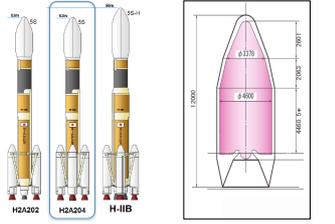


SPICAシステムの概要

村上 浩、高橋伸宏、川田光伸、中川貴雄(JAXA)、他 SPICAプロジェクトチーム

打上げロケット

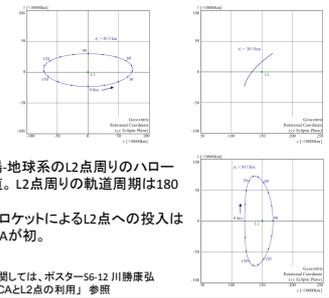


ロケットはH2A204を想定。当初は5S-Hフェアリングの使用を想定したが、5S-HはH2B専用であることが判明。現在は5Sフェアリングをベースラインとして設計。望遠鏡口径>3mを確保。

SPICA重量配分

	Mass [kg] (including system margins)
Payload Module	2500
Cryogenic Assembly	1200
Scientific Instrument Assembly	1100
Telescope Assembly	615
Focal Plane Instrument Assembly	262
SIA Warm Electronics	123
Cryogenic Electronics	100
Bus Module	1100
Sub Total	3400
Propellant (maximum capacity case >20% margin)	300
Total	3700

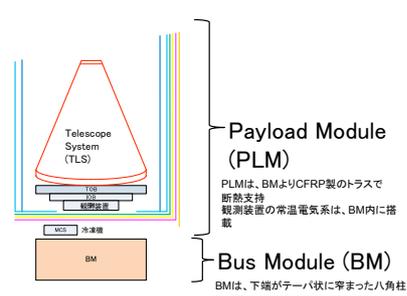
観測軌道



- 太陽-地球系のL2点周りのハロー軌道。L2点周りの軌道周期は180日。
- H2AロケットによるL2点への投入はSPICAが初。

軌道に関しては、ポスターS6-12 川藤康弘「SPICAとL2点の利用」参照

SPICAのコンフィギュレーション/構造



Payload Module (PLM)
PLMは、BMよりCFRP製のトラスで耐熱支持観測装置の常電気系は、BM内に搭載

Bus Module (BM)
BMIは、下端がテーパ状に窄まった八角柱

太陽電池パドル搭載位置

- 太陽電池パドルは、2種の搭載位置が検討されている。
- 衛星下向 (望遠鏡指向方向と反対側)
 - サンシールド上

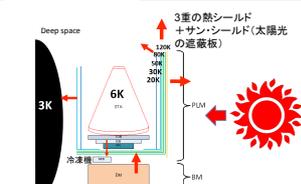
振動擾乱の分離

SPICAでは高い指向精度/安定度要求を満たすために慎重な擾乱管理が求められる。擾乱源である冷凍機(台座)とリアクション・ホイールに対しては、機械的なIsolatorにより擾乱分離を行うことを検討中。

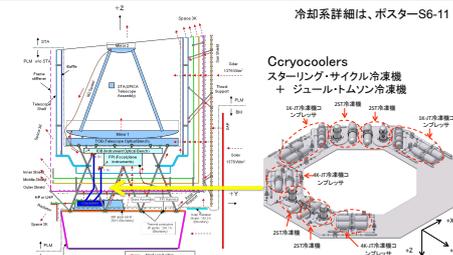
バスモジュールの熱制御

ペイロードモジュールの極低温冷却のために、バスモジュール上面温度<253K、バスよりペイロードへの熱伝達0Wなど、バスモジュールに対しては厳しいI/F要求がある。これらを満たす熱制御は成立する見込みであるが、バス機器の排熱方法(放熱面の場所・サイズ等)について、冷凍機の搭載方法や排熱方法と併せて、さらに検討中。

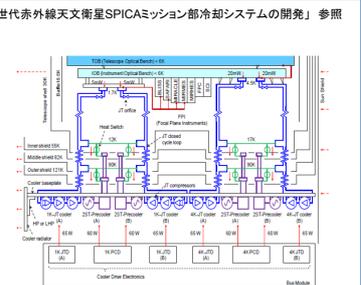
極低温冷却



- 液体ヘリウムは用いず、放射冷却と冷凍機により冷却
- 軌道投入の後に冷却。重い真空容器が必要(軽量で大口径の望遠鏡)
- 冷却期間が、液体ヘリウムの保持寿命に左右されない



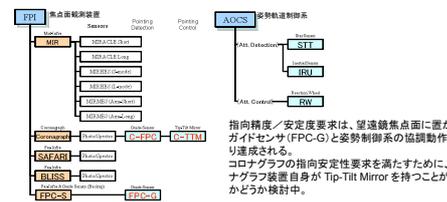
筑波13mpスペースチェンバ内に極低温シールドを追加して、冷却性能確認試験を行う。



冷却系詳細は、ポスターS6-11 杉田寛之等「次世代赤外線天文衛星SPICAミッション部冷却システムの開発」参照

姿勢制御系と指向精度要求

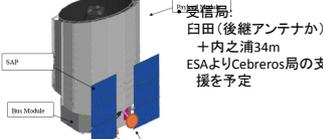
Pointing Mode	Pointing Accuracy [arcsec] (3σ)	Pointing Stability [arcsec, 0-P] (3σ)	Source of requirement
Attitude & Orbit Control Subsystem (ADCS) only	3σ	3 / 20 min 0.5 / 2 sec	coronagraph observations & Acquisition of stars by FPC-G
ADCS + Focal Plane Camera-Guided (FPC-G)	0.135	0.075 / 600 sec	Mid-Infrared (≥5μm) Spectroscopy Mid-Infrared Imaging
ADCS + Coronagraph FPC/Coronagraph Tip-Tilt Mirror	0.03 (0-P)	0.03 / 20 min	Coronagraph Observations



指向精度/安定度要求は、望遠鏡焦点面に置かれるガイドセンサ(FPC-G)と姿勢制御系の協調動作により達成される。コロナグラフの指向安定性要求を満たすために、コロナグラフ装置自身がTip-Tilt Mirrorを持つことが必要かどうか検討中。

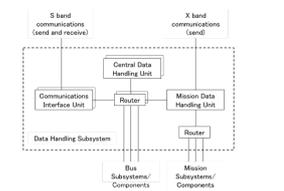
通信系・データ処理系とダウンリンク速度

- X帯(科学データの高速度ダウンリンク)+S帯(コマンドアップリンク)とHKダウンリンク
- X帯高速度ダウンリンク: 11 kbps
- High-Gainアンテナ: 2軸ジバ付付きで観測中もダウンリンク可能
- バックアップとしてMid-Gainアンテナ
- S帯
 - 低速のHKダウンリンク(2 kbps: 要求値)
 - コマンドアップリンク: 1 kbps (要求値)
- 将来の月L点ミッション(カテゴリーA、有人を含む)をターゲットに入れた、S/X帯対応のトランスポンダの使用を検討中(レポートによりサバイビリティ向上)



受信局: 臼田(後継アンテナか) 十内之浦34m ESAよりCabreros局の支援を予定

- データ処理系の仕様
- 観測データ発生レート: <4Mbps
 - データレコーダ容量: 48 Gbytes
 - データ収集 タイミング精度: <1 s
 - リアルタイムコマンド + タイムラインコマンド
 - コンテンツジェネシー用に自立化コマンド
 - 機器間のI/F: SpaceWireを採用



電源系

現設計における電源系仕様は以下の通り

機器	台数
SAP (セル)	一式
SAP (パドル)	衛星下面の場合1翼、サンシールド上の場合2翼
PCU	1台
SHNT	メーカー提案により2台、または4台
BAT	1台

項目	補元
バス電圧制御方式	デジタル方式、またはアナログ・デジタル併用シャント方式
シャント能力	バス電圧範囲: 32 V ~ 52 V
3.2kW	
バッテリー	リチウムイオンバッテリー、23.5 Ah または、サブバイバリティを考慮して 100 Ah 最大放電電力量: 400 Wh
SAP 発生電力	2.8 kW (EOL) 太陽光入射角: 30 deg

2次推進系

- L2ハロー軌道への投入 + リアクションホイールのアンローディング
- 最もシンプルな1液 (Hydrazine)・ブローダウン方式

Operation Item	Requirement	Rectal
On Propulsion System		
Max Impulse	6000 [N] / 1 time	AV = 25.1 [m/s] or more
Impulse Resolution	20 [N] or less	AV = 0.01 [m/s] or less
Max Torque	6 [Nm]	
Angular Momentum	0.1 [Nm/s]	
Direction of Transversal Force	±1 Coordinate Coordination	
Mission Life	5 years	
Propulsion System	Monopropellant (Hydrazine) / Blowdown	EPS Bladder / Diaphragm
Transfer Configuration	2N Transfer x 8	23N Transfer x 4
Specific Impulse	210 [s] / 23N transfer	Continuous Combustion
Propellant weight	250 [kg]	
Propulsion System Weight	83 [kg]	10% Margin

