

きぼう船外実験プラットフォーム 利用ハンドブック



平成 22 年 9 月

宇宙航空研究開発機構
有人宇宙環境利用ミッション本部
宇宙環境利用センター

目次

0. はじめに	0-1
1. 基本編	1-1
1.1 きぼう船外実験プラットフォームとは	1-2
1.2 きぼう船外実験プラットフォームで出来ること	1-6
1.3 きぼう船外実験プラットフォーム利用応募方法	1-6
2. 仕様編	2-1
2.1 きぼう船外実験プラットフォームの環境	2-2
2.1.1 微小重力	2-2
2.1.2 大気	2-3
2.1.3 プラズマ	2-4
2.1.4 電離放射線	2-4
2.1.5 電磁波	2-8
2.1.6 メテオロイド、及びデブリ	2-9
2.1.7 熱環境	2-10
2.1.8 汚染	2-12
2.1.9 視野	2-13
2.2 きぼう船外実験プラットフォームが提供するサービス	2-36
2.2.1 船外実験装置設置場所(ポート)	2-36
2.2.2 電力	2-39
2.2.3 熱	2-39
2.2.4 通信	2-39
2.2.5 ICS (Interorbit Communication System)	2-40
2.3 船外実験プラットフォーム以外の軌道上サービス	2-42
2.3.1 ロボットアーム	2-42
2.3.2 エアロック	2-44
2.3.3 搭乗員	2-47
2.3.4 音声	2-47
2.3.5 船内・船外カメラ	2-47
2.3.6 軌道上ラップトップコンピュータ	2-48
2.3.7 データ記録	2-48
2.4 地上サービス	2-51
2.4.1 実験実施計画立案	2-51

2.4.2 ユーザ運用エリア	2-51
2.4.3 実験運用	2-53
3. 実用編.....	3-1
3.1 船外実験プラットフォーム搭載用実験装置開発.....	3-2
3.1.1 設計要求	3-2
3.1.2 安全審査	3-9
3.1.3 射場運用	3-10
3.2 船外実験プラットフォームへの輸送、設置、帰還.....	3-11
3.2.1 船外実験プラットフォームへの輸送.....	3-11
3.2.2 船外プラットフォームへの設置	3-16
3.2.3 船外実験プラットフォームからの帰還.....	3-17
3.2.4 船外実験プラットフォーム以外の曝露宇宙環境利用.....	3-17
3.3 船外実験プラットフォーム実用例.....	3-20
3.3.1 全天X線監視装置 (MAXI)	3-20
3.3.2 超伝導サブミリ波リム放射サウンダ (SMILES)	3-21
3.3.3 宇宙環境計測ミッション装置 (SEDA-AP).....	3-22
3.3.4 沿岸海域用ハイパースペクトル画像装置および大気圏/電離圏リモート探知システム 実験装置 (HREP).....	3-22
3.4 次期船外実験プラットフォーム利用ミッション	3-24
3.4.1 ポート共有型実験装置 (MCE)	3-24
3.4.2 有機物・微生物の宇宙曝露と宇宙塵・微生物の捕集 (たんぽぽ)	3-25
3.4.3 高エネルギー電子、ガンマ線観測装置 (CALET)	3-25
4. 付録.....	4-1
4.1 略語	4-2
4.2 参照、参考文書一覧.....	4-6
4.2.1 ホームページ一覧	4-6
4.2.1 適用文書	4-6
4.2.3 参考・参照文書.....	4-8

]]

0. はじめに

本書は、きぼう船外実験プラットフォーム上に装置を搭載して実験を計画されている方を対象に、船外実験プラットフォーム上の環境、利用可能な各種サービス、開発・実験実施上の制約条件等の概略を説明する目的で作製したハンドブックです。

実際に船外実験プラットフォーム搭載用実験装置の開発を進めるにあたっては、別途制定されている「JEM ペイロードアコモデーションハンドブック」、その他、後述する各種規定文書に従い、かつ、船外実験プラットフォームやロボットアーム等、支援システムとの詳細なインターフェース調整が必要となります。また、打上げ、運用時の安全性について審査を受ける必要もあります。

本書は、作成時点における最新の情報に基づいて記述されていますが、実際の船外実験プラットフォーム実験装置の開発を進めるにあたっては、JAXA 担当と相談の上、上記の各種規定文書に基づく必要がありますが、本書が一人でも多くの宇宙実験を希望される方の参考となれば幸いです。

平成 22 年 9 月
宇宙航空研究開発機構
宇宙環境利用センター長
吉村 善範

本書の内容について、不明な点、問い合わせ等ございましたら下記にご連絡ください。

宇宙航空研究開発機構 筑波宇宙センター内
有人宇宙環境利用ミッション本部
宇宙環境利用センター
きぼう船外実験プラットフォーム利用担当連絡先
e-mail : ISRDB-2DHELP@jaxa.jp
FAX : 029-868-3956 または 050-3362-6292
Homepage : <http://idb.exst.jaxa.jp/home.html>

1. 基本編

本章では、国際宇宙ステーションに取り付けられたきぼうの船外実験プラットフォームについて、その概要、取付け可能な装置、実施可能な実験、そして実際に利用申請する際の手続きなどを記述します。

1.1 きぼう船外実験プラットフォームとは

きぼう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、理工学実験および科学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、きぼう船内実験室と結合して運用されています。

船外実験プラットフォームには実験装置を取り付ける標準的な場所(ポート)が全部で 12 箇所用意されており、そこに実験装置を取り付けることができます。これらの実験装置はきぼうロボットアームなどにより交換することで、様々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実験のサポートを行うために、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。

きぼう船外実験プラットフォームは 2009 年 7 月 16 日(日本時間)にアメリカのスペースシャトルエンデバー号(STS-127 Flight 2J/A)で打上げられ、若田宇宙飛行士らの手によって国際宇宙ステーション(ISS)のきぼう船内実験室に接続、起動され、2010 年 8 月現在、正常に運用されており、これまで米国を含めて 4 つの実験装置の運用が行われています。

きぼう船外実験プラットフォームと ISS 全体の位置関係は以下のようになります。

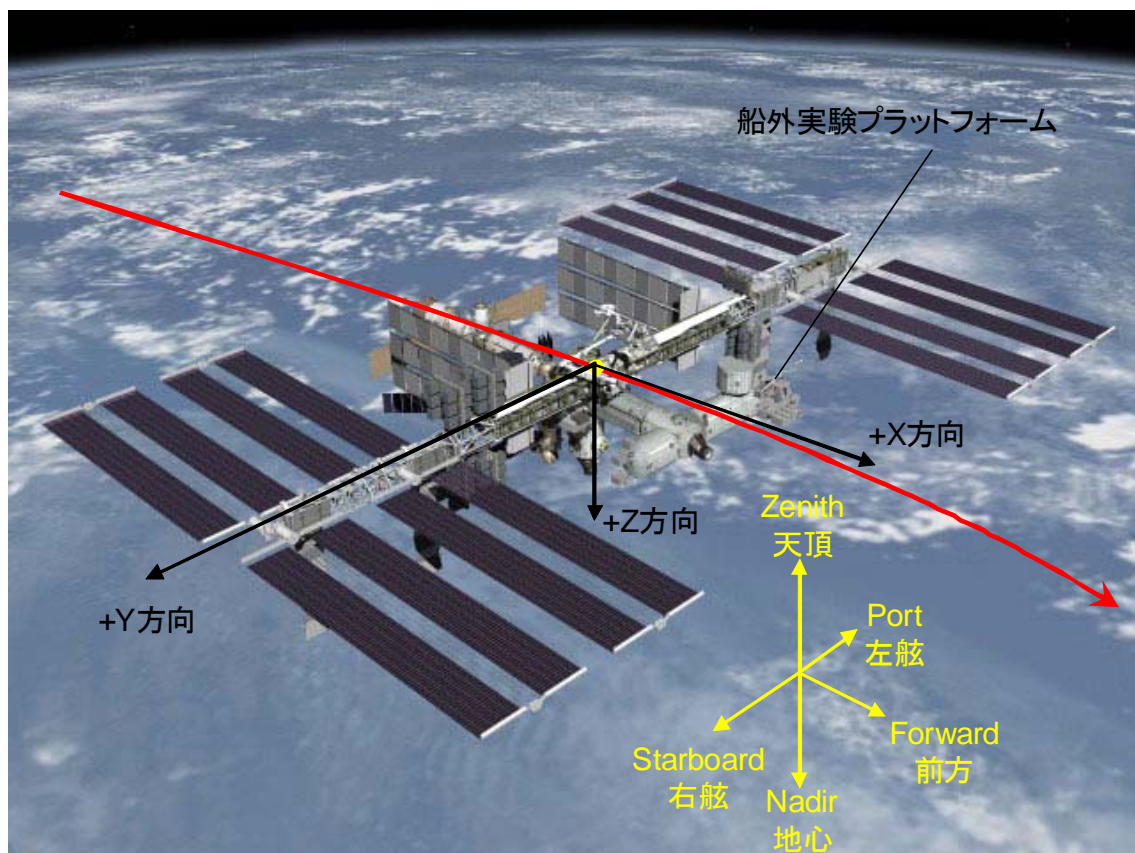


図 1.1-1 きぼうと ISS の位置関係

この図からもわかる通り、きぼう船内実験室、船外実験プラットフォームは ISS の進行方向最前面に接続されています。

図中、赤矢印が通常の ISS 飛行方向で、ISS の通常飛行状態を表す際に使用される LVLH (Local Vertical Local Horizontal) 座標系では、進行方向が+X 軸、進行方向右手が+Y 軸、進行方向下面、即ち地球方向が+Z 軸となります。

参考として、以下に ISS を構成する各モジュールときぼうの位置関係を図示します。

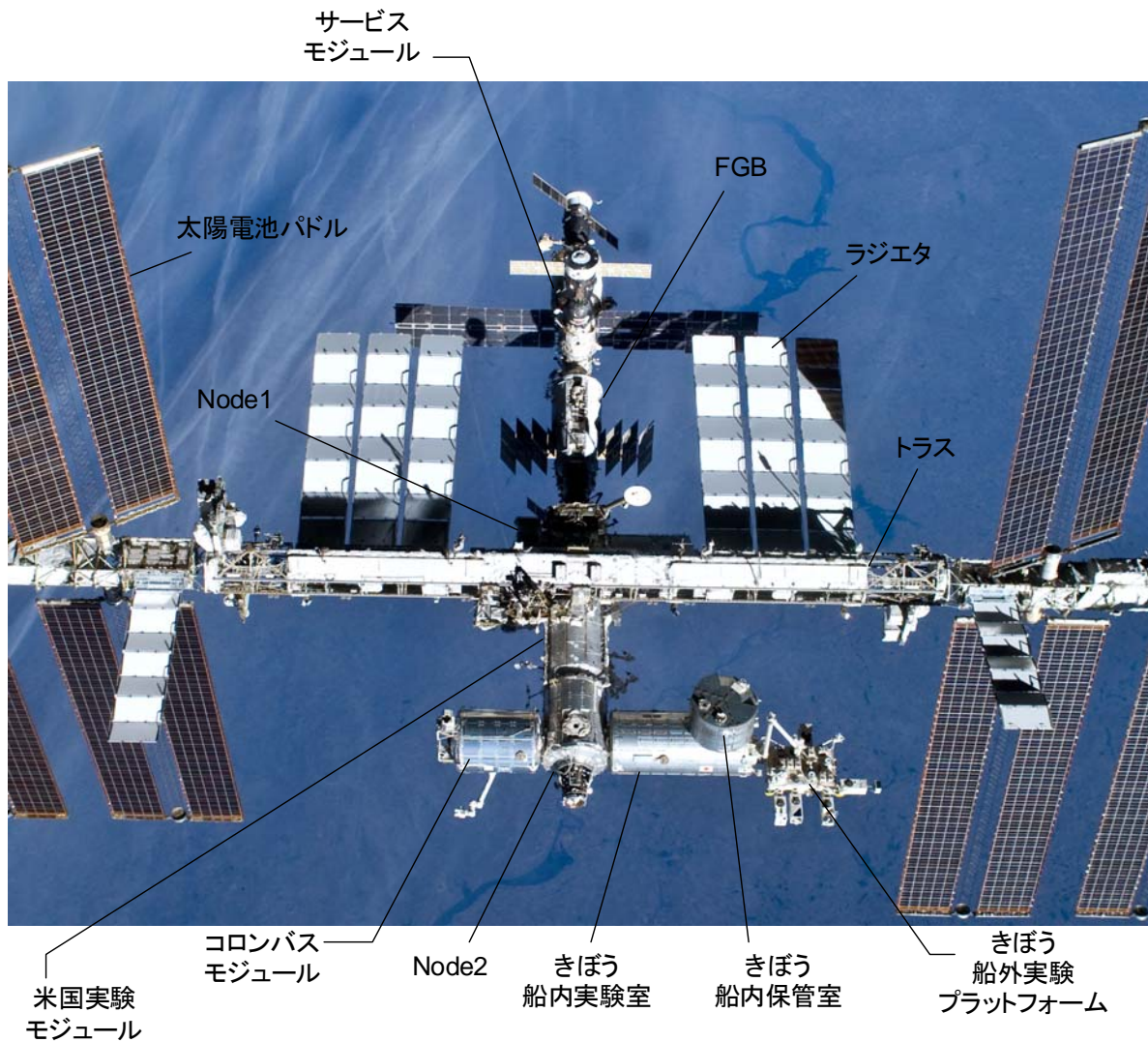


図 1.1-2 きぼうと ISS 各構成モジュールの位置関係

以下の表 1.1-1 にきぼう船外実験プラットフォームの主要諸元、図 1.1-3 に船外実験プラットフォームの取付け位置、及び船外実験装置搭載箇所全体の全体写真を示します。

項目	船外実験プラットフォーム
外形	箱形
大きさ	5.0m(幅) × 5.2m(長さ) × 3.8m(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:全体で最大 10kW、個々の実験装置には最大 3kW) 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

表 1.1-1 船外実験プラットフォーム主要諸元

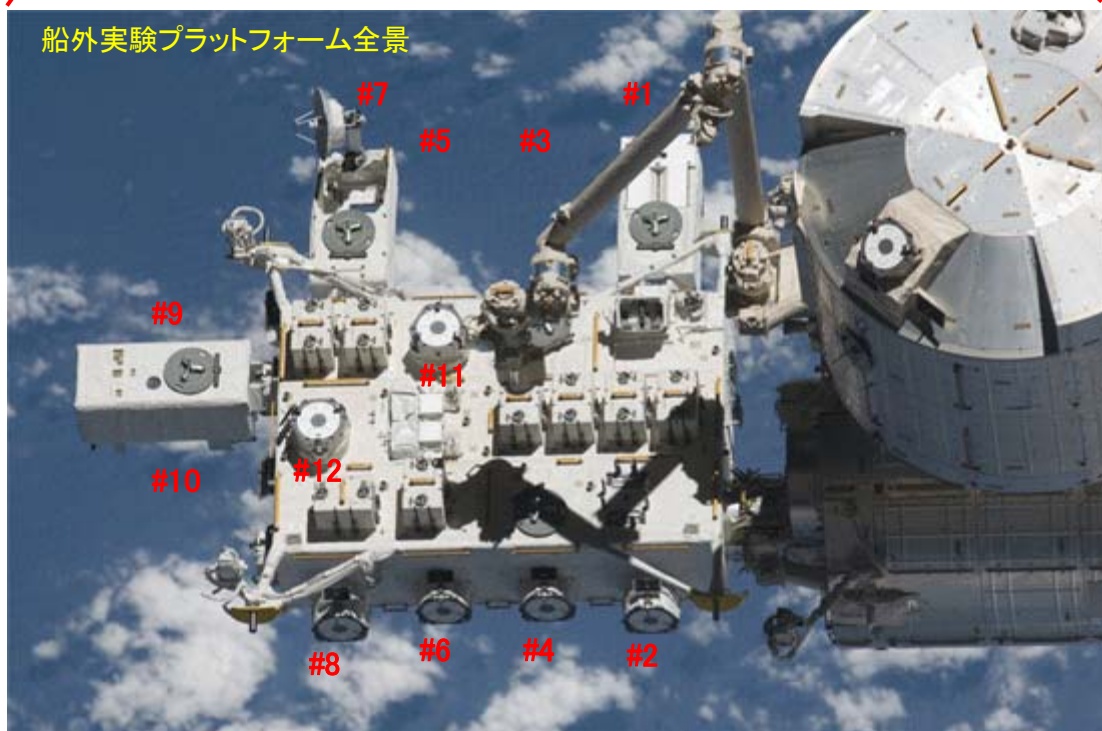
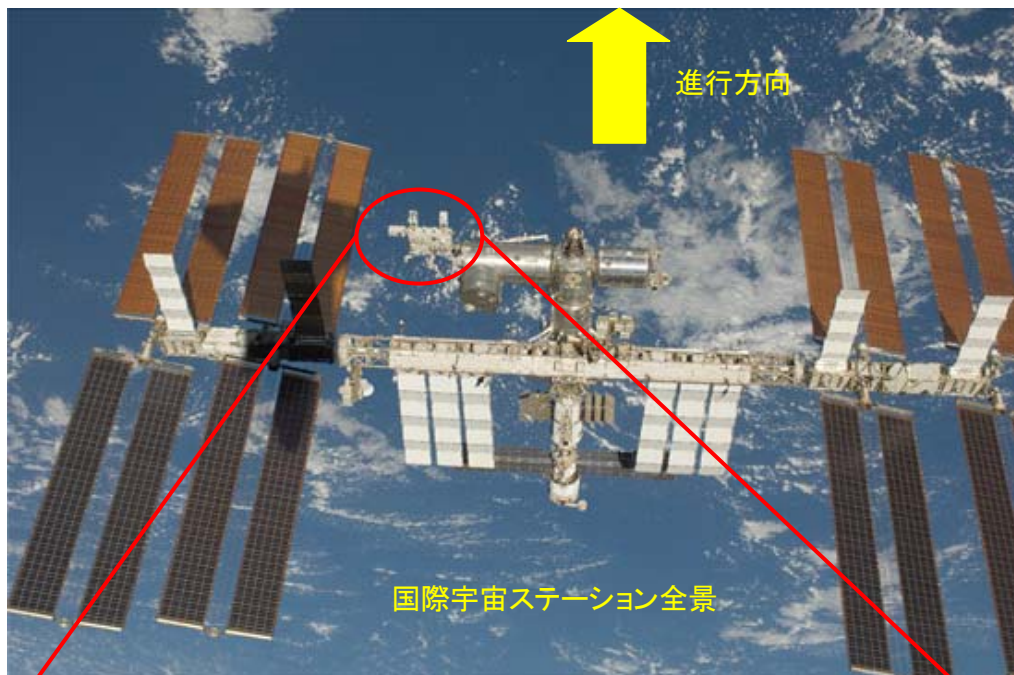


図 1.1-3 船外実験プラットフォームと船外実験装置取付位置

(赤数字は船外実験装置取付け可能位置)

注:写真は2009年7月時点の状態

1.2 きぼう船外実験プラットフォームで出来ること

きぼう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、理工学実験および科学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。

現在運用中の地球観測の一例としては、オゾン層の破壊や温暖化・砂漠化といった深刻な環境問題にさらされている地球を外から観測・調査し、解決の糸口を見つけることが目的で、オゾン層を破壊する微量気体やオゾン層が発する短い電波(サブミリ波)の観測を行ったり、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、高エネルギー粒子、原子状酸素、ダスト)の定量的計測を行い、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長期間にわたり計測する実験も行っています。

また、銀河系内外のブラックホールなどの活動天体の常時モニタを目的に世界最大の高視野X線カメラによる観測も行っています。

これらの詳しい実用例については、3.3章で説明します。

1.3 きぼう船外実験プラットフォーム利用応募方法

「きぼう」の船内実験室、及び船外実験プラットフォームは、日本にとって初めての夢の有人宇宙施設です。人類の新たな活動領域となる国際宇宙ステーション(ISS)は、科学実験だけでなく、人類の新たなフロンティアとして、教育や芸術、ビジネスなど幅広い分野の開拓に挑戦できます。皆さまのミッションの実現に向けて、JAXAがアドバイスやお手伝いをいたします。気軽に下記まで、ご相談ください。

問合せ先:kibo-promotion@jaxa.jp

また、以下のホームページで「きぼう」利用に係わる支援や利用者フォーラムについての案内も掲載しておりますので一度ご覧ください。

<http://kibo.jaxa.jp/promotion/>

2. 仕様編

本章では、きぼう船外実験プラットフォームに設置する船外実験装置について、

- ・ 曝露条件下で受ける環境影響、
 - ・ きぼう船外実験プラットフォームから提供されるサービス、
 - ・ きぼう船外実験プラットフォーム以外から提供される軌道上・地上サービス、
- について、記述します。

2.1 きぼう船外実験プラットフォームの環境

本章では、きぼう船外実験プラットフォーム上の曝露宇宙空間に設置される実験装置がどのような環境下に置かれるか、またその環境によってどのような影響を受ける可能性があるかについて記述します。

下表に概要の一覧を示し、2.1.1 以降でそれぞれの環境での影響を記述します。

	環境条件	影響
1	微小重力	$10^{-6}g$ オーダーの微小重力環境
2	大気	$10^{-5}Pa$ 程度の真空度
3	プラズマ	帯電・放電の原因、材料の表面破壊や装置の異常動作の可能性
4	電離放射線	シングルイベントによる誤動作の可能性
5	電磁波	部品・材料劣化、塗料等の変色の可能性
6	メテオロイド、デブリ	宇宙機の外壁や船外実験装置破壊の可能性
7	熱	直接光、反射光、赤外放射、宇宙背景輻射
8	視野	設置場所により異なる

表 2.1-1 きぼう船外実験プラットフォーム環境条件、及び影響一覧

2.1.1 微小重力 … $10^{-6}g$ オーダーの微小重力環境

きぼう船外実験プラットフォーム上では一般的に $10^{-6}g$ オーダー ($1g = 9.8m/s^2$) の良好な微小重力環境が実現されています。但し、大気抵抗や与圧モジュールからの排気、クルーの活動、宇宙ステーションの姿勢変更時等の外乱により微小重力環境は変動することがあります。

微小重力環境に関しては、年間に半年程度以上の期間にわたり半数の船外実験装置取付位置で与圧部ペイロードに準じた微小重力環境を曝露部が提供することとされています。

船外実験プラットフォームには3つの微小重力計測装置 (MME : Microgravity Measurement Equipment) が搭載されており、2009 年の船外実験プラットフォーム打上げ後のこれらの計測データ実測値は、概ね $200 \mu g$ から $0.01g$ となっています。また、この計測結果を 1/3 オクターブバンド処理した結果は、約 $1 \times 10^{-3} \sim 1 \times 10^{-6}$ [Grms] となっており、これらのデータから、微小重力環境はオーダレベルでは想定範囲内に収まっており、良好な微小重力環境を提供できていることがわかります。

次の図 2.1.1-1 は3つの微小重力計測装置のうちの1つの 1/3 オクターブバンド処理後の MME 計測データのグラフです。

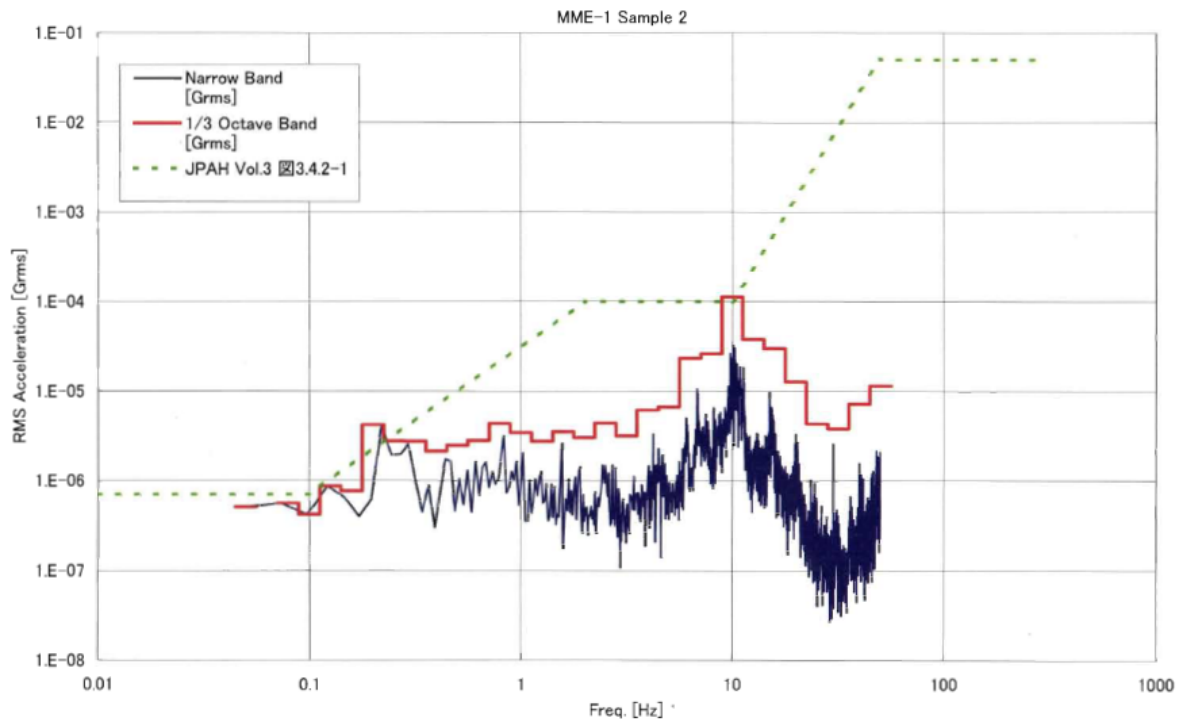


図 2.1.1-1 MME 計測データ(1/3 オクターブバンド処理後)

2.1.2 大気 …… 10^{-5} Pa程度の真空度

地球周辺の大気密度は、太陽活動及び地磁気活動により変動します。また、昼夜、季節、緯度によっても変動します。主な大気成分は酸素、窒素、ヘリウム、水素で、ISS の平均高度である地上約 400km では 10^{-5} Pa 程度の真空度となります。

ISS からの排気などにより真空度が低下する可能性があります。

大気は、宇宙機の軌道高度低下及び姿勢外乱の発生原因である空力抵抗として作用します。

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。

参考として、以下に2010年のISS高度予測(青線)と実測値(赤線)を示します。図に見られる通り、ISSは大気の抵抗を受け高度が徐々に減少するため、リブーストと言って定期的にスラスタを噴射して高度を上げています。

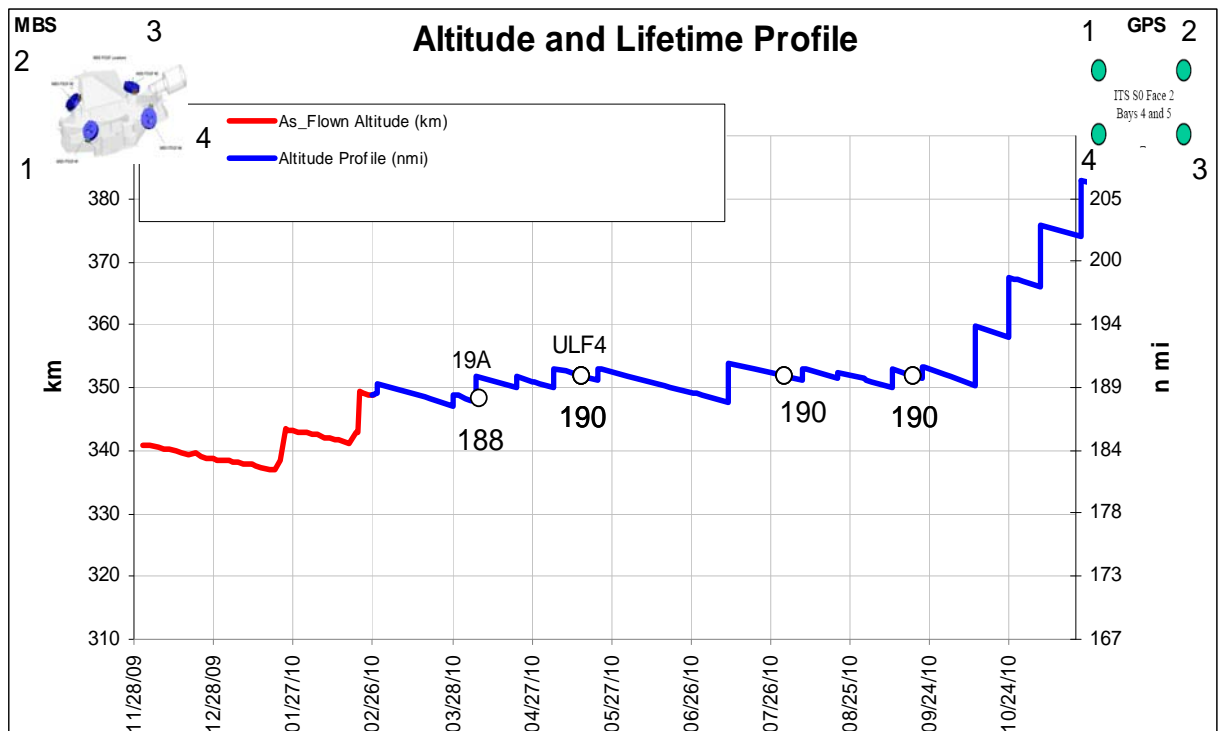


図 2.1.2-1 ISS 高度予測と実測プロファイル

2.1.3 プラズマ …帯電・放電の原因、材料の表面破壊や装置の異常動作の可能性

プラズマは、電子、酸素、水素、ヘリウム、一酸化窒素等のイオンから成ります。これらは、主に中性大気が宇宙線や太陽光などによって電離したものです。一般に、電子密度は、高度 250~300km で極大(日照側で 10^{12} 個/ m^3 オーダ)となります。

プラズマは、宇宙機表面と相互作用し、帯電・放電の原因になることがあります。また、材料の表面破壊や装置等の異常動作を引き起こすことがあります。

2.1.4 電離放射線 …シングルイベントによる誤動作の可能性

電離放射線に関連する粒子としては、放射線帯粒子、銀河宇宙線、太陽フレア粒子の3つに大別されます。

(1) 放射線帯粒子

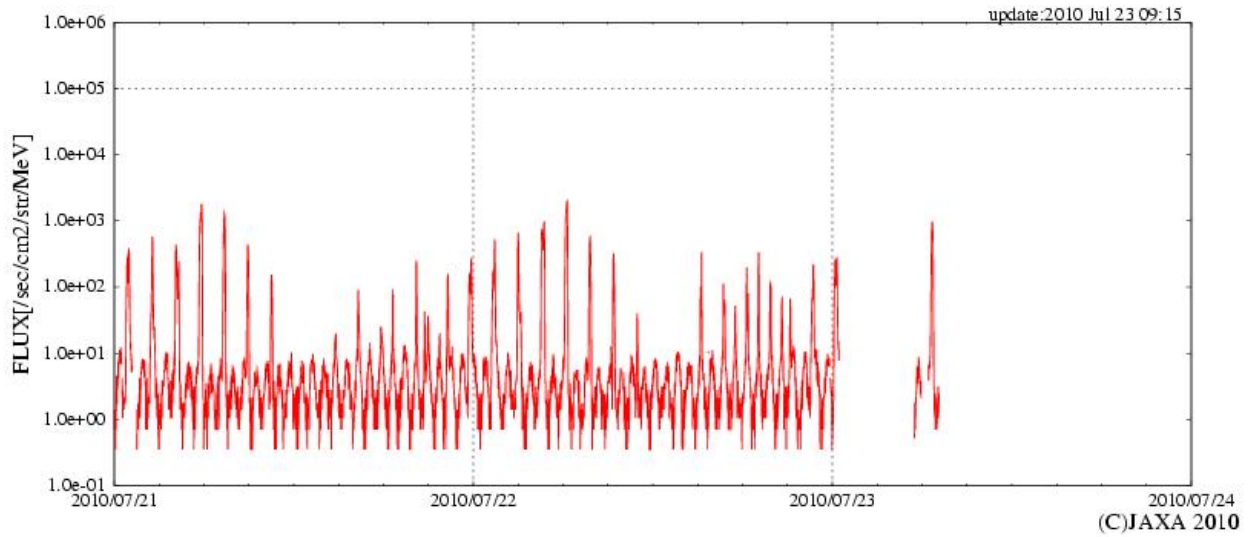
放射線帯粒子は、地球磁場により捕捉された荷電粒子が地球をドーナツ状に取り巻いたものです。これらは、電子、陽子、 α 粒子、重粒子等から構成されますが、その殆どは電子と陽子です。荷電粒子のエネルギー範囲は、比較的広く、エネルギー範囲の中心は、電子で数十 keV、陽子で数 MeV と言われています。特に、南大西洋異常帯(SAA)上空で粒子の

流束(フラックス:単位面積・単位時間あたりの通過量)は大きく増加します。

荷電粒子は、シングルイベント(荷電粒子が半導体中の能動領域を通過する際に回路ノードに雑音電流を与える一時的な現象)と呼ばれる装置等の誤動作を引き起こすことがあります。

2010年8月現在、船外実験プラットフォームでは宇宙環境計測ミッション装置(通称、SEDA-AP。詳細については3.3.3章参照)でISS周回軌道における陽子、電子の計測を行っており、以下に参考として実測データを掲載します。

SEDA-AP/SDOM Flux(Electron:0.93-1.85 MeV)



SEDA-AP/SDOM Flux (Electron: 0.93-1.85 MeV)

2010/07/20 - 2010/07/22(UT)

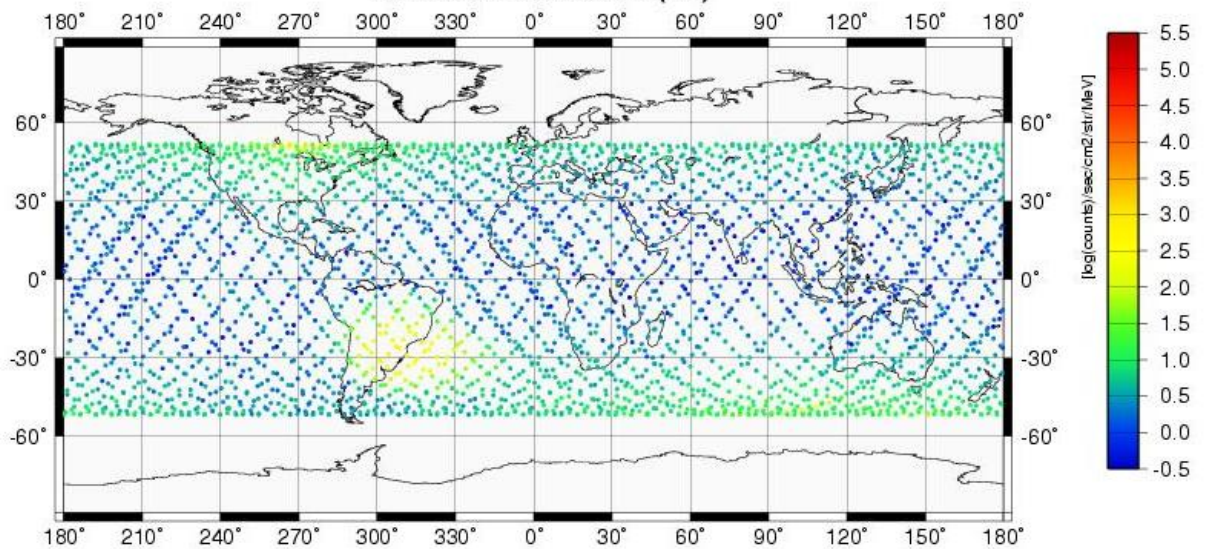


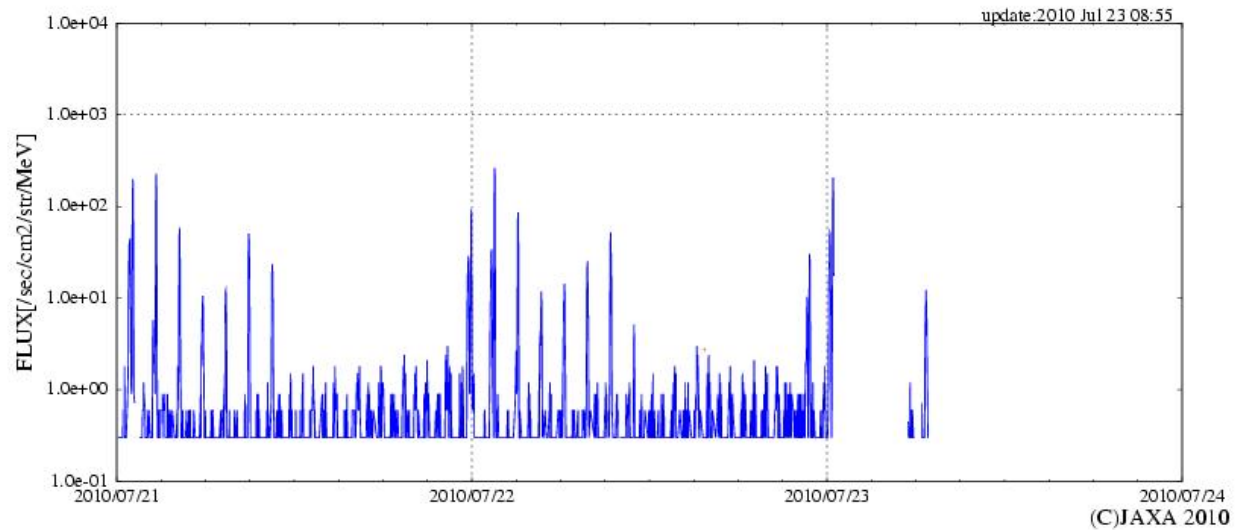
図 2.1.4-1 ISS 軌道における電子計測グラフ

(上が時間毎、下が周回毎の計測グラフ)

2010年7月20-22日計測

(http://seesproxy.tksc.jaxa.jp/fw/dfw/SEES/Japanese/Data/docs_ja/SEDAAP/SEDAAP_RealTimeGraph_world_map.htm 参照)

SEDA-AP/SDOM Flux(Proton:0.91-1.14 MeV)



SEDA-AP/SDOM Flux (Proton: 0.91-1.14 MeV)

2010/07/20 - 2010/07/22(UT)

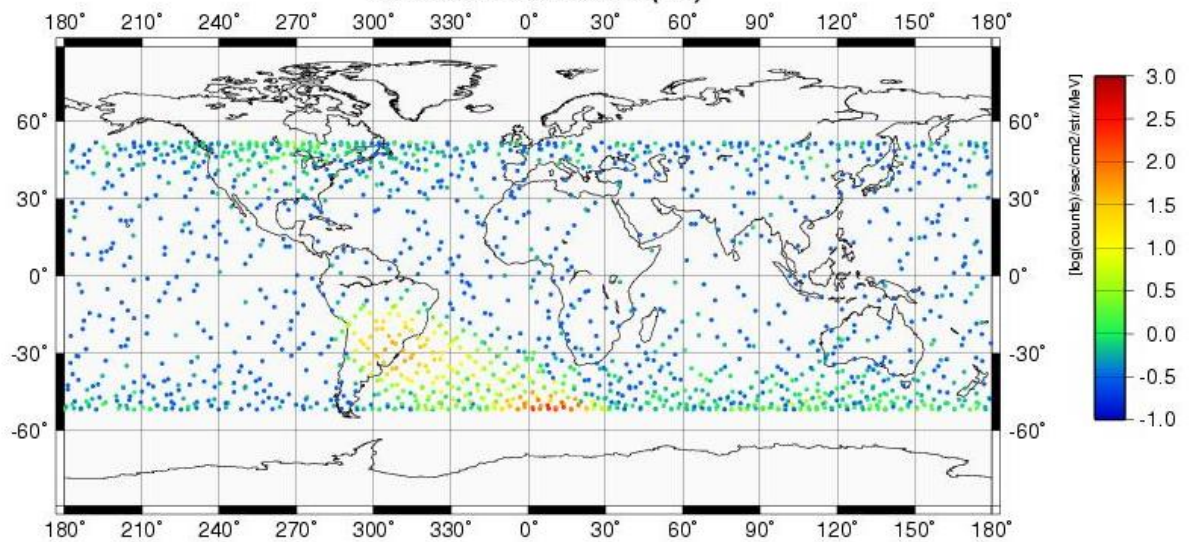


図 2.1.4-2 ISS 軌道における陽子計測グラフ

(上が時間毎、下が周回毎の計測グラフ)

2010年7月20-22日計測

(http://seesproxy.tksc.jaxa.jp/fw/dfw/SEES/Japanese/Data/docs_ja/SEDAAP/SEDAAP_RealTimeGraph_world_map.htm 参照)

(2) 銀河宇宙線

銀河宇宙線は、陽子、ヘリウム、炭素、酸素、鉄などの多くの核種から成ります。これらは、広いエネルギー範囲(10~10¹⁶ MeV/核子以上)を有します。約 10GeV 以下のエネルギーを有する核子のフラックスは、太陽活動により変動し、太陽活動極大期には減少します。銀河宇宙線もシングルイベントを生じさせる可能性があります。

(3) 太陽フレア粒子

太陽フレアに関連して発生する高エネルギー粒子では、数~数百 MeV のエネルギーを持つ陽子が大部分を占めています。陽子はトータルドーズ効果(放射線が半導体中の酸化膜あるいは結晶に損傷を与え、長期的にデバイス性能の劣化が進行)として作用し、また、シングルイベントを引き起こすこともあります。

参考として、以下に NASA の解析によるソーラーフラックス(太陽から放射されるエネルギーの強さを表す量)とその 2010 年 6 月までの実測地の対比表を示します。

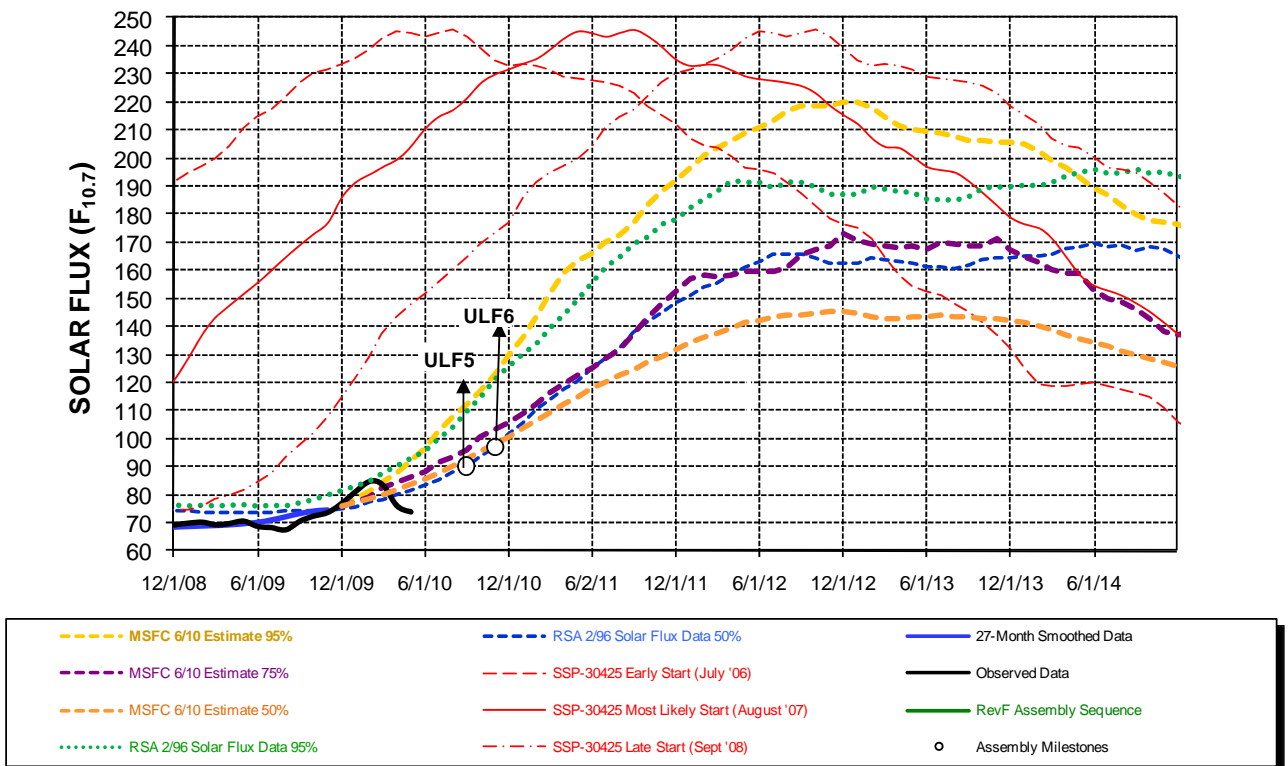


図 2.1.4-1 NASA 解析に基づくソーラーフラックス表

2.1.5 電磁波 ...部品・材料劣化、塗料等の変色の可能性

地球周辺の電磁波には、宇宙からの電磁波、地球周辺で発生する電磁波があります。宇宙からの電磁波には、主に太陽からのものがあり、その他、銀河、クエーサ、パルサ等からの電波や X 線、赤外線などがあります。地球からの電波には、大気中の自然現象(雷放電、

オーロラ等)により生じる電氣的雑音である空電があります。

太陽電磁波のスペクトルは、ガンマ線、X線、紫外線、可視光、赤外線、電波の広範にわたっています。太陽電磁波には、宇宙機システムと相互作用を引き起こすものがあり、特に、X線は、トータルドーズ効果による部品・材料劣化の主要因となります。また、紫外線は、塗料等の変色や複合材料の劣化などに大きく影響します。

電磁環境については、上記自然環境のほか、地上や他の宇宙機等から発生する電波等の影響も考慮しておく必要があります。

2.1.6 メテオロイド、及びデブリ …宇宙機の外壁や船外実験装置を破壊

メテオロイドの起源は、彗星や小惑星等と考えられています。主要な成分は、鉄、酸素、珪素、マグネシウム等であり、高度 2000km 以下では大半が径 0.1mm 程度で、総重量約 200kg とされています。

また、スペースデブリ(宇宙ゴミ)の起源は、人工衛星の爆発、表面材料剥離、ロケットの固体燃料噴射等と考えられます。高度 2000km 以下では、10cm を越える大きさのスペースデブリが約 11000 個あることが確認されており、1~10cm の大きさのデブリは 10 万個以上、1cm 以下の大きさのスペースデブリに至っては 1000 万個以上存在していると推定されています。

宇宙機に対するメテオロイドの平均衝突速度は 20km/sec 程度、スペースデブリの平均衝突速度は 10km/sec 程度とされています。

メテオロイド及びスペースデブリは、宇宙機の外壁や船外実験装置を破壊することがあり装置の設計に際しては、これらを考慮する必要があります。



図2.1.6-1 スペースシャトルアトランティスのペイロードベイドアから2006年に
見つかったデブリ痕(直径およそ2.5cm、深さ3.8cm)

2.1.7 熱環境 …直接光、反射光、赤外放射、宇宙背景輻射

ISS 上の構造物は、太陽光の直接入射、太陽光が地球大気により散乱され戻ってくる反射(アルベド)、地球からの赤外放射(OLR)、及び、宇宙背景放射の熱環境に曝されます。曝露実験ペイロードを設計する際の熱環境条件については、

太陽定数が $1321 \sim 1423 \text{ W/m}^2$ 、

高度 30km でのアルベドが $0.08 \sim 0.4$ 、

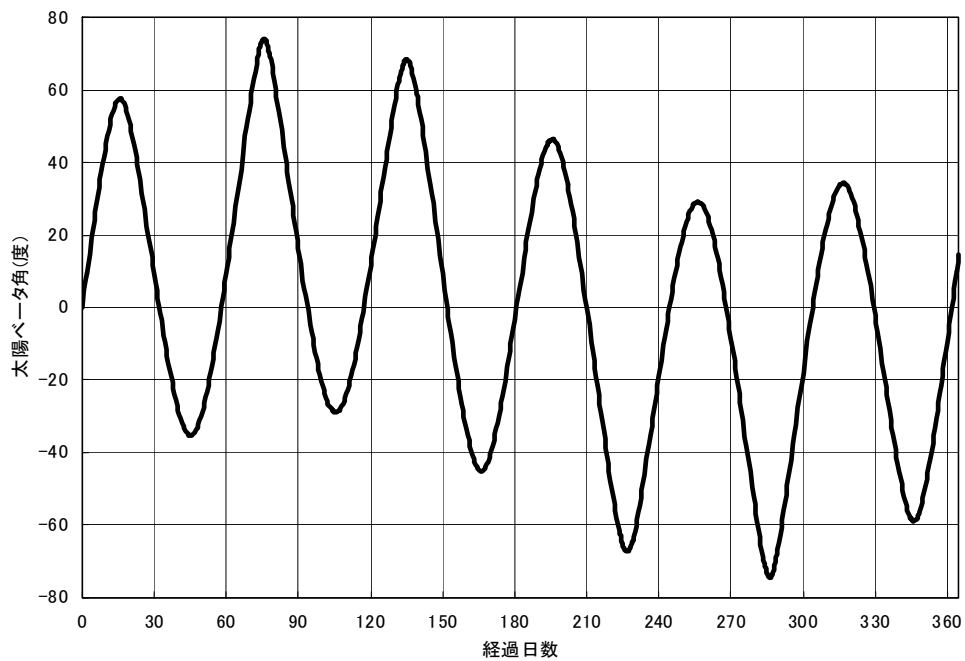
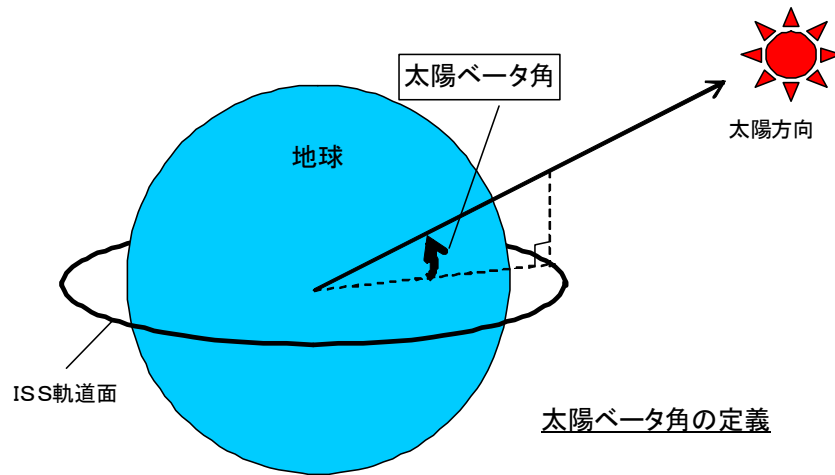
高度 30km での OLR が $177 \sim 307 \text{ W/m}^2$ 、

宇宙背景放射温度が 3K、

とされています(出展:SSP 30425 Space Station Program Natural Environment Definition for Design)。

ペイロードの熱設計においては、周辺構造物の遮蔽や反射等を考慮に入れて、これらの熱環境条件に基づく必要があります。

ISS は、米国及びロシア双方からの運用を可能とするため、ロシア上空を通過する高い軌道傾斜で運用されますが、ISS 軌道面と太陽方向とのなす角である太陽ベータ角が図 2.1.7-1 の通り-75 度から+75 まで変動しますのでそれに従って熱環境も大きく変動します。



- (注1) ISS軌道高度を通常高度(407km)、軌道傾斜を51.6度としています。
- (注2) 春分の日を0日とし、そのときの昇交点赤経を0度と仮定しています。
- (注3) 軌道変動要因は地球の扁平性のみを考慮しています。

図 2.1.7-1 国際宇宙ステーションの太陽ベータ角プロフィール(解析結果例)

参考までに、NASA の解析に基づく、2010 年 8 月から 2011 年 7 月までの太陽ベータ角の予測値グラフを図 2.1.7-2 に示します。

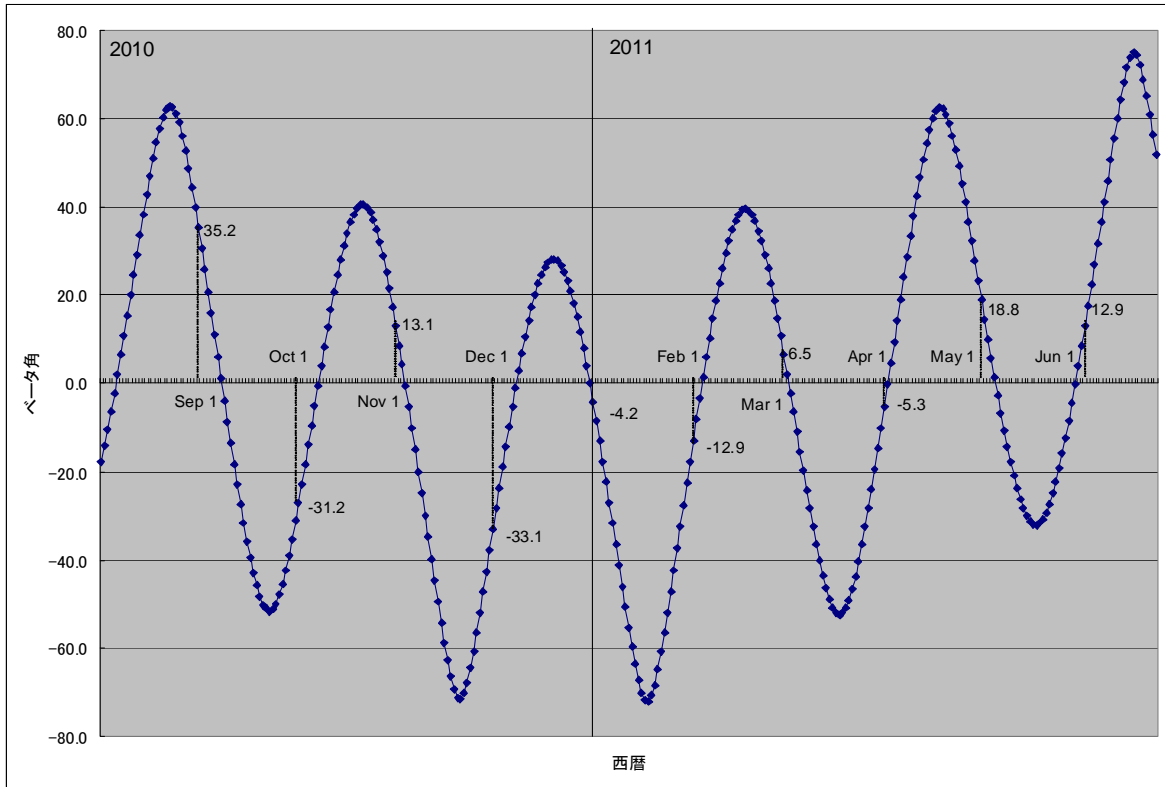


図 2.1.7-2 2010 年-2011 年太陽ベータ角予測値
(NASA の解析結果に基づく)

2.1.8 汚染 … 設置位置、設置面で異なるが汚れの付着あり

船外実験プラットフォーム上に設置された船外実験装置は様々な原因により汚染(汚れの付着)されます。汚染メカニズムとしては分子上汚染と粒子状汚染に分類され、分子上汚染はアウトガス、ISS のスラスタ推進剤、そして ISS から船外への排気が上げられます。粒子状汚染は、切削片・磨耗粉・埃・塗料や有機材料の劣化等多岐に亘り、静電引力により表面に付着します。

表 2.1.8-1 に汚染の種類、発生源、及びその対策を一覧にまとめます。また、表 2.1.8-2 に、現在船外実験プラットフォームに設置されている MAXI/SMILES/SEDA-AP のそれぞれの実験装置における年間予測堆積量を示します。

汚染の種類	分子上汚染	粒子状汚染
汚染発生源	アウトガス、ISS のスラスタ推進剤、ISS から船外への排気	切削片・磨耗粉・埃・塗料や有機材料の劣化等
対策	・宇宙機の他の面を視野に入	製造・組立・保管・打上等、夫々の

	れない ・汚染敏感面を周囲に対して高温にする ・アウトガス放出量の少ない材料を使用する	フェイズで汚染敏感面をカバーする 他、原子状酸素等の宇宙環境による損耗の少ない材料を選定することが
--	---	--

表 2.1.8-1 汚染の種類、発生源、及びその対策一覧

	天頂面	前面
MAXI	16 Å / 242 Å	5 Å / 5 Å
SMILES	13 Å / 246 Å	2 Å / 4 Å
SEDA-AP	4 Å / 70 Å	64 Å / 384 Å

注 1: 予測値は、いずれも年間予測堆積量

注 2: X Å / Y Å の表記は X が 25°C、Y が -40°C の時の予測値

注 3: Å : 1.0×10^{-10} m

注 4: 天頂面とは ISS 進行方向を +X 方向とした場合の +Z 方向にある面、前面とは +X 方向にある面をさす

表 2.1.8-2 MAXI/SMILES/SEDA-AP における年間予測堆積量

参考までに、JAXA がロシアのサービスモジュール上に設置した船外曝露実験装置 (SM/MPAC&SEED) での実績によれば、1403 日の曝露で 900 Å (234 Å / 年) の汚染が堆積しました (装置回収による実測値)。

2.1.9 視野

船外実験装置からの開放視野は、曝露部本体への取付位置により異なります。特に、天頂方向側 (図 1.1-1 の -Z 方向) では、ISS 進行方向側 (フォワード側) の取付位置の方がその反対側 (アフト側) よりも ISS 自体の構成要素で遮蔽される領域が少ないと言えます。ただし、ISS の姿勢角変動やコンフィギュレーション等により、開放視野領域が異なります。船外実験装置からの開放視野解析結果を次ページからの図 2.1.9-2 に示します。開放視野は ISS の可動構造物であるロボットアームや太陽電池パドルの位置によっても影響を受け、中でも構造的にも大きく可動範囲も大きい太陽電池パドルの影響が視野を左右します。図 2.1.9-2 の視野解析結果図では、この太陽電池パドルの動きは「包絡域」として、即ち、太陽電池パドルが動く可能性のある領域全部を表示しています。

以下の図 2.1.9-1 に、太陽電池パドルの可動方向を黄色矢印で図示します。太陽電池パドルは太陽の位置、輸送機のドッキング時、等状況に応じて適切な角度に可動させることが出来ます。写真はいずれも ISS の進行方向上空を異なる時期に見たものですが、太陽電池パドルやラジエタの位置が異なっているのがわかります。

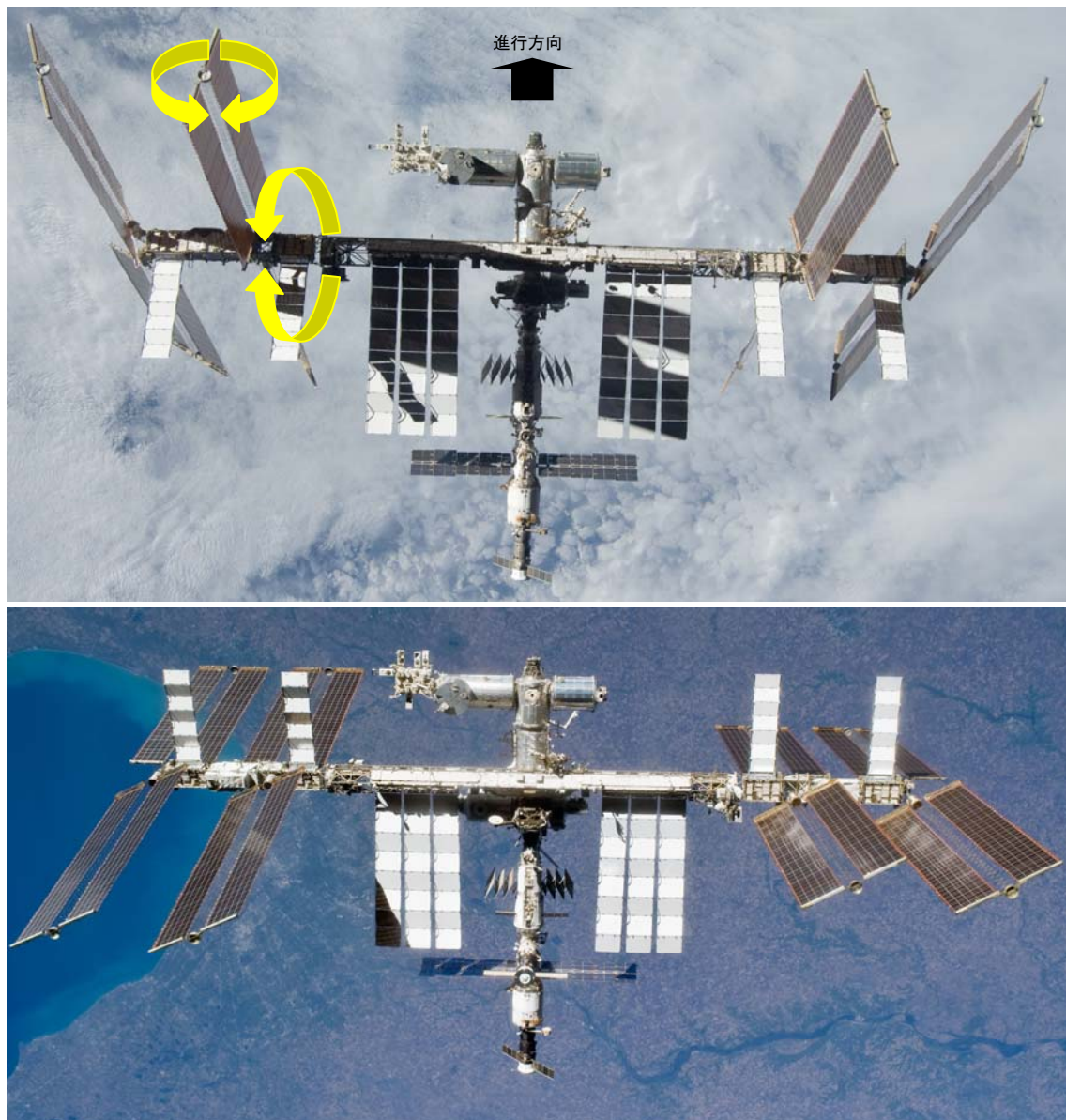
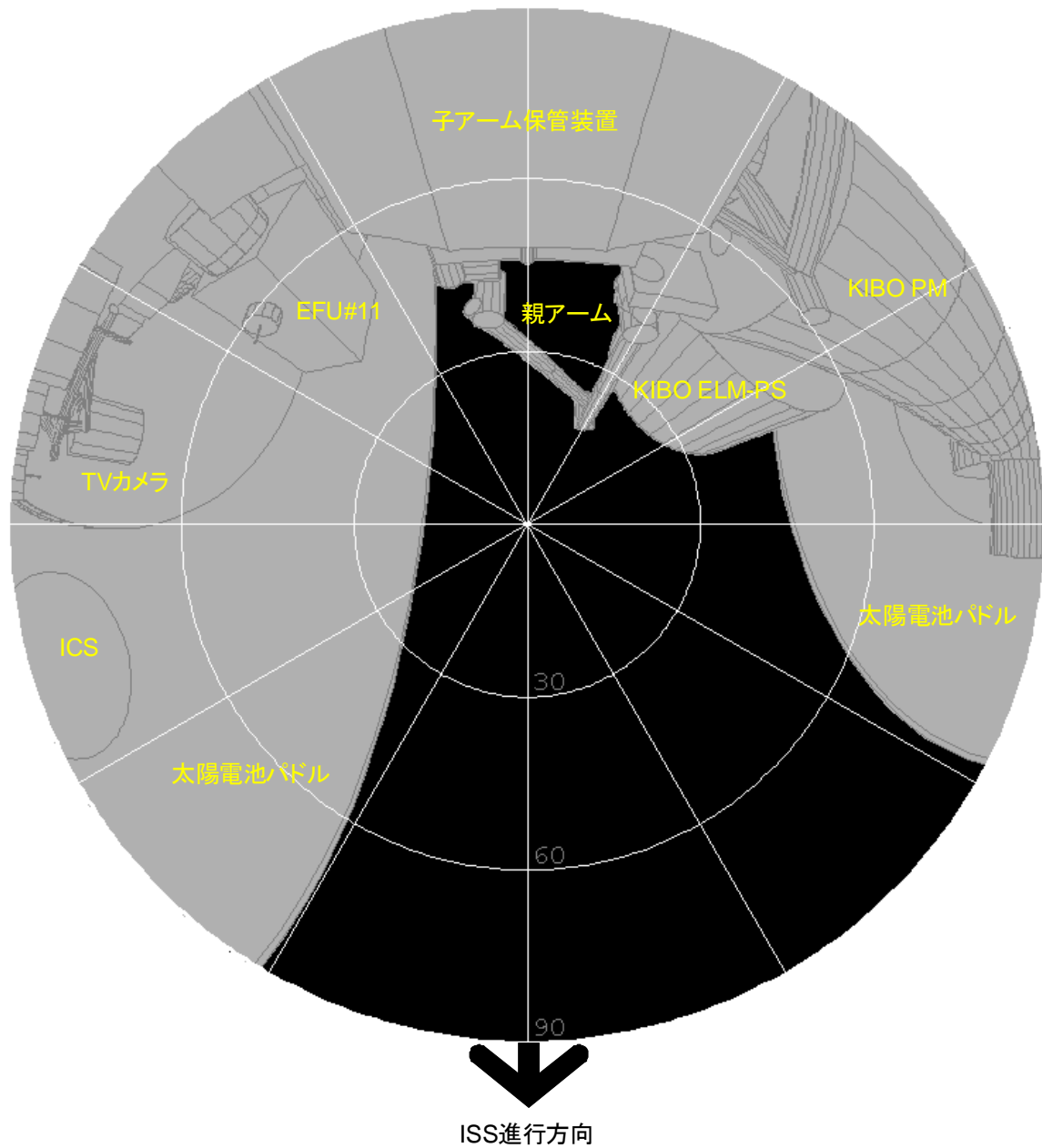


図 2.1.9-1 太陽電池パドルの可動方向(黄色矢印)

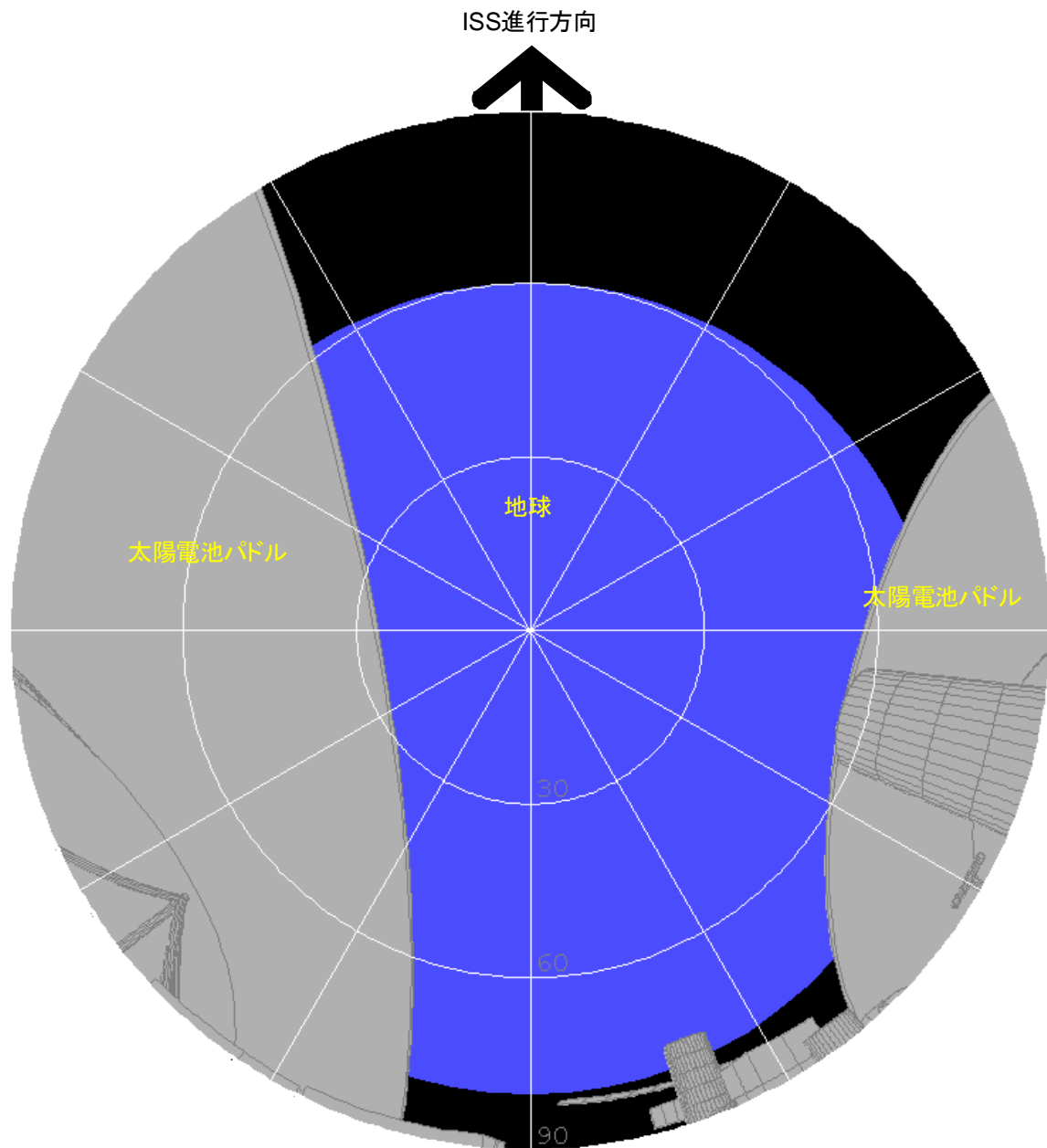
太陽光が船外実験装置へ直接入射する時間帯も、その取付位置によって異なります。太陽ベータ角の周期的な変動、及び ISS 構成要素等の幾何学的な位置関係により、入射する時間帯は変動します。



視点位置 : EFU#1 標準実験ペイロードエンベロープ上面中央
 視線方向 : 天頂方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
 (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
 (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
 (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
 (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

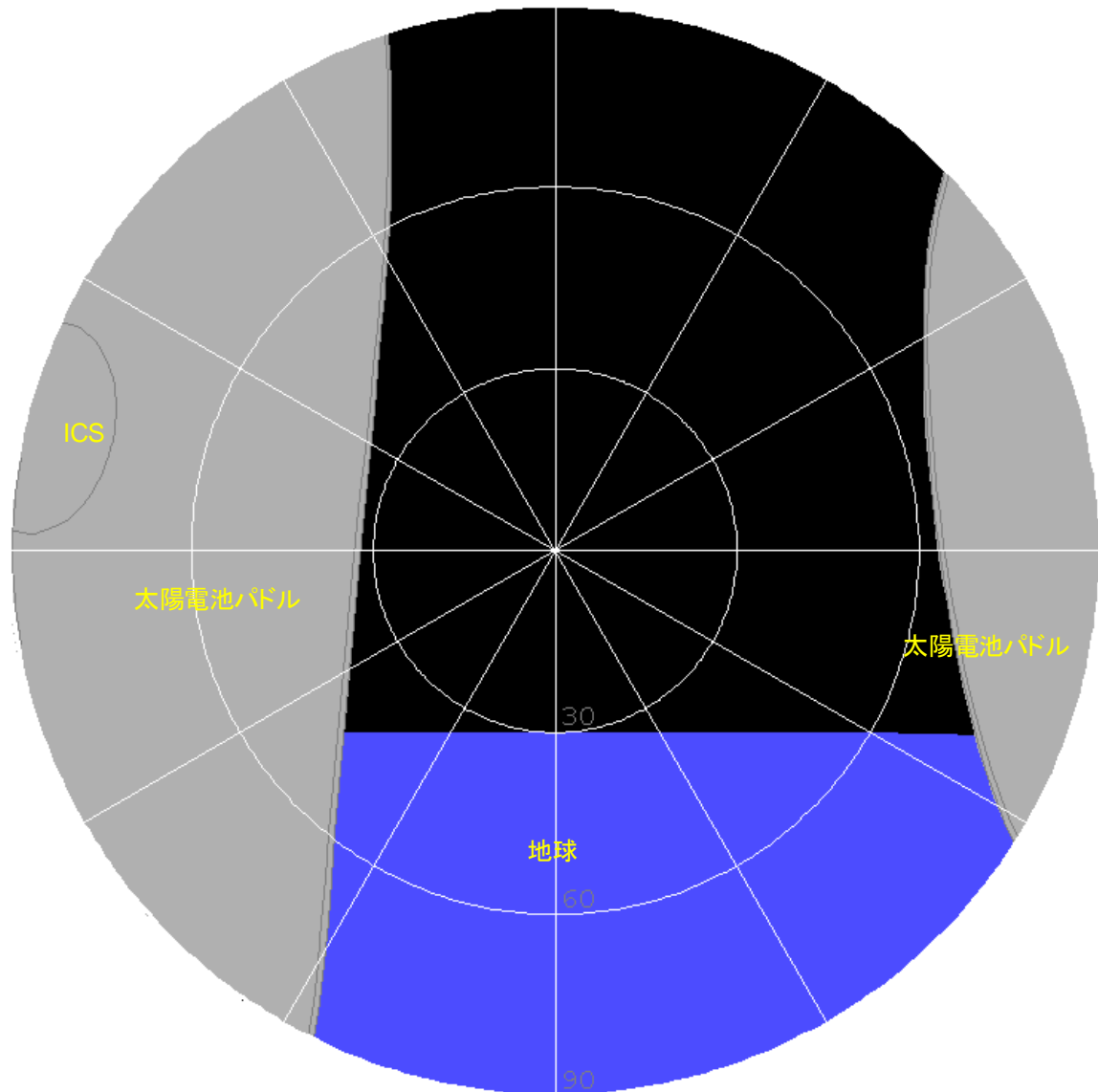
図 2.1.9-2(1/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#1 標準実験ペイロードエンベロープ下面中央
視線方向 : 地心方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

図 2.1.9-2(2/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)

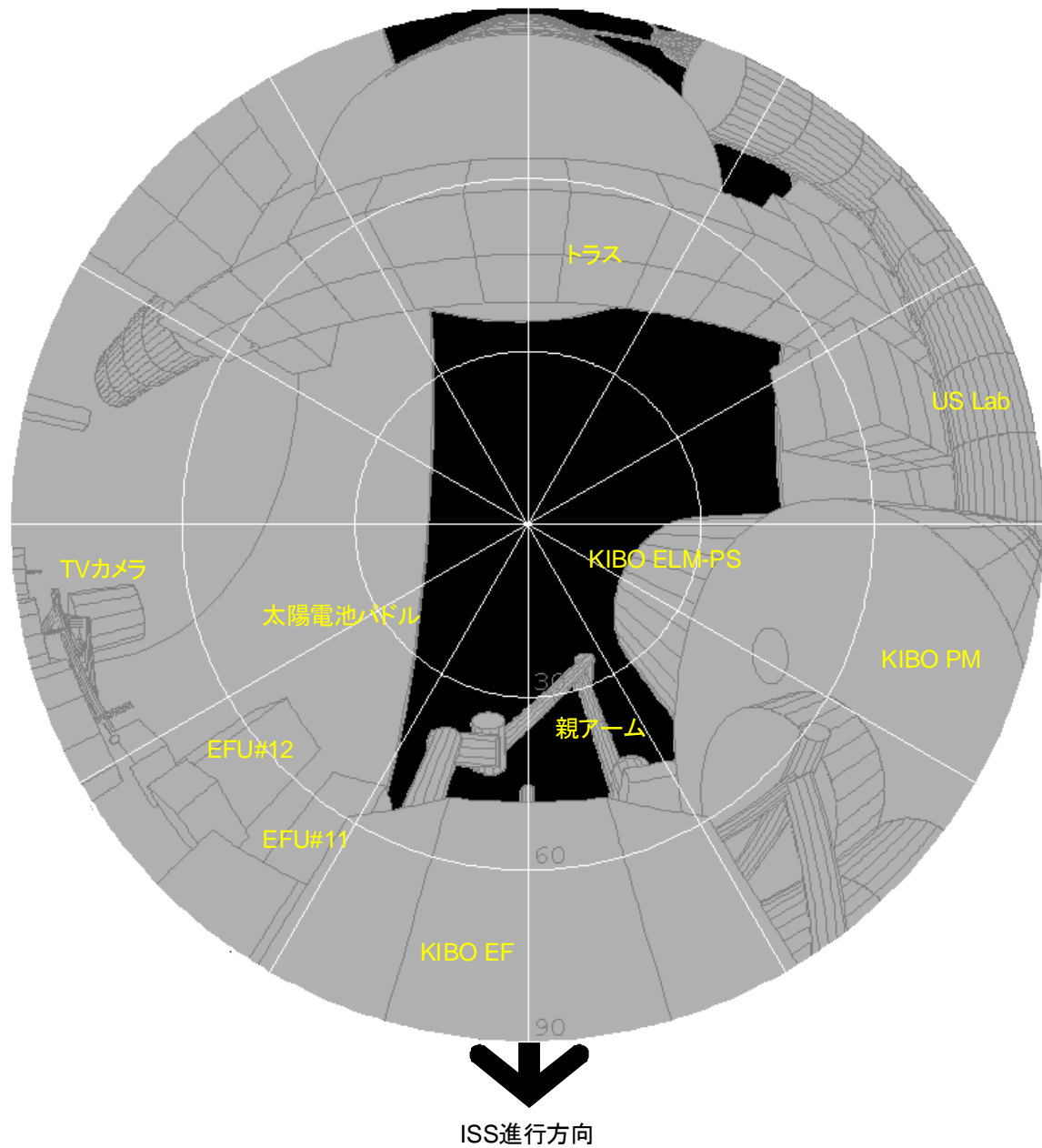


視点位置 : EFU#1 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央

視線方向 : フォワード方向 (ISS 進行方向前方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

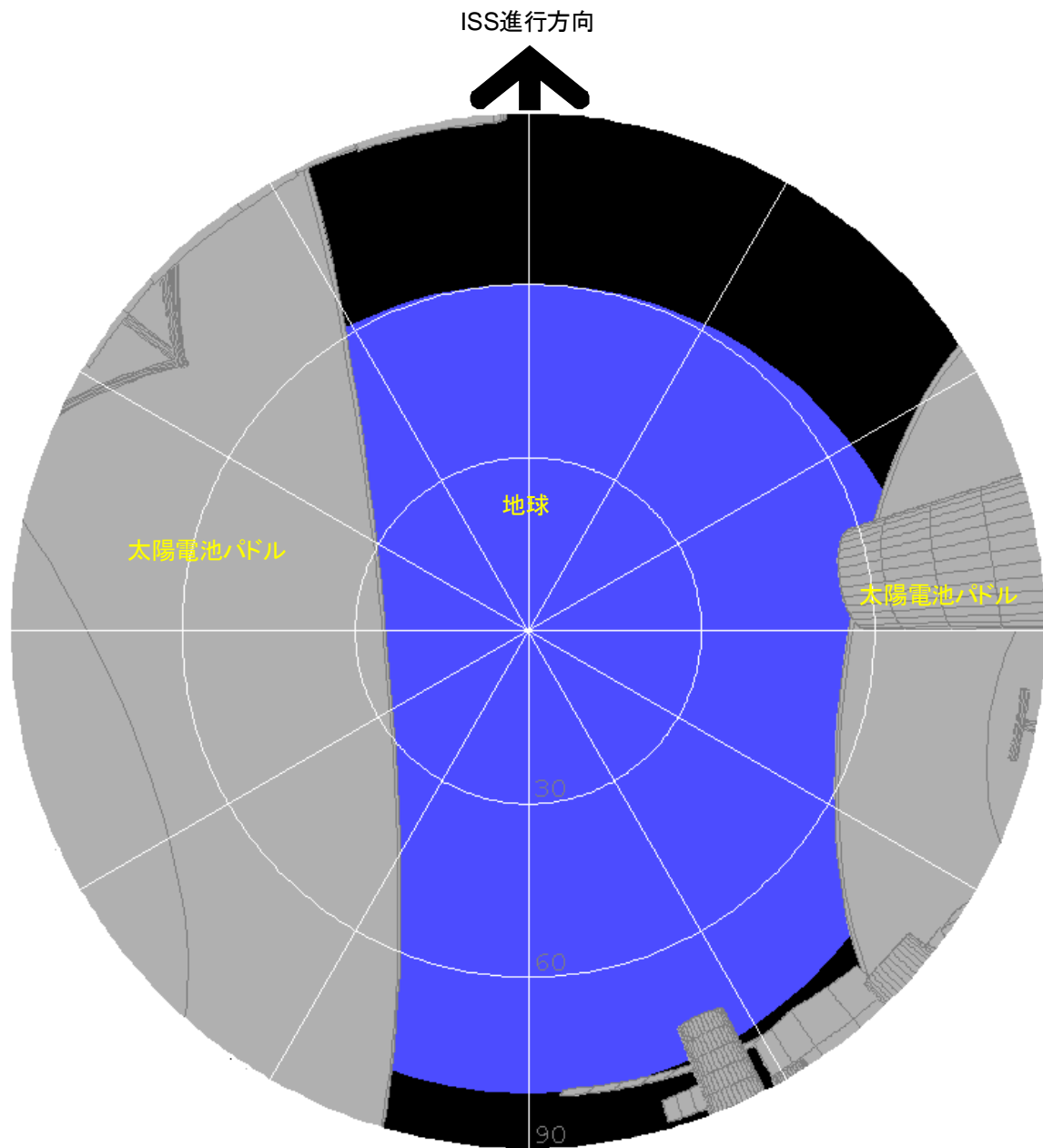
図 2.1.9-2(3/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#2 標準実験ペイロードエンベロープ上面中央
 視線方向 : 天頂方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
 (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
 (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
 (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
 (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

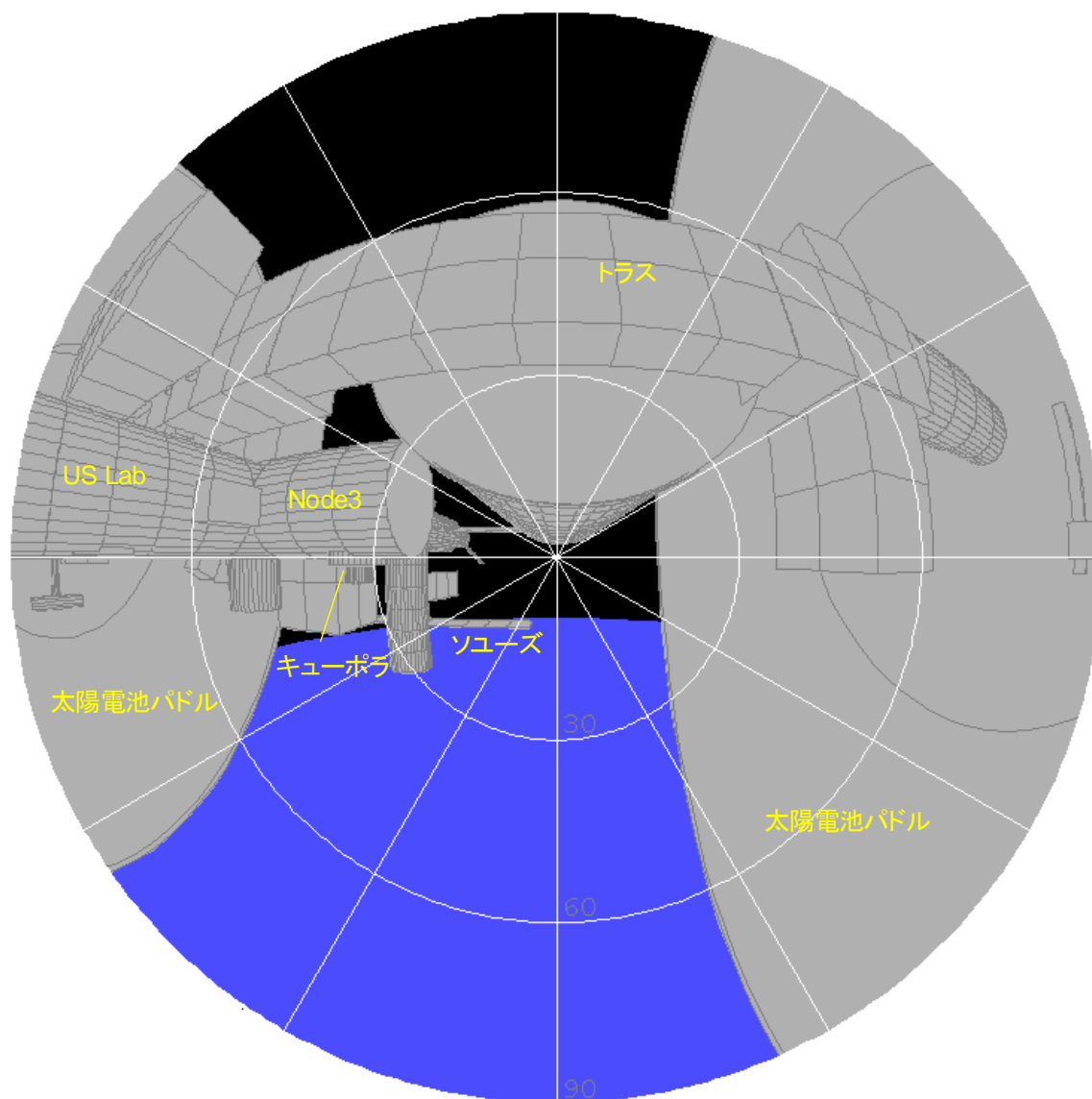
図 2.1.9-2(4/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#2 標準実験ペイロードエンベロープ下面中央
視線方向 : 地心方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

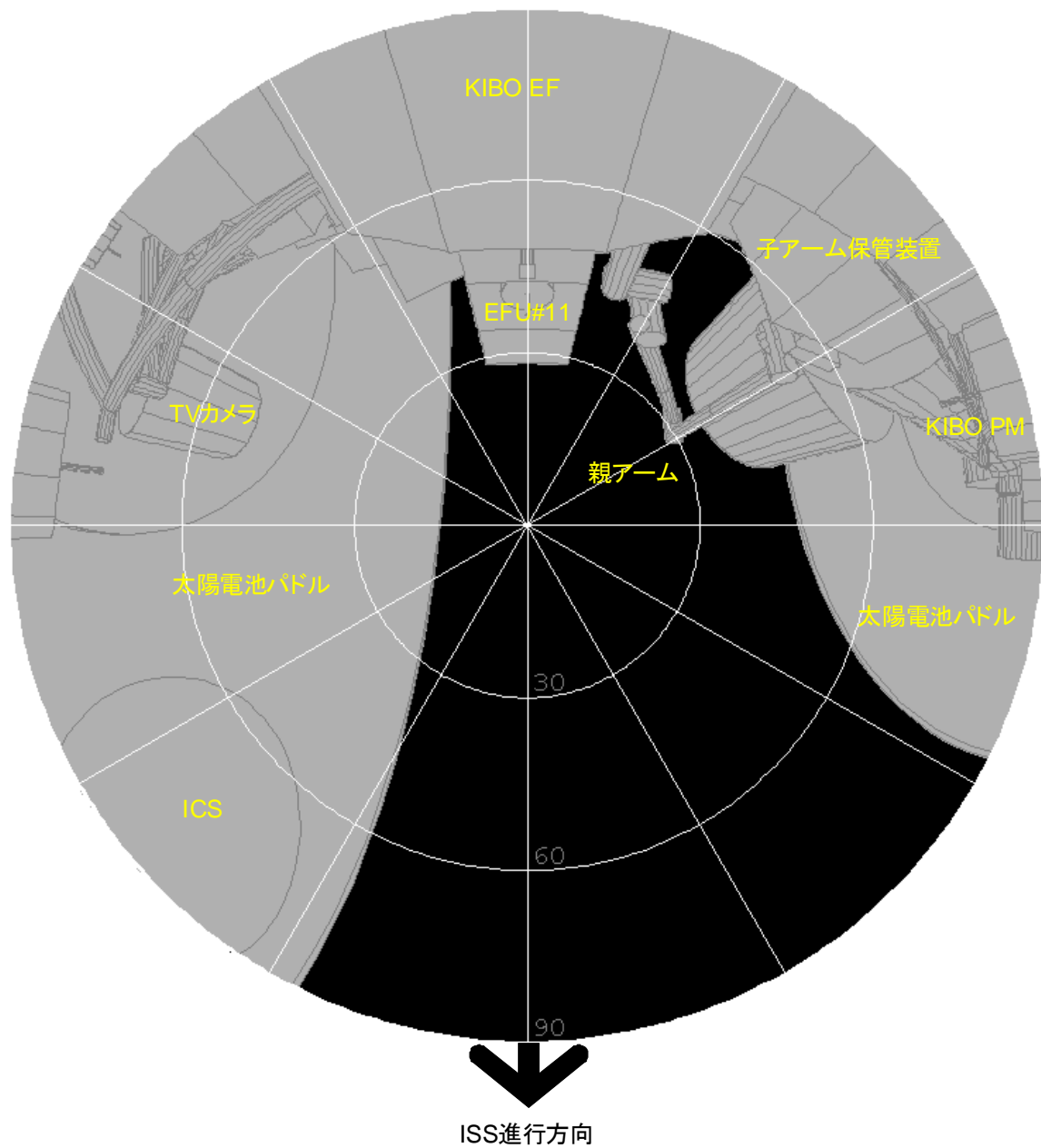
図 2.1.9-2(5/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#2 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央
 視線方向 : アフト方向(ISS 進行方向後方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

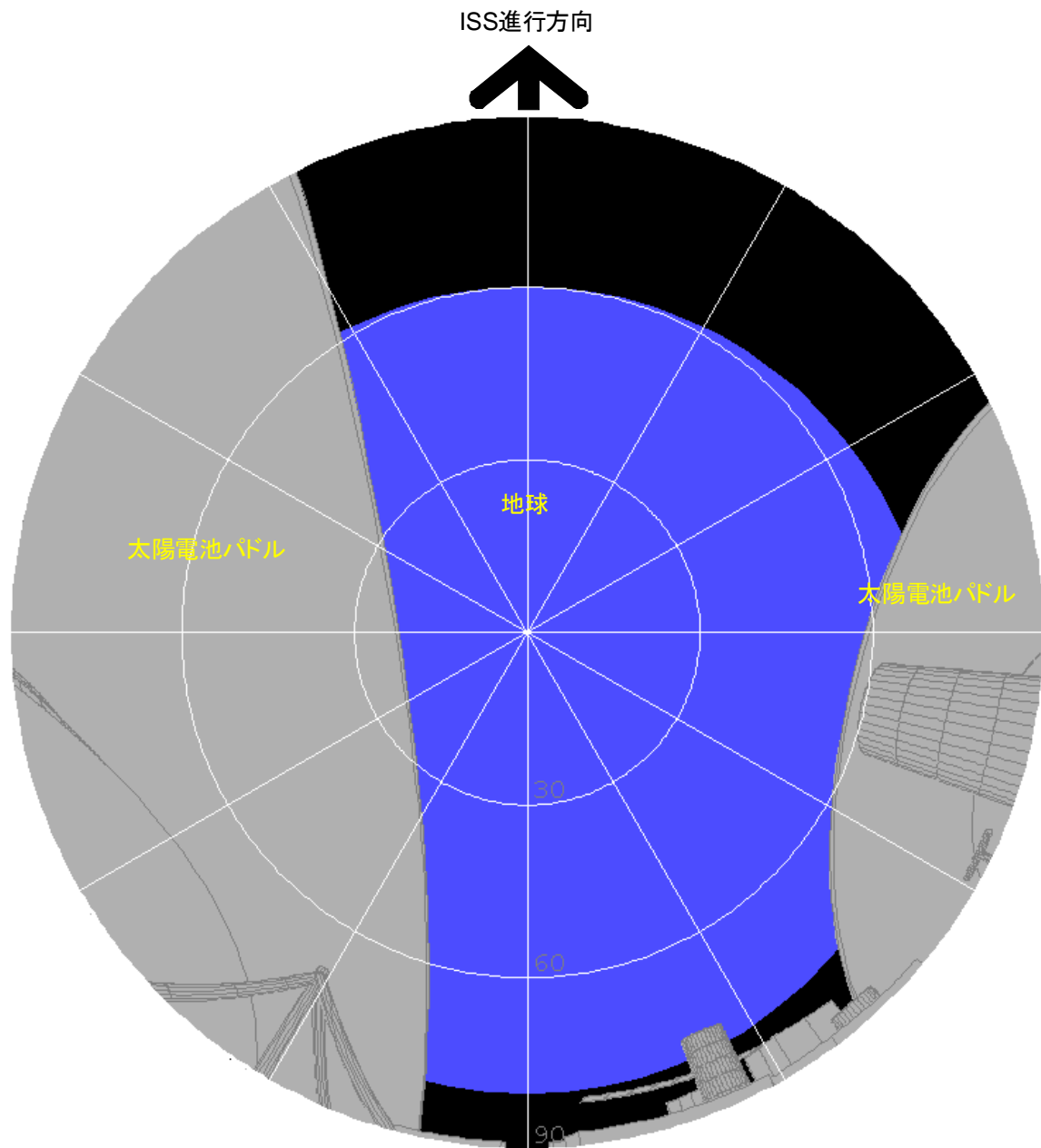
図 2.1.9-2(6/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#5 標準実験ペイロードエンベロープ上面中央
 視線方向 : 天頂方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
 (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
 (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
 (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
 (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

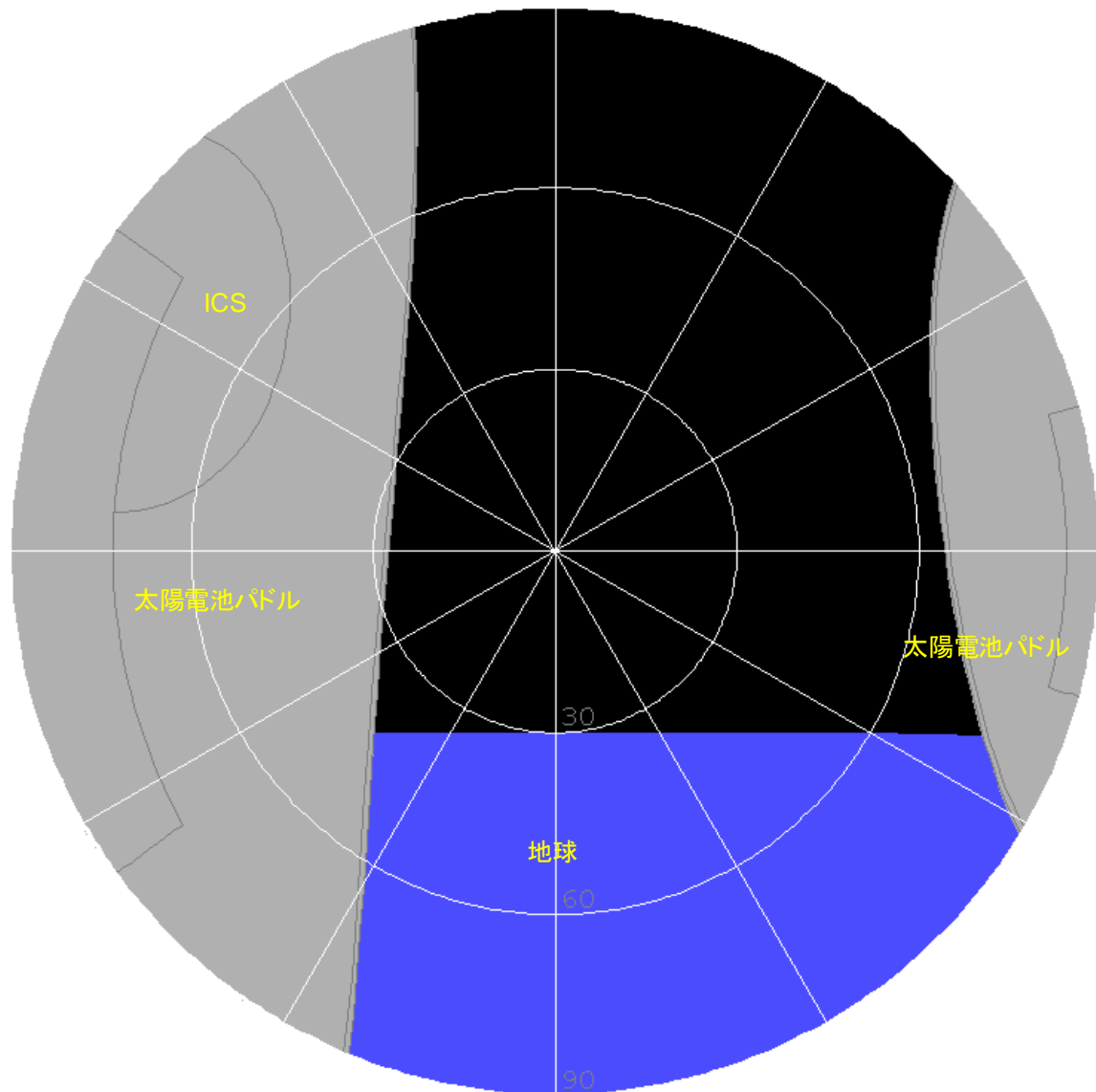
図 2.1.9-2(7/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#5 標準実験ペイロードエンベロープ下面中央
視線方向 : 地心方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

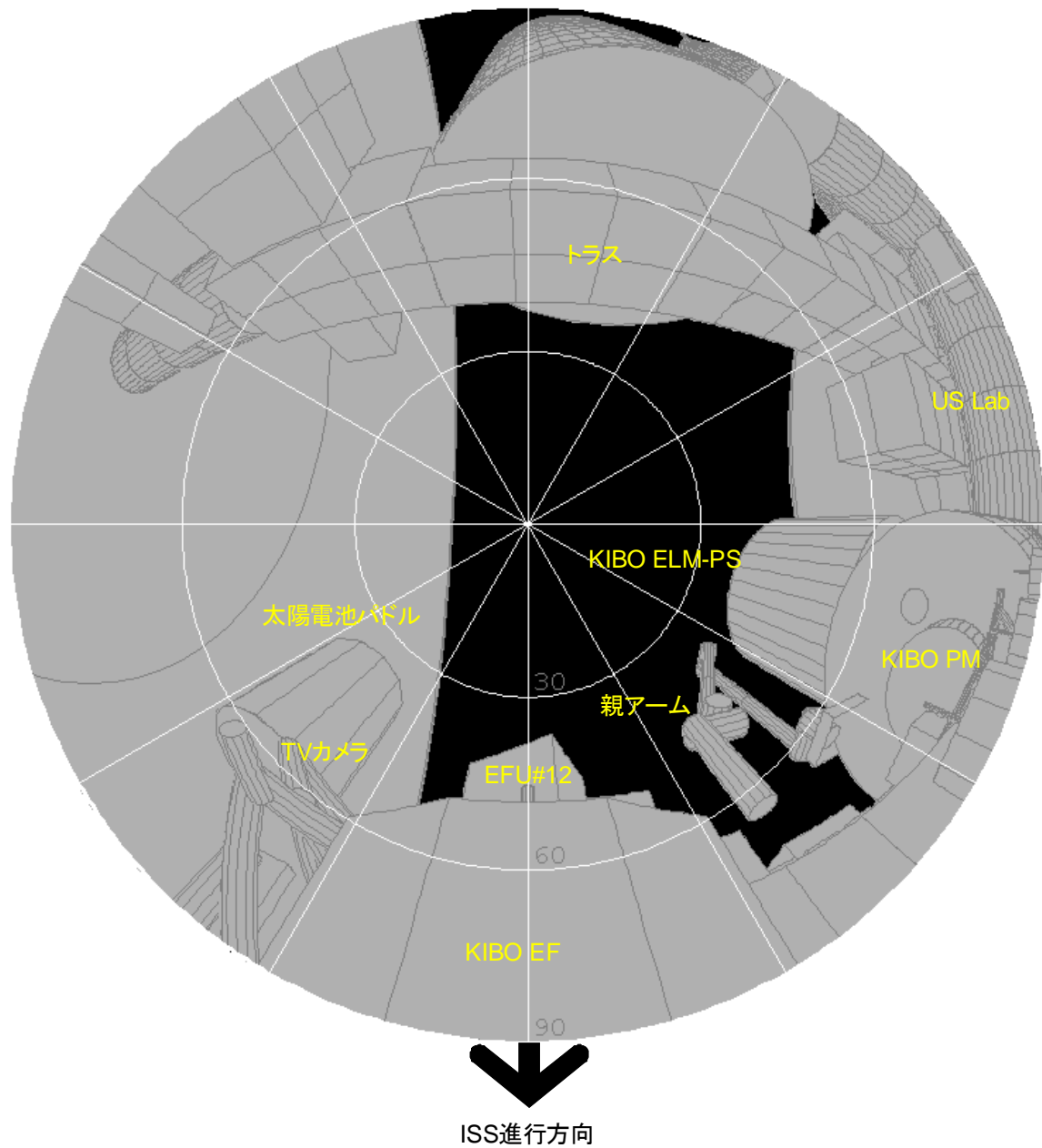
図 2.1.9-2(8/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#5 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央
 視線方向 : フォワード方向(ISS 進行方向前方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

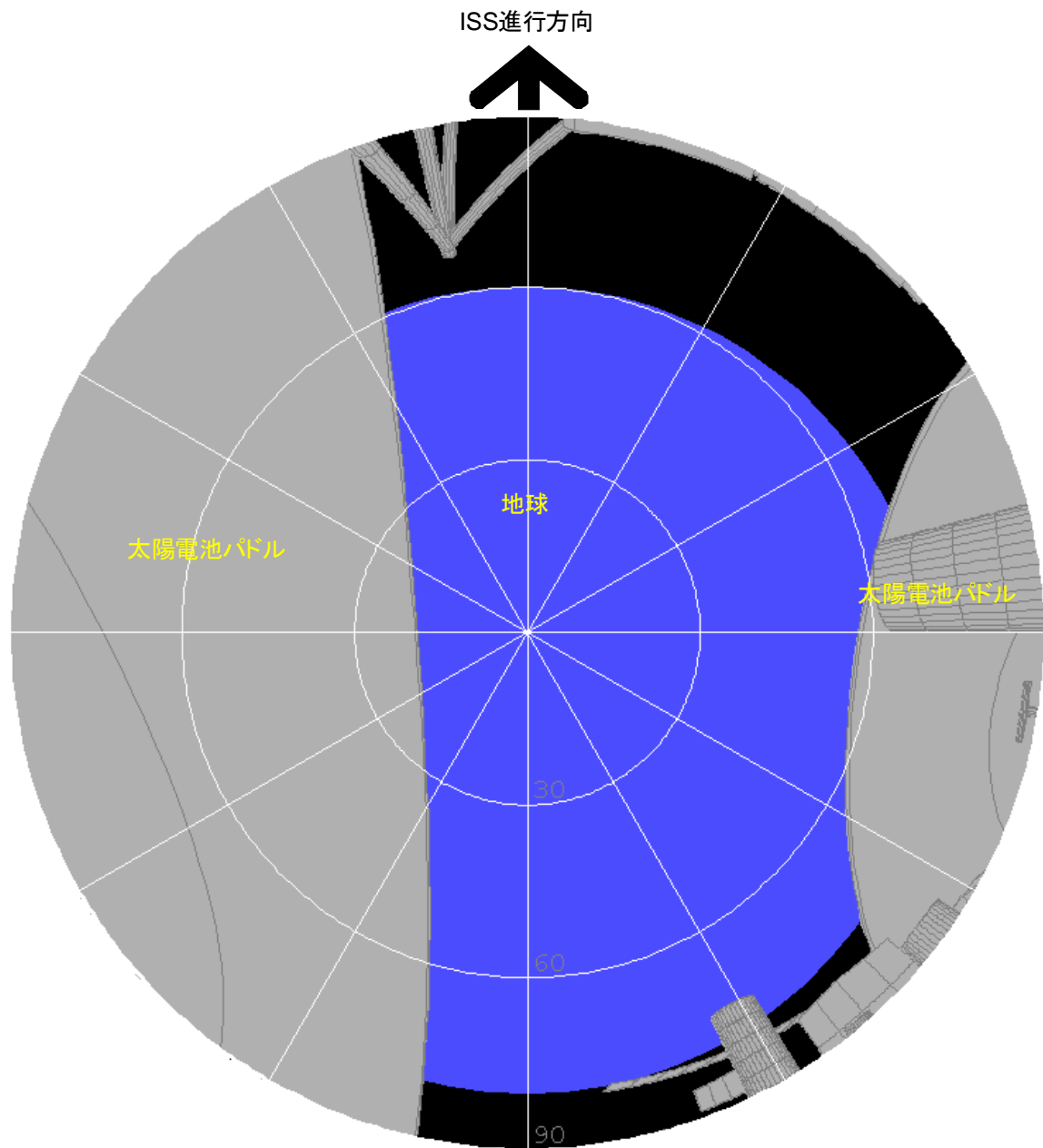
図 2.1.9-2(9/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#8 標準実験ペイロードエンベロープ上面中央
 視線方向 : 天頂方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
 (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
 (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
 (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
 (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

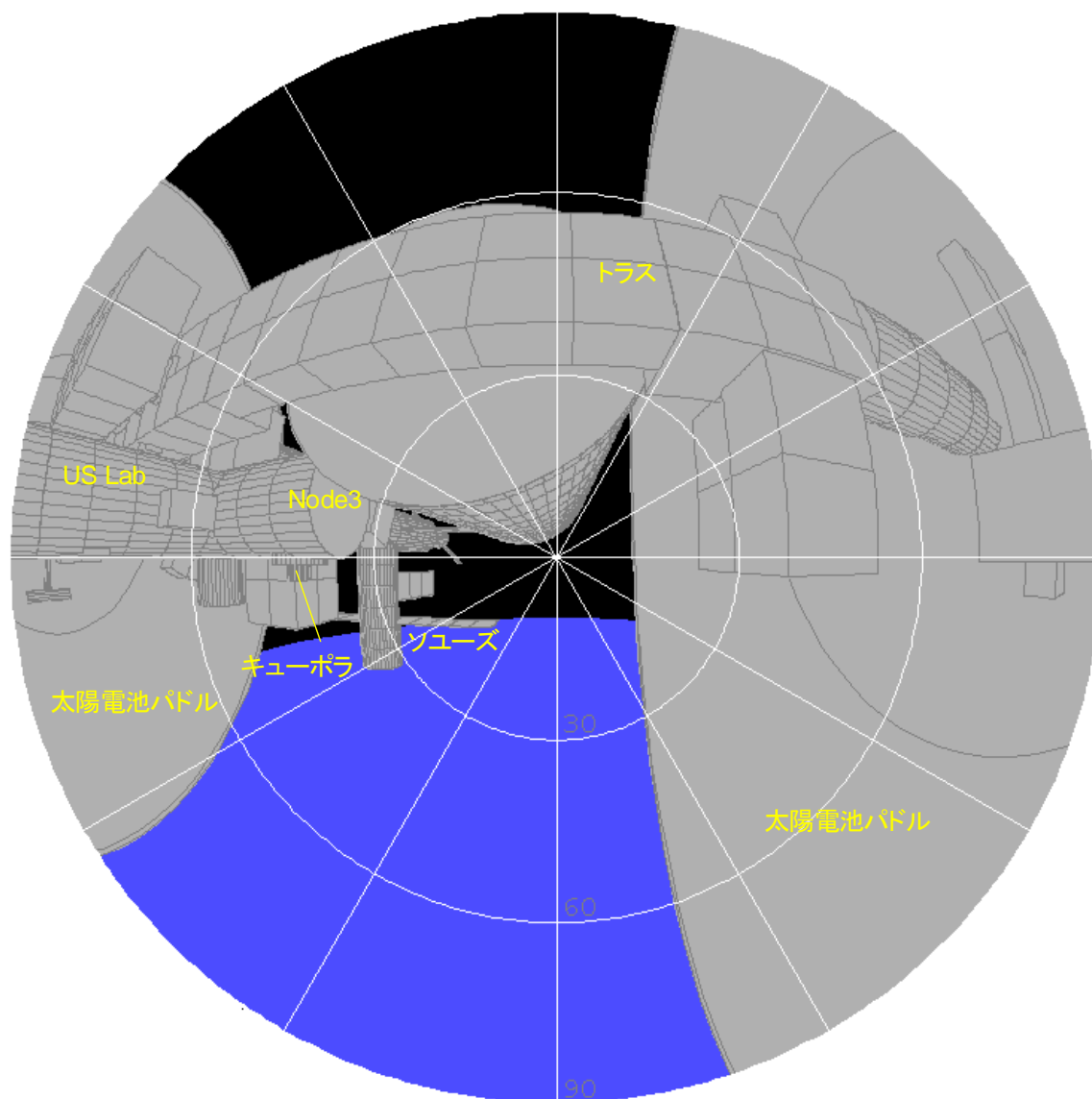
図 2.1.9-2(10/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#8 標準実験ペイロードエンベロープ下面中央
視線方向 : 地心方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

図 2.1.9-2(11/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)

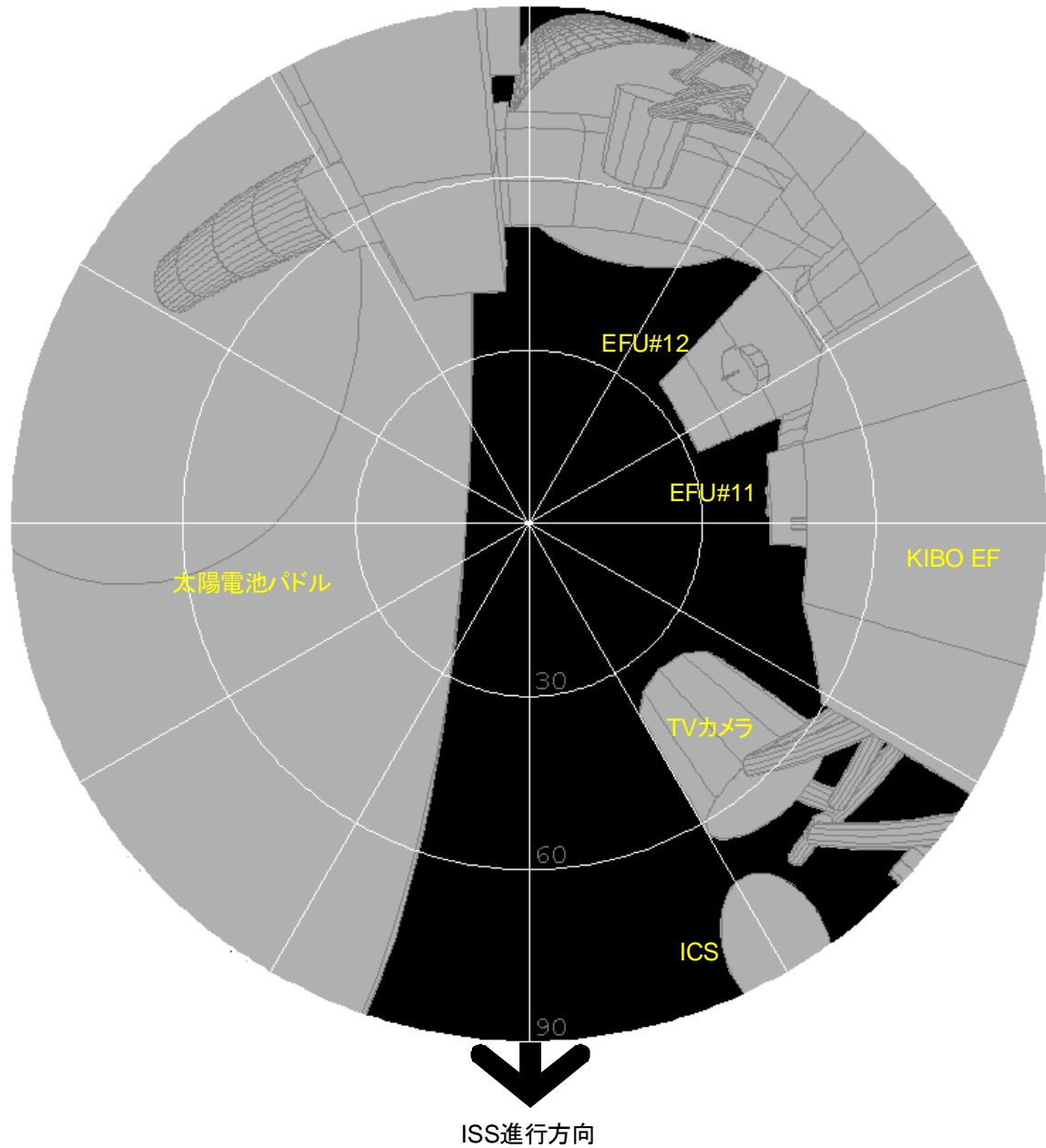


視点位置 : EFU#8 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央

視線方向 : アフト方向(ISS 進行方向後方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

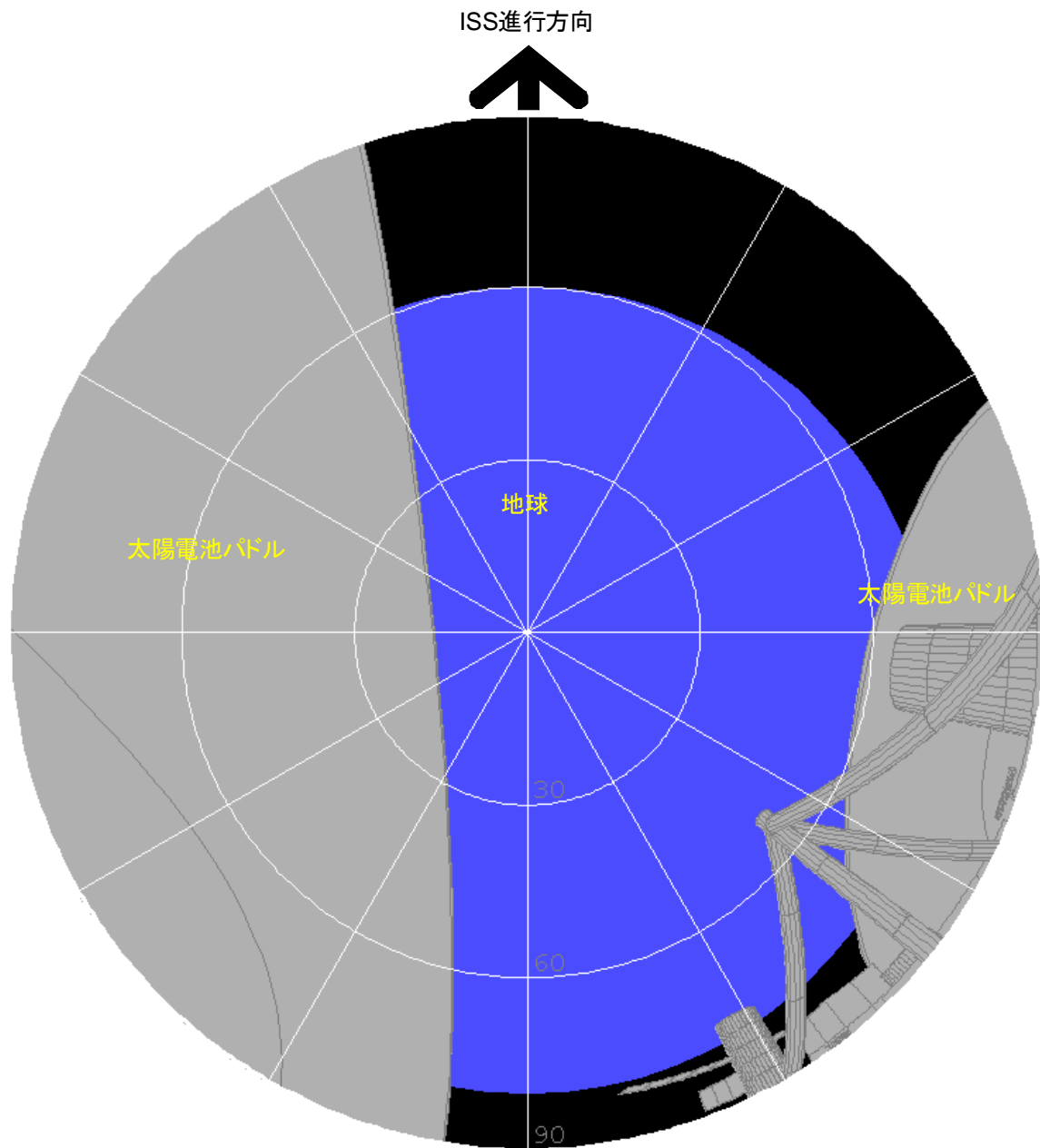
図 2.1.9-2(12/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#9 標準実験ペイロードエンベロープ上面中央
 視線方向 : 天頂方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
 (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
 (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
 (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
 (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

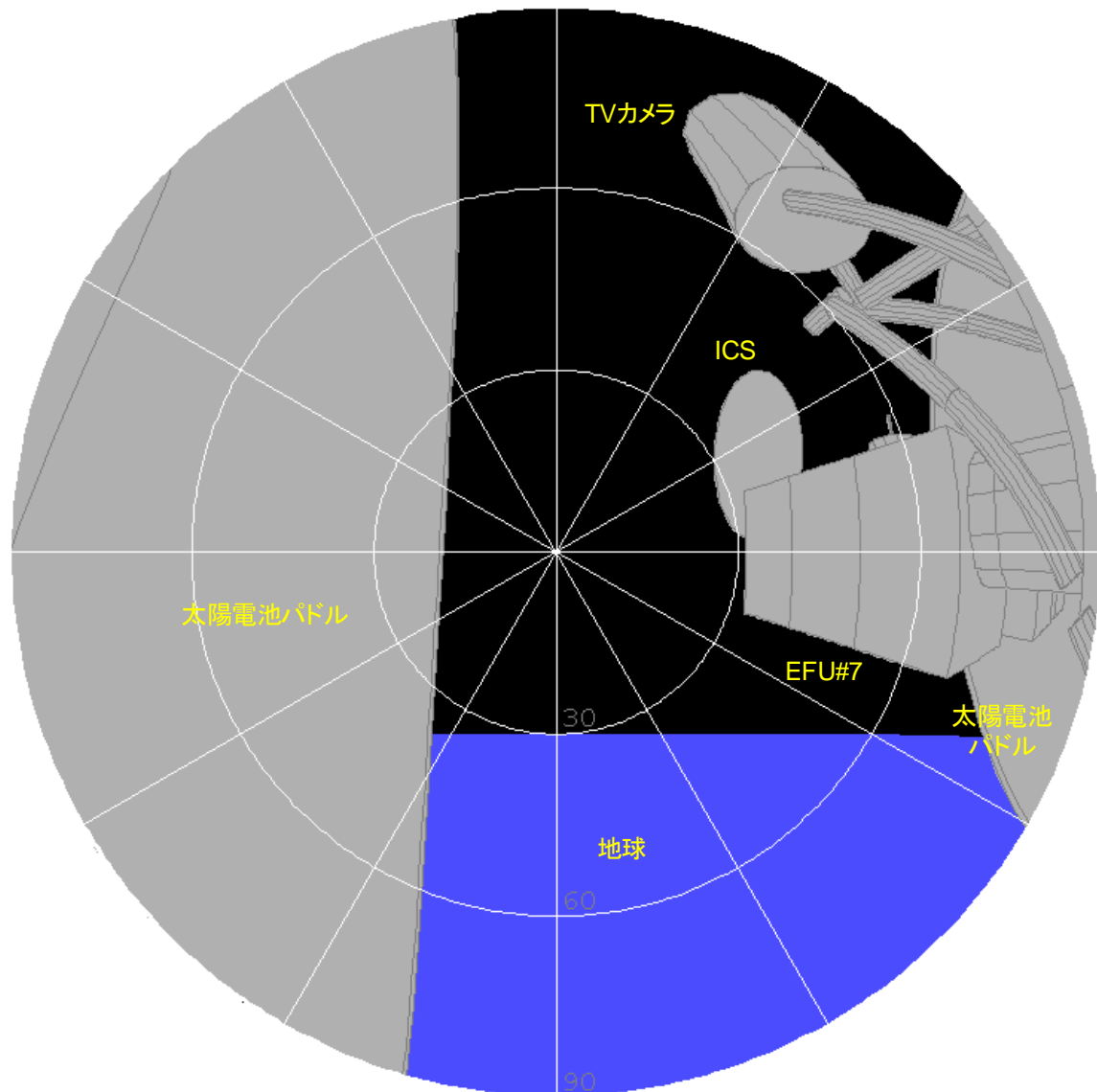
図 2.1.9-2(13/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#9 標準実験ペイロードエンベロープ下面中央
視線方向 : 地心方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

図 2.1.9-2(14/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)

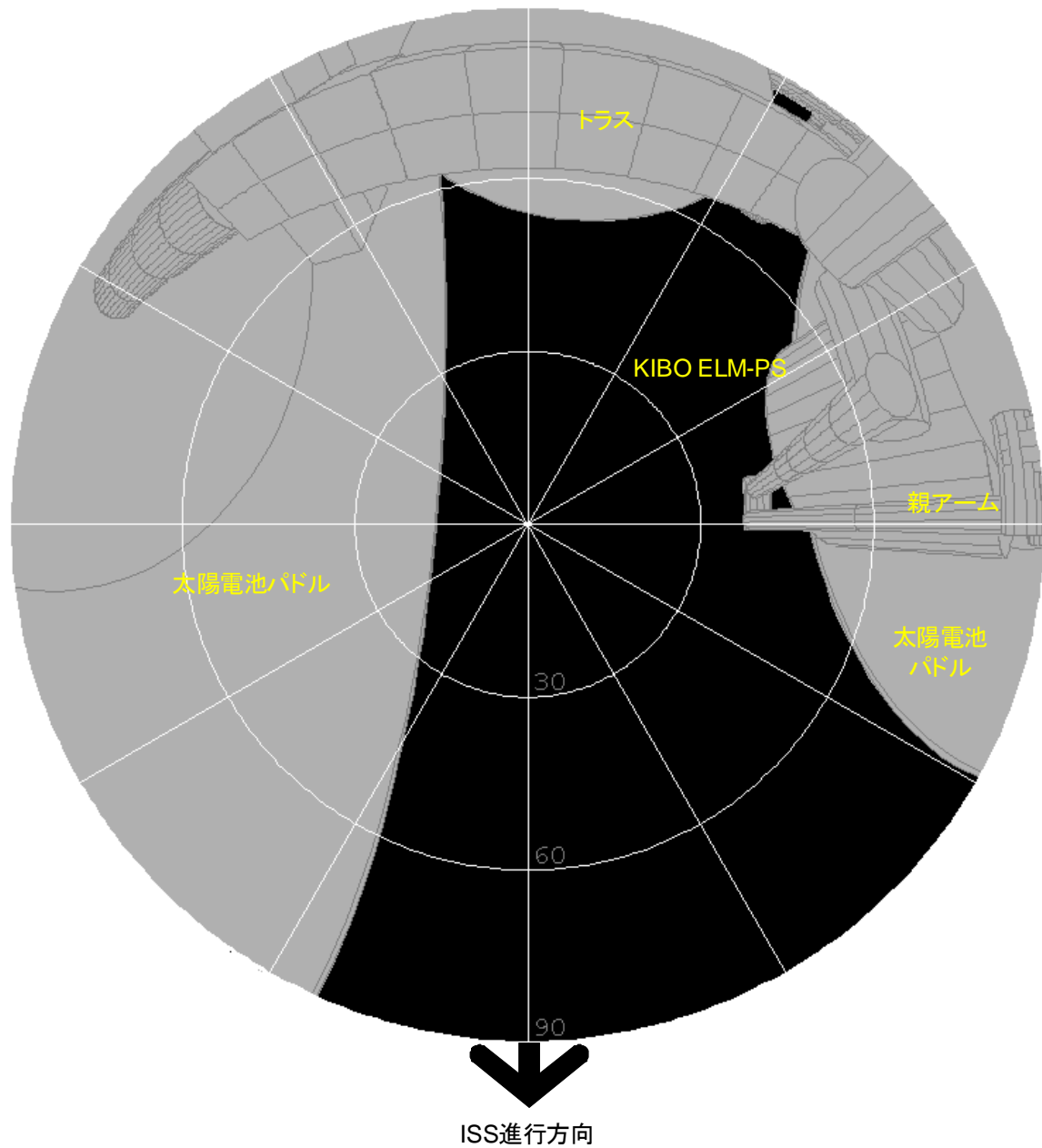


視点位置 : EFU#9 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央

視線方向 : フォワード方向 (ISS 進行方向前方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

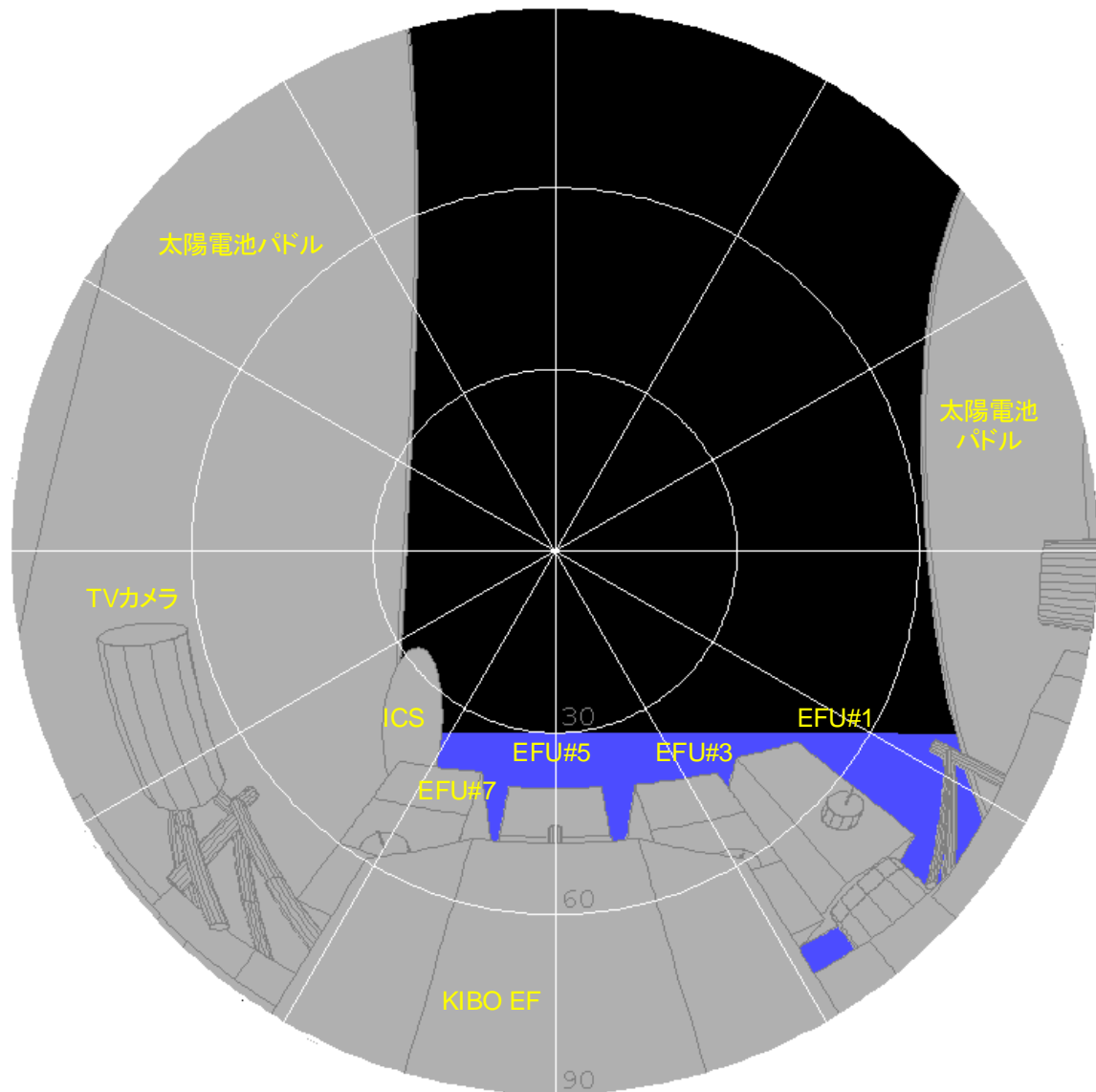
図 2.1.9-2(15/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#11 標準実験ペイロードエンベロープ上面中央
 視線方向 : 天頂方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
 (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
 (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
 (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
 (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

図 2.1.9-2(16/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)

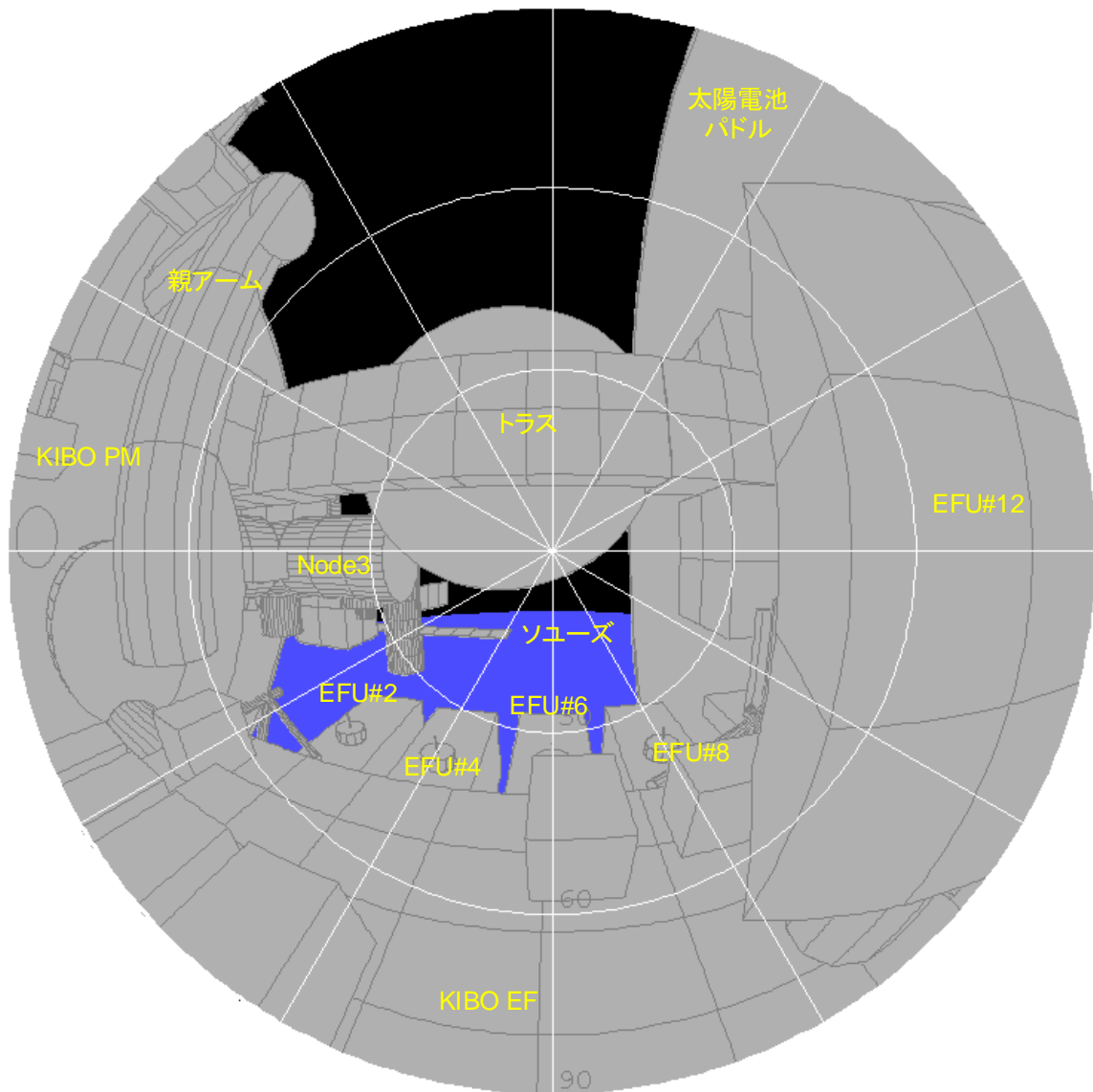


視点位置 : EFU#11 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央

視線方向 : フォワード方向 (ISS 進行方向前方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

図 2.1.9-2(17/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)

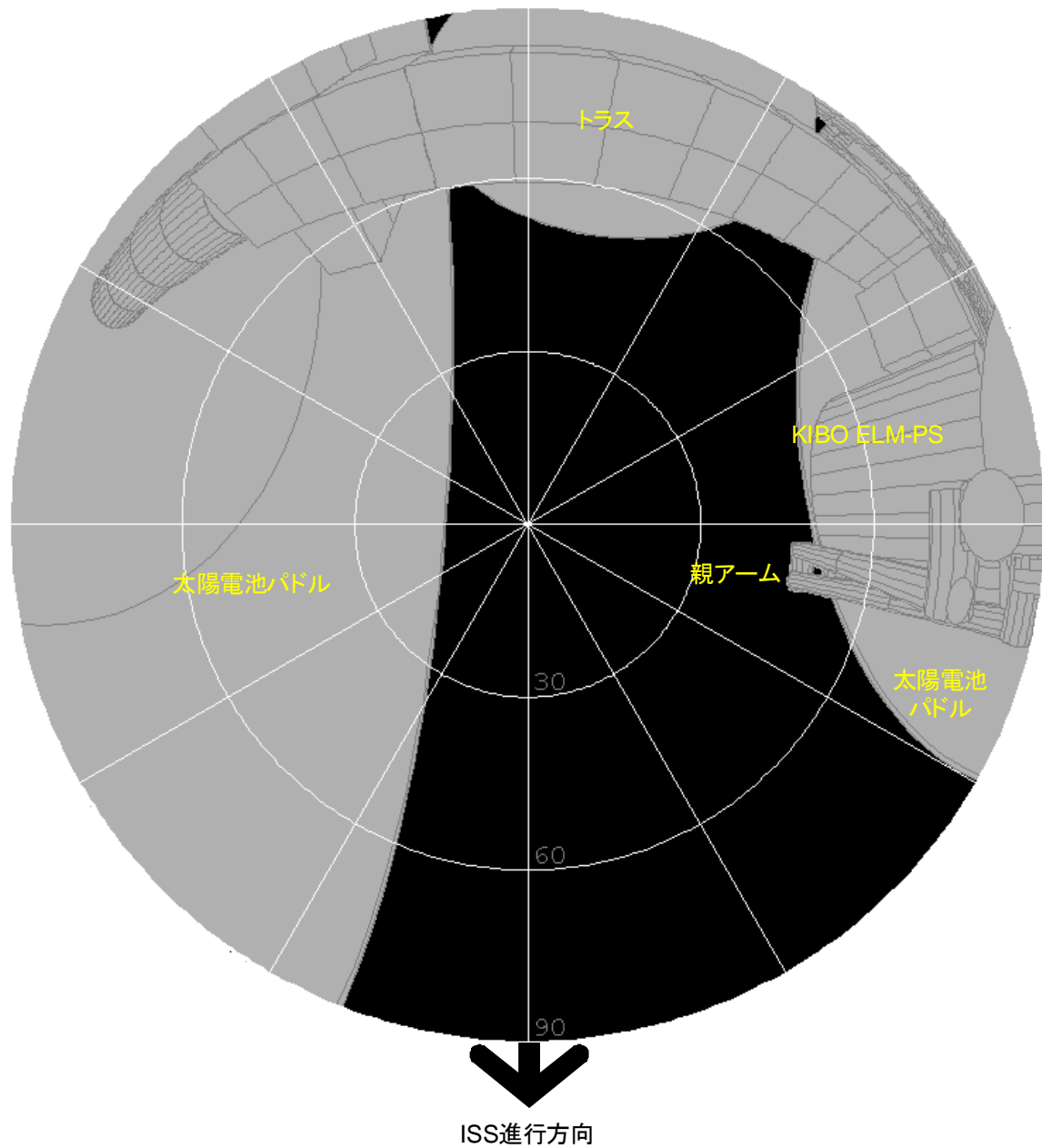


視点位置 : EFU#11 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央

視線方向 : アフト方向 (ISS 進行方向後方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

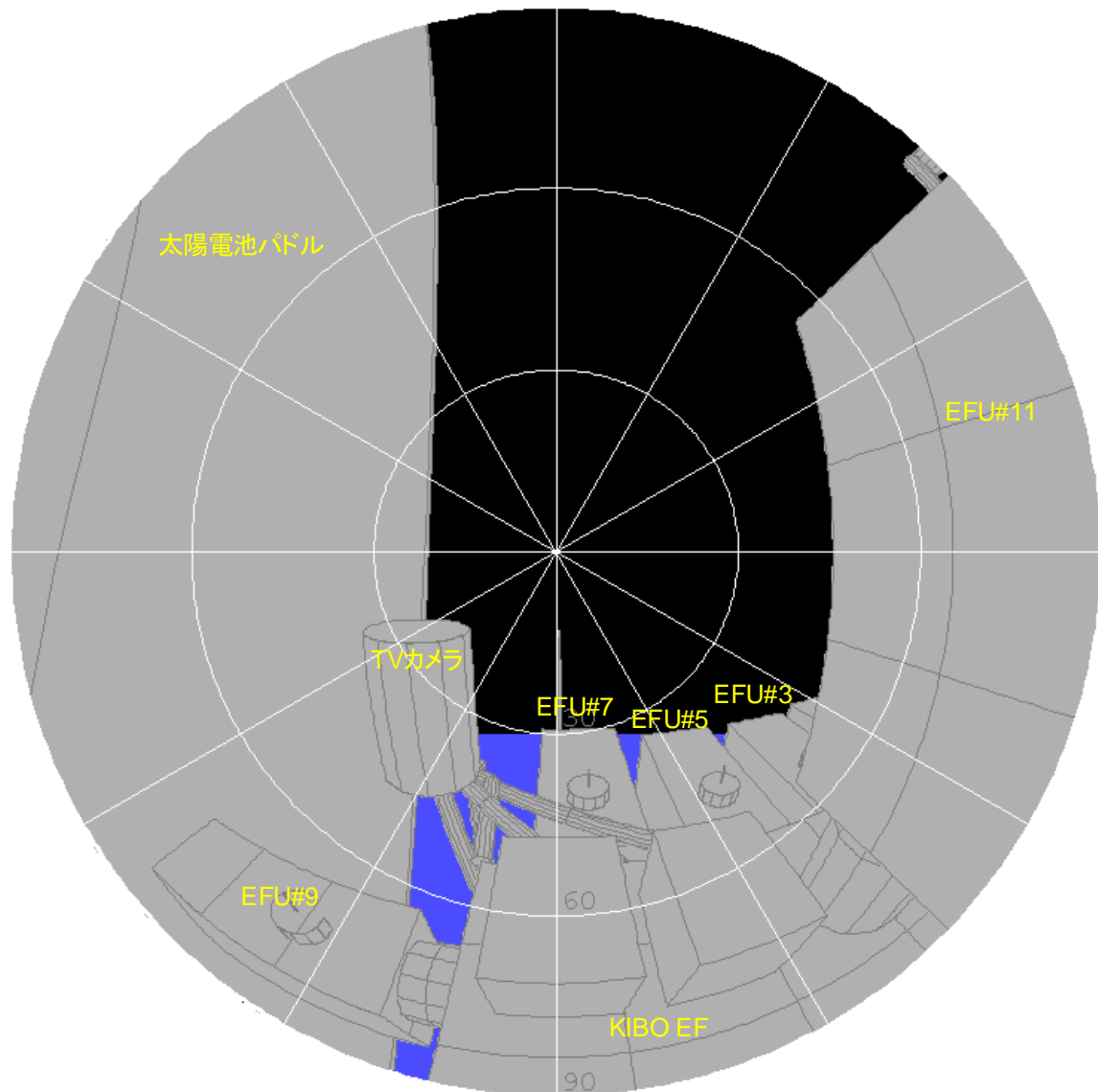
図 2.1.9-2(18/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)



視点位置 : EFU#12 標準実験ペイロードエンベロープ上面中央
 視線方向 : 天頂方向

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
 (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
 (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
 (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
 (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

図 2.1.9-2(19/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)

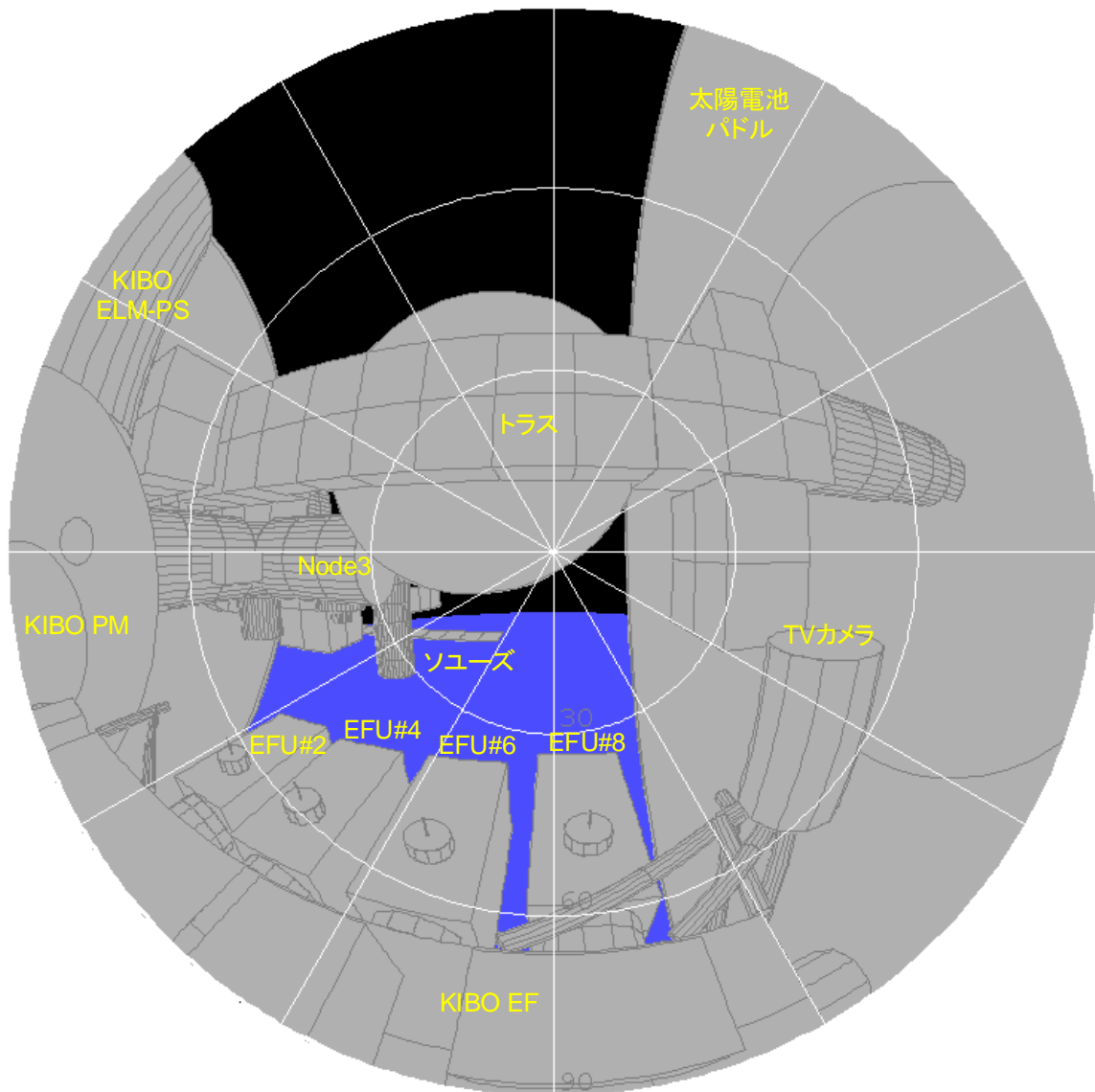


視点位置 : EFU#12 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央

視線方向 : フォワード方向 (ISS 進行方向前方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

図 2.1.9-2(20/21) 船外実験装置からの開放視野 (解析結果例)



視点位置 : EFU#12 標準実験ペイロードエンベロープ前面中央

視線方向 : アフト方向 (ISS 進行方向後方)

- (注 1) 図中の EFU 番号については、図 1.1-1 を参照してください。
- (注 2) ISS 姿勢は LVLH 姿勢、高度はノミナル高度(407km)を仮定しています。
- (注 3) 太陽電池パドルは回転包絡域をモデリングしています。
- (注 4) KIBO ロボットアームは、待機姿勢をモデリングしています。
- (注 5) 衛星間通信アンテナは、駆動領域をモデリングしています。

図 2.1.9-2(21/21) 船外実験装置からの開放視野(解析結果例)

2.2 きぼう船外実験プラットフォームが提供するサービス

本章では、船外実験装置の設置場所、及びその設置場所においてきぼう船外実験プラットフォームから受けることの出来る電力や通信等のサービスについて記述します。

2.2.1 船外実験装置設置場所(ポート)

1.1 章で述べたとおり、船外実験プラットフォームには下図 2.2.1-1 に示すように 12 箇所の船外実験装置設置箇所(ポート)があり、それぞれの箇所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。

12 箇所の船外実験装置設置箇所のうち、以下の 2 箇所は実験装置ではなくシステム機器専用設置箇所となっており、実験に利用可能な箇所は実際には 10 箇所となります。

#7 : ICS アンテナ設置箇所 (既に使用中)

#10 : HTV 曝露パレット設置箇所 (HTV 飛行時に使用)

また#12 は実験装置交換時の仮置場として使用するため、常時の使用は不可となります。

各取付け箇所における電力や通信等のサービス一覧を表 2.2.1-1 に示します。

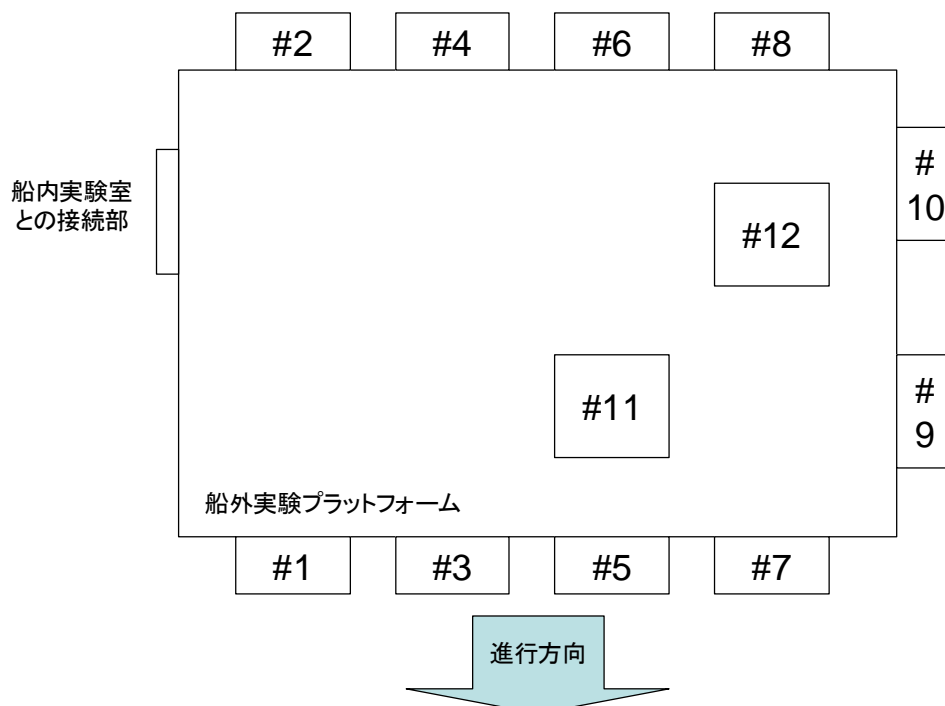


図 2.2.1-1 船外実験プラットフォーム上の船外実験装置取付け可能位置
(真上から見た場合の略図)

なお、2010年8月現在、以下の取付け場所には既に船外実験装置が取り付けられ、使用中となっています。

EEU #1 :MAXI

EEU #3 :SMILES

EEU #6 :HREP

EEU #7 :ICS

EEU #9 :SEDA-AP

なお、これらの各船外実験装置の利用事例については3.3章で説明します。

#	電力		通信								熱制御	備考
	3KW *1	100W *2	ペイロード バス *3	NASA専用 ペイロード バス *4	ビデオ *5	高速 データ	イーサ ネット	HK データ *6	ICS ライン	システム バス *7	3KW 冷媒	
1	2	1	1R *10	1R	1	1	1	2R	-	-	1(6KW)	MAXI使用中
2 *11	2 *8	1	1R	1R	1	1	1	2R	-	-	1(6KW)	
3	1	1	1R	1R	1	1	1	2R	-	-	1	SMILES使用中
4	1	1	1R	1R	1	1	-	2R	-	-	1	
5	1	1	1R	1R	1	1	-	2R	1R	-	1	ICSバックアップ用ポート
6	1	1	1R	1R	1	1	1	2R	-	-	1	HREP使用中
7	- *9	1	1R	-	-	-	-	2R	1R	-	-	ICS専用ポート
8	1	1	1R	1R	1	1	-	2R	-	-	1	
9 *11	1	1	1R	1R	1	1	1	2R	-	1R	1	SEDA-AP使用中
10	1	1	1R	1R	-	-	-	2R	-	1R	1	HTV曝露パレット接続ポート
11	1	1	1R	1R	-	-	1	2R	-	-	1	
12	1 *8	1	1R	1R	-	-	1	2R	-	-	1	船外実験装置交換時の仮置きポート

単位はいずれもチャンネル数

塗りつぶし箇所は2010年8月現在で使用中のポート

- *1 : 主電力として提供可能なチャンネル数
- *2 : サバイバル電力チャンネル数
- *3 : 1553Bバス経由の低速実験データ通信チャンネル
- *4 : 同上。但し、NASAの船外実験装置専用
- *5 : #1/4/5/8から1chと#2/3/6/9から1chが選択可能
- *6 : 船外実験装置の健全性をきぼうのシステム側で把握するためのデータ
- *7 : きぼうシステムから制御可能な1553Bバス
- *8 : #2の3KW電力バスB系統と#12の3KW電力バスの同時使用は不可能
- *9 : #7の供給電力は0.6KW
- *10 : RはRedundancy、冗長系を表す
- *11 : #2/9は重量2.5tまでの大型船外実験装置が取り付け可能。他は500kg

(出典) JEMペイロードアコモデーションハンドブック Vol.3 曝露部/ペイロード標準インタフェース管理仕様書(NASDA-ESPC-2563) 2000年12月

表 2.2.1-1 船外実験プラットフォーム船外実験装置取付け位置別軌道上サービス一覧表

2.2.2 電力 …主電源 3KW、サバイバルヒータ 0.6KW供給

電力は全ての取付け位置で 3KW の供給が可能です。また#1/2 については 3KW 電力系統が 2 チャンネル装備されており、合計 6KW の供給が可能です。

サバイバル電源は、船外実験装置が非運用状態であっても実験装置が凍結により不全状態に陥ることを防ぐためのヒータ供給電力系統で、全箇所にて 100W の供給が可能です。フロリナートの供給温度は 16℃～24℃で、供給流量は排熱量に応じて規定されます。

なお、#2 の電力 B 系統と#12 の電力系統の同時使用は出来ません。また、船外プラットフォーム全体で 10kW を超える給電は出来ません。

2.2.3 熱 …最大 3KWまで排熱

船外実験装置が発生する熱の排熱方法として#7 を除く全ての箇所に、フロリナートと呼ばれる冷媒を機器内に循環させて最大 3KW までの熱を除去するサービスが提供されます。但し#1/2 については電力同様排熱サービスも 2 系統提供されており 6KW までの排熱が可能です。

また、実験装置からの深宇宙への放熱も利用することが可能です。

2.2.4 通信 …低速/中速/高速/ビデオ提供

通信系は、地上、及びクルーが船外実験装置に指令(コマンド)を送信したり、装置の状態、各種実験データの伝送に利用されます。船外実験プラットフォームの各取付け場所には、以下の通信サービスが提供されます。

船内実験室の外部、及び船外実験プラットフォーム上に設置された TV カメラサービスについては 3.3.5 章参照。

ペイロードバス MIL-STD-1553B 規格の低速系と呼ばれる通信バスで、地上及びクルーから装置にコマンドを送信する際に使用されます。また装置の状態を表す H&S(Health and Status)データを地上、及びクルーに送信します。
 なお 1553B プロトコルの詳細は NASDA-ESPC-2567「JEM ペイロードアコモデーションハンドブック Vol.7」を参照下さい。

イーサネット **最大通信能力:実効 8 Mbps**
 全ての箇所に提供されてはいませんが中速系と呼ばれる、10BASE-T の実験装置イーサネットハブゲートウェイ(Payload Ethernet Hub Gateway : PEHG)のイーサネットサービスも利用可能で、きぼうの ICS 経由、またはきぼうから NASA システム経由でのダウン

リンクが可能です。また PLT(Payload Laptop Terminal)と呼ばれる実験装置専用のクルー操作用コンピュータと、双方向の通信が可能です。

次世代イーサネット **最大通信能力:理論値 100 Mbps**

中速系については、「JEM 次世代イーサネット・ハブ/多重化装置 (Layer2 Ethernet Hub and Multiplexer : LEHX)」が 2011 年に打上げられる予定です(2011 年 2 月の HTV 2 号機で打上げ予定)。

この LEHX は現状の PEHG と呼ばれる中速系ルータと交換され、運用が開始されると現状と比して中速系に関しては以下の向上が見込まれています。

- ・理論上の通信能力が 100Mbps となる
- ・中速系データの多重化が可能となる

高速データ **最大通信能力:43 Mbps**

高速系と呼ばれる光ファイバを用いた大容量、高速な通信サービスも提供されています。きぼうの ICS 経由、またはきぼうから NASA システム経由でのダウンリンクが可能です。

ビデオ **最大 2ch 同時利用可能**

船外実験プラットフォームのビデオ系では NTSC 方式のビデオ信号を伝送可能です。#1/4/5/8 から 1ch と、#2/3/6/9 から 1ch の計最大 2ch が選択可能で、きぼうの ICS 経由、またはきぼうから NASA システム経由でのダウンリンクが可能です。きぼう船内実験室内の画像取得処理装置(IPU)での録画も可能です。詳細は 2.3.7 章を参照してください。

2.2.5 ICS (Interorbit Communication System) …可視は 1 日平均 20 分が 2-3 回

ICS は衛星間通信システムと呼ばれ、2.2.4 章で述べた、通信系サービスのひとつですが、NASA 側システムを全く使用せずに各種データのダウンリンク、音声交信、地上からのコマンド、ファイルアップリンクが可能なきぼう独自のシステムです。

NASA 側の実験データやビデオ映像のダウンリンクには Ku バンドと呼ばれる 15GHz 周波数帯が使用されますが、ICS は 23/26GHz 周波数帯の Ka バンドを使用します。このため、NASA 側の Ku バンドの帯域混雑時や、空きチャンネル不足時であっても利用可能となります。

ただし、ICS と地上局のデータ中継には日本の DRTS(Data Relay Test Satellite)を使用しており、他衛星との利用競合等もあり、参考までに、1 日の通信可能時間は平均して 20 分が 2

から3回程度となっています(2010年6/7月の平均)。

ICSの船内側機器には高速データレコーダが搭載されており、データの軌道上記録も可能です。詳細は2.3.7章のデータ記録を参照してください。

項目		仕様
大きさ		1.1 x 0.8 x 2.0m (アンテナ収納時) 2.2 x 0.8 x 2.0m (アンテナ展開時)
重量		310kg
通信方式/周波数/変調方式	ICS>>地上	50Mbps/26GHz/QPSK
	地上>>ICS	3Mbps/23GHz/BPSK
DRTS 可視時間		1回当たり最長約40分(理論値)

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

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

表 2.2.5-1 ICS 主要諸元



図 2.2.5-1 地上との通信に成功した ICS

2009年8月21日撮影

上記以外に、現状は検討段階で具体的な仕様、運用形態、打上時期等は決まっていますが以下のサービスが検討されています。

- ・ 船外実験プラットフォーム専用無線LAN

2.3 船外実験プラットフォーム以外の軌道上サービス

本章では、船外実験装置が船外実験プラットフォーム以外の軌道上機器から受けることの出来るサービスについて記述します。

2.3.1 ロボットアーム …実験装置の設置に使用

きぼうのロボットアームは、船内実験室に固定された「親アーム」と、その親アームに把持される「子アーム」からなります。

親アームはクルーが船内実験室にある操作卓を使って、HTV 等の輸送機で運ばれてきた船外実験装置を、船外実験プラットフォーム上に設置する際に使用しますが、その際、下図の赤枠に示す Grapple Fixture(GF)と呼ばれる突起物を把持することで移設を行います。また移設時の作業状況は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、及び地上から確認することが出来ます。

この GF には電力供給機能のある PDGF(Power and Data Grapple Fixture)と、単なる把持用突起物の FRGF(Flight Releasable Grapple Fixture)とがあり、親アームは両方に対応しています。

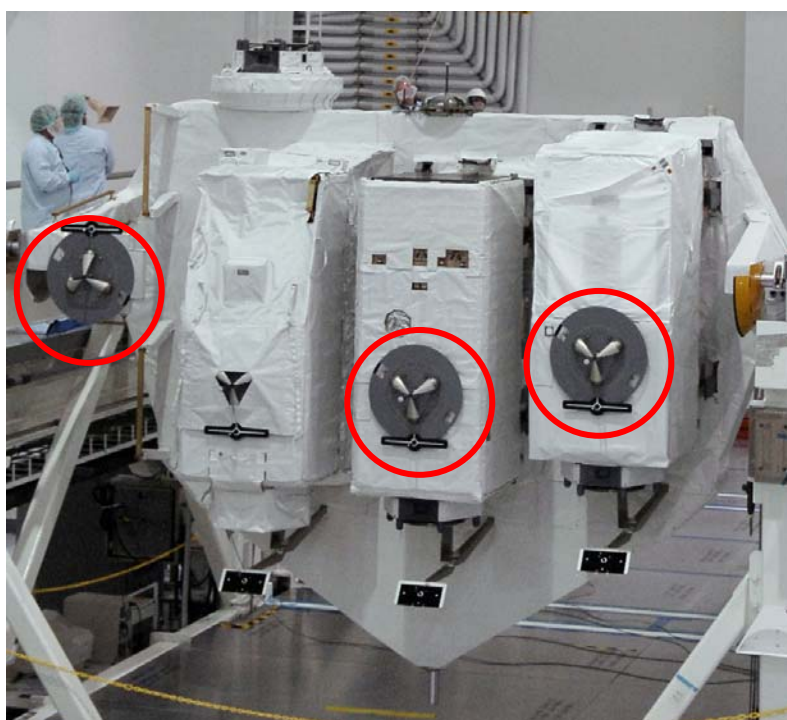


図 2.3.1-1 Grapple Fixture

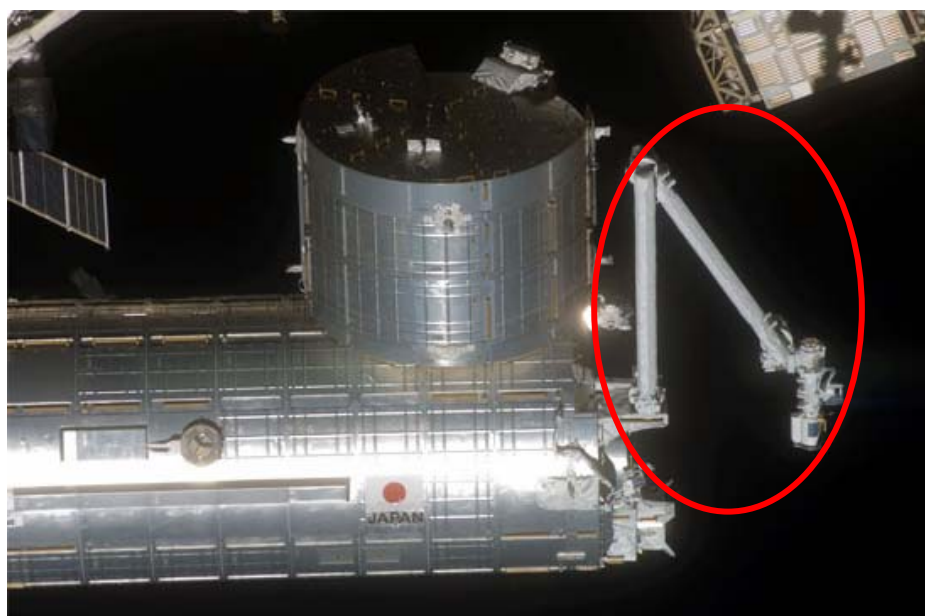


図 2.3.1-2 親アーム全体(赤枠内が親アーム)
2008年6月11日撮影

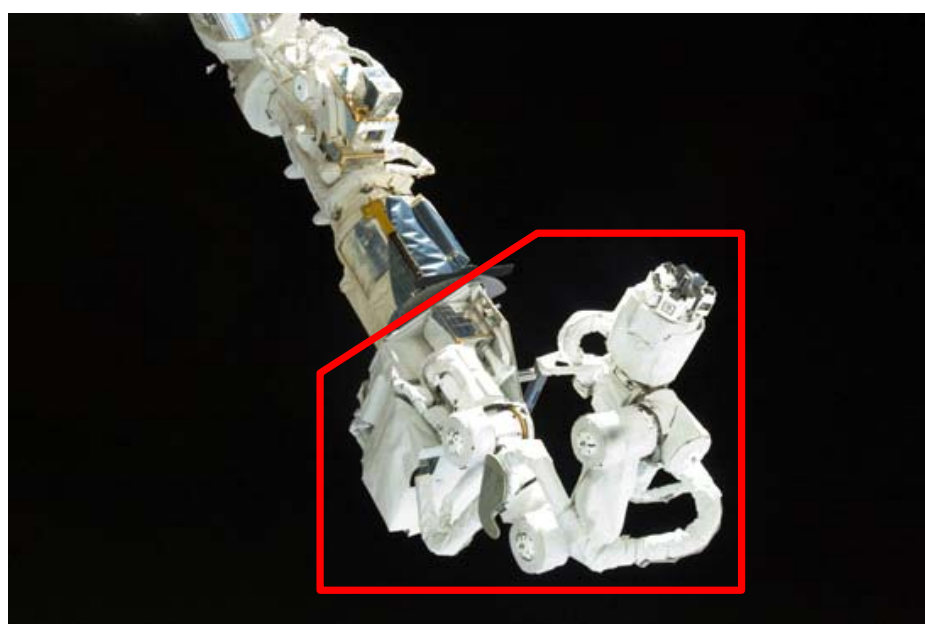


図 2.3.1-3 親アームに子アーム(赤枠内が子アーム)
2010年3月10日撮影

子アームは通常、船外実験プラットフォーム上の子アーム収納装置に格納されており、必要時に親アームに把持されて使用されます。2010年8月現在で実運用での使用実績はありませんが、ORU(Orbital Replaceable Unit)と呼ばれる船外実験プラットフォーム上のシステム機器の交換に用いられます。

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 7000kg	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:3000kg 以下)	25mm/s(対象物:300kg以下)
	20mm/s(対象物:7000kg 以下)	
最大先端力	30N 以上	
寿命	10 年以上	

表 2.3.1-1 きぼうロボットアーム主要諸元

2.3.2 エアロック

きぼうのエアロックは、船内から船外へ、また船外から船内へ機器を移送する際に使用します。ISS の米ロモジュールにあるエアロックのようにクルーが船外活動を行うための使用は出来ません。

前章で述べた子アームも、船内実験室内で組み立てられ、エアロックを用いて船外に移送され、船外実験プラットフォーム上の子アーム収納装置に格納されました。

エアロックの主要諸元、通過可能機器サイズの概要図を以下に示します。

また現在、エアロックを用いた小型の実験装置、小型衛星を曝露空間に移設する利用方法も検討されており、その現状を 3.2.4 章に記述します。



図 2.3.2-1 きぼうエアロック 2010年1月6日撮影
(船内実験室へテーブルがスライドしている状態。天頂方向から撮影)

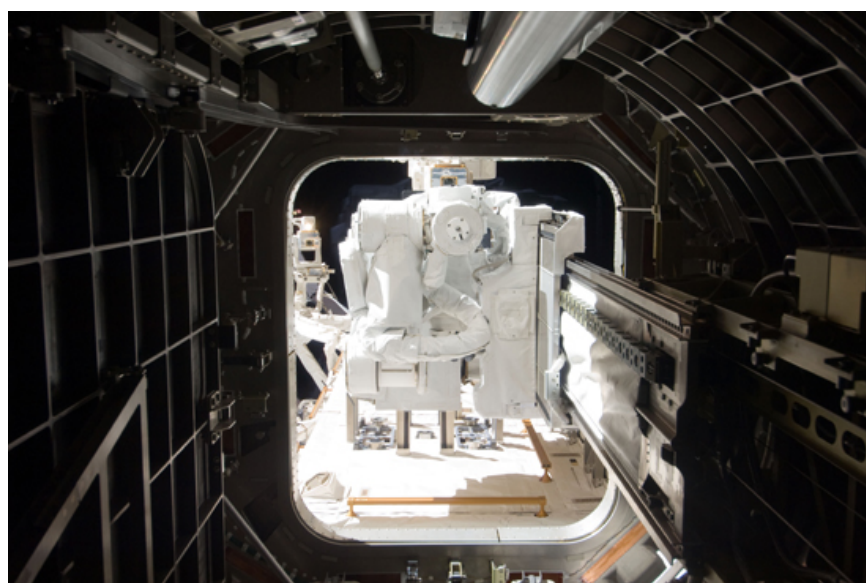


図 2.3.2-2 きぼうエアロック 2010年3月11日撮影
(船外実験プラットフォーム側へテーブルがスライドしている状態)

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

表 2.3.2-1 エアロック主要諸元

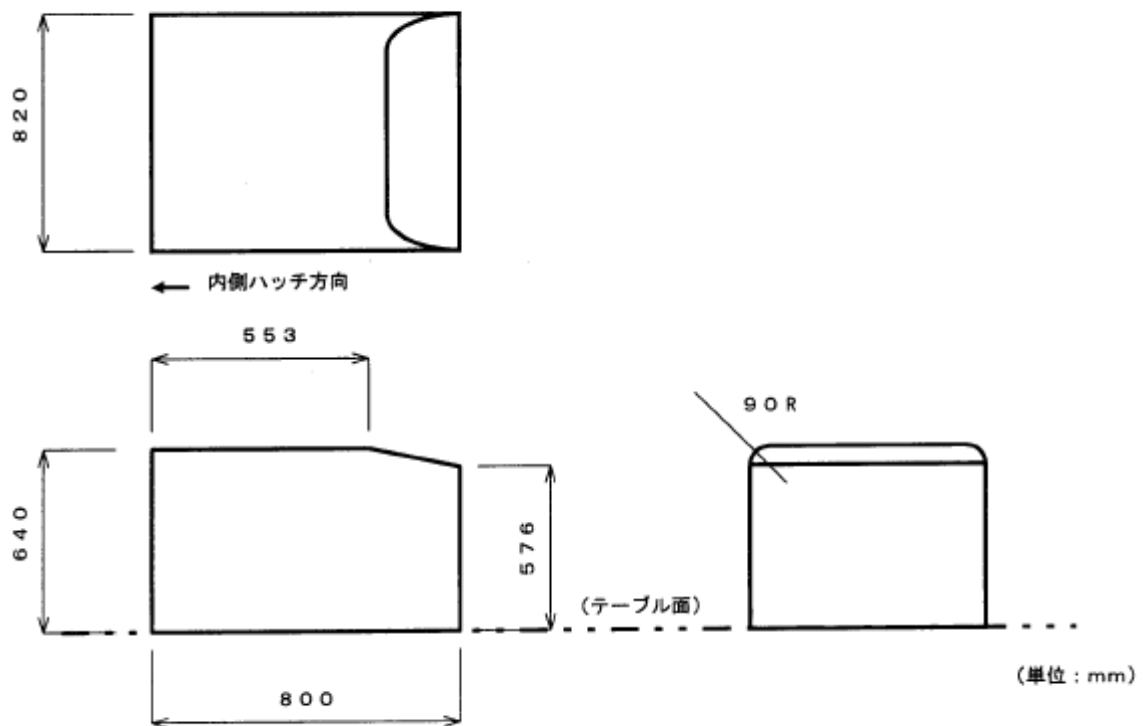


図 2.3.2-3 エアロック通過物サイズ

2.3.3 搭乗員 …週平均で3ないし4時間の利用実績

ISSには最大で6名のクルーが搭乗します。クルーの作業時間は原則として1日8時間、週休2日ですが、6名中3名はロシアモジュール担当となりきぼうを含めたNASA側モジュールの作業には従事しません。

ISSでの実験に割り当てられるクルー時間は、ISSシステムのメンテナンス活動が優先されるため、このメンテナンス時間を差し引いた残りが日本/米国/欧州/カナダの4極の実験に割り当てられることとなります。

2008年5月の船内実験室打上げ以降、日本の実験には平均して3-4時間/週のクルー時間が割り当てられていますが、装置の稼働時期、クリティカルな運用時期等、運用計画内容の調整により、これ以上のクルー時間を使用することも可能です。

2.3.4 音声 …実験装置操作時にクルーに指示

音声系は直接、船外実験装置とインタフェースしませんが実験手順の指示、PLT等の操作においてクルーに指示を送るために使用することが出来ます。

2.3.5 船内・船外カメラ

きぼうにはテレビカメラ/照明/雲台が取り付けられており、

船内実験室に4台(船内2台、船外2台)、

船外実験プラットフォームに2台、

きぼうロボットアームに2台、

設置されています。利用者は、これらのテレビカメラを用いて、伸展・展開や収納状況など、船外実験装置の外観を観察することが可能です。

船外実験プラットフォーム上の装置を撮影できる上記テレビカメラの取付け場所は以下の通りとなっています。

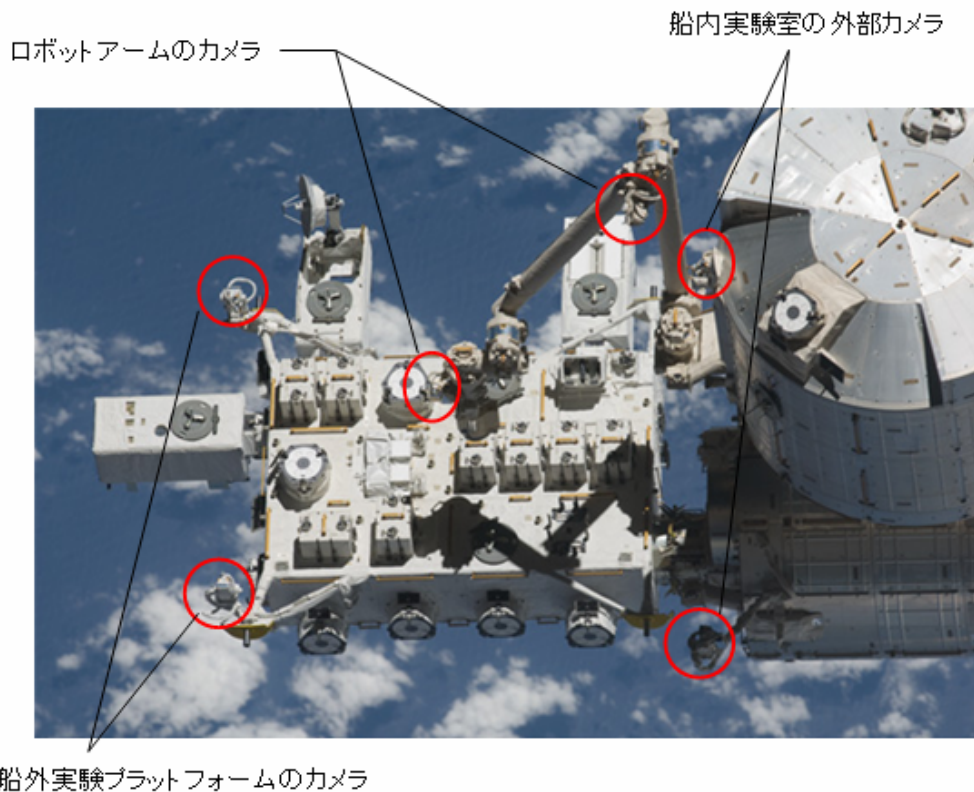


図 2.3.5-1 船外実験装置撮影可能カメラ取付け位置

2.3.6 軌道上ラップトップコンピュータ

きぼう船内実験室に設置されている PLT を用いることにより、船内実験室からクルーによる船外実験装置の低速系、中速系のコマンド送信、データのモニタが可能ですが、但し、船内、船外を問わず、実験装置のモニタは地上から行うことを基本としており、PLT を用いたクルー作業は地上からの運用を補完するために利用することが原則とされています。また、一定の時間、クルーを拘束する必要があるため、国際間の搭乗員作業時間の配分を踏まえ、個別の調整が必要となります。

2.3.7 データ記録

軌道上でのデータの一次的な記録については、システム機器として NASA の Communication Outage Recorder (COR)、及びきぼうの ICS 高速データレコーダ (HRDR) があります。インタフェースは、CORは高速系、ICSは高速系、及び中速系になりますが、きぼう船内、及び船外プラットフォーム上の実験装置が使用する中速系データは、米国モジュール内で高速系に統合されるため、COR では実質的にきぼうの中速系データの記録が可能です。

また、船内実験室に画像取得処理装置 (IPU) があり、NTSC 方式ビデオの圧縮、記録が可能です。

ICS の HRDR は容量 24 Gbit (3 GByte)の記録装置で、地上との通信リンクが確立されていない間に記録を行い、リンクが確立された時にダウンリンクを行います。

【参考】

24 Gbit : 500Kbps のデータなら 4 万 8 千秒、約 13.3 時間分の記録が可能な容量

IPU は、ISS に搭載された様々な実験装置 (船内実験室に設置された米国の実験装置も含む)からの最大 6ch のアナログ画像データを同時に受け取り、Video Record Unit(VRU)にデジタル録画しながら、圧縮符号化(MPEG2)してきぼうの高速データ回線経由で地上へ伝送する機能を有します。120GB 容量の交換可能な HDD を収納した VRU は6台搭載可能で、交換用 HDD は IPU のフロントパネルから容易に着脱可能です。また、1台の VRU の代わりにイーサネット HUB の搭載が可能で、この HUB を経由することで、録画した画像データ(Motion JPEG)を通常のデータファイルとしても地上へ伝送できます。IPU は画像の録画・伝送だけでなく、イーサネットを経由して取り込んだ実験データを、画像データ同様に地上に伝送することができます。その意味で IPU は、さまざまなデータの処理を行う軌道上通信プラットフォームということができます。IPU の主要な機能を以下に示します。

- 実験装置からのアナログ画像データを受信・録画
- 受信中/録画済みの画像データを軌道上で LCD モニタに表示
- 受信中/録画済みの画像データを圧縮して地上に伝送
- イーサネット経由で実験装置から取り込んだ実験データを地上に伝送

項目	機能・性能	
通信インタフェース	高速系(HRDL)	Input 1ch Output 1ch
	中速系(Ethernet)	Input/Output 1ch
	低速系(1553B)	Input/Output 1ch
	RS422	Input/Output 1ch
	ユーザビデオ入力/SYNC 出力	Input 6ch Output 6ch
動画圧縮/ ダウンリンク	MPEG2	同時圧縮 最大 6ch
	時間分解能可変	GOP シーケンス選択方式
	ダウンリンクレート	1chあたり 1.5~15Mbps 全 ch 合計(ファイルダウンリンクも含む)最大 43Mbps
	画像クリップファイルダウンリンク	最大 12Mbps。但し 1 画像ファイルの容量は最大 2GB
録画機能	記録方式	Motion JPEG (Harris DVR-3901)

	台数	6 台 (HUB 搭載時は 5 台)
	録画密度	17~42Mbps
	録画時間(120GB HDD)	約12時間30分@17Mbps 約8時間40分@25Mbps 約 5 時間 20 分@42Mbps
軌道上操作	LCD モニタ	12.1 Inch 型、タッチパネル
軌道上モニタ	LCD モニタ	1画面、2画面、4画面 選択
IPU 本体 HDD	Removable HDD 容量	36GB

表 2.3.7-1 IPU 主要諸元

2.4 地上サービス

本章では、船外実験装置が受けることの出来る地上からのサービスについて記述します。

2.4.1 実験実施計画立案

製作した船外実験装置の打上げ、機能確認、及びその後の定常運用の計画立案は、装置開発者の要望を取り入れながら、以下の通り国際調整まで含めて JAXA で行います。

日本、米国、欧州が提供する ISS 構成要素には、与圧環境で計 40 ヶ所程度、曝露環境で計 20 ヶ所程度の実験装置を搭載することができます。ISS の限られた利用サービスの範囲内で、国内外の多くの利用者がそれぞれ実験装置を運用しますので、国内及び国際間の調整を通して各実験装置の運用計画を取り決める必要があります。

運用計画の取り決めにあたっては、大別して長期レベル、詳細レベル、実行レベルの 3 つのレベルでの調整が行われ、年単位から分単位まで運用計画を順次詳細化していきますが、実際の計画立案は利用者の要求に基づいて、JAXA 担当が行います。

長期レベルでは、年毎の打上げ/回収を行う実験装置名や各極が使用する利用リソースの年間総量等が規定されます。

詳細レベルでは、各実験装置のミッション目的や打上げ/回収時期、重量、容積、利用リソース等に関する要求に基づき、輸送機単位でISS全体の詳細な運用・利用計画をまとめたインクリメント運用要求書(IDRD : Increment Definition and Requirements Document)が打上げの 2 年程前から発行されます。インクリメントとは、クルーの交代から次のクルーの交代までの期間を指し、凡そ 3 ヶ月から 6 ヶ月程度の期間となります。この詳細レベル計画立案時に利用者の実験内容に基づいた詳細な運用要求が必要となります(クルー作業は何時間必要か、ダウンリンクは必要か、サンプルの打上げ重量はいくらか、等)。

実行レベルでは、インクリメント開始の 1 年程前から、インクリメント全体を対象とした日単位の「軌道上運用サマリ(OOS : On-Orbit Operations Summary)」作成を行い、インクリメント開始 1 ヶ月前に制定します。

その後、更に実施時間レベルの計画を作成し、最終的には実施日 5 日前に制定し軌道上の ISS にアップリンクされます。

2.4.2 ユーザ運用エリア

国際宇宙ステーション全体の運用は、米国に設置されている宇宙ステーション管制センター(SSCC)およびペイロード運用統合センター(POIC)を中心に実施されていますが、きぼうの運用は、宇宙航空研究開発機構が筑波宇宙センターに設置した宇宙ステーション総合計画センター(SSIPC)が主体となって実施しています。

船外実験プラットフォーム利用者は、SSIPC の宇宙ステーション運用棟内のユーザ運用エ

リア(UOA : Users Operations Area)を拠点として軌道上の船外実験装置の運用を行うことができます。

軌道上の船外実験装置の運用を行うため、利用者は以下に示すユーザ運用エリア内の設備やその設備が提供するインタフェースを活用することができます。

(1) UOA内設備

UOA 内には、図 2.4.2-1 に示すように利用者端末である実験運用支援クライアントや音声端末、ビデオモニタ端末、時刻表示盤などを用意し、利用者に提供しています。

実験運用支援クライアントは、ダウンロードされた実験データ、補助データ(3.8 項参照)等の取得、表示、コマンドの入力/送出等が実施出来る端末です。このクライアントには、利用者組み込みソフトウェア(U-BIS : User Built-In Software)もインストールされており、実験データの数値/グラフ表示、出力、ISS の位置、姿勢情報の表示、コマンド設定等のサービスを利用者に提供しています。



図 2.4.2-1 ユーザ運用エリア内の設備(一例)



図 2.4.2-2 ユーザ運用エリア全景

(2) UOA内設備とのインターフェース

実験運用支援クライアントにはインターフェースポートが用意され、利用者自身が持ち込むコンピュータ等とインターフェースをとり、利用者のコンピュータ上のプログラムで実験データの処理ができるよう技術的な検討を進めています（但し、利用者自身の端末、媒体等の持込には JAXA 規定に従った事前持込み手続きが必要です）。また、ダウンロードされた生データに一時処理を施した実験データを外部利用者施設に配布出来る仕組みも整っています。

2.4.3 実験運用

UOA からの実験運用は、実験装置の監視、実験データの監視、及び実験装置の制御の全てについて、以下の通り実施することが出来ます。

(1) 船外実験装置の監視

船外実験装置の監視と状況把握のための低速、中速、高速、及びビデオのいずれのデータも、UOA の利用者端末から実験監視・状況把握ができます。

a. テレメトリデータの監視

テレメトリデータとは、きぼうからダウンロードされてくるペイロードの起動、遮断等の作

動状態を示すデータや実験データののことを言います。この他、送り元となるペイロードと各種識別 ID 等のヘッダ情報、必要に応じて、実験装置自身が付加する時刻情報も地上へダウンリンクされます。なお、配信される時刻は GPS 時刻です。

b. ビデオ・画像データの監視

アナログのビデオ画像(NTSC 方式)はデジタルデータに変換され、地上に送信され、UOA のビデオモニタで確認することが可能です。



図 2.4.3-1 UOA のビデオモニタにダウンリンクされた映像例
(SEDA-AP 伸展時の映像で、3 つのカメラ映像を 4 分割表示している)

c. 音声データの監視・交信

実験運用に携わるクルーと地上の運用管制要員間、並びに地上の運用管制要員同士の音声交信をモニターすることにより、軌道上での実験運用状況を把握することが出来ます。また、必要に応じ、利用者が地上の運用管制要員と会話をすることも可能です。

(2) 船外実験装置の制御

a. 運用準備

通常、実験装置の運用に当たっては、クルーの操作手順、あるいは地上の管制要員の操作手順を手順書(JAXA ODF と呼ぶ。下記サンプル参照)として事前に整備し、軌道上の ISS に送信する必要があります。

ISS で使用される手順書の書式は、使用する略称、記号等が全て統一されており、JAXA ODF もその書式に従い書かれる必要があります。このため利用者自身が ODF を作成するには困難があるため、JAXA、及びその支援組織が、利用者と手順の内容を相談、調整しながら整備します。

作成された JAXA ODF は検証を行い、その健全性、安全性を地上で確認した後、地上要員の手順であれば JAXA 内のみの承認で、クルーが実施する手順であれば NASA の承認も受けて、軌道上の ISS にアップリンクされます。クルーの実施手順であれば、クルーによる事前レビュー時間確保のためどんなに遅くとも実施 3 日前までにアップリンクを完了させておく必要があります。

2.002 SEDA-AP OPERATION MODE TRANSITION (SURVIVAL – STANDBY) - SSIPO

(GH SEDA-AP/2JA-ALL/FIN2/Payload) Page 1 of 4 pages

OBJECTIVE:

Transfer Space Environment Data Acquisition equipment - Attached Payload (SEDA-AP) Operation Mode from SURVIVAL to STANDBY.

DURATION:

20 minutes

ExPO 1. VERIFYING SEDA-AP OPERATION MODE

SEDA-AP Operation Mode Control
'Mode Transition'
Verify Survival – blue indication

2. VERIFYING POWER STATUS FROM JEF BEFORE POWERING

Survival -> Standby – SEDA-AP Operation Mode Transition
'Prior Verification'
Verify JEF_PDB_a_RPCxx (EFUx_Load)_Posn (JSDCxxxxxxxx) – Op
Verify SPB_b_RPCxx (EFUx_Load)_Posn (JSDCxxxxxxxx) – Cl

3. VERIFYING POWER STATUS FROM JEF AFTER POWERING

Inform CANSEI to close JEF PDB a RPCxx for SEDA-AP activation.
Verify completion of SEDA-AP activation by CANSEI.

Survival -> Standby – SEDA-AP Operation Mode Transition
'Telemetry Verification'
Verify JEF_PDB_a_RPCxx (EFUx_Load)_Posn (JSDCxxxxxxxx) – Cl

4. VERIFYING APRT STATUS

Survival -> Standby – SEDA-AP Operation Mode Transition
'Telemetry Verification'
Verify APRT Restart Command Status (J#Hxxxxxxxx) – Not Received
Verify APRT Mode (J#Hxxxxxxxx) – Standby

図 2.4.3-2 ODF サンプル

b. 自動実行運用

自動実行運用は、軌道上で自動的に行われる制御です。それぞれの実験毎に、その目的を達成するための装置の操作コマンド群を事前にファイルとして装置自身にアップリンクしておくことで、予定の時間になると自動で実施されるものです（観測装置のカメラシャッターを切る時間、等）。

このように、実験に必要な一連のコマンド群を、予めまとめて軌道上に格納しておく方法は、コマンド一つ一つを地上から送信する手間を省くことができる長所を有する反面、利用者の実験状況の判断に応じたコマンド送信を行うことができない短所を有します。

c. リアルタイム運用

事前に作成、アップリンク済みの JAXA ODF を基に、運用計画でスケジュールされた時間に実施（JAXA ODF に定義されたコマンド等の実施、テレメトリの確認）することで実験装置を制御します。

d. ファイルアップリンク

JAXA ODF として整備されている手順を変更する場合、及び実験装置の制御ソフトウェア等を変更する場合には、それらを地上からアップリンクすることが出来ます。

3. 実用編

本章では、きぼう船外実験プラットフォームに設置する船外実験装置について、

- ・ 開発上の留意事項、
- ・ 開発後の船外実験プラットフォームへの輸送、設置、帰還、
- ・ 現在実運用中の船外実験装置例、
- ・ 今後運用開始予定の実験装置例、

について、記述します。

3.1 船外実験プラットフォーム搭載用実験装置開発

本章では、船外実験装置の設計、開発に当たって要求される事項、及び安全上の要求事項について記述します。

3.1.1 設計要求

「きぼう」日本実験棟船外実験プラットフォームの実験装置は、図 3.1.1-1 に示す通り、

寸法 幅 0.8m x 高さ 1.0m x 長さ 1.85m

重量 500kg 以内

の標準ペイロードと呼ばれる直方体の箱に搭載され、船外実験プラットフォームに取り付けられるため、各種実験装置はこのエンベロップに収まるよう設計、開発される必要があります。

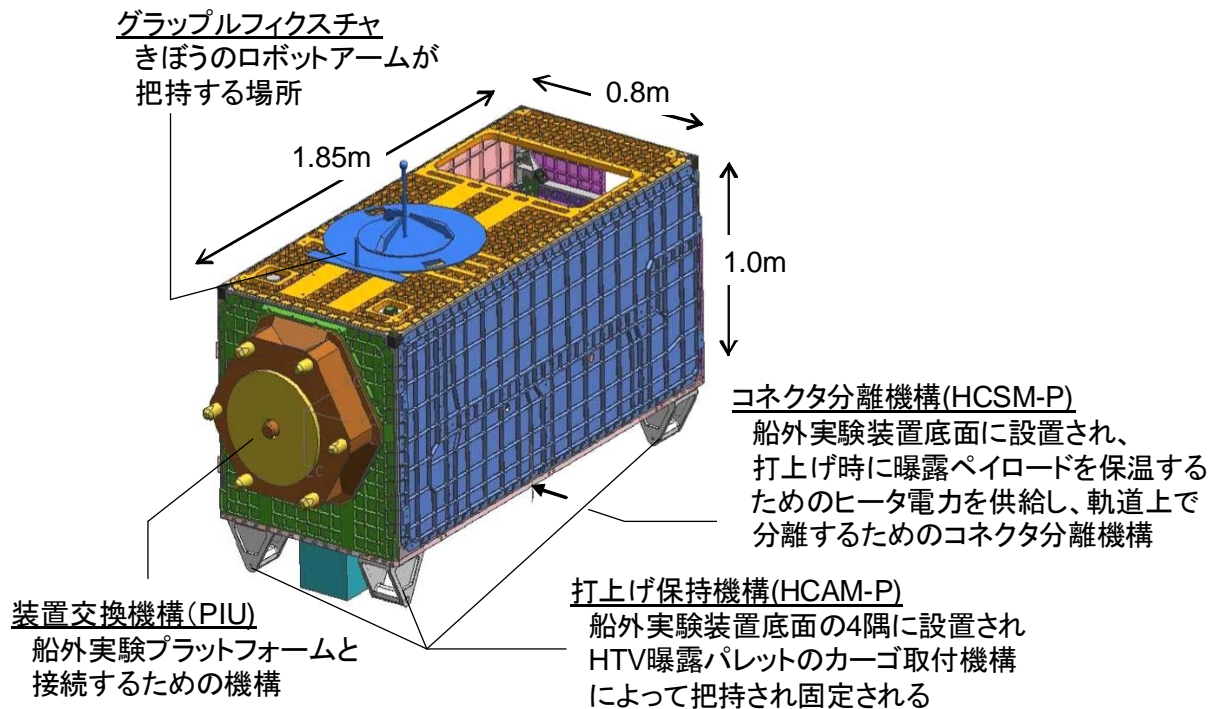


図 3.1.1-1 船外実験装置の標準的な例

このサイズ以外の船外実験装置は大型船外実験装置として識別され、きぼうのロボットアームによる運搬、宇宙飛行士の船外活動作業(EVA)、他のペイロードの運用、きぼう外部TVカメラや照明の視野等と干渉が生じる可能性があります。#2、及び#9に搭載が可能です。なお、大型船外実験装置の搭載可否についてJAXAの担当者と個別に技術調整を行っていただく必要があります。

また、標準サイズの船外実験装置には、図 3.1.1-1、及び 3 に示すように打上げ時に船外

実験装置を保温するためのヒータ電力を供給し、軌道上でこれを分離するためのコネクタ分離機構(HCSM-P : HTV Connector Separation Mechanism - Passive)、及び図 3.1.1-1、及び図 3.1.1-2 に示すように輸送用のHTV曝露パレットに固定するための打上げ保持機構(HCAM-P : HTV Cargo Attachment Mechanism - Passive)と図 3.1.1-1、及び図 3.1.1-4 に示す船外実験プラットフォームに接続するための船外実験装置側装置交換機構(PIU : Payload Interface Unit)を取付ける必要があります。

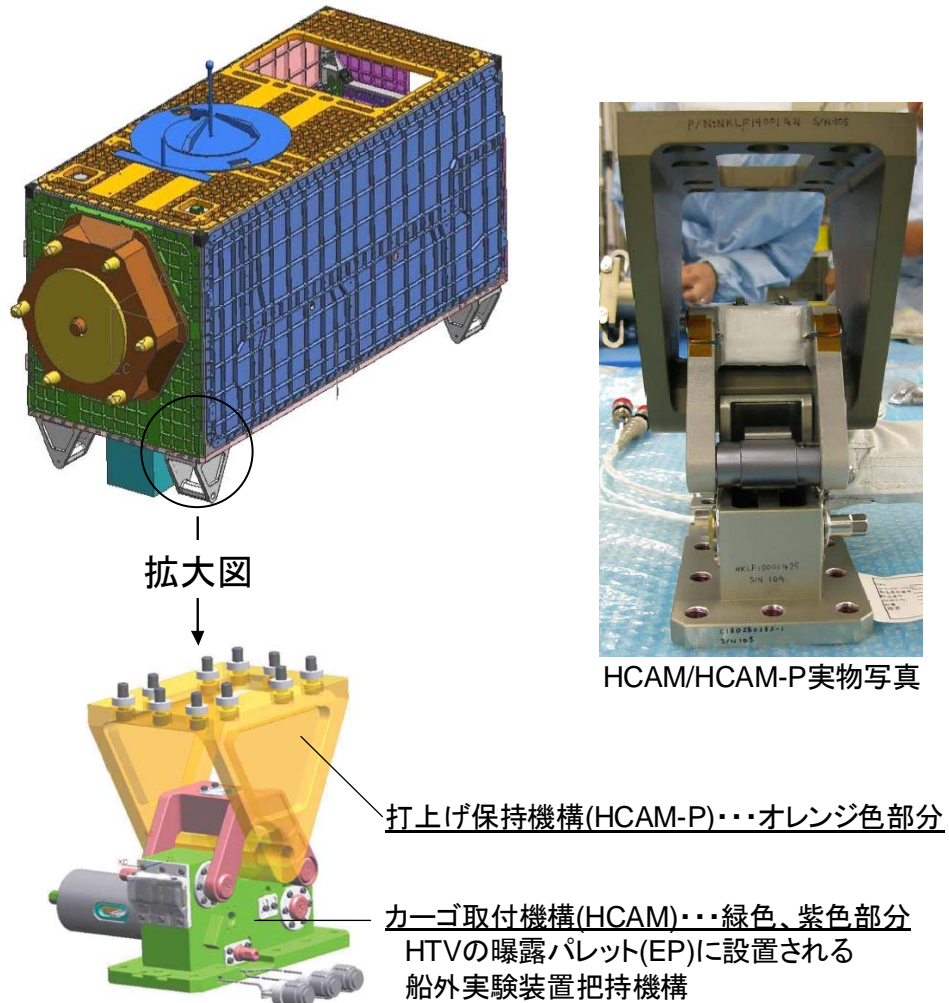


図 3.1.1-2 打上げ保持機構とカーゴ取付機構

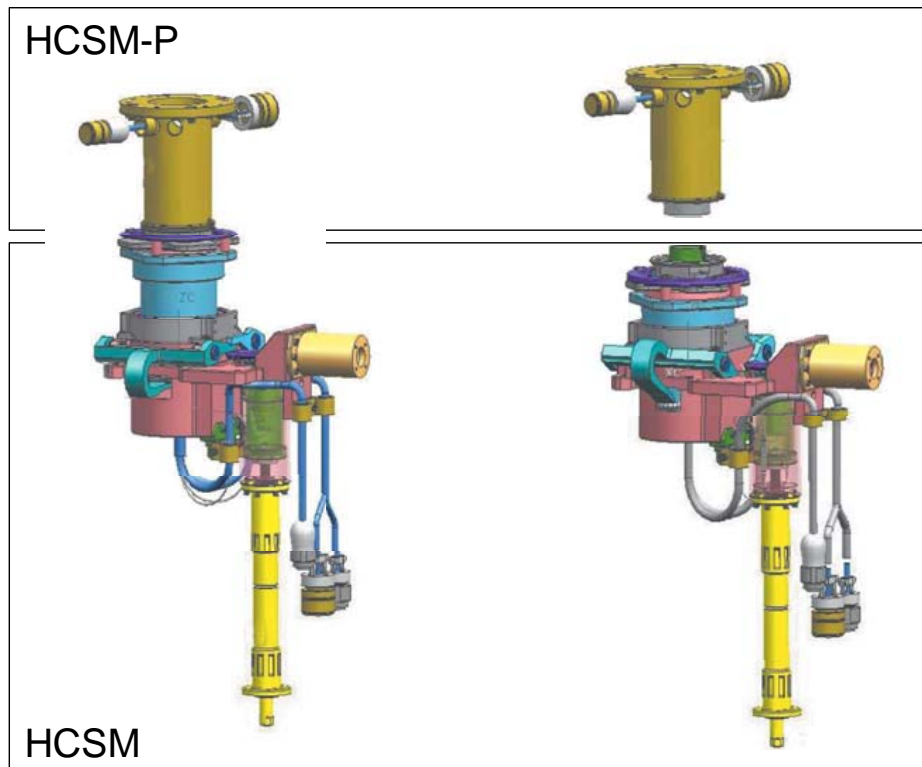


図 3.1.1-3 コネクタ分離機構(左が分離前、右が分離後)

PIU は船外実験装置に取付けられ、船外実験プラットフォーム側の曝露部側装置交換機構(EFU)と結合することで船外実験装置に電力・通信・排熱のリソースを供給します。また PIU と EFU を装置交換機構(Equipment Exchange Unit : EEU)と呼びます。

EEU のインタフェースの詳細は、「JEM ペイロードアコモデーションハンドブック Vol.3 曝露部/ペイロード標準インターフェイス管理仕様書」を参照してください。



図 3.1.1-4 装置交換機構(EEU)概要

船外実験装置開発者は、ISS、きぼう、そしてクルーに危害を及ぼさないよう実験装置及び実験の安全を確保する責任を有します。

ここで、安全とは、ハザード(危険な状態:事故をもたらす要因が潜在または顕在する状態)が存在しないか、または存在しても制御されていることをいいます。ハザード原因の識別に当たっては、船外実験装置単独の故障のみならず、きぼうのシステムの故障により生じる影響も考慮に入れる必要があります。従って、安全を評価するために安全性解析を実施し、打上げ時(HTV 等)及び軌道上での安全について、船外実験装置及び関連する地上支援設備を対象とした JAXA 及び NASA の安全審査を受け、合格する必要があります。以下に、打上げ時(HTV とロシア輸送機)と軌道上での安全要求を規定した文書を示します。

対象	文書名
HTV	JMR-002B:ロケットペイロード安全標準、またはNSTS 1700.7B ISS ADDENDUM : Safety Policy and Requirements For Payloads Using the International Space Station
プログレス、ソユーズ	P32928-103 : Requirements for International Partner Cargoes Transported on Russian Progress and Soyuz Vehicles
ISS (ロシアモジュール以外)	NSTS 1700.7B ISS ADDENDUM : Safety Policy and Requirements For Payloads Using the International Space Station
ISSロシアモジュール	P32958-106 : Technical Requirements for Hardware to be Stored or Operated on the ISS Russian Segment

表 3.1.1-1 安全要求文書

なお、NSTS 1700.7B ISS ADDENDUM : Safety Policy and Requirements For Payloads Using the International Space Station はスペースシャトル退役後には、SSP-51700 Payload Safety Policy and Requirements for the International Space Station に変更されます。

また、打上げ時の射場作業についても各々の射場で適用される安全要求があります。

ここでは、例として ISS/きぼうを利用する上での安全要求及び安全審査の主要事項について記載します。

安全に関わる設計要求としては、ハザードを識別し、存在する場合にはその原因に対して適切な制御とその検証方法を示す必要があります。

機能の喪失または意図しない動作がハザードとなるような場合には、「故障許容設計」(致命度により故障許容数が異なる)により制御を行う必要があります。

この他、構造、圧力容器、圧力配管及び継ぎ手、機能的火工装置、クリティカルな部位に

適用するメカニズム、材料の適合性/可燃性等に関連するハザードは、「リスク最小化設計」(特定の要求に適合する設計とすること)により制御を行う必要があります。

一般的に、ハザードとしては以下を考慮します。この他にミッション特有なハザードが識別される場合にも適切な制御、検証方法を示す必要があります。

(4) 構造の損傷について

船外実験装置の構造的損傷によって ISS 本体やきぼうに被害が及ぶことを防止する必要があります。構造について、打上げ、緊急着陸、軌道上荷重(船外活動(EVA)クルーの荷重も含む)に対して、規定された安全係数を用いて設計を行うとともに、適切な部品、材料を用いることでコントロールします。

【参照文書】

SSP52005 ISS Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety Critical Structures

(5) 可動部品について

モーター、軸等の回転体を有する場合にはクルーへの危険防止の観点から、回転体等に直接接触しない設計にする必要があります。また、回転体自身の損傷により ISS 等に被害が及ばないような措置が必要です。また、伸展物等の不意の動作がハザードとなる場合には、そのハザードの度合いに応じた故障許容設計を行います。例えば、カタストロフィック・ハザード(ISS や輸送機等の損失、クルーへの致命傷となるようなハザード)に対しては2故障許容設計(2つの故障や誤操作が起こっても安全なように3重の独立な抑制手段を設ける)にし、その内2つはモニタ可能でなければなりません。

(6) 接触温度について

曝露区域のEVAクルー接触温度については、宇宙服の損傷防止、及びクルーへの危険防止の観点から、偶発的に接触する可能性のある箇所、クルーが作業上、特に把持する必要がある箇所に対してそれぞれ規定されます。

【参照文書】

NASDA-ESPC-840 宇宙ステーション取付型実験モジュールシステム仕様書
NSTS 07700 Volume XIX Appendix 7

(7) シャープエッジについて

EVA クルーに対しては、宇宙服等の損傷防止の観点から、船外実験装置の表面は、平滑で、ばりが無いことが必要です。またコーナーやエッジについては規定に従った面取り等の処理を行う必要があります。

【参照文書】

SSP50005 ISS Flight Crew Integration Standard
NSTS 07700 Volume XIX Appendix 7

(8) 挟み込みについて

EVA クルーに対して、不用意に手等が挟み込まれないように、可動部の隙間については、保護をするか規定以上のスペースを確保する必要があります。

(9) 外部汚染について

輸送機、または ISS に対し、機能の低下につながる物質の排出(アウトガス)を抑制する材料設計をする必要があります。また使用材料による年間アウトガス量を解析により予測し、管理、制御しています。

(10) 可燃性について

船外実験装置についても打ち上げ等の射場作業時に火災を起こさないために、規定された材料を用いるか、それ以外の材料を使用するときには火災を起こさないことを示し使用の許可を得る必要があります。

【参照文書】

NHB 8060.1C Flammability, Odor, Offgassing, and Compatibility Requirements and Test Procedures for Materials in Environments that Support Combustion
NSTS 22648 Flammability Configuration Analysis for Spacecraft Systems

(11) ガラス部品について

ガラスを使用している場合には、破損した際 EVA クルーに対してハザードとならないように保護しなければなりません。

(12) 圧力容器、シールド容器について

中に気体等が入っている密封容器で、

約 2×10^4 J 以上の内部エネルギー(完全気体の断熱膨張に基づいて)が入る容約 7×10^5 Pa 以上の最大設計荷重を受ける容器、

放出された場合ハザードを生じる約 1×10^5 Pa を超える流体が入る容器、

は圧力容器として、これ以外のものはシールド容器として規定されます。

この場合それぞれの分類に応じて規定された圧力に対するプルーフテストや疲労解析を行って安全性を示す必要があります。

【参照文書】

ANSI/AIAA S-080-1998 Space Systems – Metallic Pressure Vessels, Pressurized Structures, and Pressure Components

ANSI/AIAA S-081-2000 Space Systems – Composite Overwrapped Pressure Vessels
(COPVs)

(13) 電気ショックについて

電気ショックによりクルーに危害が加わらないように、接地・導通について ISS の規定に従った設計をし、高電圧部位についてはクルーが触れないような設計をします。

【参照文書】

SSP30240 Space Station Grounding Requirements

SSP30245 Space Station Electrical Bonding Requirements

(14) 電気回路について

過電流やショートにより、機器の上流(きぼう側)に故障が伝搬しないように、カレントリミッタやヒューズ等の保護回路を設けたり、適切なサイズのワイヤリングを行う必要があります。また、曲がったピンにより生じるコネクタ内のピン間の短絡で、ハザードの抑制機能が同時に2個以上無効にならないように設計します。

(15) 電磁適合性について

機器の電磁干渉により、自身及び他の機器の安全性を損なう誤動作が起こらないように、ISSの規定に従った電磁適合性(EMC: Electromagnetic Compatibility)設計をする必要があります。

【参照文書】

SSP30237 Space Station Electromagnetic Emission and Susceptibility Requirements for Electromagnetic Compatibility

(16) 光学機器について

レーザ等を使用する機器については作業中のクルーに不意に照射されないような設計にする必要があります。

【参照文書】

ANSI-Z-136.1 American National Standard for Safe Use of Lasers

(17) 排気ガスの放出について

EVA クルーの安全を確保するために、EVA 作業中には船内・船外実験装置からの排気ガスの放出を制限する必要があります。

(18) 電池について

ペイロードに使用するバッテリーは、危険なガス(可燃性、腐食性、有毒なガス)及び化学

反応によって生じる物質の蓄積や排出、電解液の放出、故障モード(温度過剰、ショート、逆電流、セル逆接続、漏洩、セル接地、過圧)の発生によって ISS 等に被害が及ばないように設計、検証する必要があります。小型汎用バッテリーの場合には、電圧計測、外観検査、減圧試験、更に充電可能な電池は、振動試験、充/放電サイクル試験(振動試験及び減圧試験後)が課せられます。

3.1.2 安全審査

船外実験装置に関する安全審査としては、予備安全審査(フェーズ 0)及び主要設計段階(基本設計、詳細設計、検証試験後審査時)でそれぞれフェーズ I、II、IIIの安全審査が、実際に船外実験装置を開発するメーカーの社内審査として実施されます。この社内審査の結果、提出された資料を基にして、JAXA において JEM ペイロード安全審査会(JAXA SRP)、及び NASA においてペイロード安全審査パネル(PSRP)が実施されます。

安全審査は、安全評価報告書(SAR)を審査対象文書として実施されます。SARの記述レベルは、以下の文書に示される各フェーズの安全審査の目的に添ったものとし、設計の進捗により改訂していくこととなります。

- ・ JSX-2008041A : HTV cargo review process
- ・ NSTS/ISS 13830C : Payload Safety Review and Data Submittal Requirements for Payloads Using the International Space Station
- ・ SSP-30599E : Safety Review Process (ロシア輸送機・モジュール使用の場合)

(1) フェーズ0

審査対象の基本設計の中間段階において、ハザードの識別、安全技術要求の明確化等を行い、安全を評価し、設計に反映されていることの確認を目的とします。

(2) フェーズI

審査対象の基本設計が安全技術要求を満足していることを確認し、また、ハザードの制御及び安全の検証方法が適切であることを確認することにより、基本設計段階における安全を評価し、設計に反映することを目的とします。

(3) フェーズII

審査対象の詳細設計が安全技術要求を満足していること、及びハザードの制御が設計上実現されていることと検証方法の詳細が適切に確定していることを確認することによって、詳細設計段階の安全を評価し、設計に反映することを目的とします。

(4) フェーズⅢ

審査対象の安全に関する検証が全て完了していること、設定されたアイテムが全てクローズされていること、及び最終の SAR の承認を行うことによって、安全を最終的に評価することを目的とします。

3.1.3 射場運用

(1) 射場運用

開発、及び試験が完了した船外実験装置は、HTV による打上げの専用コンテナに搬入し筑波宇宙センター(TKSC)から射場である種子島宇宙センター(TNSC)へ輸送されます。射場到着後、開梱室(前室)に搬入、開梱して指定されたクリーンルームへ地上支援装置と共に移動後、外観チェック及びテレメトリ・コマンド通信チェックを行います。

また、3.2.1 章に記述する ATV の場合はフランス領ギアナのクールーで、プログレスの場合はカザフスタンのバイコヌールで、ドラゴン宇宙船やシグナス宇宙船利用の場合には、ケネディ宇宙センター、またはケープカナベラル空軍基地(TBD)に輸送し、HTV 打上げ時と同様の射場作業が行われることが想定されています。

(2) システム運用

射場運用としての確認作業完了後は、輸送機側へ引き渡され、曝露パレットへの据付、HTV 機体への設置等、打上げに向けた作業が進められます。ATV、プログレス、及びドラゴン宇宙船やシグナス宇宙船利用の場合にも同様の作業が行われることが想定されています。

3.2 船外実験プラットフォームへの輸送、設置、帰還

本章では、船外実験装置の ISS への輸送手段、設置方法、及び帰還方法について記述します。

3.2.1 船外実験プラットフォームへの輸送

2011 年をもってスペースシャトルの退役が決定されたことから、ISS へ物資を輸送することの出来る輸送機はロシアのプログレスとソユーズ、欧州宇宙機関(ESA : European Space Agency)の ATV、そして日本の HTV となります。また現在開発が進められているものとして、米国のドラゴン宇宙船(Space X 社)、シグナス宇宙船(オービタルサイエンス(OSC)社)があります。

以下に各輸送機の概要一覧を示します。




補給機	HTV (日本)	ATV (欧州)	プログレス (ロシア)	(米国)			
				Cygnus		Dragon	
運用期間	2009年～	2008年～	1978年～	2011年～(予定)		2011年～(予定)	
運用実績	1回	1回	128回	0回		0回	
ISSへの 物資補給能力	6トン	7.5トン	2トン	補給	2トン	補給	3トン
				回収	1.2トン	回収	2.5トン
総質量	16.5トン	20.5トン	7.2トン	5.3トン		8.7トン	
特徴	<ul style="list-style-type: none"> ・1.3m×1.3mの大型ハッチにより大型の船内機器を輸送可能 ・船外機器を輸送可能(現在はシャトル以外で唯一) ・ロボットアーム把持による日本独自のドッキング方式(世界で初めて当該方式のドッキングに成功) 	<ul style="list-style-type: none"> ・プログレスのドッキング技術を導入 ・ハッチ口は小さい(直径0.8m(60cm四方)) ・ISSの軌道変更ができる ・標準サイズの船外実験装置は搭載不可、小型であれば可 	<ul style="list-style-type: none"> ・スペースシャトル運行停止中も着実に補給ミッションを実施した信頼性の高い補給機 ・ISSの軌道変更ができる ・標準サイズの船外実験装置は搭載不可、小型であれば可 	<ul style="list-style-type: none"> ・開発主体:オービタル・サイエンス社 ・0.9m×0.9mの中型ハッチであり、大型の船内機器の輸送はできない ・ロボットアーム把持によるドッキング方式(ドッキング時の近傍通信システムはHTVの技術を採用) ・標準サイズの船外実験装置は搭載不可、小型であれば可 ・回収貨物モジュールは1200kg程度の物資の回収が可能である 	<ul style="list-style-type: none"> ・開発主体:スペースX社 ・1.3m×1.3mの大型ハッチではあるが、容積が狭く、あまり大きな船内機器の輸送は困難 ・標準サイズの船外実験装置は搭載不可、小型であれば可 ・ロボットアーム把持によるドッキング方式(ドッキング時の近傍通信システムは独自開発) ・ISSからの物資回収も可能 		
	HTV: H-II Transfer Vehicle, ATV: Automated Transfer Vehicle						

表 3.2.1-1 各国の ISS への補給輸送機概要一覧(2010 年 8 月現在)

(1) プログレス

プログレスはロシアの大型無人輸送機で、主に、クルーの日用品、食料、酸素、推進剤等の運搬に使用されています。但し、地上への帰還能力はなく、ISS で発生した廃棄物を積んだ状態で大気圏に再突入し燃え尽きてしまうため(一部は、海上に落下)、軌道上で生成した

サンプルの帰還には使用出来ません。またプログレスはISSのロシアモジュールにドッキングするため、そこから船外実験プラットフォームへの移送が不可能なので標準サイズの船外実験装置の輸送にも利用出来ません。但し、2.3.2章で記述したきぼうエアロック通過可能サイズ以下の船外装置であれば輸送可能です。



図 3.2.1-1 ISS に接近するプログレス補給船(37P)
2010年5月2日撮影

(2) ソユーズ

ソユーズは2010年8月現在、スペースシャトルとともに地上/軌道上間の有人往還能力を有する輸送機ですが、クルーの輸送が主目的のカプセル型であるため、船外実験装置の輸送、帰還には使用できません。



図 3.2.1-2 ISS に接近するソユーズ宇宙船(21S)
2009年12月23日撮影

(3) ドラゴン宇宙船

ドラゴン宇宙船は、Space X社のファルコン9ロケットで打上げられる宇宙往還機で、スペースシャトル退役後にISSに物資やクルーを輸送、及び回収する手段として開発が進められています。

2010年6月5日(日本時間)には、ドラゴン宇宙船制限ユニットと呼ばれる試験モデルを搭載した打上げ、軌道投入に成功しており、今後、ISSへのドッキング試験等を行い、2011年6月正式運用に向けて準備が進められています。

ドラゴン宇宙船は、HTV等と同型のハッチを有しますが、標準サイズの船外実験装置の輸送、回収は出来ませんが、2.3.2章で記述したきぼうエアロック通過可能サイズ以下の船外装置であれば輸送可能です。



図 3.2.1-3 ドラゴン宇宙船貨物コンフィギュレーション
(Space X社ホームページより)

(4) シグナス宇宙船

シグナス宇宙船は、OSC社のトーラスII型ロケットで打上げられる無人の宇宙往還機で、スペースシャトル退役後にISSに物資を輸送、回収する手段として開発が進められています。

貨物モジュールは与圧物資補給用、非与圧物資補給用、物資回収用の3種類が計画されており、共通のサービスモジュール(SM)とそれぞれの仕様に沿った貨物モジュールの2つの部分で構成されますが、ドラゴン同様、標準サイズの船外実験装置の輸送、回収は出来ませんが、2.3.2章で記述したきぼうエアロック通過可能サイズ以下の船外装置であれば輸送可能です。また物資回収モジュールは1200kg程度の物資を回収することが可能です。

2011年中のデモンストレーション飛行、正式運用に向け開発が進められています。

(5) ATV

ATVはESAの大型無人輸送機で、プログレス同様ISSに様々な物資を輸送しますが、地上への帰還能力はありません。ATVもロシアモジュール側にドッキングするため標準サイ

ズの船外実験装置の輸送は出来ませんが、2.3.2 章で記述したきぼうエアロック通過可能サイズ以下の船外装置であれば輸送可能です。

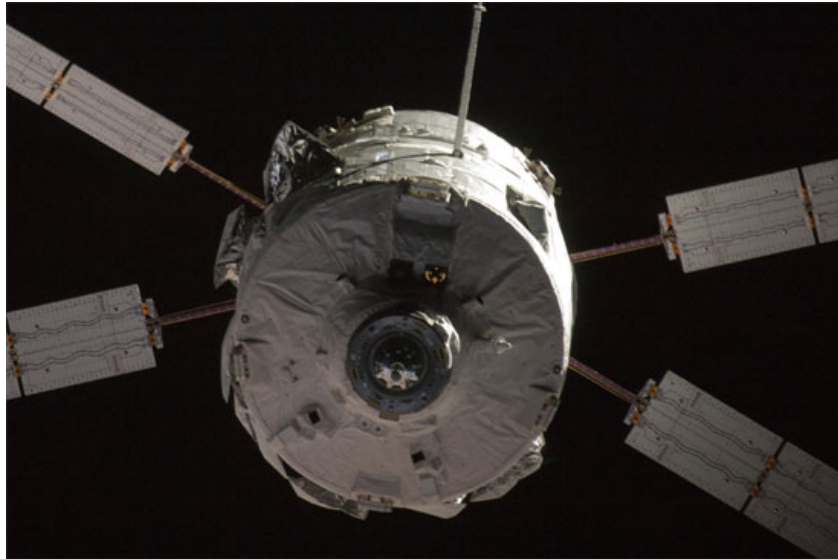


図 3.2.1-4 ISS に接近する ATV 初号機(ATV1)
2008 年 4 月 1 日撮影

(6) HTV

HTV は 2009 年 9 月に ISS への初飛行に成功した日本の大型無人輸送機です。プログレスや ATV 同様に地上への帰還能力は有しませんが、与圧されたキャリアと非与圧部分のキャリアを同時に持つ特徴があり、船内・船外実験装置を輸送することが可能です。



図 3.2.1-5 ISS のロボットアームに把持された HTV 初号機(HTV-1)
2009 年 9 月 18 日撮影

以下の図 3.2.1-6 と表 3.2.1-1 に HTV の全体構成と主要諸元を示します。

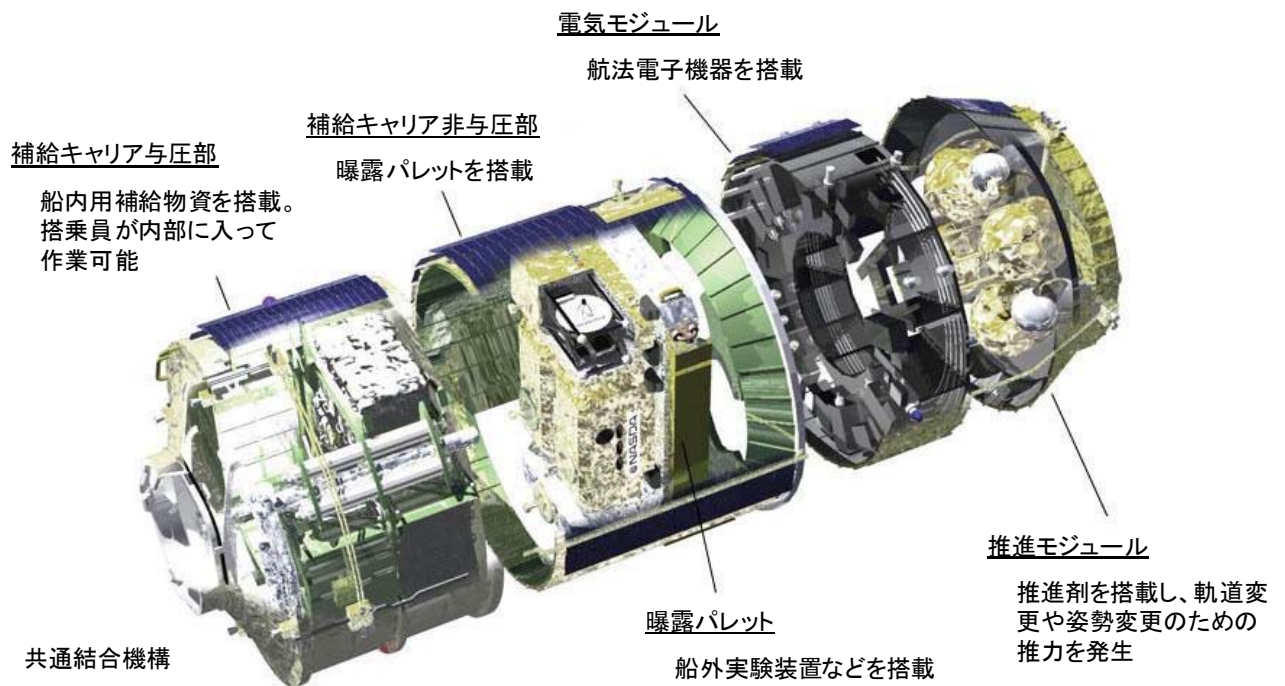


図 3.2.1-6 HTV 全体構成

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

表 3.2.1-1 HTV 主要諸元

船外実験装置は、曝露パレット上に設置され、非与圧キャリアに格納された状態で打上げられます。

この曝露パレットには大きく「I 型」と「MP (Exposed Pallet Multi Purpose) 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型が検討されています。

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。

MP 型 : Exposed Palette Multi Purpose の略。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。

HTV 初号機と2号機の曝露パレットの概観を図 3.2.1-7 に示します。

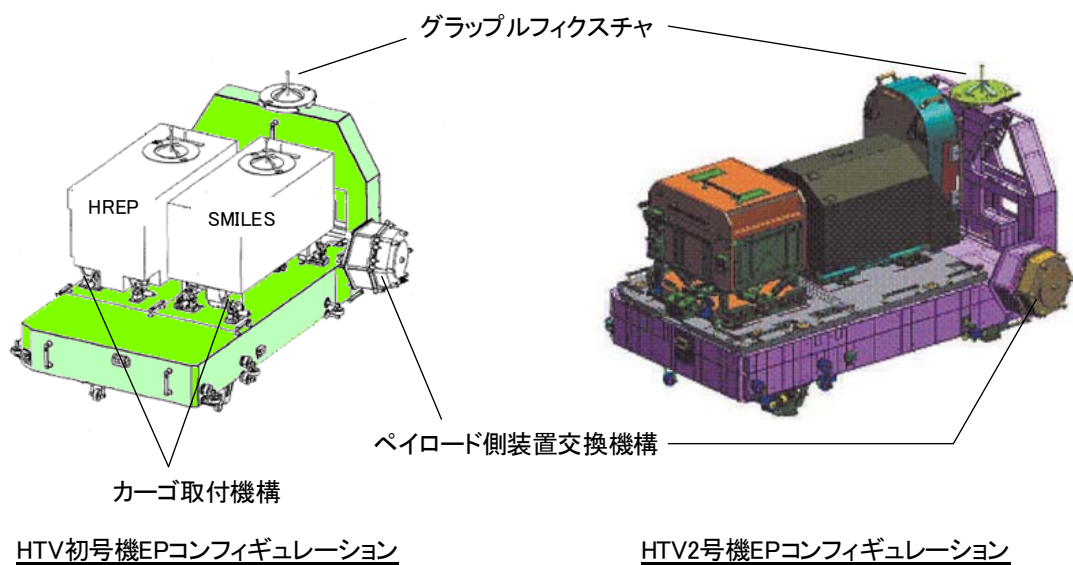


図 3.2.1-7 曝露パレット構成(左がI型、右がMP型)

また現在、地上帰還型 HTV が検討されており、実現されれば、船内物資の地上への持ち帰りが可能となります。

3.2.2 船外プラットフォームへの設置

2.3章でも記述したように、ISSに輸送された船外実験装置を船外実験プラットフォームに設置する際は、きぼうのロボットアームを使用します。

船外実験装置を搭載した曝露パレットは、ISSにドッキングしたHTVの非与圧キャリアから、ISSのロボットアームにより引き出され、きぼうのロボットアームに渡され船外実験プラットフォームの#10に設置されます。その後、きぼうロボットアームにより曝露パレットから船外実験装置が把持され、船外プラットフォーム上の所定の位置に移設されることとなります。

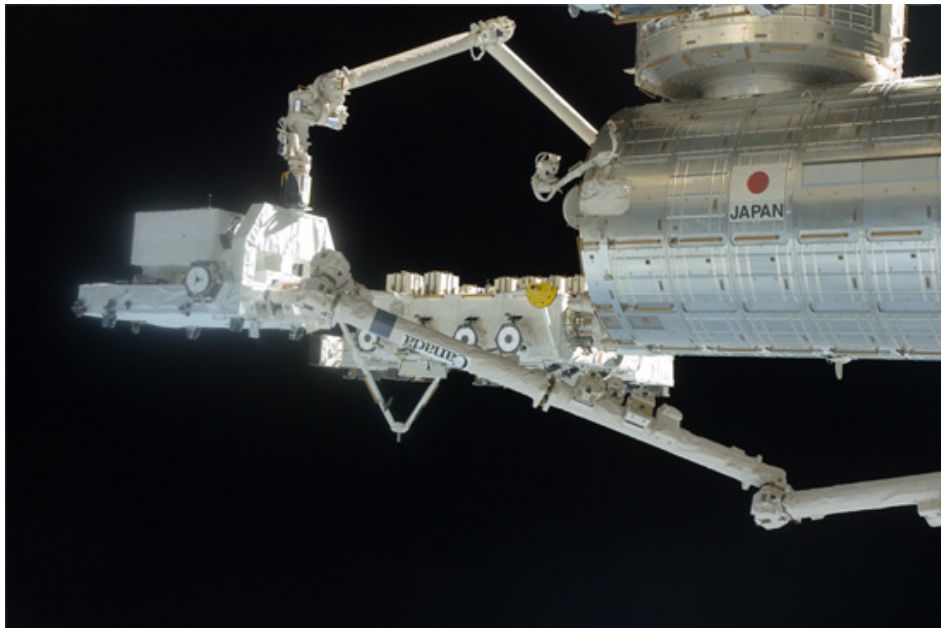


図 3.2.2-1 ISS ロボットアームからきぼうロボットアームに引き渡される曝露パレットI型
2009年9月23日撮影

3.2.3 船外実験プラットフォームからの帰還

2011年のスペースシャトル退役以降は船外実験装置を地上に持ち帰る輸送手段がなくなります。このためミッション期間を満了、または故障等で実験継続が不可能となった船外実験装置は、船外実験プラットフォーム上に接続された状態で保管し、HTVの曝露パレットで回収、大気圏で燃やして廃棄します。2010年8月現在で、船外実験装置を地上に持ち帰る方法はありません。

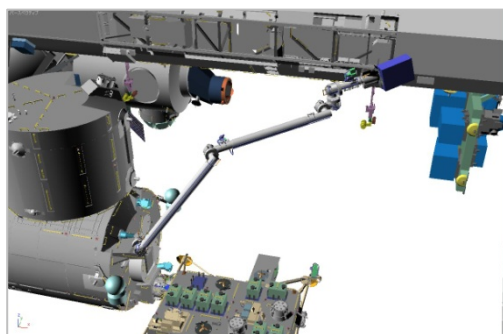
3.2.4 船外実験プラットフォーム以外の曝露宇宙環境利用

HTVによる標準サイズの船外実験装置の輸送に加えて、現在、2011年度以降の実現を目指し、きぼうのエアロックを利用した、以下の①～③形態の小型船外実験装置による曝露環境利用ミッションが検討されています。

(図はいずれも検討解析図)

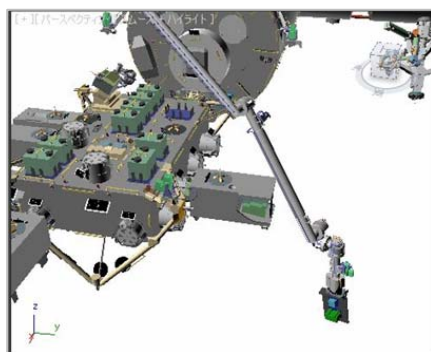
① 親アーム先端設置型

エアロック経由で実験装置を船外に出し、親アームで把持した状態のまま観測等のミッションを行うものです。



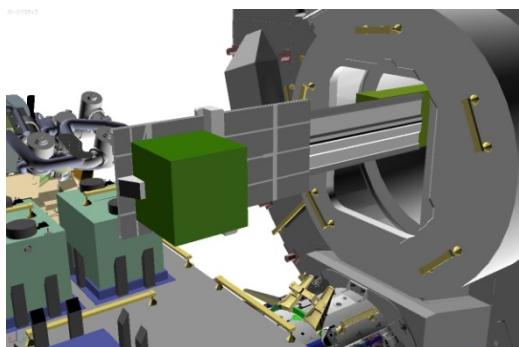
② 親アーム放出型

エアロック経由で実験装置を船外に出し、親アームで把持して、そのまま小型衛星として放出しミッションを行うものです。



③ エアロック設置型

エアロックに据付けた状態のまま曝露空間にさらし、観測等のミッションを行うものです。



これらはいずれもきぼうのエアロック経由で曝露空間に装置を設置、または放出するミッションであるため、船外実験プラットフォーム上に設置する船外実験装置よりは小型である必要がありますが、以下の利点があります。

1) 簡易な輸送形態

ジップロックバッグやバッグで梱包するだけで打上げが可能であり、輸送機 I/F を作り込む必要がありません。またフォーム材を使用することにより、地上輸送程度の輸送環境が実現出来ます。

2) 船内での準備、後処置、トラブルシュート作業の実施

JEMシステムとの結合を船内で実施可能です。また、船外搬出前に、船内での組立、事前のチェックアウト、起動の他、不具合発生時には船内でのトラブルシュートが可能となります。

3) 回収機会の提供

エアロック経由で船内に回収することが可能であり、曝露実験供試体の回収を実現出来ます。

4) 高頻度な搭載機会の提供

一度船内に持ち運んだ後、船外に搬出するため、船外実験装置のように輸送機は HTV に限られず、プログレス、ATV、ドラゴン、シグナス等、年間 10 回程度の打上げ機会を提供することが可能となります。

これらは現在も JAXA で継続的に調整を進めており、搭載装置等の詳細が明らかになり次第、本書に追加します。

3.3 船外実験プラットフォーム実用例

本章では、現在、実際に船外実験プラットフォーム上で稼働中の 4 つの船外実験装置(うち日本が 3 つ、米国が 1 つ)について、そのミッション実例を記述します。

これらの実験装置は、スペースシャトルや HTV で打上げられましたが、ミッション終了後には HTV の曝露パレットに回収し、大気圏で燃やして廃棄する予定です。

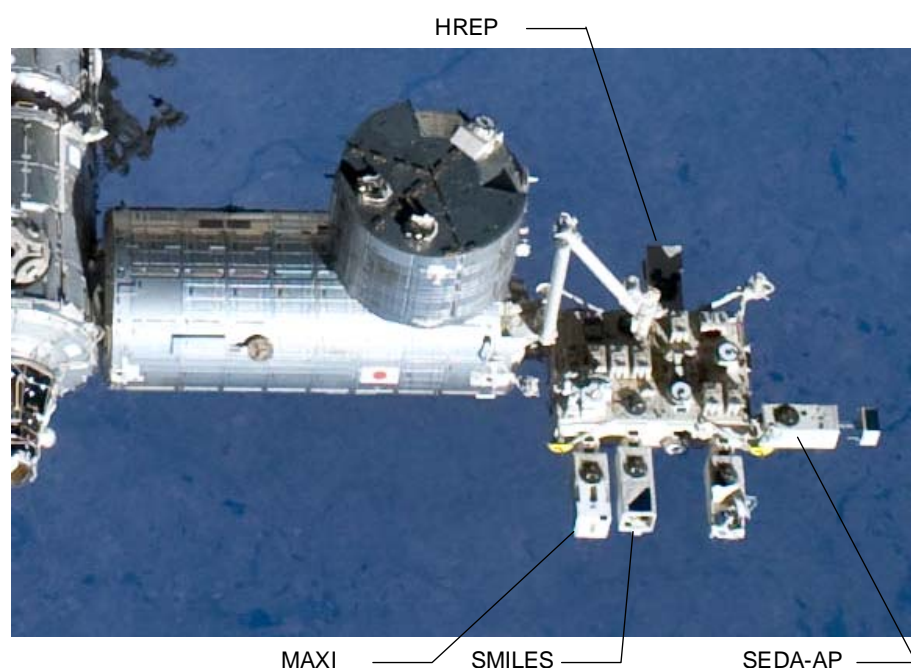


図 3.3-1 船外実験プラットフォーム上の実験装置全景

2010 年 4 月 13 日撮影

3.3.1 全天X線監視装置(MAXI)

全天 X 線監視装置(MAXI : Monitor of All-sky X-ray Image)は、X 線が放出する帯域の異なるエネルギーを感知する 2 種類の X 線カメラを搭載し、全天で 1000 個を越える X 線天体の、1 日から数カ月にもわたる X 線の強度変化を 90 分に 1 回の間隔で監視します。

この時間の尺度でクエーサー、セイファート銀河、ジェット天体など銀河系外の天体が系統的にモニターされるのは初めての試みです。MAXI は、いわば X 線による全天の動画を撮影し、全天マップを作成します。

打ち上げ	: 2009 年 7 月 STS-127/ISS Flight 2J/A
設置場所	: 船外実験プラットフォーム#1
ミッション期間	: 2 年間

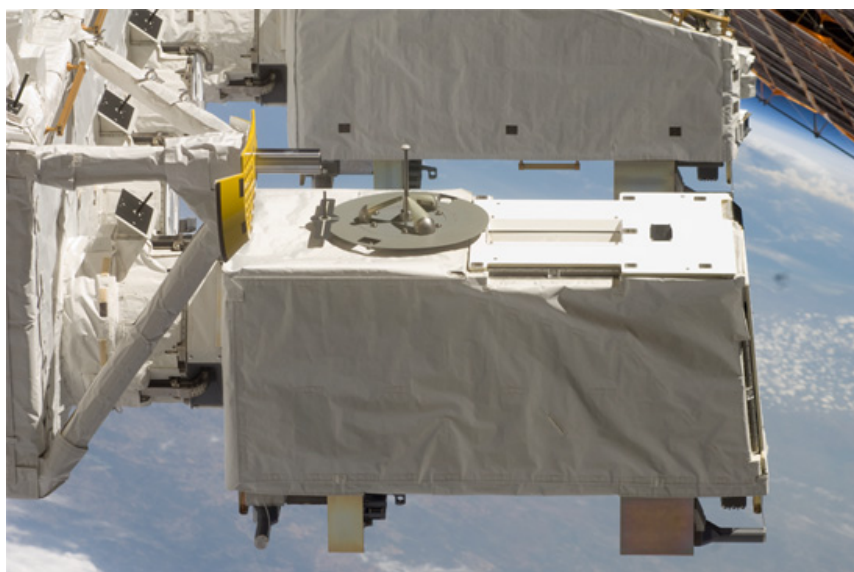


図 3.3.1-1 船外実験プラットフォームに設置された MAXI
2009 年 7 月 28 日撮影

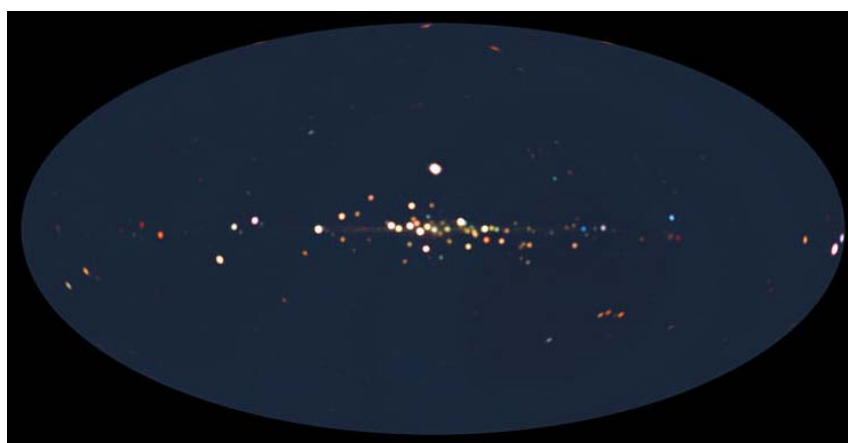


図 3.3.1-2 MAXI によって実際に撮影された画像

3.3.2 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 (SMILES : Superconducting Submillimeter-Wave Limb-Emission Sounder) は、成層圏のオゾン層を構成する分子から放射されるサブミリ波と呼ばれる高周波をこれまでにない高精度で観測し、オゾン層破壊のメカニズムを明らかにします。

2010 年 4 月、サブミリ波受信系の一部の機器における不具合が発生し待機モードとなって観測を中止しています。

打ち上げ : 2009 年 9 月 HTV 実証機(初号機)

設置場所 : 船外実験プラットフォーム#3
 ミッション期間 : 1年間



図 3.3.2-1 HTV 曝露パレットに設置された SMILES

3.3.3 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、中性子モニタ及びプラズマ計測装置を搭載したマストを 1m 以上進展させて、各種観測実験を行っており、3 年以上にわたり連続して観測を続けます。

図 3.3-1 ではマストを展開して運用している様子がわかります。

打ち上げ : 2009 年 7 月 STS-127/ISS Flight 2J/A
 設置場所 : 船外実験プラットフォーム#9
 ミッション期間 : 3年間

3.3.4 沿岸海域用ハイパースペクトル画像装置および大気圏/電離圏リモート探知システム実験装置(HREP)

HREP は、「沿岸海域用ハイパースペクトル画像装置および大気圏/電離圏リモート探知システム実験装置 (Hyperspectral Imager for the Coastal Ocean (HICO) & Remote Atmospheric & Ionospheric Detection System(RAIDS) Experimental Payload: HREP)」の略称で、船外実験

プラットフォームに設置されている NASA の船外実験装置です。

HREP は 2009 年 9 月に HTV で打上げられました。

HICO は、可視光/近赤外線を用いたパイパースペクトル海洋画像システムで、沿岸の形状や特性を、ISS から特定・定量化する装置で、沿岸帯域を宇宙から撮影する技術を検証します。RAIDS は、可視光/紫外線を用いた遠隔探知装置で、大気圏の電子密度および中世密度周縁の輪郭を計測し、電離圏(大気圏上層部)や人工衛星に働く大気ドラッグのモデリングの向上に役立つものです。

打ち上げ	: 2009 年 9 月 HTV 実証機(初号機)
設置場所	: 船外実験プラットフォーム#6
ミッション期間	: 未定



図 3.3.4-1 船外実験プラットフォームに設置された HREP
2009 年 9 月 25 日撮影

3.4 次期船外実験プラットフォーム利用ミッション

本章では、第二期船外実験プラットフォーム利用ミッションとして選定され、今後打上げ、及び実施が決定されているミッションの概要を説明します。

これらの装置も 3.3 章で説明したとおり、ミッション終了後は、HTV の曝露パレットに回収し大気圏で燃やして廃棄します。

3.4.1 ポート共有型実験装置(MCE)

MCE は Multi-Mission Consolidated Equipment の名前の通り、複数の観測装置を混載して 1 つの船外実験装置を形作っています。搭載されている実験装置の名称とそのミッション概要は以下の通りです。

打ち上げ	: 2011 年 HTV3 号機予定
設置場所	: 船外実験プラットフォーム#8
ミッション期間	: 2 年間

実験装置名	実験装置略称	ミッション概要
地球超高層大気撮像観測	IMAP	大気と宇宙空間の境目に発生する不可視光を超高感度カメラで撮影しプラズマと大気の乱れを観測します
スプライト及び雷放射の高速測光撮像センサ	GLIMS	雷雲上空での発光現象(スプライト、エルブス、ブルージェット)及び雷放電を観測します
宇宙インフレーター構造の実証	SIMPLE	インフレーター構造を実際の宇宙環境で長期間運用し実用性を実証するとともに、今後の宇宙構造物への適用のための基礎データを集めます
EVA支援ロボットの実証	REXJ	宇宙飛行士の船外活動(EVA)を支援したり、代わりに行う「EVA支援ロボット」を実現する上で不可欠な技術である「空間移動技術(宇宙ステーション等の近傍・表面に沿っての移動技術)」の獲得を目指した実験
民生品HDTVの実証	HDTV	民生品ハイビジョンカメラの宇宙空間での有効性を実証します

表 3.4.1-1 MCE 混載実験装置概要一覧

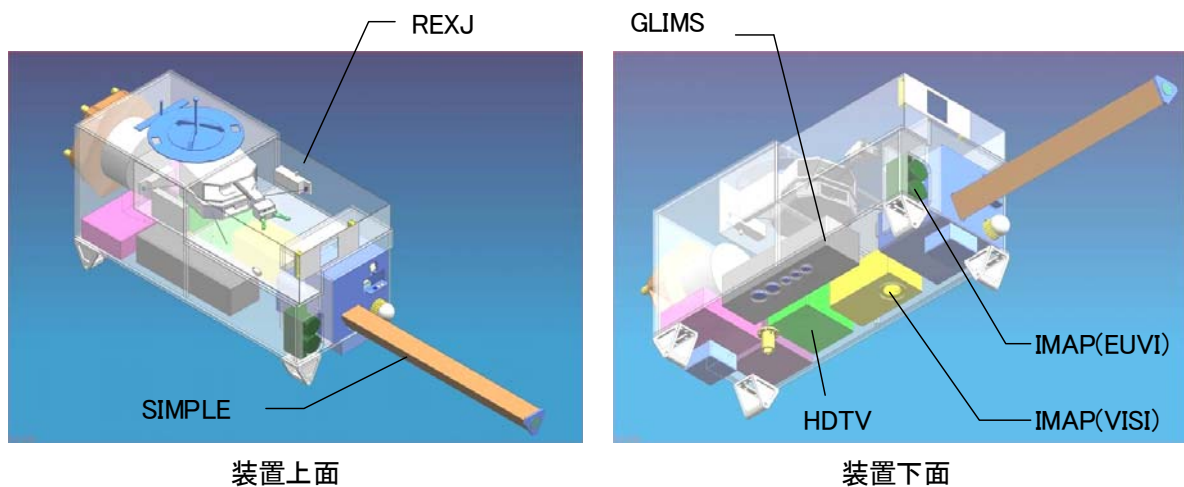


図 3.4.1-1 MCE 実験装置搭載概略図

3.4.2 有機物・微生物の宇宙曝露と宇宙塵・微生物の捕集(たんぼぼ)

船外実験プラットフォームに専用トレイを長期間設置、その後回収し以下の3点を評価、分析することにより、宇宙における微生物、及び有機物の伝播の可能性を検証しようとする科学ミッションで、2011年以降の打上げを目標にしています。

このたんぼぼミッションで使用する実験装置は、与圧環境で打上げ、エアロック、及びロボットアームを用いて船外実験プラットフォームで実験を行うフーズビリティスタディを実施中です。

- ① 宇宙空間での微生物捕集、微生物曝露
- ② 微小隕石様粒子の捕集
- ③ 宇宙空間での有機化合物の捕集

またこのたんぼぼミッションで使用する実験装置には、汎用宇宙曝露実験用ハンドレール取付機構が備えられた最初のミッションであり、実験試料を取り替えることで他の実験も行えるよう設計されています。

打ち上げ	: 調整中
設置場所	: 未定
ミッション期間	: 3年間以上

3.4.3 高エネルギー電子、ガンマ線観測装置(CALET)

CALETは、宇宙空間に充滿している高エネルギーの電子、ガンマ線、原子核などの観測と、太陽活動の地球環境への影響を、宇宙線によりモニターする総合的“粒子線天文台”です。

CALET は、惑星間空間から銀河系外にいたる全宇宙の領域で、高エネルギー宇宙現象の包括的解明を目指し、HTV5号機で打上げの予定です。

打ち上げ : HTV5号機予定
設置場所 : 船外実験プラットフォーム#9
ミッション期間 : 2年間

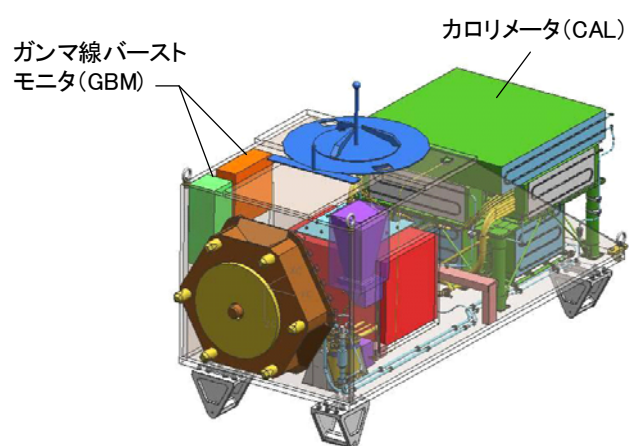


図 3.4.3-1 CALET 実験装置概略図

4. 付録

本章では、本書で使用した略語、及び参照、参考とした文書等について列挙します。

4.1 略語

本書で使用した略語、略称についてその一覧を示します。

略語	Full Name	日本語訳
AC	Assembly Complete	組立完了
APS	Automated Payload Switcher	ペイロード自動切替器
ASCR	Assured Safe Crew Return	安全確実なクルーの帰還
ATCS	Active Thermal Control System	能動的熱制御系
CCSDS	Consultative Committee for Space Data System	宇宙データシステム諮問委員会
CDR	Critical Design Review	詳細設計審査
CMG	Control Moment Gyro	コントロール・モーメント・ジャイロ
Col-CC	Columbus Control Center	コロンバス管制センター(ESA)
COR	Communications Outage Recorder	軌道上データ記録装置
COUP	Consolidated Operations and Utilization Plan	宇宙ステーション統合運用利用計画
CTV	Crew Transfer Vehicle	搭乗員輸送機
CVCM	Collected Vacuum-Condensable Materials	再凝縮物質質量比
DRTS	Data Relay Test Satellite	データ中継技術衛星
DRTSS	Data Relay Test Satellite System	データ中継技術衛星システム
EEU	Equipment Exchange Unit	装置交換機構
EF	Exposed Facility	(JEM)曝露部(通称、船外実験プラットフォーム)
EFU	Exposed Facility Unit	曝露部側装置交換機構
ELM-PS	Experiment(al) Logistics Module-Pressurized Section	補給部与圧区(通称、船内保管室)
EMC	ElectroMagnetic Compatibility	電磁適合性
EMGF	Electrical Mechanical Grapple Fixture	電力・通信が可能なグラブルフィクスチャ
ESA	European Space Agency	欧州宇宙機関
EVA	Extravehicular Activity	船外活動
FGB	Functional Cargo Block	コントロールモジュール (通称、ザーリャ)
FM	Flight Model	打上げ用モデル

FRGF	Flight Releasable Grapple Fixture	機械的インタフェースのみを有する グラブルフィクスチャ
GF	Grapple Fixture	固定把持具
GPS	Global Positioning System	航行測位衛星システム
GSE	Ground Support Equipment	地上支援装置
H&S	Health and Status	ヘルス・ステータス
HCAM	HTV Exposed Pallet, Cargo Attachment Mechanism	HTV カーゴ取付機構
HCAM-P	HTV Exposed Pallet, Cargo Attachment Mechanism - Passive	カーゴ取付機構ペイロード搭載部
HCSM	HTV Connector Separation Mechanism	コネクタ分離機構
HCSM-P	HTV Exposed Pallet, Connector Separation Mechanism - Passive	コネクタ分離機構ペイロード搭載部
HK	House Keeping	衛星の状態監視
HRDR	High Rate Data Recorder	高速データレコーダ
HRMS	High Rate data Multiplexer and Switcher	高速データ多重切替え装置
HTV	H-II Transfer Vehicle	宇宙ステーション補給機
HTV EP	HTV Exposed Palet	HTV 曝露パレット
ICS	Inter-orbit Communication System	衛星間通信システム
IDRD	Increment Definition Requirements Document	インクリメント運用要求書
IPU	Image Processing Unit	画像取得処理装置
ISDN	Integrated Services Digital Network	サービス総合デジタル網
ISS	International Space Station	国際宇宙ステーション
ITU	Internatinal Telecommunication Union	国際電気通信連合
IVA	Intravehicular Activity	船内活動
JAXA	Japan Aerospace Exploration Agency	宇宙航空研究開発機構
JCP	JEM Control Processor	JEM管制制御装置
JEM	Japanese Experiment Module	宇宙ステーション取付型実験モジュール(日本)(通称、きぼう、KIBO)
JEMRMS	JEM Remote Manipulator System	JEM 遠隔マニピュレータ・システム (通称、ロボットアーム)
JPAH	JEM Payload Accommodation Handbook	JEM ペイロードアコモデーションハンドブック
JPSRP	JEM Payload Safety Review Panel	JEM ペイロード安全審査会
JSC	Johnson Space Center	ジョンソン宇宙センター
KSC	Kennedy Space Center	ケネディ宇宙センター

LVLH	Local Vertical / Local Horizontal	局地的鉛直/局地的水平
MA	Main Arm	親アーム
MCC-M	Mission Control Center - Moscow	モスクワ・ミッション管制センター (ロシア)
MCD	Molecular Column Density	分子カラム濃度
MD	Molecular Deposition	汚染付着率
MLI	Multi Layer Insulation	多層断熱材
MOU	Memorandum of Understanding	了解覚書
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
NTSC	National Television Standards Committee	米国テレビ委員会
OCS	Operations and Control System	運用管制システム
OCS-CL	OCS Client	実験運用支援クライアント
ODF	Operations Data File	運用手順ファイル
OLR	Outgoing Long-wave Radiation	赤外放射
OOS	On-orbit Operations Summary	軌道上運用サマリ
ORU	Orbital Replaceable Unit	軌道上交換ユニット
OSR	Optical Solar Reflector	太陽光反射板
OSTP	On-board Short Term Plan	軌道上実行計画
PAM	Payload Attach Mechanism	ペイロード取付機構
PAM-PU	Payload Attach Mechanism-Payload Unit	ペイロード側ペイロード取付機構
PB	Particulate Background	微粒子数
PDGF	Power and Data Grapple Fixture	電力供給型把持機構
PDH	Payload Data Handling unit	実験データ処理装置
PDR	Preliminary Design Review	基本設計審査
PEHG	Payload Ethernet Hub Gateway	ペイロードイーサネットハブ・ゲート ウェイ
PIU	Payload Interface Unit	ペイロード側装置交換機構
PLT	Payload Laptop Terminal	ペイロードラップトップターミナル
PM	Pressurized Module	(JEM)与圧部(通称、船内実験室)
POIC	Payload Operations Integration Center	ペイロード運用統合センター(米国)
PQR	Post Qualification Review	認定試験後審査
PSR	Pre-Shipment Review	出荷前審査
PSRP	Payload Safety Review Panel	ペイロード安全審査パネル
PTCS	Passive Thermal Control System	受動型熱制御系
RSA	Russian Space Agency	ロシア宇宙庁

RSS	root-sum-square	自乗和平方根値
S/N	Signal, Noise	信号・ノイズ
SAA	South Atlantic Anomaly	南大西洋異常帯
SAR	Safety Assessment Report	安全評価報告書
SFA	Small Fine Arm	子アーム
SLM	Structure Latch Mechanism	構造ラッチ機構
SSCC	Space Station Control Center	宇宙ステーション管制センター(米国)
SSIPC	Space Station Integration and Promotion Center	宇宙ステーション総合センター(日本)
STP	Short Term Plan	実時間運用計画
TBD	To Be Determined	未定
TDRS	Tracking and Data Relay Satellite	追跡・データ中継衛星
TDRSS	Tracking and Data Relay Satellite System	追跡・データ中継衛星システム
TEA	Torque Equilibrium Attitude	トルク平衡姿勢
TKSC	TsuKuba Space Center	筑波宇宙センター
U-BIS	User Built-In Software	利用者組み込みソフトウェア
UOA	User Operations Area	ユーザ運用エリア
USB	unified S-band	ユニファイドSバンド
USOS	US Orbital Segment	米国提供要素
UT	Universal Time	世界標準時
VCU	Video Control Unit	ビデオ制御装置
VSW	Video Switcher	ビデオスイッチャ
WSGT	White Sands Ground Terminal	ホワイトサンズ地上局(米国)

4.2 参照、参考文書一覧

本書の作成で使用したホームページ、文書に加え、船外実験プラットフォームの利用希望者が船外実験装置開発時に適用すべき文書、及び参照、参考とすべきホームページ、文書一覧を以下に示します。

4.2.1 ホームページ一覧

- (1) きぼう日本実験棟
<http://kibo.jaxa.jp/>
- (2) SEDA-AP観測データ
http://seesproxy.tksc.jaxa.jp/fw/dfw/SEES/Japanese/Data/docs_ja/SEDAAP/SEDAAP_RealTimeGraph_world_map.htm
- (3) MAXI観測データ
<http://maxi.riken.jp/news/jp/>
- (4) NASA Reference Guide to the International Space Station
http://www.nasa.gov/mission_pages/station/news/ISS_Reference_Guide.html
- (5) NASA ISS Interactive Reference Guide
<http://www.nasa.gov/externalflash/ISSRG/>
- (6) NASA webpage: Earth and Space Science using ISS as a platform
http://www1.nasa.gov/mission_pages/station/science/nlab/platform.html
- (7) Overview of attached payload accommodations and environment on the international space station
http://www1.nasa.gov/pdf/190373main_TP-2007-214768.pdf
- (8) ISS PIMS microgravity data webpage
http://pims.grc.nasa.gov/pims_iss_index.html
- (9) ISS PIMS data examples of actual disturbances
<http://pims.grc.nasa.gov/pimsdb/index.cfm?method=Handbook.pimslist>
- (10) NASA Window Observation Research Facility
http://www.nasa.gov/mission_pages/station/science/experiments/WORF.html

4.2.1 適用文書

以下は、船外実験装置の開発に当たって適用される文書一覧です。実際に船外実験装置の開発を行う上では、これら適用文書を引用し、船外実験装置固有の条件を明確に示した各船

外実験装置個別の「船外実験装置開発仕様書」や、「JEM システム/曝露実験船外実験装置個別インタフェース管理仕様書(ICD)」を作成し、関係者が合意した上で開発に着手することになります。

なお、各文書の最新版は使用するときを確認してください。

【JAXA 文書】

- (1) NASDA-ESPC-1681 JEMペイロード安全・開発保証要求書
- (2) NASDA-ESPC-2562 JEMペイロードアコモデーションハンドブック(JPAH)
Vol.2 JEM 与圧部搭載ペイロード標準 ICD
- (3) NASDA-ESPC-2563 JPAH Vol.3 JEM曝露部/ペイロード標準ICD
- (4) NASDA-ESPC-2564 JPAH Vol.4 JEMマニピュレータシステム/ペイロード標準ICD
- (5) NASDA-ESPC-2565 JPAH Vol.5 JEM補給部曝露区/ペイロード 標準ICD
- (6) NASDA-ESPC-2566 JPAH Vol.6 JEMエアロック/ペイロード標準ICD
- (7) NASDA-ESPC-2567 JPAH Vol.7JEM通信プロトコル・管制サービス標準ICD
- (8) NASDA-ESPC-2857 HTVカーゴ標準インタフェース要求書
- (9) JSX-2000046 HTV Cargo Safety Requirements
- (10)NASDA-ESPC-2328 JEM運用管制システム/実験装置 標準ICD
- (11)NASDA-ESPC-1986 JEM管制機能共通仕様書 Vol.1
- (12)NASDA-ESPC-1987 JEM管制機能共通仕様書 Vol.2
- (13)NASDA-ESPC-1988 JEM管制機能共通仕様書 Vol.3

【NASA 文書】

- (1) NSTS-1700.7 Safety Policy and Requirements for payload using the ISS
Addendum
- (2) NSTS 07700 Space Shuttle System Payload Accommodations Volume
XIV
- (3) NHB 8060.1 Flammability, Odor and Offgassing Requirements and Test
Procedures for Materials in Environments That Support
Combustion
- (4) NSTS 22648 Flammability Configuration Analysis for Spacecraft Systems
- (5) SSP 30237 Space Station Electromagnetic Emission and Susceptibility
Requirements for Electromagnetic Compatibility
- (6) SSP 30238 Space Station Electromagnetic Techniques
- (7) SSP 30240 Space Station Grounding Requirements
- (8) SSP 30242 Space Station Cable/Wire Design and Control Requirements
for Electromagnetic Compatibility
- (9) SSP 30243 Space Station Requirements for Electromagnetic
Compatibility

(10)SSP 30245	Space Station Electrical Bonding Requirements
(11)SSP 30425	Space Station Program Natural Environment Definition for Design
(12)SSP 30426	Space Station External Contamination Control Requirements
(13)SSP 30482	Electric Power Specifications and Standards Volume 1 : EPS Electrical Performance Specifications
(14)SSP 30512	Space Station Ionizing Radiation Design Environment
(15)SSP 41165	Segment Specification for the Japanese Experiment Module
(16)SSP 42004	Mobile Servicing System to User (Generic) Interface Control Document
(17)SSP 50005	International Space Station Flight Crew Integration Standard (NASA-STD-3000/T)
(18)SSP 50036	Microgravity Control Plan
(19)SSP 52005	Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety-Critical Structures
(20)ANSI-Z-136.1	American National Standard for Safe Use of Lasers

4.2.3 参考・参照文書

(1) NASDA-ESPC-840	JEMシステム仕様書
(2) NASDA-ESPC-2560	JPAH本編
(3) JCX-95068	JEM環境条件規定
(4) JSX-2000046	HTV Cargo Safety Requirements
(5) SSP 41000	System Specification for The International Space Station
(6) SSP 30233	Space Station Requirements for Materials and Processes
(7) MSFC-HDBK-527	Materials Selections List for Space Hardware Systems
(8) MIL-STD-1553B	Military Standard Digital Time Division Command/Response Multiplex Data Bus NOTICE2
(9) MIL-STD-1522A	Standard General Requirements for Design and Operation of Pressurized Missile and Space Systems
(10)MIL-STD-454	Standard General Requirements for Electronic Equipments