から空気の流れとともに飛散する可能性がある。このような事象が発生し得ることは開発時に考慮しており、熱交換器－水分離機組合せ試験等の中で、水飛散が発生しないことを確認している。それでもなお、軌道上で水飛散が発生してしまうのは、重力が微小であることの影響が推定より大きかったことによるものと考えられる。例えば、地上では空気通路各層の下面側に凝縮水が溜まり易いのに対し、軌道上では微小重力環境であるため、空気通路各層の上面側と下面側に均等に凝縮水が付着することにより、重力以外の条件が同じであれば、軌道上の方がキャビン熱交換器に多くの凝縮水が付着し得ることが考えられる。

対策として、ドライアウト運転時には、空気循環ファンの回転数を変更して風量を低減させる等の運用手順に変更したところ、その後の水滴検出の発生回数等は抑制され、有効な対策であったことが確認されている。微小重力状態により発生する可能性のある軌道上特有の事象に対しては、地上では中々事前の発見・検証等が困難であるが、運用を通じて得られたこの様な重要な知見は、将来の

発展的な有人宇宙技術の実現に向けて非常に有効であると考えている。

#### 4.2 微生物／微粒子除去器の交換

前述のように、微生物／微粒子除去器は ORU であり、設計上は、空気調和装置 2 台それぞれの微生物／微粒子除去器を、半年毎に交換する想定であった。これは、微生物や微粒子を捕集することにより微生物／微粒子除去器の圧力損失が増加すると、循環風量が低下してしまうため、一定以上の風量を維持するために必要な交換頻度として設定された。一方、微生物／微粒子除去器の圧力損失、つまり微生物／微粒子除去器の上流側と下流側の圧力の差をモニタするための差圧センサによる実測の結果、設計上想定していたほどには圧力損失が増加していないため、実際には、微生物／微粒子除去器の交換期間を半年よりも延長して運用している。

空気調和装置 2 台の内、1 台の微生物／微粒子除去器が、2010 年 4 月に野口宇宙飛行士により新品と交換され、山崎宇宙飛行士の帰還とともに地上へ回収された。その微生物／微粒子除去器を分析した結果、設計上想定していたよりも、捕集されている微生物や微粒子の量が少ないことが確認されており、このことが、微生物／微粒子除去器の圧力損失が増加していなかった理由と考えられる。更にその理由としては、軌道上における微生物や微粒子の発生量そのものが少ないこと、あるいは、微生物／微粒子除去器で捕集する前に、その上流側にある船内実験室キャビン内のリタングリルにおいても、ある程度の量が捕集されていることが考えられる。

#### 4.3 水分離器過回転の発生

空気調和装置 (THC b) の水分離器の過回転が発生し、自動停止機能により非常停止する現象がこれまでに複数回発生している。何れも再起動により復帰しており、機能としては維持されている。技術的な原因としては、水分離器に対する急激な負荷変動や回転数計測系のノイズなどが考えられるが、根本原因については特定できていない。経過観察を継続している。

### 5. 空気調和装置開発における獲得技術

空気調和装置の主要開発要素は、前述の通り、キャビン熱交換器のスラッパや親水性処理皮膜、及び除湿用水分離機であり、いずれも微小重力環境下における凝縮水回収に関する技術である。開発の成果として、地上試験等において、所定の機能・性能が得られた。今後も、運用データを取得することにより、凝縮水回収機能等について、空気調和装置の軌道上性能を評価する予定である。

### 6. まとめ

「きぼう」は我が国初の有人宇宙施設であり、その中で環境制御系は、人間が宇宙で活動するために必要不可欠な技術である。これまで、空気調和装置の開発等を通じて、様々な技術的知見を得ることができた。また、今後 2020 年頃まで予定されている「きぼう」の運用において、更なる実績を蓄積していくことにより、将来の有人宇宙開発にも参考となる技術データを獲得できるものと考えている。

## 参考文献

### 第1章 有人宇宙システムのプロジェクト管理技術

- 1) 長谷川義幸、及川幸揮、松村祐介、朝田洋雄：宇宙国際プロジェクトにおけるチーム運営手法－異文化を束ねるチーム運営のコツ－、日本プロジェクトマネジメント協会 PM シンポジウム 2009 (2009.9.10)

### 第2章 大型有人宇宙システムの統合技術

- 1) 今川吉郎：「きぼう」日本実験棟プロジェクトの概要、第 52 回宇宙科学連合講演会、1B02, November 2008
- 2) 和田勝、及川幸揮、工藤拓、山本哲也、山本康之、神野崇治：「きぼう」(日本実験棟) 船内実験室機構系の開発と軌道上運用結果、第 52 回宇宙科学連合講演会、1B04, November 2008

### 第3章 有人安全評価・管理技術

- 1) 「きぼう」日本実験棟ハンドブック、宇宙航空研究開発機構、P9-11 2007
- 2) 国際宇宙ステーション 日本実験モジュール「きぼう」の技術解説、宇宙航空研究開発機構、Vol.1. P17-23, 2002
- 3) 国際宇宙ステーション 日本実験モジュール「きぼう」の技術解説、宇宙航空研究開発機構、Vol.2. P1-8, 2004

### 第4章 有人信頼性管理技術

- 1) Segment Specification for the Japanese Experiment Module, NASA, SSP41165L, 2009
- 2) 酒井純一他：「国際宇宙ステーション日本実験モジュール“きぼう”の全貌、第 18 回宇宙ステーション特有の設計(4)フライトソフトウェア設計」、日本航空宇宙学会誌、第 51 巻、第 591 号、pp. 118-125, 2003
- 3) 塩見弘：「トラブルフリーをめざす信頼性・保全性の考え方と進め方」、技術評論社、1980
- 4) 宇宙ステーション取付型実験モジュール (JEM) 安全・開発保証要求書、JAXA、NASDA-ESPC-1088D, 1995
- 5) International Space Station Flight Crew Integration Standard (NASA-STD-3000/T), NASA, SSP50005D, 2004

### 第5章 有人システム維持機能技術～構造・機構系技術

- 1) 和田勝、山本哲也：「きぼう」の全貌、系統概要 (6) 構造・艙装系、日本航空宇宙学会誌、第 50 巻、第 583 号、pp.182-190, 2002
- 2) NSTS 14046 Payload Verification Requirements, Rev.E+Chg.1, January 19, 2001



**第 6 章 有人システム維持機能技術～ロボットアーム運用のための軌道上荷重検証技術**

- 1) JAXA ホームページ、<http://www.jaxa.jp/>
- 2) 杉本 隆、服部浩明、上野浩史、土井 忍、今井 茂：第 53 回宇宙科学技術連合講演会講演集、2009、pp. 958-962

**第 10 章 クルーインターフェース技術**

- 1) SSP50005 Rev.C : International Space Station Flight Crew Integration Standard (NASA-STD-3000/T)

**第 11 章 有人宇宙活動支援技術～ロボティクスによる軌道上組立～**

- 1) JAXA ホームページ、<http://www.jaxa.jp>
- 2) NASA ホームページ、<http://www.asa.ov>
- 3) H.Ueno, etc., ‘Berthing Load Analysis between Space Manipulator and Berthing Mechanism during On-orbit Assembly Operation’, Proc.of the 9th Int’ l Symposium on Artificial Intelligence and Robotics & Automation in Space, February, 2008, USA
- 4) 上野他、“きぼう組立とロボットアーム展開の成果概要”、第 26 回日本ロボット学会学術講演会、2008 年 9 月
- 5) 上野、“国際宇宙ステーションにおけるロボット技術”、日本ロボット学会学会誌、第 27 巻、第 5 号、2009 年 6 月
- 6) 筒井他、“「きぼう」EFBM／エアロックの開発成果”、第 53 回宇宙科学技術連合講演会、2009 年 9 月
- 7) 筒井他、“「きぼう」ロボット・アームの開発成果”、第 53 回宇宙科学技術連合講演会、2009 年 9 月

**第 12 章 「きぼう」与圧系システムの開発成果～船内実験室と船内保管室**

- 1) International Space Station Interface Definition Document, NSTS-21000-IDD-ISS, United Space Alliance, 1998
- 2) Payload Verification Requirements, NSTS 14046, NASA/JSC, 2000
- 3) Structural Design and Verification Requirements (International Space Station), SSP30559, NASA/JSC, 2000
- 4) 白木、伊藤、佐藤、白井：宇宙デブリ高速衝突試験結果報告、日本宇宙学会誌、44 (1996)、pp.520-529
- 5) 白木、寺田、野田、片山：JEM 与圧部構造の宇宙デブリ防御 性能に関する性能評価シミュレーション、日本航空宇宙学会誌、47 (1999)、pp.189-196
- 6) 白木、片山、八坂：成形爆薬による超高速衝突試験と飛翔体形状の影響評価、日本航空宇宙学会誌、49 (2001)、pp.300-309
- 7) Fatigue Crack Growth Computer Program ’ NASA /FLAGRO’, JSC-22267,

NASA/JSC, 1994

- 8) 和田、山本：「きぼう」の全貌、系統概要（6）構造・艀装系、日本航空宇宙学会誌、第 50 巻、第 583 号、pp.182-190, 2002
- 9) 山本、大野、大坪、筒井、下田、和田、今井：「きぼう」の構造設計、第 52 回宇宙科学技術連合講演会、1B03、November 2008

#### 第 15 章 「きぼう」曝露系システムの開発成果～船外実験プラットフォーム

- 1) Masaharu Takata, Masaru Wada, Yasufumi Wakabayashi, “PLATFORM FOR ROBOTICS”

#### 第 17 章 「きぼう」衛星間通信システムの開発成果

- 1) 日本航空宇宙学会：第 52 回 日本航空宇宙学会講演集原稿 2B04 JEM 衛星間通信システム（ICS）の開発における有人対応、熊谷博貴、栗原和宏（日本電気）、上杉正人、井尻達也（宇宙航空研究開発機構）

#### 第 18 章 「きぼう」ロボットアームの開発成果

- 1) 日本機械学会：機械工学便覧、応用システム編、γ 11、2007、pp. γ 11-132-γ 11-134
- 2) 筒井史哉、森本仁、上野浩史、土井忍、桑尾文博、田中正樹、西尾昌信、大塚聡子、細川民樹、竹貝朋樹：きぼうロボットアーム初期展開運用、日本航空宇宙学会：第 52 回宇宙科学技術連合講演会講演集、2B02

#### 第 19 章 「きぼう」エアロック／曝露部結合機構の開発成果

- 1) 豊部睦、久保田伸幸：国際宇宙ステーション日本実験モジュール“きぼう”の全貌 第 14 回系統概要(7)機構系、日本航空宇宙学会誌、第 50 巻、第 585 号、pp. 239-248、2002
- 2) 豊部睦、竹内仁、山口秀行、佐々木嘉隆：JEM 曝露部結合機構の設計、日本機械学会 2000 年度年次大会、2000 年 8 月
- 3) 豊部睦、竹内仁、黒瀬豊敏：JEM エアロックの設計、日本機械学会 2000 年度年次大会、2000 年 8 月

#### 第 20 章 「きぼう」電力系サブシステムの開発成果

- 1) 岡村敏男、小松正明、上杉正人「“きぼう”の電力分配系統」 第 53 回宇宙科学技術連合講演会、2009 年 9 月
- 2) 岡村敏男、小松正明、上杉正人「“きぼう”の電力系統機器開発年代記」 第 52 回宇宙科学技術連合講演会、2008 年 11 月
- 3) 小松正明「ISS/JEM 電力ネットワークの安定性管理手法と実施結果」 第 52 回宇宙科学技術連合講演会、2008 年 11 月
- 4) T.Okamura, M.Tearada, M.Uesugi “A Control Method of the Large Signal Stability

- with RPC in JEM Electric Power Distribution system” 7th European Space Power Conference 9-13 May 2005 (ESA SP-589)
- 5) 小松正明、荒井聡明「大型宇宙機・国際宇宙ステーション／日本実験モジュールの直流電力ネットワーク安定解析」 電気学会誌、電力・エネルギー部門誌、Vol.124、No.12、pp.1474-1480、2004
  - 6) 小松正明、鬼形 俊雄、郷内敏夫、岡村敏男「国際宇宙ステーション日本実験モジュール「きぼう」の全貌・系統概要（2）電力系」 日本航空宇宙学会誌 第 50 巻、第 579 号、2002 年 4 月
  - 7) M. Komatsu, “Space Station/JEM Electric Power System Verification” 20th International Symposium on Space Technology and Science (ISTS), May 19 - 25, 1996
  - 8) 谷岡憲隆、小松正明、郷内敏夫、小林基宏、他「宇宙ステーションアルファ電力系」 電子通信情報学会 信学技報 PE94-14
  - 9) 小松正明、岡村敏男、郷内敏夫、清水康弘、榎本実「JEM 用 R P C の試作及び限界試験」第 9 回宇宙ステーション講演会、1993 年 4 月
  - 10) M.Komatsu, T.Gonai, S.Kitagata “Design of The Japanese Experiment Module Electrical Power System “European Space Power Conference September 1991 (ESA SP320 p233-238)
  - 11) 小松正明、郷内敏夫、磯部昌徳、鹿川直人「宇宙ステーション用 DC／DC コンバータ」 電子通信情報学会 信学技報 PE91-3911)「きぼう」で獲得した有人宇宙技術 第 15 回 「きぼう」与圧システムの開発成果～与圧システムの熱・流体系 日本航空宇宙学会誌 2011.5 Vol.59No.688
  - 12) 「きぼう」で獲得した有人宇宙技術 第 16 回 「きぼう」曝露系システムの開発成果～船外実験プラットフォーム 日本航空宇宙学会誌 2011.6 Vol.59No.689

## 第 21 章 「きぼう」空気調和装置の開発成果

- 1) 青木伊知郎、立原悟、伊藤定、笹山広幸： 国際宇宙ステーション日本実験モジュール「きぼう」の全貌 第 12 回 系統概要（5）環境制御系、日本航空宇宙学会誌、 50（2002）、 pp. 153-162
- 2) 小鍵幸雄、青木伊知郎、笹山広幸、高岸正春、立原悟： JEM 環境制御系の凝縮水に関する問題について、 第 18 回宇宙ステーション講演会／第 15 回有人宇宙飛行技術シンポジウム講演集、 2002、 pp. 11-12
- 3) Nogawa, Y., Yamaguchi, J. Hirai, M. : JEM TCS/ECLSS Operation and Lessons Learned, 27th International Symposium on Space Technology and Science 2009-f-05, 2009

## 略語集

|       |  |                                 |
|-------|--|---------------------------------|
| 1WCL  | 1 Water Cooling Loop                             | 1 ループ構成                         |
| 2FT   | 2 Fault Tolerance                                | 2 故障許容                          |
| 2WCL  | 2 Water Cooling Loop                             | 2 ループ構成                         |
| ACBM  | Active Common Berthing Mechanism                 | アクティブ共通結合機構                     |
| ACU   | Arm Control Unit                                 | アーム制御計算機                        |
| AMDU  | Airlock Monitor and Display Unit                 | エアロック監視駆動装置                     |
| APFR  | Articulating Portable Foot Restraint             | 足拘束具（EVA 活動の指定治具）               |
| ATCS  | Active Thermal Control System                    | 能動熱制御系                          |
| BDS   | Backup Drive System                              | （ロボットアーム操作卓の）<br>バックアップドライブシステム |
| CBCS  | Computer Based Control System                    | コンピュータ利用制御システム                  |
| CBM   | Common Berthing Mechanism                        | 共通結合機構                          |
| CCB   | Configuration Control Board                      | コンフィギュレーション管理会議                 |
| CCT   | Communication Configuration Table                | 通信コンフィギュレーション<br>テーブル           |
| CEIT  | Crew Equipment Interface Test                    | クルー機器インターフェース試験                 |
| CFR   | Constant Failure Rate                            | 故障率一定型（信頼性用語）                   |
| CFRP  | Carbon Fiber Reinforced Plastics                 | 炭素繊維強化プラスチック/<br>炭素繊維強化複合材      |
| CFU   | Colony Forming Unit                              | 菌量の単位                           |
| CHeCS | Crew Health Care System                          | クルー健康管理システム                     |
| CLA   | Coupled Loads Analysis                           | 柔結合解析                           |
| CM    | Configuration Management                         | コンフィギュレーション管理                   |
| DCLA  | Design Coupled Loads Analysis                    | 柔結合解析                           |
| DDCU  | DC-to-DC Converter Unit                          | DC/DC コンバータユニット                 |
| DFR   | Decreasing Failure Rate                          | 故障率減少型（信頼性用語）                   |
| DIU   | Data Interface Unit                              | データ送受信装置                        |
| DPU   | Baseband Data Processing Unit                    | ベースバンドデータ処理装置                   |
| DTA   | Detailed Thermal Analysis                        | 詳細熱解析                           |
| ECLSS | Environmental Control and Life<br>Support System | 環境制御／生命維持システム                   |
| ECU   | Electrononic Control Unit                        | 制御電子装置                          |
| EEU   | Equipment Exchange Unit                          | 船外実験ブラットフォーム<br>装置交換機構（EFU+PIU） |
| EF    | Exposed Facility                                 | 船外実験ブラットフォーム                    |
| EFBM  | Exposed Facility Berthing Mechanism              | 船外実験ブラットフォーム結合機構                |

|         |  |  |
|---------|--|--|
| EFHX    | Exposed Facility Heat Exchanger  | 船外実験プラットフォーム熱交換器                                   |
| EF-PDB  | Exposed Facility<br>Power Distribution Box   | 電力配電箱  |
| EFU     | Exposed Facility Unit  | 船外実験プラットフォーム側<br>装置交換機構                            |
| ELM-ES  | Experiment Logistics<br>Module-Exposed Section   | 船外パレット   |
| ELM-PS  | Experiment Logistics Module<br>Pressurized Section   | 船内保管室  |
| EM      | Engineering Model  | 技術試験モデル  |
| EMU     | Extravehicular Mobility Unit   | 船外活動用スーツ   |
| E-ORU   | EVA-compatible ORU   | EVA 対応軌道上交換ユニット                                    |
| EP      | Exposed Pallet   | 曝露パレット   |
| ER      | EXPRESS (EXpedite the PROcessing of<br>Experiment to the Space Station) Rack   | EXPRESS ラック  |
| ESA     | European Space Agency  | 欧州宇宙機関   |
| ESC     | EF System Controller   | 船外実験プラットフォーム制御装置                                   |
| EVA     | Extravehicular Activity  | 船外活動   |
| EVA-GCA | EVA Ground Control Approach  | 船外活動クルーの目視による誘導                                    |
| FCIT    | Flight Crew Interface Test   | フライトクルー<br>インターフェーステスト                             |
| FDIR    | Failure Detection、<br>Isolation and Recovery   | 故障検知・分離・回復   |
| FGB     | Functional Cargo Block   | ロシアの基本モジュール、ザーリャ                                   |
| FM      | Flight Model   | フライトモデル  |
| FMEA    | Failure Mode and Effect Analysis   | 故障モード影響解析  |
| GCA     | Ground Controlled Approach   | 地上要員の目視による誘導                                       |
| GF      | Grapple Fixture  | グラブルフィクスチャ<br>(ロボットアームが把持する部分)                     |
| GFRP    | Glass Fiber Reinforced Plastics  | ガラス繊維強化プラスチック                                      |
| GSE     | Ground Support Equipment   | 地上支援装置   |
| HCTL    | Heater Controller  | ヒータコントローラ  |
| HIL     | Human-in-the-Loop  | ヒューマン・イン・ザ・ループ                                     |
| HREP    | Hyperspectral Imager for<br>the Coastal Ocean (HICO) &<br>Remote Atmospheric & Ionospheric<br>Detection System (RAIDS)<br>Experimental Payload | 沿岸海域用ハイパースペクトル<br>画像装置および大気圏／電離圏<br>リモート探知システム実験装置 |



|        |   |                             |
|--------|---|-----------------------------|
| HTV    | H-II Transfer Vehicle                                     | 宇宙ステーション補給機                 |
| ICS    | Inter-Orbit Communication System                          | 衛星間通信システム                   |
| ICS-EF | ICS Exposed Facility                                      | 曝露系サブシステム                   |
| ICS-PM | ICS Pressurized Module                                    | 与圧系サブシステム                   |
| IEHA   | Integrated Experiment<br>Hazard Assessment                | 統合実験ハザード評価                  |
| IFR    | Increasing Failure Rate                                   | 故障率増加型（信頼性用語）               |
| IGA    | Inter Governmental Agreement                              | 宇宙基地協力協定                    |
| IMMT   | ISS Mission Management Team                               | ISS ミッション管理チーム会議            |
| IMV    | Inter Module Ventilation                                  | 棟間通風換気                      |
| ISPR   | International Standard Payload Rack                       | 国際標準実験ラック                   |
| ISS    | Internaional Space Station                                | 国際宇宙ステーション                  |
| ITA    | Integrated Thermal Analysis                               | 統合熱解析                       |
| IVA    | Intravehicular Activity                                   | 船内活動                        |
| JCP    | JEM Control Processor                                     | 「きぼう」管制制御装置                 |
| JEM    | Japanese Experiment Module                                | 日本実験モジュール「きぼう」              |
| JEMOCS | JEM Operation and Control System                          | 「きぼう」運用管制システム               |
| JEMRMS | Japanese Experiment Module Remote<br>Manipulator System   | 「きぼう」ロボットアーム                |
| JEU    | Joint Electronics Unit                                    | 関節制御エレクトロニクス                |
| JSC    | Johnson Space Center                                      | ジョンソン宇宙センター                 |
| KSC    | Kennedy Space Center                                      | ケネディ宇宙センター                  |
| LEHX   | Layer 2 Ethernet Hub and Multiplexer                      | 次世代イーサネット・ハブ／<br>多重化装置      |
| LTL    | Low Temperature Loop                                      | 低温冷却水系統                     |
| MAXI   | Monitor of All-sky X-ray Image                            | 全天 X 線監視装置                  |
| MCE    | Multi-mission Consolidated Equipment                      | ポート共有実験装置                   |
| MDP    | Management Data Processor                                 | ロボットアーム管理計算機                |
| MEIT   | Multi-Element Integration Test                            | ISS 本体側（ノード 2）との適合性<br>確認試験 |
| MELFI  | Minus Eighty degree Celsius<br>Laboratory Freezer for ISS | 冷凍・冷蔵庫                      |
| MIOCB  | Mission Integration and Operations<br>Control Board       | ミッションインテグレーション&<br>運用管理会議   |
| MLI    | Multi-Layer Insulation                                    | 多層断熱材                       |
| MMT    | Mission Management Team                                   | ミッション管理会議                   |
| MOU    | Memorandum of Understanding                               | 了解覚書                        |
| MSPR   | Multi-purpose Small Payload Rack                          | 多目的実験ラック                    |

|         |   |                       |
|---------|---|-----------------------|
| MTBF    | Mean Time Before Failure                            | 平均故障間隔                |
| MTL     | Moderate Temperature Loop                           | 中温冷却水系統               |
| NASA    | National Aeronautics and Space Administration       | アメリカ航空宇宙局             |
| Node2   |   | 第2結合部                 |
| NR      | Non Rack payloads                                   | ラック搭載型ではないペイロード       |
| OCAS    | Operator Commanded Auto Sequence                    |                       |
| ORU     | Orbital Replacement Unit                            | 軌道上交換単位               |
| P/L     | Payload   | 実験ペイロード               |
| PAM     | Payload Attachment Mechanism                        | ペイロード取付機構             |
| PCBM    | Passive Common Berthing Mechanism                   | パッシブ共通結合機構            |
| PCU     | Power Control Unit                                  | 電力分配制御装置              |
| PDB     | Power Distribution Box                              | 配電箱                   |
| PDH     | Payload Data Handling Unit                          | 実験データ処理装置             |
| PDU     | Power Distribution Unit                             | 分電盤                   |
| PEHG    | Payload Ethernet Hub Gateway                        | 中速系中継装置               |
| PIB     | Power Interface Box                                 | 電力インターフェース装置          |
| PIU     | Payload Interface Unit                              | ペイロード側装置交換機構          |
| PM      | Pressurized Module                                  | 船内実験室                 |
| PNP     | Probability of No Penetration                       | 非貫通確率                 |
| PTCS    | Passive Thermal Control System                      | 受動熱制御系                |
| QD      | Quick Disconnect                                    | 着脱コネクタ                |
| RMS     | Remote Manipulator System                           | ロボットアーム               |
| ROGO    | JEM Robotics Operation Ground Observatory           | 「きぼう」ロボティクス運用地上監視システム |
| R-ORU   | Robotics-compatible Orbital Replacement Unit        | ロボティクス対応軌道上交換ユニット     |
| RTL     | Ready To Latch                                      | ラッチ操作の開始判定            |
| S&MA    | Safety and Mission Assurance                        | 安全・開発保証               |
| SAM     | Small Fine Arm Air Lock Attachment Mechanism        | 子アームエアロック取付装置         |
| SEDA-AP | Space Environment Data Acquisition Attached Payload | 宇宙環境計測ミッション装置         |
| SFA     | Small Fine Arm                                      | 子アーム                  |
| SLM     | Structural Latch Mechanism                          | 構造ラッチ機構               |
| SLT     | System Laptop Terminal                              | システム用ラップトップ端末         |

|        |   |                  |
|--------|---|------------------|
| SMAC   | Spacecraft Maximum Allowable<br>Concentration               | 船内最大許容濃度         |
| SMILES | Superconducting Submillimeter-Wave<br>Limb Emission Sounder | 超伝導サブミリ波リム放射サウンダ |
| SPB    | Survival Power Box  | サバイバル電力分配箱       |
| SPICE  |   | 回路シミュレータ         |
| SRMS   | Shuttle Remote Manipulator System                           | シャトルのロボットアーム     |
| SSCB   | Space Station Control Board                                 | 宇宙ステーション管理会議     |
| SSEDSU | Solid State External Data Storage Unit                      | 外部記憶装置（JCP）      |
| SSRMS  | Space Station Remote Manipulator System                     | ステーションロボットアーム    |
| SVS    | Space Vision System   | 宇宙視覚システム         |
| TCA    | Thermal Control Assembly                                    | 熱制御装置            |
| TCV    | Temperature Control Valve                                   | 風量調整弁            |
| THC    | Temperature and Humidity Controller                         | 空気調和装置           |
| UCM    | Umbilical Connector Mechanism                               | アンビリカル接続機構       |
| UOP    | Utility Outlet Panel  | 電力通信コネクタ・パネル     |
| US-LAB | United States Laboratory Module                             | 米国実験棟            |
| USOS   | US On-orbit Segment   | 米国提供要素           |
| VLA    | Verification Loads Analysis                                 | 検証荷重解析           |
| WS     | Water Separator   | 水分離機             |
| ZSR    | Zero-g Stowage Rack   | 無重量保管ラック         |

## おわりに

人類は、常にフロンティアを目指している。それは、約 40 億年前に地球上に生命が誕生し、海から陸へ上がり、人類へと進化して来た過程から、人類の DNA に刷り込まれた本能のようなものである。人類は、その本能に従って、陸から空へ、さらに空から宇宙へと活動領域を広げて来た。我々は、今、その究極の宇宙への進出に挑んでいる。

1961 年にユーリイ・アレクセーエヴィチ・ガガーリンが初めて宇宙空間を旅してから半世紀余りが、1969 年にニール・オールデン・アームストロングが人類初の第一歩を月面に記してから 40 有余年が、1981 年にスペースシャトルが初飛行してから 30 年以上が経過し、我々は、長期宇宙滞在の場として国際宇宙ステーション (ISS) を実現するまでになった。ISS は、1998 年に建設が開始され、我々も、我が国初の有人宇宙システムである「きぼう」日本実験棟の船内保管室及びロボットアームを取付けた船内実験室を 2008 年 3 月と 6 月に各々スペースシャトルにより打上げ、ISS への組付けや起動等を行って、実運用を開始した。2009 年 7 月には、船外実験プラットフォームをシャトルにより打上げ、船内実験室への組付けや起動を行って、「きぼう」の完成を果たすと共に、既に船内実験室で開始していた実験に加えて、船外環境での実験も開始し、「きぼう」の全面的な実運用を開始した。

「きぼう」では、微小重力、真空、広大な空間的広がりや視野等といった宇宙特有の環境を利用して、天文観測、地球観測、材料、

ライフサイエンス等の数々の実験はもちろん、宇宙固有の文化創生を目指した活動も進めている。これらの実験や活動の成果は、ISS 発信の新しい知見や技術、そして文化として、我々の生活に豊かな恵みをもたらしてくれつつある。

有人宇宙開発の一時代を画したユーリイもニールも共にこの世を去り、スペースシャトルも既に退役したが、運用開始から 5 年近くが経過した「きぼう」は今なお色褪せず、成果を発信し続けている。

本書では、「きぼう」の開発とこれまでの運用を通して獲得して来た有人宇宙技術について纏めたが、本書が活用されることにより、これらの成果が「きぼう」の開発、運用、利用に携わって来た我々の共通認識となると共に、さらに、機会ある毎に世界に正しく情報発信され、日本国民を初めとする世界の人々の支持と理解を得て、将来に向けた有人宇宙開発推進の起爆剤となることを願う。

## 執筆者一覧

|        |   |
|--------|---|
| はじめに   | 今川吉郎 (JAXA)   |
| 第 1 章  | 長谷川義幸 (JAXA)・及川幸揮 (JAXA)・松村祐介 (JAXA)・朝田洋雄 (JAXA)  |
| 第 2 章  | 及川幸揮 (JAXA)・和田勝 (JAXA)  |
| 第 3 章  | 中村裕広 (JAXA)・村田光生 (JAMSS)・水谷好伸 (JAMSS)   |
| 第 4 章  | 及川幸揮 (JAXA)・上杉正人 (JAXA)・立原悟 (JAXA)・佐々木俊介 (JAMSS)  |
| 第 5 章  | 及川幸揮 (JAXA)・下田孝幸 (JAXA)・和田勝 (JAXA)・工藤拓 (JAXA)・今井茂 (JAMSS)   |
| 第 6 章  | 上野浩史 (JAXA)・土井忍 (JAXA)・杉本隆 (MSS)・服部浩明 (MSS)・今井茂 (JAMSS)   |
| 第 7 章  | 上杉正人 (JAXA)・酒井純一 (JAXA)・村木祐介 (JAXA)・中山師生 (光産業創成大)・中井一元 (JAMSS)・渡辺勝永 (JAMSS)・鬼形俊雄 (JAMSS)・古志真 (JAMSS)            |
| 第 8 章  | 及川幸揮 (JAXA)・青木伊知郎 (JAXA)・東覚芳夫 (JAXA)・小野裕義 (MHI)・児玉浩明 (MHI)・上田幸寛 (IA)・野川雄一郎 (JAMSS)                              |
| 第 9 章  | 及川幸揮 (JAXA)・青木伊知郎 (JAXA)・伊藤定 (MHI)・金澤良一 (MHI)   |
| 第 10 章 | 及川幸揮 (JAXA)・佐藤俊則 (JAXA)・和田勝 (JAXA)  |
| 第 11 章 | 上野浩史 (JAXA)・土井忍 (JAXA)・森本仁 (JAXA)   |
| 第 12 章 | 下田孝幸 (JAXA)・和田勝 (JAXA)・山本哲也 (MHI)・大野貴史 (MHI)・大坪信彦 (MHI)・今井茂 (JAMSS)   |
| 第 13 章 | 酒井純一 (JAXA)・春田宏二 (MHI)・大塚康司 (MHI)・古志真 (JAMSS)   |
| 第 14 章 | 児玉浩明 (MHI)・小野裕義 (MHI)   |
| 第 15 章 | 及川幸揮 (JAXA)・小澤大作 (JAXA)・村上淳 (IA)・高田正治 (IA)・中島正博 (IA)・吉川正和 (IA)・中原さとる (IS3)                                      |
| 第 16 章 | 及川幸揮 (JAXA)・村上淳 (IA)・高田正治 (IA)・中島寛 (IA)・今井茂 (JAMSS)   |
| 第 17 章 | 熊谷博貴 (NEC)  |
| 第 18 章 | 筒井史哉 (JAXA)・上野浩史 (JAXA)・土井忍 (JAXA)・森本仁 (JAXA)・桑尾文博 (NEC)・田中正樹 (NEC)・西尾昌信 (NEC)・大塚聡子 (NEC)・細川民樹 (NEC)・竹貝朋樹 (NEC) |
| 第 19 章 | 松村祐介 (JAXA)・土井忍 (JAXA)・上野浩史 (JAXA)・上垣栄一 (KHI)・久保田伸幸 (KHI)・大矢洋明 (KHI)  |
| 第 20 章 | 上杉正人 (JAXA)・小松正明 (釧路高専)・岡村敏男 (MELCO)・渡辺勝永 (JAMSS)   |
| 第 21 章 | 及川幸揮 (JAXA)・青木伊知郎 (JAXA)・水野浩靖 (JAXA)・並木淳 (KHI)・久保田伸幸 (KHI)  |
| おわりに   | 今川吉郎 (JAXA)   |

編集 今川吉郎、久留靖史、渡辺香奈、末廣知也、中野優理香、池田和美



