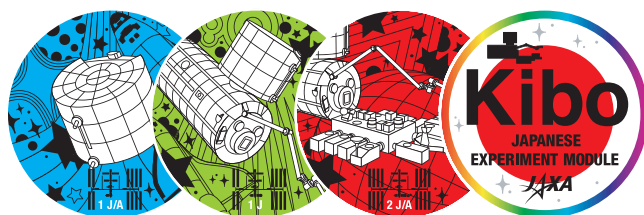




Kibo

Japanese
Experiment
Module

HANDBOOK



「きぼう」ハンドブック

目次

1. 「きぼう」の開発経緯	1-1
1.1 概要.....	1-2
1.2 国際宇宙ステーション計画.....	1-2
1.2.1 国際宇宙ステーション計画の概要.....	1-2
1.2.2 国際宇宙ステーション計画の経緯.....	1-4
1.2.3 ISS 組立情報.....	1-9
1.2.4 各国の果たす役割.....	1-12
1.3 「きぼう」開発経緯.....	1-14
1.4 有人宇宙システム特有の要求.....	1-20
1.4.1 安全性.....	1-20
1.4.2 保全性.....	1-21
1.4.3 クルー・インタフェース.....	1-21
2. 「きぼう」の構成/外観	2-1
2.1 「きぼう」の構成.....	2-2
2.1.1 船内実験室.....	2-3
2.1.2 船内保管室.....	2-4
2.1.3 船外実験プラットフォーム.....	2-5
2.1.4 船外パレット.....	2-6
2.1.5 ロボットアーム.....	2-7
2.1.6 衛星間通信システム.....	2-8
3. 「きぼう」の主要諸元	3-1
3.1 各要素の主要諸元.....	3-2
3.2 「きぼう」運用モード.....	3-4
4. 「きぼう」の各システム	4-1
4.1 船内実験室.....	4-2
4.1.1 概要.....	4-2
4.1.2 レイアウト.....	4-3
4.1.3 構成要素.....	4-6
4.2 船内保管室.....	4-12
4.2.1 概要.....	4-12
4.2.2 レイアウト.....	4-13

4.2.3	構成要素.....	4-14
4.3	船外実験プラットフォーム.....	4-17
4.3.1	概要.....	4-17
4.3.2	レイアウト.....	4-19
4.3.3	構成要素.....	4-21
4.4	船外パレット.....	4-24
4.4.1	概要.....	4-24
4.4.2	レイアウト.....	4-26
4.4.3	構成要素.....	4-27
4.5	ロボットアーム.....	4-29
4.5.1	概要.....	4-29
4.5.2	レイアウト.....	4-31
4.5.3	構成要素.....	4-32
4.6	衛星間通信システム.....	4-34
4.6.1	概要.....	4-34
4.6.2	レイアウト.....	4-35
4.6.3	構成要素.....	4-36
5.	「きぼう」の運用.....	5-1
5.1	打上げ・飛行計画.....	5-2
5.2	各フライトでの「きぼう」組立シーケンス.....	5-3
5.2.1	1J/A フライト.....	5-3
5.2.2	1J フライト.....	5-6
5.2.3	2J/A フライト.....	5-10
5.3	「きぼう」の運用管制.....	5-13
5.3.1	軌道上インタフェース.....	5-16
5.3.2	地上間インタフェース.....	5-16
6.	「きぼう」の利用.....	6-1
6.1	概要.....	6-2
6.2	環境.....	6-2
6.2.1	微小重力環境.....	6-2
6.2.2	軌道、姿勢.....	6-2
6.2.3	視野.....	6-2
6.2.4	周辺雰囲気.....	6-3
6.2.5	宇宙放射線.....	6-4

6.2.6	熱環境	6-4
6.2.7	微小隕石、宇宙デブリ	6-4
6.3	実験装置	6-5
6.3.1	船内実験装置	6-5
6.3.2	船外実験装置	6-15
6.4	利用計画	6-21
6.4.1	全体スケジュール	6-21
6.4.2	利用分野	6-22
6.4.3	各分野における実施課題	6-23
6.4.4	利用計画	6-27
7.	国際宇宙ステーション(ISS)の運用概要	7-1
7.1	国際協力によるISSの運用	7-2
7.2	ISSの軌道	7-3
7.3	ISSの姿勢	7-4
7.4	ISSのリソース配分	7-7
7.4.1	ISS構成要素利用権の配分	7-7
7.4.2	ISS共通運用経費の分担	7-7
7.4.3	ISS利用リソースの配分	7-8
7.5	ISSの運用モード	7-9
8.	宇宙ステーション補給機(HTV)の概要	8-1
8.1	概要	8-2
8.1.1	HTVの構成	8-3
8.2	HTVの運用	8-7
8.2.1	打上げ	8-8
8.2.2	ランデブ	8-9
8.2.3	ISSへの結合(近傍運用)	8-10
8.2.4	係留期間中の運用	8-12
8.2.5	ISSからの分離/大気圏への再突入	8-14
9.	有人宇宙開発におけるリスクマネジメントと安全設計手法	9-1
9.1	はじめに	9-2
9.2	国際宇宙ステーション計画における安全・信頼性確保のしくみ	9-3
9.2.1	安全確保のためのプロセス	9-3
9.2.2	安全確保に向けた設計活動	9-5

9.2.3 「きぼう」におけるハザード制御の実際.....	9-9
9.3 信頼性確保に向けた設計活動.....	9-12
9.4 運用段階におけるリスクマネジメント.....	9-12
9.5 宇宙開発におけるリスクマネジメントにおける新たな取り組み ーリスクの定量化ー	9-12

付録 略語集

1. 「きぼう」の開発経緯

1.1 概要

人類にとって国境のない場所のひとつ—それが、国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)です。米国、日本、カナダ、ヨーロッパ各国、ロシアが協力して計画を進め、利用していきます。

ひとつのものを作り上げるために、これほど多くの国々が最新の技術を結集するというプロジェクトは、これまでにまったくなかったこと。ISSは、世界の宇宙開発を大きく前進させるための重要な施設であると同時に、国際協力と平和のシンボルでもあるのです。

1982年の概念設計から始まり、各国が協力して様々な課題を乗り越え、1998年にISS最初の構成要素「ザーリャ」(基本機能モジュール)が打ち上げられました。2003年のスペースシャトル・コロンビア号事故によりISS組立ては一時中断されましたが、2006年から組立再開し、2010年完成を目指しています。

本章では、「きぼう」日本実験棟の開発に係る経緯を、国際間の動きと日本国内の動きに分けてご紹介します。

1.2 国際宇宙ステーション計画

1.2.1 国際宇宙ステーション計画の概要

国際宇宙ステーション(ISS)は地上から約400kmの上空に建設される巨大な有人施設です。1周約90分というスピードで地球の周りを回りながら、地球や天体の観測、そして実験・研究などを行っています。

ISSの主な目的は、宇宙だけの特殊な環境を利用した様々な実験や研究を長期間行える場所を確保し、そこで得られた成果を活かして科学・技術をより一層進歩させること、そして、地上の生活や産業に役立てていくことにあります。

組立てには、米国のスペースシャトル、ロシアのプロトンロケットおよびソユーズロケット等の輸送手段を使用し、合計で40回以上の打上げによって段階的に組み立てていきます。

このISS計画は、米国、日本、カナダ、ロシア、欧州宇宙機関(ESA)の11ヶ国(イタリア、デンマーク、ノルウェー、ベルギー、オランダ、フランス、スペイン、ドイツ、スウェーデン、スイス、イギリス)の15ヶ国が参加する国際共同プロジェクトです。日本は「きぼう」日本実験棟の開発をもって参加しています。

ISSの全体構成を図1.2.1-1、仕様を表1.2.1-1に示します。

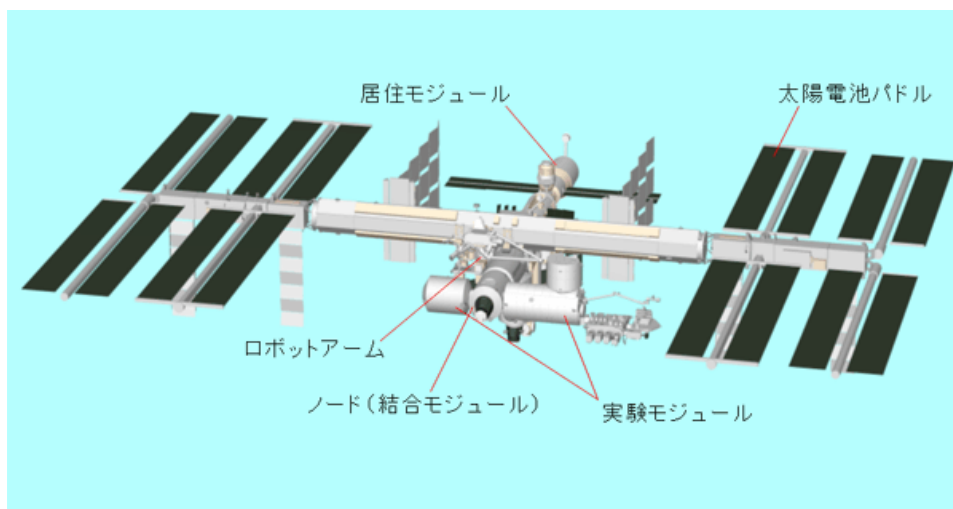


図 1.2.1-1 ISS 全体構成

表 1.2.1-1 ISS の仕様

項目	諸元等
全長	約 108.5m × 約 72.8m(サッカーのフィールドと同じくらい)
重量	約 420トン
電力	110kw(最大発生電力)
全与圧部容積	935m ³
与圧モジュール数	実験モジュール: 5 棟 [内訳]米国 1(デスティニー)/日本 1(きぼう)/欧州 1(欧州実験棟) /ロシア 2(研究モジュール(RM)、多目的実験モジュール(MLM)) 居住モジュール: 1 棟 [内訳]ロシア 1(ズヴェズダ(ロシアのサービスモジュール))
曝露搭載物 取付場所	<ul style="list-style-type: none"> ・トラスに 4 箇所 ・「きぼう」船外実験プラットフォーム 10 箇所 ・「コロンバス」(欧州実験棟) 4 箇所
常時滞在搭乗員	6 名(組立期間中は 2~3 名)
軌道	円軌道(高度 330~460km) 軌道傾斜角 51.6°
輸送手段	組立: スペースシャトル(米)、ソユーズロケット/プロトンロケット (露) 補給: スペースシャトル(米)、ソユーズロケット(露)、アリアンロケッ ト(欧)、H-IIB ロケット(日)

1.2.2 国際宇宙ステーション計画の経緯

米国航空宇宙局(NASA)では、1982年から国際宇宙ステーション(ISS)についての計画が話し合われてきました。本格的に取り組み始めたのは1984年です。当時のレーガン大統領が「人が生活することのできる宇宙基地を、10年以内に建設する」という発表を行ったことで、ISSへの計画が正式にスタートしました。

そして同じ年に開催されたロンドンサミットで、レーガン大統領は関係各国に、計画への参加を呼びかけました。

ISS計画に関する経緯を表 1.2.2-1に示します。

参考に、1985年と1999年当時のISS完成予想図を図 1.2.2-1、図 1.2.2-2に示します。

表 1.2.2-1 ISS 計画に関する経緯(1/3)

時期	内容
1982年5月	NASA は本部内に宇宙ステーション・タスクフォースを設置し、宇宙ステーション計画の概念設計を開始した
同年6月	当時のNASA ベッグス長官から中川科学技術庁長官に対して、宇宙ステーション計画に日本も参加するよう要請があった。宇宙開発事業団(NASDA)を中心に、日本の参加に係わる構想をまとめるための技術検討を開始した
同年8月	宇宙開発委員会に「宇宙基地特別部会」が設置され、日本の宇宙基地計画参加構想に係わる調査審議を開始した
1984年1月	1月25日、レーガン大統領は年頭一般教書において、恒久的な有人宇宙基地を10年以内に建設することを発表、NASA へ指示
同年6月	ロンドンサミットでレーガン大統領は日本、カナダ、欧州に対して宇宙ステーション計画への参加・協力を呼びかけた
1985年4月	宇宙開発委員会の宇宙基地特別部会はこれまでの日本国内での検討結果を取り込んで、「宇宙基地計画参加に関する基本構想」をとりまとめ発表した
同年5月	日本は、NASA と宇宙ステーションの予備設計参加のための了解覚書(MOU)を締結。約2年にわたる予備設計を開始した。国際間調整において、政策レベルの協議は科学技術庁(当時)が、技術レベルの調整はNASDA がそれぞれNASA に対応した
同年7月	宇宙ステーションの基準となるコンフィギュレーションを決めるため、NASA ジョンソン宇宙センター(JSC)で最初の国際間調整である宇宙基地基準概念第1回審査会(Reference Update Review #1: RUR#1)が開催された
同年11月	第2回審査会(RUR#2)が開催され、NASA 提案の電力塔型で2本のキールを持つ宇宙ステーション全体コンフィギュレーションが宇宙ステーション管理会議(Space Station Control Board: SSCB)において了承された
1986年1月	【参考】スペースシャトル・チャレンジャー号事故発生
同年3月	米国政府の指示により、NASA は増加した資金に対し、縮小した宇宙ステーションプログラムの資金に対応したシステム要求に見直すためのシステム要求審査を実施。一方、チャレンジャー号事故の結果を宇宙ステーション計画に反映する勧告が出され、NASA の組織体制を変更し、プログラム全体のとりまとめ(以下、レベルIIと称する)をJSC からワシントンDC 郊外のバージニア州レストン地区に移した
1987年3月	予備設計終了
同年7月	宇宙基地特別部会は、宇宙ステーション計画の開発作業の進め方、および運用利用段階に対する基本的考え方を示すものとして、報告書「宇宙ステーションの開発利用の本格化に向けて」をまとめた

表 1.2.2-1 ISS計画に関する経緯(2/3)

時期	内容
1988年3月	了解覚書(MOU)の有効期限が切れたことから、1990年5月までMOUを延長し、宇宙ステーション本体とのインタフェース要求を設定するための設計検討を実施した
同年9月	宇宙基地の詳細設計、開発、運用および利用に係わる多国間協力協定(IGA)が調印された
1989年3月	NASAと日本国政府間のMOUが調印された
同年6月	6月22日、「常時有人の民生用宇宙基地の詳細設計、開発、運用および利用における協力に関するアメリカ合衆国政府、欧州宇宙機関の加盟国政府、日本国政府およびカナダ政府の間の協定(IGA)」が国会で承認され、日本の実験モジュールの開発に本格的に着手した
同年7月	7月から10月にかけて、NASAは米国内財政の悪化に伴い、宇宙ステーション計画の見直しをリフェージング(Rephasing)と称して実施
1990年10月	NASAの1991年度宇宙ステーション予算が総額230億ドルまで膨らんだことから、米国議会は総額190億ドルまでに削減するよう指示した。NASAは宇宙ステーションの再構築をリストラクチャリング(Restructuring)と称して実施
1991年3月	NASAは国際パートナー(欧州、カナダ、日本)を含めた見直し作業とコスト評価を含めてとりまとめた報告書を米国議会に提出した
1993年2月	クリントン大統領は議会で、宇宙ステーション計画の大幅縮小を打ち出した。ここに、宇宙ステーション計画のさらなる設計見直しをリデザイン(Redesign)と称して、NASAゴールドフィン長官の下、今までの設計とは大きく異なる設計案も含めた技術検討を行うこととなった
同年6月	クリントン大統領は宇宙ステーションに係わる大統領諮問委員会(Blue Ribon Panel)の答申を受けて、新コンフィギュレーションを選定、これを宇宙ステーションアルファと称し、NASAはこの新しい計画への移行計画を9月までに提出することとされた
同年9月	ゴア副大統領とチェルノムイルジン首相(ロシア)が、宇宙ステーション計画に関する将来的なロシア参加を視野に入れた米ロ間の宇宙分野における協力に関する共同声明を発表
同年10月	宇宙基地協力に基づく政府間協議がパリで開催され、「宇宙ステーション計画の参加国政府は共同で、ロシアに対し国際宇宙ステーション計画参加を招請する」旨の共同声明を発表
1994年3月	パリで政府間協議が行われ、ロシア参加に係わる対応方針、手順、スケジュール等について調整が実施されるとともに、宇宙ステーションのシステム要求審査をJSCで実施し、ロシアを取り込んだ新しい宇宙ステーションの全体構成、開発に係わる技術要求、技術的実現性および組立てシーケンス等を審査した

表 1.2.2-1 ISS計画に関する経緯(3/3)

時期	内容
1995年1月	米国の企業体制として、NASA とりまとめに代わり、ボーイング社が主契約企業としてNASAと契約を締結した。また、レストンにおけるプログラム全体とりまとめをやめて、その機能を JSC に移し、1986 年以来続いていたレベル II の役割を終えた
同年3月	宇宙ステーションの第 1 段階の設計審査 (Incremental Design Review#1: IDR)を JSC において実施し、組立てシーケンスおよび電力リソース等の成立性を評価した。この審査で宇宙ステーションを国際宇宙ステーション (ISS) と呼ぶようになった
同年6月	SSCB が開催され、組立てシーケンスが改訂され、ロシアの参加により 3 回の打上げに分割されることになった JEM の打上げは、2000 年 2 月、2000 年 3 月、2001 年 3 月に変更された
1997年5月	NASA ケネディ宇宙センター (KSC) で SSCB が開催され、ロシアのサービスモジュールのさらなる遅れに伴う組立てシーケンスの変更が承認された。これにより JEM の打上げは 2001 年 5 月、2001 年 8 月、2002 年 2 月になった
1998年1月	1月30日に米国のワシントンで、ロシア、スウェーデン、スイスを加えた新たな国際宇宙基地協力協定 (IGA) が署名された。これにより、ISS 計画への参加国は、15ヶ国となった
同年2月	1月30日に署名された国際宇宙ステーション協定に基づく新たな了解覚書が我が国と NASA との間で合意され、同了解覚書は、2月24日 (現地時間) にワシントンで署名された
同年5月	5月29日、30日に NASA ケネディ宇宙センターで宇宙機関長会議 (HOA) が行われ、組立スケジュールの見直しと、最初の ISS の要素である「ザーリヤ」(基本機能モジュール)、スペースシャトル (STS-88) による「ユニティ」(第 1 結合部) の打上げ日が承認された
同年10月	ロシアで開かれた SSCB でザーリヤ、STS-88 の予定通りの打上げと、「ズヴェズダ」(サービスモジュール) の打上げ延期 (99 年 7 月へ) が決定された
同年11月	1A/R ザーリヤ打上げ
同年12月	2A (STS-88) ユニティ (第 1 結合部) 打上げ ※以降は 1.2.3 項にて示す

1. 「きぼう」の開発経緯



図 1.2.2-1 宇宙ステーション想像図(1985年11月当時)¹

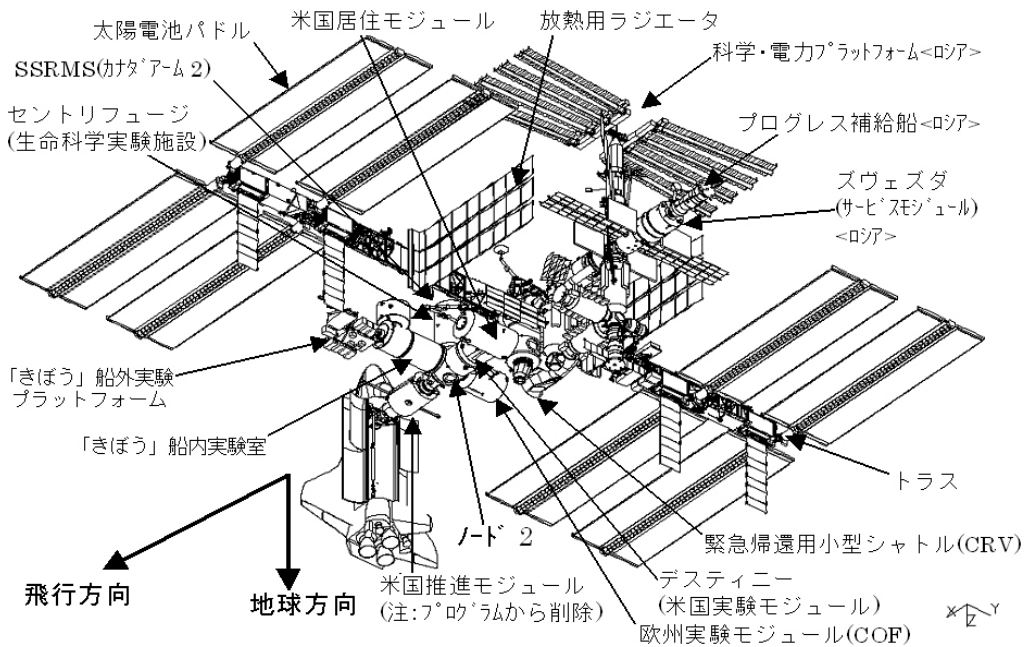


図 1.2.2-2 ISS 完成予想図(1999年当時)

¹ 中心となる構造体「トラス」から2本の電柱状の「キール」が伸びているため、「二重キール型コンフィギュレーション」と呼ばれました。

1.2.3 ISS組立情報

1998年11月の「ザーリヤ」(基本機能モジュール)の打上げからISSの組立てが開始されました。

その後も米国の予算超過に伴うISS計画縮小や、スペースシャトル・コロンビア号事故によるISS計画への影響など、大きな動きがありました。表 1.2.3-1にISS組立開始以降の変遷を示します。

なお、2008年3月までのISS組立実績を表 1.2.3-2に、2008年4月以降のISS組立予定を表 1.2.3-3に示します。

表 1.2.3-1 ISS組立開始以降のISS計画に関する変遷

時期	内容
2001年2月	ブッシュ政権の大統領予算教書発表。米国のISS予算をこれ以上超過させないようISS計画全体の縮小が提案される
同年11月	NASA長官任命のISS外部独立評価委員会(ISS Management and Cost Evaluation: IMCE)がISS計画の予算超過と計画管理上の問題を検討した報告書を発表。ISS計画縮小と計画見直しの提言がまとまる
同年12月	NASA諮問委員会、上記報告書を検討し、報告書の全提案を実施するようNASAに勧告
2002年はじめ	コスト超過の影響により米国居住モジュール(U.S.Hab)、緊急帰還機(CRV)の開発計画を中止
2003年2月	スペースシャトル・コロンビア号(STS-107)事故発生。搭乗員7名とスペースシャトル1機を喪失する事故となった。そのため、事故原因が究明されるまで、スペースシャトル全機を飛行停止とすることが決定された
同年4月	ISS常駐クルーを第7次長期滞在クルー以降、3名から2名に変更。スペースシャトルの飛行再開まで、クルー交代にはソユーズ宇宙船を利用することになった
2004年1月	ブッシュ大統領による米国新宇宙政策が発表される。ISS組立てを2010年までに完了し、その後スペースシャトルを2010年に引退させる方針を発表
2005年7月	スペースシャトル飛行再開フライト(STS-114)の飛行。改良した外部燃料タンクから断熱材が落下したことにより、後続の飛行再開フライト(STS-121)の打上げを一時停止
同年9月	生命科学実験施設(セントリフュージ)の開発を中止
2006年3月	宇宙機関長会議(HOA)において、ISS組立てシーケンスの見直しが行われた
同年9月	第13次長期滞在クルー2名にISS常駐クルー1名が加わり、3名体制に戻る

表 1.2.3-2 ISS 組立実績(2008年3月まで)

打上げ日 (米国時間)	フライト 番号	主要打上げ要素
1998年11月20日	1A/R ¹	ザーリヤ(基本機能モジュール)
1998年12月4日	2A	ユニティ(第1結合部)、与圧結合アダプタ 1,2(PMA-1,2)
1999年5月27日	2A.1	補給艙装フライト
2000年5月19日	2A.2a	保全修理フライト
2000年7月12日	1R	ズヴェズダ(サービスモジュール)
2000年9月8日	2A.2b	補給艙装フライト
2000年10月11日	3A	Z1トラス、PMA-3 ※若田宇宙飛行士搭乗
2000年10月31日	2R	ソユーズ TM(搭乗員3名常駐開始)
2000年11月30日	4A	P6トラス(太陽電池パドル、ラジエータ含む)
2001年2月7日	5A	デスティニー(米国実験モジュール)
2001年3月8日	5A.1	補給艙装フライト、レオナルド(多目的補給モジュール)
2001年4月19日	6A	米国実験モジュール用ラック、カナダアーム2(宇宙ステーションロボットアーム(SSRMS))
2001年7月12日	7A	クエスト(ジョイントエアロック)、高圧ガスタンク
2001年8月10日	7A.1	補給艙装フライト
2001年9月15日	4R	ピアース(ドッキング室 1(DC1))
2001年12月5日	UF1	実験ラック
2002年4月8日	8A	S0 トラス
2002年6月5日	UF2	実験ラック、モービル・ベース・システム(MBS)
2002年10月7日	9A	S1 トラス
2002年11月23日	11A	P1 トラス
2005年7月26日	LF1	飛行再開フライト、曝露品輸送(ESP-2) ※野口宇宙飛行士搭乗
2006年7月4日	ULF1.1	飛行再開フライト
2006年9月9日	12A	P3/4トラス(太陽電池パドル、ラジエータ含む)
2006年12月9日	12A.1	P5トラス
2007年6月8日	13A	S3/4トラス(太陽電池パドル、ラジエータ含む)
2007年8月8日	13A.1	S5トラス、与圧品/曝露品輸送
2007年10月23日	10A	「ハーモニー」(第2結合部)
2008年2月7日	1E	コロンバス(欧州実験棟)
2008年3月8日	ATV1 ¹	欧州補給機
2008年3月11日	1J/A	「きぼう」船内保管室、「デクスター」(特殊目的ロボットアーム) ※土井宇宙飛行士搭乗

¹ スペースシャトル以外の輸送機によるフライトです。

表 1.2.3-3 ISS 組立予定(2008 年 4 月以降)

打上げ計画 (米国時間)	フライト 番号	主なフライト内容
2008 年 5 月 25 日目標	1J	「きぼう」船内実験室、「きぼう」ロボットアーム ※星出宇宙飛行士搭乗
2008 年 10 月 16 日以降	ULF2	与圧品輸送
2008 年 12 月 4 日以降	15A	S6 トラス(太陽電池パドル、ラジエータ含む) ※若田宇宙飛行士打上げ
調整中	3R ¹	多目的実験モジュール(MLM)、欧州ロボットアーム (ERA)
2008 年度見込み	2J/A	「きぼう」船外実験プラットフォーム、「きぼう」船外パ レット ※若田宇宙飛行士帰還
調整中	17A	3 人分の個室、調理室、制振装置付きトレッドミル 2 (TVIS2)、クルー健康管理システム 2(CHeCS2)、曝 露品輸送
2009 年度見込み	HTV-1 ¹	宇宙ステーション補給機(HTV)技術実証機
調整中	ULF3	曝露品輸送
調整中	19A	与圧品/曝露品輸送
調整中	ULF4 ²	曝露品輸送
調整中	20A	キューポラ、ノード 3(第 3 結合部)
調整中	ULF5 ²	曝露品輸送
調整中	9R ¹	研究モジュール(RM)

¹ スペースシャトル以外の輸送機によるフライトです。

² ULF4、ULF5 はスペースシャトルで打ち上げられない場合、スペースシャトル以外の代替輸送機を用いて打ち上げることがあります。

1.2.4 各国の果たす役割

ISS は、各国がそれぞれに開発した構成要素で成り立っています。基本的には各構成要素の開発を担当した国が責任を持って運用し、全体のとりまとめを米国が行います。

(1) 米国 【米国航空宇宙局(NASA)】

各国と調整を取りながら、総合的なまとめ役を担当。提供する要素は、実験モジュールのほか、ロボットアームを設置する主構造物であるトラス、太陽電池パドルを含む電力供給系等。

(2) ロシア 【ロシア連邦宇宙局(Federal Space Agency: FKA)】

最初に打ち上げられた「ザーリヤ」(基本機能モジュール)¹、居住スペースとなる「ズヴェズダ」(サービスモジュール)、搭乗員の緊急帰還機(ソユーズ宇宙船)などを担当。

(3) カナダ 【カナダ宇宙庁(Canadaian Space Agency: CSA)】

ISSの組立てや、装置の交換に使用する「カナダアーム 2」(ISSのロボットアーム)を提供。スペースシャトルのロボットアーム(SRMS)もカナダ製。

(4) ヨーロッパ諸国 【欧州宇宙機関(European Space Agency: ESA)】

ESAの中から11ヶ国(イギリス、フランス、ドイツ、イタリア、スイス、スペイン、オランダ、ベルギー、デンマーク、ノルウェー、スウェーデン)が参加し、主に「コロバス」(欧州実験棟)を提供。また、ISSへの物資補給の手段として、欧州補給機(Automated Transfer Vehicle: ATV)を提供。

(5) 日本 【宇宙航空研究開発機構(JAXA)】

「きぼう」日本実験棟を提供。また、ISSの物資補給の手段として、宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle: HTV)を提供。

ISS構成要素を図 1.2.4-1に示します。

¹ 米国が資金を出し、ロシアが製作した構成要素です。

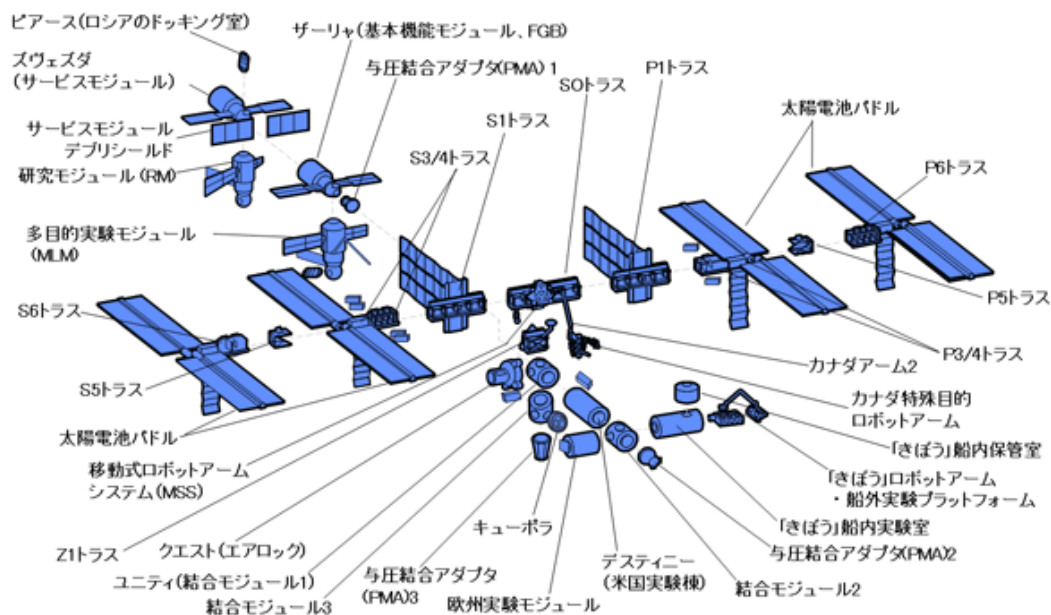


図 1.2.4-1 ISS 構成要素

1.3 「きぼう」開発経緯

1982年6月にNASAから日本へ宇宙ステーション計画への参加が要請され、宇宙開発事業団（現宇宙航空研究開発機構）を中心に、日本の参加に係わる構想をまとめるための技術検討が開始されました。同年8月には宇宙開発委員会でも日本の宇宙基地¹計画参加構想に係わる調査審議が開始されました。

1985年4月、宇宙開発委員会は「宇宙基地計画参加に関する基本構想」を発表し、日本の宇宙ステーション計画への参加を正式に表明しました。この基本構想では、日本の参加の意義として以下のように述べられています。要約を示します。

(1) 高度技術の習得

宇宙基地は、広い範囲にわたって、高度技術の積極的活用が予想され、有人サポート技術、宇宙における大型建造物の組立て技術等の非常に高度の宇宙技術の習得とともに、ロボット、コンピュータ、通信等、各種先端技術分野の発達を促進し、広い分野にわたる技術水準の飛躍的向上をもたらすと期待する。

(2) 次世代の科学や技術の促進と宇宙活動範囲の拡大

宇宙基地は、宇宙滞在時間の延長、多数の搭乗員、供給電力・作業時間の増大等を可能にする特徴を有している。したがって、大規模な科学観測や実験が可能となり、科学的知見の増大や、新しい技術の誕生を大きく促す。また宇宙基地は、より高軌道での宇宙活動に進む中継基地、さらには月や惑星の有人探査の基地としても大きな可能性を有しており、将来の人類の宇宙における活動範囲の拡大という面でも大きな力を発揮する。

(3) 国際協力への貢献

日本が自主開発によって、またスペースシャトルの利用等によって培った技術力を背景に、世界の宇宙開発に対して相応の分担と協力を行っていくことが期待されている。宇宙基地計画に参加・協力することで、日米友好関係の維持・促進上極めて有効であるとともに、世界における宇宙開発活動との調和を図りながら、日本の技術力を高めていくことにもなる。特に日本の得意とするロボット、光通信、エレクトロニクス等の先端技術によって、国際的な貢献をすることも可能。

¹ 当時の宇宙ステーションの名称として、「宇宙基地」が使われていました。本文中に当時の呼称を引用する箇所があった場合は、当時の呼称のままとしています。

(4) 宇宙環境利用の実用化の促進

無重力環境での材料や医薬品の製造といった宇宙環境利用の実験が協力に進められるようになってきた。この宇宙環境の利用は大きな関心を集めており、宇宙基地計画は、こうした宇宙環境利用を本格的に推進し、産業活動を1つの目標とする。産業活動の宇宙への拡大は米国を始め、諸外国の目標となっており、この面での意義は大きい。

これらを目標として、「きぼう」日本実験棟は日本初の有人宇宙システムとして開発が進められてきました。表 1.3-1に、「きぼう」開発に係る日本国内の動き、また国際間技術調整の経緯を示します。

表 1.3-1 「きぼう」日本実験棟開発に関する経緯(1/5)

時期	内容
1982年5月	NASA は本部内に宇宙ステーション・タスクフォースを設置し、宇宙ステーション計画の概念設計を開始した
同年6月	当時のNASA ベッグス長官から中川科学技術庁長官に対して、宇宙ステーション計画に日本も参加するよう要請があった。宇宙開発事業団(NASDA)を中心に、日本の参加に係わる構想をまとめるための技術検討を開始した
同年8月	宇宙開発委員会に「宇宙基地特別部会」が設置され、日本の宇宙基地計画参加構想に係わる調査審議を開始した
1984年4月	レーガン大統領の呼びかけに対し、日本は、宇宙開発事業団(NASDA)と委託企業8社の技術者で「宇宙基地合同研究会」を組織して検討を開始した
同年6月	「宇宙基地合同研究会」を拡大して「宇宙基地研究グループ」(仮称第1次設計支援チーム)を組織して検討作業を行った
同年12月	「第2次設計支援チーム」を発足させ、予備設計のための技術文書の検討、作成を行った(1985年3月まで継続)
1985年4月	宇宙開発委員会の宇宙基地特別部会はこれまでの検討結果を取り込んで、「宇宙基地計画参加に関する基本構想」をとりまとめ発表した
同年5月	日本は、NASA と宇宙ステーションの予備設計参加のための了解覚書(MOU)を締結。約2年にわたる予備設計を開始した。国際間調整において、政策レベルの協議は科学技術庁(当時)が、技術レベルの調整はNASDA がそれぞれNASA に対応した
同年5月	NASDA と参加企業メンバーによる「第3次設計支援チーム」を組織し、日本実験モジュールの予備設計・検討作業を開始(1987年3月まで継続)

表 1.3-1 「きぼう」日本実験棟開発に関する経緯(2/5)

時期	内容
1985年7月	宇宙ステーションの基準となるコンフィギュレーションを決めるため、NASA ジョンソン宇宙センター(JSC)で最初の国際間調整である宇宙基地基準概念第1回審査会(Reference Update Review #1: RUR#1)が開催された
1986年1月	宇宙ステーション取付型日本実験モジュール(Japanese Experiment Module: JEM)に関する予備設計について、中間要求審査(JIRR)を開催
同年4月	同じくシステム要求審査(JSRR)と中間システム審査(その1)(JISR#1)を開催して、システム構成とシステム要求の更新を行った
同年5月	JSCにおいて中間システム審査会(ISR)が開催され、電力系や熱制御系などのインタフェース上の不整合が大きな対立課題として残った
同年7月	宇宙ステーションの基準となるコンフィギュレーションを決めるため、NASA ジョンソン宇宙センター(JSC)で最初の国際間調整である宇宙基地基準概念第1回審査会(Reference Update Review #1: RUR#1)が開催された
同年7月	宇宙基地特別部会より「中間報告」が出され、日本の参加に際しての基本的な考え方が再確認された
1987年3月	予備設計終了
同年7月	宇宙基地特別部会は、宇宙ステーション計画の開発作業の進め方、および運用利用段階に対する基本的考え方を示すものとして、報告書「宇宙ステーションの開発利用の本格化に向けて」をまとめた
同年12月	NASA 宇宙ステーション計画の見直し(Critical Evaluation Task Force: CETF)に対応してJEM設計を見直し、このまとめとして中間システム審査(その2)(JISR#2)を実施した
1988年1月	1988年1月から1989年1月にかけて、NASA 基本設計体制確立のための準備作業に対応してJEM設計の更新を行った
同年3月	了解覚書(MOU)の有効期限が切れたことから、1990年5月までMOUを延長し、宇宙ステーション本体とのインタフェース要求を設定するための設計検討を実施した
同年9月	宇宙基地の詳細設計、開発、運用および利用に係わる多国間協力協定(IGA)が調印された
1989年3月	NASAと日本国政府間のMOUが調印された
同年6月	6月22日、「常時有人の民生用宇宙基地の詳細設計、開発、運用および利用における協力に関するアメリカ合衆国政府、欧州宇宙機関の加盟国政府、日本国政府およびカナダ政府の間の協定(IGA)」が国会で承認され、日本の実験モジュールの開発に本格的に着手した

表 1.3-1 「きぼう」日本実験棟開発に関する経緯(3/5)

時期	内容
同年 6 月	宇宙ステーション計画に係わる NASDA プログラム要求審査 (PRR) (その 2) を実施し、NASA/NASDA 間で合意した宇宙ステーションプログラム要求の、JEM への適用部分を記述した日米共同管理技術文書 (JPDRD) の要求が JEM システムの開発要求である「システム仕様書」や「運用利用要求書」に反映され整合がとれていることを確認した
同年 12 月	JEM 開発に係わる設計実施体制、開発企業体制および目標総開発費を設定した
1990 年 1 月	JEM システムおよび構成機器の基本設計を開始した
同年 3 月	JEM 構成機器の開発基礎試験に着手した
同年 3 月	NASA/ESA/NASDA の三者間で調整してきた各国モジュール間の ISPR ラックに対する互換性要求の「東京合意」ができた。この ISPR ラックの互換性要求は、ラック形状の包絡域、モジュールへの取付け機構、電力、排熱、データ、ビデオ等のリソース・インタフェースを規定するものである
1990 年 7 月	基本設計における第 1 回中間審査を実施し、開発上の問題点を洗い出した
同年 9 月	9 月から 12 月にかけて、NASA が実施したリソース削減のための検討チーム (ターボチーム) 活動に対応して、JEM 全体設計の見直しを行い、電力リソース削減、各サブシステム系統の見直しを行った
1991 年 3 月	第 2 回中間審査を実施
1992 年 1 月	1 月から 3 月にかけて、各部システム開発企業において基本設計審査 (Preliminary Design Review: PDR) を実施
同年 4 月	これらの結果を踏まえ、4 月から 7 月にかけて、NASDA としての JEM PDR を実施。これには NASA、ESA、GSA も参加した
同年 9 月	【参考】STS-47/FMPT 第 1 次材料実験 ふわっと '92 毛利宇宙飛行士搭乗
1993 年 3 月	米国宇宙ステーション計画の設計見直し (リデザイン) 作業が開始され、見直し検討チーム (redesign team) に参加
1994 年 3 月	ロシアも加えた見直し後の国際宇宙ステーション (ISS) が誕生した。この見直し作業において、ISS 本体と JEM 間のインタフェースが再設定されるとともに、JEM 打上げ、運用、さらには開発に係わる管理文書類も全面見直された
同年 3 月	JEM フライト実機である PFM の製作に着手
同年 7 月	【参考】STS-65/IML-2 第 2 次国際微小重力実験室 向井宇宙飛行士搭乗
同年 9 月	与圧部の第 1 回詳細審査 (Critical Design Review: CDR) を実施
1995 年 11 月	JEM 全体システム / 与圧部システムの第 2 回 CDR を企業において実施
1996 年 1 月	【参考】STS-72 若田宇宙飛行士搭乗 ロボットアームで SFU の回収を行う

表 1.3-1 「きぼう」日本実験棟開発に関する経緯(4/5)

時期	内容
1996年2月	これら国内 CDR の結果を踏まえ、第1回 JEM CDR と安全審査を、NASA、ESA、CSA を迎えて筑波宇宙センターにおいて実施した
同年7月	日本のデータ中継技術衛星「こだま」(DRTS)利用の目的が立ったことから、JEM と DRTS 間の通信に使用する、JEM 搭載衛星間通信システム (Inter-orbit Communication System: ICS) の開発着手を決定
1997年3月	与圧部システムの最終 CDR を実施
同年3月	JEM として最初のフライトハードウェアである電力系機器 (PDU-I,II) が完成
同年11月	【参考】STS-87 土井宇宙飛行士搭乗 日本人初の船外活動
1998年3月	第2回 JEM CDR を行い、詳細設計を終了した
同年7月	与圧系フライトシステム・コンフィギュレーション確認会を実施し、システムの構成を確定した
同年10月	【参考】STS-95 向井宇宙飛行士、2度目の搭乗
1999年4月	公募により、JEM の愛称として「きぼう」が決定
2000年2月	【参考】STS-99 毛利宇宙飛行士、2度目の搭乗
同年3月	全ての構成機器の製作を完了し、各部レベルのシステム・インテグレーションと試験に入った
同年5月	NASDA は JEM の各部(要素)の通称として以下を選定。また JEM を『「きぼう」日本実験棟』とした 与圧部→船内実験室 曝露部→船外実験プラットフォーム マニピュレータ→ロボットアーム 補給部与圧区→船内保管室 補給部曝露区→船外パレット
同年5月	船内保管室が筑波宇宙センター(TKSC)に到着し、各種システム試験を開始
同年10月	10月から2001年9月にかけて、船内実験室のシステム試験が製造メーカーにおいて実施された
同年10月	【参考】STS-92/ISS の組立てフライト 3A 若田宇宙飛行士搭乗
同年11月	船外実験プラットフォームが製造メーカーから TKSC に到着し、各種システム試験を開始
同年12月	船外パレットが製造メーカーから TKSC に到着し、各種システム試験を開始
2001年9月	システム試験を終えた船内実験室が製造メーカーから TKSC に到着
同年10月	10月から2002年5月にかけて、JEM 全体システム試験を実施
2003年4月	4月7日に NASA/NASDA 共同で行われた船内実験室出荷前審査会において、米国へ出荷しても問題ないことが確認された。4月22日、船内実験室が TKSC から出発し、土浦新港から水路にて横浜港へ輸送

表 1.3-1 「きぼう」日本実験棟開発に関する経緯(5/5)

時期	内容
2003年5月	5月2日に横浜港からNASA ケネディ宇宙センター(KSC)へ向けて出発。5月30日にKSCに隣接するポートカナベラル港に到着
同年8月	KSCにて船内実験室とISS本体側「ハーモニー」(第2結合部)および米国実験棟模擬装置との適合性確認試験(Multi-Element Integration Test-III: MEIT-III)を実施
同年9月	9月から2004年3月にかけて、機能確認試験、フライト・クルー・インタフェース・テスト(Flight Crew Interface Test: FCIT)、リーク試験など、保管前の機能点検・試験を実施。打上げ約1年前からスペースシャトル搭載に向けた作業を実施するため、それまでを機能維持期間とした
2007年1月	1月12日、ロボットアームがTKSCからKSCへ向けて出発。空路にて輸送した。 1月26日、船内保管室がTKSCから出発し、土浦新港から水路にて横浜港へ輸送
同年2月	2月7日、船内保管室が横浜港からKSCへ向けて出発。3月12日にKSCに隣接するポートカナベラル港に到着

1.4 有人宇宙システム特有の要求

有人宇宙システム特有の要求である、安全性、保全性、クルー・インタフェースについてご紹介します。

1.4.1 安全性

有人宇宙システムは宇宙の閉鎖空間で搭乗員が長期間安全に生存し、滞在できることが保障されなければなりません。ISS で想定される重大な危害には以下の 3 点があります。

- ・火災
- ・急速な減圧
- ・有害ガスの発生

有人宇宙システムはこのような危害が発生しないよう構築するとともに、発生した場合の警告警報システムの設置や危害の封じ込めが必要です。

具体的には、燃えない材料あるいは燃えにくい材料の使用や、有害ガスの発生源を持たないようにするとともに、材料からの有害ガス発生(オフガス)を極力少なくする必要があります。また、これらを検知する煙センサや圧力センサ、空気中のガスを分析するスペクトル・アナライザの設置が必要です。

システム設計とコンポーネント設計に対するこれら安全性要求の考え方は次の通りです。

(1) システム設計

電力供給、制御装置等のシステム機能を維持する機器において、システムの存続上クリティカルなものは冗長構成とする必要があります。これらは次のカテゴリーに分類された安全性設計要求に対して設計を実現しています。

カテゴリーI: クルーに対する致命傷、あるいは ISS 本体、打上げロケット、ステーションへのサービス飛行体等の喪失に結びつくような状態をカタストロフィック(catastrophic)ハザードといいます。基本的には 3 重冗長機能、すなわち 2 故障許容(Failure Tolerant: FT)の設計とします。

カテゴリーII: クルーに対する傷害、ISS の軌道上寿命維持機能、あるいは緊急システムの損失、ならびに打上げロケットやサービス飛行体の損傷にいたる状態をクリティカル(critical)ハザードといいます。基本的には 2 重冗長機能、すなわち 1 故障許容の設計とします。

なお、全てのシステムと機器は故障が起こった場合には、安全モードになる(fail safe)ように設計されなければなりません。

(2) コンポーネント設計

コンポーネント安全性設計の特徴は、冗長系構成、リスク最小設計、安全な材料の選定、危害の封じ込め設計、シャープエッジ (sharp edge: 鋭利端部) の削除等です。

無人システムの場合、宇宙空間で故障すると修理できないことから、宇宙機器は高い信頼性 (reliability) を持つことが要求されます。しかしながら、有人宇宙システムの場合、信頼性に加え保全性や安全性からの設計要求が基準となります。

1.4.2 保全性

有人の宇宙ステーションは、搭乗員による軌道上での保全ができるようにシステムを構成する必要があります。保全時のシステムの機能維持を考えたシステム設計、軌道上で交換可能な構成機器の設計、搭乗員アクセス性の確保、船外活動やロボティクスによる保全を行うものについては、搭乗員とのインタフェースを考慮した設計とすることが要求されています。

「きぼう」設計では、10年間の運用寿命要求に対して、ほとんどの機能コンポーネントを保全のために軌道上交換可能なように設計しており、これは有人宇宙システムとして設計を展開する上での大きな課題でした。

1.4.3 クルー・インタフェース

(1) 船内設計

「きぼう」日本実験棟の船内実験室には、有人宇宙システムとして、軌道上で搭乗員 (クルー) が作業を行うため、多くのクルー・インタフェース機器が搭載されています。

代表的なものとして、システムラップトップ端末 (System Laptop Terminal: SLT) と音声端末 (Audio Terminal Unit: ATU) が上げられます。SLT は搭乗員が「きぼう」の管制機能と直接インタフェースをとる機器で、ここから「きぼう」システムに対してコマンドの送信やステータスの確認を行います。ATU は ISS 全体で同一仕様のものが搭載されており、搭乗員は ATU を使用して ISS 内および地上と交信することができます。

また、「きぼう」のロボットアームを操作するために、ロボットアーム操作卓には様々なクルー・インタフェース機器を備えています。これらの機器は、スペースシャトルや ISS 本体のロボットアームに関連する機器との共通化を図っています。また、搭乗員の負荷軽減のため、アームの運用についてはプログラム化などによる様々な共通化処理を採用しています。

1. 「きぼう」の開発経緯

(2) EVA設計

「きぼう」は初期の組立てや定常運用時、緊急時に船外活動(EVA)を行って保全を行う場合があるため、EVAを考慮した設計が要求されています。

2. 「きぼう」の構成/外観

2.1 「きぼう」の構成

「きぼう」日本実験棟は主に「船内実験室」「船外実験プラットフォーム」という2つの実験スペース、「船内保管室」および「船外パレット」、実験や作業に使用する「ロボットアーム」および「衛星間通信システム」の6つから成り立っています。図 2.1-1に「きぼう」の構成を示します。

「きぼう」日本実験棟の運用に必要な空気、電力、熱、通信のリソースは国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)本体から供給され、「きぼう」内へ分配されます。

なお、スペースシャトルの打上げから ISS と結合するまでの間、温度低下による冷却水の凍結防止や機器の保存温度を維持するために、スペースシャトルから電力の供給を受けます。

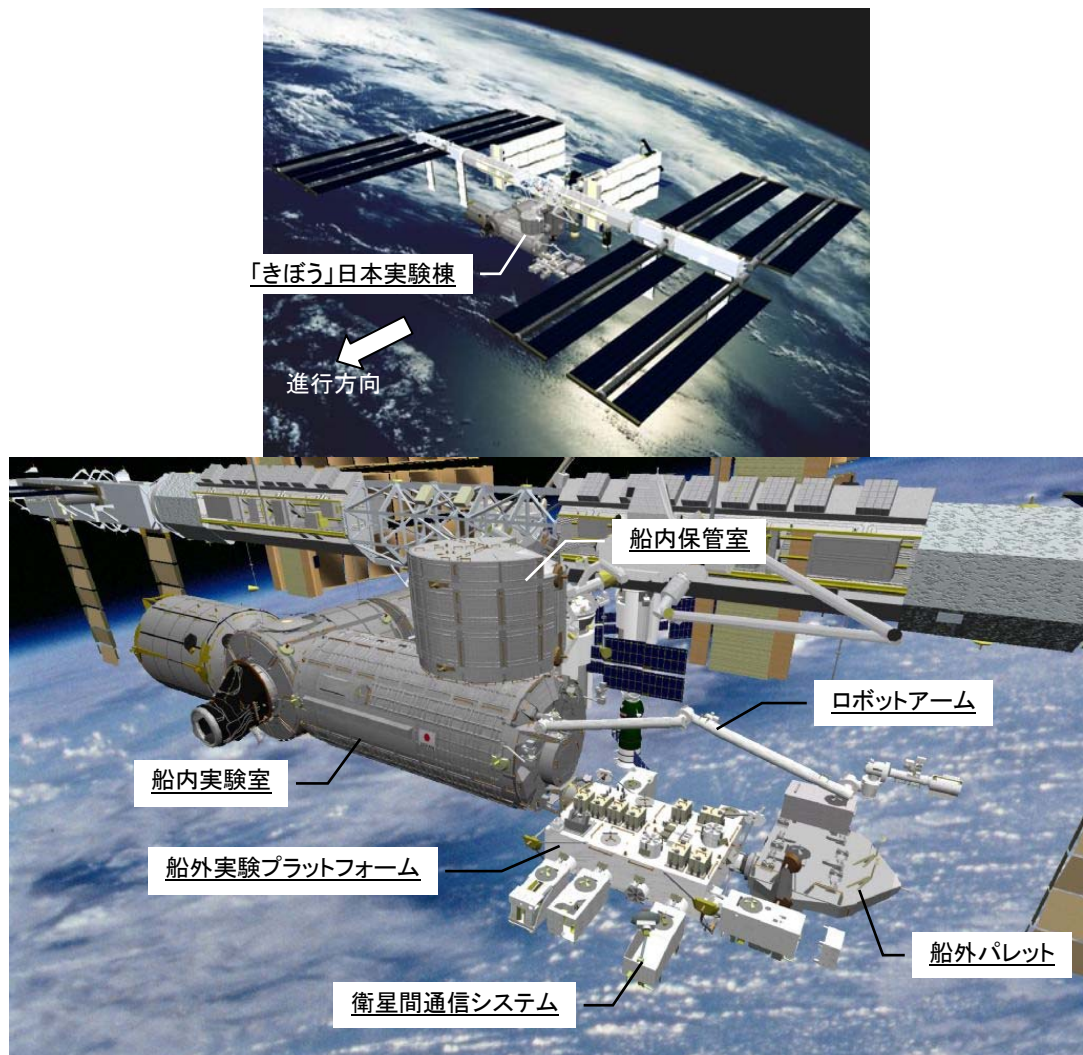


図 2.1-1 「きぼう」の構成

2.1.1 船内実験室

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、宇宙飛行士が実験を行うことができます。主に微小重力環境を利用した実験を行います。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など、様々な装置を備えた23個のラックが設置されており、そのうち10個が実験ラックです。サイズは長さ11.2m、輪切りにしたときの直径が4.4メートルです。

また、船内実験室と船外実験プラットフォームとの間で、実験装置や実験試料などを出し入れするときに使用するエアロックが設置されています。

船内実験室の外観を図 2.1.1-1に示します。

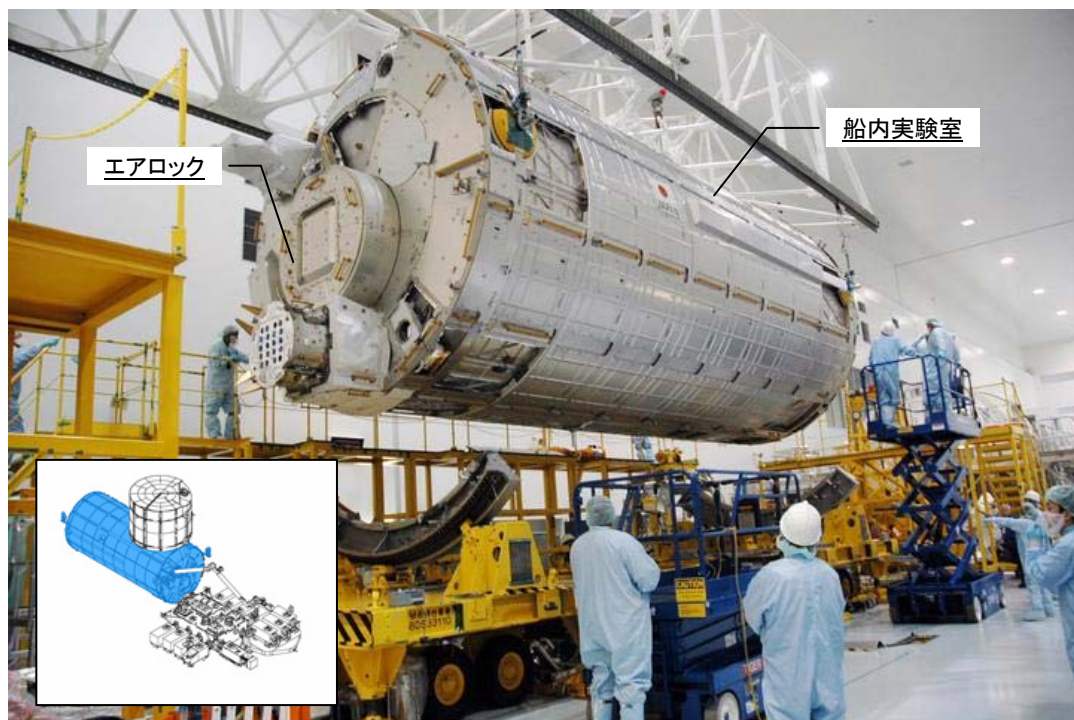


図 2.1.1-1 船内実験室外観(提供:NASA)

2.1.2 船内保管室

船内保管室は、実験装置や試料、消耗品などを保管する倉庫の役割を持つスペースです。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できます。ISS の実験モジュールのうち、専用の保管室を持っているのは「きぼう」だけです。

船内保管室の外観を図 2.1.2-1 に示します。

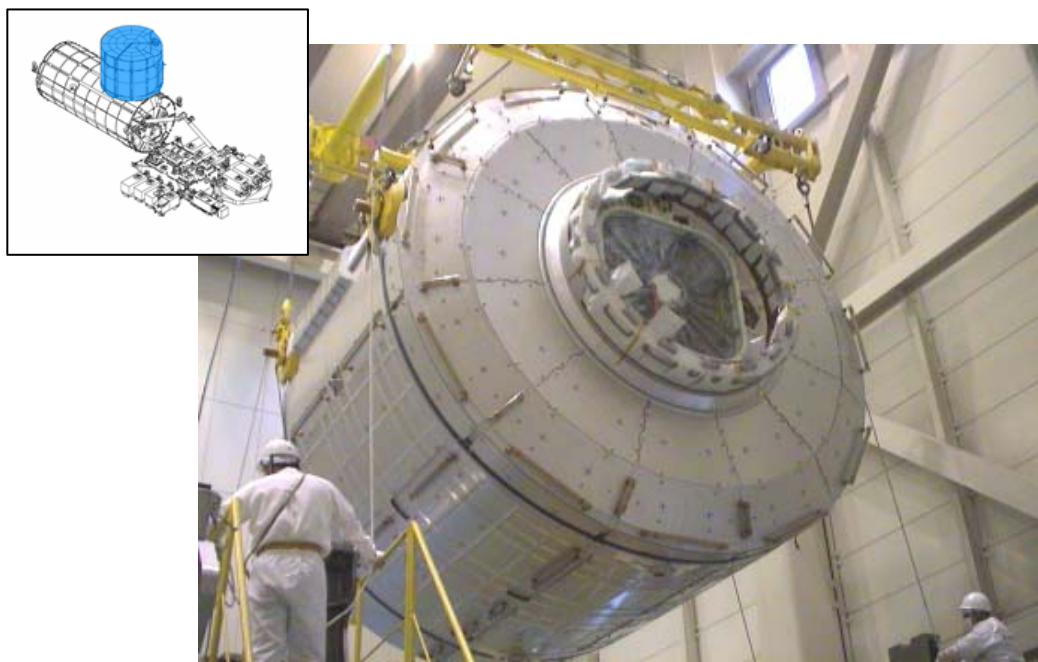


図 2.1.2-1 船内保管室外観

2.1.3 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、ISS 外部で、常に宇宙空間にさらされた環境で実験を行うスペースです。船外実験プラットフォーム上の船外実験装置などの交換は、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います。

船外実験プラットフォームの外観を図 2.1.3-1に示します。

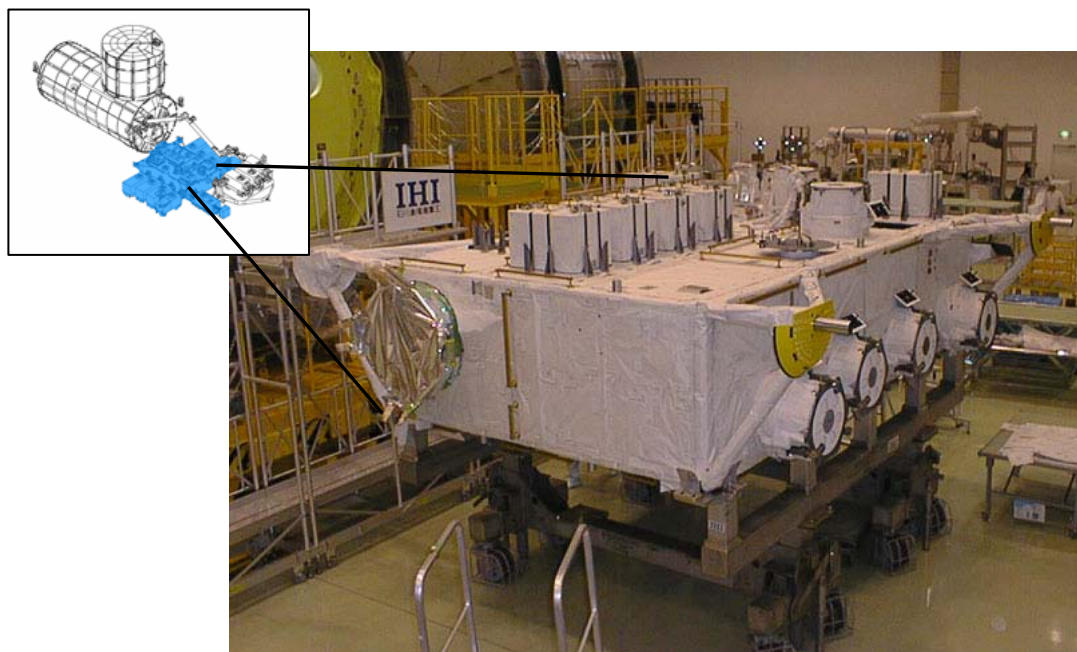


図 2.1.3-1 船外実験プラットフォーム外観

2.1.4 船外パレット

船外パレットは、実験装置や試料などを保管する倉庫の役割を持つスペースです。船外実験プラットフォームの先端に取り付けられ、船外実験プラットフォームで使用する船外実験装置や試料などを保管します。実験装置は3個保管することができます。また、取り外してスペースシャトルで地球に運び、材料などを積んで再び戻る、輸送手段としての機能も持っています。

船外パレットの外観を図 2.1.4-1に示します。

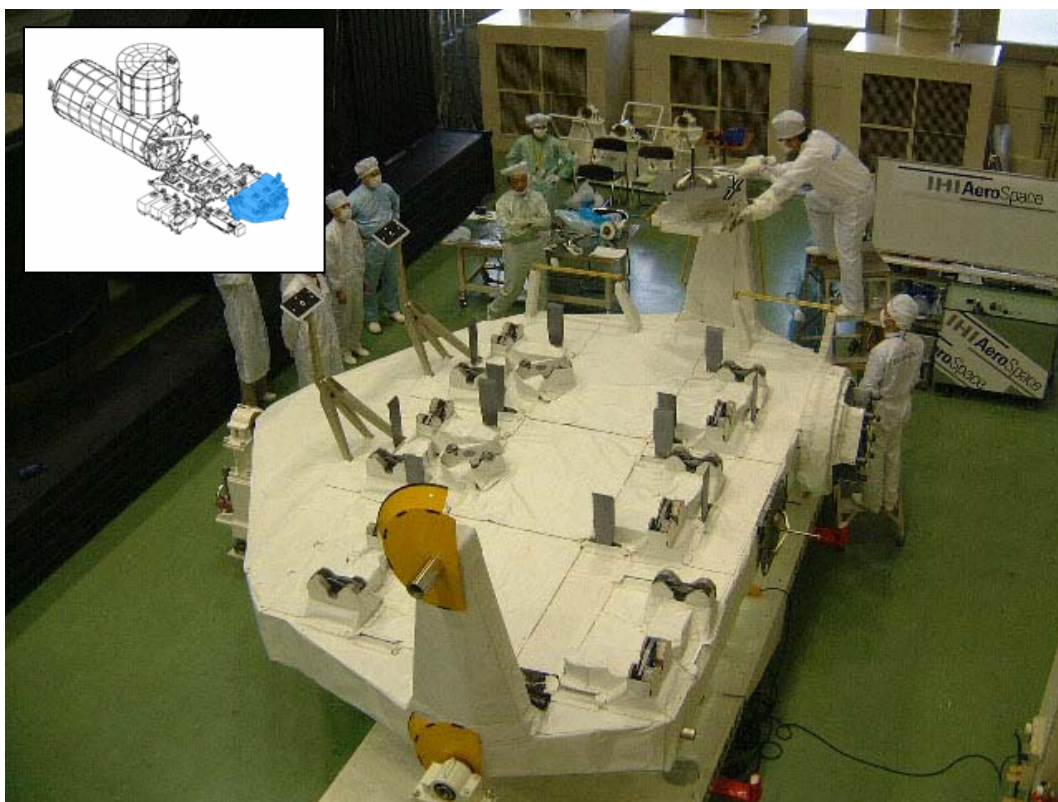


図 2.1.4-1 船外パレット外観

2.1.5 ロボットアーム

ロボットアームは、船外実験プラットフォームでの実験で、実験装置の交換など人間の代わりに作業を行う「腕」となる部分で、「親アーム」とその先端に取り付けられる「子アーム」で構成されています。それぞれ6個の関節を持ち、宇宙飛行士が船内実験室のロボットアーム操作卓を使って操作を行います。本体の「親アーム」は船外実験装置の交換など、先端の「子アーム」は細かい作業を行うときに使用します。親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できます。

ロボットアームの外観を図 2.1.5-1に示します。

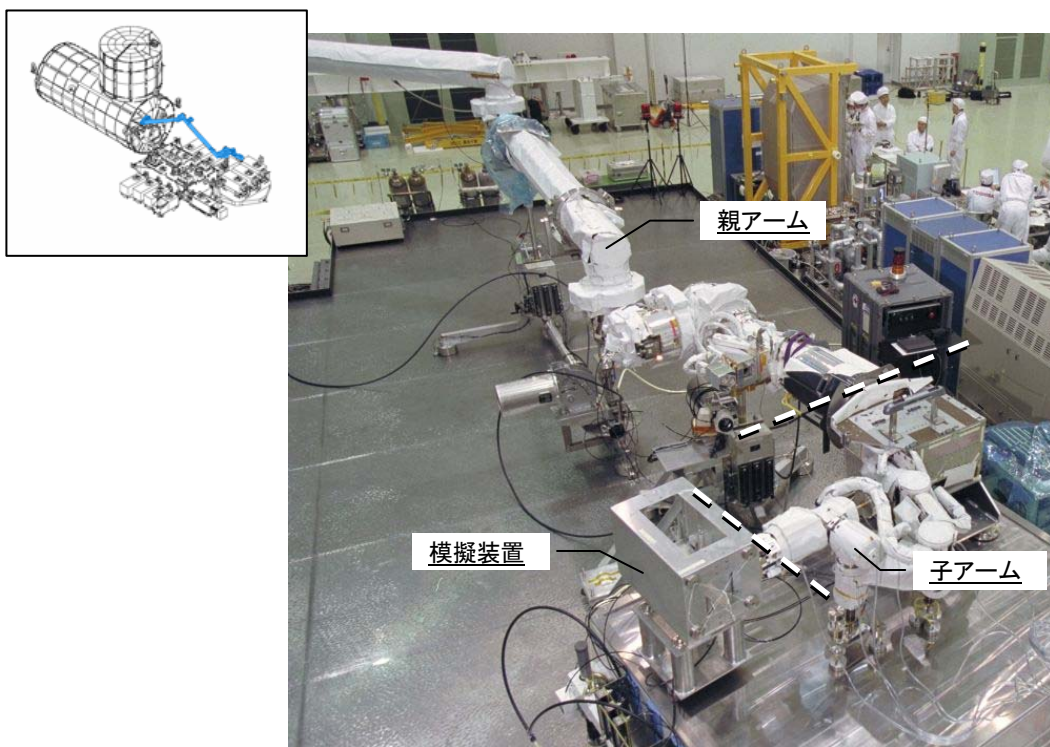


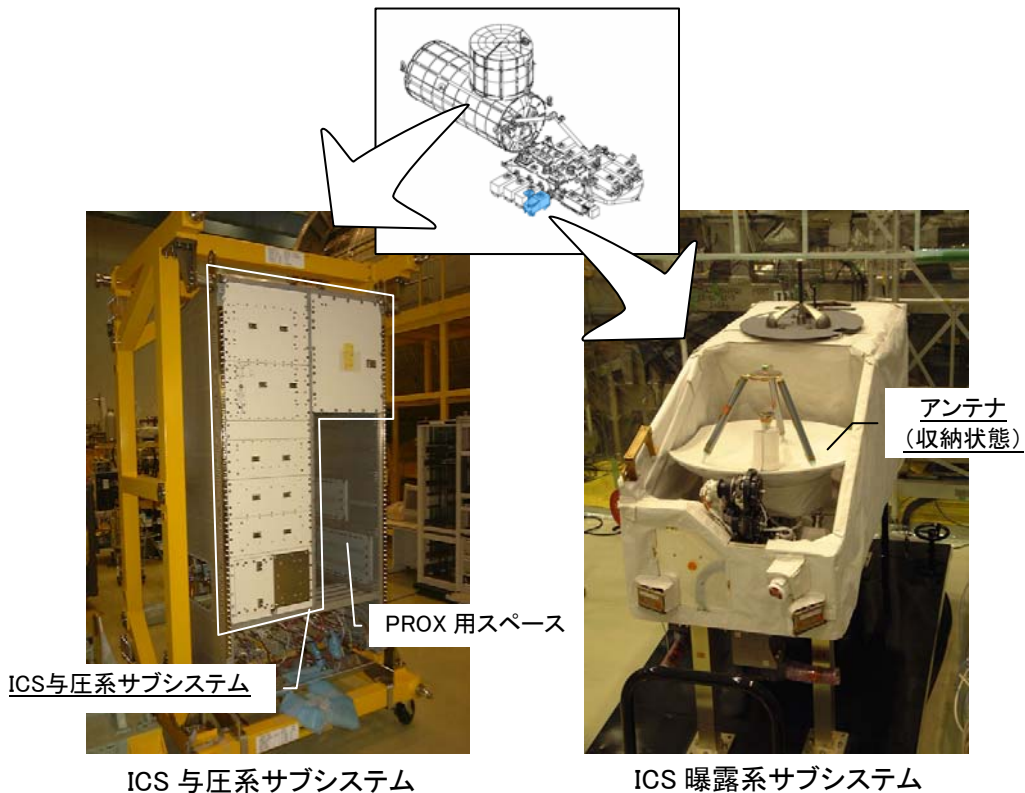
図 2.1.5-1 ロボットアーム外観(親アームと子アームの連結操作性試験)

2.1.6 衛星間通信システム

衛星間通信システム (Inter-orbit Communication System: ICS) は、日本独自で地上との双方向通信を行うシステムです。JAXA のデータ中継技術衛星を介して「きぼう」の実験データや画像や音声などを地上に伝送し、また地上からのコマンドや音声データなどを受信します。

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データ中継衛星と通信するアンテナなどからなる曝露系サブシステムから構成されます。

ICSの外観を図 2.1.6-1に示します。



PROX: Proximity Communication System。宇宙ステーション補給機 (H-II Transfer Vehicle: HTV) の近傍域通信システム。

図 2.1.6-1 衛星間通信システム外観

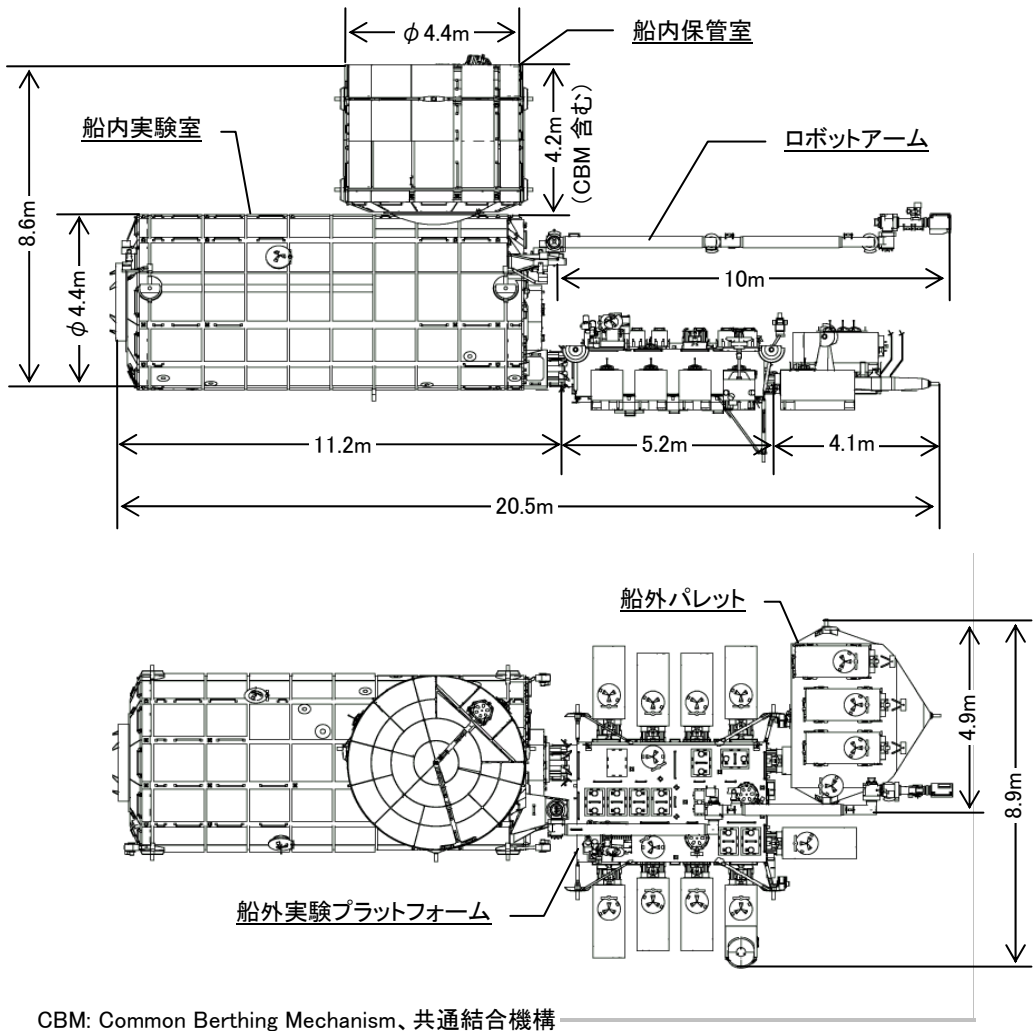
3. 「きぼう」の主要諸元

3.1 各要素の主要諸元

「きぼう」日本実験棟を構成する各要素の主要諸元を表 3.1-1に、寸法図を図 3.1-1に示します。各要素のさらに詳細な諸元については、第 4 章を参照ください。

表 3.1-1 「きぼう」日本実験棟を構成する各要素の主要諸元

要素	寸法(m)	質量(t)	搭載ラック数 または実験装置数
船内実験室	外径 : 4.4 内径 : 4.2 長さ : 11.2	14.8	ラック総数 23 個 (システム機器用ラック:11 個、 実験装置用ラック:12 個 (実験ラック10 個、冷蔵庫ラック 1 個、保管ラック 1 個))
船内保管室	外径 : 4.4 内径 : 4.2 長さ : 4.2	4.2	船内実験ラック 8 個
ロボットアーム	親アーム長さ : 10 子アーム長さ : 2.2	1.6 (ロボットアーム操作卓等 を含む)	親アーム取扱い重量 最大 7t
船外実験プラットフォーム	幅 : 5.0 高さ : 3.8 長さ : 5.2	4.1	実験装置取付け場所 12 箇所 (システム機器用 2 箇所、実験 装置仮置き用 1 箇所を含む)
船外パレット	幅 : 4.9 高さ : 2.2 長さ : 4.1	1.2	船外実験装置 3 個
	計	約 26	



CBM: Common Berthing Mechanism、共通結合機構

図 3.1-1 「きぼう」の寸法図

3.2 「きぼう」運用モード

「きぼう」には運用状態に応じて 4 つの運用モードがあります。表 3.2-1に「きぼう」の運用モードと各モードの概要を示します。この運用モードは搭乗員または地上からのコマンドで遷移させることができます。「きぼう」運用モードの遷移の仕方を図 3.2-1に示します。

同様に国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)にも 7 つの運用モードがあります。全てのモードは搭乗員または地上からのコマンドで遷移させることができます。表 3.2-2にISSの運用モードと各モードの概要を示します。

「きぼう」運用モードは、ISS運用モードによっては設定できない場合があります。例えば、「きぼう」運用モードを“ロボティクス運用モード”としてロボットアームの運用を行うためには、ISS運用モードが“外部運用モード”である必要があります。ISSと「きぼう」の運用モード適合性を表 3.2-3に示します。ISSに何らかの異常が発生しISS運用モードが変更されたとき、「きぼう」運用モードがそれに適さない場合、自動的にスタンバイモードへ遷移します。

表 3.2-1 「きぼう」運用モード

運用モード	概要
標準	「きぼう」の運用の中心となるモード。搭乗員が宇宙実験を行うことができます。ロボットアームの運用を行うことはできません。
ロボティクス運用	ロボットアームを運用することができるモード。その他の構成は標準モードと同じです。
スタンバイ	「きぼう」のシステムに何らかの異常が発生した場合などに、船内実験室での全ての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。
隔離	実験室内の与圧環境が保証されないモード。このモードでは、ISS と「きぼう」間のハッチが閉じられ、搭乗員は船内実験室、船内保管室内に入ることができません。

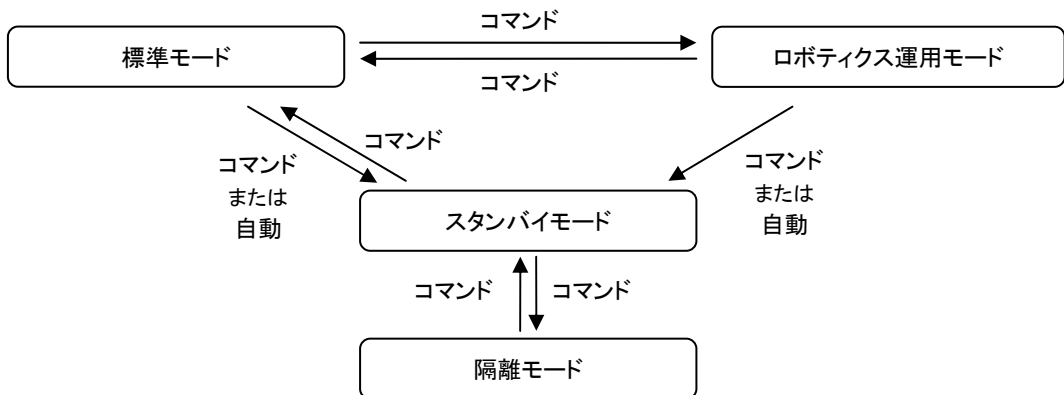


図 3.2-1 「きぼう」運用モードの遷移

表 3.2-2 ISS 運用モード

運用モード	概要
標準	ISS 運用の中心となるモード
リブースト	ISS の軌道の変更(リブースト等)を行うモード
微小重力	微小重力環境を要求する実験装置運用時のモード
サバイバル	差し迫った危険(ISS の姿勢や電力に異常が確認される等)の恐れがある場合などに、ISS を長期間にわたり運用させるためのモード
接近	スペースシャトル、ソユーズ宇宙船、プログレス補給船等の宇宙機の接近／離脱時のモード
安全確実なクルーの帰還	搭乗員の生命が危ぶまれる場合などに、搭乗員を安全に地上へ帰還させるために、ソユーズ宇宙船の分離、出発を支援するモード
外部運用	船外作業やロボットアームの運用等の船外での組立や保全活動を支援するモード

表 3.2-3 ISS と「きぼう」の運用モード適合性

ISS 運用モード \ 「きぼう」運用モード	標準	リブースト	微小重力	サバイバル	接近	安全確実なクルーの帰還	外部運用
標準	○	○	○	×	○	○	○
ロボティクス運用	×	×	×	×	×	×	○
スタンバイ	○	○	○	○	○	○	○
隔離	○	○	○	○	○	○	○

○:ISS 運用モードに対して「きぼう」運用モードが許容される

×:ISS 運用モードに対して「きぼう」運用モードが許容されない

4. 「きぼう」の各システム

4.1 船内実験室

4.1.1 概要

「きぼう」日本実験棟の中で、実際に宇宙飛行士が滞在し、実験および「きぼう」全体のコントロールを行うのが船内実験室です。室内は地上とほぼ同じ空気組成、1 気圧が保たれており、温度や湿度も宇宙飛行士が活動しやすい環境に常にコントロールされています。そのため、宇宙飛行士は普段着で作業することができます。

船内実験室に搭載される装置は、「きぼう」の設備維持に必要なシステム機器と、実験を行う実験装置に大きく分けられます。

システム機器は、電力供給、通信、空調、熱制御および実験の支援などの機能を持つ機器類です。また、ロボットアームの操作卓、エアロックなども重要なシステム機器です。

これに対し実験装置は、一般に公募された実験を行うための装置類です。船内実験室には生物実験と材料実験を中心として合計 10 個の実験ラックを搭載することができます。

船内実験室の主要諸元を表 4.1.1-1 に示します。

表 4.1.1-1 船内実験室の主要諸元

項目		仕様
外形		円筒型
直径	外径	4.4m
	内径	4.2m
長さ		11.2m
質量		14.8t
搭載ラック数		ラック総数 23 個(システム機器用ラック:11 個、実験装置用ラック:12 個(実験ラック 10 個、冷蔵庫ラック 1 個、保管ラック 1 個))
供給される電力		最大 24kW 120V (直流)
通信制御		32 ビット計算機システム、データ伝送速度:最大 100Mbps
環境制御性能	温度	18.3~26.7°C
	湿度	25~70 %
搭乗員		最大 4 名
寿命		10 年以上

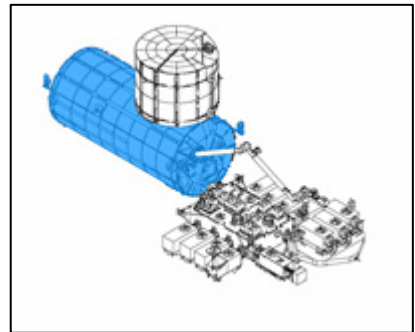


図 4.1.1-1 船内実験室の位置

4.1.2 レイアウト

船内実験室の外観と構成を図 4.1.2-1に示します。

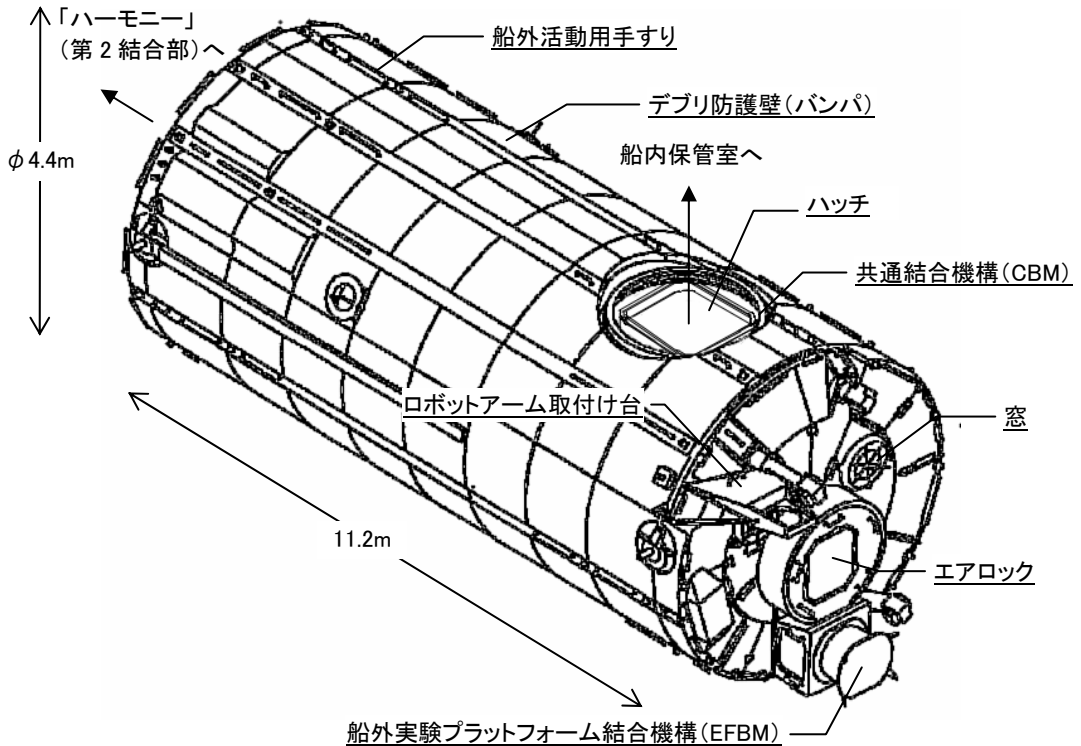
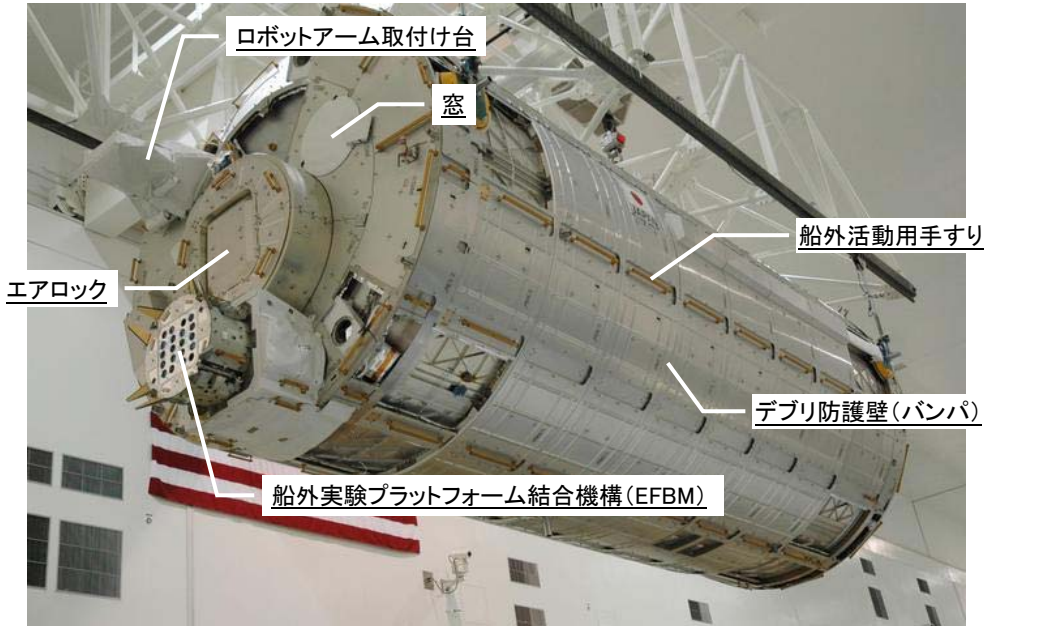


図 4.1.2-1 船内実験室の外観と構成

4.「きぼう」の各システム

船内実験室の内部は、実験装置やシステム機器を搭載するための「ラック」で囲まれており、搭乗員が活動できる空間は約 2.2m×約 2.2mのおよそ正方形の形になります。船内実験室内部のイメージを図 4.1.2-2に示します。

船内実験室には合計 23 個のラックを搭載することができ、4つの搭載面のうち3面に6個ずつ、残りの1面に5個配置されます。このうち、11個が「きぼう」システム機器用ラック、12個が実験装置用ラックです。ラックは軌道上で取付け、取外しができるようになっています。船内実験室内のシステムラックの配置を図 4.1.2-3に、船内実験室内の実験ラックの配置を図 4.1.2-4に、ラックの取付けまたは取外しのイメージを図 4.1.2-5に示します。

実験装置用ラックには、取付け部や、電力、データのやり取りなどの仕様に関して統一した規格があり、この規格に適合したラックを国際標準実験ラック(International Standard Payload Rack: ISPR)と呼んでいます。船内実験室には ISPR に適合する取付け場所が実験装置用ラックを取り付ける場所 12 箇所のうち、11 箇所用意されています。残りの 1 箇所は実験資材などの保管ラック用となっています。

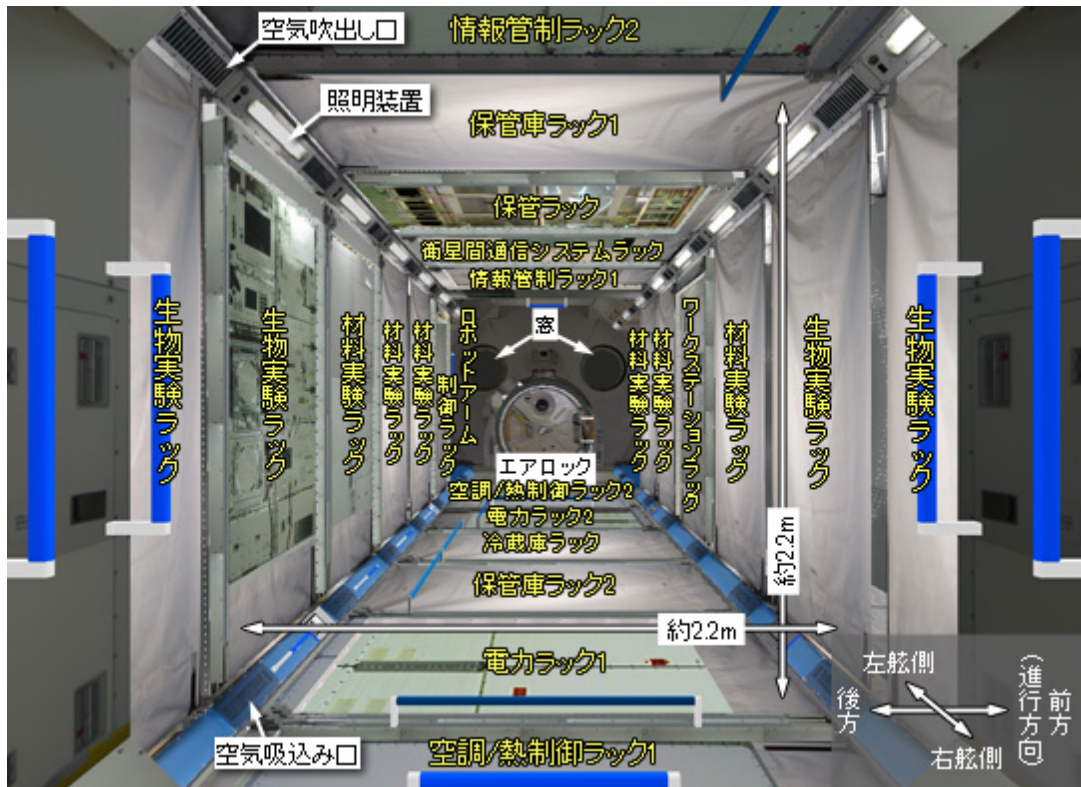


図 4.1.2-2 船内実験室内部のイメージ(ハーモニーから見たイメージ)

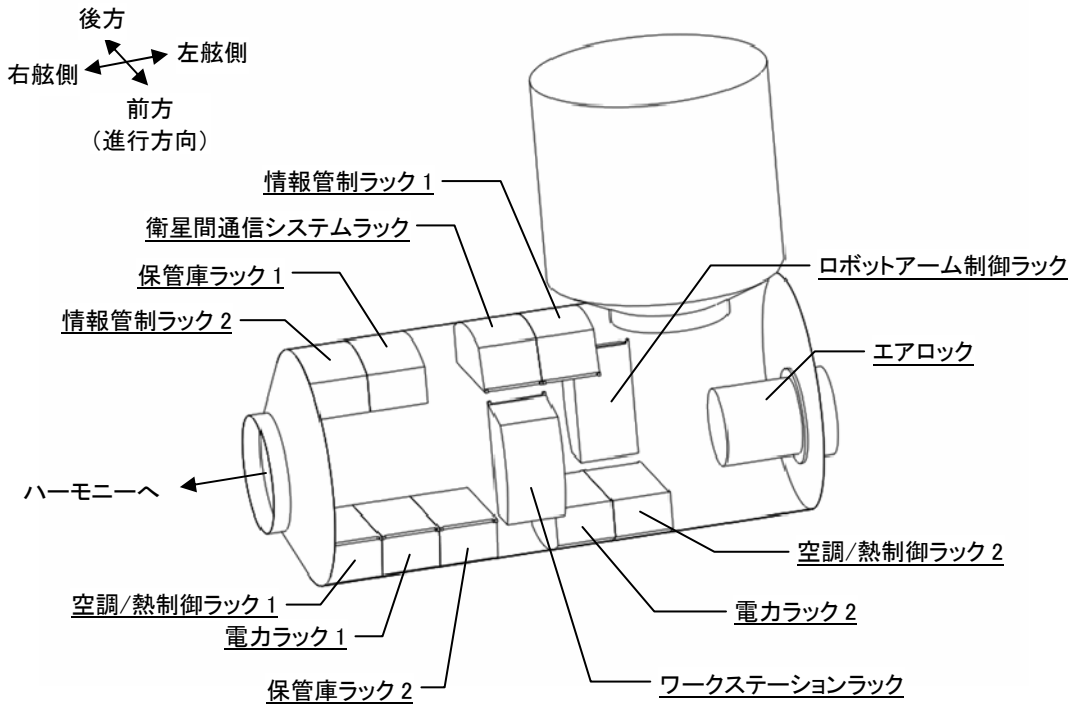


図 4.1.2-3 船内実験室内のシステムラックの配置

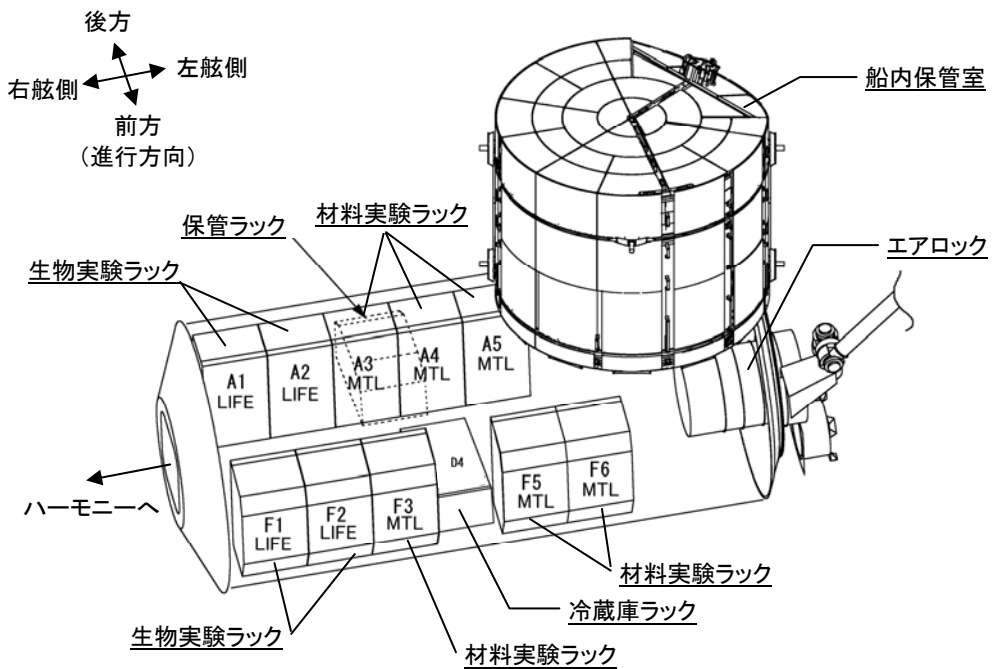


図 4.1.2-4 船内実験室内の実験ラックの配置

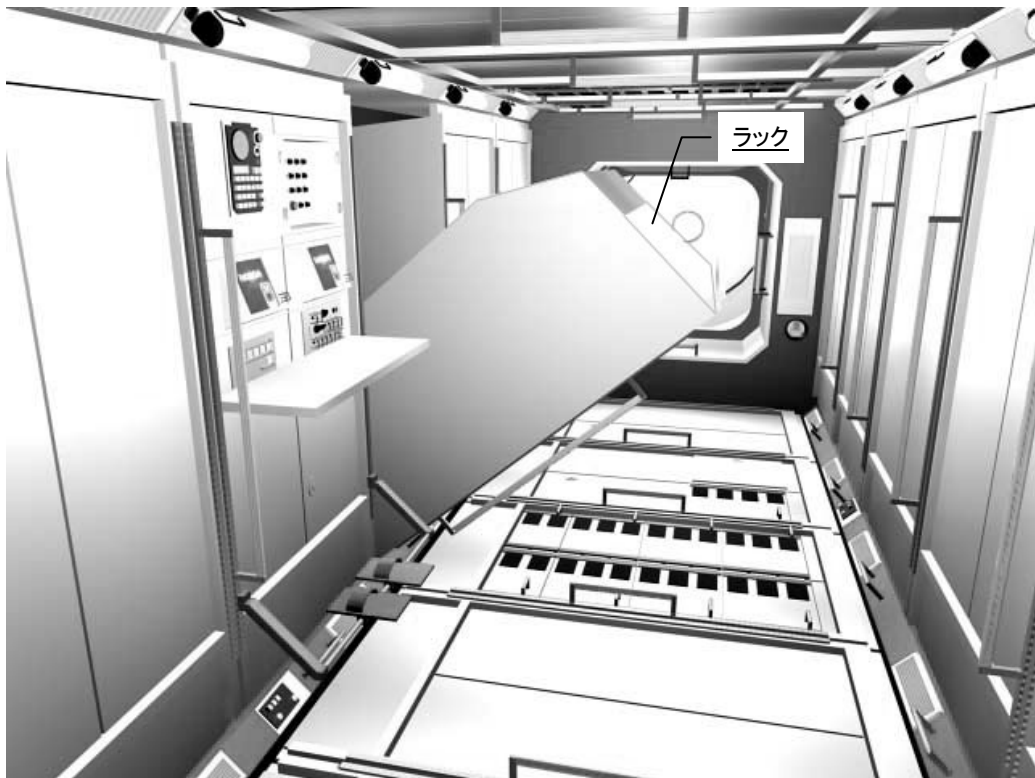


図 4.1.2-5 ラックの取付けまたは取外しのイメージ。ラック毎に取り付け、または取り外すことができ、移動や交換、修理を行うことができます。

4.1.3 構成要素

船内実験室は、以下のサブシステムから構成されています。

- 監視制御系
- 電力系
- 通信制御系
- 熱制御系
- 環境制御系
- 実験支援系
- 構造艙装系
- 機構系
- クルー支援系

この中でも特に重要な監視制御系、電力系、通信制御系、熱制御系、環境制御系は、それぞれ冗長構成となっており、片系が故障してももう片方の系で機能や性能を完全に維持、

または性能を落とした状態で維持することができる仕組みになっています。船内実験室は、通常両系とも稼働させた状態で運用します。以下にそれぞれのサブシステムについて説明します。

(1) 監視制御系(C&DH)

監視制御系(Command and Data Handling: C&DH)は、「きぼう」の頭脳である「きぼう」制御装置(JEM Control Processor: JCP)を中心に、国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)全体の運用モードとの整合を取りながら「きぼう」運用モードを設定し、「きぼう」システム全体および実験装置の状態を監視・制御します。ISS と「きぼう」の運用モードについては、第3章 3.2 項をご覧ください。

また、「きぼう」の状態を示すデータや実験データを抽出・編集して地上に送る機能や通信制御系を介してファイル転送を行う機能、ISS から送られる時刻データの配信を行う機能もあります。JCP は「きぼう」に2台搭載され冗長構成となっており、片方が故障しても自動的にもう片方のJCPに切り替わり、機能や性能を完全に維持できるようになっています。

(2) 電力系(EPS)

電力系(Electrical Power System: EPS)は、ISS のハーモニーから供給される電力(直流120V×2系統)を「きぼう」内の機器や実験装置に変換・分配します。電力を各機器へ分配する分電盤(Power Distribution Unit: PDU)や分電箱(Power Distribution Box: PDB)などから構成されます。

(3) 通信制御系(C&T)

通信制御系(Communication and Tracking: C&T)は、さらに低速、中速、高速データ伝送系、ビデオ系、音声系に分かれます。

低速(最大1Mbps)、中速(最大10Mbps)、高速(最大100Mbps)データ伝送系は、監視制御系からのデータを各サブシステムに送り、また逆にシステム機器からのデータや実験装置からのデータを収集し監視制御系に送ります。

ビデオ系は、「きぼう」の船内・船外に設置されたテレビカメラや、テレビモニタ、カメラ操作パネルなどから構成され、テレビカメラで撮影された映像を配信します。

音声系は、船内実験室に設置されるワークステーションラックおよびロボットアーム操作卓に取り付けられる音声端末装置(Audio Terminal Unit: ATU)などから構成されます。ATUはISSに共通の装置で、ISSの他の場所にも取り付けられています。搭乗員はATUをインターフォンとして使用し、他の場所にいる搭乗員とコミュニケーションを取ることができます。

4. 「きぼう」の各システム

(4) 熱制御系(TCS)

熱制御系(Thermal Control System: TCS)は、冷却水を循環させることで機器類からの熱を移送する能動熱制御系と、断熱材やヒータによって温度を保つ受動熱制御系からなり、「きぼう」を規定の温度範囲に維持します。船内実験室内には、中温と低温の冷却水循環ループが 2 系統あり、これら能動熱制御系で集められた熱は、船内実験室と結合しているハーモニーの中温と低温の 2 系統のアンモニア-水熱交換器を通じて、「きぼう」から中温で最大 25kW、低温で最大 9kW の排熱を行うことができます。

(5) 環境制御系(ECLSS)

環境制御系(Environment Control and Life Support System: ECLSS)は、搭乗員が普段着で実験できるように温度(18.3~26.7°C)や湿度(25~70 %)の調整を行い、安全で快適な環境を維持します。米国の構成要素から酸素、窒素の分圧が調整された空気を受け取って、「きぼう」内をファンで循環させ、米国の構成要素に戻します。

また、火災検知・消火機能もあり、煙センサによる火災検知、電源遮断による隔離、消火器(二酸化炭素)による消火を行います。

(6) 実験支援系(ESS)

実験支援系(Experiment Support System: ESS)は、船内実験室内の実験ラックに対して、実験用ガス(アルゴン(Ar)、ヘリウム(He)、窒素(N₂)、二酸化炭素(CO₂))の供給や排気および真空排気を行います。実験支援系の共通ガス供給装置(Common Gas Supply Equipment: CGSE)は「きぼう」固有の装置で、アルゴン、ヘリウム、二酸化炭素を充填したガスボトルを搭載しており、各実験ラックにこの 3 種類の実験用ガスを供給します。窒素は、NASA 側の環境制御系から供給されるものを使用します。

(7) 構造艙装系

船内実験室の構造体は、アルミ合金のパネルにより内部の与圧環境を維持するとともに、スペースシャトルでの打上げ時や軌道上での軌道・姿勢制御の荷重に耐えるよう作られています。外壁の周りには、宇宙デブリの衝突から構造体を保護するため、デブリ・バンパが設置されています。また、船外実験プラットフォームが結合する面には窓が 2 つ設置されており、船外の様子を見ることができます。また、ハーモニーとの結合部にあるハッチも構造艙装系の一部です。

(8) 機構系

機構系は、ハーモニーや船内保管室との結合部である共通結合機構(Common Berthing Mechanism: CBM)、船外と船内で物資を移動させるためのエアロック、船外実験プラットフォーム結合機構(Exposed Facility Berthing Mechanism: EFBM)から構成されます。CBMおよびエアロックの詳細は以下の通りです。EFBMについては4.3.3項(5)(a)をご覧ください。

(a) 共通結合機構(CBM)

CBMは、ISSの各要素間(ロシア製要素を除く)を結合するために開発されたISS共通の結合機構です。CBMで結合された要素同士は、与圧環境が保たれた状態で宇宙飛行士や物資を移動させることができます。

CBMはモータの駆動で結合を行う能動的なアクティブCBM(Active CBM: ACBM)と受動的なパッシブCBM(Passive CBM: PCBM)の2つで対になっています。船内実験室には、ハーモニーとの結合部分にPCBMが、船内保管室との結合部分にACBMが設置されています。CBMの概観と設置位置を図4.1.3-1に示します。

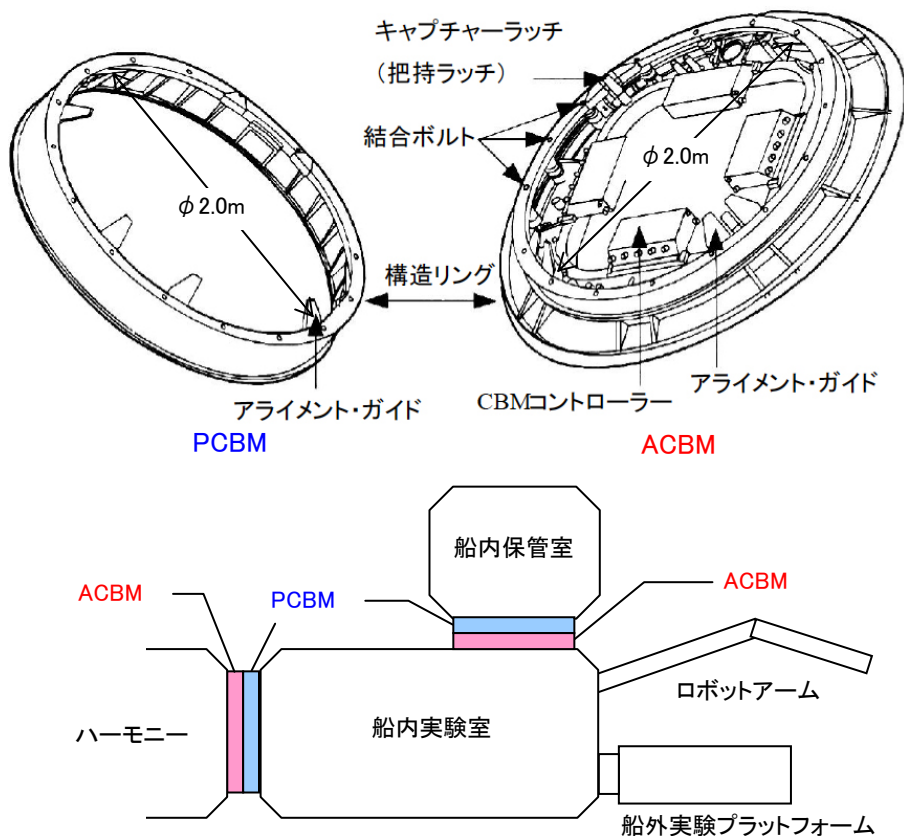


図 4.1.3-1 CBMの概観と設置位置

4.「きぼう」の各システム

(b) エアロック

エアロックは、気圧の異なる場所を人や物が移動するときに、隣り合う室内の圧力差を調節する機能を持った小部屋です。

「きぼう」のエアロックは物資専用の出入り口で、人が出入りすることはできません。1 気圧の空気で満たされている船内実験室と、宇宙空間にさらされている船外実験プラットフォームとの間で、実験装置や実験試料などを移動するときに使用します。

形は円筒形で、船内実験室側の内側ハッチと、船外実験プラットフォーム側の外側ハッチがあります。物資は、円筒内に収納されている移動テーブルに固定し、移動テーブルを伸展させて出し入れします。内側ハッチには小窓が付いており、エアロック内の様子を目で確認することができます。

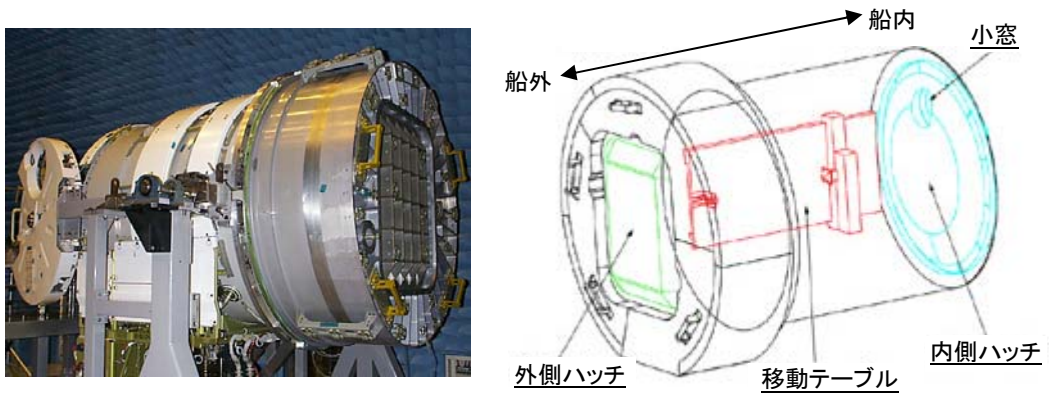


図 4.1.3-2 エアロックの外観(左)と構成(右)

表 4.1.3-1 エアロック主要諸元

項目		仕様
外径	船外実験プラットフォーム側	1.7m
	船内実験室側	1.4m
長さ		2.0m
耐圧性能		約 1047hPa
通過可能荷物サイズ		約 0.64 × 0.83 × 0.80m
通過可能荷物重量		300kg
消費電力		600W 以下

(9) クルー支援系(CSS)

クルー支援系(Crew Support System: CSS)は、搭乗員が船内で作業をする際に手助けとなる機器類で、内部照明や非常灯、手で掴んで移動するためのハンドレール、足場を固定するためのフット・レストレイント(足拘束具)などから構成されます。

4.2 船内保管室

4.2.1 概要

船内保管室は、打上げ時には実験ラックなどを運ぶためのコンテナとして使用され、軌道上では主に保管庫として使用されます。

通常内部には、システム機器、実験装置などの保守に必要なツールや、実験試料、そして万が一の機器の故障時に備えて予備品などを保管しておきます。船内実験室に比べて室内は狭く、搭載できるラックは全部で8個です。

船内保管室の主要諸元を表 4.2.1-1に示します。

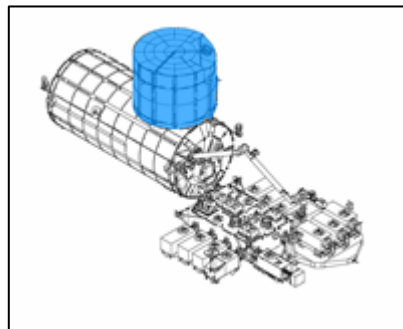


図 4.2.1-1 船内保管室の位置

表 4.2.1-1 船内保管室の主要諸元

項目		仕様
外形		円筒型
直径	外径	4.4m
	内径	4.2m
長さ		4.2m
質量		4.2t
搭載ラック数		8 個
供給される電力		3kW 120V (直流)
環境制御性能		温度: 18.3~29.4°C 湿度: 25~70 %
寿命		10 年以上

4.2.2 レイアウト

船内保管室の構成を図 4.2.2-1に、船内保管室内のラックの配置を図 4.2.2-2に示します。

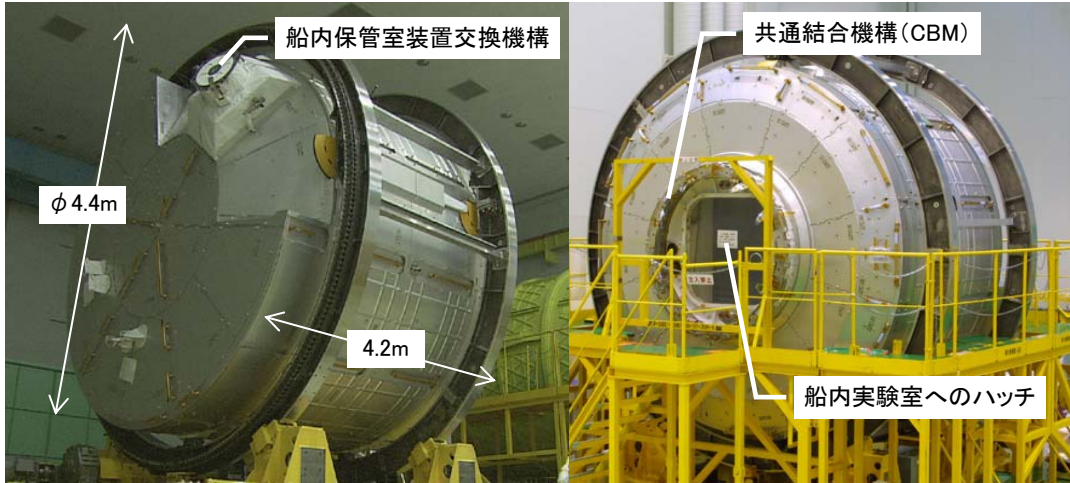


図 4.2.2-1 船内保管室の構成

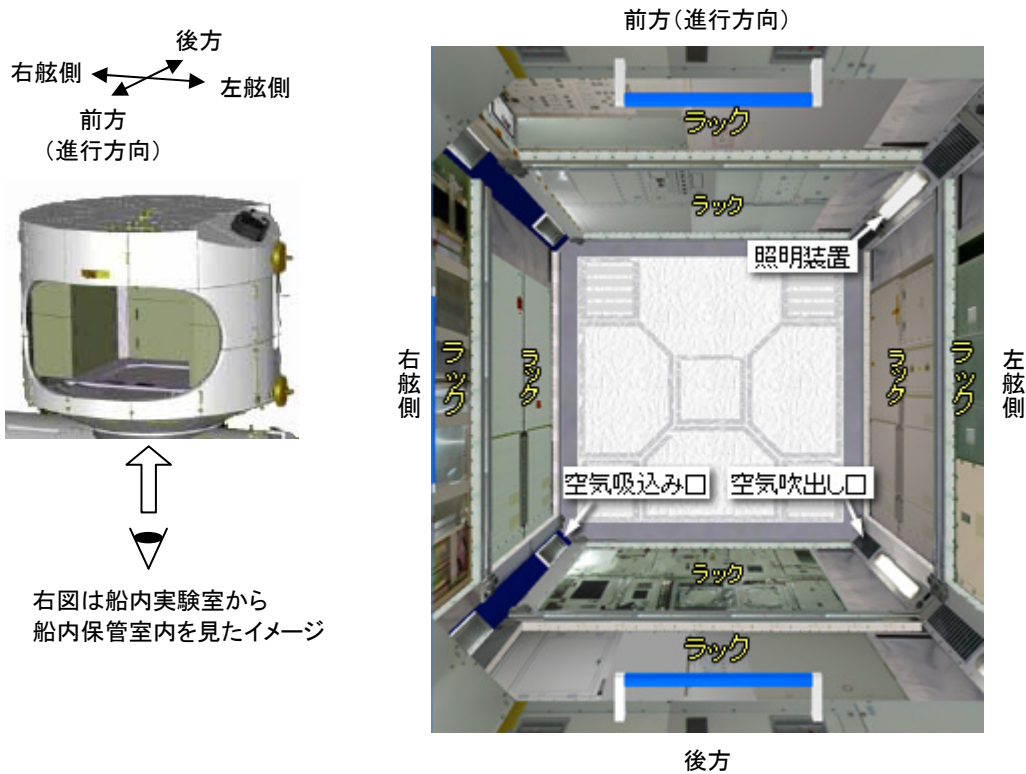


図 4.2.2-2 船内保管室内のラックの配置

4.2.3 構成要素

船内保管室は、以下のサブシステムから構成されています。

- 電力系
- 通信制御系
- 熱制御系
- 環境制御系
- 構造艙装系
- 機構系
- クルー支援系

船内実験室のサブシステムが冗長構成であったのに対し、船内保管室のサブシステムは1系統で構成されます。以下にそれぞれのサブシステムについて説明します。

(1) 電力系(EPS)

電力系(EPS)は、船内実験室電力系から供給される電力を船内保管室内のシステム機器に分配します。船内実験室電力系が故障した場合には、搭乗員が配線をつなぎ変えることで船内実験室のもう一方の系統からの電力を供給することが可能です。船内実験室がISSに到着するまでハーモニーに仮置きされている期間(第5章 5.2.1 項参照)は、同様にハーモニーからの電力を分配します。

(2) 通信制御系(C&T)

通信制御系(C&T)は、中速データ(最大 10Mbps)伝送系、ビデオ系、音声系に分かれ、船内保管室のサブシステム機器の状態を表すデータや、船内保管室内部の映像を船内実験室の通信制御系へ伝えます。

(3) 熱制御系(TCS)

熱制御系(TCS)は、断熱材やヒータによって温度を保つ受動熱制御系によって、船内保管室を規定の温度範囲に維持します。

(4) 環境制御系 (ECLSS)

環境制御系 (ECLSS) は、船内実験室の環境制御系と同様に、搭乗員が普段着で作業できるように気圧や温度、湿度の調整を行い、安全で快適な環境を維持します。船内保管室内の空気は船内実験室の空気とファンで循環させます。

また、火災検知・消火機能もあり、煙センサによる火災検知、電源遮断による隔離、消火器 (二酸化炭素) による消火を行います。

(5) 構造艙装系

船内保管室の構造体は、船内実験室と同様に、アルミ合金のパネルにより内部の与圧環境を維持するとともに、スペースシャトルでの打上げ時や軌道上での軌道・姿勢制御の荷重に耐えるよう作られています。外壁の周りには、宇宙デブリの衝突から構造体を保護するため、デブリ・バンパが設置されています。また、船内実験室との結合部にあるハッチも構造艙装系の一部です。

(6) 機構系

機構系は、船内実験室やハーモニーとの結合部であるCBM (船内保管室にはPCBMが設置されています)、船内保管室装置交換機構から構成されます。CBMについては4.1.3項(8)の(a)を参照してください。

(a) 船内保管室装置交換機構

宇宙ステーション補給機 (H-II Transfer Vehicle: HTV) がISSにドッキングし、HTVに搭載して打ち上げられた曝露パレットから実験装置等を積み下ろしする際、船外パレットの取付け場所にHTV曝露パレットを結合させる必要があります。そのため、船外パレットを一時的に船内保管室に結合させて場所を空けます。このとき、船外パレットを結合させておく場所が船内保管室装置交換機構です。船内保管室装置交換機構に結合した船外パレットには電力が供給され、データの通信も行うことができます。船外パレットが船内保管室装置交換機構に結合している様子を図 4.2.3-1に示します。HTVの概要については、第8章をご覧ください。

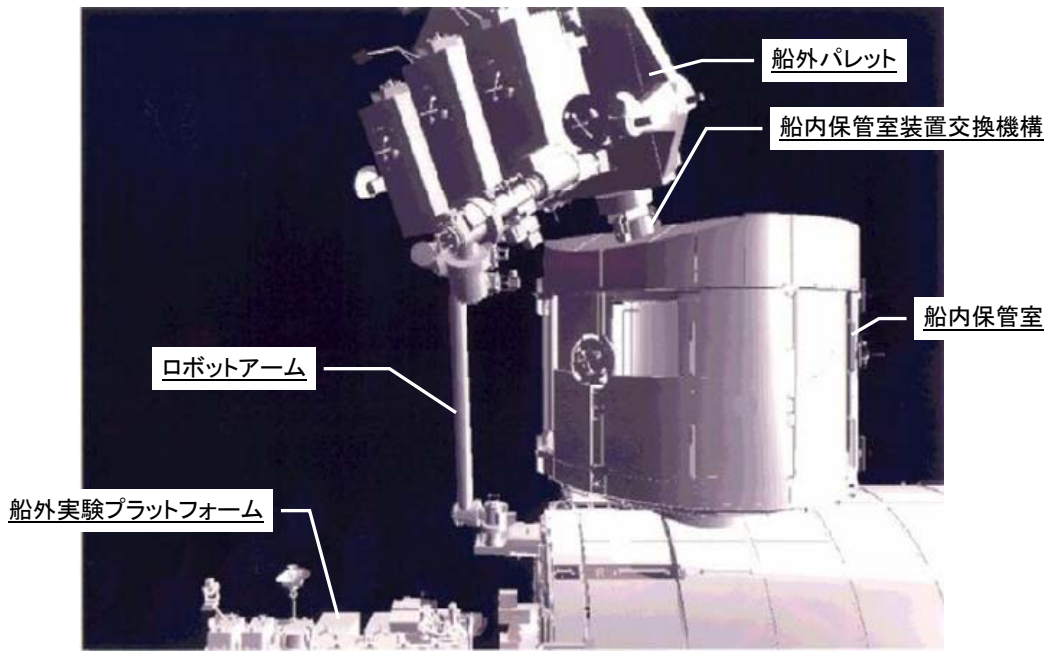


図 4.2.3-1 船外パレットが船内保管室装置交換機構に結合している様子(イメージ)

(7) クルー支援系(CSS)

クルー支援系(CSS)として、船内保管室内には、内部照明や非常灯が設置されています。

4.3 船外実験プラットフォーム

4.3.1 概要

船外実験プラットフォームは、宇宙での実験の大きな特徴である微小重力、高真空、宇宙放射線などの宇宙曝露環境を利用して、科学観測、地球観測、通信、理工学実験および材料実験などを実施することができる多目的実験スペースです。

船外実験プラットフォームは、船内実験室に結合して運用されます。船外実験プラットフォームには実験装置を取り付ける場所が全部で12箇所あり、そこに船外実験装置や船外パレット、衛星間通信システム(Inter-orbit Communication System: ICS)を取り付けることができます。また、船外実験装置を交換することで、いろいろな実験を行うことができます。

船外実験プラットフォームには宇宙曝露実験のサポートを行うために、実験に必要な電力を実験装置に供給したり、装置を冷却するための冷媒を循環させたり、実験データを収集したりする機能が備えられています。

船外実験プラットフォームの主要諸元を表 4.3.1-1に示します。

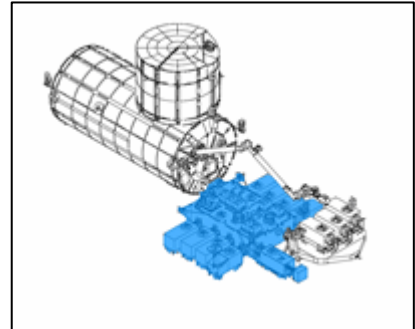


図 4.3.1-1 船外実験プラットフォームの位置

表 4.3.1-1 船外実験プラットフォームの主要諸元

項目	仕様
外形	箱形
大きさ	5.0m(幅)×5.6m(長さ)×4.0m(高さ)
質量	4.1t
実験装置取付け場所	12箇所(システム機器用2箇所、実験装置仮置き用1箇所を含む)
供給される電力	最大 11kW(システム機器用:最大 1kW、実験装置用:最大 10kW) 120V(直流)
通信制御	16ビット計算機システム、データ伝送速度:最大 100Mbps
環境制御性能	なし
寿命	10年以上

船外実験プラットフォームに取り付ける船外実験装置には、宇宙空間にさらされた環境を利用した実験を行う装置が搭載され、船外実験プラットフォーム装置交換機構(Equipment

4. 「きぼう」の各システム

Exchange Unit: EEU)により船外実験プラットフォームに結合されます。図 4.3.2-1(2/2)は、8個の船外実験装置とICSの曝露系サブシステム(ICS Exposed Facility subsystem: ICS-EF)を搭載した場合を示しています。標準的な船外実験装置のエンベロープ(包絡域)は、 $0.8\text{m} \times 1.0\text{m} \times 1.85\text{m}$ で、重量は500kg以下のものを想定しています。船外実験装置の標準的な例を図 4.3.1-2に示します。

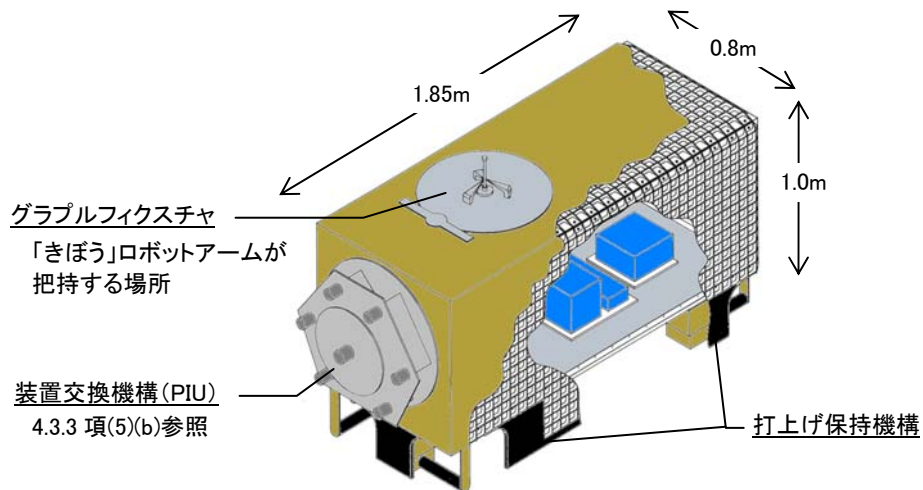


図 4.3.1-2 船外実験装置の標準的な例

4.3.2 レイアウト

船外実験プラットフォームの構成を図 4.3.2-1に示します。

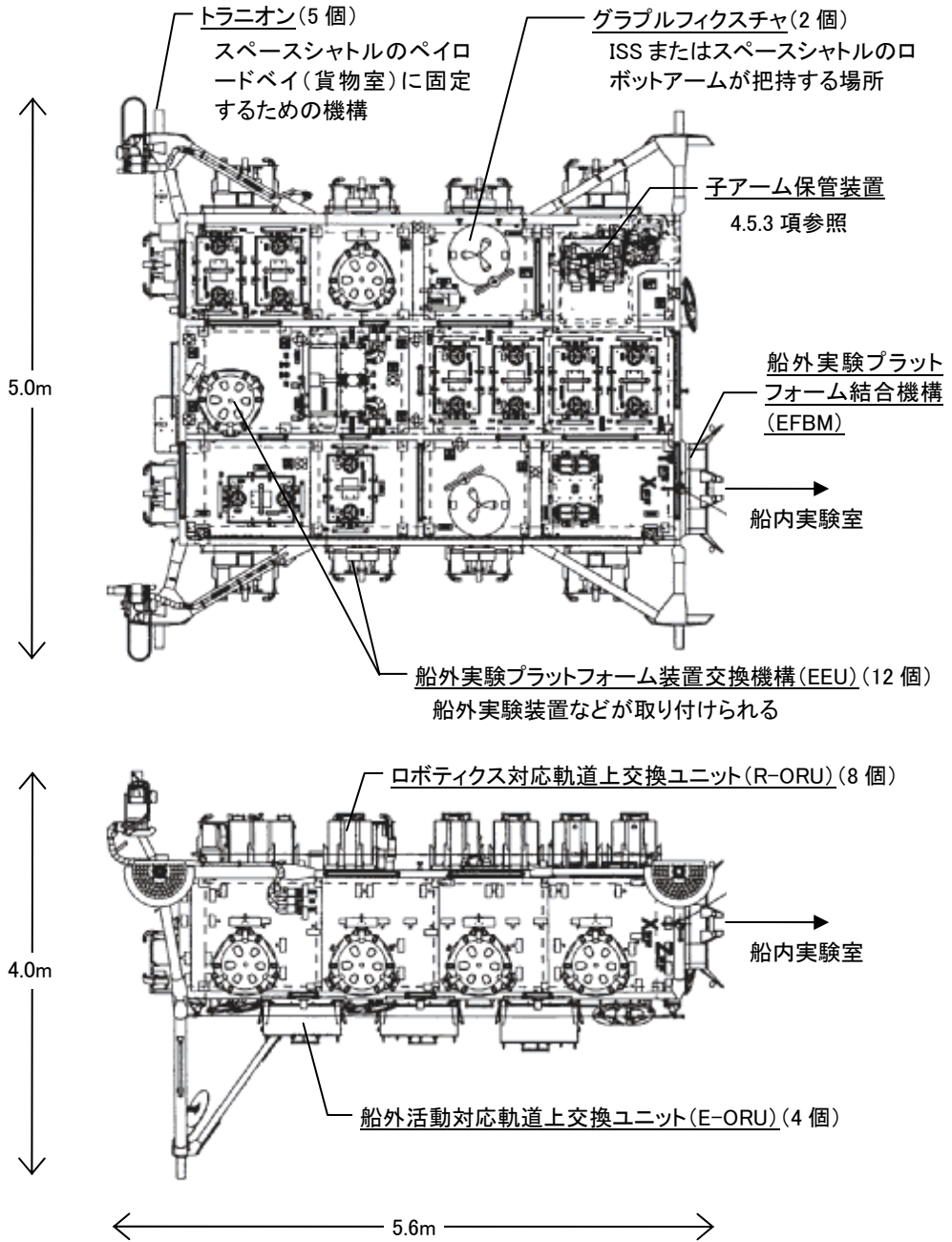


図 4.3.2-1(1/2) 船外実験プラットフォームの構成

4. 「きぼう」の各システム

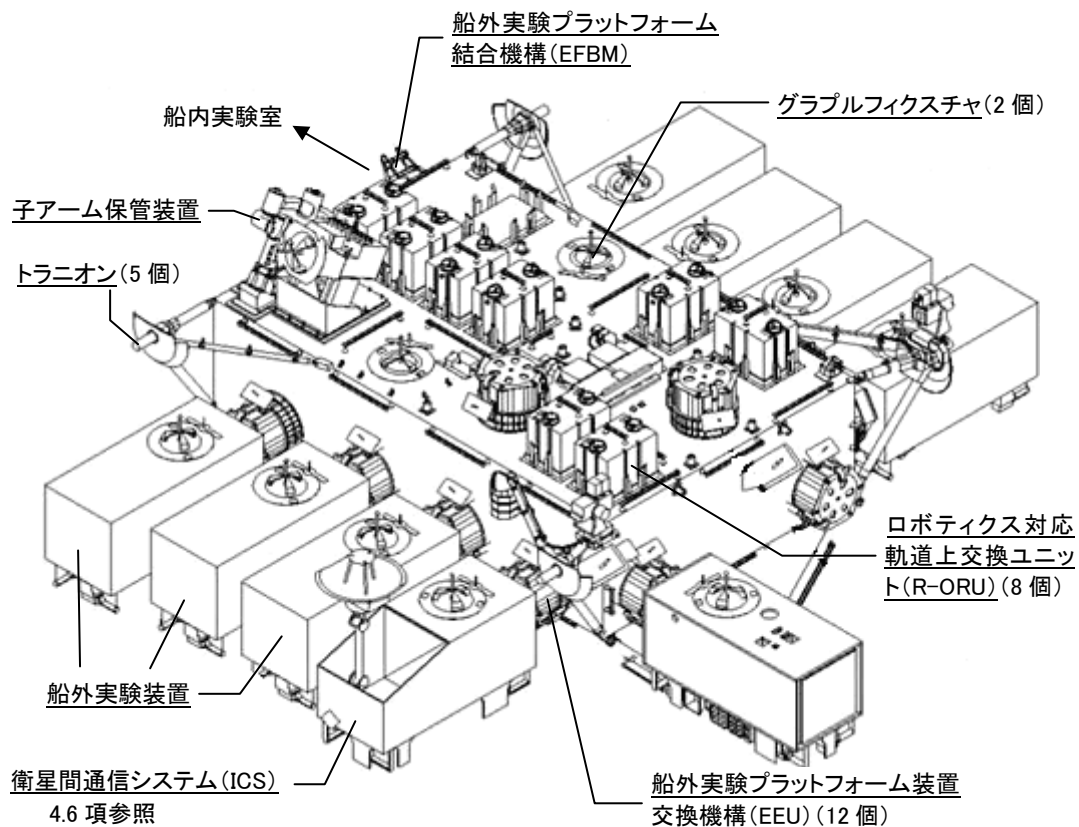


図 4.3.2-1 (2/2) 船外実験プラットフォームの構成

4.3.3 構成要素

船外実験プラットフォームは、以下のサブシステムから構成されています。

- 電力系
- 通信制御系
- 熱制御系
- 構造艙装系
- 機構系

電力系、通信制御系、熱制御系は、それぞれ冗長構成となっており、片系が故障しても、もう片方の系を立ち上げることで機能を維持できる仕組みになっています。以下にそれぞれのサブシステムについて説明します。

(1) 電力系(EPS)

電力系(EPS)は、船内実験室から電力の供給を受け、船外実験プラットフォーム内の各機器や船外パレットおよび船外実験装置に電力を分配します。

(2) 通信制御系(C&T)

通信制御系(C&T)は、船外実験プラットフォームに搭載された船外実験プラットフォーム制御装置(Exposed Facility System Controller: ESC)が「きぼう」の心臓部である「きぼう」制御装置(JCP)と通信を行い、船外実験プラットフォーム内の機器を制御します。また、船内実験室および船外実験装置と、実験データや画像、温度、圧力などのデータをやりとりします。

(3) 熱制御系(TCS)

熱制御系(TCS)は、フロリナート^{TM*1}という冷却液を循環させることで機器類からの熱を移送する能動熱制御系と、断熱材やヒータによって温度を保つ受動熱制御系からなり、宇宙の熱環境から船外実験プラットフォームを保護し、バス機器や船外実験装置の運用のために温度環境を管理します。能動熱制御系で集められた熱は、船内実験室の熱交換器へ送られます。配管類は冗長構成になっていませんが、ポンプなどの機器は冗長構成となっています。

*1 米国 3M 社で開発されたフッ素系不活性液体。すぐれた電気絶縁性と熱伝導性を持ち、様々な分野で冷媒として使用されている。

(4) 構造艙装系

構造艙装系は、アルミ合金のフレームとパネルで作られた箱形の部分と、スペースシャトルのペイロードベイ(貨物室)に船外実験プラットフォームを搭載する際に固定するためのトランゾンと呼ばれる部分から構成されます。

(5) 機構系

機構系は、船内実験室と結合するための船外実験プラットフォーム結合機構(EFBM)、船外実験装置を取り付けるための船外実験プラットフォーム装置交換機構(EEU)などから構成されます。

(a) 船外実験プラットフォーム結合機構(EFBM)

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機構です。引き込み機構を持ちモータの駆動でボルトを締める能動的なEFBMと、引き込まれる側の受動的なEFBMで構成され、船内実験室には能動的なEFBM、船外実験プラットフォームには受動的なEFBMが設置されています。EFBMが結合すると同時に電力系、通信制御系、熱制御系が接続され、船内実験室から船外実験プラットフォームへの電力供給や各種データのやり取りなどを行うことができるようになります。EFBMの外観を図 4.3.3-1に示します。

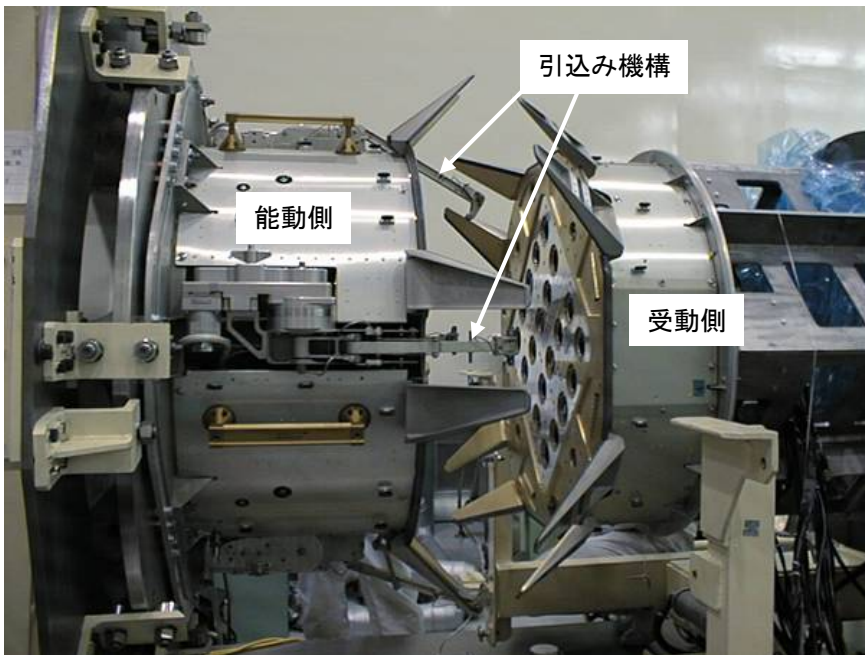


図 4.3.3-1 EFBM の外観

(b) 船外実験プラットフォーム装置交換機構(EEU)

EEU は船外実験装置を取り付けるための機構で、取付けと同時に電力系、通信制御系、熱制御系が接続され、実験装置への電力供給、各種データのやり取り、温度環境の管理ができるようになります。

EEUには、船外実験プラットフォーム側に設置され船外実験装置を引き込む能動的なEFU (Exposed Facility Unit)と船外実験装置側に取り付けられる受動的なPIU(Payload Interface Unit)から構成されます。図 4.3.3-2にEEU(EFU、PIU)の構成を示します。

EEU により船外実験装置が交換できるため、従来の衛星とは異なり、いろいろな実験を行うことができるとともに、将来の技術の進歩にも柔軟に対応していけるようになっています。

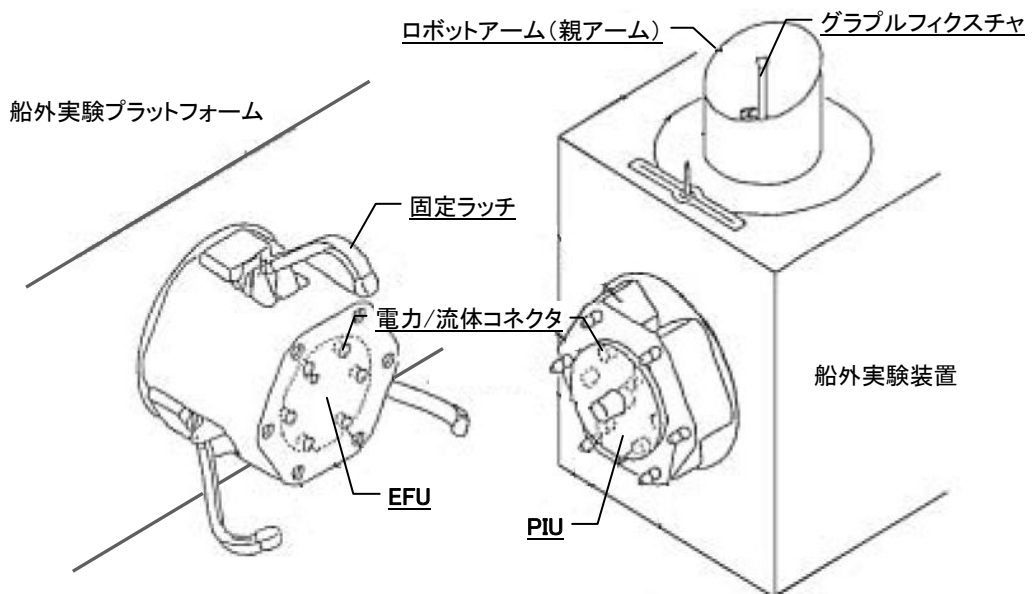


図 4.3.3-2 EEU(EFU、PIU)の構成

(c) 船外実験プラットフォームの軌道上交換ユニット(E-ORU、R-ORU)

電力系、通信制御系、熱制御系など、船外実験プラットフォームを運用するための機器は故障時などに交換が可能なように軌道上装置交換ユニット(Orbital Replacement Unit: ORU)^{*1}として設計されています。船外実験プラットフォームのORUには、下面(地球方向)に取り付けられ船外活動で交換する船外活動対応軌道上交換ユニット(Extravehicular activity ORU: E-ORU)と、上面(天頂方向)に取り付けられロボットアームによる交換を前提としたロボティクス対応軌道上交換ユニット(Robot essential ORU: R-ORU)の2種類があります。

^{*1} 軌道上で宇宙飛行士が船内活動や船外活動により交換が可能な機器で、ISSに搭載される多くの機器がORUとして設計されています。

4.4 船外パレット

4.4.1 概要

船外パレットは、船外実験装置や船外実験プラットフォームのシステム機器などを搭載し、船外実験プラットフォームへの補給や実験装置の移送、船外実験プラットフォームからの回収を行う要素です。スペースシャトルに搭載されて ISS へ運搬され、船外実験プラットフォームに取り付けられた状態で運用されます。船外パレットに搭載されている実験装置は、ロボットアームにより取り外され、船外実験プラットフォームへ取り付けられます。

また、実験が終了した装置は、ロボットアームにより船外実験プラットフォームから取り外され、船外パレットへ取り付けられた後、スペースシャトルに搭載されて地上に回収されます。

船外パレットの運用方法を図 4.4.1-2に、船外パレットの主要諸元を表 4.4.1-1に示します。

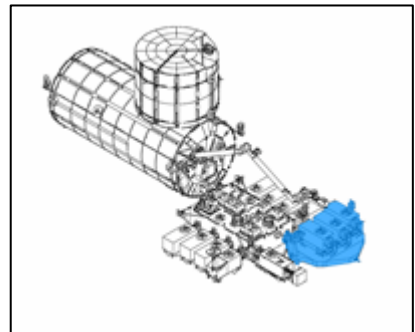


図 4.4.1-1 船外パレットの位置

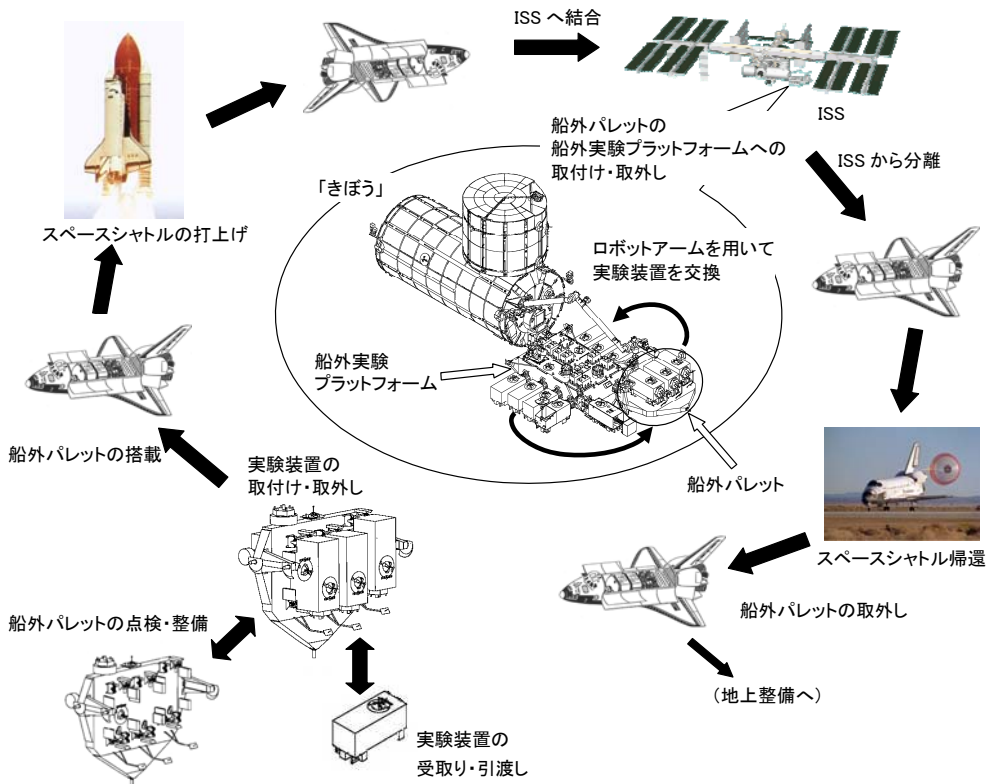


図 4.4.1-2 船外パレットの運用方法

表 4.4.1-1 船外パレットの主要諸元

項目	仕様
外形	フレーム型
幅	4.9m
高さ	2.2m(実験装置含む)
長さ	4.2m
質量	1.2t(実験装置含まず)
搭載実験装置数 (搭載形態を変更可能)	船外実験装置 3 個 船外実験装置 2 個 + R-ORU 3 個 船外実験装置 2 個 + E-ORU 2 個
供給される電力	最大 1.0kW 120V(直流)
熱制御方式	ヒータ、断熱材
環境制御性能	なし
寿命	10 年以上

4.4.2 レイアウト

船外パレットの構成を図 4.4.2-1に示します。

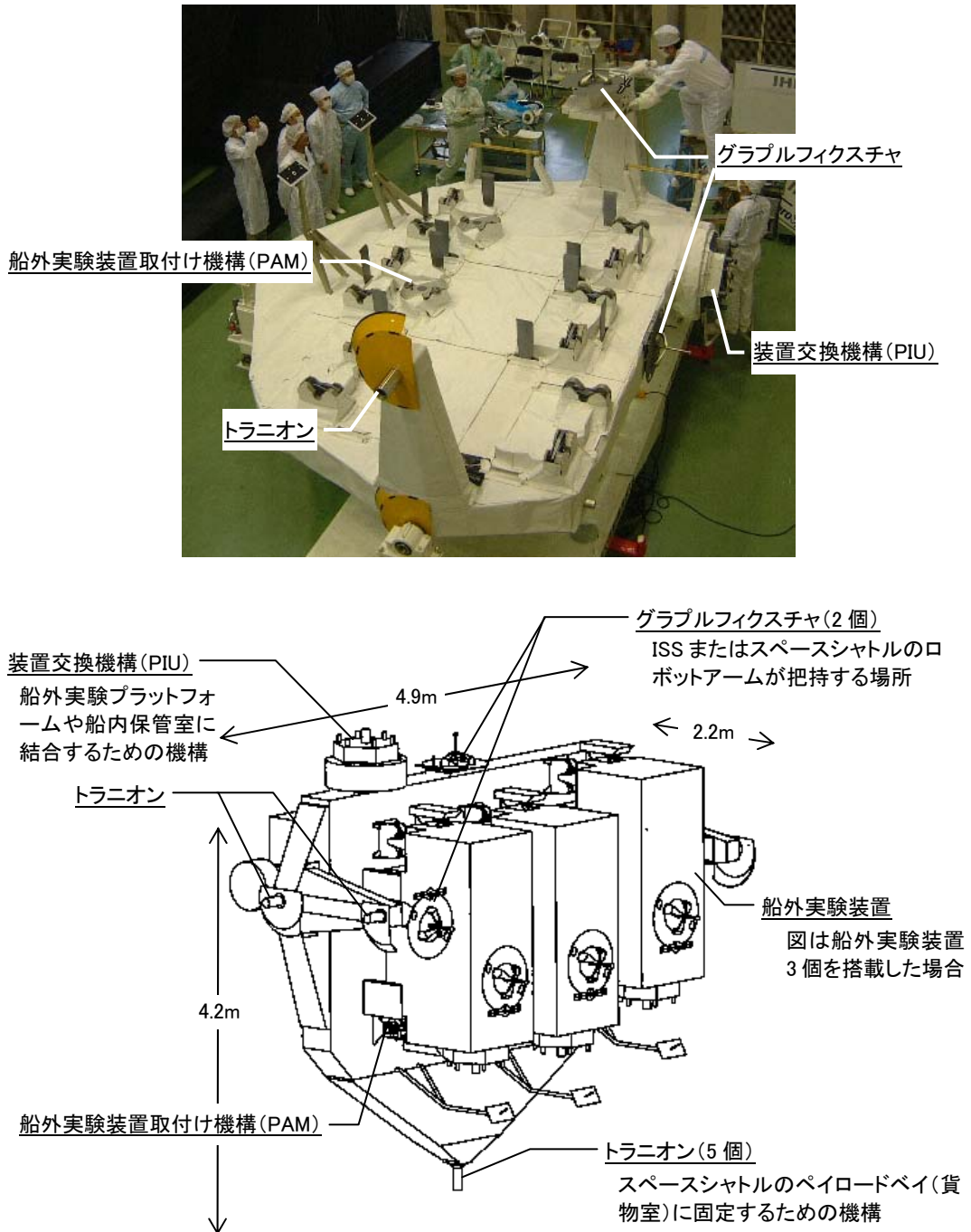


図 4.4.2-1 船外パレットの構成

4.4.3 構成要素

船外パレットは、以下のサブシステムから構成されています。

- 電力系
- 通信制御系
- 熱制御系
- 構造艤装系
- 機構系

以下にそれぞれのサブシステムについて説明します。

(1) 電力系(EPS)

電力系は、打上げ時にはスペースシャトルから、軌道上では船外実験プラットフォームから電力の供給を受け、船外パレットのシステム機器や、船外パレットに搭載された各船外実験装置に電力を分配します。

(2) 通信制御系(C&T)

通信制御系は、船外パレットに搭載された船外パレット制御装置(Electronic Control Unit: ECU)が船内実験室の「きぼう」制御装置(JCP)と通信を行いながら、船外パレットの状態や搭載されている船外実験装置の温度や取付け機構(Payload Attachment Mechanism: PAM)の状態などを監視します。また、PAMの動作を制御し、搭載される船外実験装置の温度制御も行います。

(3) 熱制御系(TCS)

船外パレットは、全体を断熱材で覆うことで、温度の低下を防いでいます。さらに、断熱材だけでは温度が低下し過ぎる箇所にはヒータが設置されており、温度環境を維持できる仕組みになっています。また、搭載されるシステム機器および船外実験装置にもヒータが設置されます。

(4) 構造艤装系

船外パレットの構造は、スペースシャトルによる打上げ／回収および軌道上でかかる荷重の条件を考慮して設計されており、主な部分はアルミ合金のパネルとフレームが格子状に構成されています。また、スペースシャトルのペイロードベイ(貨物室)に船外パレットを搭載する際に固定するためのトラニオンと呼ばれる部分が5箇所設置されています。

(5) 機構系

機構系は、船外実験装置を搭載する際に固定するための船外実験装置取付け機構 (PAM)、船外実験プラットフォームや船内保管室に船外パレットを結合させるための装置交換機構 (PIU) から構成されています。PIUについては、4.3.3項(5)(b)をご覧ください。

(a) 船外実験装置取付け機構 (PAM)

PAMは、スペースシャトルによる打上げ／回収時に船外実験装置を固定するとともに、軌道上でロボットアームを使って船外実験装置を移動させるときに船外実験装置の取付け・取外しを行う機構です。また、PAMには、船外実験装置へ保温用の電力を供給する電気コネクタが装備されています。図 4.4.3-1にPAMの概要を示します。

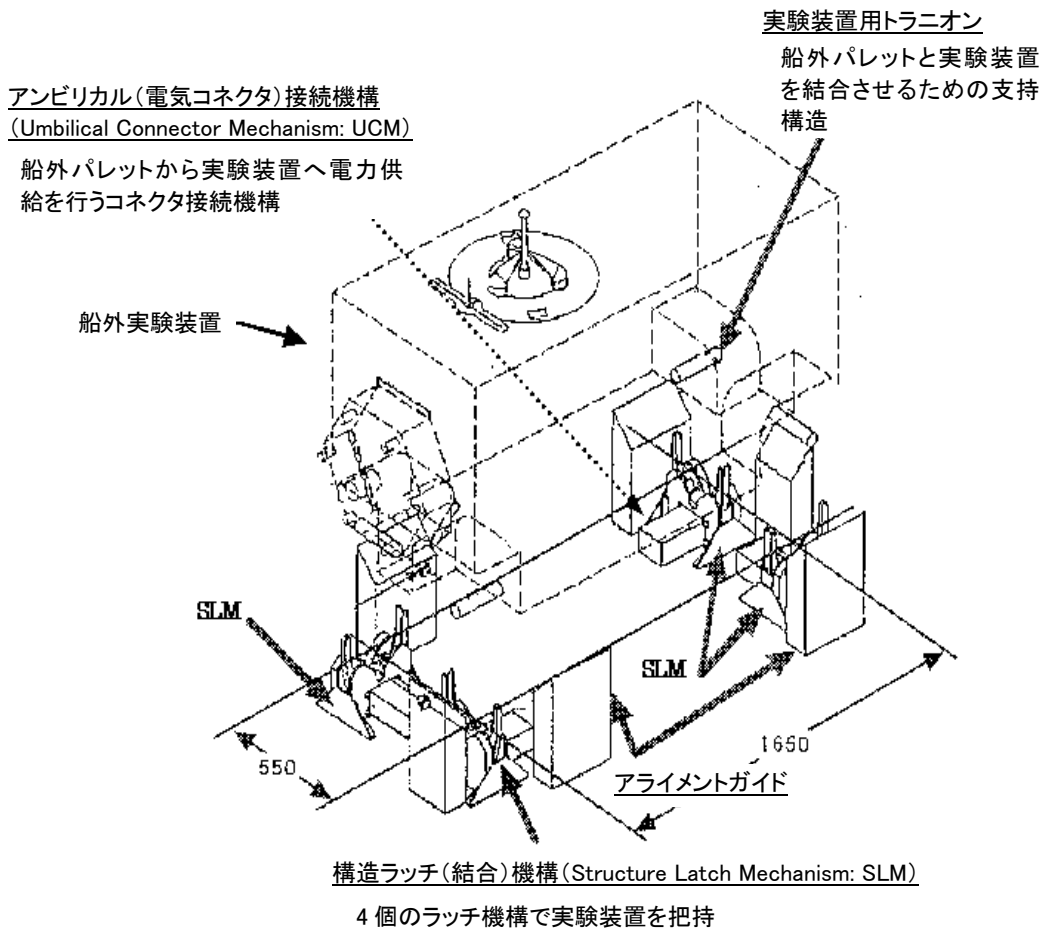


図 4.4.3-1 PAM の概要

4.5 ロボットアーム

4.5.1 概要

「きぼう」のロボットアームは、「きぼう」での実験、保全作業支援に使用する宇宙での実用ロボットで、我が国としては、ロボットアーム飛行実証試験^{*1}、技術試験衛星Ⅶ型^{*2}につぎ 3 番目の宇宙用遠隔操作型ロボットアームシステムとなります。ロボットアームは、主に親アーム、子アームという大小2つのアーム（腕部）、ロボットアーム操作卓から構成されます。

親アーム、子アームはともに 6 つの関節を持っていて、人間の腕と同様の動作が可能です。船内実験室内では、搭乗員がロボットアームに取り付けられているカメラからの映像をロボットアーム操作卓のテレビモニターで確認しながら作業を進めていきます。

ロボットアームは、「きぼう」の構成要素や船外実験プラットフォーム、船外パレット上にある船外実験装置や搭載機器の交換作業、各種実験支援または保守・保全作業の支援を行います。全長約 10m の親アームで大きな対象物をハンドリング（把持・移動）し、親アームの先端に取り付けられる約 2m の子アームで精密な作業を行います。

ロボットアームは軌道上で 10 年間という長期にわたり使用されます。このため故障した場合にも、交換・修理ができなければなりません。万が一故障した場合には船内活動や船外活動によって修理を行うことができるように作られています（親アームは船外活動での修理のみ）。

ロボットアーム（親アーム、子アーム）の主要諸元を表 4.5.1-1 に示します。

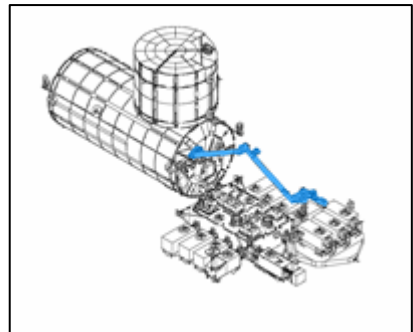


図 4.5.1-1 ロボットアームの位置

^{*1} ロボットアーム飛行実証試験（Manipulator Flight Demonstration: MFD）は、1997 年 8 月に STS-85 ミッションで行われた実験で、ロボットアームの子アーム相当のアームを使ってロボットアームの機能の一部を実証しました。

^{*2} 技術試験衛星Ⅶ型（ETS-VII、通称：おりひめ／ひこぼし）は 1997 年 11 月に打ち上げられ、地上からの遠隔操作を含めた宇宙用ロボットの基礎技術を蓄積するための各種実験が行われました。

表 4.5.1-1 ロボットアーム(親アーム、子アーム)の主要諸元

項目	仕様	
	親アーム	子アーム
型式	親子式 6 自由度アーム	
自由度	6	6
長さ	10m	2.2m
重量	780kg	190kg
取扱量	最大 7,000kg	最大 300kg
位置決め精度	並進 ±50mm	並進 ±10mm
	回転 ±1 度	回転 ±1 度
先端速度	60mm/s(対象物:600kg 以下)	50mm/s(対象物:80kg 以下)
	30mm/s(対象物:3,000kg 以下)	25mm/s(対象物:300kg 以下)
	20mm/s(対象物:7,000kg 以下)	-
最大先端力	30N 以上	30N 以上
寿命	10 年以上	

4.5.2 レイアウト

親アーム、子アーム、ロボットアーム操作卓の構成を図 4.5.2-1に示します。

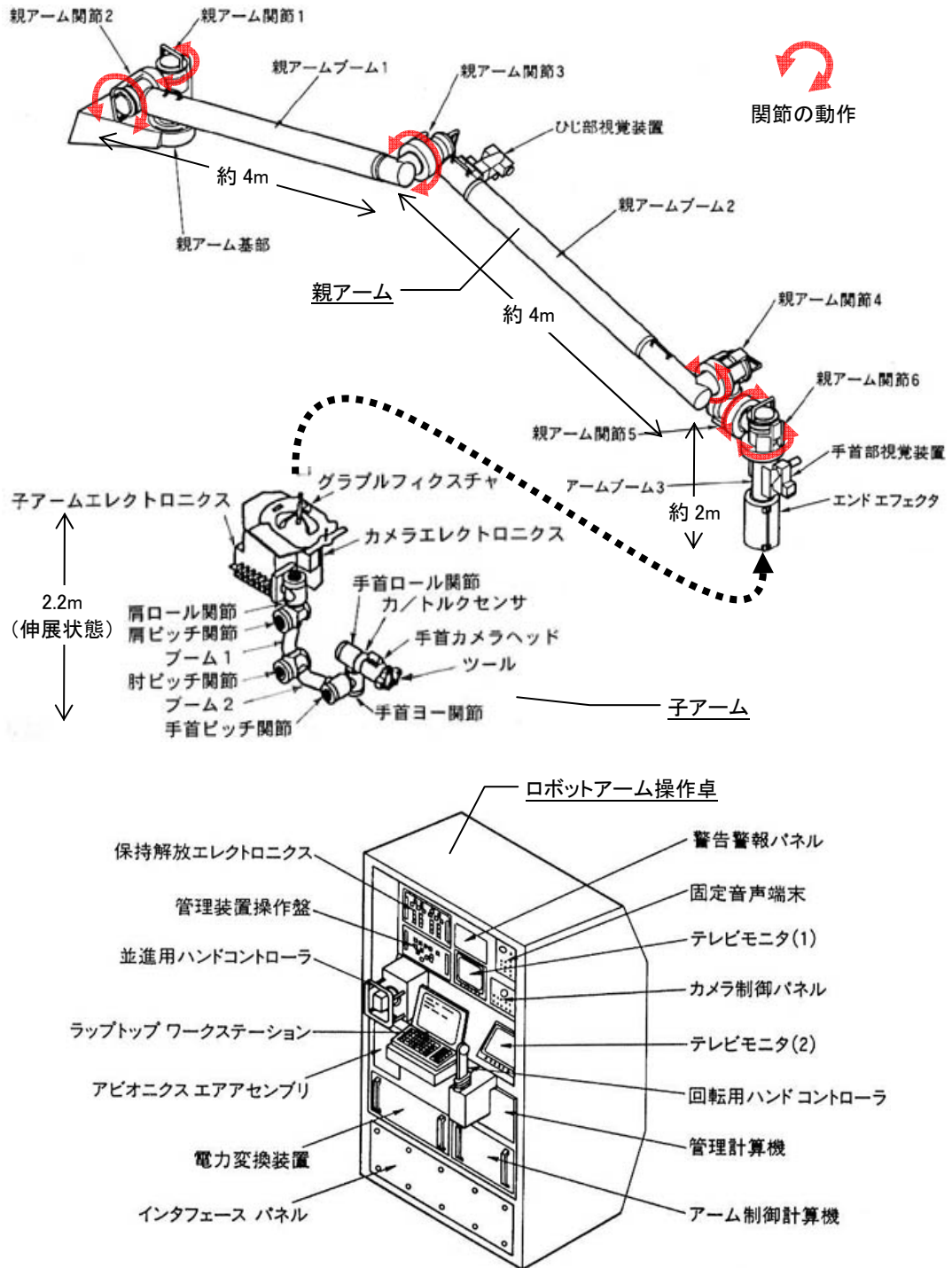


図 4.5.2-1 親アーム、子アーム、ロボットアーム操作卓の構成

4.5.3 構成要素

ロボットアームは、以下のサブシステムから構成されています。

- 親アーム
- 子アーム
- ロボットアーム操作卓
- 子アーム保管装置
- アーム視覚装置
- 保持解放装置

以下にそれぞれのサブシステムについて説明します。

(1) 親アーム

親アームは、親アームブーム、関節、実験装置などをつかむエンドエフェクタ(把持手)、映像を取得するテレビカメラ、雲台、ライトから構成されます。親アームブームは1から3まであり、親アームブーム2と3に視覚装置(テレビカメラ、雲台、ライト)が取り付けられており、搭乗員はこの視覚装置からの映像を船内実験室で確認しながらロボットアームを操作します。

親アームは、主に船外実験装置(標準的なもので質量500kg以下、エンベロープ(包絡域)0.8m×1.0m×1.85mを想定)の交換作業で使用され、船外実験装置をエンドエフェクタで把持して移動させます。

(2) 子アーム

子アームは、子アームエレクトロニクス、子アームブーム、関節、ツールと呼ばれるエンドエフェクタ(把持手)、テレビカメラから構成され、親アームのエンドエフェクタに把持された状態で使用します。

子アームは、主に船外実験プラットフォーム上の軌道上交換ユニット(ORU)(最大で質量80kg、大きさ0.62×0.42×0.41m)の交換や船外実験の支援など、精度の高い作業を行うときに使用します。

子アームにはロボットアーム飛行実証試験で実証済みのコンプライアンス機能が備わっていて、アームの操作を搭乗員が容易に行えるように設計されています。コンプライアンス機能とは、アームの先端が対象物にならってアームの姿勢を自動制御する機能です。

(3) ロボットアーム操作卓

ロボットアーム操作卓は、船内実験室内に設置され、搭乗員はロボットアーム操作卓で映

像を確認しながらロボットアームを操作します。ロボットアーム操作卓は主に、「きぼう」制御装置（JCP）やISS全体の制御を行う管制制御装置（Command and Control Multiplexer/Demultiplexer: C&C MDM）と通信しながらロボットアームシステムの管理を行う管理計算機、搭乗員がロボットアームを操作するためのラップトップ端末およびハンドコントローラ（並進用、回転用）、ロボットアームに取り付けられたカメラからの映像を表示するテレビモニタ、保持解放装置（(5)参照）を操作するための保持解放エレクトロニクス（Hold/Release Electronics: HREL）から構成されます。

(4) 子アーム保管装置

子アーム保管装置は、子アームを使用しないときに保管しておくための装置で、船外実験プラットフォーム上に設置されています。子アーム保管装置の設置場所については図 4.3.2-1をご覧ください。

(5) 保持解放装置

親アームは、船内実験室に固定されてISSに打ち上げられますが、そのとき親アームを保持解放装置により固定します。船内実験室がISSに取り付けられた後、搭乗員がロボットアーム操作卓にあるHRELを操作することで、保持解放装置が親アームを解放し、親アームが展開されます。保持解放装置は、親アームの肘、手首およびブーム3を保持します。ロボットアームが船内実験室に固定された状態（打上げ時の状態）を図 4.5.3-1に示します。

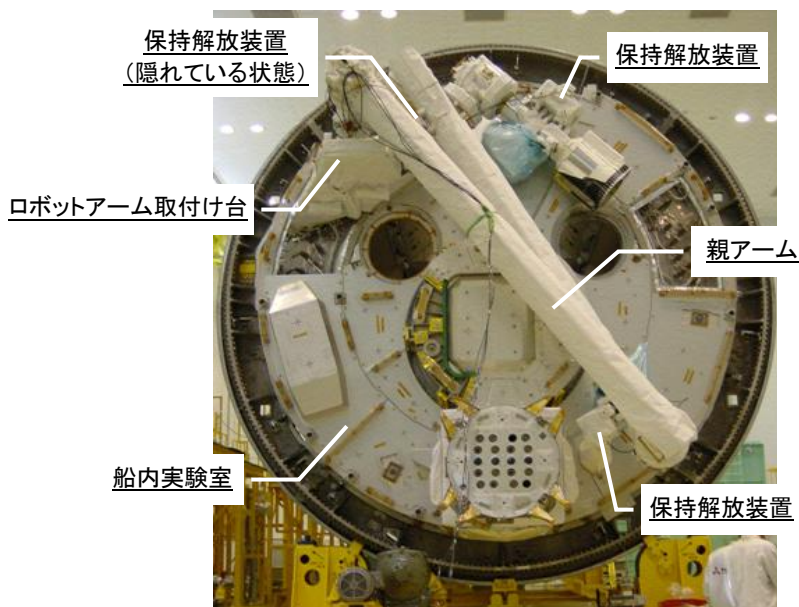


図 4.5.3-1 ロボットアーム打上げ時の状態

4.6 衛星間通信システム

4.6.1 概要

衛星間通信システム(Inter-orbit Communication System: ICS)は、「きぼう」の運用を効率的に行うため、船外実験プラットフォームに直径約 80cm のアンテナを設置し、JAXA のデータ中継技術衛星「こだま」(Data Relay Test Satellite: DRTS)を経由して筑波宇宙センター(Tsukuba Space Center: TKSC)との間でデータ、画像および音声などの双方向通信を行う日本独自のシステムです。

ICS は、船内実験室に搭載されデータの処理を行う与圧系サブシステム(ICS Pressurized Module subsystem: ICS-PM)と、船外実験プラットフォームに取り付けられるアンテナなどから構成される曝露系サブシステム(ICS Exposed Facility subsystem: ICS-EF)から構成されます。ICSの主要諸元を表 4.6.1-1に示します。

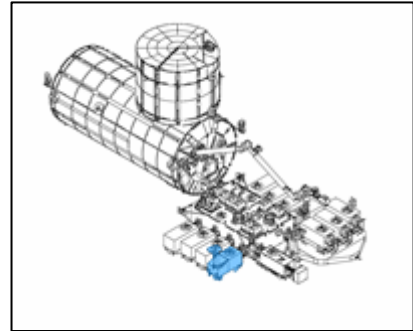


図 4.6.1-1 衛星間通信システムの位置

表 4.6.1-1 ICS の主要諸元

項目		仕様	
		ICS-PM	ICS-EF
大きさ		2.0×1.0×0.9m	1.1×0.8×2.0m(アンテナ収納時) 2.2×0.8×2.0m(アンテナ展開時)
重量		330kg	310kg
通信速度/ 周波数/ 変調方式	ICS から 地上へ	50Mbps/約 26GHz/QPSK	
	地上か ら ICS へ	3Mbps/約 23GHz/BPSK	
DRTS 可視時間*		1 日あたり合計約 7.8 時間(DRTS が 1 機の場合) 1 回あたり最長約 40 分	

*: 理論上の値であり、他の衛星が DRTS を使用する時間があることから、実際はさらに短くなる見込み。

QPSK(Quadrature Phase Shift Keying: 四位相偏移変調)

BPSK(Binary Phase Shift Keying: 二位相偏移変調)

4.6.2 レイアウト

衛星間通信システムの構成を図 4.6.2-1に示します。

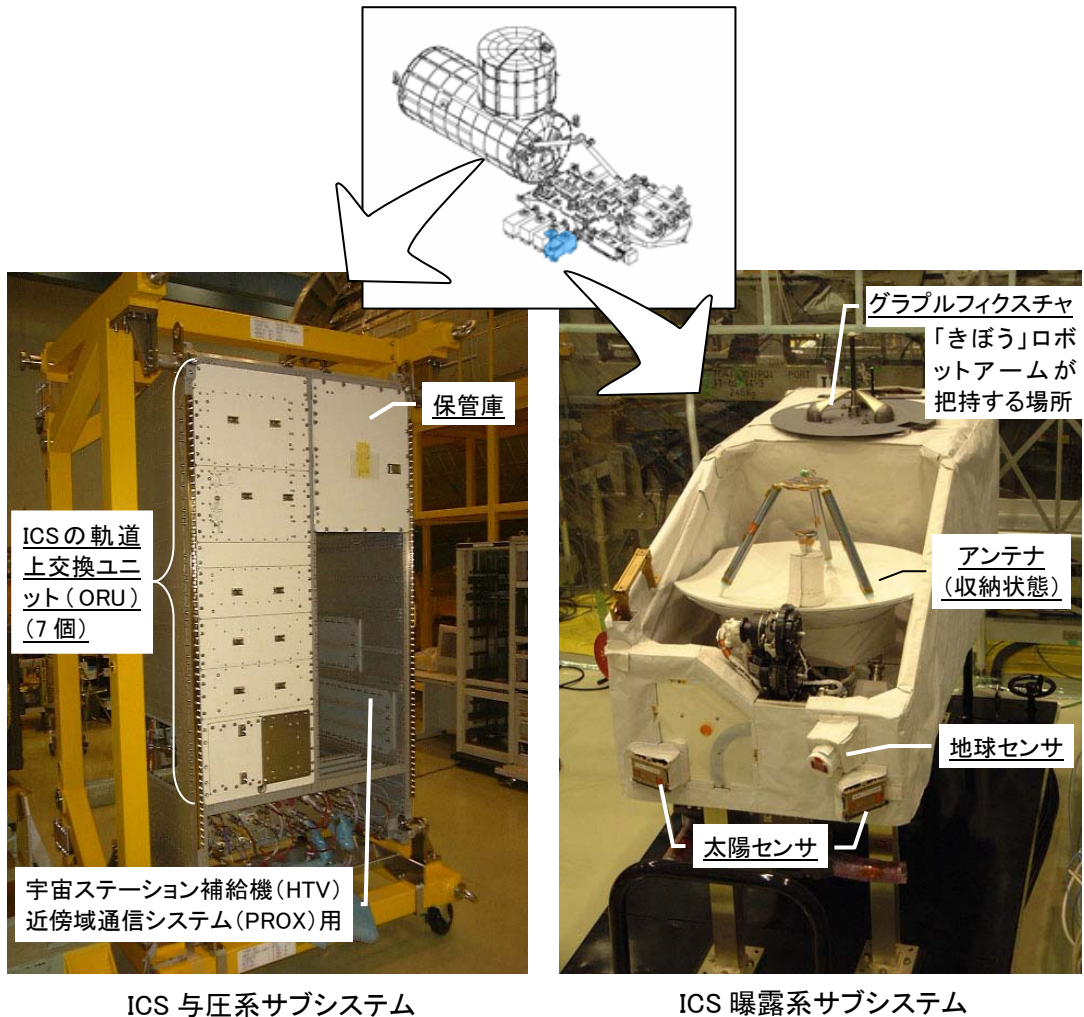


図 4.6.2-1 衛星間通信システムの構成

4.6.3 構成要素

以下に ICS を構成する ICS-PM と ICS-EF について説明します。

(1) 与圧系サブシステム(ICS-PM)

ICS-PM は、ベースバンドデータ処理装置などの機器が、7 個の軌道上交換ユニット (ORU) に分かれて、ICS ラックに搭載されており、ICS 全体の管理を行います。

主に「きぼう」から地上へ送るシステム機器や実験機器のデータ(ダウンリンクデータ)の多重化処理、地上から送信されるデータ(アップリンクデータ)の分解、送受信データの変復調を行います。

また、DRTS と通信可能な時間帯をもとに運用が計画され、あらかじめ地上から送信されたコマンドを蓄積し、指定された時刻に順次コマンドを実行して自動運用する機能や、リアルタイムでの通信ができない場合にデータを蓄積する機能もあります。

(2) 曝露系サブシステム(ICS-EF)

ICS-EF は、送受信アンテナおよびその駆動装置、周波数変換器、高出力電力増幅器などの高周波機器、各種センサ(地球センサ、太陽センサ、慣性基準装置)から構成されます。

「きぼう」から地上へ送るデータは、ICS-PM から ICS-EF へ送られ、ICS-EF の高周波機器により高周波変換および増幅されて DRTS へ送られます。逆に地上から「きぼう」へ送られるデータは、地上から DRTS を経由して受信したデータを ICS-EF の高周波機器により低周波変換して ICS-PM に送ります。

また、送受信アンテナは DRTS を自動追尾することができます。ICS-EF は、地球センサ、太陽センサ、慣性基準装置のデータから自らの姿勢を決定し、あらかじめ地上から送られる ISS と DRTS の軌道情報と合わせてアンテナの向きを計算します。そして ICS の姿勢の変動率なども加味してアンテナを駆動装置により動かし、DRTS を自動追尾します。さらに ICS は DRTS との通信中にアンテナで受信した高周波信号から DRTS との指向誤差を検出し、補正を加えながら自動追尾を行います。

5. 「きぼう」の運用

5.1 打上げ・飛行計画

「きぼう」日本実験棟を構成する各要素は、表 5.1-1の通り、3 回のスペースシャトル・ミッションに分けて打ち上げられ、国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)に取り付けられます。

表 5.1-1 「きぼう」の打上げ計画(2008 年 3 月現在)

ISS組立フライト*1	打ち上げられる要素	打上げ時期(米国時間)
1J/A	船内保管室	2008 年 3 月 11 日
1J	船内実験室、ロボットアーム	2008 年 5 月 25 日目標
2J/A	船外実験プラットフォーム、船外パレット	2008 年度

「きぼう」に限らず、ISSを構成する要素が打ち上げられると、表 5.1-2に示す運用が行われます。これらの運用は、要素を開発した国が自身の管制施設で主として行うことになっており、「きぼう」の運用はJAXA筑波宇宙センター(Tsukuba Space Center: TKSC)から行われます。地上での運用の詳細は第 5.3 章をご覧ください。

表 5.1-2 ISS 構成要素の打上げ後の運用

運用	内容
組立初期起動検証	打ち上げられた後、ISS への取付け、初期起動、検証が行われ、運用可能であることを確認する。
システム運用	運用状態を継続して監視し、制御する。
利用運用	実験装置を使用して宇宙での実験を行う。
保全運用	故障や劣化した機器を交換・修理する。

保全運用や実験装置の交換に必要な補給品は、スペースシャトルや我が国が開発を進めている宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle: HTV)、ロシアのプログレス補給船、欧州宇宙機関(European Space Agency: ESA)の欧州補給機(Automated Transfer Vehicle: ATV)によって、ISS に運ばれます。HTV の概要は第 8 章をご覧ください。

*1 組立フライト中の「J」は日本関連のフライト、「A」は米国関連のフライトであることを示します。例えば、2J/A は、日本と米国の要素を ISS に運ぶ 2 回目の組立フライトであることを示します。

5.2 各フライトでの「きぼう」組立シーケンス

5.2.1 1J/Aフライト

1J/Aフライト(2008年3月11日打上げ)では、船内保管室がISSに打ち上げられました。船内保管室には、船内実験室に設置する「きぼう」のシステムラックや実験ラックが搭載された状態で、ISSに打ち上げられました。ISSから分離後にスペースシャトルから撮影されたISSを図 5.2.1-1に、打上げ時のスペースシャトルの貨物室(ペイロードベイ)内の搭載状況を図 5.2.1-2に示します。

スペースシャトルがISSにドッキングした後、以下の流れで船内保管室がISSに取り付けられました。船内保管室のISSへの取付け手順を図 5.2.1-3に示します。

1. スペースシャトルがISSにドッキング。
2. スペースシャトルのロボットアーム(Shuttle Remote Manipulator System: SRMS)によって貨物室(ペイロードベイ)から船内保管室が取り出される。(図 5.2.1-3①～③)
3. 船内保管室がISSの「ハーモニー」(第2結合部)の天頂側の共通結合機構(Common Berthing Mechanism: CBM)に取り付けられる。(図 5.2.1-3④)
4. CBMの連結部が加圧され、搭乗員が船内保管室とハーモニー間の電力ケーブルや換気ダクトなどを接続する。
5. 電源が投入され、船内保管室の起動・検証が行われる。
6. 搭乗員がハーモニーから船内保管室内に入ることができるようになる。

本来、船内保管室は船内実験室に取り付けられますが、1J/Aフライト時点ではまだ船内実験室が打ち上げられていないため、仮設置の状態で船内実験室の到着を待つこととなります。

5. 「きぼう」の運用

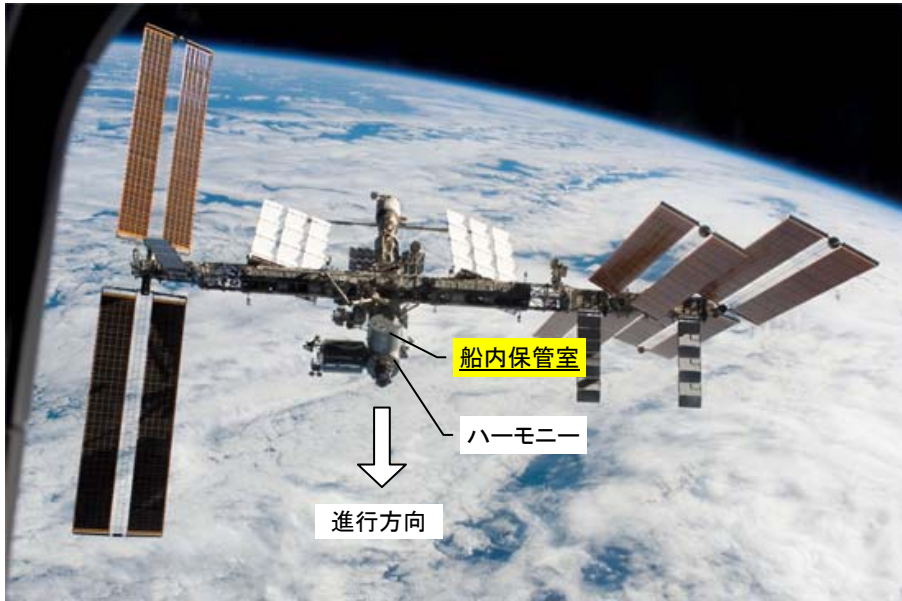


図 5.2.1-1 ISS から分離後にスペースシャトルから撮影されたISS(提供:NASA)

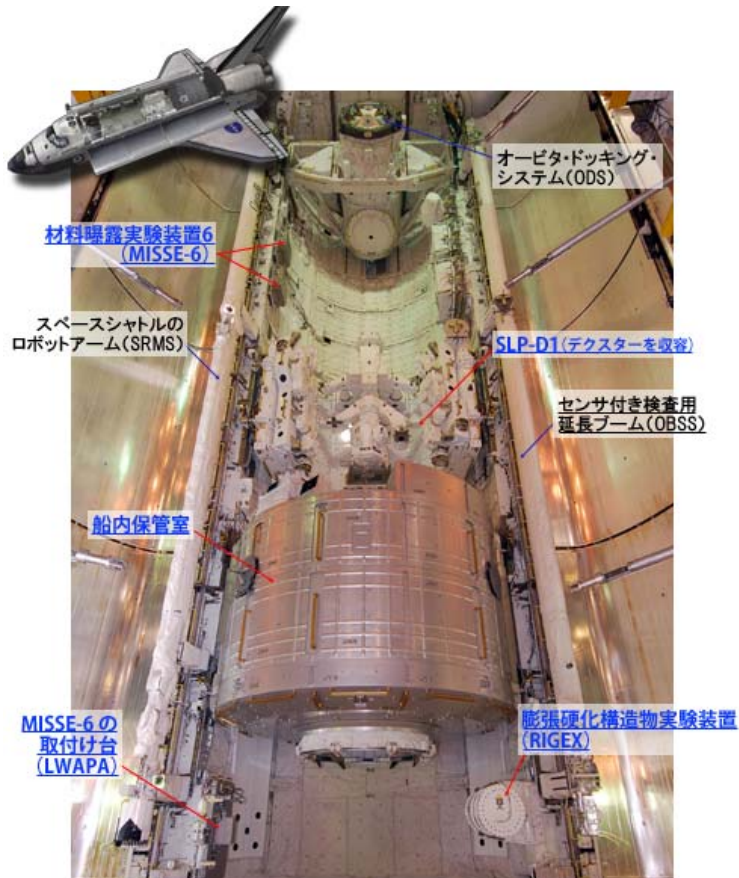


図 5.2.1-2 1J/A フライト打上げ時のスペースシャトルの貨物室の搭載状況

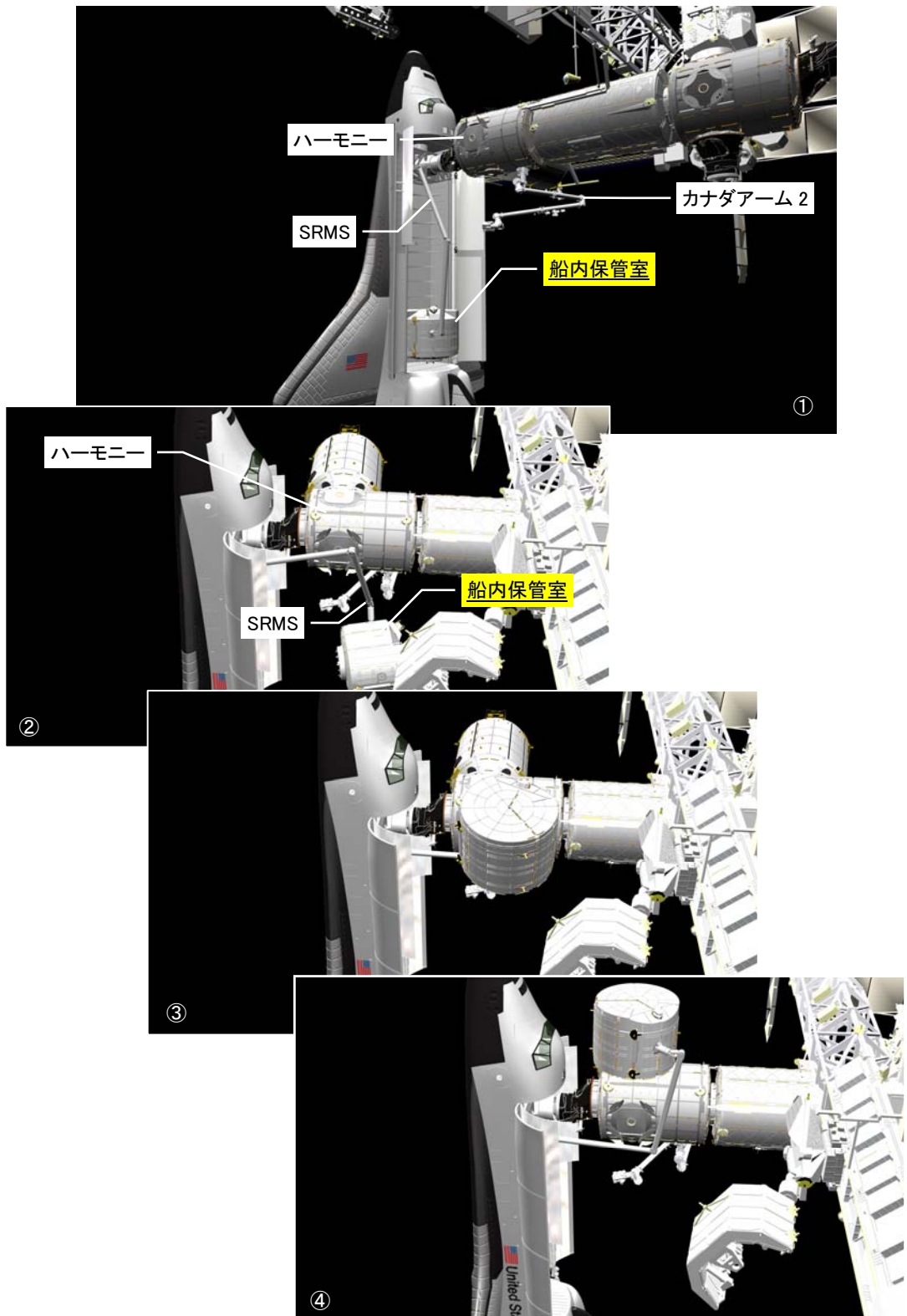


図 5.2.1-3 船内保管室のISSへの取付け手順

5.2.2 1Jフライト

1Jフライトでは、船内実験室とロボットアームがISSに打ち上げられます。1Jフライト終了後のISSの外観予想図を図 5.2.2-1に、打上げ時のスペースシャトルの貨物室(ペイロードベイ)内の搭載状況を図 5.2.2-2に示します。ロボットアームは、船内実験室に取り付けられた状態で打ち上げられます。

スペースシャトルがISSにドッキングした後、以下の流れで船内実験室がISSに取り付けられます。船内実験室のISSへの取付け手順を図 5.2.2-3に、船内保管室の移動手順を図 5.2.2-4に示します。

1. スペースシャトルがISSにドッキング。
2. カナダアーム 2 によって貨物室(ペイロードベイ)から船内実験室が取り出される。(図 5.2.2-3①、②)
3. 船内実験室がハーモニーの左舷側のCBMに取り付けられる。(図 5.2.2-3③、④)
4. CBM の連結部が加圧され、搭乗員がケーブルや配管類を接続。
5. 電源が投入され、船内実験室のシステム 2 系統のうち、ひとつ(B 系システム)を起動・検証。
6. 空調機能と換気機能が開始され、搭乗員が船内実験室に入ることができるようになる。
7. 船内保管室に搭載して 1J/A フライトで打ち上げたシステムラック 3 台とロボットアーム操作卓を、ハーモニーを経由して船内実験室に移設。
8. 船内実験室の A 系システムを起動・検証。
9. ロボットアーム操作卓の起動とロボットアームの展開。
10. 船内保管室に搭載して 1J/A フライトで打ち上げた他のラックを、ハーモニーを経由して船内実験室に移設。
11. 船内保管室のハッチを閉めた後、カナダアーム 2 によって船内保管室をハーモニーから船内実験室の取付け部に移設し、結合。(図 5.2.2-4①～④)
12. 船内保管室を再度起動し、搭乗員が入室可能な状態にする。

(注)上記手順は、2007 年 3 月現在予定しているもので、今後の NASA との調整によっては順番が変更されることがあります。

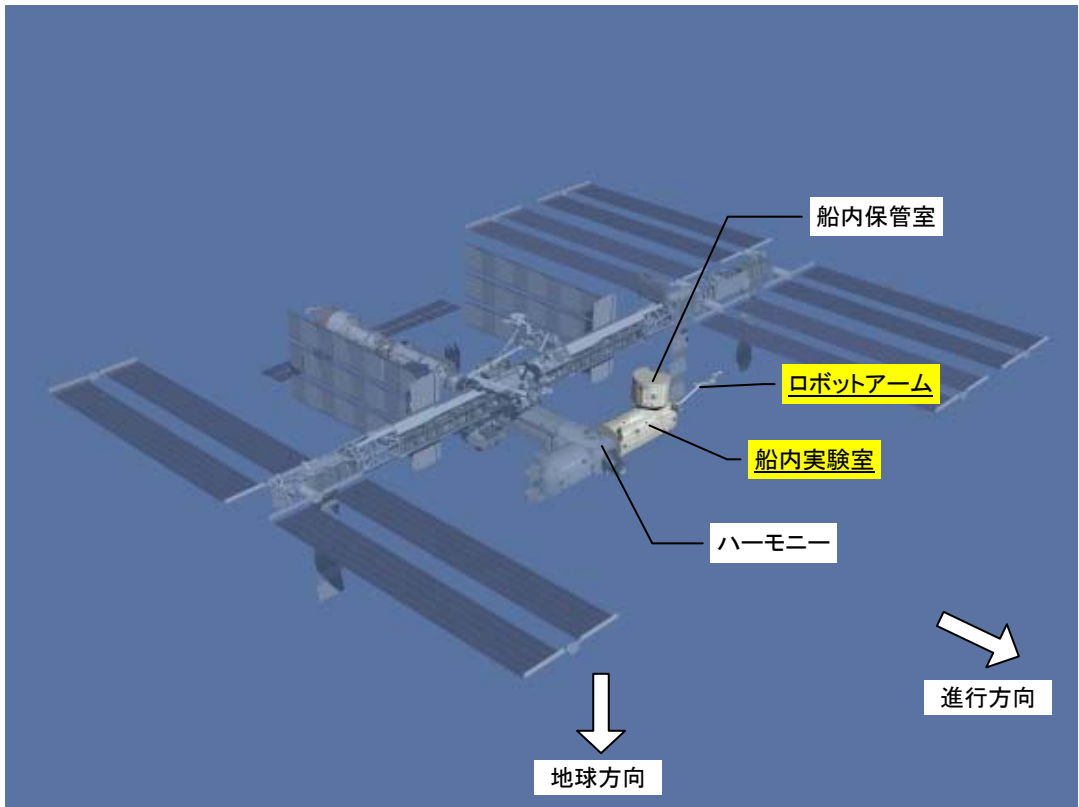


図 5.2.2-1 1Jフライト終了後のISSの外観予想図(提供:NASA)

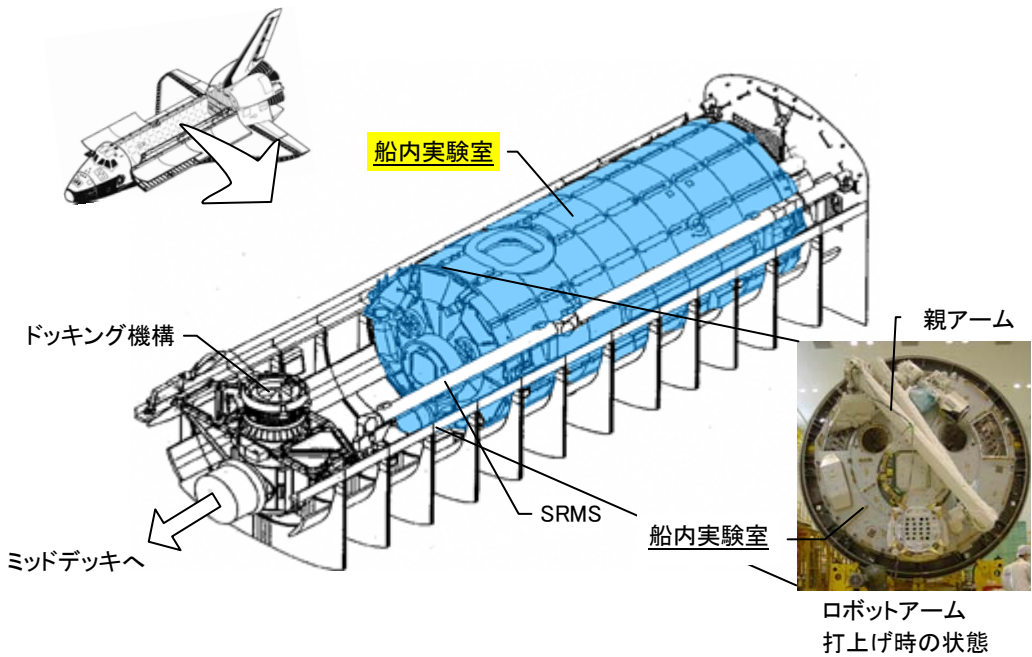


図 5.2.2-2 1Jフライト打上げ時のスペースシャトルの貨物室の搭載状況(イメージ)



図 5.2.2-3 船内実験室のISSへの取付け手順

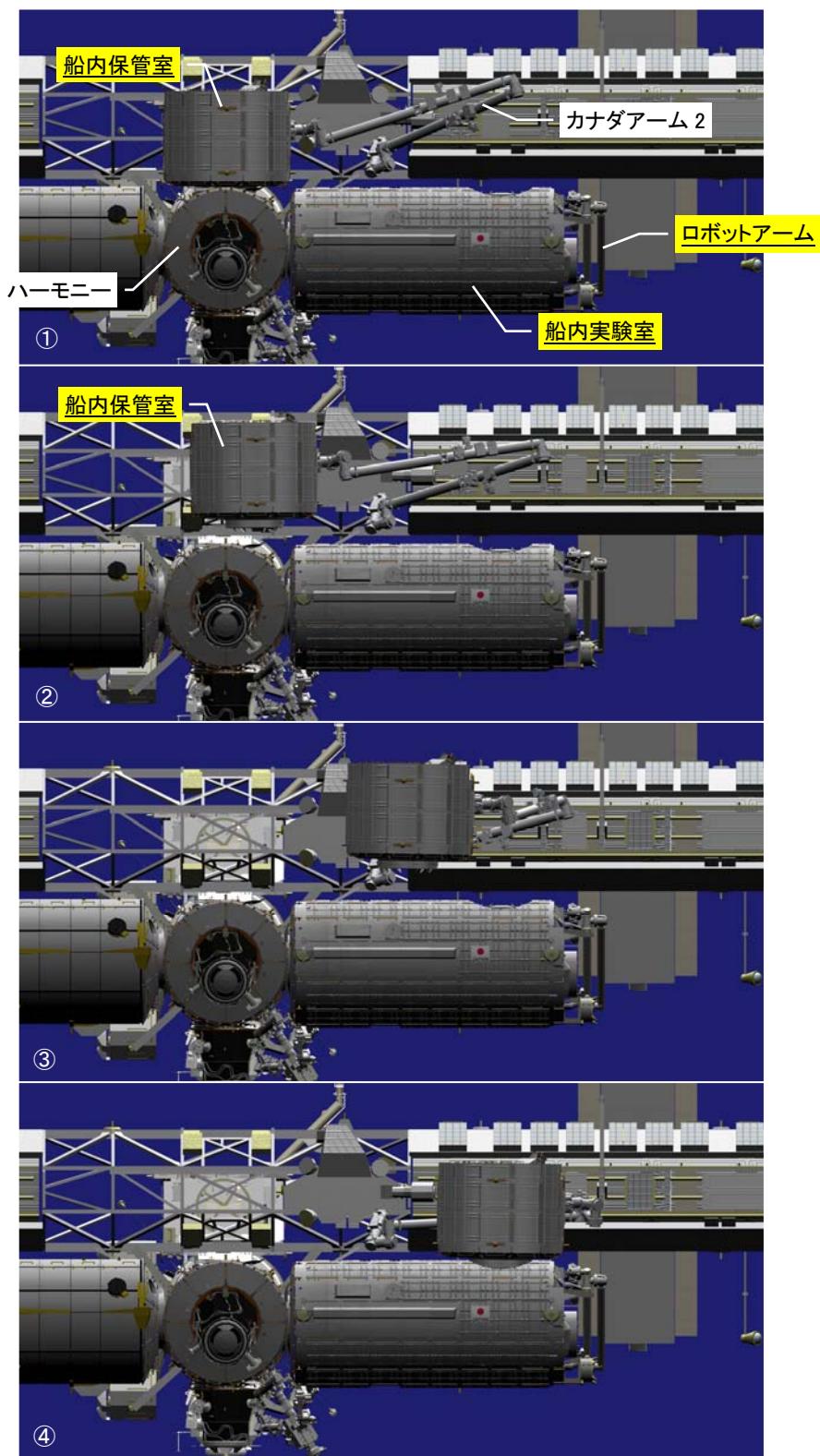


図 5.2.2-4 船内保管室の移動手順(スペースシャトルは描画していません)

5.2.3 2J/Aフライト

2J/Aフライトでは、船外実験プラットフォーム、船外パレットがISSに打ち上げられます。2J/Aフライト終了後のISSの外観予想図を図 5.2.3-1に、打上げ時のスペースシャトルの貨物室(ペイロードベイ)内の搭載状況を図 5.2.3-2に示します。

スペースシャトルがISSにドッキングした後、以下の流れで船外実験プラットフォームと船外パレットがISSに取り付けられます。船外実験プラットフォーム、船外パレットのISSへの取付け手順を図 5.2.3-3に示します。

1. スペースシャトルがISSにドッキング。
2. カナダアーム 2 によって貨物室(ペイロードベイ)から船外実験プラットフォームが取り出される。(図 5.2.3-3①、②)
3. 船外実験プラットフォームが船内実験室の左舷側にある船外実験プラットフォーム結合機構に取り付けられる。(図 5.2.3-3③、④)
4. 電源が投入され、船外実験プラットフォームを起動・検証。
5. SRMSによって貨物室(ペイロードベイ)から船外パレットが取り出される。(図 5.2.3-3⑤)
6. SRMSからカナダアーム 2 へ船外パレットを受け渡し。(図 5.2.3-3⑥)
7. カナダアーム 2 により船外パレットを船外実験プラットフォームへ取り付ける。(図 5.2.3-3⑦、⑧)
8. 電源が投入され、船外パレットを起動・検証。
9. 「きぼう」のロボットアームによって、船外パレットに搭載して打ち上げられたペイロードを船外実験プラットフォームに移設。

(注)上記手順は、2007年3月現在予定しているもので、今後のNASAとの調整によっては順番が変更されることがあります。

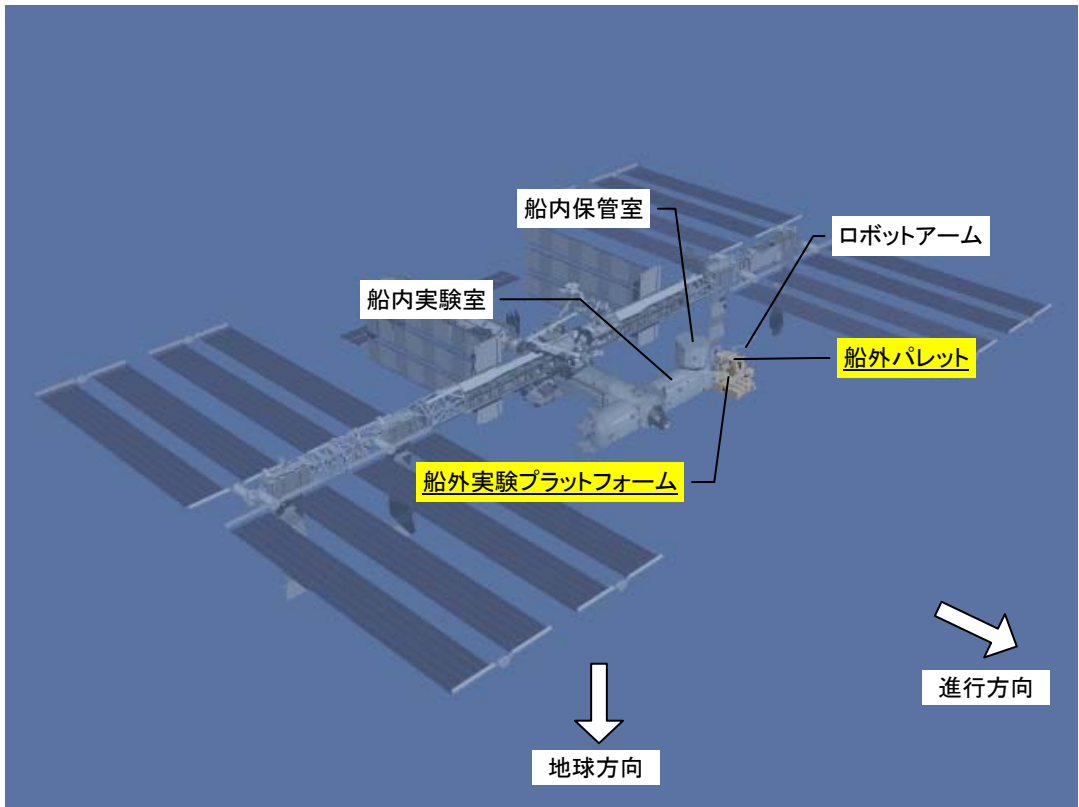


図 5.2.3-1 2J/A フライト終了後の ISS の外観予想図(提供: NASA)

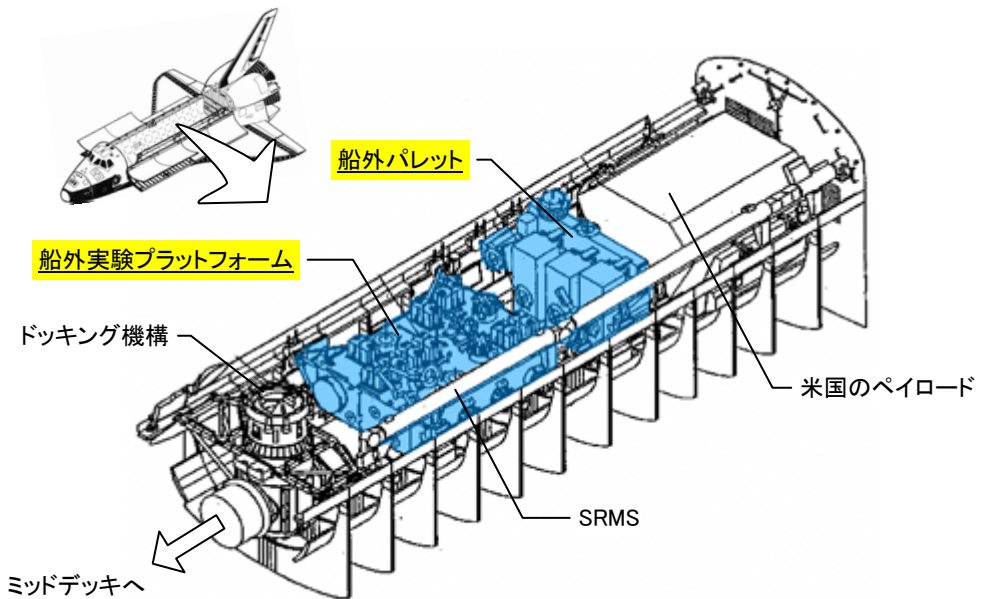


図 5.2.3-2 2J/A フライト打上げ時のスペースシャトルの貨物室の搭載状況(イメージ)

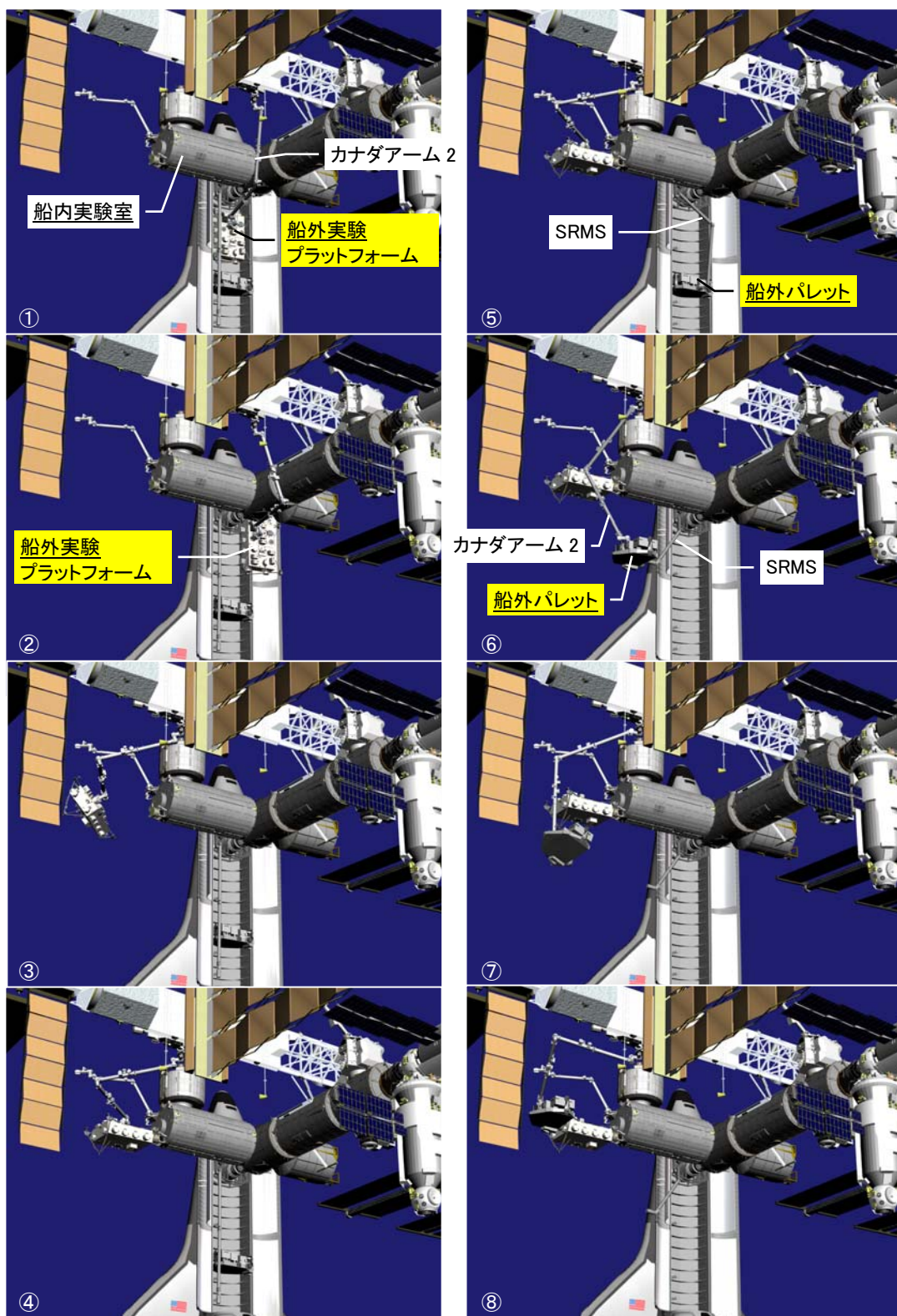


図 5.2.3-3 船外実験プラットフォーム、船外パレットのISSへの取付け手順

5.3 「きぼう」の運用管制

「きぼう」の宇宙での組立てが完了すると、いよいよ宇宙空間での本格的な日本の宇宙実験の開始となります。

ISS全体の運用管制を担当するNASAジョンソン宇宙センター(Johnson Space Center: JSC)の宇宙ステーション管制センター(Space Station Control Center: SSCC)と協力し、「きぼう」のシステムおよび実験の運用を筑波宇宙センター(TKSC)に設置された宇宙ステーション総合推進センター(Space Station Integration and Promotion Center: SSIPC)の宇宙ステーション運用棟で行います。SSIPCを構成する地上施設の概要を図 5.3-1に示します。

宇宙ステーション運用棟には、軌道上の「きぼう」システムの監視制御、「きぼう」で行う日本の実験の運用、計画の実施、射場作業の支援などを行う機能を持つ「きぼう」の運用システムがあります。

「きぼう」の運用システムは、運用利用計画立案システムをはじめ、運用管制システム、搭乗員運用訓練システム、運用技術支援システム、保全補給運用管理システム、そしてNASAの管制センターなどと結ぶ運用ネットワークシステムなどから構成されています。

このうち、「きぼう」の運用に必要な「きぼう」運用管制システム(Operations Control System: OCS)の機能概要について、図 5.3-2に示します。

5. 「きぼう」の運用

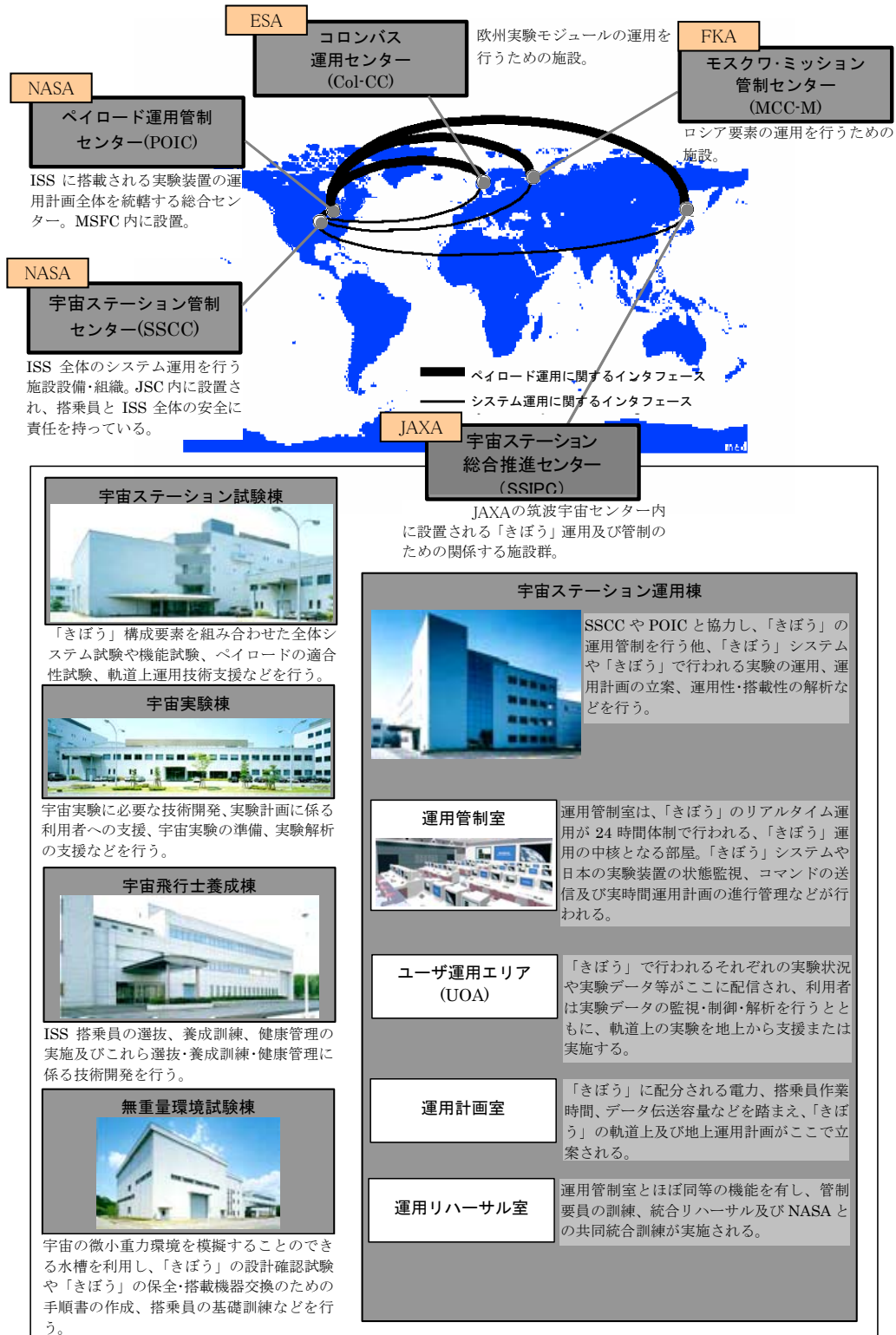


図 5.3-1 SSIPC の地上施設の概要

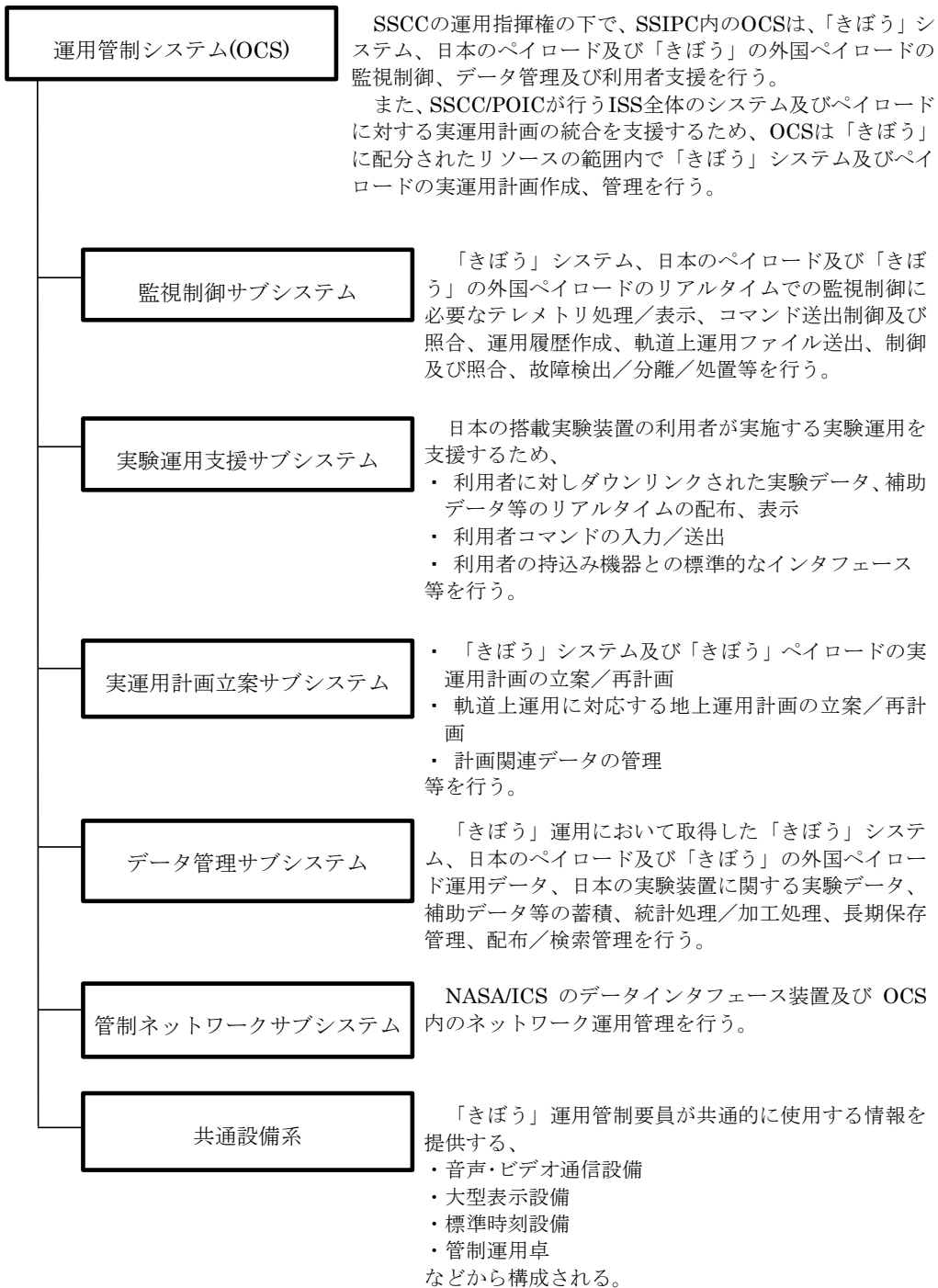


図 5.3-2 「きぼう」運用管制システムの機能概要

5.3.1 軌道上インタフェース

「きぼう」と地上間のデータ伝送の方法として、NASA リンクと JAXA リンクの 2 つの通信リンクがあります。通常は NASA リンクを使用して「きぼう」の運用が行われます。

(1) NASAリンク

NASA 地上送受信局(ホワイトサンズ)から NASA 追跡データ中継衛星(Tracking and Data Relay Satellite: TDRS)を経由し、ISS を通じて「きぼう」との通信を行います。2 つの帯域があり、送受信されるデータが異なります。

(a) Sバンド

コマンド(「きぼう」に送信する電源オン/オフ等の命令)、テレメトリ(「きぼう」からの機器状態データ)、音声の送受信が行われます。

(b) Kuバンド

ISS および「きぼう」で取得された大容量の実験データ、ビデオが地上へ送信されます。

(2) JAXAリンク

筑波宇宙センター(TKSC)から JAXA データ中継技術衛星(DRTS)を経由して「きぼう」に搭載された衛星間通信システム(ICS)を通じて「きぼう」と通信を行います。Ka バンドを利用し、送受信するデータは NASA リンクとほぼ同じ、コマンド、テレメトリ、音声、ビデオ、実験データ、実験ビデオです。

なお、JAXA リンクは“ICS リンク”という名称でも使われます。

5.3.2 地上間インタフェース

JAXA-NASA 間の地上間インタフェースとして、以下の 2 種類があり、それぞれ国際専用回線で接続されています。

(1) 筑波-NASAジョンソン宇宙センター

筑波宇宙センター(TKSC)と JSC 内のミッション管制センター(Mission Control Center: MCC)間を結ぶ回線で、コマンド(「きぼう」に送信する電源オン/オフ等の命令)、テレメトリ

(「きぼう」からの機器状態データ)、音声、ビデオの送受信が行われます。

(2) 筑波－NASAマーシャル宇宙飛行センター

NASA マーシャル宇宙飛行センター(Marshall Space Flight Center: MSFC)に設置されているハンツビル運用支援センター(Huntsville Operations Support Center: HOSC)を經由して、「きぼう」からの実験データが筑波宇宙センター(TKSC)へ送信されます。

「きぼう」運用における軌道－地上間および地上間のインタフェース概念図を図 5.3-3に示します。

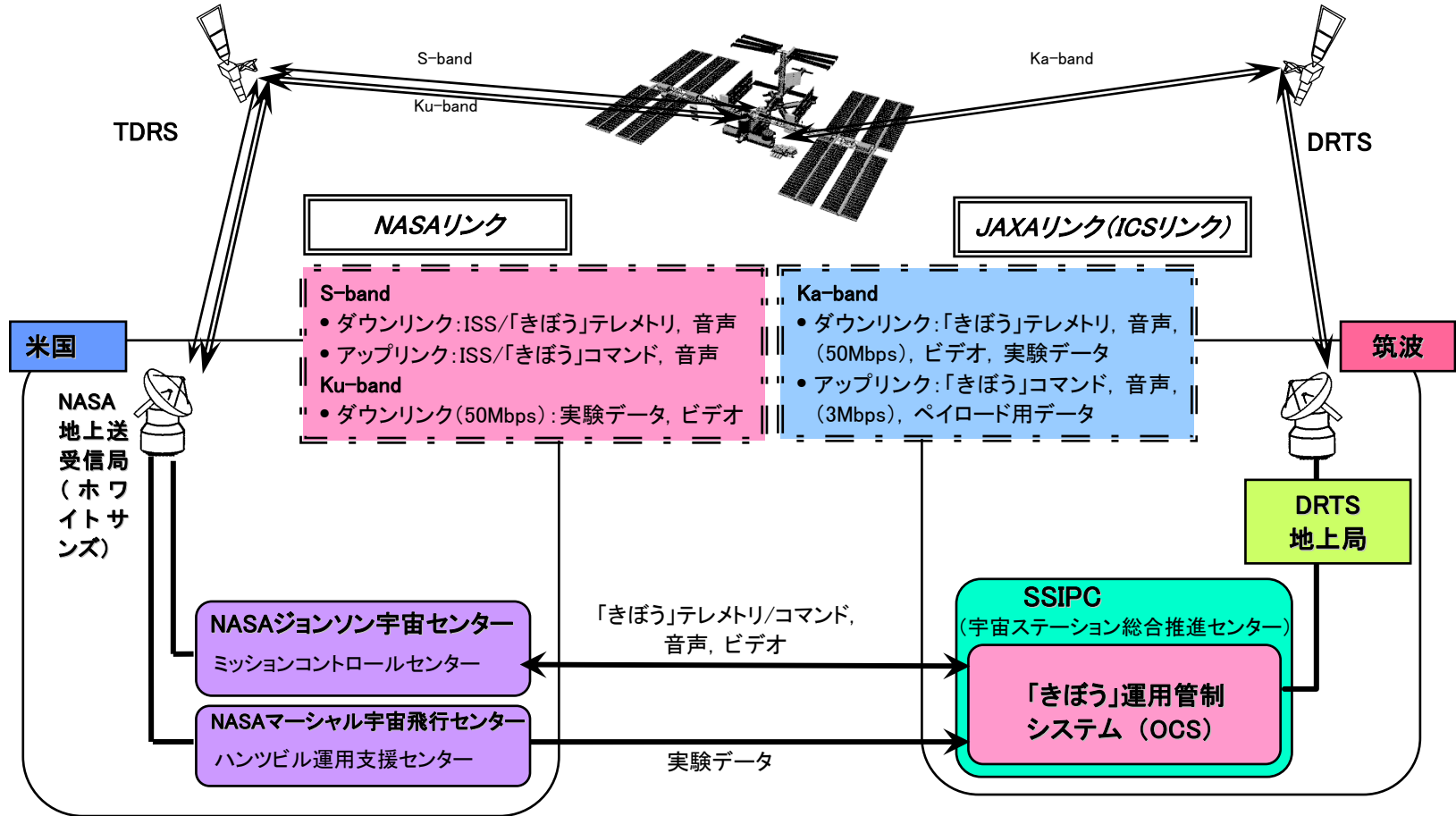


図 5.3-3 「きぼう」-地上間のインターフェース概念図

6. 「きぼう」の利用

6.1 概要

地上約 400km 上空に建設される国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)では、微小重力、宇宙放射線、広大な視野、高真空、豊富な太陽エネルギーなど、地上とは全く異なる宇宙という特殊な環境を利用して様々な実験が行われ、その成果は 21 世紀の産業や私達の暮らしを豊かにすることが期待されています。「きぼう」日本実験棟でも、船内実験室と船外実験プラットフォームを利用して様々な実験が行われる予定です。ここでは、宇宙環境利用の場としての「きぼう」の環境について解説するとともに、「きぼう」に搭載予定の実験装置および初期の利用計画を紹介します。

6.2 環境

6.2.1 微小重力環境

ISS などの地球を周回する飛翔体は、地球に対して自由落下を続けている状態にあり、このような状態では無重量に近い環境、微小重力環境を得ることができます。ISS では、大気抵抗や重力傾度、搭乗員の活動、太陽電池パドルなど回転物の動作など、様々な要因が重力環境に影響を与えますが、それでも地上とは桁違いに小さい $10^{-6} \sim 10^{-4}g$ ($1g$ は地表での重力加速度で $9.8m/秒^2$) の微小重力環境を長期間得ることができます。この環境を利用して、ISS や「きぼう」では、多くの宇宙環境利用実験や重力に対する生命の反応メカニズムの解明などが行われます。

6.2.2 軌道、姿勢

ISS の軌道と姿勢については、第 7 章をご覧ください。

6.2.3 視野

ISS からの視野は、船内実験室や回転する太陽電池パドルといった ISS の構造物により遮られます。そして、その遮られ方は見る位置によって異なります。

「きぼう」は ISS の中でも前方 (ISS の進行方向) 側に取り付けられているため、船外実験プラットフォームの前方 (ISS の進行方向) に取り付けられた船外実験装置からは、ISS の中でも比較的広い視野が得られます。図 6.2.3-1 に船外実験プラットフォームに取り付けられた船外実験装置からの視野解析結果を示します。

船外実験を行うミッションは、それぞれの実験装置からの視野を解析し、計画を立てる必要があります。

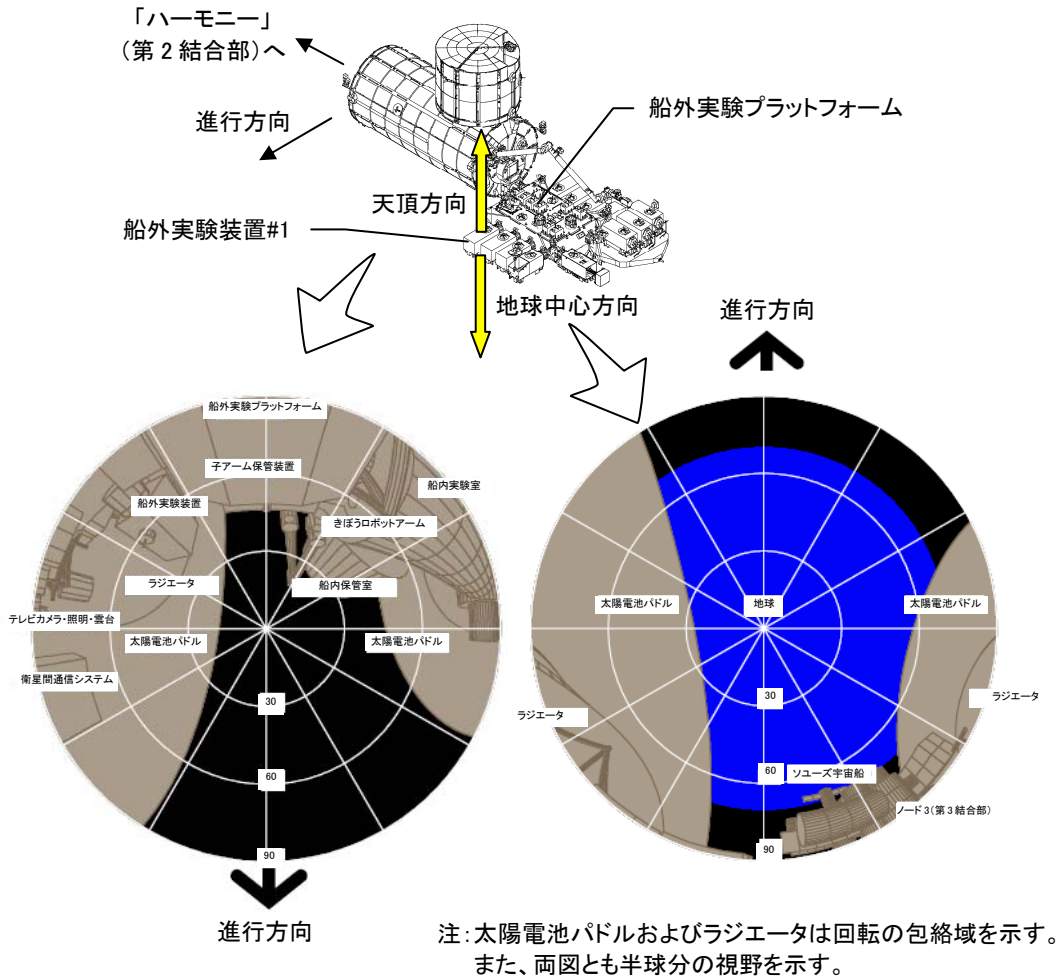


図 6.2.3-1 船外実験プラットフォームに取り付けられた船外実験装置#1(進行方向かつ最も船内実験室に近い装置)からの視野解析結果

6.2.4 周辺雰囲気

ISSの軌道高度(約400km)の真空度は 10^{-5} Pa程度です。この環境は、ISSにドッキングしたスペースシャトルやISS船内からの水廃棄などにより悪化する可能性があります。また、周辺の大気密度は、太陽活動および地磁気活動により変動します。

ISSの軌道高度には、酸素分子が紫外線により解離し生成された原子状酸素が多く存在します。原子状酸素は、材料の表面を酸化、浸食、汚染する成分としてよく知られています。

また、「きぼう」周辺は、水廃棄以外にも、ISSからのアウトガス(有機材料などから放出されるガス)、スペースシャトルなど往還機のスラスタなど数々の汚染源があり、特に船外実験プラットフォームを利用する際には、これらについて十分な配慮が必要となります。

6.2.5 宇宙放射線

ISS の周辺は、地球磁場に補足された荷電粒子である放射線帯粒子、太陽活動により発生する太陽フレア粒子、太陽系外から到来する銀河宇宙線等の宇宙放射線が飛び交う環境です。これらの宇宙放射線は、ISS 構造物や大気成分と衝突して2次放射線を発生し、ISS の周辺および船内は、これらの複合環境となります。宇宙放射線は、シングルイベントと呼ばれる装置等の誤動作や劣化を引き起こすほか、宇宙飛行士の健康にも影響を与えるため、放射線環境の観測、把握が行われています。

6.2.6 熱環境

ISS や「きぼう」の熱環境は、太陽光の直接入射、地球からの反射(アルベド)、地球からの赤外放射、宇宙背景放射を複合した環境となります。温度は陰になる場所と日の当たる場所で-150~+120°Cと大きく異なり、また、太陽と ISS 軌道面との位置関係によっても熱環境は変動します。

「きぼう」を構成する要素はもちろんのこと、船外実験プラットフォームに設置する船外実験装置を開発する際には、周辺構造物の遮蔽や反射等も考慮に入れて、厳しい熱環境に耐えることができるかどうか確認する必要があります。

6.2.7 微小隕石、宇宙デブリ

宇宙空間には、彗星や小惑星等が起源と考えられている微小隕石や、人工衛星の爆発、ロケットの固体燃料噴射等を起源とする宇宙デブリ(宇宙ゴミ)が飛翔しており、ISS や「きぼう」に衝突する可能性があります。高度 2,000km 以下では、10cm を越える大きさのスペースデブリが 10,000 個以上あることが確認されており、衝突する可能性が確認されるとISS の軌道を変更しこれを回避します。また、「きぼう」の船内実験室、船外保管室の外壁の周りには、宇宙デブリの衝突から構造体を保護するため、デブリ・バンパが設置されています。また、もし衝突により穴が空いたとしても破裂しないように設計されており、他の構成要素に避難し、ハッチを閉じることで人体への被害を避けることにしています。

6.3 実験装置

6.3.1 船内実験装置

(1) 細胞培養装置(CBEF)

細胞培養装置(Cell Biology Experiment Facility: CBEF)は、動物、植物、微生物の細胞、組織、小型の固体等を用いて宇宙環境での生命の基本現象を研究するために、温度、湿度、二酸化炭素(CO₂)濃度が制御可能な培養環境を提供するとともに、回転テーブルにより人工重力環境を作り出すことで、「きぼう」内部で、微小重力、加重力両条件による対象実験を可能とした装置です。

実験に供する培養容器は、キャニスタと呼ばれるケースに収納した状態で本装置に装着されます。キャニスタには装置内部のユーティリティコネクタを介して、電源、コマンド入力、センサ出力、ビデオ出力等のインターフェースが提供され、効率的な実験環境を実現します。また、このキャニスタをクリーンベンチ内に持ち込むことにより、キャニスタ内部の試料を宇宙飛行士が直接取り扱うことも可能です。

図 6.3.1-1にCBEFの概観、表 6.3.1-1に CBEFの基本仕様を示します。

なお、CBEFは6.3.1項(2)に示すクリーンベンチ(Clean Bench: CB)とともにSAIBOラックと呼ばれる実験ラックに搭載され、船内実験室の図 6.3.1-2に示す位置で運用されます。

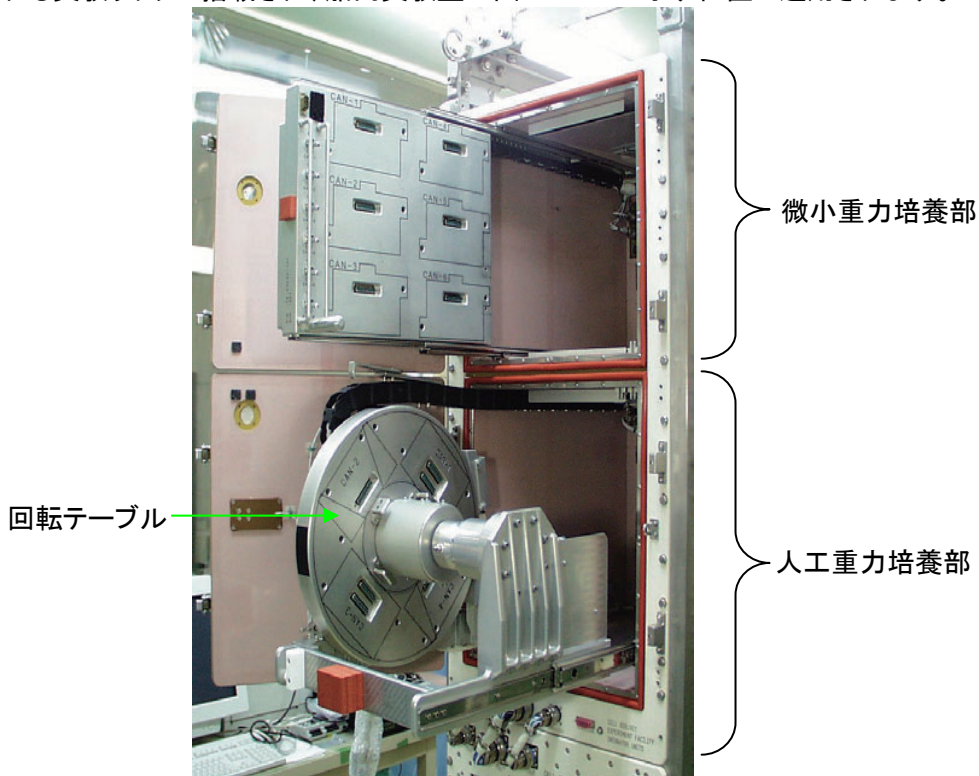


図 6.3.1-1 CBEF の概観

表 6.3.1-1 CBEF の基本仕様

項目	仕様
温度設定	15～40℃
湿度設定	最大 80±10%RH
CO ₂ 濃度設定	0～10% Vol(0.1%刻み)
重力値設定	0.05～2G(回転中心から 112.5mm の点)
ユーティリティ	電源 : DC+5V、+12V、±15V センサ出力 : 0～5V コマンド : 1bit ビデオ出力



図 6.3.1-2 SAIBO ラック搭載位置

(2) クリーンベンチ(CB)

クリーンベンチ(Clean Bench: CB)は、「きぼう」内部でライフサイエンス／バイオテクノロジーの実験を実施するために、無菌操作が可能な閉鎖された作業空間を提供します。CB は、この作業空間(作業チャンバー)に実験試料、器材(培養容器など)を出し入れする際の微生物汚染を防止するために作業チャンバーと隔離された前室を持っているほか、作業チャンバー内でも、紫外線殺菌灯による殺菌、微生物・微粒子除去(High Efficiency Particulate Air Filter: HEPA)フィルタによる微粒子除去が行えるようになっています。作業チャンバー全面は内部がよく見えるよう透明素材で作られており、宇宙飛行士は内部を直接目で見ながら、無菌環境下で実験操作を行うことができます。また、CB には実験支援のための位相差／蛍光顕微鏡、およびモニタカメラが内蔵されています。

図 6.3.1-3に CBの概観、表 6.3.1-2に CBの基本仕様を示します。

なお、CBは船内実験室においてCBEFと同様SAIBOラックに搭載され、図 6.3.1-2に示す位置で運用されます。

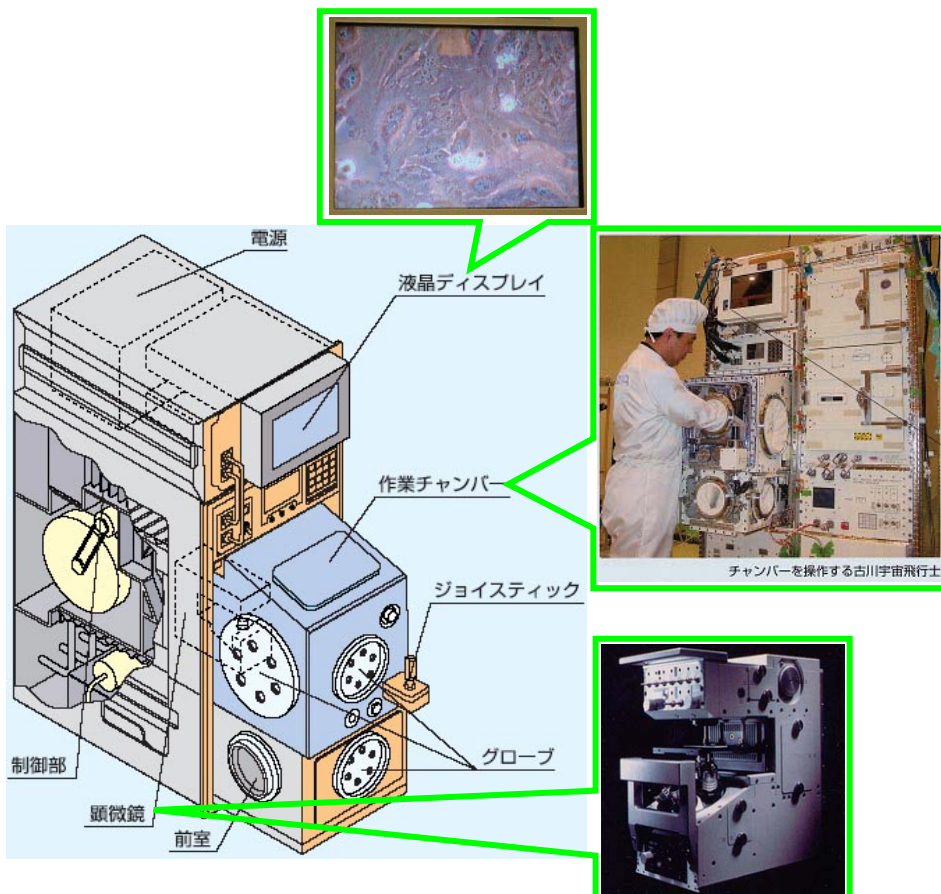


図 6.3.1-3 CBの概観

表 6.3.1-2 CB の基本仕様

項目	仕様
体積	作業チャンバー : 約 52L 前室 : 約 14L
環境制御	清浄方法 : HEPA フィルタによる微粒子除去 殺菌方法 : UV 照射 温度制御 : 20~38℃
内蔵装置	倒立位相差・蛍光顕微鏡(倍率:4、10、20、40 倍)
ユーティリティ	電源 : DC+5V、+12V、±15V ビデオ出力

(3) 流体物理実験装置(FPEF)

流体物理実験装置(Fluid Physics Experiment Facility: FPEF)は、常温に近い温度環境下で流体物理実験を行うための実験装置です。宇宙という微小重力環境では熱対流の影響が少なくなるため、マランゴニ対流(表面張力の差に起因して生じる対流)が顕著となります。本装置は半導体単結晶育成実験などに影響を及ぼすマランゴニ対流を宇宙で観察することを主要な目的としています。マランゴニ対流を研究することで、例えば工業生産において障害になる対流を制御したり、マランゴニ対流を利用して液体中から気泡を除去するなどへの応用が考えられます。

流体物理実験装置は標準的な機能として、2次元、3次元の流速分布計測、表面温度測定、超音波による速度プロファイルの測定および表面流速観察等のその場観察機能を持っています。現在、液柱(基本仕様参照)を用いてマランゴニ対流を研究するための実験が計画されており、各種の目的に応じたタイプの実験部を開発中です。図 6.3.1-4にFPEFの概観、表 6.3.1-3にFPEFの基本仕様を示します。

なお、FPEFは6.3.1項(4)に示す溶液・蛋白質結晶成長実験装置(Solution/Protein Crystal Growth Facility: SPCF)とともにRYUTAIラックと呼ばれる実験ラックに搭載され、船内実験室の図 6.3.1-6 に示す位置で運用されます。

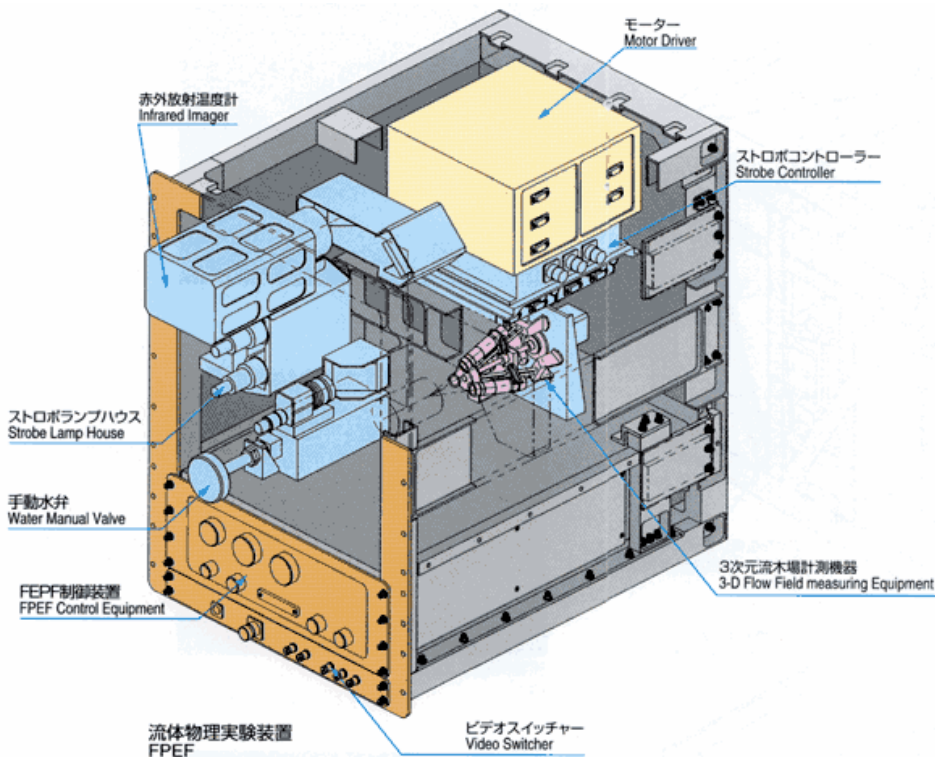


図 6.3.1-4 FPEF の概観

表 6.3.1-3 FPEF の基本仕様

項目	仕様
液柱形成	試料 : シリコンオイル 直径 : $\phi 30\text{mm}$, $\phi 50\text{mm}$ 長さ : 最大 65mm
温度制御	加熱ディスク : 最高温度 90°C 冷却ディスク : 最低温度 5°C
3次元流速計測	CCD カメラ(画素数:768 (H) X 494 (V))
全体観察	CCD カメラ(画素数:768 (H) X 494 (V))
表面温度分布計測	赤外放射温度計 (検出波長域:8~14 μm 、計測温度範囲:0~100°C)
表面流速計測	レーザ照射(2点照射)
ユーティリティ	電源 : 12 \pm 2V, 4A 最大, 1ch 24 \pm 2V, 3.5A 最大, 3ch \pm 15V \pm 0.5V, 0.8A 最大/ch, 1ch 汎用アナログ入力 : 0~10V, 8ch 汎用デジタル入力 : 8ch 汎用デジタル出力 : 8ch ガス供給 : Ar ガス



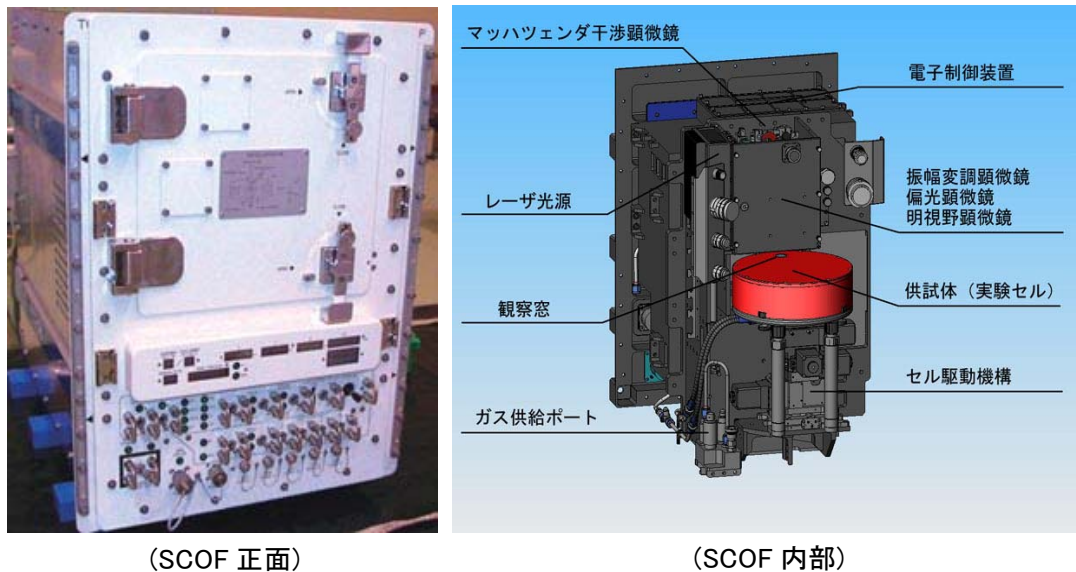
図 6.3.1-5 RYUTAI ラック搭載位置

(4) 溶液・蛋白質結晶成長実験装置 (SPCF)

溶液・蛋白質結晶成長実験装置 (Solution/Protein Crystal Growth Facility: SPCF) は、宇宙において種々の溶液や蛋白質等の結晶成長に関する基礎研究を行うための装置です。溶液・蛋白質結晶成長実験装置は溶液結晶化観察装置 (Solution Crystallization Observation Facility: SCOF) と蛋白質結晶生成装置 (Protein Crystallization Research Facility: PCRF) の2つの部分から構成されています。SCOFは、溶液の結晶を成長させるためのセルカートリッジを搭載し、温度・圧力を制御することで結晶を成長させ、同時にその場観察を行うことが可能です。結晶化観察、結晶表面観察、液相中の温度・濃度分布測定や粒径分布測定を実現するために、マッハツェンダ型2波長干渉顕微鏡、および動的光散乱装置を備えています。一方PCRFは、地上での構造解析を行うことを目的として、大きくかつ高品質の蛋白質結晶を生成するための装置です。

上記2装置は互いに独立した装置として別々に使用することが可能です。図 6.3.1-6にSCOFの概観を、図 6.3.1-7にPCRFの概観を示します。表 6.3.1-4にSCOFの基本仕様を、表 6.3.1-5にPCRFの基本仕様を示します。

なお、SPCFは船内実験室においてFPEFと同様RYUTAIラックに搭載され、図 6.3.1-6に示す位置で運用されます。



(SCOF 正面)

(SCOF 内部)

図 6.3.1-6 SCOF の概観

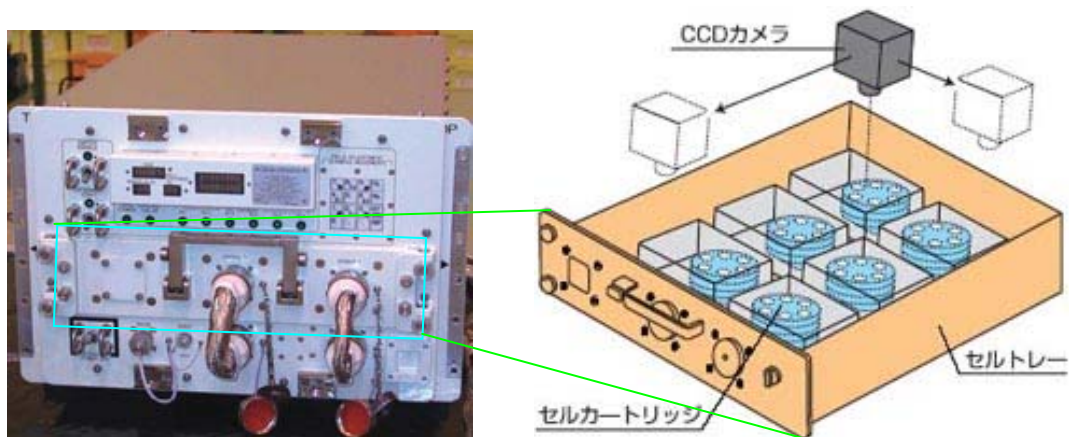


図 6.3.1-7 PCRF の概観

表 6.3.1-4 SCOF の基本仕様

項目	仕様
マツハツエンダ干渉顕微鏡	倍率 : 2倍、4倍 光源 : LD および LD 励起固体レーザー ($\lambda = 532\text{nm}, 780\text{nm}$) 位相分解能 : 0.2 波長以上
振幅変調顕微鏡	倍率 : 2倍、4倍 光源 : LED ($\lambda = 660\text{nm}$) 位相分解能 : 0.2 波長以上
ユーザインタフェース	加熱・冷却 : ペルチェ素子 サーミスタ : サーミスタ(標準/高精度計測)、熱電対(K, J型)
オプション機器	動的光散乱装置、遅延蛍光測定装置、反射スペクトル装置、吸光光度計、小型マイケルソン干渉顕微鏡

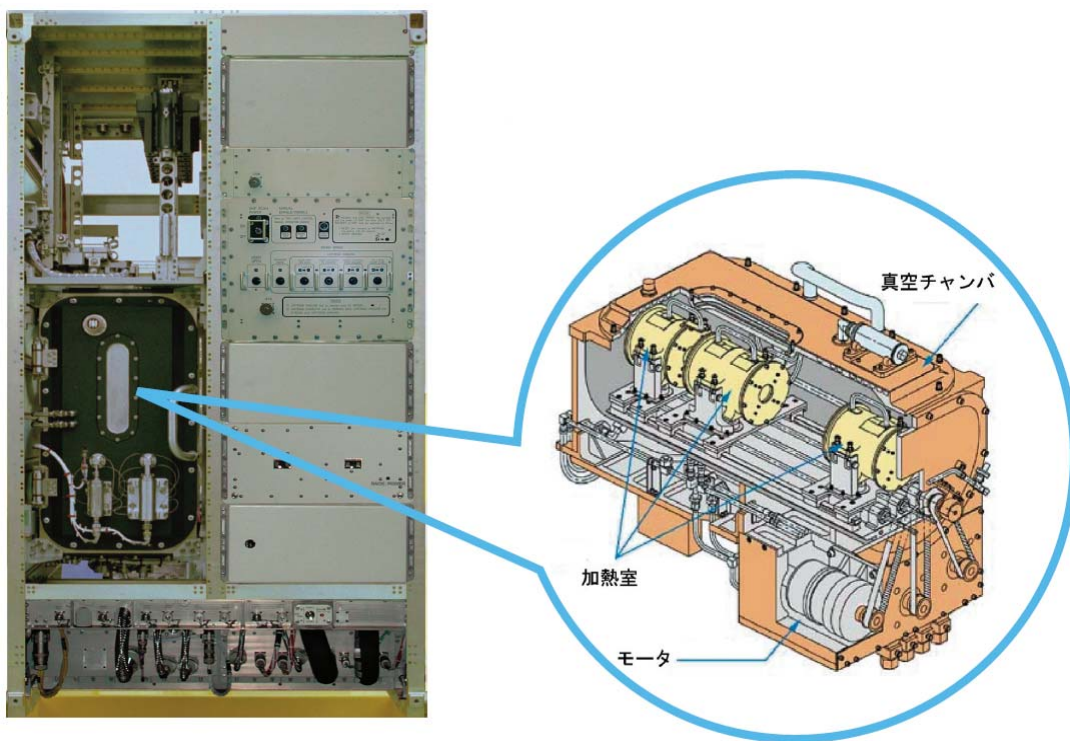
表 6.3.1-5 PCRF の基本仕様

項目	仕様
セルカートリッジ	搭載数 : 6 個 温度制御 : 0~35°C(個々のセルカートリッジを独立制御) 結晶化方法 : 蒸気拡散法、バッチ法、膜介在式液々拡散法、液々拡散法
観察系	カメラ : 1/2 CCD カメラ 光源 : LED 分解能 : 40 μm 以上

(5) 温度勾配炉 (GHF)

温度勾配炉 (Gradient Heating Furnace: GHF) は、半導体材料の結晶成長や気相成長実験のための多目的電気炉であり、試料の加熱・冷却を行う炉体部、実験制御と「きぼう」本体との通信等のインタフェースを受け持つ制御装置および最大 15 本の試料を自動で交換可能な試料自動交換機構とその制御装置から構成されます。炉体部にある 3 つの加熱室はそれぞれ独立に制御・駆動することが可能であり、実験要求に応じた様々な温度プロファイルを提供することができ、これにより実験試料の溶融・一方向凝固などの実験を行います。図 6.3.1-8 に GHF 炉体部の概観を、表 6.3.1-6 に GHF の基本仕様を示します。

なお、GHF は KOBAIRO ラックと呼ばれる実験ラックに搭載され、船内実験室の図 6.3.1-9 に示す位置で運用に必要な電力、冷却水等のリソース供給を受けるとともに、外部とのデータ通信を行うことが可能です。



(KOBAIRO ラック中の GHF)

(GHF 炉体部)

図 6.3.1-8 GHF 炉体部の概観

表 6.3.1-6 GHF の基本仕様

項目	仕様
加熱温度範囲	500～1600℃
温度安定性	±0.2℃以内
温度勾配	150℃/cm 以上@1450℃
移動速度(加熱室)	0.1～200mm/hr
温度測定機能	通常 5 点(最大 10 点まで)

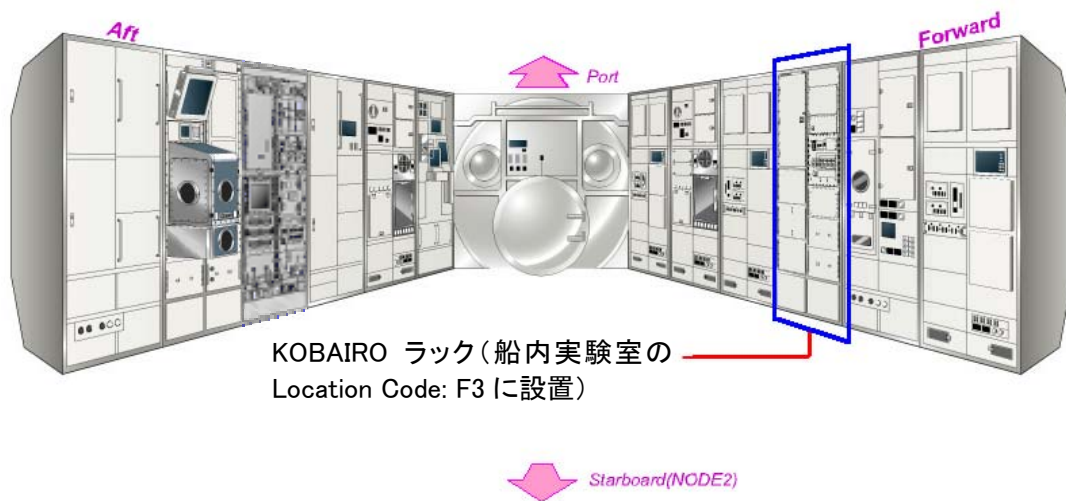


図 6.3.1-9 KOBALRO ラック搭載位置

6.3.2 船外実験装置

(1) 全天X線監視装置(MAXI)

全天 X 線監視装置 (Monitor of All-sky X-ray Image: MAXI) は、全天の X 線天体の観測を行います。全天で 1,000 個を超える X 線天体の 1 日から数ヶ月にわたる X 線の強度変化を、1 周回に 1 回の間隔で監視できます。

全天を観測する装置として、2 種類のスリットカメラを用います。1 つは、比例計数管を用いたガススリットカメラ (Gas Slit Camera: GSC) で、12 台のカウンターを搭載し、有効面積は $5,000\text{cm}^2$ です。もう 1 つはペルチェ冷却型の X 線 CCD を用いた X 線 CCD スリットカメラ (Solid-state Slit Camera: SSC) で、2 つのカメラで、有効面積は 200cm^2 です。これらの組み合わせにより、低エネルギーの X 線から高エネルギーの X 線まで広い波長領域で観測し、X 線によるカラー撮影を行うことができます。

MAXIの概観を図 6.3.2-1に、MAXI搭載スリットカメラの基本仕様を表 6.3.2-1に示します。

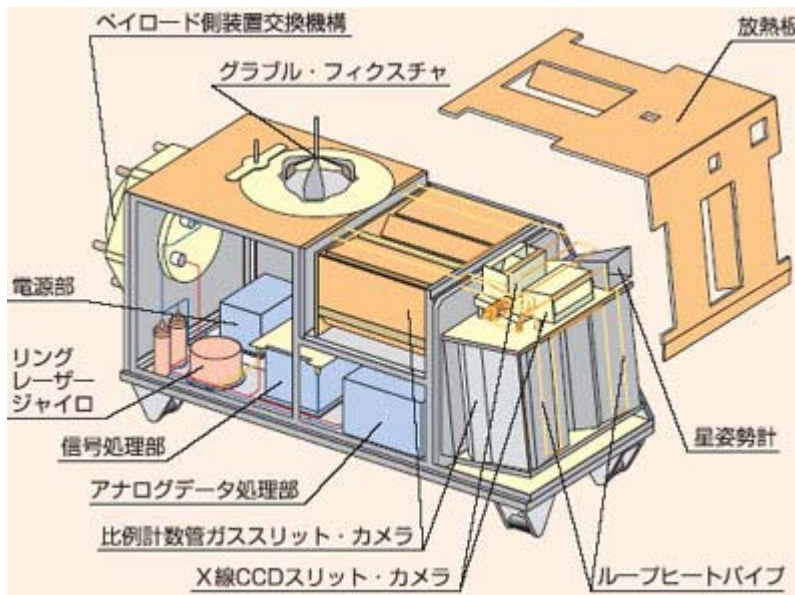


図 6.3.2-1 MAXI の概観

表 6.3.2-1 MAXI 搭載スリットカメラの基本仕様

項目	仕様
ガススリットカメラ(GSC)	
空のカバー率	視野:160度(長さ)×1.5度(半値幅)を2方向 瞬時に監視する領域:全天の2% 走査:全天の90~98%(1周回ごと)
撮像能力	点源像の広がり:1.5度(半値幅) 天体位置決定精度:6分角以内
検出エネルギー	2~30 keV の X 線光子
分解能	18 %(@5.9keV)
時間分解能	120 マイクロ秒(GPS 時刻系)
検出感度(5σレベル)	10 mCrab ¹ (1周回)、1 mCrab(1週間)
X線 CCD スリットカメラ(SSC)	
空のカバー率	視野:90度(長さ)×1.5度(半値幅)を2方向 瞬時に監視する領域:全天の1.3% 走査:全天の70%(1周回ごと)
撮像能力	点源像の広がり:1.5度(半値幅) 天体位置決定精度:6分角以内
検出エネルギー	0.5~10 keV の X 線光子
分解能	150eV(@5.9keV)
時間分解能	3秒~16秒(CCD撮像器の電荷読み出し方法による)
検出感度(5σレベル)	20 mCrab(1周回)、2 mCrab(1週間)

¹ mCrab: かに星雲の X 線強度の 1/1000 の単位

(2) 超伝導サブミリ波リム放射サウンダ (SMILES)

超伝導サブミリ波リム放射サウンダ (Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder: SMILES) は、オゾン層の微量分子の量を知るために、ISS から大気縁(リム)の方向にアンテナを向け大気中の微量分子が自ら放射しているサブミリ波の電波を観測する装置です。大気中の微量分子の分布と変化を高感度で測定し、全地球規模で明らかにします。

内蔵されたサブミリ波受信機は、超伝導センサと低雑音な増幅器で構成されています。この高感度の超伝導センサと 4K 級機械式冷凍機を、世界に先駆けて採用されているものです。

SMILESの概観を図 6.3.2-2に、SMILESおよび各センサ／計測装置の基本仕様を表 6.3.2-2に示します。

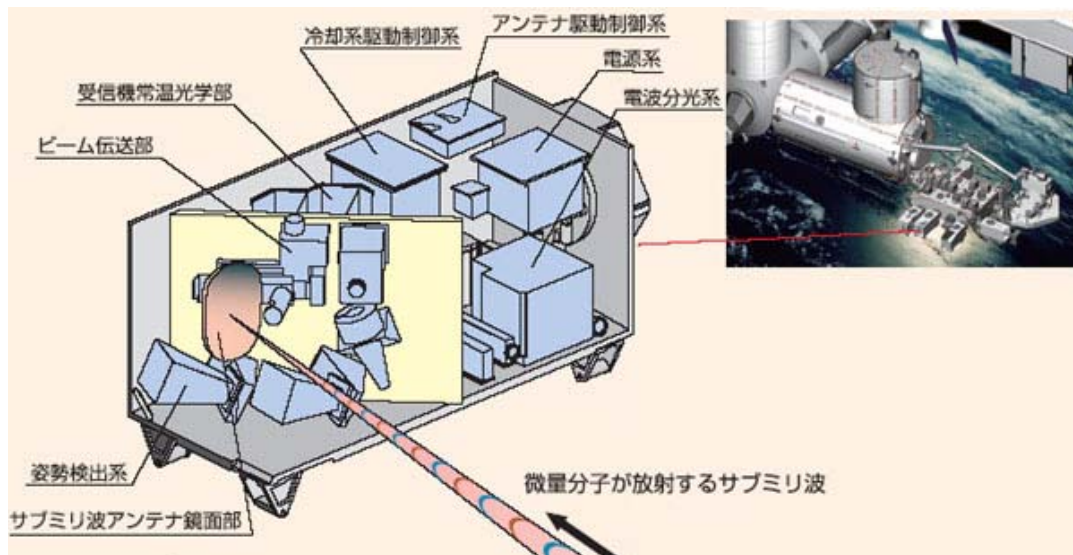


図 6.3.2-2 SMILES の概観

表 6.3.2-2 SMILES および各センサ／計測装置の基本仕様

項目		仕様
主要諸元	質量	500kg 以下
	電力	900W 以下(未定)
	観測帯域	640GHz帯
	観測対象	O ₃ 、HCL、ClO、HO ₂ 、H ₂ O ₂ 、HOCl、BrO、HNO ₃ 、SO ₂ 他
	観測緯度	北緯 65 度～南緯 38 度
	観測高度	10～60km
	観測感度	1K(rms)(1 回の走査)
各センサ／計測装置	サブミリ波アンテナ (Submillimeter-Antenna)	形式 : カセグレン式反射 大きさ : 400mm × 200mm 半電波強度ビーム幅 : 0.09deg(仰角方向) × 0.18deg(方位角方向)
	サブミリ波受信機 (Submillimeter-wave Receiver)	観測周波数(RF) : 624.32～626.32GHz(LSB) 648.32～650.32GHz(USB) LO 周波数 : 637.32GHz 中間周波数(IF) : 11.0～13.0GHz
	機械式 4K 冷凍機 (Mechanical 4-K Cooler)	ジュール・トムソン冷凍機 : 4.5K スターリング冷凍機(2 台) : 20K、100K
	電波分光計(2 台) (Acousto-optical Spectrometer: AOS)	帯域 : 1.2 GHz チャンネル : 1500/1 台 分解能 : 1.8MHz

(3) 宇宙環境計測ミッション装置 (SEDA-AP)

宇宙環境計測ミッション装置 (Space Environment Data Acquisition equipment - Attached Payload: SEDA-AP) は、ISS の周回軌道における宇宙環境 (中性子、プラズマ、重イオン、高エネルギー軽粒子、原子状酸素、ダスト) の定量的計測や、材料曝露実験、電子部品評価実験を行い宇宙環境が部品・材料に与える影響を調べる装置です。

SEDA-AP には、中性子モニタ (Neutron Monitor: NEM) やプラズマ計測装置 (Plasma Monitor: PLAM) などいくつかのセンサや計測装置が搭載されています。取得される宇宙環境データは、宇宙機器設計の基礎データとして利用されるほか、関連する科学研究やISSの運用、宇宙天気予報 (太陽活動の変化の予報) などにも利用される予定です。

中性子モニタ (センサ部) およびプラズマ計測装置 (センサ部) を搭載した伸展マストを 1m 以上伸展させて、各種センサ / 計測装置による観測実験を行います。軌道上での各種センサ / 計測装置による実験 (観測、データ取得) は、約 3 年間にわたり同時に連続して行います。

SEDA-AP の概観を図 6.3.2-3 に、SEDA-AP および各センサ / 計測装置の基本仕様を表 6.3.2-3 に示します。

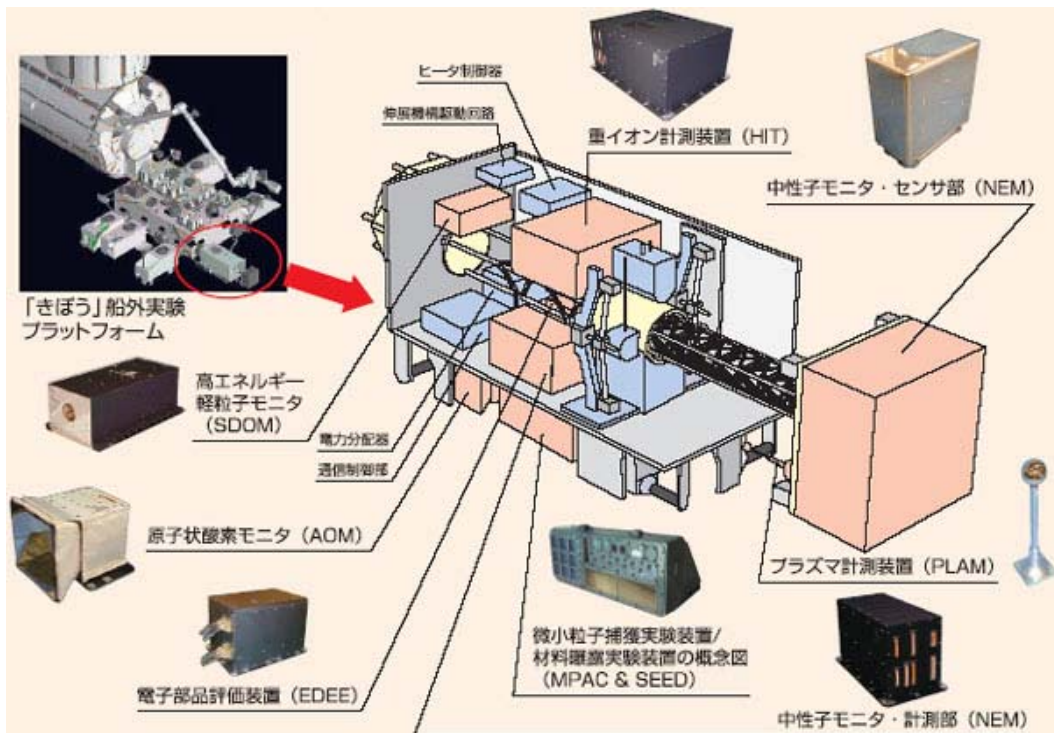


図 6.3.2-3 SEDA-AP の概観

表 6.3.2-3 SEDA-AP および各センサ／計測装置の基本仕様

項目		仕様
主要諸元	外形寸法	マスト収納時: 800(幅) × 1,000(高さ) × 1,850(長さ) mm マスト伸展時: 800(幅) × 1,000(高さ) × 2,853(長さ) mm
	重量	約 450 kg
	消費電力	約 220 W (通常運用時)
	伸展性能	NEM センサを先端に取り付けて、1m 以上伸展が可能
各センサ／計測装置	中性子モニタ (Neutron Monitor: NEM)	ボナー球型検出器(BBND) 計測エネルギー範囲: 0.025eV ~ 15MeV 最大計測粒子数: 1×10^4 count/sec シンチレーションファイバ型検出器(FIB) 計測エネルギー範囲: 15MeV ~ 100MeV 最大計測粒子数: 50event/sec
	重イオン計測装置 (Heavy Ion Telescope: HIT)	Li : 10~43MeV/nuc C : 16~68MeV/nuc O : 18~81MeV/nuc Si : 25~111MeV/nuc Fe : 34~152MeV/nuc
	プラズマ計測装置 (Plasma Monitor: PLAM)	[Langmuir probe mode] High gain : $-0.2 \mu A \sim +2 \mu A$ Low gain : $-0.04mA \sim +0.4mA$ [Floating probe mode] High gain : $\pm 5V$ Low gain : $\pm 100V$
	高エネルギー軽粒子モニタ (Standard Dose Monitor: SDOM)	Electron : 0.5~21MeV (7ch) Proton : 1.0~200MeV (15ch) Alpha : 7.0~200MeV (6ch) Heavy Ion : ID only(1ch)
	原子状酸素モニタ (Atomic Oxygen Monitor: AOM)	計測範囲 : $3 \times 10^{17} \sim 3 \times 10^{21}$ atomos/cm ² 分解能 : 3×10^{17} atomos/cm ²
	電子部品評価装置 (Electronic Device Evaluation Equipment: EDEE)	Memory (1MSRAM) Micro-Processor Unit (V70-MPU) Power MOSFET
	微小粒子捕獲実験装置および材料曝露実験装置 (Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device: MPAC&SEED)	微小粒子捕獲材 シリカエアロジェル(34mm × 34mm × 9 個) メタル(金)プレート(119mm × 60mm × 2 個、76mm × 25.5mm × 1 個) SEED 搭載試料: 今後打上げまでに選定予定

6.4 利用計画

6.4.1 全体スケジュール

6.3.1 項で紹介した船内実験装置のうち、SAIBOラックおよびRYUTAIラックは船内保管室に搭載され、2007 年度に打上げが予定されています。両ラックは打上げ後、船内保管室から船内実験室へ移され、図 6.3.1-2および図 6.3.1-7 に示す所定の場所へ設置されます。その後、図 6.4.1-1に示すスケジュールによる起動検証を経て、上記 2 ラックを運用した実験が開始されます。KOBAIROラックは、HTVによる打上げを検討中です。

また、6.3.1(5)項で紹介した船外実験装置のうち、SEDA-APとMAXIはスペースシャトルで打ち上げられ、「きぼう」の船外実験プラットフォームへ取り付けられます。

SMILES は、HTV で打ち上げる予定です。

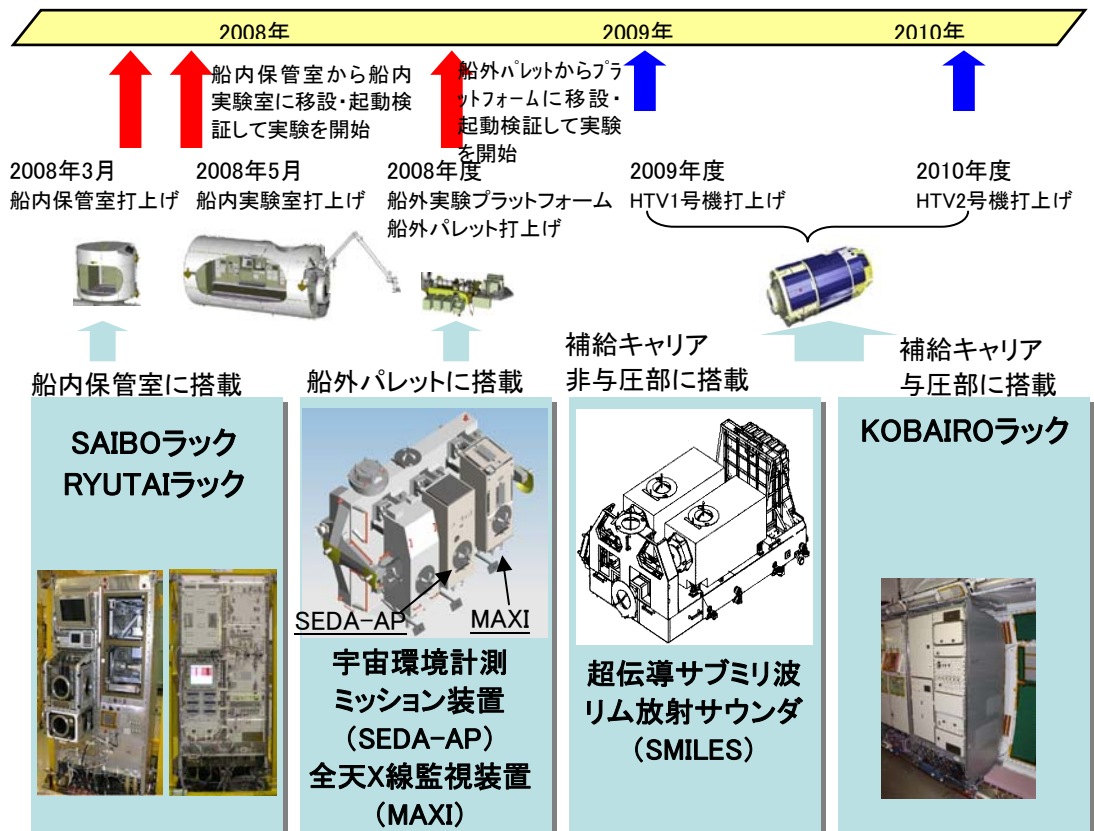


図 6.4.1-1 実験装置打上げの主要マイルストーン(案)(平成 20 年 3 月現在)

6.4.2 利用分野

「きぼう」の打上げから、ISS 組み立てが完了する 2010 年半ば頃までの約 2 年半を、第 1 期利用(初期利用)期間と定義して、以下に想定されている利用分野の準備を進めています。

- 科学利用
 - ✓ 国内公募、国際公募により選定された、船内実験室を利用する生命科学、物質科学の分野16 課題が準備中。
 - ✓ 船外実験プラットフォームの 3 つの曝露ペイロード(SEDA-AP SMILES MAXI)開発を実施中。
 - ✓ 国際公募により選定された、「きぼう」以外の ISS 施設等を利用する生命科学、宇宙医学の分野で 3 課題が準備中。

- 応用利用
 - ✓ タンパク質結晶生成分野、ナノ分野等の応用利用研究拠点での研究活動を展開中。

- 宇宙医学・有人技術
 - ✓ 6 ヶ月の長期宇宙滞在の医学的リスク軽減研究に重点化。(遠隔医療、骨・筋萎縮対策等)

- 文化や教育をはじめとする多様な利用(一般利用)
 - ✓ 学生参加型教育ミッション、軌道上での科学教育実験等を企画中。
 - ✓ 芸術分野のパイロット実験を 10 件選定し、準備中。

- アジア・太平洋地域による利用
 - ✓ 「きぼう」利用協力について、アジア太平洋地域宇宙機関会議(APRSAF)で活動中。2010 年以降の「きぼう」実験実施に向けてフィジビリティ検討などの活動を実施。

- 商業(有償)利用
 - ✓ 応用利用制度や宇宙オープンラボ制度等による成果の民間事業への展開を支援。
 - ✓ 有償利用制度を準備中。

6.4.3 各分野における実施課題

科学分野の課題については、1992年に第1回「きぼう」日本実験棟船内実験室利用テーマの公募を行い、1993年8月に候補課題を一次選定しました。その後、ライフサイエンス分野および微小重力科学分野の国際公募により選定された課題と合わせ、現在までに、テーマ提案者と宇宙航空研究開発機構(JAXA)との共同作業として、実験計画書作成など「きぼう」での実験準備を進めるとともに、共通実験装置仕様の詳細化、実験運用作業の検討作業、スペースシャトル利用等による先行的実験実施を通じて、「きぼう」利用に必要な技術・経験の蓄積を行ってきました。

「きぼう」第1期利用において、船内実験室を利用する科学分野(物質科学、生命科学)での実施課題を表 6.4.3-1 に、「きぼう」以外の他国の施設等を利用する課題および船外実験プラットフォームを利用する課題を表 6.4.3-2 に示します。

また、科学分野以外の応用利用、宇宙医学・有人技術、文化・教育での利用などの分野において現在検討中の利用課題については、表 6.4.3-3 に示します。

表 6.4.3-1 船内実験室を利用する科学分野(物質科学、生命科学)での実施課題

研究テーマ	代表研究者	研究概要	
細胞	細菌生類培養細胞による細胞分化と形態形成の調節 (Dome Gene)	東京大学 浅島誠	アフリカツメガエルの培養細胞を用いて、微小重力下で特異的発現する遺伝子の定量的解析、ドーム構造と呼ばれる特異的形態の観察など、微小重力が形態形成に及ぼす影響について解明する。
	蛋白質ユビキチンリガゼCblを介した筋萎縮の新規メカニズム (Myo Lab)	徳島大学 二川健	無重力での筋萎縮において、あるタンパク質分解経路(ユビキチンという生理物質による標識・分解)が特異的に発生することから、無重力によりユビキチン化されやすい情報伝達物質とその反応を誘導する酵素も同定し、無重力による筋萎縮の新規メカニズムの全容を解明する。
	線虫 C.elegans を用いた宇宙環境における RNAi とタンパク質リン酸化 (CERISE)	東北大学 東谷篤志	特定の遺伝子を沈黙させることで有害な遺伝子から細胞を守ったり、正常な遺伝子の活動を調整する「RNA 干渉(RNAi)」について、微小重力での RNA 干渉の機能を検証するほか、宇宙環境がシグナル伝達を含めたタンパク質リン酸化の変動に及ぼす影響について明らかにする。
放射線	宇宙放射線と微小重力の哺乳類細胞への影響 (Neuro Rad)	鹿児島大学 馬嶋秀行	哺乳類に対する宇宙環境の影響について、細胞の受けた損傷の微小重力下での修復能および被曝効果の長期蓄積の効果を mRNA 発現 DNA 損傷・突然変異等を指標として解析し、長期宇宙滞在に及ぼす危険因子を検討する。
放射線	哺乳動物培養細胞における宇宙環境曝露後の p53 調節遺伝子群の遺伝子発現 (Rad Gene)	奈良県立医大 大西武雄	DNA に傷が生じた場合の選択的な細胞死や遺伝子の修復に関与している癌抑制遺伝子 p53 について、宇宙空間での関連遺伝子群の形質発現の変化を解析し、微小重力環境、高エネルギー粒子線低線量被曝環境下での p53 の機能、適応能力を解析する。
放射線	カイコ生体反応による長期宇宙放射線曝露の総合的影響評価 (Rad Silk)	京都工業繊維大学 古澤壽治	カイコ卵を用いて、分子、細胞、個体レベルで宇宙放射線曝露の影響を解析する。
	ヒト培養細胞における TK 変異体の LOH パターン変化の検出 (LOH)	理化学研究所 谷田貝文夫	ヒトリンパ芽球用細胞 TK6 を用いて宇宙に特有な重粒子放射線の低線量照射による特異な突然変異を解析する。宇宙放射線の及ぼす遺伝的影響、地上での高放射線バックグラウンド環境に対するリスク評価、放射線による DNA 損傷の修復機構についての基礎研究に貢献する。
植物	微小重力環境における高等植物の生活環 (Space Seed)	富山大学 神阪盛一郎	植物研究の標準モデルであるシロイヌナズナを用いて、発芽、成長、花芽形成、開花、結実等の生活環の各過程を観察、分析し、さらに、地上に回収した種子を発芽、生育させ、宇宙環境が植物の生活環に与える影響を総合的に解析をする。
	重力による穀類芽生え細胞壁のフェルラ酸形成の制御機構 (Ferulate)	大阪市立大学 若林和幸	植物の細胞壁の強度を決める物質(多糖類)の構造や物質間の連結構造について、微小重力条件下での変化、及びその変化に関わる酵素やそれらの遺伝子の発現を調べることにより、重力による高等植物細胞壁の構築及びその強度の制御の仕組みを解明する。
	微小重力下における根の水分屈性とオーキシン制御遺伝子の発現 (Hydro Tropi)	東北大学 高橋秀幸	植物が持つ重力屈性、及び水分屈性について、宇宙実験により 2 つの屈性反応を分けて解析することで、それぞれの屈性に関わるオーキシン誘導遺伝子の確認し、2 つの屈性の分子メカニズムを解明する。
流体	マランゴニ対流におけるカオス・乱流とその遷移過程 (MEIS)	東京理科大学 河村洋	マランゴニ対流の駆動力変化に伴って振動流、カオス流、乱流へと遷移する流動ダイナミクスを明らかにする。また、新奇現象である粒子集合現象の発生メカニズムを解明する。この成果は、結晶成長やマイクロスケール技術への貢献が期待される。2 つの実験は連携して総合的な研究を実施。
物理	マランゴニ対流における時空間構造	北海道大学 武田靖	
	高プラントル数流体の液柱マランゴニ振動流遷移における表面変形効果の実験的評価	JAXA 科学本部 松本聡/鴨谷康弘	マランゴニ対流の振動流遷移を起こす本質的な要因を調べる研究で、材料製造時のマランゴニ対流効果の解明に貢献することが期待される。
結晶	ファセット的セル状結晶成長機構の研究 (Facet)	JAXA 科学本部 福富裕光	固液界面に生じた複雑な結晶挙動については熱収縮に起因するゆらぎが大きく影響していると考えられる。本実験は対流の影響を無視し得る微小重力の下で亜粒界を生じない結晶成長を行うことにより結晶界面形態の形成機構の解明を行い、ファセットの凝固過程を明らかにする。
成長	氷結晶成長におけるパターン形成 (Ice Crystal)	北海道大学 古川義純	微小重力下で過冷却水から異方性の強い氷の円盤状結晶を成長させ、対流のない場における結晶形態、温度分布を計測することにより、結晶の形態形成メカニズムを解明する。
温度勾配炉	微小重力下における In _{0.3} Ga _{0.7} As 均一組成単結晶の成長 (Hicari)	JAXA 科学本部 木下恭一	地上では育成の難しい InGaAs 均一組成結晶の新たな育成手法の検証を行う研究で、次世代の光通信デバイスの開発に貢献する事が期待される。

表 6.4.3-1 他国の施設を利用する課題及び船外実験プラットフォームを利用する課題

研究テーマ	代表研究者	研究概要	
ESA 植物	植物の抗重力反応における微小管－原形質膜－細胞壁連絡の役割 (Resist Wall)	大阪市立大学 保尊隆享	シロイヌナズナの微小管や関連タンパク質、細胞膜のステロール合成に関わる突然変異体を用いた宇宙実験により重力抵抗のメカニズムを遺伝子レベルから明らかにする。
	微小重力環境下におけるシロイヌナズナの支持組織形成に関わる遺伝子群の逆遺伝学的解析 (Cell Wall)	東北大学 西谷和彦	シロイヌナズナ花茎の支持組織に関わる重力感受性遺伝子群に着目し、植物姿勢を支持している細胞壁関連遺伝子群による調整の仮説を証明する。
宇宙飛行士	飛行前ゾレドロン酸静注投与による宇宙飛行中の骨量減少・尿路結石の予防 (Bisphosphonates)	徳島大学 松本俊夫	長期宇宙滞在で最も重要な医学的課題として骨量減少と尿路結石があり、これらの対策法として、地上でのベッドレスト実験や骨粗鬆症の臨床研究において骨吸収抑制効果が確認されている薬剤(ゾレドロン酸)を飛行前に注射し、飛行前後の骨量などから評価し、その効果を検証する。
	全天にわたるX線天体の長期・短期変動の研究(MAXI)	JAXA 科学本部 理化学研究所	ISS の軌道周回(90 分周期) にともなう自転を利用し、全天のX線放射天体を今までにない高感度で隈なく走査し、活動銀河のダイナミックな振る舞い、分布を明らかにし、宇宙の構造・起源・進化を解明する。
	超伝導技術を用いたサブミリ波リム放射サウンダの軌道上実証ならびに地球大気環境の実験的観測 (SMILES)	JAXA 科学本部 情報通信研究機構	4K 冷凍機による超伝導サブミリ波受信機を開発し、成層圏大気中の微量分子の3次元グローバル観測を行い、オゾン層破壊等のメカニズムを明らかにする。
宇宙環境の計測とその部品・材料に及ぼす影響に関する研究 (SEDA)	JAXA 総研本部	宇宙放射線や原子状酸素などの宇宙環境データを計測、宇宙機器設計の基礎データとして利用する他、関連する科学研究や国際宇宙ステーションの運用並びに宇宙天気予報などに利用。	

表 6.4.3-3 科学分野以外の利用課題(検討中)

分野	テーマ	代表研究者	利用テーマ
応用利用	タンパク質結晶生成分野	大阪大学蛋白質研究所 中川敦史教授	<ul style="list-style-type: none"> ・タンパク質のサブオングストロームレベルの超高分解能な構造解析・機能解析技術の確立と企業等に対して売れる成果(構造)の創出。 ・製薬企業等への構造特許の販売を通じ、新薬開発等、世界を勝ち抜く産業競争力の強化を図るとともに国民を悩ます病の克服・健康寿命の延伸に貢献。 ・ターゲットタンパク研究プログラムとの連携
	新素材の創製(ナノ材料)	名古屋工業大学 流れ領域 木下隆利教授	<ul style="list-style-type: none"> ・ナノレベルの規則的凹凸構造を有する2次元ナノ構造体を自己組織化により作製し、超撥水/油性のガラスやレンズ等への応用。 ・高分子の自己組織化による規則構造の特定部位に金ナノ微粒子を充填し、光制御可能な高機能フォトニック結晶を創製し、光スイッチング素子等への応用。
	界面ダイナミクス分野	東京理科大学 理工学部 阿部正彦教授	<ul style="list-style-type: none"> ・触媒材料を用いて、宇宙実験と計算化学シミュレーションを活用し、大口径の結晶化チューブの集合体(ナノスケルトン)を創製。 ・従来の光触媒の性能を上回る触媒への応用。
宇宙医学・有人技術	生理的対策		骨量減少抑制薬の臨床投与、新たな運動器具・トレーニング法の検討
	精神心理支援		閉鎖環境での適応度評価手法の研究、多文化環境への適応訓練
	放射線被曝管理		血液による染色体異常の診断手法開発、次世代型個人線量計
	軌道上医療		簡易型生体モニタ機器の開発・実証、遠隔医療
	船内環境対策		微量ガス監視・測定技術の向上:有害ガスモニタリングシステム
	有人活動を支援する技術		長期滞在の生活の質を高める、宇宙生活支援技術(宇宙日本食等)
文化や教育をはじめとする多様な利用	教育プログラム 文化、人文社会利用		<ul style="list-style-type: none"> ・学生参加型実験イベント ・宇宙連詩 ・芸術パイロット実験(10候補テーマ)
アジア・太平洋地域の利用	「きぼう」利用教育プログラム		
商業利用	タンパク質結晶生成事業 高精細度映像撮影事業 3次元フォトニック結晶生成事業		有償利用制度を準備中

6.4.4 利用計画

「きぼう」の運用開始から 2010 年頃までの初期 3 年間の「第 1 期利用」の詳細運用利用計画の策定に際しては、JAXA 外部諮問委員会である国際宇宙ステーション・きぼう利用推進委員会において方針を審議し、分野別リソース配分や搭載実験装置を決定するとともに、国際調整に向けた 2008 年に実施する候補テーマを 2005 年に設定しました。

また、国際調整においては、ISS 全体輸送計画、運用計画を踏まえた利用リソースの配分、全体リソースの最適化を行うとともに、実施計画、スケジュール等を協議しています。

ここでは、暫定的に検討した第 1 期利用における利用計画案を図 6.4.4-1 に示します。

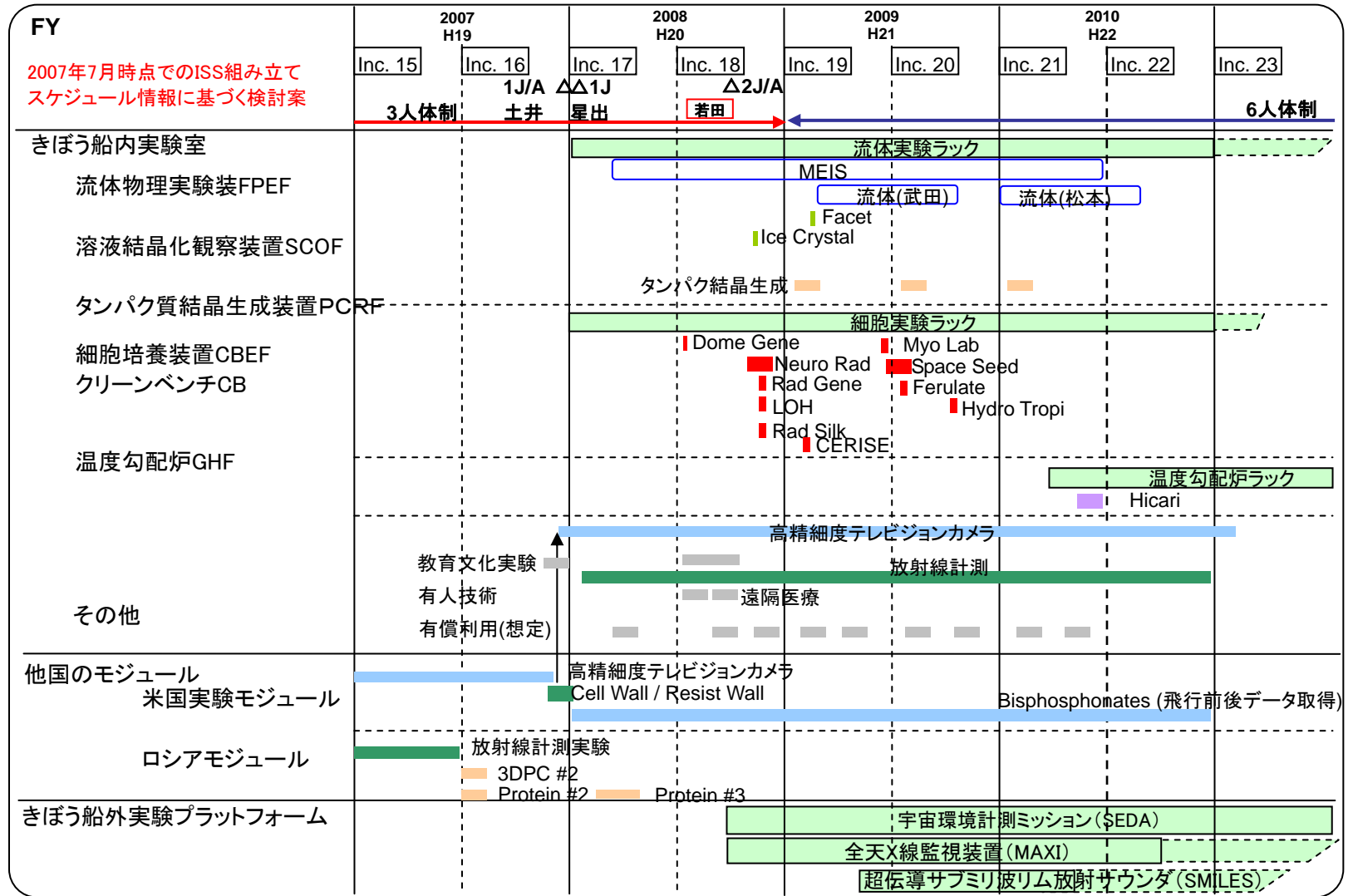


図 6.4.4 1 船内実験および船外実験の利用計画

7. 国際宇宙ステーション(ISS)の運用概要

7.1 国際協力によるISSの運用

国際宇宙ステーション(International Space Station: ISS)は、米国、日本、カナダ、欧州(欧州宇宙機関(European Space Agency: ESA)の11ヶ国)、ロシアが協力して計画を進め、利用していきます。ISSの運用は、米国がISS全体の運用について調整を行い、各国はそれぞれが開発したISSのシステムや装置を、それぞれが責任をもって運用します。

ロシア以外の国際パートナーとISS間の通信は、米国のホワイトサンズ地上局と米国の追跡データ中継衛星(Tracking and Data Relay Satellite: TDRS)を経由して行われます。日本はさらに、日本が打ち上げたデータ中継技術衛星「こだま」(Data Relay Test Satellite: DRTS)も使用して通信を行います。ロシアはロシア国内の衛星追跡局を活用し、ISSとの直接交信が可能な時間帯にのみISSとの通信連絡を行い、TDRSはバックアップとして使用します。

図 7.1-1にISSの運用概念図を示します。

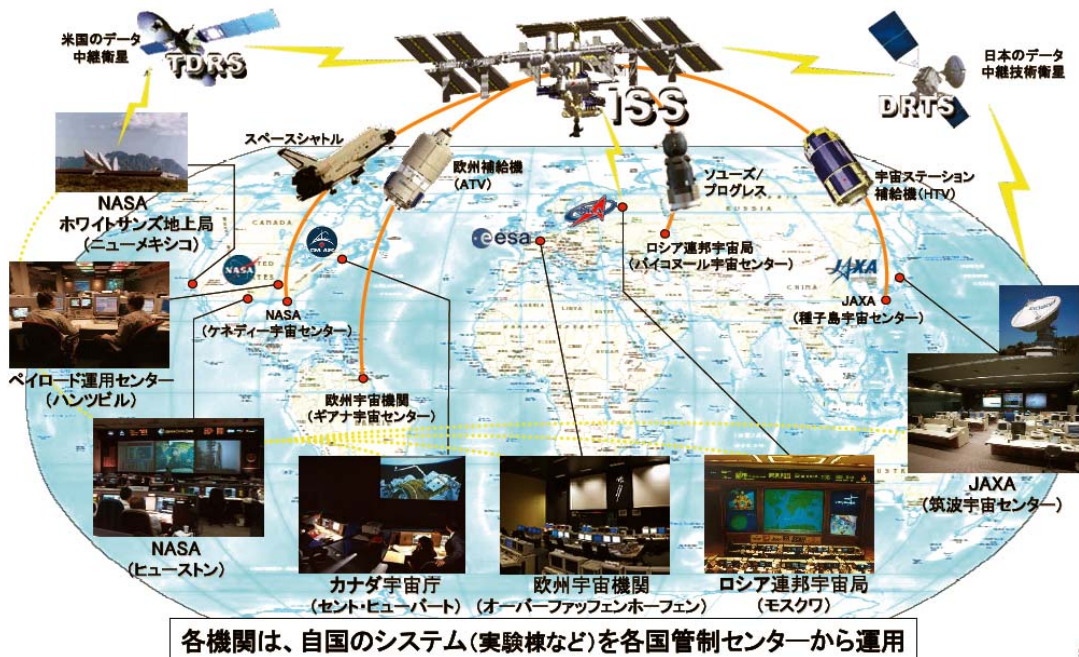


図 7.1-1 ISSの運用概念図

7.2 ISSの軌道

ISSは、高度約400km、軌道傾斜角51.6度の円軌道を飛行し、約90分で地球を1周します。この軌道により、北極・南極域を除く陸域の大部分を観測することができます。また、軌道高度は大気抵抗により1日あたり平均200m程度低下しますが(注:太陽活動や軌道高度の変化によって変動します)、これを補うため、ISSにドッキングしたスペースシャトルやプログレス補給船、欧州補給機(Automated Transfer Vehicle: ATV)のスラストにより軌道高度の上昇(リブースト)を行います。ISSの軌道概要を図7.2-1に、ISSの軌道の地上軌跡を図7.2-2に示します。

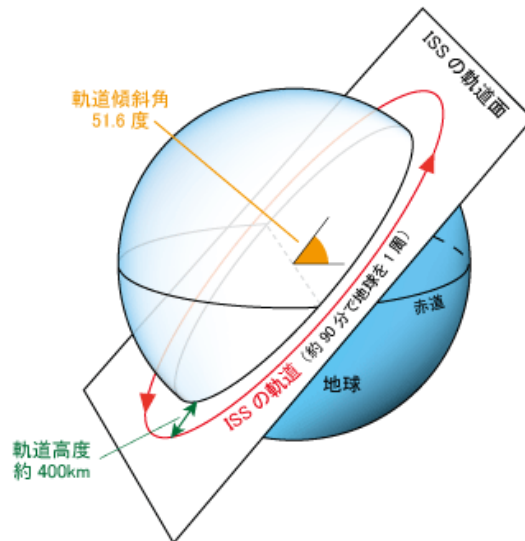


図 7.2-1 ISSの軌道概要

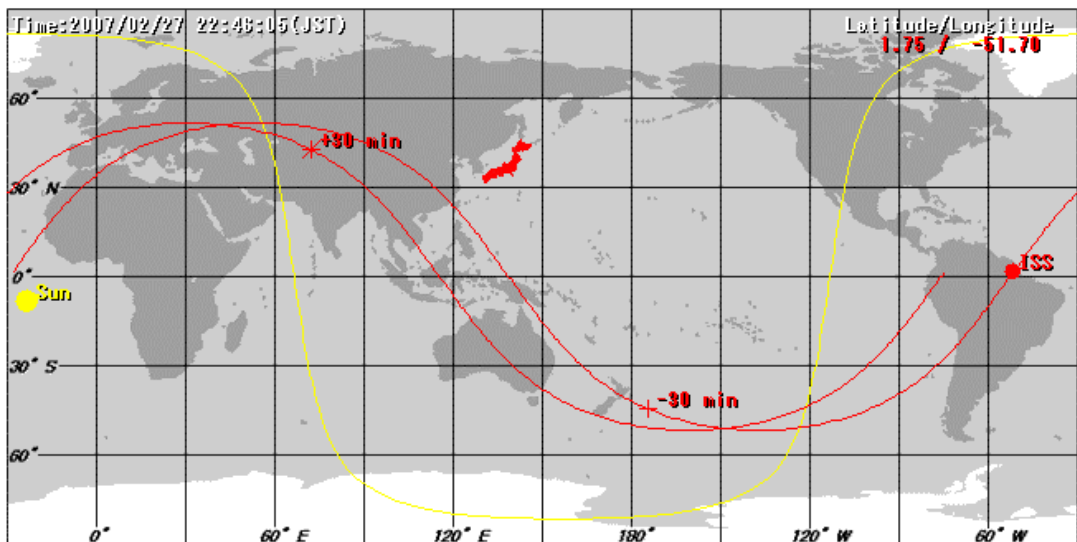


図 7.2-2 ISSの軌道の地上軌跡(赤い線、2周回分。黄色の線は日照域の境界線)

7.3 ISSの姿勢

ISSは、通常、ISSのX軸を常に進行方向、Z軸を常に地球中心方向に向けた姿勢(LVLH (Local Vertical/Local Horizontal) XVV(X-axis in Velocity Vector) Z nadir姿勢)で飛行しています。ISSの姿勢(LVLH XVV Z nadir姿勢)の概要を図 7.3-1に示します。

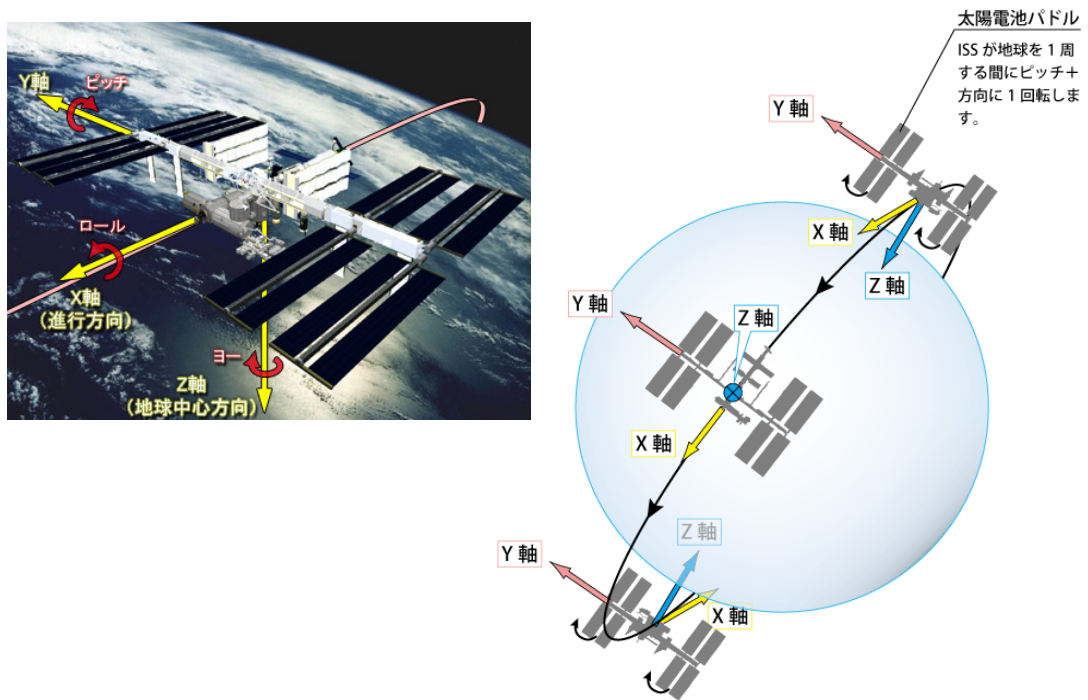


図 7.3-1 ISS の姿勢(LVLH XVV Z nadir 姿勢)の概要

ISS の姿勢は大気抵抗などにより変動しますが、その制御は、姿勢制御装置(Control Moment Gyro: CMG)、またはスラスタを使用して行われます。ISS システムの設計上(熱、電力、通信等)の理由から、姿勢変動の許容範囲はロール軸/ヨー軸で ± 15 度、ピッチ軸で $-20 \sim +10$ 度とされています。

ISS が XVV Z nadir 姿勢で飛行していると、ISS への太陽光の当たり方は地球を周回する間に変化します。また、ISS の軌道面の変化や地球の公転運動によってもISS への太陽光の当たり方は変化します。ISS の太陽電池パドルは回転機構を持っているため、刻々と変化する太陽方向を追尾し、効率よく発電できる仕組みになっています。また、ISS の構成要素は太陽光の当たり方が変わることによる熱環境の変化を考慮して設計されています。

ISS への太陽光の当たり方を知る指標が「太陽ベータ角」と呼ばれる ISS の軌道面と太陽方向とのなす角度です。

● 太陽ベータ角とは

ISSの太陽ベータ角は、ISSの軌道面(軌道傾斜角 51.6 度)と地球中心から見た太陽方向ベクトルとのなす角度を指します。太陽ベータ角の概要を図 7.3-2に示します。

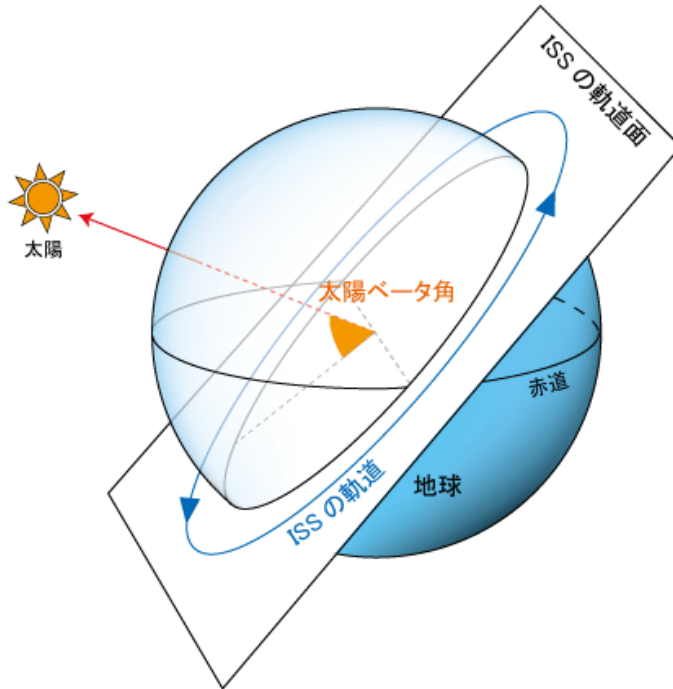
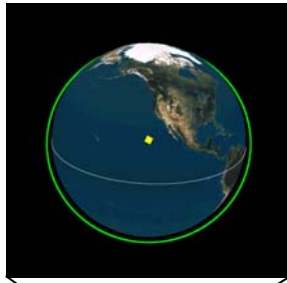


図 7.3-2 太陽ベータ角概要

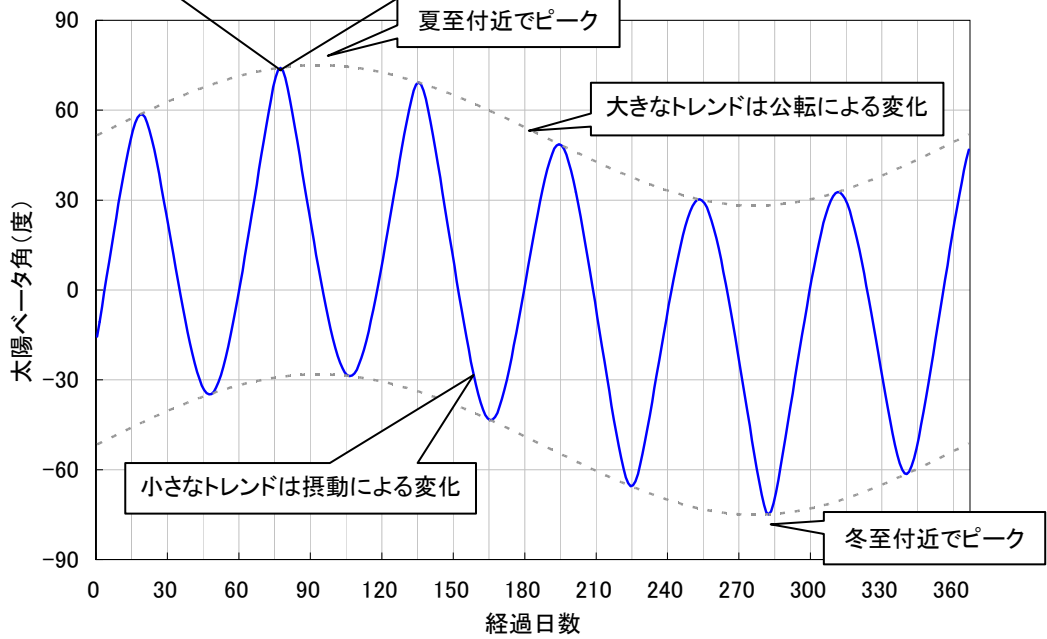
ISS の太陽ベータ角は±75 度の間で変化します。太陽ベータ角が大きくなればなるほどISS の日照時間(太陽光に当たる時間)が長くなり、さらに太陽光が当たる場所と当たらない場所の差が出てきます。この太陽ベータ角の変化を引き起こすのは地球の扁平性などによる摂動と地球の公転運動です。

ISSの軌道面は、地球の扁平性などによる摂動により、1日に約5度の割合で地球の自転方向とは逆方向に変化します。このため軌道面と太陽との関係は変化します。また、地球の公転運動によっても軌道面と太陽との関係は変化するため、太陽ベータ角の変化は両者の効果を足し合わせたものとなります。太陽ベータ角の変動の解析結果例を図 7.3-3に示します。

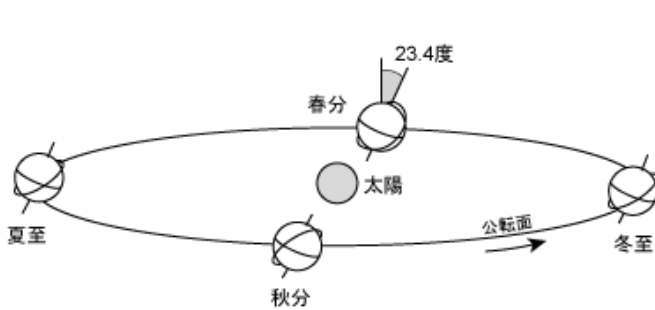
ISS へ向かうスペースシャトルの打上げは、太陽ベータ角による制約を受けます。太陽ベータ角が大きいとき、ISS にドッキングしたスペースシャトルの一部の機器には太陽光が当たり続ける状態となってしまいます。これを避けるため、太陽ベータ角の絶対値が60度以上であるときにはスペースシャトルの打上げを行わないこととなっています。



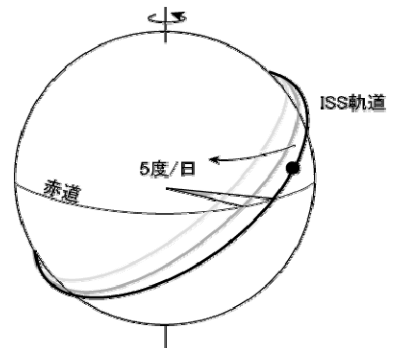
太陽から見た地球と軌道(緑色の線)の関係
(太陽ベータ角=75度)。
高太陽ベータ角時はISSの日照時間が長くなり、
スペースシャトルの打上げ機会に影響が出る。



- 春分の日を0日としています。
- 2007年2月26日時点での軌道要素を基に計算しています。
- 軌道変動要因は地球の扁平性のみを考慮しています。



地球の公転運動による変化



摂動による変化

ISSの太陽ベータ角は±75度の範囲で変化する。
(軌道傾斜角51.6度+地軸の傾き23.4度)

図 7.3-3 ISSの太陽ベータ角の変動の解析結果例と変動要因

7.4 ISSのリソース配分

7.4.1 ISS構成要素利用権の配分

ISS の利用権は、構成要素や実験装置の提供の貢献度に応じて定められています。「きぼう」には NASA から電力、通信、排熱などのリソースが提供されるため、NASA はその見返りとして、日本が提供する船内実験室と船外実験プラットフォームの実験場所の約半分を使用することができます。

このような各国が提供する構成要素の利用権の配分は、1998 年に日本と NASA との間で締結された了解覚書(正式名: 民生用国際宇宙基地のための協力に関する日本国政府とアメリカ合衆国航空宇宙局との間の了解覚書、Memorandum of Understanding: MOU)に定められています。利用権の配分は以下の通りです。

NASA は、NASA の実験棟の 97.7%、日本が提供する「きぼう」の 46.7%、欧州が提供する「コロンバス」(欧州実験棟)の 46.7%の利用権を持っています。ロシアは、ロシアの実験棟の 100%の利用権を持っています。日本は、「きぼう」の 51%の利用権を持っています。欧州は、コロンバスの 51%の利用権を持っています。カナダは、NASA の実験棟の 2.3%、「きぼう」の 2.3%、コロンバスの 2.3%の利用権を持っています。

7.4.2 ISS共通運用経費の分担

ISS 自身を維持するために必要な運用経費や、搭乗員や補給物資の打上げ・回収など、ISS 全体の運用に必要な共通運用経費は各国で分担することになっています。日本はこの支払い代替として、宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle: HTV)による ISS への物資補給(年間6トン)を行います。HTVについては第8章をご覧ください。なお、日本の負担分は、船内実験室が ISS に取り付けられ、起動・検証が行われた後に発生します。

この共通運用経費の分担については、MOU に定められています。

7.4.3 ISS利用リソースの配分

ISSでは、電力、通信、排熱などのリソースは米国およびロシアの構成要素から提供されます。米国が提供するリソースのうち、各構成要素の組立てや検証、メンテナンス作業などに使用する分を差し引いた残りの「利用リソース」が、日本、米国、欧州、カナダ等が実施する実験に対して配分されます。その割合はMOUに定められており、利用権の配分と同様に構成要素や実験装置の提供の貢献度に応じて、表 7.4-1の通りとなっています。なお、通信に関しては、電力および搭乗員作業時間の配分の割合に相応する範囲内で今後調整されます。

日本に配分される利用リソースは、さらに船内実験室および船外実験プラットフォームでの実験に割り当てられます。

表 7.4-1 利用リソース*1の配分割合

項目	日本	米国	欧州	カナダ
電力	12.8%	76.6%	8.3%	2.3%
通信	(適宜調整)			
排熱	(利用リソース配分に関する規定なし)			
搭乗員作業時間*2	12.8%	76.6%	8.3%	2.3%

*1: 米国が提供するリソースから各構成要素の組立てや検証、メンテナンス作業などに使用する分を差し引いた残りを利用リソースとして定義しています。

*2: ISS 組立て完了以降、6名の搭乗員に対し、3人分相当の搭乗員作業時間からISSのメンテナンスに必要な時間を差し引いた残りを利用リソースとして定義しています。(ロシアは3人分相当の搭乗員作業時間の権利を保有しています。)

7.5 ISSの運用モード

ISS には、微小重力環境を維持した状態やスペースシャトルのドッキング、ロボットアームの運用など様々な運用状態に応じて7つの運用モードがあります。全てのモードは搭乗員または地上からのコマンドで遷移させることができ、またサバイバルモードへの遷移はISSのシステムが自動的に行うこともできます。

表 7.5-1にISS運用モードと各モードの概要を示します。

表 7.5-1 ISS 運用モード

運用モード	概要
標準	ISS 運用の中心となるモード
リブースト	ISS の軌道の変更(リブースト等)を行うモード
微小重力	微小重力環境を要求する実験装置運用時のモード。搭乗員の体カトレーニングやラッチ・ヒンジ操作などを行う機器の影響をできるだけ抑え、また、スラスタなどの推進力を使用しないで ISS の姿勢制御を行い、 $10^{-6}g$ ($1g$ は地表での重力加速度で $9.8m/s^2$)オーダの微小重力環境を確保。
サバイバル	差し迫った危険(ISS の姿勢や電力に異常が確認される等)の恐れがある場合などに、ISS を長期間にわたり運用させるためのモード
接近	スペースシャトル、ソユーズ宇宙船、プログレス補給船等の宇宙機の接近／離脱時のモード
安全確実なクルーの帰還	搭乗員の生命が危ぶまれる場合などに、搭乗員を安全に地上へ帰還させるために、ソユーズ宇宙船の分離、出発を支援するモード
外部運用	船外作業やロボットアームの運用等の船外での組立や保全活動を支援するモード

8. 宇宙ステーション補給機(HTV)の概要

8.1 概要

宇宙ステーション補給機 (H-II Transfer Vehicle: HTV) は、我が国が開発する、国際宇宙ステーション (International Space Station: ISS) へ補給物資を運ぶための無人の輸送機です。

HTV は、H-IIIB ロケット (開発中) により日本から打ち上げられ、ISS に近づき、「カナダアーム 2」(ISS のロボットアーム) を用いて ISS に結合されます。そして、食糧や衣類、各種実験装置など最大 6 トンの補給物資を ISS に送り届け、補給を終えた後は、用途を終えた実験機器や使用後の衣類など不要品を積み込み、大気圏へ再突入します。ISS に結合中は、ISS の搭乗員が中に入って船内用物資を移送することができます。

図 8.1-1 に HTV 飛行イメージを示します。



図 8.1-1 HTV 飛行イメージ

ISS への補給手段は、スペースシャトルや HTV 以外に、ロシアのプロGRESS補給船と欧州宇宙機関 (European Space Agency: ESA) の欧州補給機 (Automated Transfer Vehicle: ATV) がありますが、船内用・船外用のどちらの物資も輸送できることが、HTV の特長のひとつです。

HTV 技術実証機 (初号機) の打上げは、2009 年度に予定しており、その後、年間 1~2 機を打ち上げる予定です。

8.1.1 HTVの構成

HTVは、図 8.1.1-1のように、「補給キャリア与圧部」と「補給キャリア非与圧部」という2つの貨物区画、「曝露パレット」、「電気モジュール」、「推進モジュール」から構成されます。

また、「きぼう」日本実験棟にはHTVがISSに接近したときに双方向通信を行うための近傍域通信システム(Proximity Communication System: PROX)やアンテナ、反射板(リフレクタ)などが搭載されます。表 8.1.1-1にHTVの主要諸元を示します。

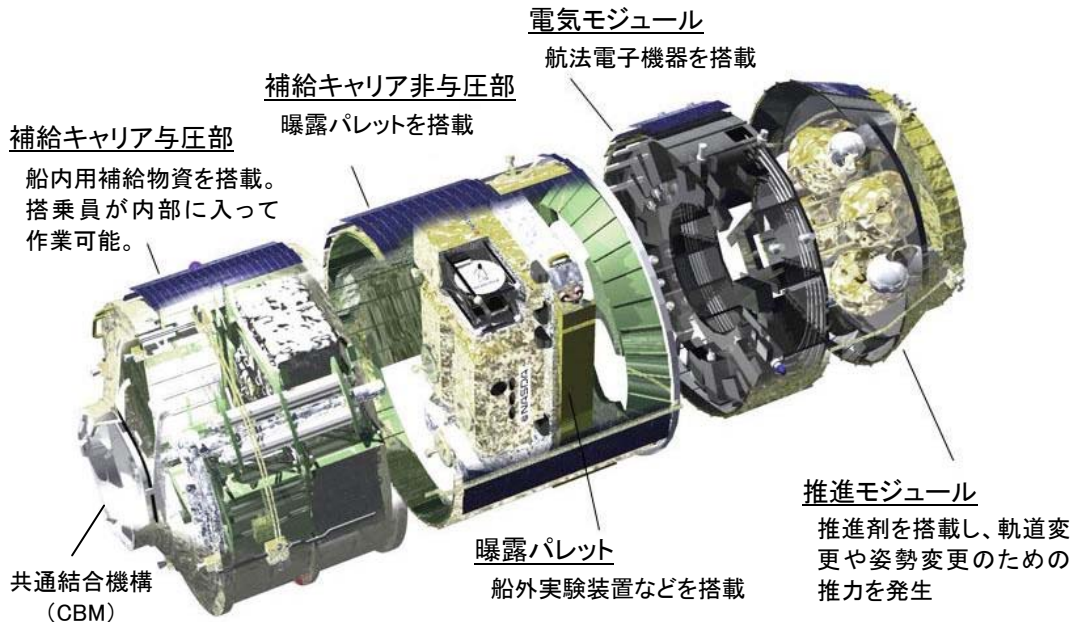


図 8.1.1-1 HTVの全体構成

表 8.1.1-1 HTVの主要諸元

項目	仕様
全長	約 10m(スラスト含む)
直径	約 4.4m
質量	約 10.5トン(補給品除く)
補給能力	約 6トン(船内用物資:約 4.5トン、船外用物資:約 1.5トン)
廃棄品搭載能力	約 6トン
目標軌道(ISS 軌道)	高度: 350km~460km 軌道傾斜角: 約 51.6 度
ミッション時間	単独飛行能力: 約 100 時間 軌道上待機能力: 1 週間以上 ISS 滞在可能期間: 最大 30 日間

(1) 補給キャリア与圧部

補給キャリア与圧部は、ISS への船内用補給品 (実験ラック、飲料水、衣料など) を搭載します。その内部は1気圧に保たれ、ISSに結合するまでは内部温度がコントロールされ、またISSに結合後はファンを使ってISSとの間で空気を循環させます。ISSに結合中は搭乗員が内部に乗り込んで荷降ろしを行います。補給品を運び出した後は、不要品を搭載し大気圏に再突入します。ISSとの結合部には、共通結合機構 (Common Berthing Mechanism: CBM) (第4章 4.1.3 項参照) が設置されています。

(2) 補給キャリア非与圧部

補給キャリア非与圧部は、曝露パレット (下記(3)項参照) を収納します。

(3) 曝露パレット

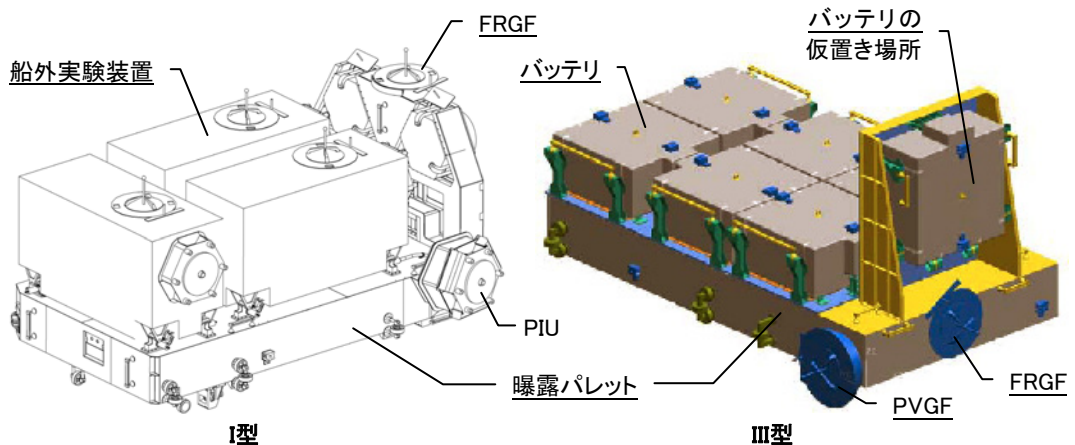
曝露パレットは、船外実験装置やISSのバッテリーを輸送するための荷物台です。曝露パレットには大きく「I型」と「III型」の2種類があります。また、目的によってさらに数種類のI型、III型が検討されています。曝露パレットの概観を図 8.1.1-2 に示します。

I 型 : 「きぼう」の船外実験装置の運搬用で、船外実験プラットフォームに取り付けられる。

船外実験装置を2~3個搭載可能。

III 型 : ISS 共通の船外機器 (バッテリーなど) の運搬用で、ISS のモバイル・ベース・システム

(Mobile Base System: MBS) に取り付けられる。バッテリーの場合、6個搭載可能。



FRGF: Flight Releasable Grapple Fixture (軌道上取外し可能型グラブル・フィクスチャ。「きぼう」のロボットアームが把持する場所。)

PVGF: Power Video Grapple Fixture (電力・映像グラブル・フィクスチャ。カナダアーム 2 が把持する場所。)

PIU: Payload Interface Unit (船外実験プラットフォーム装置交換機構 (Equipment Exchange Unit: EEU) のうち、受動的な機構。第4章 4.3 項参照。)

図 8.1.1-2 曝露パレットの概観 (左: I 型、右: III 型)

(4) 電気モジュール

電気モジュールは、誘導制御、通信、電力などの電子機器を搭載し、自律的あるいは地上からの指令に従って HTV の航法、制御を行います。また、HTV 各部への電力供給を行います。

(5) 推進モジュール

推進モジュールは、4基の推進剤タンクに搭載された推進剤をスラスタに供給し、電気モジュールから送られてくる信号に従って、軌道変更や姿勢制御のための推力を発生します。HTVには合計32基のスラスタが設置されています。スラスタの仕様を表 8.1.1-2に、スラスタの位置を図 8.1.1-3に示します。

表 8.1.1-2 HTV に設置されるスラスタの仕様

項目	仕様	
	メインスラスタ	姿勢制御用スラスタ
数量	4 基	14 基×2 系統(冗長構成) (全 28 基のうち 12 基は補給 モジュール与圧部に設置)
推力(1 基あたり)	490N	110N

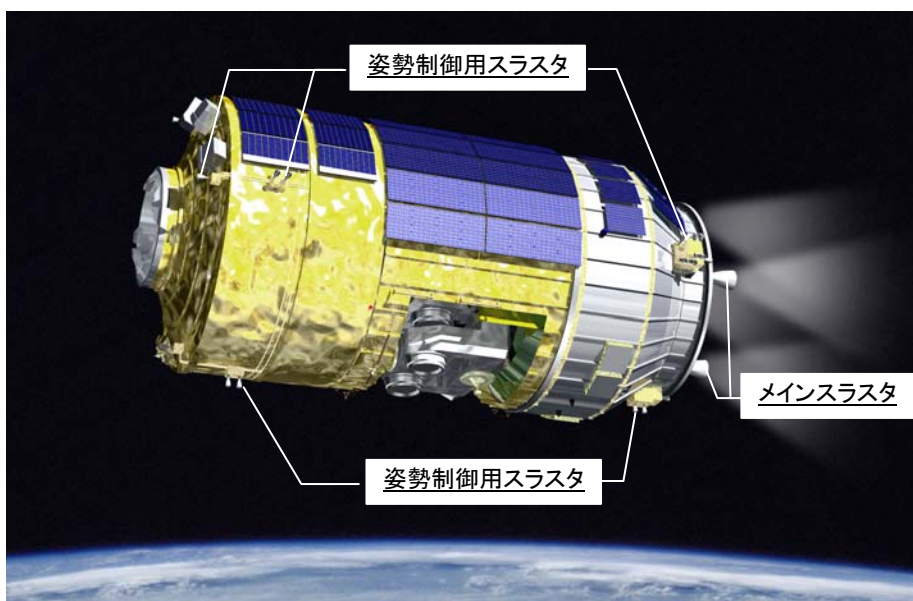


図 8.1.1-3 スラスタの位置

(6) 近傍域通信システム (PROX)

PROXは、「きぼう」上に配置され、PROX通信アンテナ、PROX GPSアンテナ、PROX通信機器、搭乗員用コマンドパネル (Hardware Command Panel: HCP) で構成されます。PROX通信アンテナ、PROX GPSアンテナとHCP以外の機器は船内実験室内の衛星間通信システム (Inter-orbit Communication System: ICS)ラック内に設置されます。図 8.1.1-4にPROXの概要を示します。

PROX は、HTV が ISS に接近した際に、PROX 通信アンテナを介して無線通信を行います。GPS 受信機を搭載しており、ISS の軌道位置・速度情報を HTV へ提供するとともに、HTV からのデータを受信し、ISS へ提供します。また、地上からのコマンドを中継し、HTV へ送信します。

(7) 反射板 (リフレクタ)

反射板 (リフレクタ) は、「きぼう」の下部に設置された再帰反射鏡です。HTVがISSの下方 (地球方向) から接近する際にHTVのランデブセンサ (Rendezvous Sensor: RVS)から照射されたレーザ光を反射します。設置場所は図 8.1.1-4を参照してください。

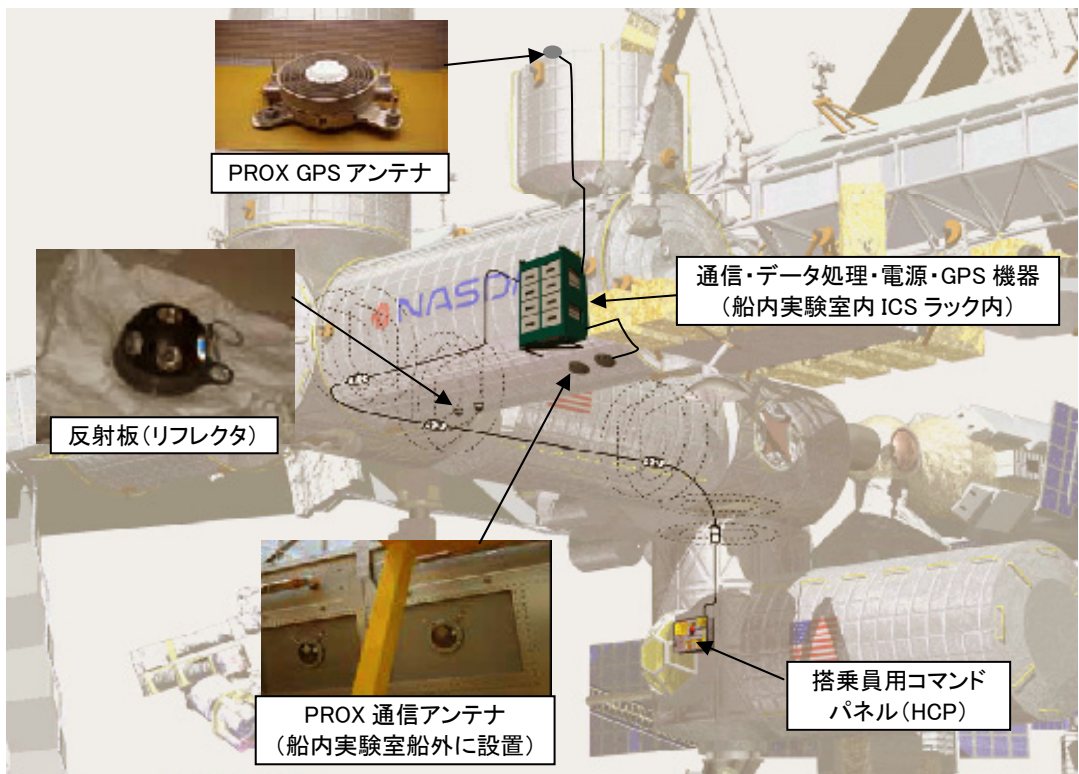


図 8.1.1-4 PROX の概要と反射板 (リフレクタ)

8.2 HTVの運用

HTVは主に以下の流れで運用されます。図 8.2-1にHTVの運用概要を示します。

1. 打上げ
2. ランデブ
3. ISS への結合
4. ISS 係留中の運用
5. ISS からの分離／大気圏への再突入

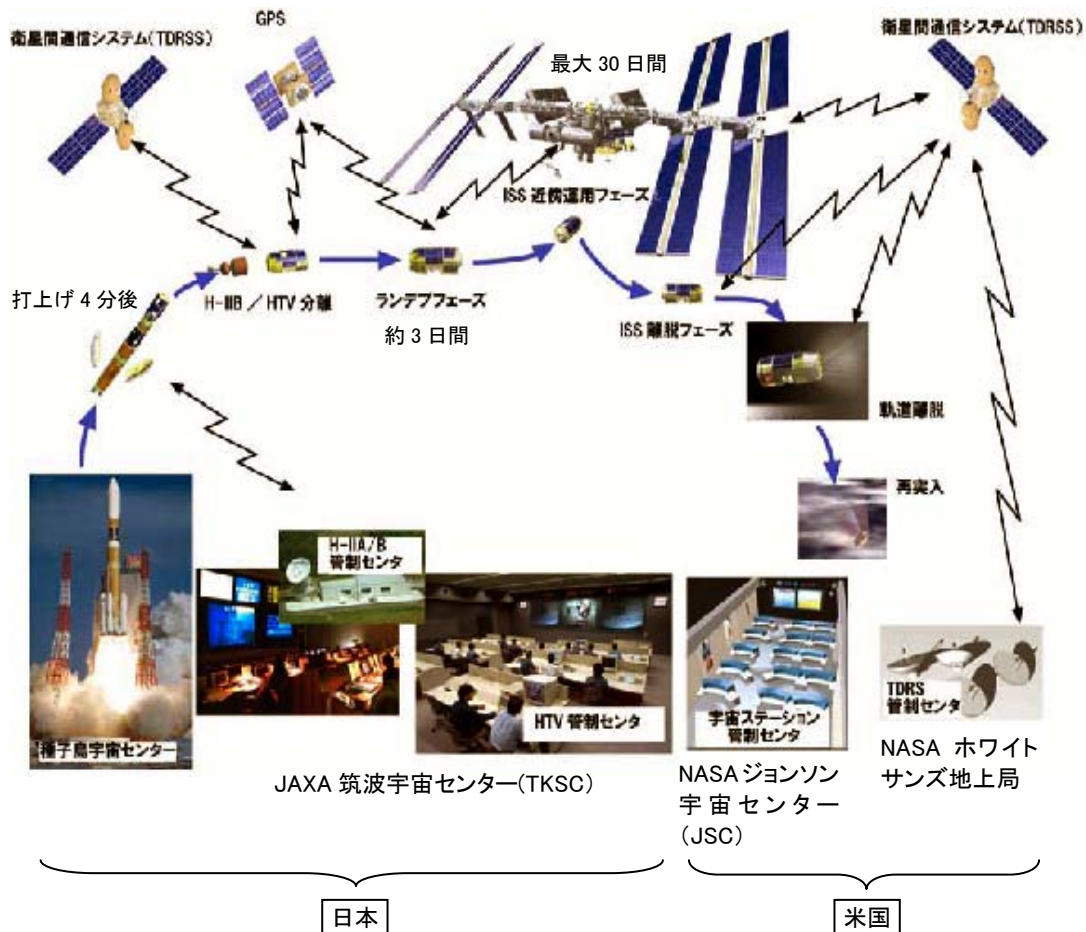


図 8.2-1 HTV の運用概要

8.2.1 打上げ

HTVは、H-IIBロケットの先端に搭載されて、種子島宇宙センターから打ち上げられます(図 8.2.1-1上)。ISSの軌道面が種子島の上空を通過する時間帯に合わせて打ち上げられるため、打上げ機会は1日に1回となります。

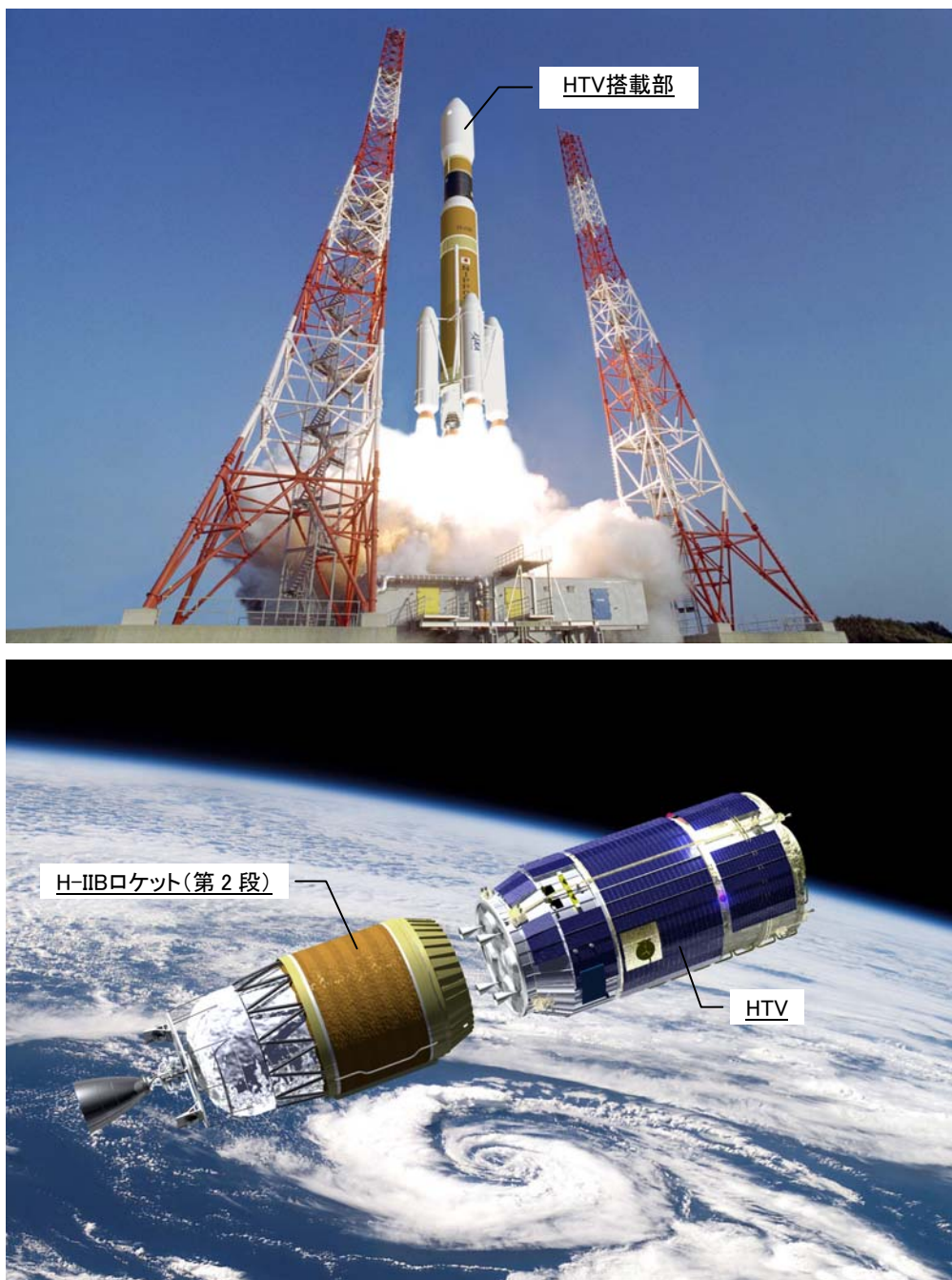


図 8.2.1-1 HTV の打上げイメージ(上)とHTV がロケットから分離するイメージ(下)

打上げ後、HTV は高度 200km(近地点) × 300km(遠地点)、軌道傾斜角 51.6 度の楕円軌道に投入されます。

H-IIB ロケットから分離すると、HTV は自動的にサブシステムを起動し、機体の姿勢を安定させ、機体の異常の有無を点検し、さらに筑波宇宙センター(Tsukuba Space Center: TKSC)にある HTV 管制センター(HTV Control Center: HTV-CC)との通信を開始します。

8.2.2 ランデブ

ロケットから分離した後、HTV は以下の手順で ISS に近づきます。図 8.2.2-1 に徐々に軌道高度を上げながら ISS に近づくランデブ飛行の概要を示します。

1. ロケットから分離後、自動的に NASA の追跡データ中継衛星(Tracking and Data Relay Satellite: TDRS)との通信を確立。
2. HTV の状態を地上で確認し、その後 ISS に向けてランデブを開始。
3. 約 3 日間かけて軌道高度や位相を調整しながら ISS に近づく。
4. ISS と直接通信が可能な近傍域通信領域(ISS から 23km の距離)に到達。
5. 近傍域通信システム(PROX)との通信を確立。
6. PROX と双方向に通信を行いながら GPS の信号を用いて ISS に近づき(相対 GPS 航法)、ISS の後方約 7km の地点(Approach Initiation: AI 点)に ISS に対して相対的に停止。

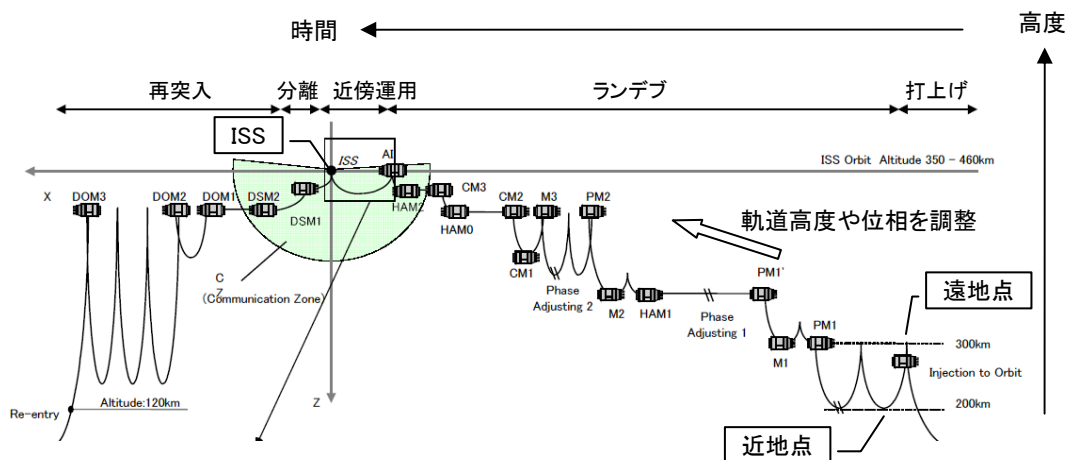


図 8.2.2-1 ランデブ飛行概要

8.2.3 ISSへの結合(近傍運用)

HTVは、ISSの下方(地球方向)から徐々にISSに接近し、最後はカナダアーム 2 で把持され、ISSに結合されます。このときの運用を近傍運用といいます。近傍運用の概要を図 8.2.3-1に示します。

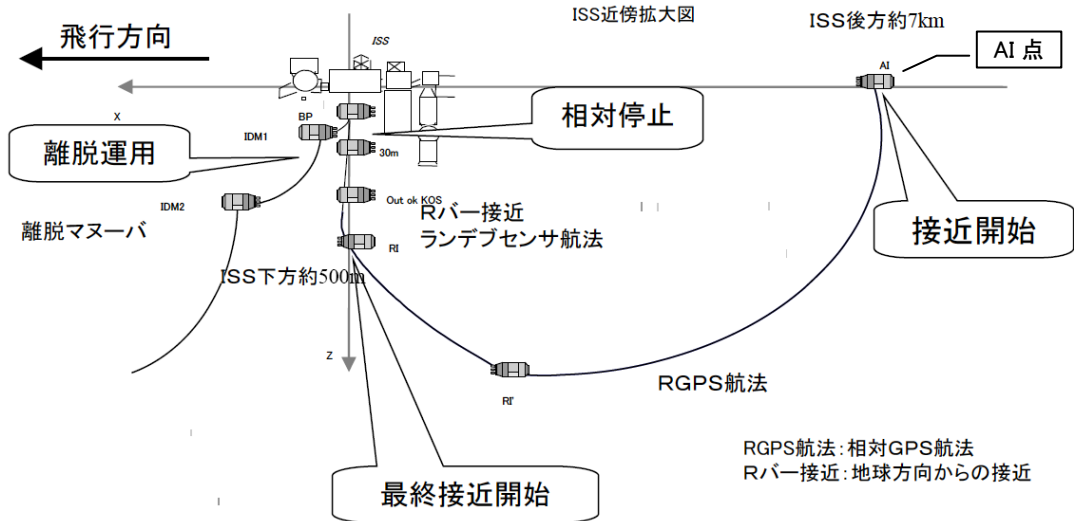


図 8.2.3-1 近傍運用の概要

ISS に接近するまでの手順は以下の通りです。

1. AI 点から GPS を用いた相対 GPS 航法で ISS 下方約 500m の位置に移動。
2. レーザーレーダ (RVS) を使って、「きぼう」に設置された反射板 (リフレクタ) を目標に ISS に接近。(ランデブセンサ航法という)
3. ISS の下方 300m (ホールドポイント) および 30m (パーキングポイント) の 2 点で自動的に停止しながら徐々に ISS に接近。
4. 最終的に、ISS の下方 10m 付近に設定された仮想的な領域 (パーキングボックス) 内で ISS に対して相対的に停止。

ランデブセンサ航法での接近速度は 1 分間に 1~10m 程度で、接近中に ISS の搭乗員は接近の一時停止 (HOLD)、一旦後退 (RETREAT)、接近中止 (ABORT) などのコマンドを送信することができます。また、接近中に異常が発生し、それ以上の接近が不可能となった場合には、ISS から離脱するよう軌道制御されます。

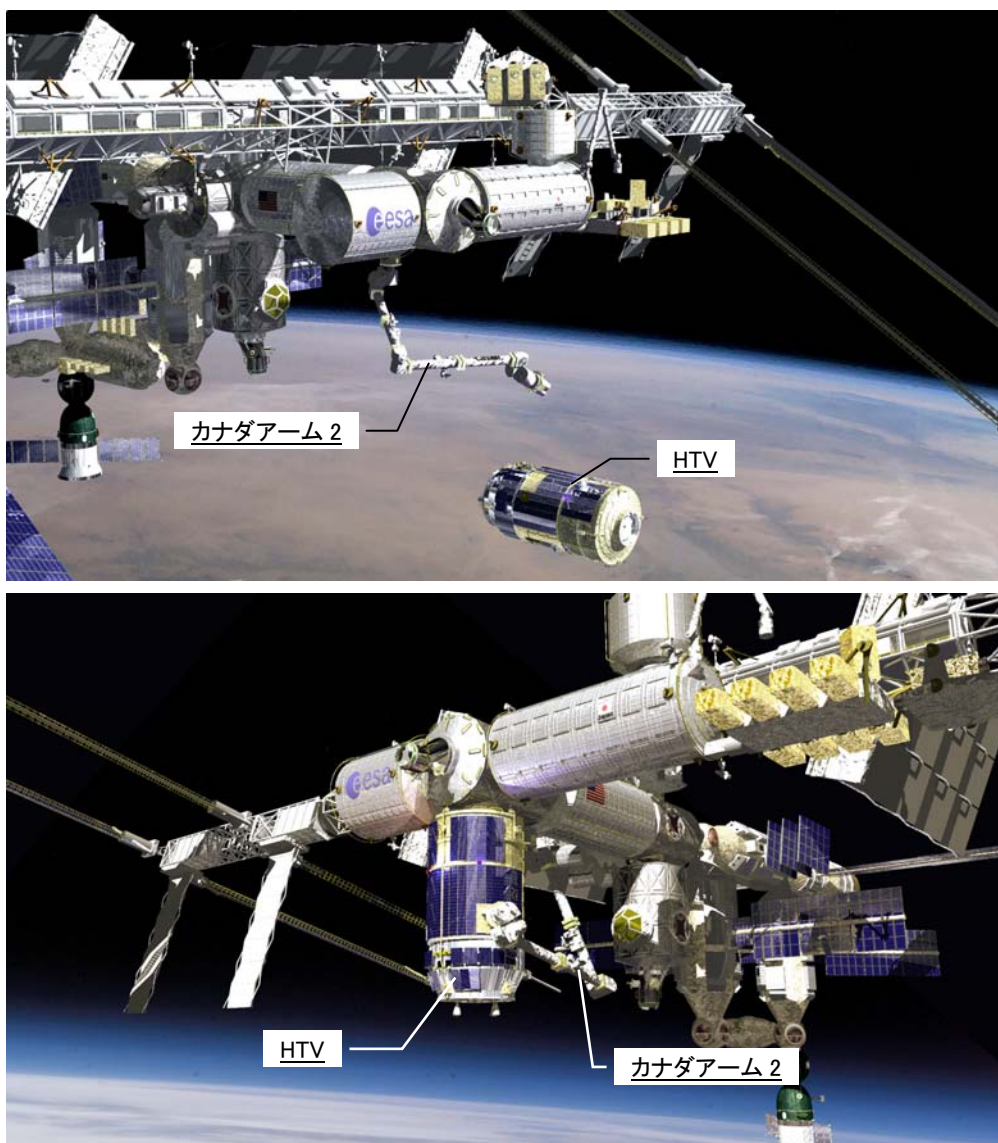


図 8.2.3-2 HTV の接近イメージ(上)と ISS への結合イメージ(下)

HTV管制センター(HTV-CC)にてHTVがバーシングボックス内でISSに対して相対的に停止したことが確認されると、ISSの搭乗員によりHTVのスラスタが停止され(図 8.2.3-2上)、カナダアーム2で把持されます。その後、ISSの「ハーモニー」(第2結合部)の地球側の共通結合機構(CBM)に結合され、ISSに係留されます(図 8.2.3-2下)。

8.2.4 係留期間中の運用

HTV が ISS に結合されると、ISS の搭乗員または HTV 管制センター (HTV-CC) からのコマンドにより、HTV 入室前作業として補給キャリア与圧部の内部照明の点灯や均圧化が行われ、ハッチが開かれます。また、補給キャリア与圧部への入室時に結露が生じないように、補給キャリア与圧部の温度は入室前に 15.6℃以上になるようにしておきます。なお、ISS に結合中は、ISS から HTV に電力が供給されます。

ハッチが開かれると、ISS の搭乗員は、補給キャリア与圧部から船内用補給品 (実験ラック、飲料水、衣料など) を ISS 内に移送し、逆に ISS の不要品を補給キャリア与圧部に積み込みます。

また、曝露パレットを補給キャリア非与圧部から取り出し、船外用補給品を移送します。曝露パレット I 型の場合の移送手順は以下の通りです。

1. カナダアーム 2 によって、曝露パレットが補給キャリア非与圧部から取り出される (図 8.2.4-1)。
2. 曝露パレットがカナダアーム 2 から「きぼう」のロボットアームに渡される (図 8.2.4-2(2))。
3. 「きぼう」のロボットアームにより、曝露パレットが船外実験プラットフォームに結合される (図 8.2.4-2(4))。



図 8.2.4-1 曝露パレットの取出しイメージ

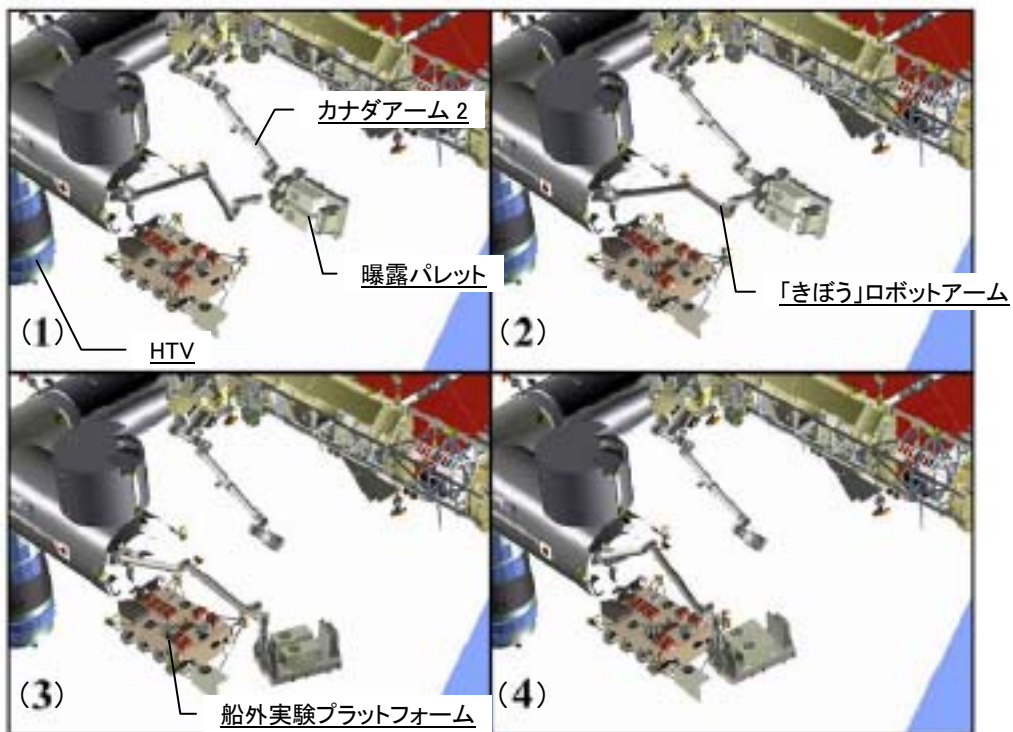


図 8.2.4-2 曝露パレットの船外実験プラットフォームへの結合イメージ

8.2.5 ISSからの分離／大気圏への再突入

HTV への不要品の積み込みなどが完了すると、HTV は ISS から分離され、大気圏に再突入し廃棄されます。ISS からの分離の手順は以下の通りです。

1. ISS の搭乗員により、ハッチの閉鎖と HTV 内部電源への切替えなどが行われる。
2. カナダアーム 2 により HTV が把持される。
3. 共通結合機構 (CBM) が解放される。
4. カナダアーム 2 により HTV 解放ポイント (リリース点) へ移動される。
5. カナダアーム 2 が HTV を解放。
6. ISS の搭乗員からのコマンドにより HTV のスラスタを起動し、ISS から離脱。



図 8.2.5-1 HTV の大気圏への再突入イメージ

ISSから離脱したHTVは2回の軌道変更を行い、軌道離脱準備軌道へ投入されます。そして、軌道離脱準備軌道において再突入に向けた軌道変更のタイミングを調整し、最後の軌道変更を行うと、しばらくして大気圏へ再突入し燃焼廃棄されます(図 8.2.5-1)。HTVの落下可能領域は南太平洋ですが、バックアップとしてインド洋にも設定されています(図 8.2.5-2)。

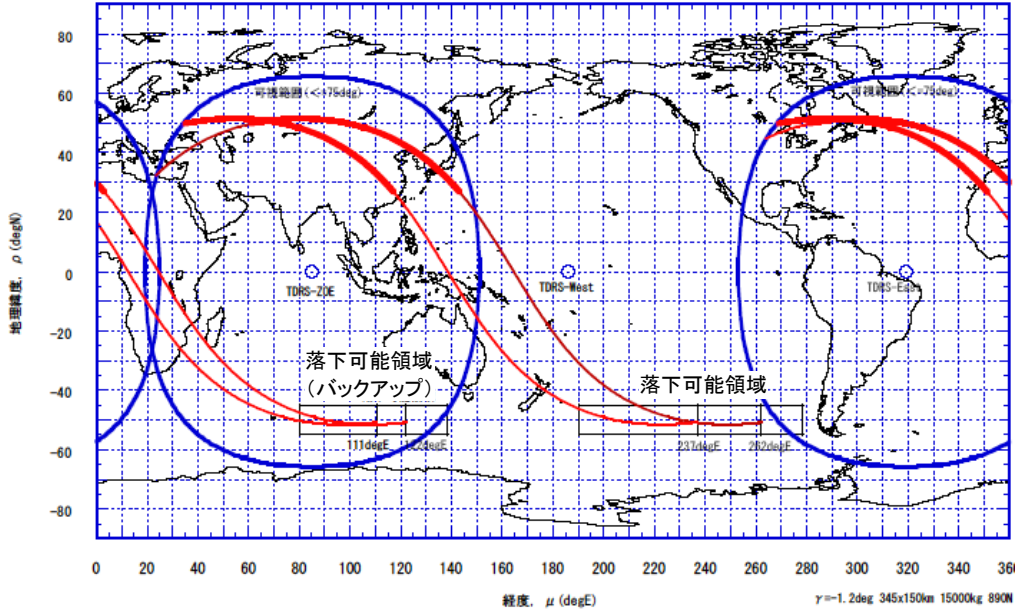


図 8.2.5-2 落下可能領域とHTVの軌道(赤線)

9. 有人宇宙開発におけるリスクマネジメント と安全設計手法

9.1 はじめに

国際宇宙ステーション計画(International Space Station: ISS)は米国、ロシア、欧州、カナダおよび日本の世界 15 ヶ国が参加する国際協力プロジェクトで、各種宇宙実験を行うことにより、科学技術の発展に寄与することを目的に、21 世紀初頭、宇宙に恒久的有人施設を建設することを目指した計画です。日本は、この ISS に、「きぼう」日本実験棟を取り付け、微小重力をはじめとした宇宙環境を利用して様々な研究を行うことや、実験装置、補給物資の輸送を宇宙ステーション補給機(H-II Transfer Vehicle: HTV)にて行うことにより参加しています。

ISS は有人の宇宙機であることから、宇宙飛行士の安全の確保を最優先にした開発が行われています。また、ISS が国際協力で行われているために、開発においては国際間で管理システムや技術要求においても合意した上で、共通の枠組みで開発が進められています。そして安全確保の枠組みにおいても ISS 計画共通のルールのもとで実施されています。

したがって JAXA も、我が国初の有人宇宙開発計画である「きぼう」の開発に際しては、国際間のルールに則った上で、宇宙飛行士の安全に関するリスクをいかに低減するかという点を重要視して開発を進めてきました。そしてその成果は HTV の開発にも反映されています。

ここでは、「きぼう」開発において実施している、リスクマネジメントのうち安全および信頼性の確保に関する技術的な側面について焦点をあて、有人宇宙開発におけるリスクマネジメントと安全設計手法について述べます。

9.2 国際宇宙ステーション計画における安全・信頼性確保のしくみ

国際協力により推進されている ISS 計画は、安全の確保のために以下の枠組がなされています。

- NASA が、参加各国の協力を得て開発、運用段階の ISS の全体的な安全要求および安全計画の設定を行います。そして ISS 全体が安全であることを、安全審査を実施することなどを通じて認証します。
- 各参加国(NASA も含め)は、ISS 全体の安全要求、安全計画と同等若しくはそれを上回る独自の安全要求、安全計画を設定し、参加国が提供する要素について安全であることを認証します。「きぼう」の場合は JAXA が安全の認証を行った後、宇宙開発委員会による安全審議、確認を行うことで我が国としての認証を完了します。

9.2.1 安全確保のためのプロセス

ISS 計画は、安全プロセス(管理)要求として①安全解析手法、②安全確保の体制、③安全審査プロセス等を定め、組織的かつ系統的な方法を規定しています。

① 安全解析手法

有人宇宙システムは航空機と比較し歴史が浅く、機数や種類は多くありません。航空機は設計仕様を満足することで安全を確保できますが、有人宇宙システムはあらかじめ予見した危険要素への対策を設計で実現するだけでは予見できない危険を内在させる可能性を残しています。そのため、できあがった設計を改めて安全という視点で網羅的に見直す仕組みが必要です。

これを安全解析と称し、有人宇宙システムの安全解析はハザード解析という定性的な手法が適用されています(ハザードとは危険な状態が潜在あるいは顕在する状態を言います)。

ハザード解析には、従来の航空宇宙工学の安全・信頼性工学で一般的に用いられてきた故障の木解析(Fault Tree Analysis: FTA)、故障影響解析(Failure Mode Effect Analysis: FMEA)等を用いることによって、ハザードの識別や原因の抽出の網羅性の向上を図っています。また、考慮すべき最低限の故障モードや FMEA の記入様式を統一することにより、国際間で共通の理解を得やすくなっています。また、米国のスペースシャトルの事故などを踏まえ定量的なリスク評価手法も導入されています。

② 安全確保の体制

設計部門が要求に基づいて実施する安全・信頼性設計に対して、独立に評価を行う安

全・ミッション保証部門を設置し、設計フェーズに応じて設計審査とは独立に安全審査を実施しています。

③ 安全審査

ISS 計画の安全審査はハザードレポートといわれる解析書を用い、考慮すべきハザードが識別されたこと、識別されたハザードごとにその制御方法と検証方法が設定されたこと、および検証が適切になされたことを審査します。

安全審査は以下のように 3 フェーズ(段階)に分けて実施され、開催時期は基本設計審査時、詳細設計審査時、および認定試験後(または納入前)審査時に合わせて行われます。

- フェーズⅠ：基本設計終了時点で、ハザードの識別と制御方法を審査。
- フェーズⅡ：詳細設計終了時点で、ハザード制御の検証方法を審査。
- フェーズⅢ：認定試験終了時点で、ハザード制御の検証結果を審査。

安全審査の実施プロセスを図 9.2.1-1に示します。

安全審査は JAXA と NASA でそれぞれ実施されます。JAXA は「きぼう」が安全かを審査し、NASA は ISS 全体からの視点で見て「きぼう」が安全かを審査します。

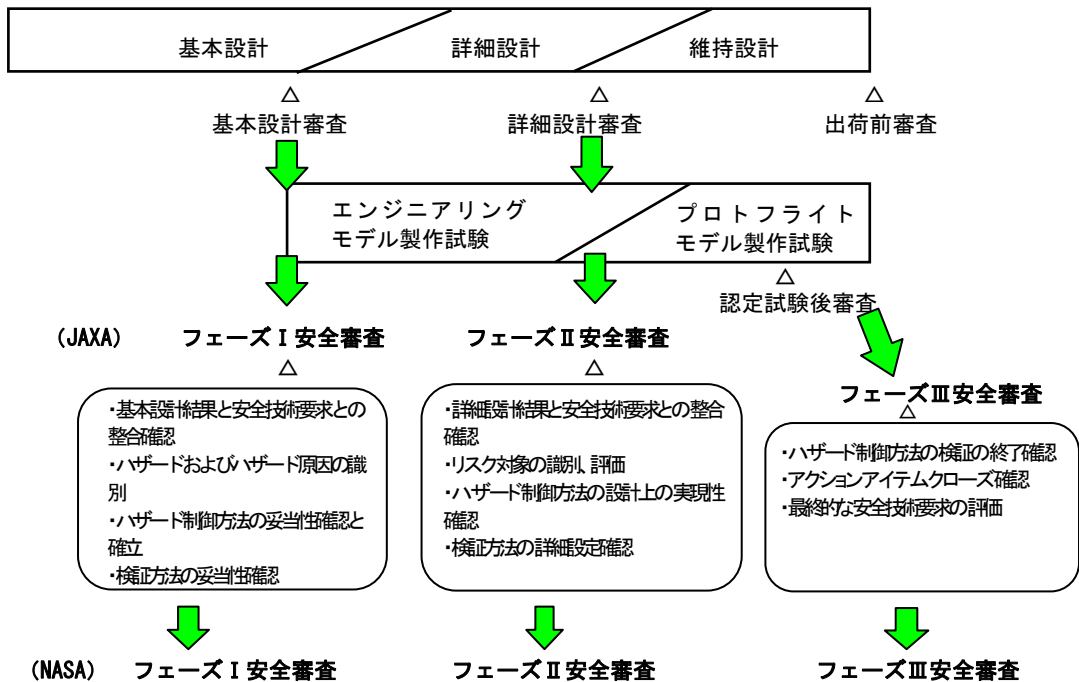


図 9.2.1-1 安全審査プロセス

9.2.2 安全確保に向けた設計活動

(1) ハザード制御の方法

(a) 安全設計の基本的な考え方

「きぼう」における安全設計の基本的な考え方は、開発と運用においてハザード(事故をもたらす要因が顕在または潜在する状態)の制御を行うことであり、その手法とはあらかじめ起こる可能性のあるハザードの原因を識別し、原因となる事象が発生してもハザードの発生に至らないようにするものです。

ハザードの制御は故障許容設計を基本としますが、その手法が取れない場合にはリスク最小化設計という詳細な設計、解析、試験、検査等の詳細な要求仕様を設定し、安全制御とすることでハザードの発生リスクを低下させる手法を用います。

(b) ハザードの識別

(ア) 対象システムの理解

安全設計を実施する前提として、①対象システム、②運用、③ミッション、④環境条件、⑤他のシステムとのインタフェース等を十分に理解します。その上で安全設計の対象を明確にすることも重要です。

(イ) ハザードの識別

対象となるシステムおよびその運用に係る予測可能な全てのハザードを、安全解析によって識別します。ここでは、対象となるハードウェア、ソフトウェア、運用、誤動作等のヒューマンエラー、インタフェース、環境条件等を考慮して、体系的かつ論理的に解析を行います。また、解析に当たっては、FTA や FMEA を活用し、ハザードを抽出します。

(ウ) ハザードの原因の識別

識別したハザードの原因を識別します。ハザードの原因の識別に際しても、対象となるハードウェア、ソフトウェア、運用、誤操作等のヒューマンエラー、インタフェース、環境条件等を考慮して、体系的かつ論理的に解析を行うとともに、FTA や FMEA 等の解析ツールを活用します。

(エ) ハザードの被害の度合いおよび発生頻度の決定

「きぼう」においては、搭乗員の傷害、「きぼう」の喪失／損傷等の被害の度合いに応じて、以下のレベルを設定しています。

- I : カタストロフィック(致命的)ハザード
- II : クリティカル(重大)ハザード
- III : マージナル(軽微)ハザード

これらのレベルとハザードの被害の度合いを表 9.2.2-1にまとめます。

表 9.2.2-1 ハザードレベルと被害の度合い

カテゴリ	ハザードの被害の度合い
カタストロフィック (致命的) I	能力の喪失に至る人間の障害、致命的な人間の傷害。またはスペースシャトル、宇宙ステーション、あるいは主要な地上設備の喪失の原因となり得る状態。
クリティカル (重大) II	重度な人間の傷害、もしくは重度の職業上の疾病をもたらす状態。宇宙ステーションエレメント、軌道上の生命維持機能、あるいは緊急システムの喪失の原因となり得る状態。
マージナル (軽微) III	安全監視機能、緊急制御機能、または緊急システムの重大な損傷。応急手当を要する人間の軽度の傷害。打上げまたはサービスビークル、主要な宇宙ステーションエレメント、軌道上の生命維持機能、地上設備、あるいは全てのクリティカルな地上支援装置の軽度の損傷を伴う状態。

(c) ハザードの除去・制御

全てのハザードを識別し、以下の優先順位に従ってハザードを制御し、残存ハザードのリスクを評価することとします。ハザードについては可能な限り除去することが原則ですが、除去できない場合には、次の優先順位でハザードの制御を行います。

- ① ハザードを最小にする設計
故障許容設計、適切な部品・材料の選定等により、ハザードが最小となるようにします。
- ② 安全装置
異常が発生したとしても被害を最小限にするように、安全装置を付加します。

③ 警報・非常設備等

異常が発生した場合には、警報が作動し、また万一緊急の措置を要する事態に至った場合には、緊急警報が作動して、搭乗員に異常を知らせます。さらに、異常の発生に備えて、非常設備および防護具を備えます。

④ 運用手順

ハザードが最小となるような運用手順を整備します。

⑤ 保全

適切な予防保全により、異常の発生頻度を小さくします。

(d) ハザードの制御方法の検証

設定されたハザードの制御方法の有効性を、以下のいずれか、あるいは組み合わせによって確認します。

- ① 試験
- ② 解析
- ③ 検査
- ④ デモンストレーション

(e) 残存ハザードのリスク評価

ハザードの制御方法の検証結果を評価して、残存ハザードのリスクが十分低いレベルに制御されていることを確認します。残存ハザードリスクは、ハザードの被害の度合いおよび発生頻度のマトリクスで評価されます。

ハザードが、あるシステム／機器の故障・誤動作／または搭乗員の誤操作に起因する場合には、原則として故障許容設計がとられます。

(2) ハザードレベルと故障許容数

「きぼう」システムでは、各ハザードのレベルに応じて以下の故障許容設計としています。

■ カタストロフィックハザード

2 故障許容(システム／機器の故障およびクルーの誤操作のいかなる 2 つの組み合わせによっても搭乗員に対する致命傷を引き起こさない設計)

■ クリティカルハザード

1 故障許容(単一のシステム／機器の故障または誤操作により搭乗員への傷害を引き起こさない設計)

故障許容設計のアプローチとして、一般的に以下の2つの手法がとられます。

- ある機能の喪失が事故に到る場合 → 冗長設計
- ある機能の意図しない動作が事故に到る場合 → インヒビット設計

インヒビットとはハザード源となる機能とそれに対するエネルギー源(電源)の間に物理的な遮断装置を設ける手法です。

これに対して、構造、圧力容器、流体配管、および材料等、故障許容設計が適切ではない場合には、リスク最小化設計が適用されます。

リスク最小化設計とは以下の事項を考慮した設計手法のことです。

- 打上げ時および軌道上にて課せられる最悪の環境条件を考慮した十分な設計マージンを確保すること。
- 機能、性能に関し十分な解析試験により十分な検証を実施すること。

以上をもとに、カタストロフィックハザードに対する基本要求和許容判断基準を模式化したものを、図 9.2.2-1に示します。

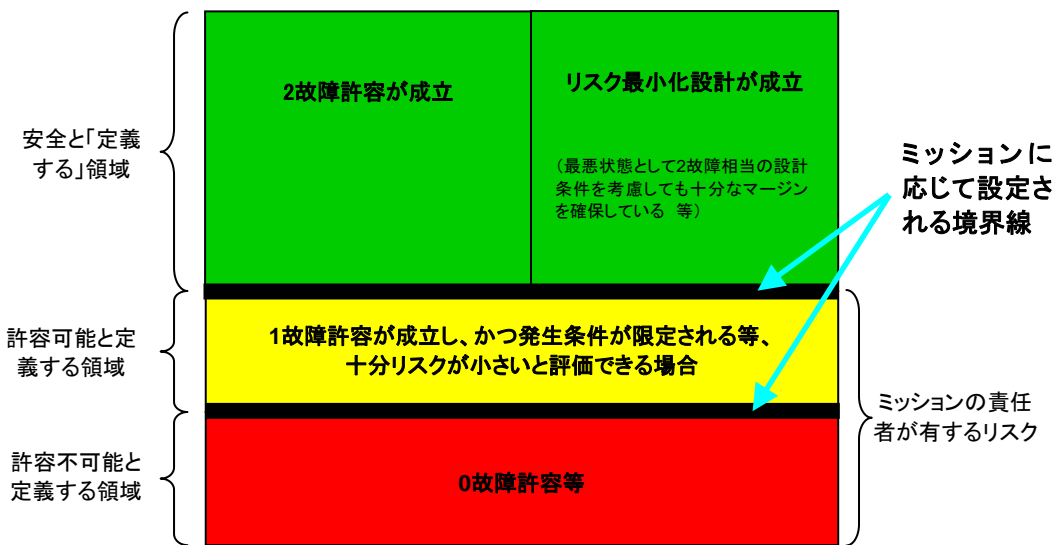


図 9.2.2-1 カタストロフィック(致命的)ハザードに対する基本要求和許容判断基準

9.2.3 「きぼう」におけるハザード制御の実際

「きぼう」においては表 9.2.3-1に示す 26 件のハザードが識別されています。

表 9.2.3-1 「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(リーク)
3	環境空気汚染
4	環境空気悪化(温度、湿度、空気組成の悪化)
5	減圧(空気漏れ、リーク)
6	正圧による構造破損
7	圧カシステム／コンポーネントの破裂
8	負圧による構造破損
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損
11	軌道上で浮遊した機器との衝突
12	「きぼう」ロボットアームとの衝突
13	回転機器への接触また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	電気ショック
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損
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の傷害
26	地上局からの不適切なコマンドによる誤作動

このうち、宇宙飛行士の死傷に至るまたは ISS の損失につながる主要なカタストロフィックハザードについて以下に説明します。

(1) 火災

ISS のような密閉空間では、火災それ自体のみならず、火災による有毒ガスの影響も大きくなります。したがって ISS は火災防止設計に重点を置いています。発生防止については難燃性の材料、部品の選定、バッテリーや回転機器などの発火源の管理などを行った上で、発火に至る前の異常を検知する手段の設定、異常検知時の機器の停止手段を持たせています。また、過去にロシアの宇宙ステーションでも火災が発生していることもあり、万一の場合に備え発生後の消火手段や退避手段も準備しています。ISS を構成するモジュールは全て入り口から 90cm 以内に消火器と酸素マスクが設置されます。また、消火手段は共通化されています。

(2) 汚染

ISS では前項で触れた火災の際の有毒ガス発生や、実験施設用いる材料に起因する有毒ガスに触れる危険が存在します。配管破裂などは構造の問題として扱いますが、継ぎ手の漏れや、機器の誤動作による有毒ガスの船内への漏洩に対しては故障許容手段をとることとし、3重の対策(2 故障許容設計)を講じることを基本としています。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、そこで二酸化炭素を除去した空気が、「きぼう」をはじめとする各モジュールに供給されています。そのため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窒息します。この問題も汚染として識別し、3重の対策をとることとしています。

(3) 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(リーク)はカタストロフィックハザードとなります。このハザードは汚染と同様、機器の誤動作(ISS の与圧空間の空気の圧力制御を行うための弁の故障等)によるものや、隕石・デブリの衝突による減圧等が想定されます。

機器の故障による減圧に対しては故障許容設計により対策を行います。隕石・デブリに対しては、一般的に大きなものは ISS が避けませんが小さなものは避けられません。そのため小さな隕石デブリに対しては防御壁を設置することで対応しますが、それでも衝突により、空気漏洩に至った場合には緊急避難船に退避するなどの手順を設定しています。「きぼう」からの退避シナリオは火災、汚染と同じです。

(4) 船外活動

船外活動は宇宙服を着て ISS の外部で行う作業です。船内と異なり、宇宙服の損傷は致命的です。また、酸素などの制約から、規定時間内に作業を終えて船内に戻らなければなりません。したがってそれらを妨げるような要因、突起物、鋭利なもの、異常温度部などは全てカタストロフィックとなります。そのためこのような箇所はないような設計に極力努めますが、センサの突起のような飛行目的上不可欠で、別の方策がない場合には、船外活動中にそこに近づかない運用を設定するなどの対応をとります。

なお、船外活動を実施する上で問題がないことを、水中に実物大のモックアップを設置して宇宙飛行士が実際の運用をシミュレートした作業を行うことで確認します。

(5) 構造

構造破壊は ISS の損失につながることからカタストロフィックハザードです。構造のハザード制御の基本は、適切な安全係数の確保と試験による検証です。二次構造については、ねじなど複数の固定器具を用いる場合などは、1、2 本の固定器具の損傷があったとしても構造全体に影響を与えないようにする故障許容設計も行われます。

また、ISS は、現時点ではスペースシャトルを除き、傷等の点検は実施できません。そのため破壊管理(フラクチャーコントロール)という概念を導入してリスクを低減します。これは、安全上重要な構造に内在する傷を予測し、その傷が致命的なまで運用中に進展しないことを解析し、さらに、打上げ前に材料選定から製造工程を含めて傷がないことを確認する手法のことをいいます。これらの設計活動を行うことで構造ハザードへの対処としています。

(6) 放射線対策

宇宙放射線に対する長期および大量の被曝は宇宙飛行士にとってハザードとなります。そのため、「きぼう」の搭乗員については、ISS では造血器官(深さ 5cm の線量当量)に対する被曝が年間 400mSv(40rem)を越えないことを設計要求としています。「きぼう」の船内は、外壁にアルミを使用し、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、また、船内実験室内の外壁内側には機器を搭載したラック、艙装品が設置され、放射線の遮蔽に寄与しています。被曝量は、ISS 設計要求値内に抑えられることを解析にて確認しています。また、宇宙空間では、宇宙飛行士は被曝線量計を携帯し規定の線量以内にあることを確認しています。

9.3 信頼性確保に向けた設計活動

安全設計としてはFTAをもとにハザードを識別し設計を進めています。一方信頼性確保の観点からは、FTAのみならず、機器レベルからFMEAを実施しています。特にISSでは考慮すべき故障モードや記載すべきデータについて共通の技術要求にまとめて各国際パートナーで遵守することを合意しています。この解析により単一故障点(ある故障モードにより冗長設計が成り立たない部位等)の有無を識別し除去につとめます。その上で、機構系など冗長化できない部分についてはクリティカルアイテムとして設計マージンや軌道上での対処計画の有無などによりリスクを評価して設計を進めています。故障モードについてはFTAとFMEA、更にはハザード解析の内容を相互に比較し、網羅性を高め、リスクを低減させています。

9.4 運用段階におけるリスクマネジメント

運用担当部門はハザード解析の審査(安全審査)の場で自らが合意した運用制御を飛行取り決め(フライトルール)および運用手順書に実現します。実験装置の運用は実験運用部門、「きぼう」の運用は「きぼう」運用部門、ISS全体の運用はNASAが担当します。

安全・ミッション保証部門はハザード解析で承認した運用制御が運用のための文書に適切に反映されたことを確認します。

この運用制御を具体化し運用のための文書に反映させる過程の中で、運用による安全制御が合理的に行えないとなれば、ハザード解析に立ち返り、適切な安全制御の方法を確立し、検証を実施します。

実際の運用の場面では、運用実施部門が安全制御の実行を行い、安全・ミッション保証部門は適宜運用状況を監視、安全な状態が保たれていることを確認することになります。

9.5 宇宙開発におけるリスクマネジメントにおける新たな取り組み ーリスクの定量化ー

本来リスクを考える場合、これまでのハザードの被害の度合いと発生頻度の組み合わせで評価する必要があります。現状のハザード評価は個々の事象の被害の度合いによって要求される制御を設定していますが、発生頻度も含めたリスク評価までは踏み込んでいません。しかしながら、個々のハザードごとに、どういうシナリオでハザードが発生し、そのシナリオにおける故障などの事象がどういう数値で発生するかということを考慮することで、発生頻度を定量的に評価し、ハザードごとのリスクの程度の違いを考慮したリスク評価を現在進めています。手法としては、主に原子力分野で活用されている確率論的安全評価手法に基づいています。

NASA も ISS やスペースシャトルに対する定量的な評価を進めており、軌道上運用における不具合処置や運用方針の決定における判断根拠の 1 つとして活用しています。JAXA は「きぼう」に対する評価を行い、ISS 全体としての評価に貢献するとともに、「きぼう」運用におけるリスクの抽出とその対応策の検討を行っています。

付録 略語集

略称	英名	和名
ACBM	Active Common Berthing Mechanism	アクティブ CBM
AI	Approach Initiation	アプローチ・イニシエーション
AOM	Atomic Oxygen Monitor	原子状酸素モニタ (SEDA-AP 機器)
AOS	Acousto-optical Spectrometer	電波分光計 (SMILES 機器)
ATU	Audio Terminal Unit	音声端末装置
ATV	Automated Transfer Vehicle	欧州補給機
BPSK	Binary Phase Shift Keying	二位相偏移変調
C&C MDM	Command and Control Multiplexer/Demultiplexer	(米国側の)管制制御装置
C&DH	Command and Data Handling	コマンド/データ処理、監視制御系
C&T	Communication and Tracking	通信制御系
CB	Clean Bench	クリーンベンチ
CBEF	Cell Biology Experiment Facility	細胞培養装置
CBM	Common Berthing Mechanism	共通結合機構
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
CGSE	Common Gas Supply Equipment	共通ガス供給装置
CMG	Control Moment Gyro	姿勢制御装置
CSA	Canadian Space Agency	カナダ宇宙庁
CSS	Crew Support System	クルー支援系
DC	Docking Compartment	ドッキング室
DRTS	Data Relay Test Satellite	データ中継技術衛星「こだま」
ECLSS	Environmental Control and Life Support System	環境制御・生命維持システム
ECU	Electronic Control Unit	船外パレット制御装置
EDEE	Electronic Device Evaluation Equipment	電子部品評価装置 (SEDA-AP 機器)
EEU	Equipment Exchange Unit	船外実験プラットフォーム装置交換機構
EFBM	Exposed Facility Berthing Mechanism	船外実験プラットフォーム結合機構
EFU	Exposed Facility Unit	船外実験プラットフォーム側装置交換機構
E-ORU	Extravehicular activity Orbital Replacement Unit	船外活動対応軌道上交換ユニット

略称	英名	和名
EPS	Electrical Power System	電力系
ERA	European Robotic Arm	欧州ロボットアーム
ESS	Experiment Support System	実験支援系
EVA	Extravehicular Activity	船外活動
FCIT	Flight Crew Interface Test	フライト・クルー・インタフェース・テスト
FMEA	Failure Mode and Effects Analysis	故障影響解析
FPEF	Fluid Physics Experiment Facility	流体物理実験装置
FRGF	Flight Releasable Grapple Fixture	取外し可能型グラプル・フィクスチャ
FSA	Federal Space Agency	ロシア連邦宇宙局
FT	Failure Tolerant	故障許容
FTA	Fault Tree Analysis	故障の木解析
GHF	Gradient Heating Furnace	温度勾配炉
GPS	Global Positioning System	全地球的な位置決めシステム
GSC	Gas Slit Camera	ガススリットカメラ(MAXI 機器)
HCP	Hardware Command Panel	搭乗員用コマンドパネル
HEPA	High Efficiency Particulate Air	微生物・微粒子除去
HIT	Heavy Ion Telescope	重イオン計測装置 (SEDA-AP 機器)
HOA	Head of Agency	宇宙機関長会議
HOSC	Huntsville Operations Support Center	ハンツビル運用支援センター
HREL	Hold and Release Electronics Unit	保持解放エレクトロニクス
HTV	H-II Transfer Vehicle	宇宙ステーション補給機
HTV-CC	HTV Control Center	HTV 管制センター
ICS	Inter-orbit Communication System	衛星間通信システム
ICS-EF	ICS Exposed Facility Subsystem	ICS 曝露系サブシステム
ICS-PM	ICS Pressurized Module Subsystem	ICS 与圧系サブシステム
IDR	Incremental Design Review	設計審査
IMCE	ISS Management and Cost Evaluation	ISS 外部独立評価委員会
ISPR	International Standard Payload Rack	国際標準実験ラック

略称	英名	和名
ISS	International Space Station	国際宇宙ステーション
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency	宇宙航空研究開発機構
JPDRD	Joint Program Definition and Requirements Document	日米共同管理技術文書
JSC	Johnson Space Center	NASA ジョンソン宇宙センター
LVLH	Local Vertical Local Horizontal	局所的垂直/局所の水平姿勢
MAXI	Monitor of All-sky X-ray Image	全天 X 線監視装置
MBS	Mobile Base System または、MRS(Mobile Remote System) Base System	モバイル・ベース・システム
MCC	Mission Control Center	ミッション管制センター
MEIT	Multi-Element Integration Test	適合性確認試験
MLM	Multi-Purpose Laboratory Module	多目的実験モジュール
MOU	Memorandum of Understanding	了解覚書
MPAC&SEED	Micro-Particles Capturer and Space Environment Exposure Device	微小粒子捕獲実験装置および材料曝露実験装置
MSFC	Marshall Space Flight Center	マーシャル宇宙飛行センター
NASA	National Aeronautics and Space Administration	米国航空宇宙局
NASDA	National Space Development Agency of Japan	宇宙開発事業団
NEM	Neutron Monitor	中性子モニタ (SEDA-AP 機器)
OBSS	Orbiter Boom Sensor System	センサ付き検査用延長ブーム
OCS	Operation Control System	運用管制システム
PAM	Payload Attach Mechanism	船外実験装置取付け機構
PCBM	Passive Common Berthing Mechanism	パッシブ CBM
PCRF	Protein Crystallization Research Facility	蛋白質結晶生成装置
PDB	Power Distribution Box	分電箱
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査
PDU	Power Distribution Unit	分電盤
PIU	Payload Interface Unit	船外実験装置側装置交換機構
PLAM	Plasma Monitor	プラズマ計測装置 (SEDA-AP 機器)
PMA	Pressurized Mating Adapter	与圧結合アダプタ

略称	英名	和名
PROX	Proximity Communication System	近傍域通信システム
PVGF	Power & Video Grapple Fixture	電力・映像グラプル・フィクスチャ
QPSK	Quadrature Phase Shift Keying	四位相偏移変調
RM	Research Module	研究モジュール
R-ORU	Robot essential Orbital Replacement Unit	ロボティクス対応軌道上交換ユニット
RUR	Reference Update Review	宇宙基地基準概念審査会
RVS	Rendezvous Sensor	ランデブセンサ
SCOF	Solution Crystallization Observation Facility	溶液結晶化観察装置
SDOM	Standard Dose Monitor	高エネルギー軽粒子モニタ (SEDA-AP 機器)
SEDA-AP	Space Environment Data Acquisition equipment - Attached Payload	宇宙環境計測ミッション装置
SFU	Space Flyer Unit	宇宙実験・観測フリーフライヤー
SLT	System Laptop Terminal	システム・ラップトップ・ターミナル
SMILES	Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder	超伝導サブミリ波リム放射サウンダ
SPCF	Solution/Protein Crystal Growth Facility	溶液・蛋白質結晶成長実験装置
SRMS	Shuttle Remote Manipulator System	スペースシャトルのロボットアーム
SSC	Solid-state Slit Camera	X線 CCD スリットカメラ(MAXI 機器)
SSIPC	Space Station Integration and Promotion Center	宇宙ステーション総合推進センター
SSRMS	Space Station Remote Manipulator System	「カナダアーム 2」(ISS のロボットアーム)
TCS	Thermal Control System	熱制御系
TDRS	Tracking and Data Relay Satellite	追跡データ中継衛星(NASA)
TKSC	Tsukuba Space Center	筑波宇宙センター
XVV	X-axis in Velocity Vector	X軸を進行方向へ向けた姿勢
ZLV	Z-axis in local vertical	Z軸を地球に対して垂直方向へ向けた姿勢

Kibo

Japanese Experiment Module

